

LA
CONSTRUCTION
DES AVIONS

PAR

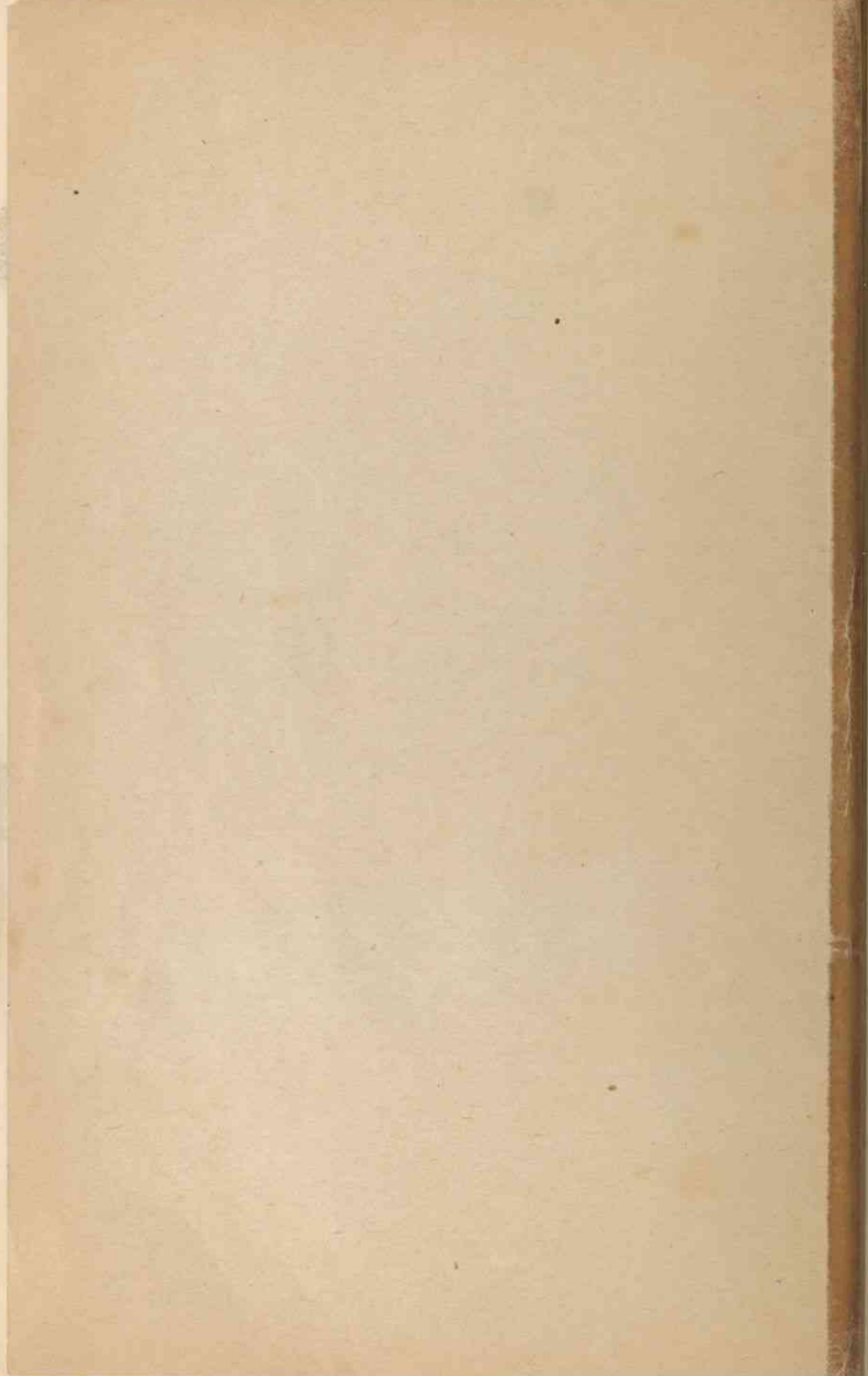
M. SUFFRIN-HÉBERT

Ingenieur au corps de l'Aéronautique

M. JULES JARRY

Ingenieur E. S. A.

PROFESSEURS A L'ÉCOLE SUPÉRIEURE D'AÉRONAUTIQUE



LA
CONSTRUCTION
DES AVIONS

A LA MÊME LIBRAIRIE

HUGUET. — LA CONSTRUCTION DES AVIONS.

BREGUET. — STABILITÉ LONGITUDINALE DES AVIONS.

SOULAGES. — CALCUL DES EFFORTS ET DE LA RÉSISTANCE DES
MATÉRIAUX DANS LA CONSTRUCTION DES AVIONS.

RICHARD (P. et M.). — RÉOLUTION AÉROMÉCANIQUE DU PROBLÈME
GÉNÉRAL DE L'AVION.

WITOSZINSK. — LA MÉCANIQUE DE PROFIL D'AVIATION.

SOREAU (R.). — THÉORIE DU VOL DES AVIONS.

EIFFEL. — NOUVELLES RECHERCHES SUR LA RÉSISTANCE DE BAN
DE L'AVIATION FAITES AU LABORATOIRE D'AUTEUIL.

EIFFEL. — ÉTUDES SUR L'HÉLICE AÉRIENNE.

EIFFEL. — RÉSUMÉ DES PRINCIPAUX TRAVAUX EXÉCUTÉS PENDANT
LA GUERRE.

Tous droits de traduction
et de reproduction réservés
pour tous les pays

LA
CONSTRUCTION
DES AVIONS

PAR

M. SUFFRIN-HÉBERT

Ingenieur au corps de l'Aéronautique

M. JULES JARRY

Ingenieur E. S. A.

PROFESSEURS A L'ÉCOLE SUPÉRIEURE D'AÉRONAUTIQUE

CONSTITUTION
GÉNÉRALE DES AVIONS
MATIÈRES PREMIÈRES
PRINCIPES GÉNÉRAUX
DE CONSTRUCTION

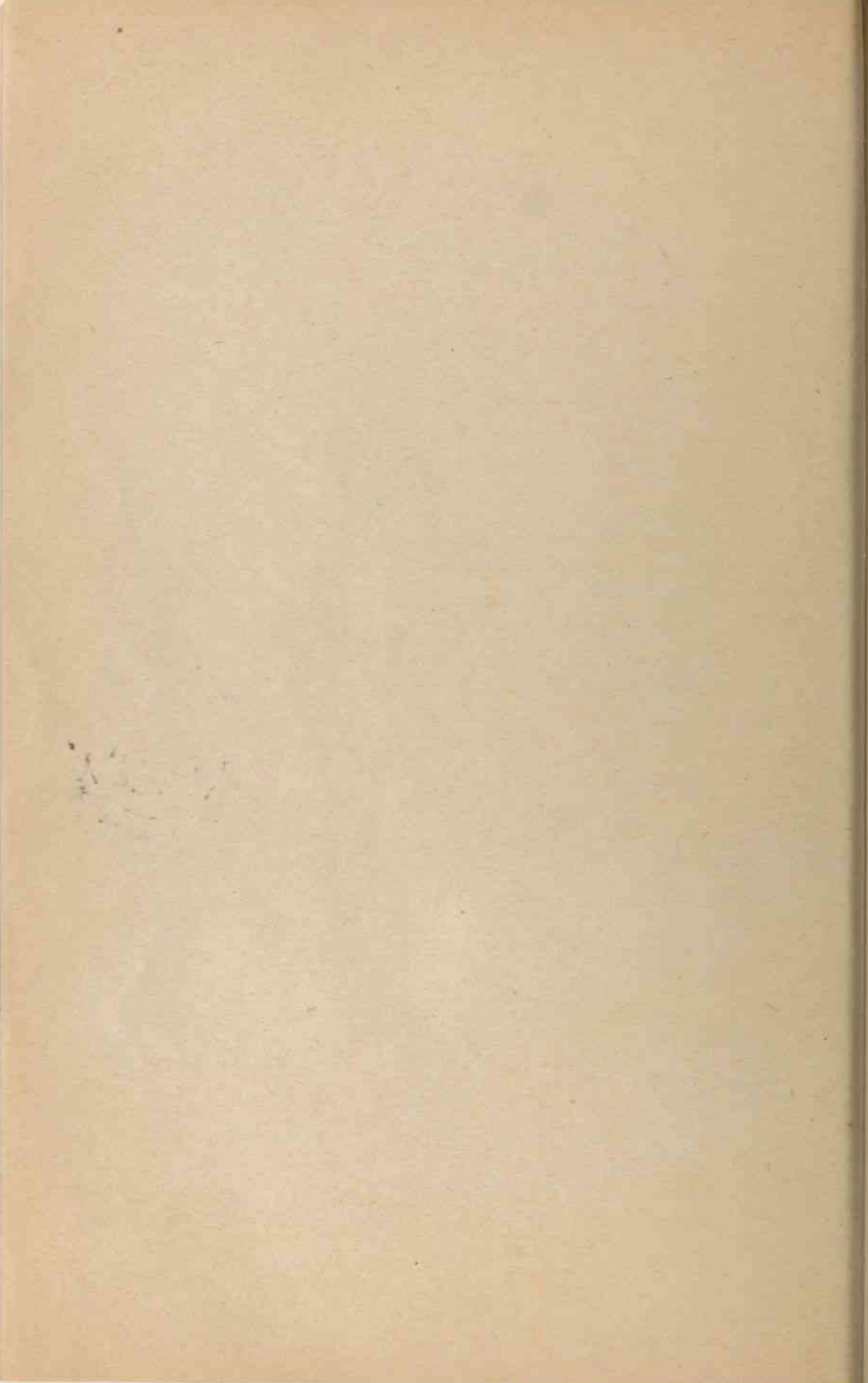


LIBRAIRIE AÉRONAUTIQUE

ÉTIENNE CHIRON ÉDITEUR

40, rue de Seine, 40

PARIS



PRÉFACE

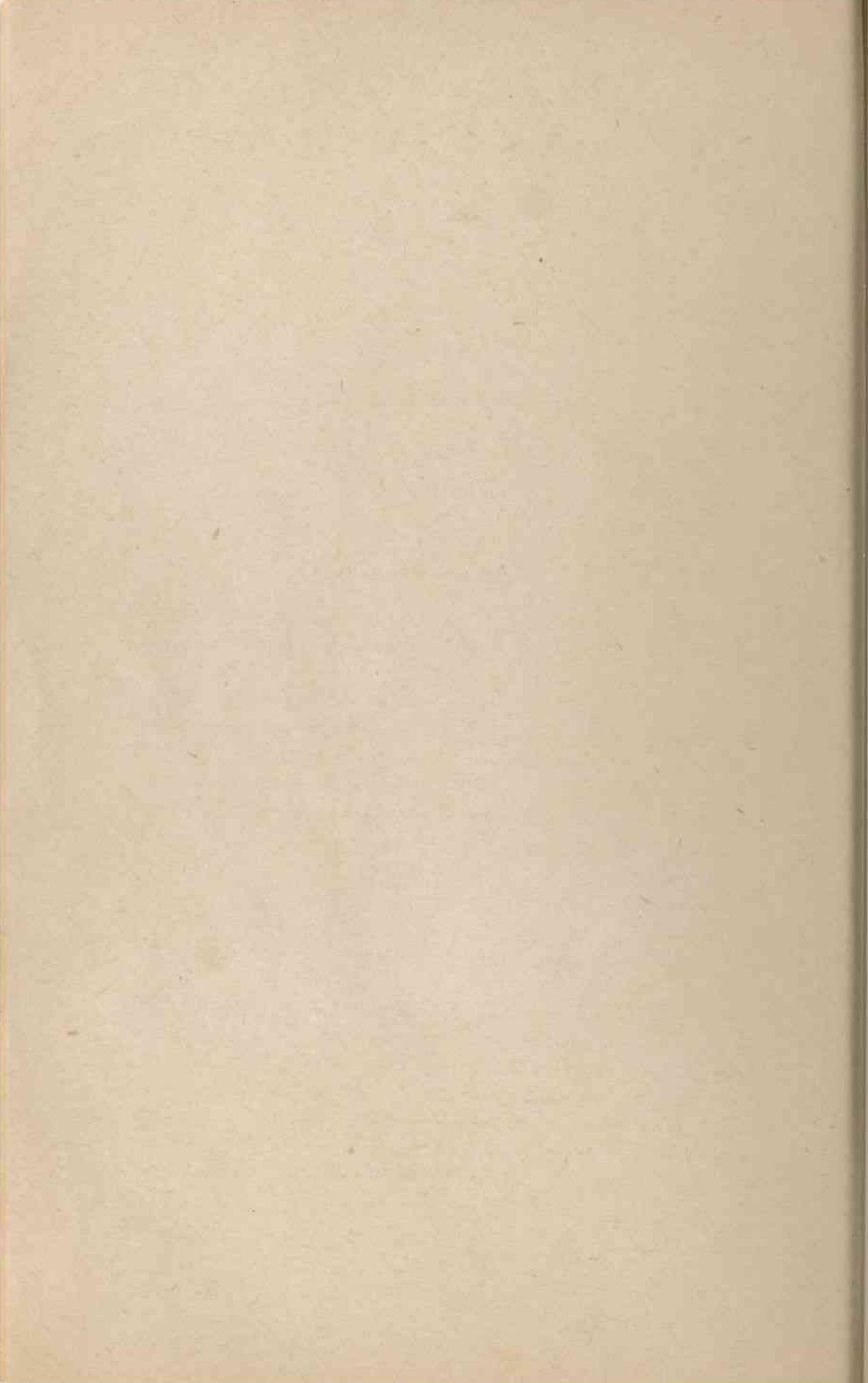
L'art d'utiliser la matière est sans doute plutôt le résultat de l'expérience et de l'usage de l'atelier que le fruit de l'enseignement livresque. La construction d'un avion met en œuvre des matières premières si nombreuses et fait appel à des procédés d'usinage si divers, que nous n'avons pas la prétention d'en vouloir enseigner la technique.

Notre ouvrage est donc modestement un simple livre de technologie, sorte de dictionnaire à l'usage des nouveaux venus à l'aviation.

Nous nous sommes toutefois efforcés, en extrayant des cahiers des charges, des règlements officiels et des bulletins techniques du S. T. Aé. les règles et les enseignements qu'ils renferment, de grouper le plus de renseignements possibles utiles à l'Ingénieur.

De même nous avons pensé qu'il n'était pas sans intérêt de montrer les diverses réalisations d'une même partie de l'avion ; malgré leur diversité, toutes les solutions dérivent de quelques types simples et s'inspirent des mêmes principes généraux.

Bien qu'il s'adresse plus particulièrement aux élèves de l'École Supérieure d'Aéronautique et de Constructions mécaniques, nous espérons donc que notre ouvrage, soit par les chiffres, soit par les descriptions qu'il donne, rendra parfois service à l'Ingénieur. S'il y parvenait, nous nous estimerions largement récompensés de notre effort.



LA CONSTRUCTION DES AVIONS

CHAPITRE PREMIER

LA CONSTITUTION GÉNÉRALE DES AVIONS

I. — Définitions générales

Un avion, de quelque type qu'il soit, se compose des trois ensembles principaux suivants : le *planeur*, les *groupes motopropulseurs*, les *aménagements*.

On s'occupera plus particulièrement dans cet ouvrage du planeur proprement dit. On n'envisagera l'étude des groupes moto-propulseurs en particulier qu'au point de vue de leur fixation à l'avion et du montage de leurs commandes et accessoires. Quant aux aménagements on s'en tiendra à la description succincte des principaux instruments employés en aviation et à la façon dont ils sont disposés sur les appareils.

Le planeur d'un avion comprend toujours :

1° des surfaces *sustentatrices* ou *voilures* ;

2° des *gouvernes* : surfaces de manœuvre ou de stabilisation destinées à assurer la stabilité de l'appareil et à permettre les manœuvres en profondeur et en direction.

3° un ou plusieurs *fuselages* ou *nacelles* servant à porter le ou les moteurs et leur hélice, les réservoirs d'essence et d'huile, l'équipage, les passagers et d'une façon générale le poids utile.

4° l'*atterrisseur* : ensemble des organes qui permettent le déplacement de l'avion au sol soit au moment de l'envol soit à l'atterrissage.

5° les *commandes* dans lesquelles on distinguera les commandes de manœuvre des gouvernes : empennages ou ailerons et les commandes des groupes moto-propulseurs et de leurs accessoires.

Les différents types d'avions se classent par le nombre d'ailes superposées qui constituent leur voilure. Les appareils qui n'ont qu'un plan d'aile s'appellent des *monoplans* ; ceux qui ont plusieurs ailes superposées s'appellent, d'une façon générale, des *multiplans* : qui prennent le nom particulier de *biplans* dans le cas de deux ailes, *triplans* dans le cas de trois et ainsi de suite. Le monoplan est, à priori, le type d'appareil qui vient le plus naturellement à l'esprit, ne serait-ce que par l'instinct d'imitation qui a incité les premiers chercheurs à copier les formes de l'oiseau. D'ailleurs la première machine plus lourde que l'air qui ait effectivement volé, l'Avion d'Ader, était un monoplan.

Mais, étant donné que les surfaces sustentatrices d'un avion se composent toujours de deux demi-voilures en porte à faux de part et d'autre d'un fuselage ou d'un bâti-central, on conçoit qu'il soit plus difficile de construire solidement un monoplan qu'un biplan, par exemple, dont les deux ailes superposées et réunies par des mâts convenablement haubannés constituent une poutre rigide de grande hauteur qui peut donc avoir l'inertie suffisante pour résister aux efforts de flexion dus aux actions de l'air.

C'est pourquoi la construction monoplane a été longtemps réservée aux appareils de petites dimensions et d'un faible poids total, tandis que les appareils les plus répandus étaient et sont encore des multiplans et plus spécialement des biplans. Ce n'est que l'emploi des profils d'aile de grande épaisseur et les progrès de la technique de la construction qui ont permis de revenir à la formule monoplane pour les appareils de fort tonnage.

II. — L'aile. Son choix. Sa forme.

Avant toute autre étude, calculs de résistance des matériaux ou détails de construction, l'ingénieur doit procéder à l'étude aérodynamique de l'avion. Cette étude se fait en utilisant les résultats obtenus au tunnel sur des modèles réduits d'aile, ou, mieux, sur une maquette de l'avion complet. Cette étude conduit par application des lois de l'aérodynamique à l'adoption d'un profil d'aile déterminé en même temps qu'elle permet, pour un programme de performances donné, de déterminer la surface de la voilure, les dimensions de l'avion et son poids total, le plafond et les vitesses aux diverses altitudes.

Le choix de l'aile est imposé par des *conditions de construction* et des *conditions de performances*.

1° La structure générale d'une aile comporte toujours, comme il sera dit par la suite, une charpente travaillant à la flexion sous l'action des réactions de l'air. Il y aura donc économie de poids s'il est possible de loger à l'intérieur de l'aile des membrures aussi hautes que possibles de façon à ce qu'elles aient un grand moment d'inertie.

Il y aurait intérêt au point de vue construction à utiliser des ailes de forte épaisseur. On mesure l'épaisseur d'un profil d'aile par le rapport en % de sa plus forte épaisseur à sa profondeur.

Les ailes minces ont une épaisseur d'environ 5 % de la profondeur ; les ailes moyennes vont de 7 à 12 %, les ailes épaisses atteignent jusqu'à 20 % d'épaisseur et au-delà.

Malgré l'avantage constructif que présenteraient les ailes épaisses, il peut y avoir intérêt au point de vue aérodynamique à leur préférer des ailes minces ou moyennes. En particulier quand deux ailes épaisses sont superposées, elles ont une forte interaction l'une sur l'autre. Aussi dans la construction multiplane, il semble qu'il faille éviter d'employer de ailes épaisses en raison de leur interaction réciproque que l'on ne saurait éviter que par des entreplans considérables et incompatibles avec une construction robuste. Aussi emploie-t-on de préférence des ailes moyennes et réserve-t-on en général les ailes épaisses pour les monoplans.

2° Les performances généralement imposées à un avion sont : sa vitesse d'atterrissage, son plafond et sa vitesse à l'attitude d'utilisation. Ces conditions, sous réserve d'un calcul plus complet des performances, permettent de choisir le profil le meilleur parmi un certain nombre d'ailes dont la polaire a été établie par les essais au tunnel. On procédera par exemple de la façon suivante :

La vitesse d'atterrissage d'un avion peut être approximativement calculée en supposant que l'avion vole horizontalement au sol sous l'angle du maximum de portance.

L'équation de sustentation au sol

$$(1) \quad P = K_y S V^2$$

où S est la surface de l'avion en m², P son poids en kilogrammes et V, sa vitesse en m/s permettra donc de connaître le K_y maximum que doit avoir la polaire pour obtenir une vitesse d'atterrissage donnée.

D'autre part une des équations du vol horizontal des avions est la suivante :

$$(2) \quad \mu_1^{3/2} = \frac{1}{75\varrho} \frac{\Pi}{T_0} \left(\frac{\Pi}{S}\right)^{1/2} \frac{R_x}{R_y} \left(\frac{1}{K_y}\right)^{1/2}$$

La fonction $\mu_1^{3/2}$ est une fonction décroissant avec l'altitude. Le plafond correspond donc, en première approximation et en se fixant une valeur approchée du rendement ϱ de l'hélice. Au minimum de la fonction $\frac{R_x}{R_y} \left(\frac{1}{K_y}\right)^{1/2}$ dont la valeur se trouve imposée par l'équation (2).

Ayant choisi un certain nombre d'ailes qui satisfassent aux équations (1) et (2), on retiendra l'aile la plus fine, c'est-à-dire celle qui, à l'altitude d'utilisation, donnera le K_y nécessaire imposé par la relation :

$$(3) \quad P = K_y SV^2 \mu_1$$

pour la plus faible valeur du rapport $\frac{K_x}{K_y}$.

Le calcul exact des performances fait avec ce profil aura toutes chances de conduire aux résultats cherchés.

On voit donc que toutes les ailes n'ont pas les mêmes qualités : certaines atteignent des K_y élevés et sont dites *ailes porteuses* ; d'autres, très fines, permettent de grandes vitesses de vol et sont dites *ailes de vitesse*.

Le tracé du profil a une très grande importance vis à vis de ces diverses qualités, mais il n'existe aucune loi théorique qui permette de tracer à coup sur le profil optimum ; seuls les essais au tunnel donnent tous les renseignements utiles à cet égard. Les théories de Joukowski ou de Witozinski donnent seulement une méthode analytique de tracer des profils d'aile et permettent d'étudier mathématiquement la valeur et la position de la poussée, et encore les résultats obtenus par le calcul ne cadrent-ils pas toujours avec les résultats expérimentaux.

Un profil d'aile a toujours la forme indiquée sur la figure 1. La face supérieure de l'aile ou extrados est toujours convexe, la face inférieure ou intrados est tantôt concave, tantôt plate, tantôt convexe.

Les essais au tunnel ont montré que les ailes plates ou biconvexes sont en général des ailes de vitesse et que le déplacement de leur centre de poussée est faible.

Par contre, les ailes creuses sont en général plus porteuses, souvent moins fines et ayant de plus grands déplacements du centre de poussée.

Le déplacement du centre de poussée a une importance considérable au point de vue de la construction des avions. On doit en effet calculer la



FIG. 1.

résistance de la charpente de l'aile dans les différents cas de vol où le centre de poussée est soit à sa position extrême-avant, soit très en arrière comme c'est le cas pour le vol horizontal à la vitesse maxima au sol. Le calcul de cette charpente sera d'autant plus facile et son poids de construction d'autant plus faible que les forces appliquées se déplaceront moins par rapport à cette charpente. On est arrivé à trouver des profils d'aile qui ont un centre de poussée fixe quels que soient les angles d'attaque. Ce résultat quant à présent semble obtenu au détriment de la portance et de la finesse. Cependant, l'emploi de ces ailes pourrait être particulièrement intéressant, dans certains cas.

Le bord de l'aile qui pénètre dans l'air s'appelle le *bord d'attaque*, le bord opposé : *bord de fuite*. Ce dernier est toujours aussi effilé que possible ; quant au bord d'attaque, si son tracé influe beaucoup sur la polaire de l'aile, aucune loi ne permet d'en déterminer la forme optimum à coup sûr.

Les ailes ont en général, en plan, une forme rectangulaire à bords plus ou moins arrondis.

On appelle *allongement* le rapport de l'*envergure* à la *profondeur*. Les expériences au tunnel ainsi que les théories allemandes de Prandtl et de Munk établissent que la polaire d'une aile est d'autant meilleure que son allongement est plus grand.

D'après Prandtl, en effet, la traînée d'une aile d'allongement a , se déduit de celle de l'aile d'allongement infini par la formule :

$$C_x = C_{x\infty} + \frac{1}{\Pi a} C_z^2. \text{ (Étant entendu que } C_z = 1600 K_x \text{ et } C_y = 1600 K_y \text{)}$$

Le terme $\frac{1}{\Pi a} C_z^2$ s'appelle la traînée induite. Si on traduit ce terme correctif par des courbes en fonction de C_z on trouve une famille de para-

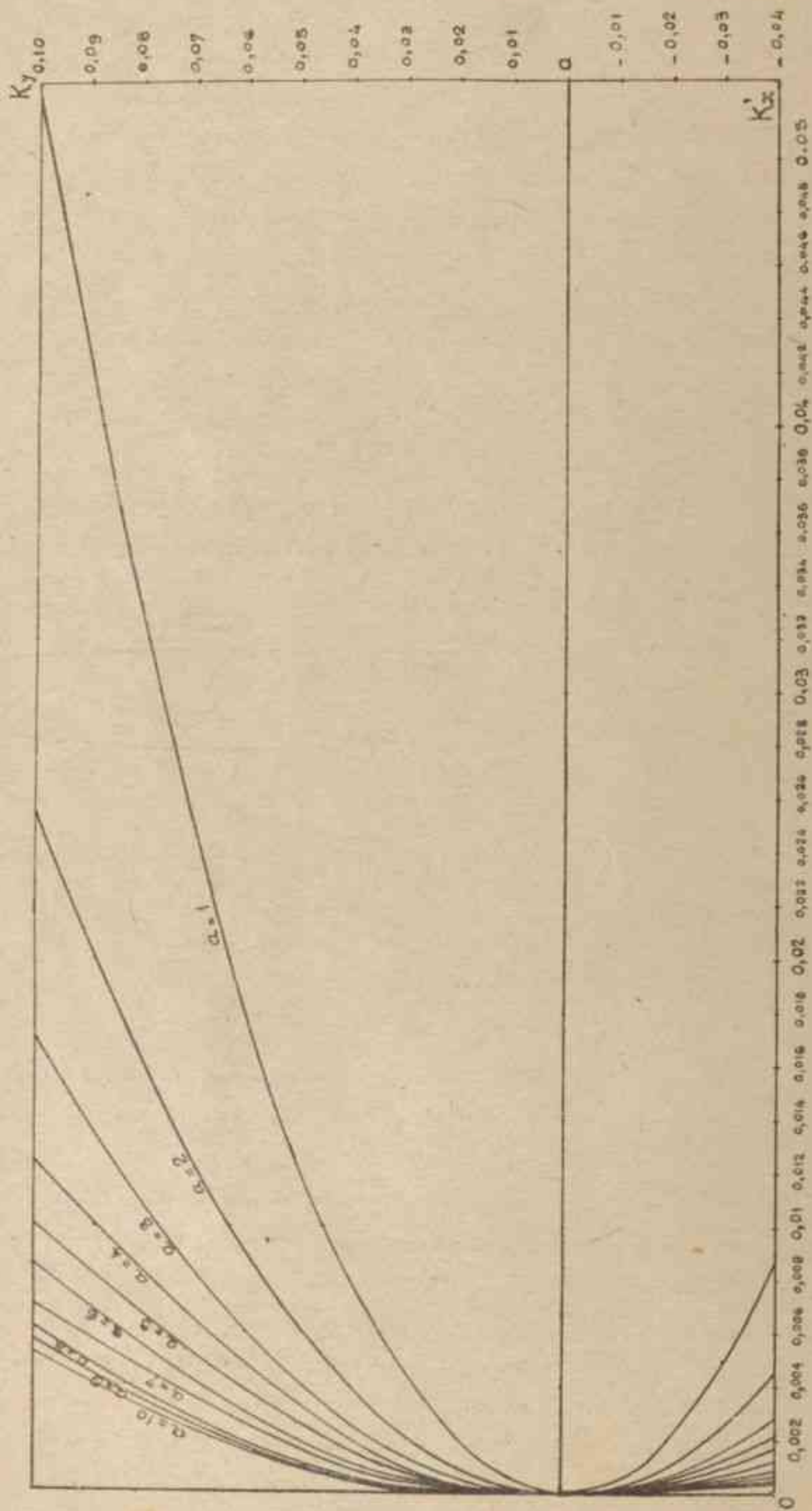


FIG. 2.

boles tangentes à l'origine et dont le paramètre est proportionnel à a . On voit donc que pour un C_z donné la trainée induite qui s'ajoute à la trainée idéale de profil est d'autant plus faible que l'allongement a est plus grand. Cependant l'examen des courbes montre également que, pour les C_z usuels du vol, la différence de trainée induite entre deux allongements donnés décroît rapidement quand ces allongements augmentent.

Aussi n'a-t-on pas intérêt à exagérer l'allongement des ailes qui a pour conséquence de rendre leur construction de plus en plus difficile. Les allongements généralement employés sont voisins de 6 ou de 7. Certains avions cependant ont des allongements très supérieurs, exemple le Gourdou du record d'altitude (9), le Nieuport d'altitude, l'avion C. P. A. Bn4 (11).

On utilise assez fréquemment, spécialement dans les monoplans, des ailes de forme trapezoïdale. Cette forme est avantageuse pour la construc-

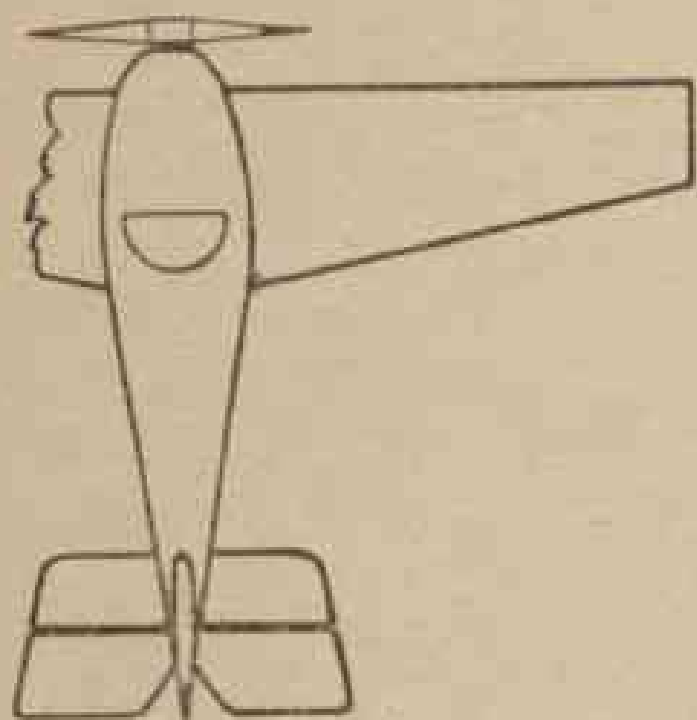


FIG. 3.

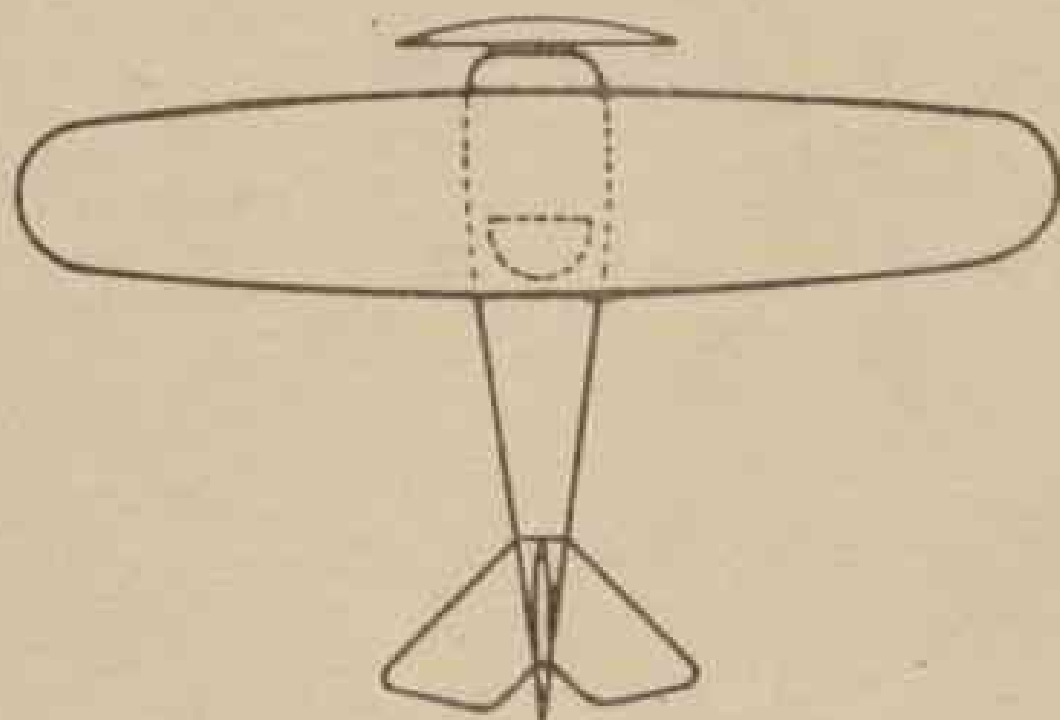


FIG. 4.

tion et, d'autre part, les essais au tunnel ont montré que ces ailes se comportent à peu près comme si elles avaient l'allongement correspondant à leur plus petite profondeur.

Le contour de l'aile a également une influence sur ses qualités aérodynamiques. Les allemands ont établi des formules qui permettraient de tenir compte de ce contour pour le tracé de la polaire. Le contour qui aurait le meilleur rendement aérodynamique serait un contour elliptique, le grand axe dirigé dans le sens de l'envergure, le petit axe dans le sens de la profondeur. Cette forme d'aile est très employée aux États-Unis : c'est celle du biplan Navy Curtiss qui a détenu pendant quelque temps le record du monde de vitesse. Cependant cette forme a l'inconvénient de compliquer la construction et d'être plus coûteuse pour la fabrication de série.

Certains constructeurs, comme Farman, adoptent par raison d'économie la forme rigoureusement rectangulaire (Goliath). D'autres donnent à l'aile une forme fuyante, le bord de fuite étant plus long que le bord d'at-

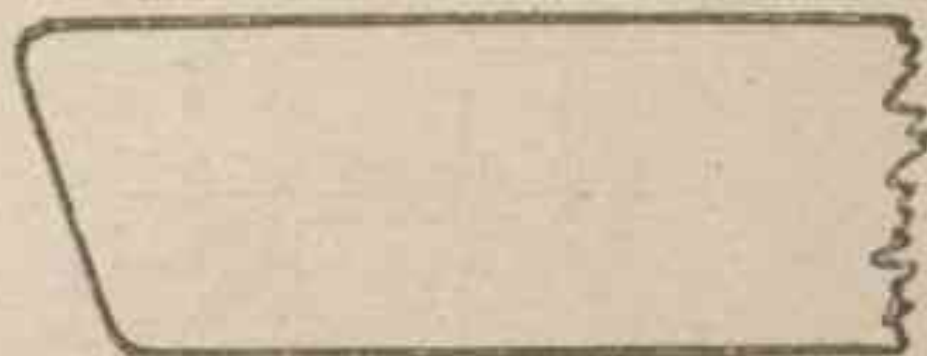


FIG. 5.

taque (Caudron-Bréguet 19, Morane AR). On a admis longtemps en France l'existence de *pertes marginales* à l'extrémité des ailes et on pensait que cette dernière forme était de nature à en diminuer l'importance. En fait les mesures de pression faites au tunnel le long d'une aile ne permettent pas de conclure à ces pertes marginales.

L'écoulement de l'air est troublé au voisinage de l'extrémité de l'aile mais à l'extrémité même la portance n'est pas négligeable et pour certains angles d'attaque est du même ordre que pour le reste de l'aile.

Structure de l'aile.

Dans les types de construction courants, une aile d'avion comprend deux parties essentielles : la *membrure* et le *revêtement*.

La membrure est la charpente intérieure destinée à résister aux efforts produits par les réactions de l'air sur la voilure. Le revêtement, rapporté sur cette charpente, assure la forme du profil et répartit les réactions de l'air en tous les points de la membrure. La membrure est en général constituée par une poutre en treillis formée par deux *longerons* longitudinaux disposés suivant l'envergure et un certain nombre de traverses ou d'*entretoises*, le tout rendu indéformable par un haubannage en Croix de Saint-André fait de câbles de *corondes* à piano.

Sur les longerons, sont enfilées les *nervures* destinées à assurer le profil de l'aile et permettant la fixation du revêtement. Ce dernier est le plus souvent constitué par de la toile de lin enduite et vernie.

Dans certains appareils (de Marçay, Hanriot Cap2, Multiplace Dewoitine), la structure de l'aile est obtenue par un seul longeron. En fait pour éviter la torsion de l'aile en vol par suite des déplacements du centre de

poussée aux différents angles d'attaque, ainsi que pour soutenir convenablement les nervures, on est conduit à contreventer l'aile à l'aide de deux faux-longerons placés de part et d'autre du longeron principal et convena-

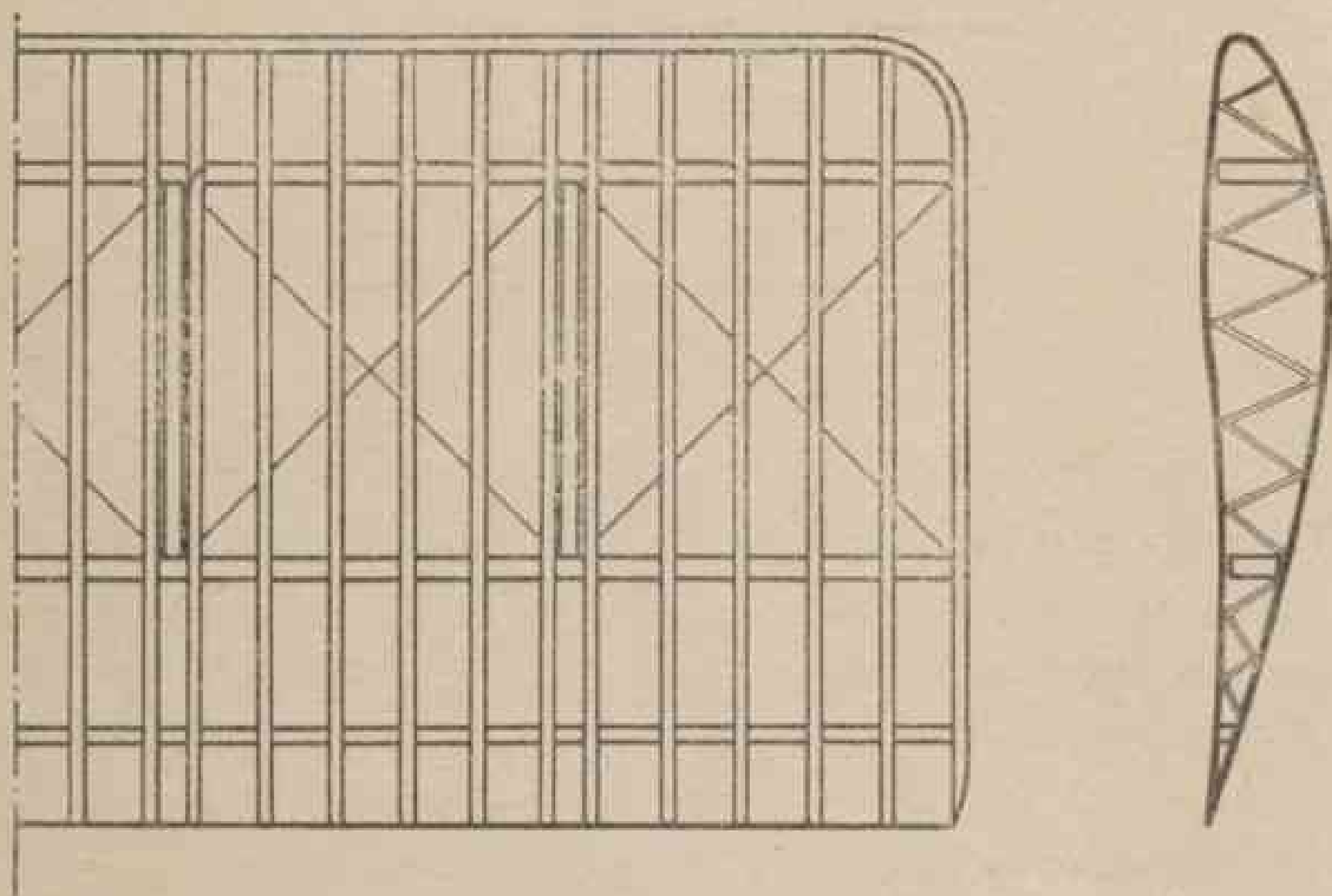


FIG. 6.

blement reliés à la mâture. Ce type de construction conduit donc pratiquement à trois longerons si on vérifie effectivement la résistance de l'aile pour les positions extrêmes du centre de poussée.

Sur d'autres appareils (Bréguet XX, Latécoère VI, Bernard, Junker) les ailes sont à plusieurs longerons, 3, 7, 9 et même 11. La multiplicité des longerons est avantageuse dans le cas où le revêtement, au lieu d'être en toile enduite, est en contreplaqué, ou en tôles d'alliage léger d'aluminium : on peut, de la sorte, mieux appuyer le revêtement qui, n'ayant pas comme dans le cas de la toile enduite une tension initiale qui assure sa raideur, a besoin d'être mieux soutenu.

Dans ce cas, on arrive parfois à supprimer les nervures soit qu'on les remplace par un simple lattis servant concurremment avec les longerons à la fixation du revêtement (Latécoère 6), soit que les longerons soient répartis le long du profil de manière à rendre les nervures inutiles (Junker, Dyle et Bacalan 20). Les longerons peuvent même ne servir que d'éléments raidisseurs quand c'est le vêtrement qui est l'organe principal de la résistance (avions de chasse Bernard bois ou métal, Zeppelin de Staaken).

III. — Caractéristiques générales du planeur d'un multiplan

Nous examinerons particulièrement le cas des biplans, les triplans et quadruplans étant sensiblement moins fréquents.

1° LA CELLULE BIPLANE

La voilure d'un biplan est constituée par deux ailes superposées, réunies entre elles par des *mâts*, l'ensemble étant rendu indéformable par un haubannage en Croix de Saint-André fait de cables, cordes à piano ou de haubans fuselés. Cet ensemble porte le nom de *cellule*.

En *projection horizontale*, la cellule biplane affecte la forme sensiblement rectangulaire de l'aile à angles plus ou moins arrondis (Farman 60, Blériot 115) ou terminée en pointe (Bréguet 14). Les essais au tunnel montrent que, dans les multiplans, les plans superposés se gênent mutuellement et que les différents plans n'ont pas la même portance, même quand ils ont le même profil et le même calage. La portance relative des divers plans dépend de leur angle d'attaque et de leur position relative. Elle dépend notamment de l'écartement des plans entre eux qui ne devrait pas être inférieur à 1 fois la profondeur. Elle dépend également de la position des plans en profondeur les uns par rapport aux autres appelée *décalage*. La figure 7 donne dans le cas particulier des biplans à ailes égales et ayant un entreplan normal, le rapport des portances du plan inférieur et du plan supérieur en fonction du décalage dans le cas des grands et des faibles angles d'attaque. Pour les multiplans, les essais au tunnel conduisent à admettre simplement que les portances relatives des ailes sont les suivantes : aile supérieure 1,2, aile inférieure 1, ailes intermédiaires 0,8.

Pour diminuer les interactions, on réduit souvent l'importance du plan inférieur, soit en profondeur, soit en envergure, soit plus généralement en faisant varier à la fois ces deux dimensions, de façon à conserver un bon allongement (Potez 25, S. E. C. M. 12, Nieuport 29).

Cependant, par raison d'économie et de simplification de la construction, beaucoup d'avions ont leurs deux ailes égales, l'écartement des plans étant choisi de façon à éviter une trop grande interaction (Goliath-Farman, Farman 140). Il existe même des avions dont l'aile inférieure a une

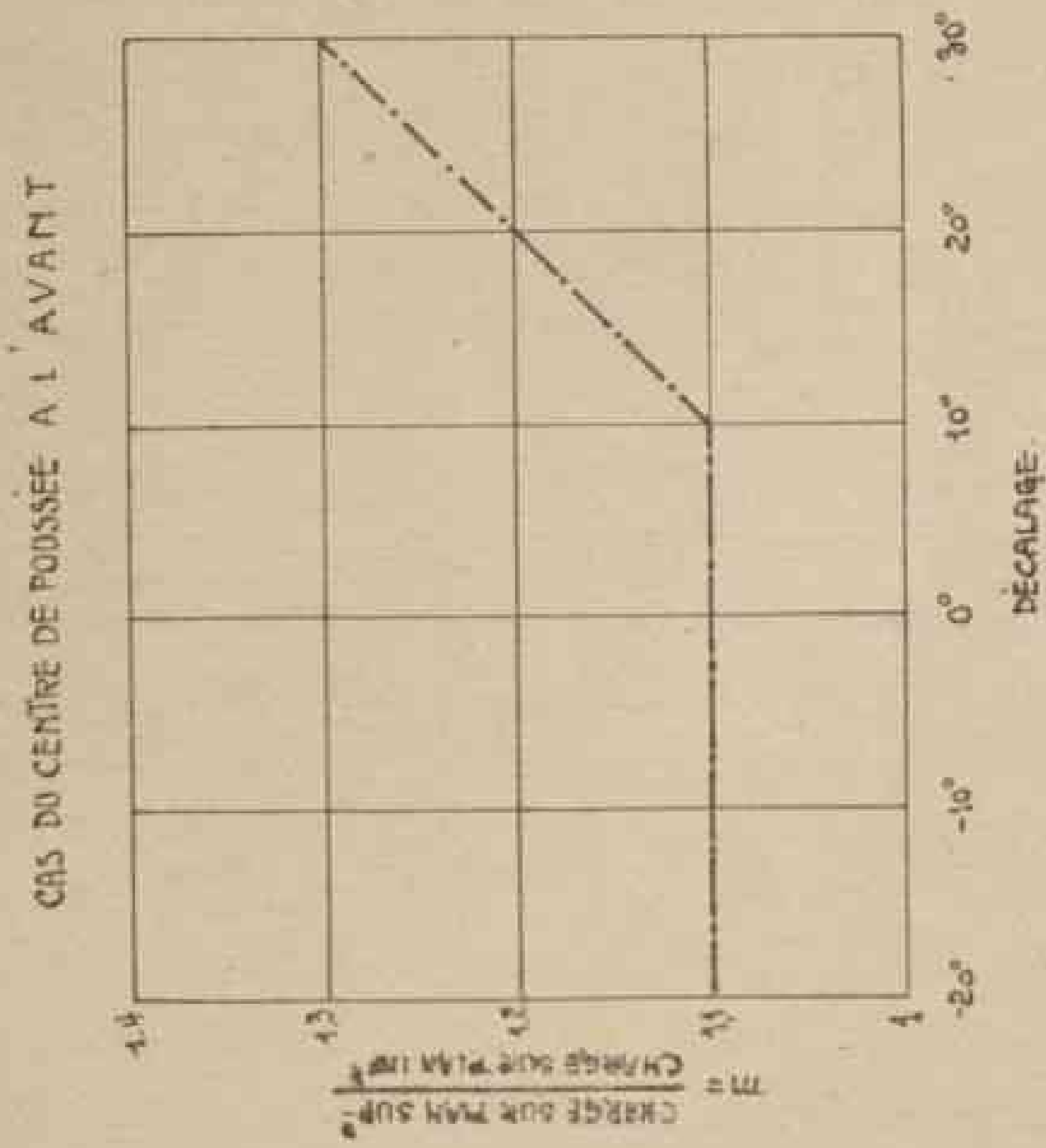


FIG. 7. — Distribution des charges entre les ailes d'un biplan.

envergure plus grande que l'aile supérieure (Fiat). Cette forme est avantageuse au point de vue de la résistance des matériaux et de l'interchangeabilité, car elle permet d'avoir des $1/2$ ailes supérieures et inférieures égales. Dans certains avions, les ailes forment parfois en plan un léger V ayant sa

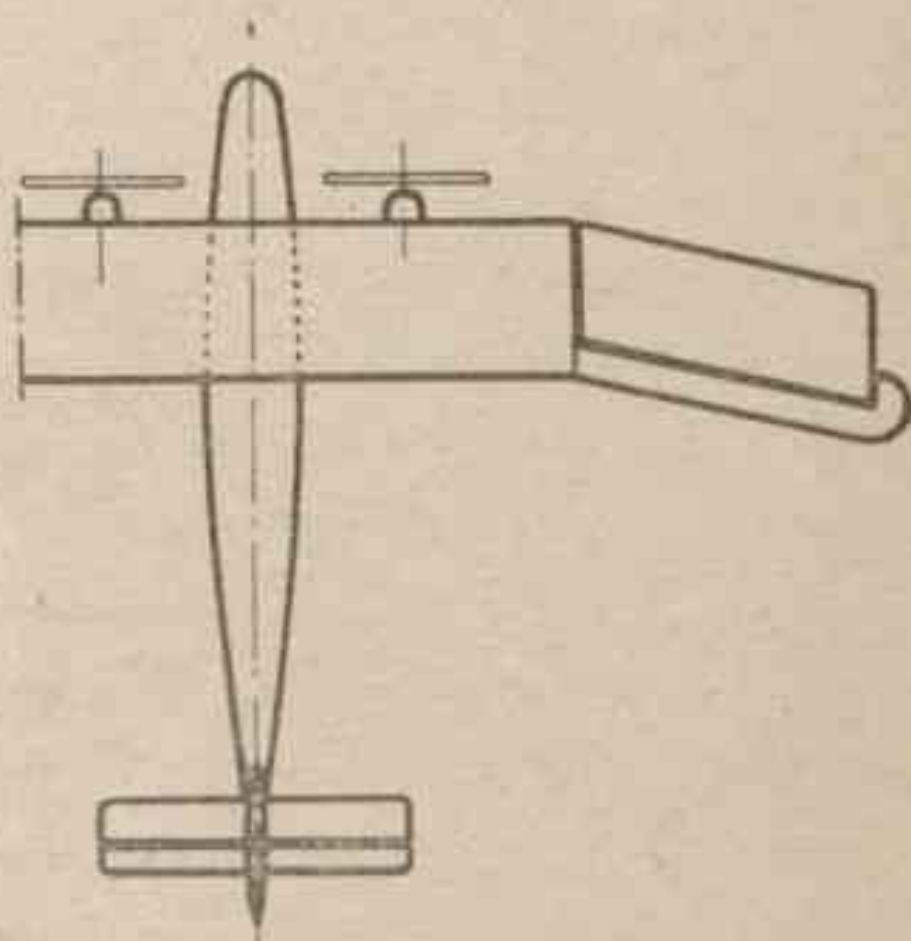


FIG. 8.

pointe en avant (Bréguet 14). Cette forme de la cellule n'améliore pas sensiblement la pénétration et a pour effet de compliquer la construction, cependant elle peut servir à faciliter le centrage ainsi qu'à améliorer la visibilité des différents postes d'un avion militaire. Dans le cas d'un avion quadrimoteur ayant ses moteurs deux à deux en tandem de part et d'autre du fuselage, il peut même être indispensable d'adopter une cellule de cette forme pour avoir un bon centrage (Schneider, Latécoère 6).

Vue de face, la cellule d'un biplan présente, en général, ses deux ailes droites et parallèles. (Farman 60, Blériot 115). Cependant, pour améliorer la stabilité au roulis on donne parfois aux deux demi-ailes un léger V de 2 à 5 %. Ce V peut être donné aux deux plans supérieur et inférieur (Bréguet 14), ou soit au plan supérieur seulement (Bréguet 16), soit au plan inférieur seulement (Nieuport 29). Le rôle de ce V est très important, surtout sur les gros appareils dont il améliore la stabilité transversale. Sur la plupart des avions, c'est le V pointe en bas, qui assure la stabilité, mais l'inclinaison relative à donner aux ailes dépend de l'inclinaison de l'axe de roulis et il peut exister des avions pour lesquels ce soit le V pointe en haut qui soit stabilisateur (Béchereau).

Vue de côté, la cellule peut être *droite*, c'est-à-dire que les ailes sont exactement superposées (Goliath), ou *décalée* : vers l'avant si le plan supé-

rieur est en avant du plan inférieur (Spad) ou vers l'arrière dans le cas contraire (Bréguet 14). Le décalage avant paraît donner une meilleure finesse à la cellule, le décalage arrière une plus grande stabilité longitudinale.

Le décalage est surtout employé dans les avions militaires soit pour obtenir les champs de visibilité imposés pour le pilote ou le passager, soit pour faciliter le centrage, bien que la position exacte du centre de poussée d'une telle cellule soit difficile à déterminer. Il complique un peu la construction et a l'inconvénient d'augmenter la longueur des mâts. Comme ces pièces travaillent au flambage, il y a avantage en effet à les faire aussi courts que possible, ce qui n'est obtenu qu'avec les cellules droites.

Les deux ailes sont généralement calées sur le fuselage avec la même incidence correspondant à l'angle d'attaque du vol horizontal à l'attitude d'utilisation, en sorte qu'à cette attitude le fuselage soit horizontal. Toutefois certains constructeurs ne calent pas les ailes à la même incidence. D'autres même n'adoptent pas le même profil pour l'aile supérieure et pour l'aile inférieure : dans ce cas, on choisit en général un profil épais ou semi-épais pour l'aile supérieure et un profil mince ou moyen pour l'aile inférieure. La tendance dans ces cas est de donner plus d'incidence au plan inférieur qu'au plan supérieur.

Poutre armée.

Dans un biplan, les ailes sont en général réunies et solidarisées par des mâts reliant les longerons correspondants des ailes supérieure et inférieure et un haubannage. L'ensemble constitué par la charpente des ailes, les mâts de cellule et le haubannage porte le nom de *poutre armée*. Dans le cas le plus général, la poutre armée d'un biplan est donc constituée par quatre poutres en treillis :

La *poutre supérieure* formée par la membrure de l'aile supérieure ;

La *poutre inférieure* formée par la membrure de l'aile inférieure ;

La *poutre avant* ayant pour semelles les longerons avant des ailes et les mâts avant pour montants ;

La *poutre arrière* ayant pour semelles les longerons arrière des ailes et les mâts arrière pour montants.

Pour assurer l'indéformabilité dans le sens transversal, ainsi que pour permettre à la poutre armée de résister aux efforts de torsion, les poutres avant et arrière sont réunies par un haubannage en Croix de Saint-André

contreventant les panneaux formés par les montants correspondants des poutres *AV* et *AR* et les traverses d'ailes.

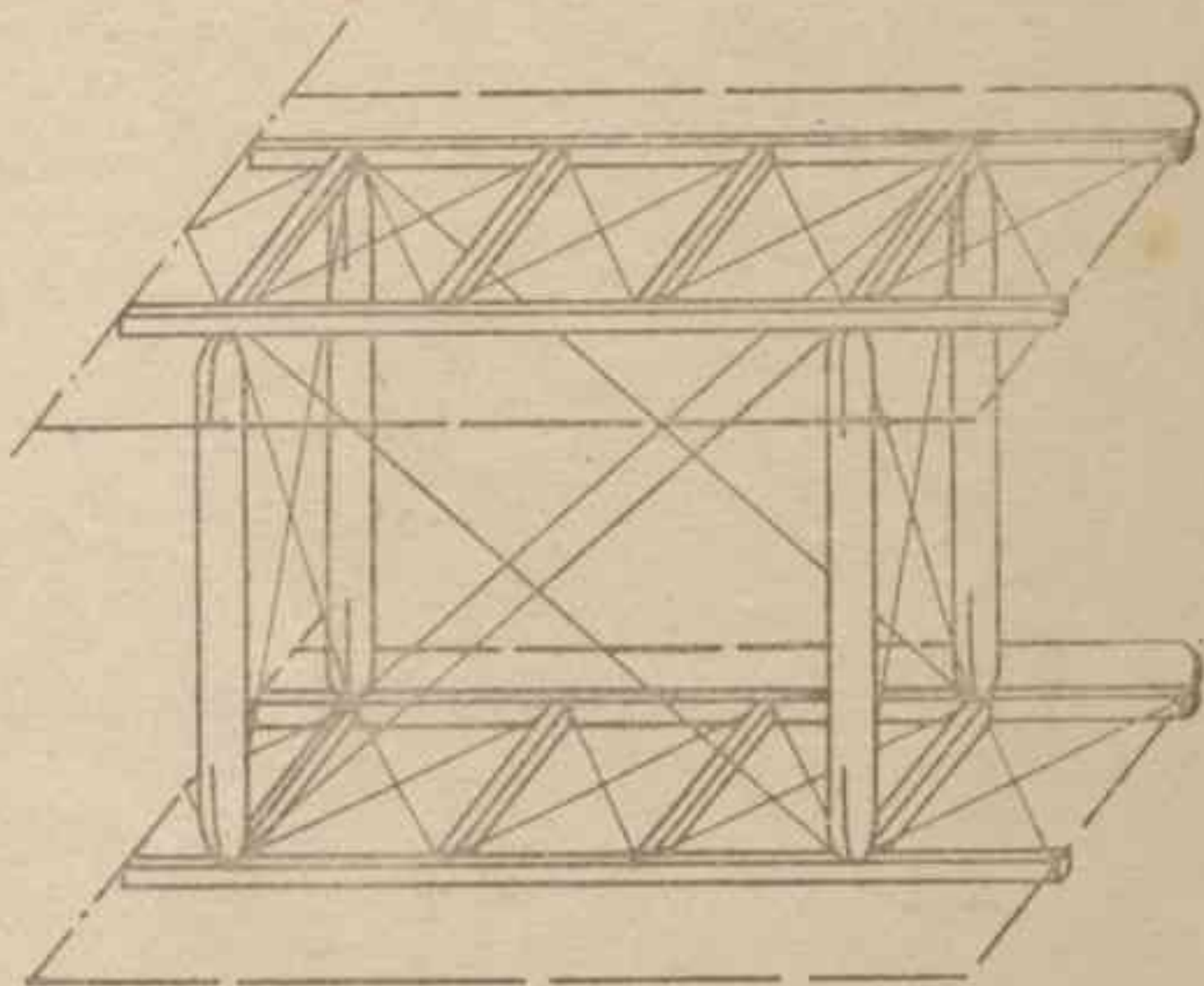


FIG. 9.

Les mâts sont presque toujours verticaux ou légèrement inclinés. Ils sont fixés aux longerons à l'aplomb d'une entretoise d'aile. Leur écartement varie de 0,8 fois à 1,4 fois l'entreplan. Il n'est d'ailleurs généralement pas constant mais varie le long de l'envergure. En effet les efforts de compression et par conséquent le risque de flambage des longerons augmentent d'une travée à l'autre en se rapprochant du fuselage, aussi diminuera-t-on les longueurs de ces travées depuis l'extrémité de l'aile jusqu'au fuselage. (Ex. : Bréguet 16 Bn2, entreplan moyen 2 mètres ; écartement des mâts en partant de l'axe du fuselage 1^m 70, 1^m 80, 3^m.)

Quant au haubannage, disposé en Croix de Saint André dans les panneaux de la poutre, il est fait avec de la corde à piano, des câbles d'acier ou des haubans fuselés dont la tension est obtenue à l'aide de *tendeurs* ou de *chapes* suivant le cas.

La dimension des haubans est déterminée par l'effort que les calculs de résistance indiquent qu'ils ont à supporter et varie par conséquent d'un panneau à l'autre. D'ordinaire ces haubans sont doublés pour parer au cas de rupture accidentelle de l'un d'eux.

Différentes répartitions des mâts de cellule.

Autrefois on plaçait les mâts extrêmes presque à l'extrémité de la cellule, de façon à réduire au maximum le porte à faux des ailes. Mais cette partie de l'aile ne travaille en vol qu'à la flexion simple sans aucun effort de compression ; avec les profils modernes cette précaution devient donc inutile car les longerons peuvent avoir facilement la rigidité suffisante pour résister aux actions de l'air sans prendre de flèches excessives. Aussi les cellules actuelles ont-elles de grands porte-à-faux qui atteignent jusqu'à 3 mètres de longueur et même au-delà (S. E. C. M. 12). On est toutefois limité dans cette voie par les déformations de torsion ou par la possibilité des vibrations en vol.

Cependant lorsque l'aile supérieure a une envergure très supérieure à celle de l'aile inférieure, le porte-à-faux pourrait prendre des flèches excessives en vol, gênant l'action des ailerons.

On le soutient parfois par un arc-boutant AB fait d'une pièce rigide, bois ou tube métallique, pouvant travailler indifféremment à la traction

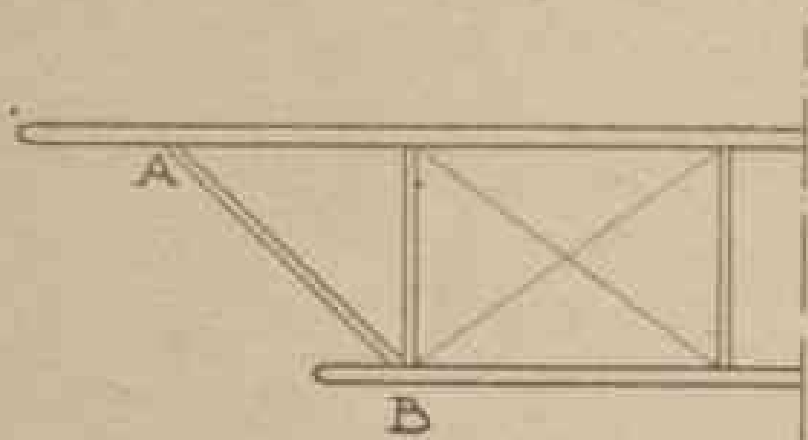


FIG. 10.

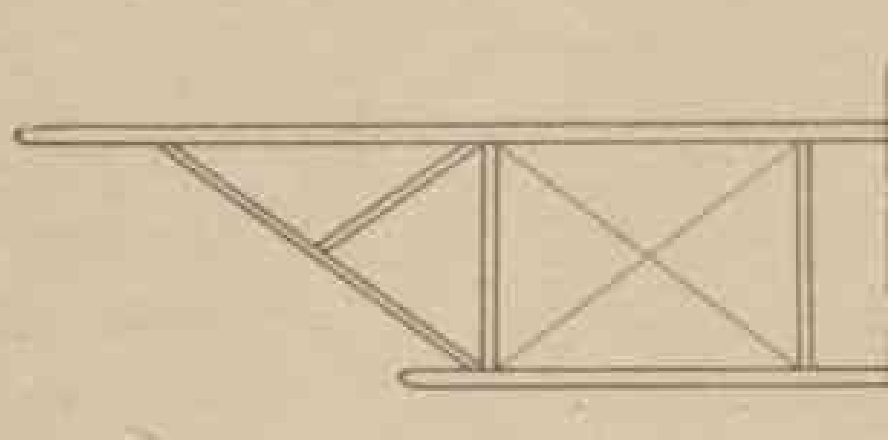


FIG. 11.

dans le vol normal, ou à la compression à l'atterrissage, ou dans le vol sur le dos. Comme cet arc-boutant est long et qu'il pourrait flamber à la compression, on le soutient parfois par une autre contrefiche rigide.

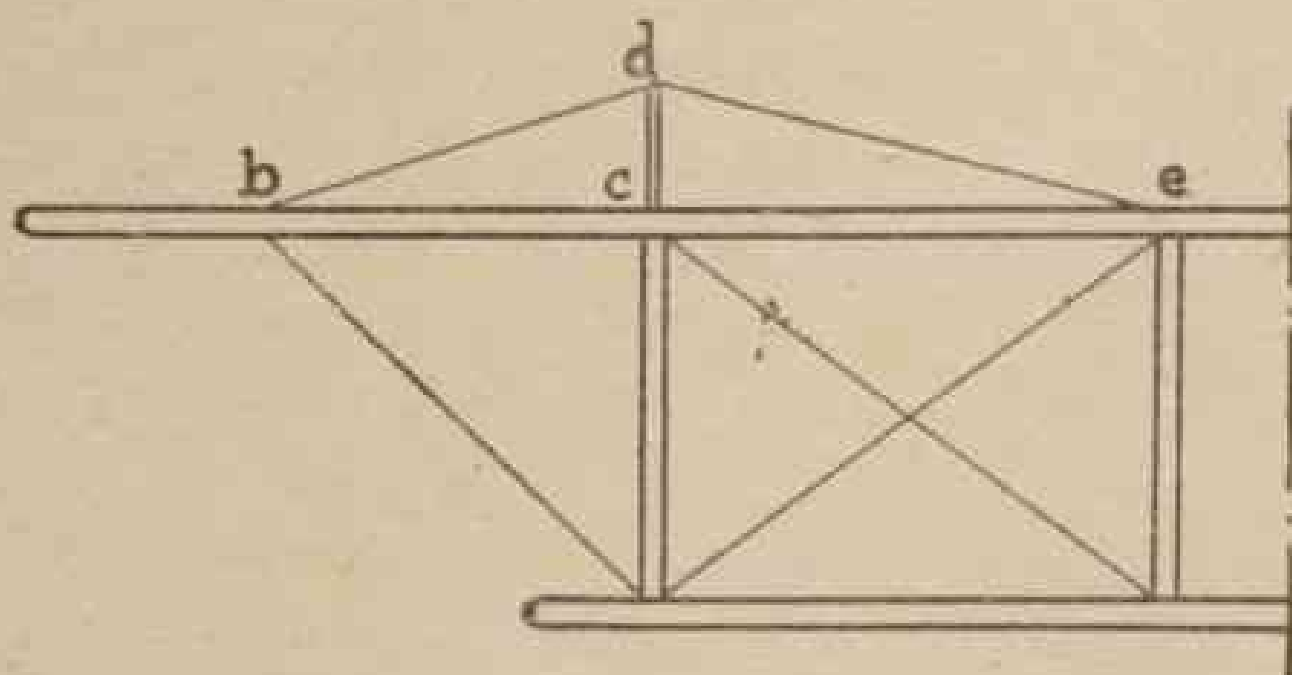


FIG. 12.

Sur d'autres appareils, l'arc-boutant était remplacé par un hauban avec tendeur, mais pour éviter la déformation des longerons due à la tension initiale du hauban ainsi que pour résister aux efforts inversés, on ajoutait un poinçon *cd* et un câble *bde* (Farman).

Mais ces arcs-boutants et ces haubans créent des résistances à l'avancement et dans les cellules modernes on se contente souvent, pour réduire le porte-à-faux, d'incliner le dernier mât (Potez 25, S. E. C. M. 12).

Dans les très gros appareils à grand entreplan (Bréguet XX), on réunit parfois tous les mâts entre eux par des câbles longitudinaux placés entre

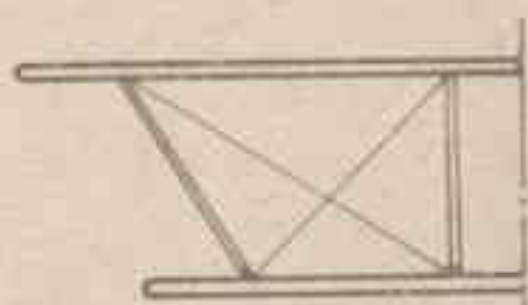


FIG. 13.

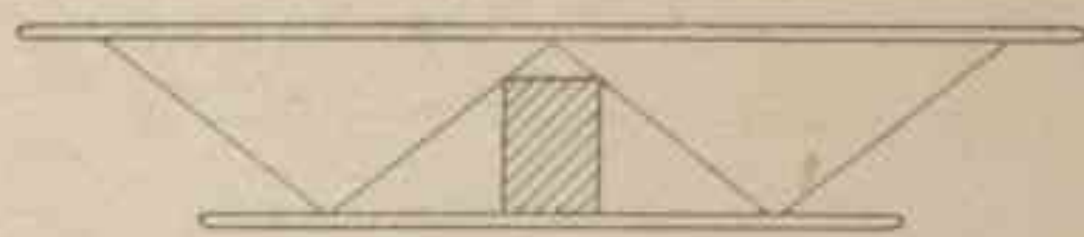


FIG. 14.

les plans. Cette mesure a pour but d'éviter leur flambage mais elle n'est efficace que si les montants extrêmes sont armés de poinçons et de câbles ; en outre elle augmente la résistance à l'avancement.

Autres types de poutre armée.

Les poutres avant et arrière de la poutre armée ne sont pas toujours des poutres en treillis à haubannage souple. Certains constructeurs les réalisent par un système de barres en V à la façon d'une poutre de Warren (S. V. A, Fiat, Hydravion Liore-Ollivier).

Les barres rigides travaillent alternativement à la compression ou à la traction suivant le cas de vol considéré. Cette construction peut dans une certaine mesure réduire les résistances à l'avancement, mais elle conduit, pour un même entreplan, à des longueurs de mâts plus grandes ce qui favorise leur flambage.

Pour réduire la résistance à l'avancement, les deux poutres avant et arrière sont parfois réunies en une seule, une seule rangée de mâts réunissant les deux ailes (Spad, Bréguet XXII). C'est ce qu'on appelle la construction *monomât*. Pour éviter la torsion de l'aile, le monomât est convenablement relié aux deux longerons d'ailes si les ailes ont deux longerons, ou à deux faux longerons de part et d'autre du longeron principal si les ailes n'ont qu'un longeron.

Pour éviter le croisillonnage de la cellule parallèlement au fuselage, deux mâts correspondants des poutres avant et arrière peuvent être remplacés par un cadre indéformable (Lepère).

Enfin, dans le cas d'un biplan ayant l'aile supérieure à deux longerons et l'aile inférieure à un seul longeron (Nieuport), on peut avoir les mâts en V, ce qui supprime également le croisillonnage parallèle au fuselage.

Multiplans. — Poutre armée du triplan.

L'augmentation du nombre des plans permet pour un même poids total emporté de réduire considérablement les dimensions de l'avion, spécialement son envergure (Barling-Bomber). Elle permet donc de conserver avec une envergure moyenne un bon allongement et un entreplan convenable même pour des appareils de fort tonnage, alors que la construction biplane conduirait à des envergures considérables et à des entreplans rendant difficile la réalisation des mâts. D'autre part, la diminution d'envergure et de profondeur des ailes diminue l'inertie transversale de l'appareil et permet de conserver une bonne maniabilité. C'est la raison pour laquelle la construction multiplane n'a pas toujours été réservée aux gros appareils, mais a été aussi utilisée pour des appareils de chasse ou de tourisme (Triplans de chasse Fokker ou Curtiss, triplans de tourisme Ricci).

Enfin la diminution de profondeur des ailes a encore pour effet de diminuer le déplacement absolu du centre de poussée dans la cellule et peut donc, dans une certaine mesure, faciliter le centrage et augmenter la stabilité. C'est en partant de ce principe que quelques ingénieurs avaient été conduits à imaginer des avions du type *persienne* dont la cellule était formée d'un grand nombre de plans très étroits superposés.

Mais au point de vue aérodynamique, les multiplans ont une moins bonne finesse et un moins bon rendement aérodynamique que les biplans. En effet les plans superposés ont une interaction les uns sur les autres et les plans intermédiaires sont plus influencés que les plans extrêmes puisqu'ils sont gênés par dessus et par dessous. Comme il a déjà été dit, on peut admettre que les portances relatives sont : 1,2 pour le plan supérieur, 1 pour le plan inférieur, 0,8 pour les plans intermédiaires.

C'est pourquoi les multiplans les plus courants sont les *triplans*. Les trois plans peuvent être égaux et placés sans décalage (Caproni). Mais plus souvent, soit pour diminuer l'interaction, soit surtout pour améliorer la

visibilité du pilote et des passagers, les plans sont décalés soit tous dans le même sens (Fokker-Ricci), soit le plan intermédiaire étant avancé ou reculé par rapport aux deux autres (Besson). Cette dernière disposition complique d'ailleurs la construction et cette complication n'est pas compensée par un avantage aérodynamique marqué.

Tout ce qui a été dit précédemment sur les biplans quant à la forme et à la structure de l'aile ainsi que pour la structure générale de la cellule s'applique aux triplans.

La poutre armée d'un triplan peut être réalisée de deux manières :

Un premier procédé consiste à former le triplan par deux biplans superposés ayant une aile commune. Il s'en suit que les longerons du plan médian, lorsqu'ils sont tendus dans la poutre supérieure, sont comprimés

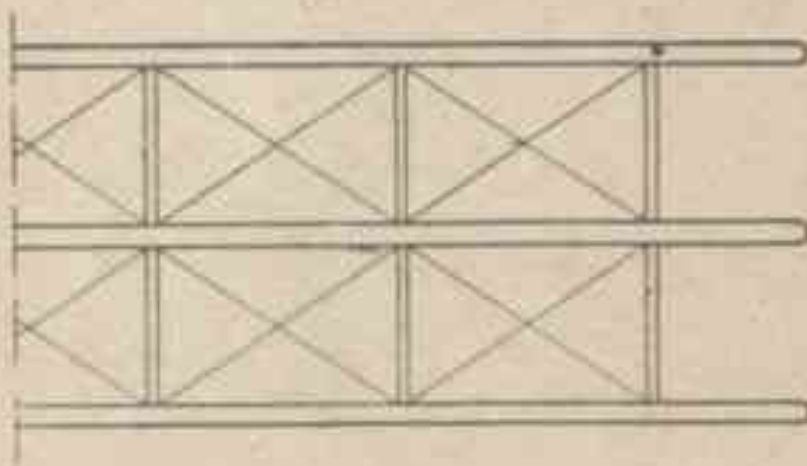


FIG. 15.

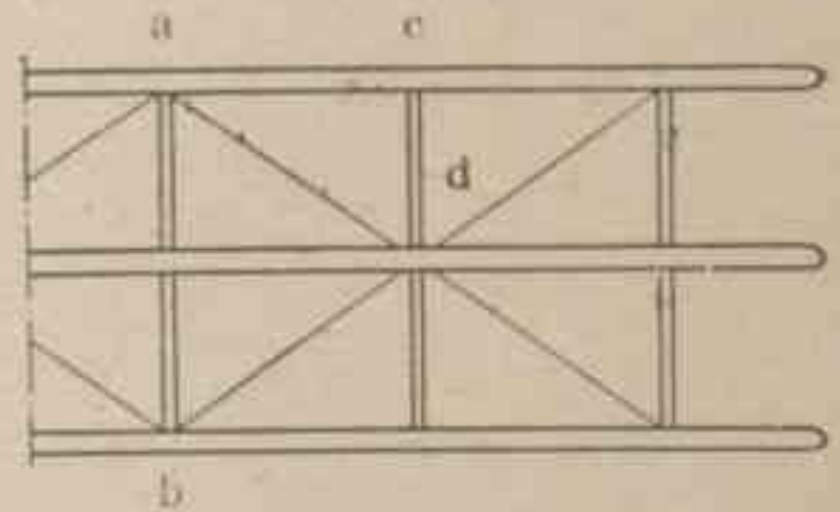


FIG. 16.

dans la poutre inférieure. Ces longerons peuvent donc n'avoir que des dimensions plus faibles que celles des longerons des plans extrêmes car, en dehors des efforts de flexion, ils n'ont à résister qu'à la différence des efforts de tension et de compression.

Un deuxième procédé consiste à constituer le triplan par un biplan formé par les plans extrêmes, le plan intermédiaire travaillant à la flexion simple. Dans ce système, les mâts tels que ab présentent un point d'appui intermédiaire dans le plan médian ce qui diminue leur longueur de flambage ; les mâts tels que cd ne sont pas haubannés : ils ne servent qu'à transmettre aux plans extrêmes les efforts exercés sur le plan médian et peuvent être plus faibles que les précédents. Ils augmentent d'ailleurs le nombre de points d'appui des divers plans et contribuent à diminuer les efforts de flexion dans les longerons.

Ces deux procédés conduisent à des poids sensiblement équivalents, le deuxième présentant un léger avantage de résistance à l'avancement. Ils montrent tous deux que la construction triplane peut être plus avantageuse au point de vue des poids de construction que la construction biplane.

2^o LES GOUVERNES

Les gouvernes d'un avion comprennent les gouvernes de stabilité transversale obtenue par le *gauchissement* ou les *ailerons* et les gouvernes de profondeur et de direction dont l'ensemble constitue ce qu'on appelle les *empennages*.

I. — *Gauchissement. Ailerons*

Pour rétablir l'équilibre transversal ou pour incliner l'avion dans le virage, il est nécessaire de pouvoir créer un couple tendant à faire tourner l'appareil autour de son axe longitudinal. On y arrive en modifiant la por-

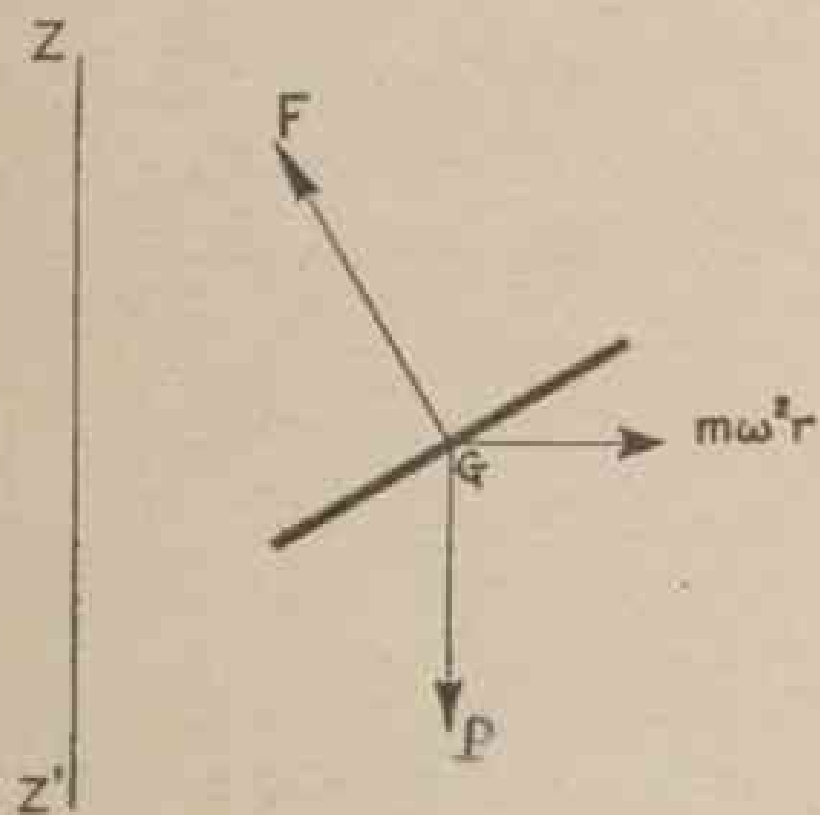


FIG. 17.

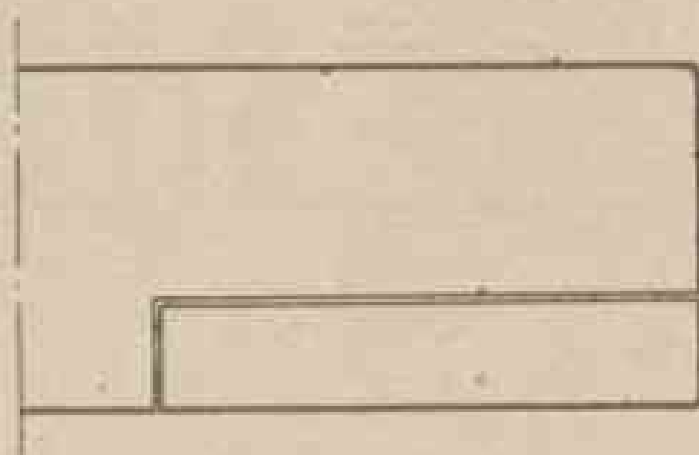


FIG. 18.

tance de chaque demi-cellule. Pour incliner l'avion dans un virage par exemple, on rend l'aile marchante plus porteuse que l'aile pivotante ; de cette façon celle-ci s'abaisse tandis que la première s'élève et l'avion peut prendre une inclinaison telle que les réactions de l'air, le poids de l'appareil et la force centrifuge se fassent équilibre.

Cette manœuvre était réalisée autrefois à l'aide du *gauchissement* (Mouillard-Wright) qui consiste à relever le bout arrière de l'une des ailes et à abaisser l'autre en même temps. A cet effet l'extrémité des ailes était souple, et pour permettre au dernier panneau de la cellule de se déformer, il fallait articuler les mâts extrêmes de cellule et supprimer le haubannage parallèle au fuselage dans ce panneau.

Cette construction était fragile et facilement déréglable. Elle manquait en outre d'efficacité sur des appareils un peu lourds. Aussi est-elle à

peu près abandonnée actuellement, sauf pour de petits appareils de tourisme par exemple.

Actuellement le *gauchissement* est presque universellement remplacé par les *ailerons*. Les ailerons sont des panneaux spéciaux placés à l'arrière de l'aile dans la région du bord de fuite et articulés de façon à pouvoir s'abaisser ou se relever à volonté. De cette façon on déforme le profil et on rend l'aile dont l'aileron est abaissé plus porteuse, celle dont l'aileron est relevé moins porteuse. L'aileron agit en effet plutôt par déformation du profil que par la réaction propre de l'air sur lui et c'est la raison pour laquelle, sur les ailes à profil très creux, les ailerons doivent avoir de grandes dimensions et de forts braquages.

La commande des ailerons est montée de telle façon que, quand ceux d'un côté du fuselage s'élèvent, ceux de l'autre côté s'abaissent et inversement.

Actuellement les ailerons sont découpés dans la partie arrière de l'aile ; ils sont articulés soit sur le longeron arrière, soit sur un faux longeron placé dans l'aile à cet effet. Leur forme est sensiblement rectangulaire ; ils sont placés à l'extrémité de l'aile et ils ont en général une longueur moindre que celle de l'aile.

Les essais au tunnel ont permis d'établir que l'efficacité d'un aileron est sensiblement proportionnelle à la racine cubique de son allongement. Il y a donc avantage à adopter des ailerons longs et étroits plutôt que courts et profonds. On pourrait sans inconvénient leur donner la même envergure qu'à l'aile. C'est d'ailleurs le cas sur certains appareils (De Monge, Kohlhoven) mais le plus souvent, pour des raisons de facilité de commande, on ne leur donne qu'une envergure de l'ordre de la moitié de celle de l'aile.

Sur les appareils lourds, ayant une grande inertie transversale, la manœuvre des ailerons peut être assez fatigante. Ceci tient dans la plupart des cas à ce que les commandes sont dures et mal établies. Cependant de nombreux constructeurs, pour rendre la manœuvre plus facile, montent sur leurs avions des ailerons *compensés*.

Le but de la *compensation* est de rendre aussi faible que possible le couple de charnière que le pilote a à vaincre pour manœuvrer l'aileron. Pour cela on s'arrange de façon à ce que la résultante des actions de l'air sur l'aileron passe très près de l'axe d'articulation. Cependant il ne faut pas exagérer cette compensation, il faut surtout éviter que cette résultante puisse pour certains braquages passer en avant de l'axe d'articula-

tion, car, en cas de rupture de la commande, il faut que l'aileron se mette de lui-même dans le lit du vent.

Il existe différentes façons de compenser un aileron. La plus courante consiste à le faire traverser par l'axe d'articulation. A cet effet, l'aileron est découpé de façon à ce qu'une partie de sa surface soit en avant de l'axe. Cette partie est toujours de faibles dimensions car, ayant un meilleur profit que le reste de l'aileron, elle a un meilleur rendement aérodynamique. En règle générale cette partie déborde du contour de l'aile. Ceci n'est pas

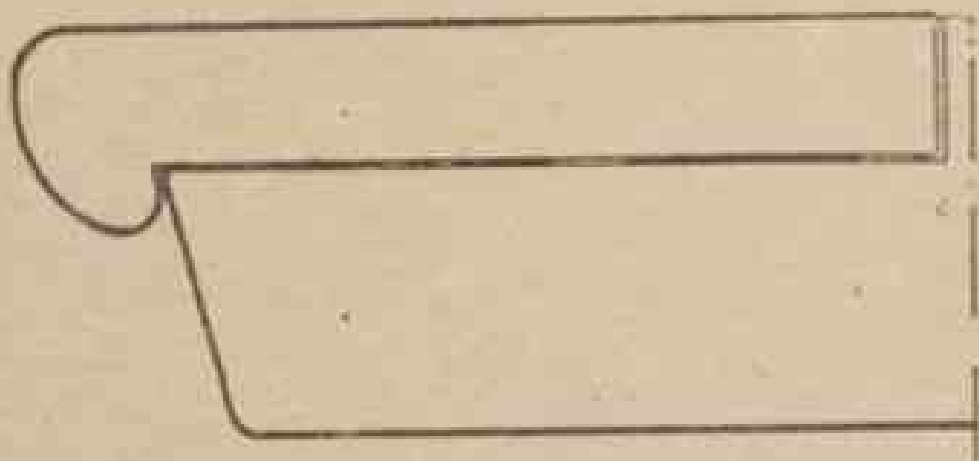


FIG. 19.

sans inconvénient : En effet la résultante des actions de l'air sur la partie compensée de l'aileron est en avant de l'axe d'articulation et par conséquent du longeron avant de l'aileron qui sert soit d'axe d'articulation, soit de support à cet axe. Il en résulte que la partie en porte à faux de ce longeron est soumise à des efforts de flexion importants qui peuvent être la cause de ruptures en vol. En outre dans une aile rectangulaire ou à extrémité trapézoïdale, la pointe arrière de l'aile est dans une zone d'air troublée et l'expérience montre que les ailerons débordants sont souvent le siège de vibrations ou de secousses dangereuses pour la solidité ou, en tous cas, qui en se transmettant par les commandes au manche à balai sont très désagréables pour le pilote.

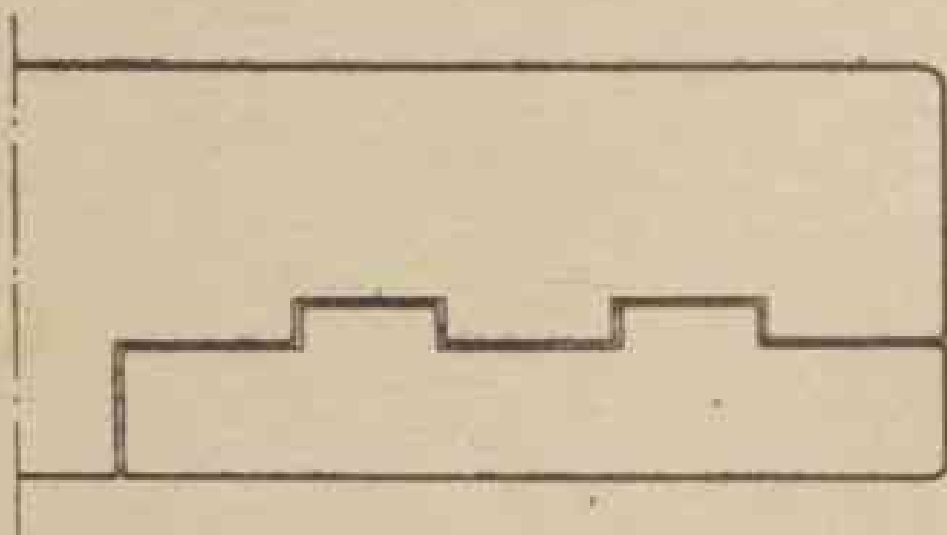


FIG. 20.

Pour éviter cet inconvénient les parties compensées sont parfois réparties sur la longueur de l'aileron à l'intérieur même de l'aile (Handley-Page).

Il existe d'autres procédés de compensation. Un procédé très efficace est celui employé par Farman sur les très gros appareils. L'aileron est coupé sur toute sa longueur et vers son extrémité de façon à réaliser un second volet peu profond et articulé lui-même sur le premier. Ce petit volet est relié par des guignols et des fils fixés à l'aile principale de façon à ce

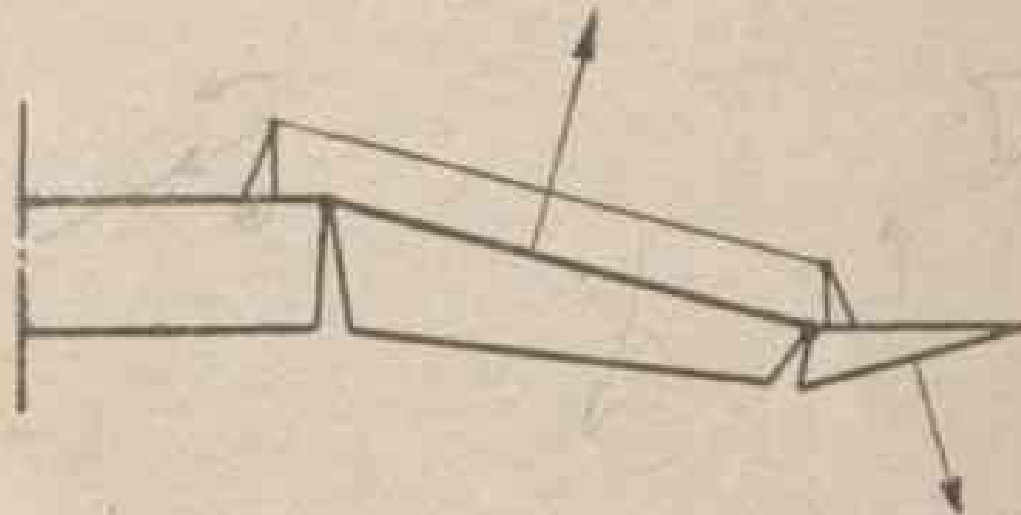


FIG. 21.

que, lorsque le pilote braque l'aileron dans un sens, le volet compensateur soit automatiquement braqué en sens contraire. Pour que la compensation soit obtenue, les réactions de l'air étant inverses sur l'aileron et sur le volet, il suffit que les bras de levier soient inversement proportionnels aux réactions. Il suffira donc d'un volet compensateur de très faible profondeur puisque ce volet est très éloigné de l'axe d'articulation, et il en résulte que la diminution d'efficacité de l'aileron total due à l'effet inverse du petit volet reste pratiquement négligeable.

Ce genre de compensation a même été essayé avec succès comme servo-moteur : le pilote agissant seulement sur le volet compensateur qui provoque par son déplacement le braquage de l'aileron entier. Enfin un autre mode de compensation, également très employé (Latécoère, Blériot, Gourdou) consiste à utiliser comme compensateur un petit plan auxi-



FIG. 22.

liaire solidaire de l'aileron et placé en avant de l'axe d'articulation. Ce plan peut être placé soit directement en avant de l'aileron comme dans le Gourdou C, soit dans la cellule, ou en avant de celle-ci comme dans le Blériot 4 moteurs ; dans ce dernier cas, en raison de la grande distance à l'axe d'articulation, un panneau de très faibles dimensions suffit à donner la compensation cherchée.

Dans les *biplans* les ailerons peuvent être placés aux deux ailes et sont alors conjugués et manœuvrent simultanément. Souvent pour les biplans d'envergure moyenne on se contente de placer les ailerons à un seul plan et dans ce cas, au plan supérieur généralement.

Dans les *triplans*, on peut également, suivant l'inertie transversale des appareils, placer des ailerons soit aux trois plans, soit au plan supérieur et au plan médian, soit au plan supérieur seulement (Fokker).

II. — *Empennages*

Presque tous les avions modernes portent, placé en arrière de la cellule, un système de plans horizontaux et verticaux appelés *empennages* qui ont la double mission de permettre les manœuvres en profondeur et en direction et d'assurer la stabilité longitudinale et de route.

a) *Empennage horizontal.*

Pour mettre son avion en montée ou en descente, le pilote doit augmenter ou diminuer l'angle d'attaque en faisant tourner l'appareil autour de son centre de gravité. Il y arrive par le braquage d'un volet à axe d'articulation horizontal situé en arrière de la cellule et qu'il commande par le manche à balai. L'action de l'air sur ce volet crée un couple qui tend à faire tourner l'avion dans le sens voulu. L'empennage horizontal pourrait donc se composer uniquement d'un seul plan mobile (Salmson). Cependant cette façon de faire tend de plus en plus à disparaître pour les raisons suivantes.

Pour une position donnée du centre de gravité de l'avion, il correspond en effet à chaque angle de vol un braquage convenable de ce volet, et c'est en modifiant ce braquage que le pilote peut à volonté modifier l'angle d'attaque de la cellule principale et par conséquent monter ou descendre. En outre si le centrage est correct, ce volet assure la stabilité longitudinale, c'est-à-dire que, si pour une raison quelconque l'avion est dérangé de sa position d'équilibre, les variations de la poussée de l'air sur l'empennage se font de façon à créer un couple tendant à ramener l'appareil dans sa position primitive.

Sur de petits appareils, les dimensions de l'empennage sont faibles, et il en est de même des réactions de l'air sur cet empennage. Le pilote peut donc sans trop de fatigue maintenir le braquage convenable. Mais il

n'en serait pas de même sur de gros appareils ou sur des avions appelés à voler à des altitudes très différentes et par conséquent à des angles d'attaque très différents. Enfin en cas de rupture de la commande le volet devient libre dans le vent et ne peut plus jouer son rôle de stabilisateur.

C'est pourquoi sur les avions modernes on préfère constituer l'empennage horizontal en deux parties : le *plan fixe stabilisateur* et le *gouvernail de profondeur* articulé sur ce dernier. Le plan fixe est calé par rapport à la cellule de façon que l'appareil soit stable et que, pour le vol horizontal à l'altitude d'utilisation, le volet mobile soit dans le lit du vent. Dans ces conditions le pilote n'a aucun effort à fournir pour maintenir l'avion en ligne de vol à cette altitude et, pour modifier l'angle d'attaque, il lui suffit de braquer le gouvernail de profondeur, manœuvre qui peut être rendue très douce grâce à une démultiplication convenable et à une compensation du gouvernail analogue à celle d'un aileron.

De plus en cas de rupture de la commande du gouvernail de profondeur, celui-ci se met dans le lit du vent et le plan fixe continue à maintenir la stabilité de l'appareil. Un pilote adroit pourra parfois dans ces conditions éviter un accident fatal et manœuvrer en profondeur en agissant sur la puissance du moteur.

Le braquage du plan fixe se fait pour un régime de vol donné, le vol horizontal à l'altitude d'utilisation. Sur les avions bien centrés, ce braquage est tel que le plan fixe fasse avec la corde de l'aile un V pointe en bas, en sorte qu'en général la poussée de l'air sur l'empennage est dirigée vers le bas et on dit que la queue est *sous-porteuse*.

Dans les avions susceptibles de régimes de vol très différents : avions de transport ou de bombardement emportant des charges variables, avions de chasse pouvant voler à des altitudes très différentes, il y a intérêt à permettre le réglage en vol du calage du plan fixe. Si ce réglage n'existait pas, pour voler à un régime autre que celui pour lequel l'avion a été réglé, le pilote serait en effet obligé de modifier le braquage de l'ensemble formé par le plan fixe et le gouvernail de profondeur, en maintenant un braquage convenable du gouvernail, ce qui pourrait être une source de fatigue au cours d'un vol de longue durée. Au contraire grâce à ce réglage, le pilote peut donner au plan fixe un calage tel que le gouvernail se place de lui-même dans le lit du vent. De cette façon il supprime à volonté toute réaction du manche dans la main et garde cependant toute la course du gouvernail de profondeur pour des manœuvres éventuelles.

Quand le plan fixe est réglable, il est indispensable de placer en vue

du pilote un *indicateur de position* afin qu'il connaisse à chaque instant le calage exact du stabilisateur. En particulier un repère facile à voir doit lui indiquer la position correspondant au réglage normal de l'appareil. Enfin ce réglage doit être irréversible ; il doit également être *limité* de façon à ce que, quel que soit le cabrage positif ou négatif du plan fixe, le pilote garde toujours le contrôle de son avion par le seul jeu du gouvernail de profondeur. Moyennant ces précautions simples, l'emploi du plan fixe réglable ne présente aucun danger et supprime la fatigue de pilotage pour les vols de longue durée.

Certains constructeurs se contentent d'équilibrer la réaction du manche dans la main du pilote aux différents régimes à l'aide d'un sandow tirant sur le manche vers l'avant ou vers l'arrière et dont la tension est réglable. Ces dispositifs qu'on appelle *compensateurs de régime* n'ont pas l'efficacité du plan fixe réglable. En outre le pilote ne dispose plus pour manœuvrer de la totalité de la course du gouvernail de profondeur et la commande de celui-ci devient dure dans le cas où le pilote doit vaincre la tension du sandow pour manœuvrer le gouvernail dans le sens convenable.

L'empennage horizontal est en général monoplan. Sur les très gros appareils il peut être biplan. On adopte en général pour l'empennage horizontal un profil mince symétrique pour avoir aussi peu de résistance à l'avancement que possible. D'ailleurs c'est principalement la variation du C_z de l'empennage qui crée le couple tendant à faire tourner l'appareil ; et l'expérience montre, que dans la pratique, pour tous les profils, les courbes des C_z en fonction de l'angle d'attaque sont des droites sensiblement parallèles. L'efficacité de l'empennage ne dépendrait donc pas en principe du profil choisi.

Cependant comme le braquage du gouvernail de profondeur a pour effet de modifier à la fois l'angle d'attaque et le profil de l'ensemble de l'empennage, il semble qu'il y aurait avantage à adopter des profils symétriques épais qui conservent quand on les déforme de l'arrière une meilleure polaire que les profils minces.

D'autre part, comme l'empennage est généralement sous-porteur et que la déflexion des filets d'air en arrière de la cellule augmente encore l'incidence négative sous laquelle l'empennage attaque l'air, certains constructeurs adoptent un profil d'aile renversé et réduisent en conséquence la surface de l'empennage. Cette façon de faire n'est pas sans inconvénient : à l'atterrissage en particulier, lorsque l'avion est à faible vitesse et très cabré, l'empennage peut devenir insuffisant du fait que sa surface a été

réduite d'une part qu'il attaque l'air d'autre part sous un angle positif et que le profil renversé a dans ces conditions un mauvais rendement aérodynamique.

En plan, l'empennage a des formes assez variées propres à chaque constructeur. Toutes ces formes se rapprochent des deux types suivants :

1^o *Forme rectangulaire* (Caudron, Farman). Cette forme donne un bon allongement à l'empennage, mais comme celui-ci est généralement un plan mince il faut maintenir son porte à faux de part et d'autre du fuse-

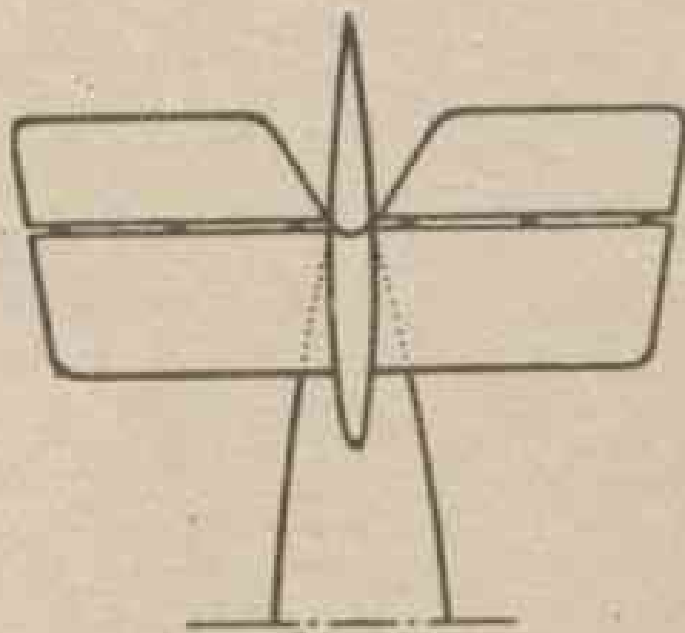


FIG. 23.

lage par un haubannage important qui augmente les résistances à l'avancement. La forme rectangulaire peut être à bords plus ou moins arrondis ou même légèrement trapézoïdale, le bord de fuite du gouvernail de profondeur étant plus long que le bord d'attaque du plan fixe.

2^o *Forme triangulaire*, ayant sa pointe vers l'avant plus ou moins arrondie suivant les appareils (Bréguet, Spad, Nieuport). Cette forme est

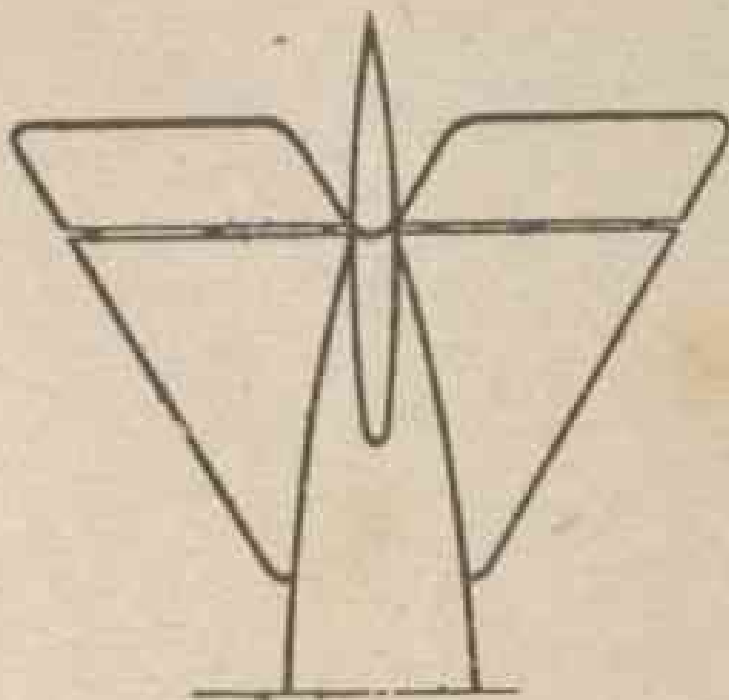


FIG. 24.

d'une construction plus facile, mais la partie du plan fixe voisine du fuselage travaille mal et l'allongement est moins bon.

Le gouvernail de profondeur est taillé dans le bord de fuite du profil adopté pour l'ensemble de l'empennage et il est articulé sur le longeron arrière du plan fixe à la façon d'un aileron. Il peut être compensé suivant un des procédés indiqués pour les ailerons. Enfin, comme l'empennage vertical coupe souvent l'empennage horizontal, le gouvernail de profondeur est presque toujours coupé en deux parties égales par une fente en V ayant sa pointe en avant et destinée à permettre le déplacement du gouvernail de direction. Ces deux volets doivent être toujours reliés rigidement entre eux de façon à être manœuvrés ensemble par une seule commande et à toujours prendre simultanément les mêmes braquages.

Les dimensions de l'empennage horizontal ainsi que le rapport entre la surface du plan fixe et celle du gouvernail de profondeur varient beaucoup avec les constructeurs et la position relative de l'empennage par rapport à la cellule.

Si on appelle S la surface portante de l'avion, l la profondeur de l'aile, s la surface totale de l'empennage L la distance du centre de gravité de l'avion à l'axe d'articulation, le calcul montre que l'expression $\frac{lS}{sL}$ est un des facteurs qui caractérise la sensibilité de l'empennage. Pour les avions modernes, la valeur de cette expression varie de 2,6 à 5 environ.

Enfin si on appelle s_1 la surface du gouvernail de profondeur, on a en moyenne :

$$s_1 = 0,3 s$$

b) *Empennage vertical.*

L'empennage vertical peut comme l'empennage horizontal être constitué par un seul volet mobile autour d'un axe vertical. Le plus souvent il se compose d'un plan fixe appelé *dérive* et d'un *gouvernail de direction*.

La *dérive* se place en principe dans le lit du vent et sert à donner la stabilité de route à l'appareil. En pratique pour tenir compte du souffle de l'hélice et pour compenser le couple du moteur, sur les avions monomoteurs la dérive est souvent décalée par rapport au plan de symétrie de l'avion.

Sa présence n'est pas indispensable et ses dimensions dépendent de l'importance des surfaces verticales de l'avion. Elle est généralement

placée au-dessus du fuselage ; il en résulte qu'une trop grande dérive rendrait l'appareil paresseux dans le virage, en s'opposant à l'inclinaison de l'avion dans le virage. Sur les appareils multimoteurs, ayant des moteurs de part et d'autre du fuselage dans la cellule, la dérive doit être réglable en vol, c'est-à-dire que le pilote doit pouvoir l'incliner par rapport au plan de symétrie de l'avion, afin de pouvoir compenser par cette manœuvre le couple créé par l'arrêt d'un des moteurs latéraux.

Pour l'établissement d'une dérive réglable les mêmes précautions doivent être prises que celles qui ont été indiquées pour le stabilisateur horizontal.

De même que pour la profondeur, certains constructeurs remplacent la dérive réglable par un compensateur de régime monté sur la commande du gouvernail de direction ; cette façon de faire présente les mêmes inconvénients que ceux qui ont été signalés dans le cas précédent.

Le profil de l'empennage vertical qui travaille indifféremment dans les deux sens est toujours un profil symétrique ; jusqu'ici on a surtout employé des profils minces pour réduire les résistances à l'avancement, il semble qu'il y aurait avantage à employer des profils moyennement épais.

La forme des plans de dérive est un triangle plus ou moins allongé dans le vent et aux angles plus ou moins arrondis.

Le *gouvernail de direction* est formé d'un plan vertical faisant suite au plan de dérive et mobile autour d'un axe vertical. Il est généralement

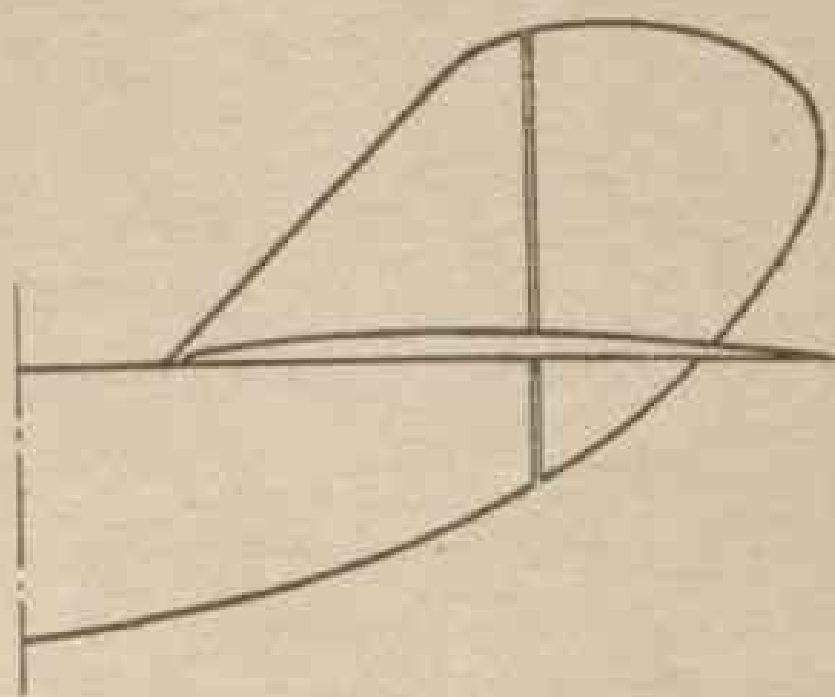


FIG. 25.

compensé, mais il faut que cette compensation ne soit pas complète de façon qu'en cas de rupture de la commande il se place de lui-même dans le lit du vent. Sa forme est parfois rectangulaire (Farman), le grand côté du rectangle étant vertical.

Plus généralement on lui donne la forme d'une oreille de grandes dimensions aux bords extrêmes plus ou moins incurvés (Bréguet-Nieuport).

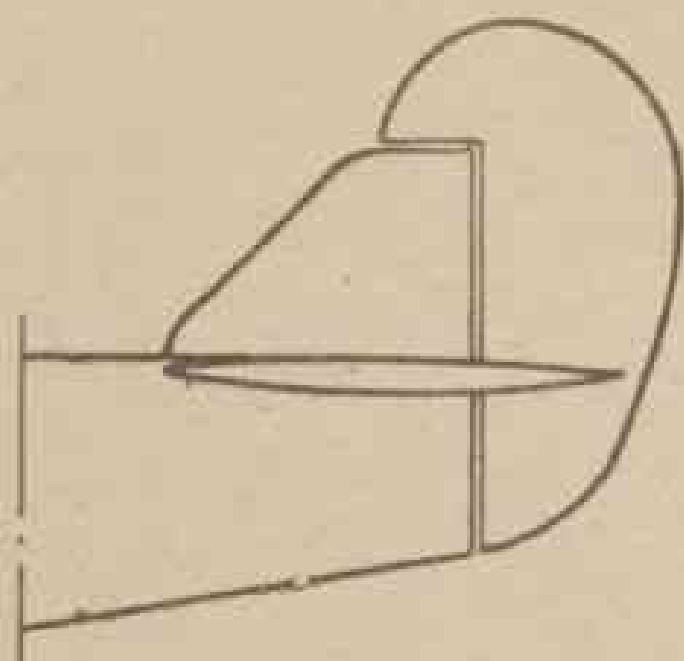


FIG. 26.

L'empennage vertical est généralement monoplan, il peut être biplan (Schneider, Handley Page) ou même triplan (Caudron, Caproni). Dans ce dernier cas tous les volets sont réunis de façon à manœuvrer simultanément sous l'action d'une seule commande. Toutefois sur certains appareils les volets latéraux sont commandés séparément et servent de dérive réglable (Potez, Latécoère).

Sur les avions modernes la surface du gouvernail de profondeur est à peu près le double de celle du plan de dérive.

Quant à la surface totale de l'empennage vertical elle varie entre 0,5 et 9,75 de la surface totale de l'empennage horizontal.

Avion sans queue.

La présence des empennages n'est pas indispensable et on a réalisé des appareils capables de voler sous le secours d'aucun gouvernail (Arnoult-Landwerlin). — Sur ces appareils la manœuvre en profondeur est obtenue grâce aux ailerons qui peuvent fonctionner soit comme ailerons de gauchissement soit comme *ailerons de courbure*. Dans ce dernier cas, les ailerons s'abaissant et se relevant simultanément modifient l'angle d'attaque de l'aile et permettent de monter ou de descendre.

La stabilité longitudinale est obtenue grâce au déplacement du centre de poussée en fonction de l'angle d'attaque, et étant donnée la faible inertie longitudinale de l'appareil réduit de tout le fuselage et des empennages le couple créé par ce déplacement peut être suffisant pour assurer la stabilité.

Quant aux manœuvres de direction, le gouvernail de direction n'a en général qu'à amorcer le virage mais il suffit pour virer que l'appareil s'incline autour de son axe longitudinal. La manœuvre des ailerons de gauchissement suffit pour obtenir cette inclinaison et permet, par conséquent, le virage. La suppression des empennages permettrait en principe de faire des appareils plus fins, plus légers et plus maniables. Cependant, la réalisation de l'avion sans queue pose des problèmes très délicats en particulier relativement au centrage et à la stabilité aux différents angles d'attaque ; le choix du profil d'aile a une importance considérable et il semble que pour les profils habituels il y ait même des circonstances de vol dans lesquelles l'avion ne serait pas inmanœuvrable.

Enfin le braquage des ailerons diminue considérablement la finesse du profil et par conséquent réduit les performances aux hautes altitudes et par suite le plafond. Aussi les expériences faites en 1922 et 1923 par Madon n'ont-elles pas été poursuivies et il ne paraît pas que l'avion sans queue soit appelé à un avenir quelconque.

3^e LE FUSELAGE

Le fuselage sert à loger le poids utile ; il sert également de liaison entre la cellule et les empennages. Autrefois l'équipage et le poids utile étaient portés par une nacelle centrale fixée à la cellule et les empennages étaient reliés à celle-ci par une *poutre de réunion* (Caudron G 3 et G 4, Voisin, MF40). La poutre de réunion était une charpente légère composée de quatre longerons ou brancards dessinant les arêtes d'un prisme, de montants verticaux, de traverses et de haubans disposés en Croix de Saint André dans les panneaux formés par les longerons, les montants, les traverses. Les longerons étaient convenablement fixés aux ailes supérieure et inférieure et convergeaient à l'arrière pour supporter les empennages.

Actuellement les poutres de réunion ne sont plus employées car elle présentent une grande résistance à l'avancement et sont un obstacle à l'obtention d'une bonne finesse.

Sur les avions modernes, on n'utilise plus que les *fuselages* qui servent à la fois à réunir les empennages à la cellule et à porter l'équipage, la charge utile et généralement le moteur et le combustible.

La plupart des avions n'ont qu'un fuselage central dont l'axe est dans le plan de symétrie de l'appareil. — Dans les monomoteurs, le moteur est à l'avant du fuselage et commande une hélice tractive ; dans les multimoteurs, il y a de nombreuses façons de disposer les moteurs et on verra plus loin les différentes solutions adoptées. Quelques avions ont deux fuselages (Caproni, Schneider, Curtiss) ceux-ci ont leurs axes parallèles, ils sont réunis à l'arrière par l'empennage horizontal et portent en général chacun une dérive et un gouvernail de direction. Ce type d'appareil est assez peu répandu car il n'est avantageux ni au point de vue poids ni au point de vue finesse ; seules des conditions d'armement et de visibilité pour un appareil militaire peuvent conduire à adopter une solution de ce genre.

La forme générale des fuselages est celle d'un solide à sections droites circulaires ou ovales de moindre résistance à l'avancement, c'est-à-dire une forme pisciforme ayant son maître couple dans la région de l'encastrement dans la cellule, le gros bout à l'avant, la pointe vers l'arrière portant les empennages. — En pratique, pour simplifier la construction, on donne souvent aux fuselages une section sensiblement rectangulaire, le grand côté dans le sens de la hauteur, les faces latérales restent planes et seules les faces supérieures et inférieures sont bombées (Farman).

Les fuselages peuvent être construits soit en *poutre en treillis* soit en *coque*.

Dans le 1^{er} cas, le fuselage se compose d'une charpente intérieure calculée pour résister aux efforts de flexion ou de torsion que peut subir le

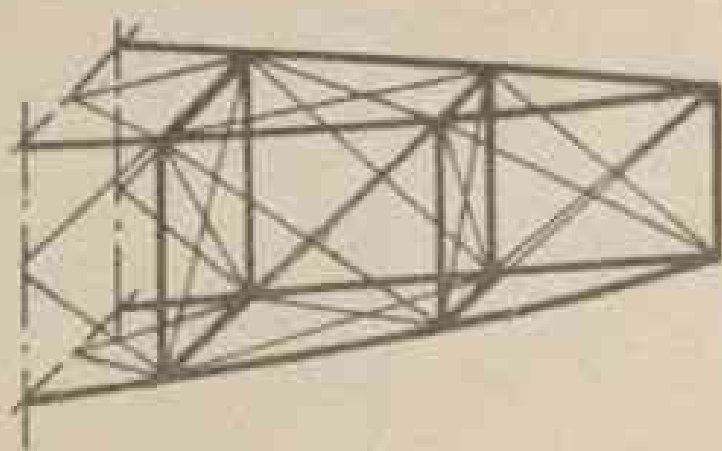


FIG. 27.

fuselage en vol et d'un revêtement léger fixé sur cette charpente qui a pour but de donner la forme extérieure convenable. La charpente se compose de quatre *longerons* entretoisés par des *montants* et des *traverses*, le tout croisillonné par des câbles ou des cordes à piano exactement comme la poutre armée du biplan. — Le croisillonnage peut d'ailleurs être rigide au lieu d'être souple et les poutres latérales, supérieure et inférieure cons-

tituant la charpente peuvent être des poutres en N ou des poutres de Warren au lieu de poutres en treillis classiques.

Pour rendre la charpente indéformable à la torsion on la croisillonne intérieurement suivant un des procédés suivants :

Ou bien on réunit par des cordes à piano les sommets opposés du parallélépipède formé par les mêmes travées des 4 longerons, les mon-

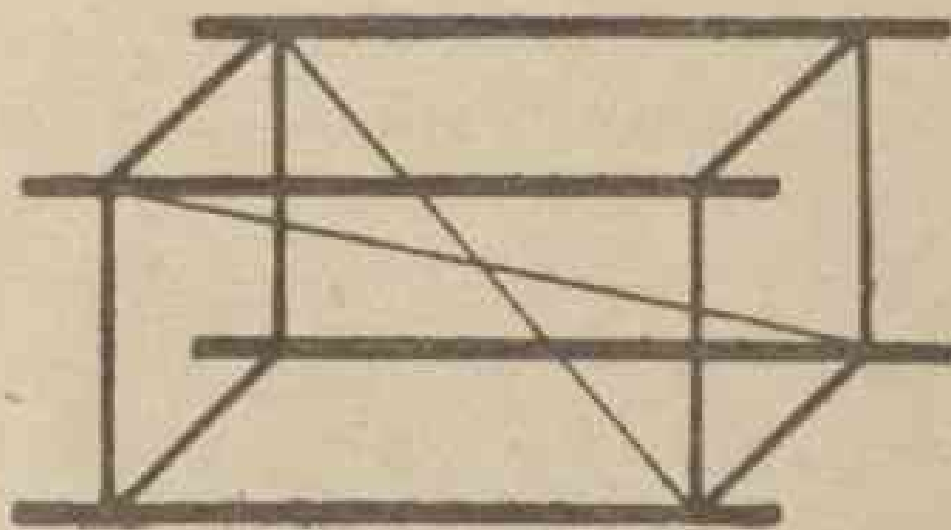


FIG. 28.

tants et les traverses correspondants de façon à en matérialiser les diagonales, solution lourde et qui a l'inconvénient d'empêcher la circulation dans le fuselage ou d'en rendre l'aménagement intérieur difficile.

Ou bien on se contente de croisillonner les panneaux formés par les 2 montants et les 2 traverses situés dans la même section droite du fuselage. — Ce croisillonnage peut se faire par des haubans en Croix de Saint-André ou par une seule diagonale rigide, et dans ce cas on alterne le sens de la diagonale d'une travée à l'autre.

Les longerons supérieurs de fuselage sont placés de façon à être horizontaux quand l'appareil est en ligne de vol à l'altitude d'utilisation ; les longerons inférieurs sont relevés vers l'arrière et les deux poutres latérales convergent pour se réunir à un seul montant terminal appelé *étambot*. C'est à cet endroit que l'on fixe les empennages et la béquille.

A l'avant, les longerons se rapprochent également et viennent supporter le bâti moteur dans le cas où un moteur est placé à l'avant du fuselage. — Dans le cas où le fuselage ne porte pas de moteur, ils s'assemblent sur des cintres qui donnent la forme arrondie désirée pour la pointe avant.

L'ensemble de la charpente ainsi constituée est recouvert d'un revêtement en contre-plaqué, en tôle ou plus souvent en toile enduite et vernie posé sur une charpente légère fixée à la charpente et qui donne au revêtement le contour extérieur de moindre résistance à l'avancement.

Beaucoup d'avions ont maintenant leur fuselage fait en *coque*. Les coques en bois, dites fuselages *monocoques* sont constituées par un enrou-

lement de contre-plaqué assurant directement la forme extérieure (Spad, Nieuport) ; souvent aucune structure intérieure ne renforce ce revêtement qui suffit à résister aux efforts de flexion et de torsion. Cependant les coques sont parfois renforcées par un système de cerces transversales et de lisses longitudinales qui servent d'armature à l'enroulement de contre-plaqué.

Certaines coques métalliques (Junker) sont aussi formées par une simple tôle de duralumin enroulée comme un cornet. La tôle dans ce cas est ondulée de façon à lui donner la raideur locale qui empêche les plissements et les flambements secondaires.

Mais en règle générale, pour obtenir une meilleure finesse, le revêtement est fait de tôles planes cintrées et formées suivant le tracé de la coque. Dans ces conditions il serait insuffisant pour supporter tous les efforts, aussi est-il fixé par rivetage sur une carcasse intérieure faite de lisses longitudinales et de cerces transversales. La poutre ainsi formée est calculée pour résister aux efforts de flexion et le revêtement sert à la rendre indéformable et à lui permettre de résister à la torsion. (Dewoitine-Schneider, Latécoère).

Les coques présentent de nombreux avantages. Leur surface est mieux profilée et a une meilleure pénétration dans l'air ; en principe elles sont indérégables, elles facilitent l'aménagement intérieur grâce à la suppression des cadres et du haubannage transversal. Par contre elles sont difficilement calculables et sont généralement lourdes au moins pour les gros avions. En outre les attaches de cellule et du châssis d'atterrissage sont délicates à réaliser solidement.

La position du fuselage dans la cellule est assez variable et dépend des conditions de visibilité imposées par la mission de l'avion. Le fuselage est généralement posé sur le plan inférieur, l'aile peut être continue sous le fuselage (Morane), elle peut au contraire être interrompue, la surface inférieure du fuselage étant prolongée sans interruption (Farman-Breguet). L'aile supérieure est dans ce cas reliée au fuselage par les *mâts de cabane*. Toutefois certains appareils (Latécoère) ont le fuselage très haut et occupant tout l'entreplan, l'aile supérieure est dans ce cas posée directement sur le fuselage ou fixée en deux demi-ailes de part et d'autre du fuselage.

Il est assez rare sur les avions modernes que le fuselage soit placé entre les plans et fixé à des mâts centraux (Avion AR, Bristol fighter). Cette disposition est plutôt mauvaise, la partie du plan inférieur située sous le

fuselage porte peu et le laminage d'air entre ce plan et le fuselage augmente la résistance à l'avancement.

Enfin plus rarement encore, le fuselage peut être fixé sous le plan supérieur. Cette position a pour effet dans les monomoteurs de relever l'axe de traction dans le planeur ce qui rend le centrage plus délicat.

La longueur du fuselage est importante au point de vue de la mania-bilité et de l'efficacité des gouvernes. Dans les biplans, la distance du centre de gravité général de l'avion à la pointe arrière du fuselage est voisine de la demi-envergure de l'appareil. Quant à la partie avant du fuselage sa longueur n'a pas d'importance et elle est imposée par les conditions de bon centrage de l'appareil.

Multimoteurs.

La plupart des multimoteurs sont des multiplans car c'est ce type d'appareil qui se prêtait le mieux jusqu'ici pour les avions de gros tonnage nécessitant une puissance élevée.

La nécessité de placer plusieurs moteurs sur un avion ne tient pas toujours au fait qu'il n'existe pas de moteurs ayant une puissance suffisante pour réaliser les performances désirées. Le but des multimoteurs est surtout la recherche de la sécurité, mais pour que cette sécurité soit efficace il faut que l'avion puisse voler correctement avec sa charge au cas où un certain nombre de moteurs sont arrêtés, en principe la moitié du nombre total des moteurs. Il faudrait en outre que ceux-ci fussent accessibles en vol en sorte que le mécanicien puisse facilement procéder à de petites réparations, changement de bougie, vidange d'un filtre d'essence par exemple, et remettre le moteur réparé en marche grâce à un démarreur de bord. Le problème est difficile et loin d'être encore complètement résolu.

La solution idéale du multimoteur serait celle qui grouperait tous les moteurs dans une chambre des machines du fuselage central, où un mécanicien pourrait à chaque instant en surveiller le bon fonctionnement. La résistance à l'avancement totale de l'avion serait diminuée.

La difficulté réside dans la commande des hélices. M. Breguet a adopté sur le BrXXI une hélice unique commandée par un groupe quadrimoteur de 1000 CV grâce à un dispositif d'accouplement conjoncteur-disjoncteur qui débraye automatiquement tout moteur ayant une baisse de régime accentuée et qui permet de le rembrayer après vérification. Ce dispositif

très ingénieux a l'avantage qu'en cas d'arrêt d'un moteur il ne se produit aucun déséquilibre latéral de l'avion, mais il demande à être complété par une hélice à pas variable afin que le rendement reste bon même quand on n'utilise qu'une fraction de la puissance.

Sur d'autres appareils (Sopwith-Moineau, Bulton Paul Bodmin, Panall Possum) les moteurs au centre du fuselage actionnent par l'intermédiaire d'engrenages d'angles des hélices placées dans la cellule de part et d'autre du fuselage. Les transmissions permettent d'employer de grandes hélices démultipliées dont le bon rendement sur les avions lourds compense la perte de puissance due aux engrenages.

Enfin une solution originale est celle de l'avion américain Remington-Burnelli qui a été reprise en France sur une petite aviette monoplane De Monge, solution également à l'étude chez Dyle et Bacalan. Elle consiste à adopter pour le fuselage la forme d'une aile très épaisse dans le bord d'attaque de laquelle peuvent se loger deux ou trois moteurs côte à côte actionnant chacun une hélice tractive. Le fuselage grâce à son profil est porteur et participe dans une certaine mesure à la sustentation.

L'idée de grouper les moteurs dans une chambre des machines est relativement nouvelle et actuellement presque dans tous les avions multimoteurs, les moteurs sont répartis séparément dans la cellule et suivant leur nombre, les solutions adoptées sont très variables.

En général, le fuselage central subsiste. Si le nombre des moteurs est impair, il porte à l'avant un moteur avec une hélice tractive. Les moteurs latéraux sont placés de part et d'autre de ce fuselage dans la cellule, portés par de petites nacelles spéciales appelées fuseaux-moteurs.

Ces fuseaux-moteurs sont construits comme des fuselages ordinaires soit en coques soit en treillis, ils ont la même forme générale, mais avec un allongement beaucoup plus faible.

Certains appareils, beaucoup plus rares, ont au contraire deux fuselages portant à l'avant chacun un moteur avec une hélice tractive, tandis que l'équipage et le poids utile sont logés dans une nacelle centrale qui peut elle-même porter un moteur soit à l'avant soit à l'arrière avec une hélice propulsive. (Caproni, Monoplans Schneider-Curtiss). Les fuselages jouent le rôle de poutre de réunion : ils sont réunis à l'arrière par l'empennage horizontal et portent à leur extrémité arrière les dérives et les gouver-

nails de direction. Cette construction peut faciliter la réalisation d'un appareil militaire : elle peut être en effet avantageuse pour la visibilité des mitrailleurs et commode pour l'aménagement des lance-bombes. Par contre elle a l'inconvénient d'être lourde. En effet, dans le cas d'un atterrissage de côté, un seul fuselage pouvant rencontrer d'abord le sol, il en résulte une torsion de toute la queue, il est donc nécessaire de calculer ces fuselages avec un fort coefficient de sécurité, en sorte que l'ensemble des deux fuselages pèse plus lourd qu'un fuselage central unique.

La position des fuseaux-moteurs en hauteur dans la cellule est très variable. Pour le centrage et la stabilité des avions, il y a intérêt à placer l'axe de traction le plus bas possible dans le planeur, aussi le plus souvent les fuseaux moteurs sont posés sur l'aile inférieure (Farman Goliath). Quelquefois, ils sont fixés à mi-hauteur de l'entreplan à des mâts spéciaux de cellule disposés soit parallèlement soit en V (Farman 50, Potez, Handley Page). Ils peuvent enfin comme dans le Blériot 155 être posés sur le plan supérieur, mais ce dernier appareil est quadrimoteur et si deux moteurs sont sur le plan supérieur, les deux autres sont sur le plan inférieur.

Quand les fuseaux moteurs sont fixés à la cellule, leur poids en vol est en général opposé aux réactions de l'air et peut donc soulager la cellule dans une certaine mesure. Il n'y a donc pas avantage au point de vue du poids à faire porter les moteurs latéraux par le fuselage central en reliant les fuseaux moteurs à celui-ci par un système de barres formant console (Latécoère).

Dans les triplans, les fuselages sont généralement posés sur le plan inférieur et les fuseaux-moteurs fixés au-dessus ou au-dessous du plan médian.

En plan, voici les dispositions les plus couramment adoptées.

1° *Bimoteurs* :

a) *Monofuselages*. — C'est le cas le plus général. Le plus souvent les hélices sont tractives comme dans le Goliath, les Wickers, Handley-Page, etc. Elles peuvent être également propulsives. Dans ce dernier cas pour éviter de reporter le centre de gravité trop en arrière, on est conduit à faire tourner les hélices entre les plans. Pour améliorer leur rendement et éviter le danger que représenterait une rupture d'hélice dans de telles

conditions, les ailes sont échanquées du droit des hélices (Gotha, Friedrichsafen).

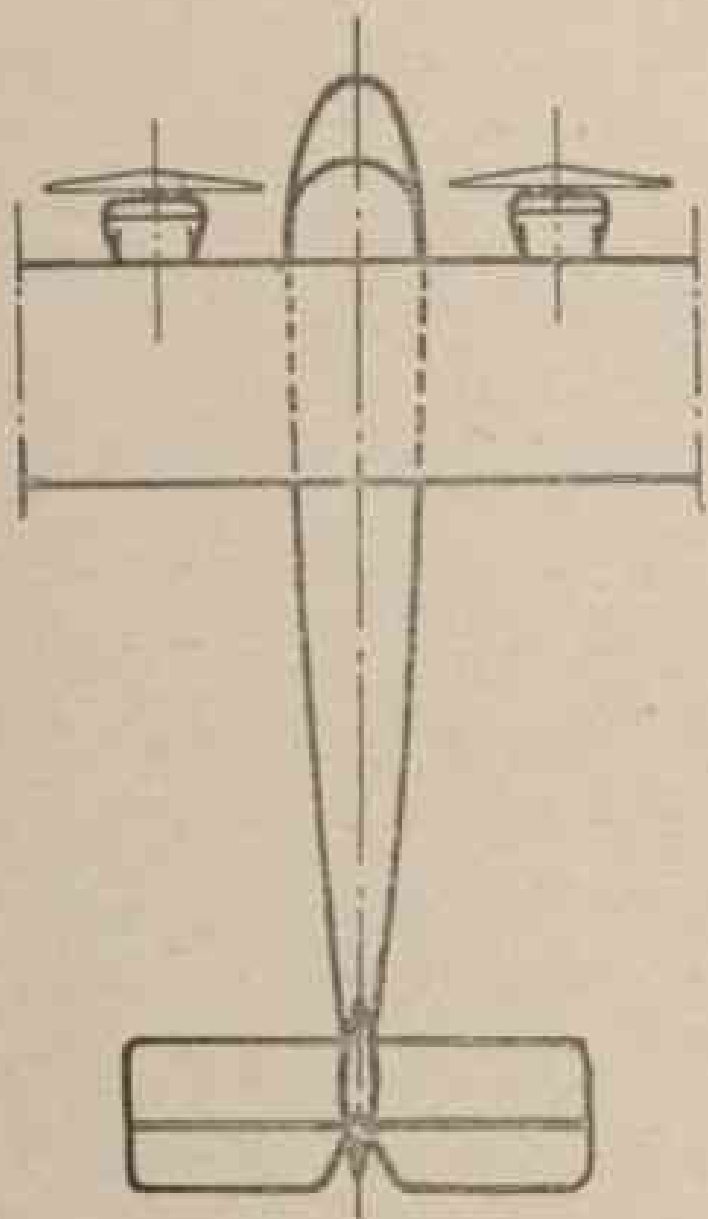


FIG. 29.

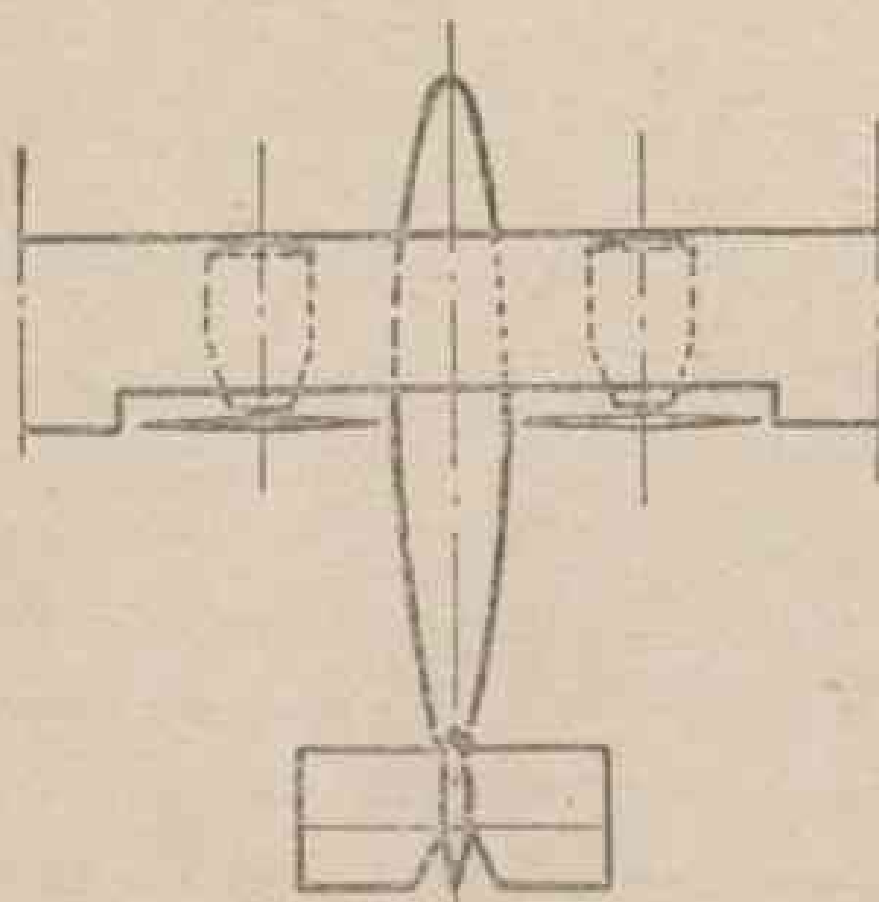


FIG. 30.

b) *Bifuselages*. — Les moteurs sont à l'avant des fuselages et les hélices sont tractives. Le pilote et l'équipage sont dans une nacelle centrale.

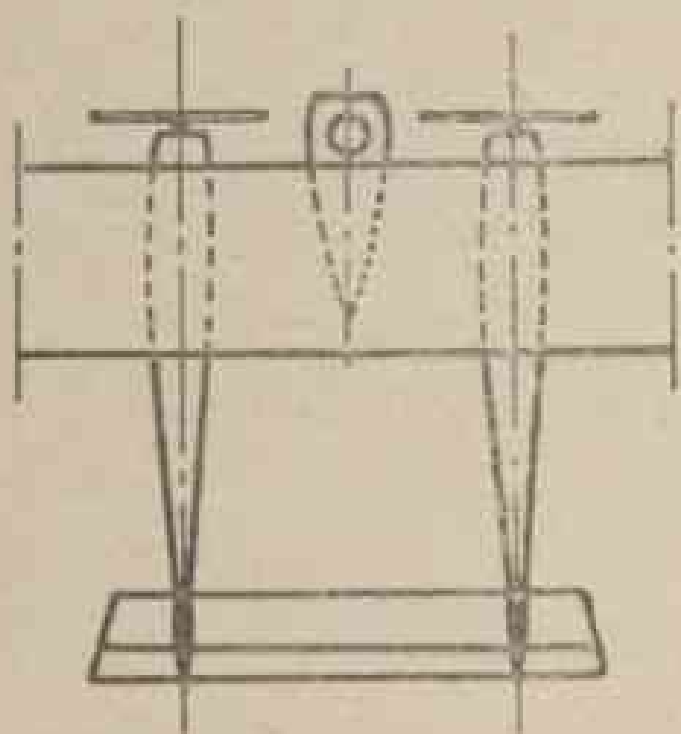


FIG. 31.

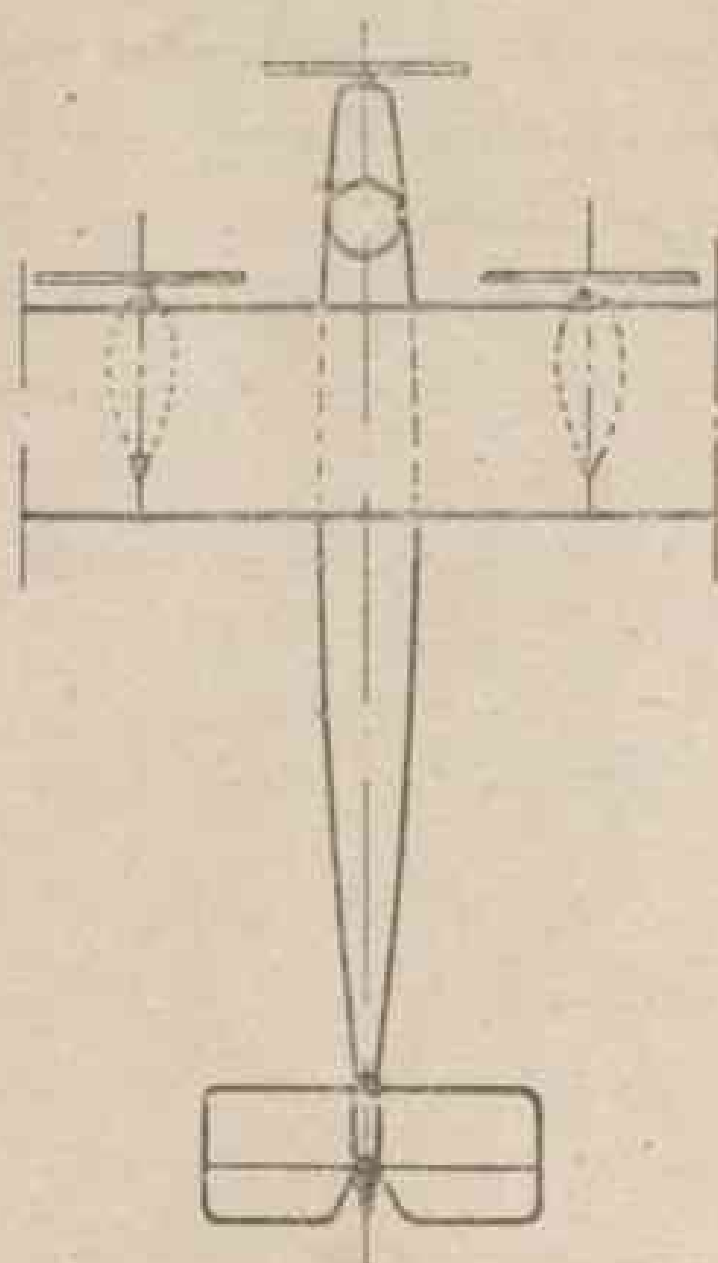


FIG. 32.

2° *Trimoteurs* :

a) *Monofuselages*. — C'est également le cas le plus général.

On peut avoir un moteur à hélice tractive à l'avant du fuselage et des moteurs latéraux à hélice tractive également portés soit par la cellule (Potez-Caudron), soit par le fuselage lui-même (Latécoère). Les moteurs latéraux pourraient être également à hélice propulsive.

b) *Bifuselage*. — Dans ce cas les moteurs latéraux sont à l'avant des fuselages. Le moteur central est généralement à hélice propulsive (Caproni) afin d'améliorer la visibilité du pilote qui se trouve alors à l'avant de la nacelle centrale.

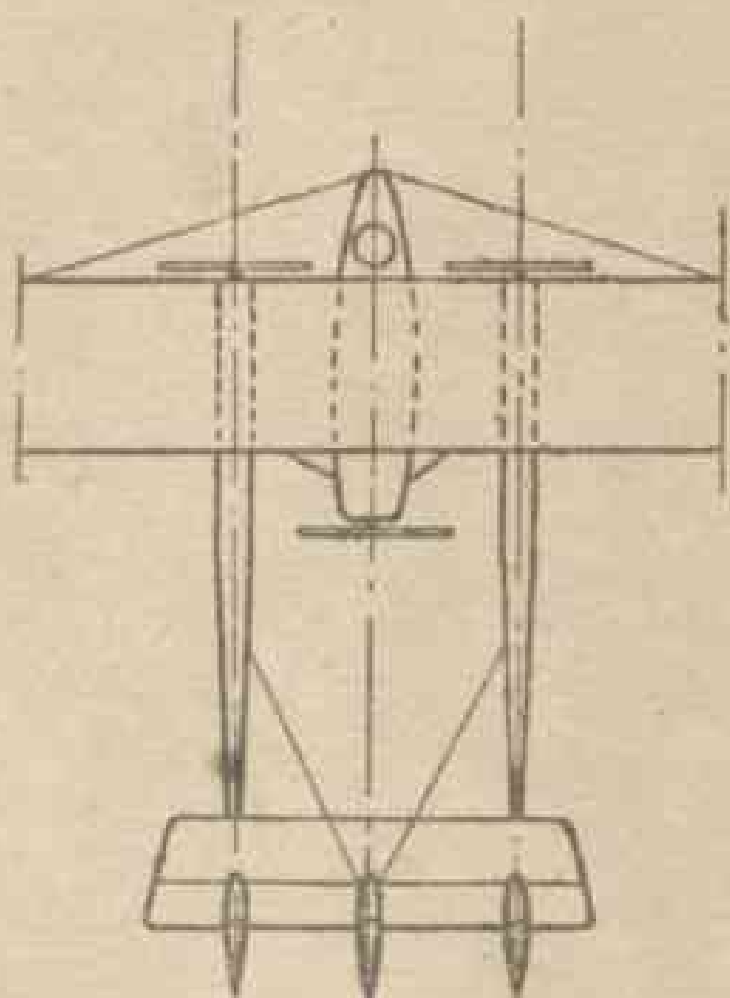


FIG. 33.

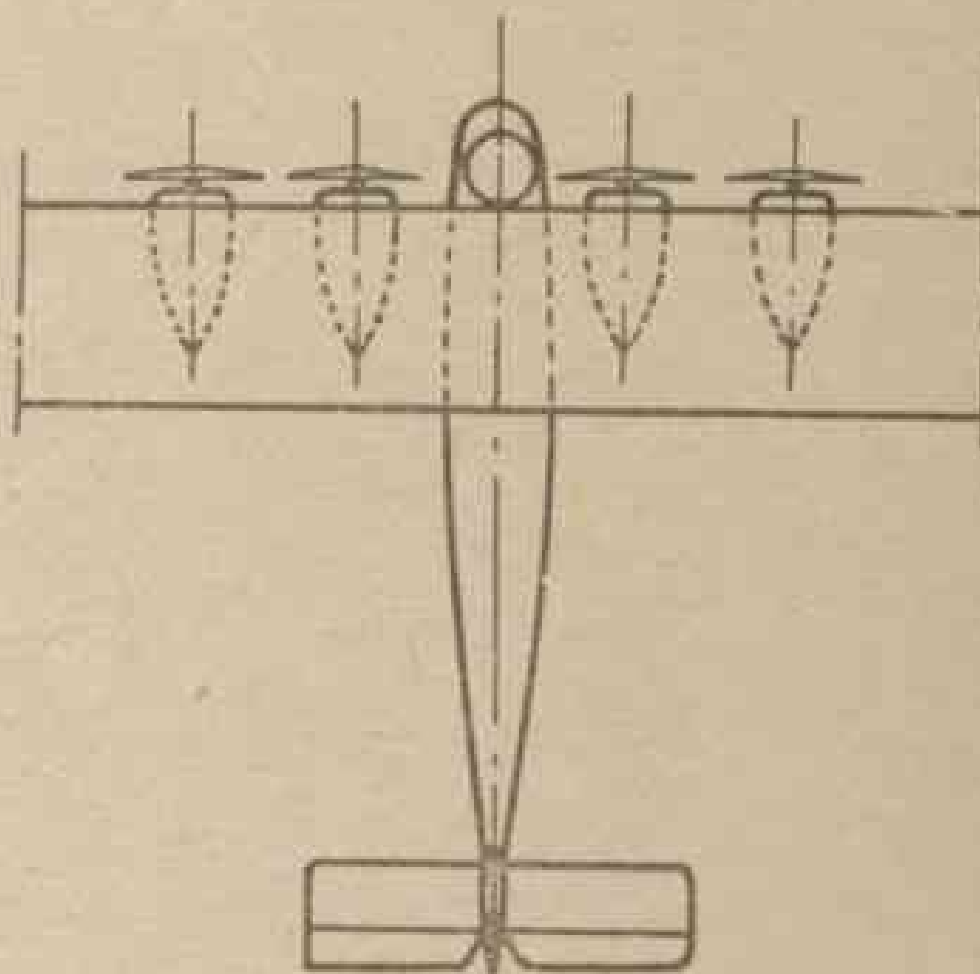


FIG. 34

3° *Quadrимoteurs* :

La solution la plus fréquente est celle des avions monofuselages. Les moteurs sont alors répartis deux à deux de part et d'autre du fuselage central.

1° Soit à l'avant, tous les quatre en ligne avec hélice tractive. (Les hélices propulsives rendraient le centrage impossible). Cette solution a l'inconvénient d'augmenter considérablement l'inertie transversale et de rendre l'appareil très peu maniable au gauchissement.

2° Soit deux à deux en tandem dans des fuseaux moteurs latéraux (Farman 140, Schneider, Latécoère 6). Cette solution conduit en général

à un centrage très en arrière qu'il est nécessaire de corriger soit en allongeant l'avant du fuselage (Farman) soit par un décalage des plans soit par une cellule en flèche (Schneider, Latécoère).

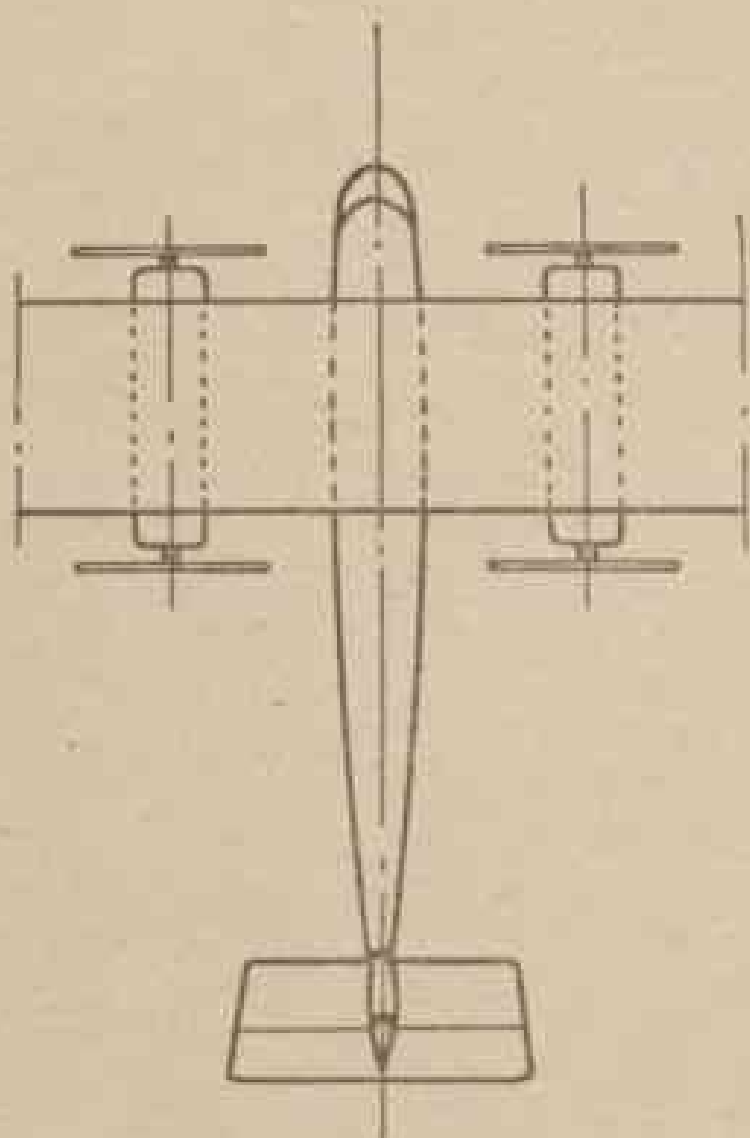


FIG. 35.

3° Soit les quatre moteurs de front : deux sur le plan inférieur, deux sur le plan supérieur (Blériot 155). Dans cette solution, les moteurs du haut sont difficilement accessibles et doivent absolument posséder un démarrage automatique. D'autre part, alors que dans les cas précédents,

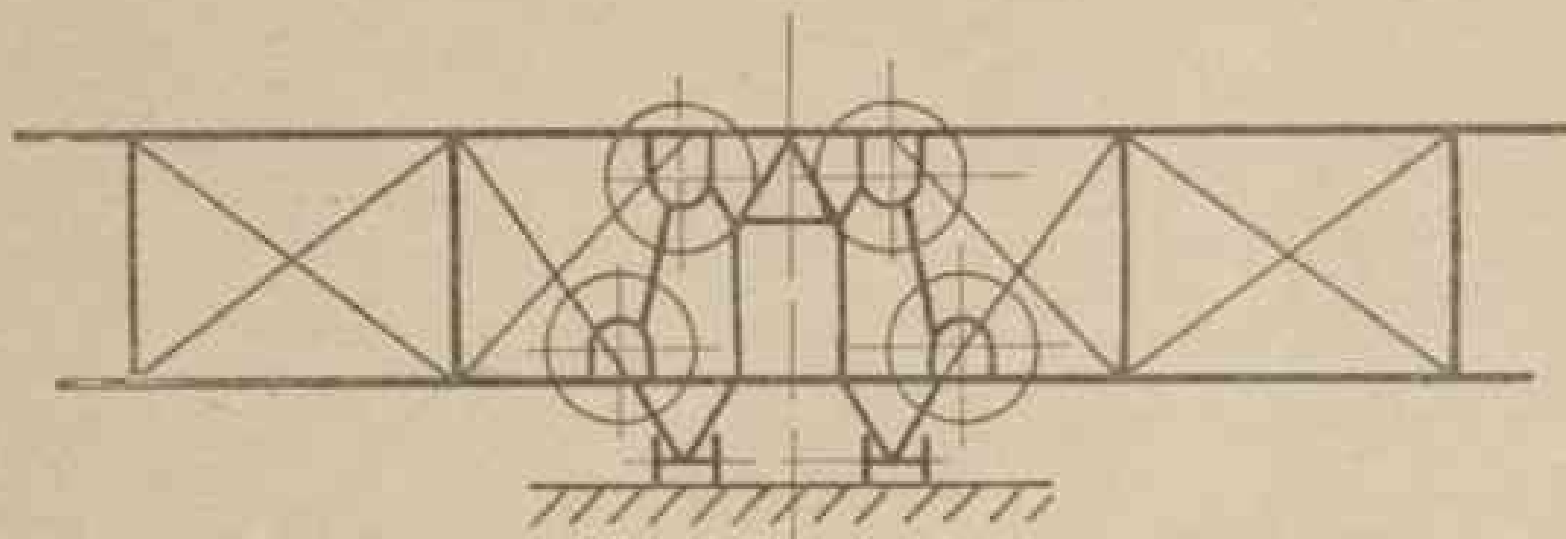


FIG. 36.

un mécanicien peut accéder aux moteurs en vol par des portes prévues à cet effet, dans ce dernier cas l'accessibilité aux moteurs supérieurs est impossible en vol. Enfin cette solution a le défaut d'élever l'axe de traction dans la cellule et de rendre le centrage très délicat.

Le nombre des moteurs sur un avion a rarement dépassé 4. Cependant on a construit des pentamoteurs (Caudron) ayant un moteur à l'avant du

fuselage central et les 4 autres, deux à deux en tandem dans la cellule. Les Américains ont même construit un avion, le Barling Bomber, qui possède six moteurs Liberty 400 CV répartis de chaque côté du fuselage à raison de deux en tandem et d'un troisième au-delà de ces 2 moteurs et actionnant une hélice tractive.

Il est évident que plus le nombre des moteurs augmente, plus le nombre de manière de les répartir augmente également et on pourrait imaginer de nombreuses combinaisons. Cependant dans l'état actuel de la construction aéronautique et pour un rayon d'action donné, il y a une puissance optima donnant le meilleur rendement et il n'y a pas intérêt à augmenter outre mesure la puissance totale et le nombre des moteurs, l'augmentation de puissance ne servant plus qu'à emporter le surcroît de moteurs et le combustible correspondant. C'est pourquoi n'a-t-on guère dépassé le quadrimoteur et ne paraît-on pas devoir aller au-delà avant d'avoir épuisé tout ce que cette formule peut donner.

4° L'ATTERRISEUR

Pour prendre au départ la vitesse de translation permettant l'envol, les avions doivent disposer d'organes permettant le déplacement au sol. Au moment où l'avion reprend contact avec le sol, les mêmes organes doivent pouvoir absorber le choc produit par l'atterrissage et freiner la vitesse pour permettre à l'avion de s'arrêter. L'ensemble de ces organes porte le nom d'*atterrisseur*.

Sur les premiers appareils, l'atterrisseur était constitué uniquement par des *patins*. C'était le cas de l'avion des frères Wright par exemple. Ces patins constituaient d'excellents freins ; ils rendaient les capotages à l'atterrissage très rares en raison du grand polygone de sustentation qu'ils fournissent, par contre au moment de l'envol, ils ne permettaient pas le déplacement de l'avion au sol. Aussi les frères Wright étaient-ils obligés de se faire lancer d'une plateforme spéciale au moyen d'une sorte de catapulte.

Pour obvier à cet inconvénient, on a très rapidement adapté des roues aux avions et l'emploi des roues fut au début combiné avec celui des patins (Farman Caudron G 3, et G 4). Au repos, l'appareil reposait sur le sol par l'intermédiaire des patins. Cependant un train de roulement constitué par des roues montées sur un essieu était fixe aux patins par des sandows.

Au moment de l'envol, sous l'action de l'hélice, l'appareil pouvait rouler sur ces roues, d'autant que le délestage dû à l'action progressive de l'air sur les ailes faisait que les patins n'étaient plus en contact avec le sol. A l'atterrissage au contraire, les roues s'effaçaient sous le choc dont la violence était amortie par les sandows et les patins venant en contact avec le sol donnaient un freinage énergique.

Ces atterrisseurs étaient tout à fait indiqués sur les avions à poutres de réunion dont les brancards inférieurs formaient les patins. Mais ils ont été complètement abandonnés sur les avions modernes à fuselage, malgré qu'ils freinent bien et qu'ils rendent les capotages difficiles en raison de la grande surface d'appui. Actuellement l'atterrisseur se compose presque toujours du *train d'atterrissage* proprement dit et de la *béquille*.

Le train d'atterrissage est fixé à l'avion par un bâti spécial, la béquille se trouve à l'arrière du fuselage sous l'étambot. Au repos l'avion repose sur le sol par ses roues et sa béquille, et l'axe du fuselage se trouve incliné de 12° à 15° vers l'arrière. Dès que le moteur tourne et que l'avion commence à rouler, la queue se soulève sous l'effet de la traction de l'hélice et l'avion se met en ligne de vol.

A l'atterrissage, l'avion prend contact avec le sol d'abord avec ses roues, puis la queue se pose à son tour et le roulement est freiné par la béquille. La forte inclinaison que prend l'avion à ce moment présente la cellule à l'action de l'air sous un très grand angle et favorise également le freinage. La béquille est une sorte de soc pouvant osciller dans le plan de symétrie de l'avion avec un amortisseur de rappel qui la maintient constamment appuyée contre le sol. On lui donne en outre souvent un léger jeu transversal pour lui permettre de franchir sans inconvénient les inégalités du terrain. Sur certains avions, comme l'avion anglais Parnall Possum, la béquille est remplacée par une roue fixée élastiquement au fuselage et un dispositif automatique freine cette roue proportionnellement à la réaction que le sol lui transmet. Cette disposition facilite les manœuvres au sol, mais est plus lourde, et donne un freinage moins énergique que la béquille qui est pratiquement universellement employée.

Sur les monomoteurs, le train d'atterrissage proprement dit est formé en principe par un bâti constitué par deux chevalets fixés à l'avant du fuselage à leur partie supérieure et portant à leur partie inférieure le train de roulement constitué par un essieu et deux roues.

Ces chevalets sont constitués par un système de barres parfois enfermées sous un capotage pour diminuer la résistance à l'avancement (Br -

guet 19). La forme la plus employée est la forme en V (Spad), ce qui permet de loger l'essieu dans la pointe du V ainsi formé.

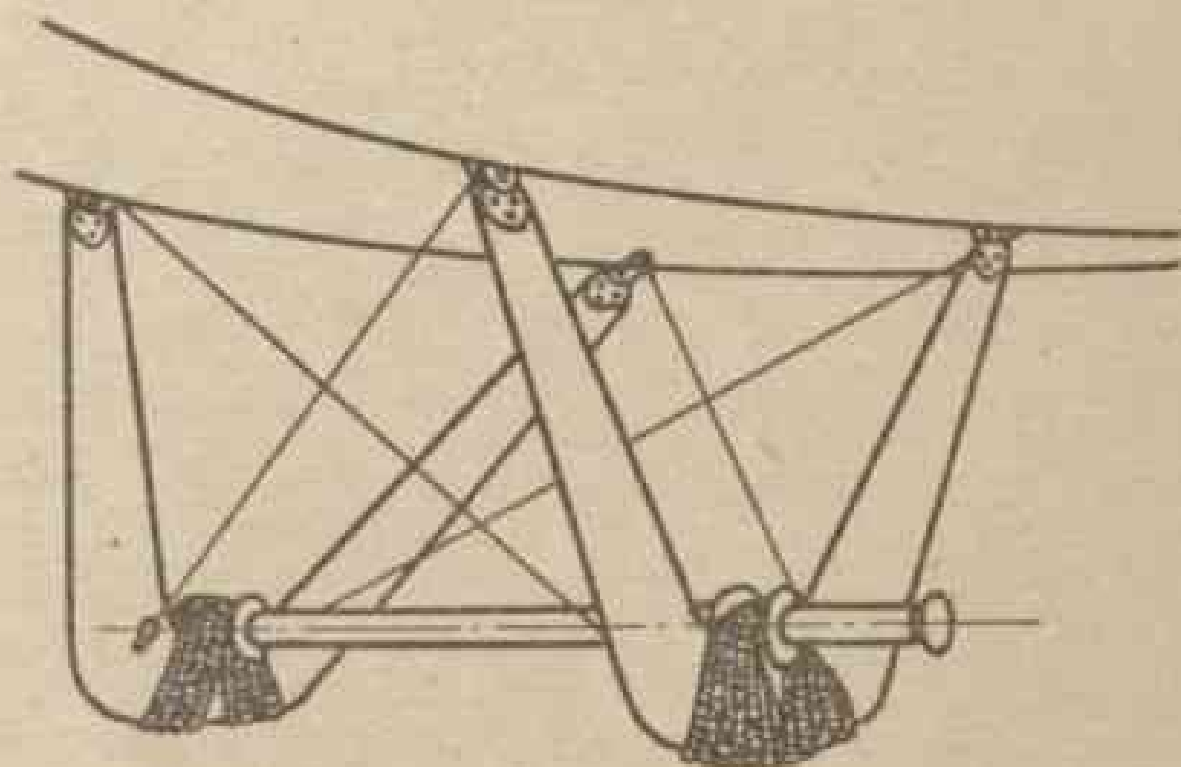


FIG. 37.

Toutefois les barres du chevalet peuvent être également disposées en N ou en M par exemple; elles sont réunies alors à leur extrémité inférieure par une barre appelée *patinage* sur laquelle repose l'essieu (Breguet 14).

Pour absorber les chocs soit au roulement au départ, soit à l'atterrissage, il est indispensable d'interposer entre l'avion et le train des liens élastiques, la déformation des pneumatiques de roues n'absorbant qu'une fraction insuffisante de la force vive.

Sur la plupart des avions, le bâti est relié rigidement au fuselage, tandis que le train de roulement est relié au bâti avec interposition de sandows. Dans ce cas, il est nécessaire de réunir les deux chevalets du bâti par une ou deux entretoises, de façon à rendre ce dernier indéformable. Cependant sur quelques avions (Breguet 19, Navy Curtiss) la roue est à moyeu élastique et porte elle-même son amortisseur. Dans ce cas l'essieu peut être fixé au bâti et lui servir d'entretoise. On gagne en légèreté et cette disposition facilite certaines formes de cellule dont il sera parlé plus loin (Breguet 19).

Sur de nombreux avions au contraire, le train de roulement est fixé rigidement au bâti, tandis que ce dernier est articulé sur le fuselage et est susceptible de se déformer élastiquement (Potez-Latécoère, Junker, Wickers). En général les chevalets du train sont en forme de V, une des barres est articulée au fuselage et l'autre est télescopable sous l'effet des réactions du sol. La déformation de cette barre est freinée soit par des sandows (Junker), soit par des rondelles de caoutchouc (Potez), soit par un dispositif oléopneumatique (Wickers).

En tous cas quel que soit le principe de construction du train d'atterrissage, un dispositif de sécurité doit empêcher qu'en cas de rupture des liens élastiques, des parties rigides de l'avion ne viennent en contact avec le sol (limiteurs de course).

Les liens élastiques les plus fréquemment employés sont les sandows. Ceux-ci ont l'inconvénient de restituer intégralement par élasticité l'énergie qu'ils ont absorbée en s'allongeant et de faire rebondir l'appareil après un choc. En outre ils sont fragiles et se détériorent rapidement.

Aussi maintenant on les double souvent par des amortisseurs (Beche-reau) qui ne résistent pas ou peu à l'allongement des sandows mais freinent par contre énergiquement leur retour à la position normale et absorbent l'énergie qu'ils avaient emmagasinée. Sur certains appareils même les sandows sont entièrement supprimés et remplacés par un seul amortisseur qui travaille dans les deux sens.

Dans les avions multimoteurs, le train d'atterrissage est formé de plusieurs trains élémentaires, de deux en général placés à l'aplomb des fuseaux moteurs latéraux qu'ils soutiennent au moment de l'atterrissage. L'écartement de ces trains est assez grand ; on a ainsi une voie large favorable à la stabilité, au roulement. Ces trains sont analogues comme principe aux trains monomoteurs. Ils se composent le plus souvent d'un chevalet vertical unique, convenablement contreventé pour résister aux efforts latéraux, et traversé par un essieu court portant une roue de chaque côté du chevalet (Goliath, Blériot 115). Parfois, le train élémentaire ne comporte qu'une seule roue généralement montée à glissière entre deux chevalets parallèles (Schneider, Lioré).

Les dimensions des roues sont déterminées par le poids de l'avion en ordre de marche : le train de roulement devant pouvoir résister à cinq fois le poids de l'avion. Ceci conduit à des roues de grand diamètre pour les appareils de fort tonnage. Mais les roues de grandes dimensions ont l'inconvénient de devoir être gonflées à des pressions élevées (5 à 6 kilogrammes au cm^2) pour éviter le déjantage du pneu. Comme la pression de contact de l'avion sur le sol est égale à la pression de gonflement, il en résulte que les avions munis de ces roues ont tendance à s'enliser en terrain mou. On pourrait parer à cet inconvénient en multipliant le nombre des roues sur les gros avions de façon à utiliser uniquement des roues de petit diamètre et à faible pression de gonflement mais en revanche on augmente beaucoup le poids et la résistance à l'avancement en vol. Il semble que pour les très gros avions il sera nécessaire de substituer aux roues

actuelles des dispositifs à grande surface d'appui comme la chenille par exemple. Des essais ont déjà été entrepris dans ce sens (Patins à chenille Chevreau); il y aurait grand intérêt à ce qu'ils soient poursuivis méthodiquement.

Pour éviter de détériorer les bouts d'aile inférieure en cas d'atterrissage latéral, on place parfois à l'extrémité de la cellule et sous le plan inférieur, soit des arceaux de bouts d'aile (Breguet 14), soit des béquilles (Farman, Goliath) destinées à prévenir les chocs et à les amortir.

De même, sur certains gros avions (Caudron, Farman), on a quelquefois placé à la pointe avant du fuselage une petite roue destinée à le protéger en cas d'atterrissage trop piqué : cette solution conduit à un supplément de poids et de résistance à l'avancement et n'est pas très efficace.

Sur l'avion anglais Handasyde, le train habituel porte en avant et est relié à lui élastiquement par des patins munis de roulettes qui en cas d'atterrissage piqué prennent contact avec le sol les premières. Ce dispositif a été ingénieusement perfectionné par M. Fritsch : les patins sont

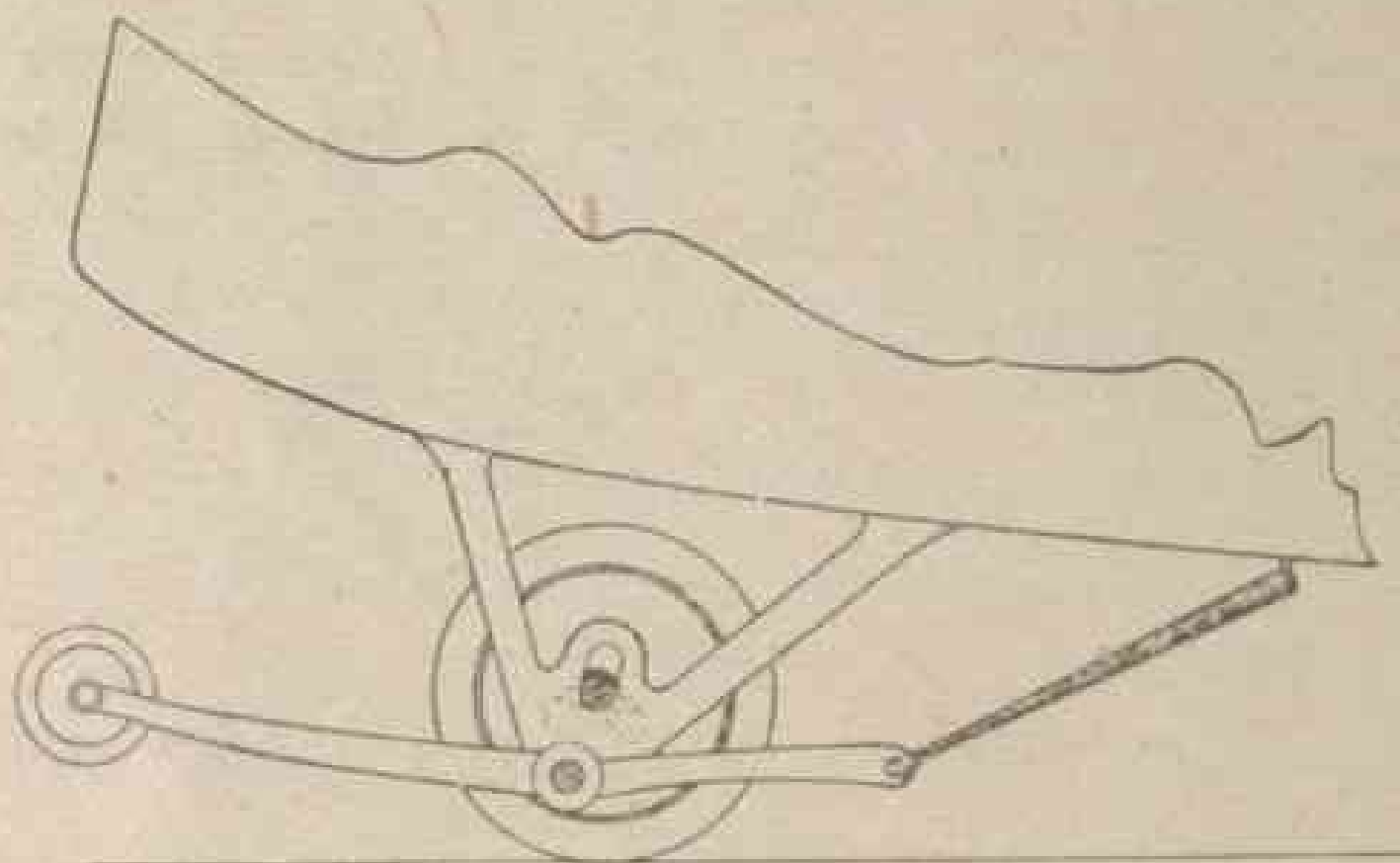


FIG. 38.

articulés sur l'essieu et reliés à l'arrière du fuselage par un sandow ; en sorte que dès que les roulettes touchent le sol, le sandow rappelle énergiquement la queue de l'avion vers le sol et s'oppose ainsi au capotage. Ce dispositif s'est montré très efficace et rendrait service soit sur des avions de tourisme soit sur des avions-école.

Le train d'atterrissage est toujours placé en avant du centre de gravité et on appelle *angle de garde* l'angle que fait avec la verticale passant par le centre de gravité la droite qui joint ce point au point de contact des roues avec le sol. Quand l'avion repose au sol par ses roues et sa béquille,

n'y a pas d'inconvénient à ce que l'angle de garde soit assez grand (12° à 15° environ). Cette position est au contraire avantageuse car, à l'atterrissage, dès que la queue est au sol, la cellule se présente à l'air sous un très grand angle d'attaque qui favorise le freinage et amortit rapidement la vitesse restante horizontale. Au contraire, quand l'avion roule au sol en ligne de vol pour prendre le départ, un angle de garde faible (3° à 5°) est suffisant ; un grand angle de garde, spécialement sur les appareils centrés en arrière, augmenterait contrairement à ce qu'on pourrait croire les chances de capotage.

Quelques appareils (Voisin, Potez, Hanriot) reposaient sur le sol en ligne de vol à la façon d'une voiture. Dans ces appareils la béquille est supprimée et le train se compose d'un certain nombre de trains élémentaires disposés de façon à ce que l'avion repose sur le sol uniquement sur des roues au nombre de 4 ou de 6 suivant le cas. Cette solution offre l'avantage de rendre les capotages presque impossibles. Par contre l'avion roule longtemps au sol à l'atterrissage. Pour l'arrêter on ne peut freiner ni sur les roues avant ce qui pourrait faire capoter l'appareil, ni sur les roues arrière, ce qui provoquerait des chevaux de bois si le freinage n'était pas parfaitement symétrique. On a obtenu d'assez bons résultats en freinant en arrière du centre de gravité par une petite béquille commandée par le pilote. Malgré ces avantages, cette solution lourde et d'une grande résistance à l'avancement a été abandonnée à peu près sur tous les appareils sur lesquels elle avait été essayée.

IV. — Caractéristiques particulières aux monoplans

Les monoplans présentent sur les multiplans des avantages aérodynamiques certains. Dans les multiplans en effet l'interaction des ailes diminue le rendement aérodynamique de la voilure. En outre la présence des mâts et du hautbannage crée des résistances à l'avancement importantes et diminue la finesse. Au contraire, un monoplan dont l'aile serait fixée de part et d'autre du fuselage en porte à faux sans le secours d'un contreventement quelconque aurait sensiblement la même finesse que l'aile seule et par conséquent le rendement aérodynamique optimum.

Mais les efforts de flexion et de torsion auxquels sont soumises les ailes en vol font que la construction de ce monoplan idéal est un problème difficile et qui conduit souvent à des poids de construction tels que l'ex-

cèdent de poids mort dû à la construction monoplane compense sensiblement le gain de rendement aérodynamique qu'elle procure. D'ailleurs tant que l'on a utilisé des ailes minces ou d'épaisseur moyenne, il a été pratiquement impossible de loger dans leur épaisseur des longerons d'inertie suffisante pour résister seuls à la flexion due aux actions de l'air et on a dû les contreventer par un haubannage extérieur approprié. Comme d'autre part ces ailes ne peuvent être chargées au-delà de 40 à 45 kilogrammes au mètre carré, la construction monoplane a été réservée longtemps aux avions de faible poids total qui ne conduisaient pas à une envergure exagérée.

L'emploi plus récent des ailes épaisses a rendu possible la construction des monoplans sans aucun contreventement extérieur pour deux raisons : d'abord parce que ces ailes peuvent abriter dans leur épaisseur la charpente suffisante pour résister seule aux actions de l'air, ensuite parce que ces profils peuvent être chargés lourdement au mètre carré (70 à 80 kilogrammes par exemple) et que dans ces conditions la surface totale nécessaire à un avion monoplane d'un poids donné est sensiblement la moitié de celle qu'il faudrait pour un biplan à ailes minces de même poids total et que par conséquent les dimensions du monoplane restent compatibles avec les possibilités de la construction et les exigences de maniabilité.

Aussi utilise-t-on de plus en plus la forme monoplane dans les avions modernes même de gros tonnage et nécessitant l'emploi de plusieurs moteurs.

Il résulte de ce qui précède que les monoplans se classent en deux grandes catégories :

- 1° *Les monoplans à haubannage ;*
- 2° *Les monoplans à ailes rigides sans haubans ou cantilever.*

1° *Monoplans à haubannage.*

Dans chaque catégorie, on peut encore classer les monoplans d'après la position de l'aile par rapport au fuselage.

Au début de la construction aéronautique, les monoplans étaient constitués par deux demi-ailes fixées de part et d'autre d'un fuselage central, contreventées par deux séries de haubans obliques l'une par dessous pour résister aux réactions de l'air dans le vol normal, l'autre par dessus pour soutenir l'aile à l'atterrissage, au repos au sol et dans le vol renversé.

Pour éviter de donner à ces haubans une trop grande obliquité, on les attachait au sommet de deux sortes de pyramides. La pyramide supé-

rière placée au-dessus du fuselage a pris le nom de *cabane* et ce nom s'est généralisé pour désigner aussi bien dans les monoplans que dans les multipplans l'ensemble des barres de fixation de la cellule au fuselage.

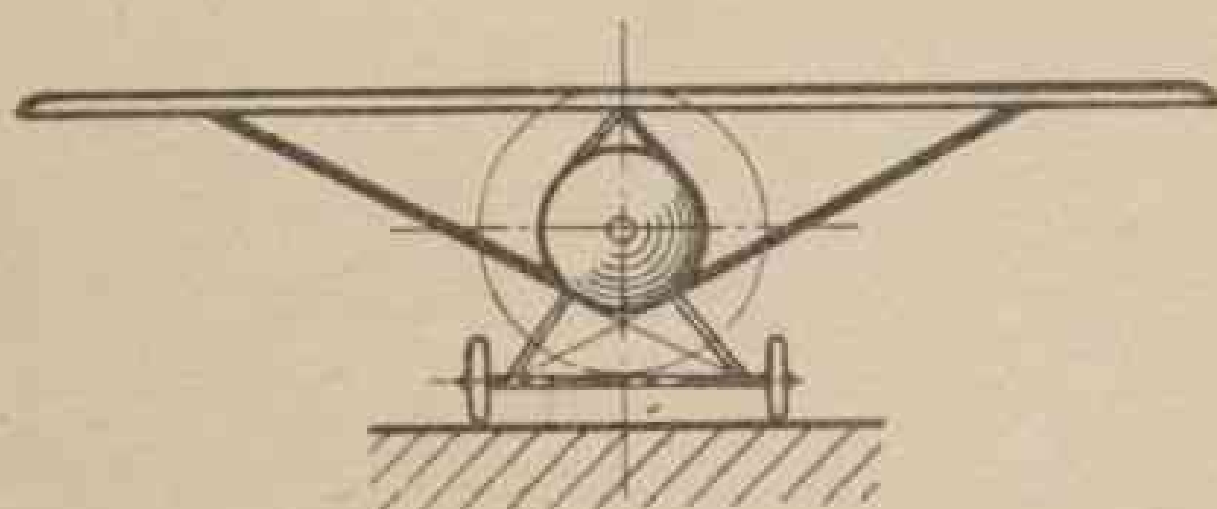


FIG. 39.

Pour diminuer la résistance à l'avancement, on supprimait souvent la pyramide inférieure et on fixait directement les hautbans de sustentation soit aux longerons inférieurs de fuselage, soit pour diminuer l'obliquité au bâti du train d'atterrissage. Cette dernière disposition n'est pas sans inconvénient car les chocs que supporte le train au sol sont transmis à la voilure et peuvent créer des dérèglages. Ce type de construction, à cause de la multiplicité des hautbans conduit à une mauvaise finesse ; il a été à peu près abandonné sauf pour les avions-école (Morane) auxquels on ne demande pas de performances importantes.

Actuellement on contrevente l'aile des monoplans par une seule série de contrefiches rigides qui, pouvant travailler indifféremment à la traction ou à la compression, suffisent à soutenir l'aile quel que soit le sens des efforts.

On peut dans ces conditions placer l'aile au niveau de la partie inférieure du fuselage, le fuselage reposant sur l'aile par exemple, avec des

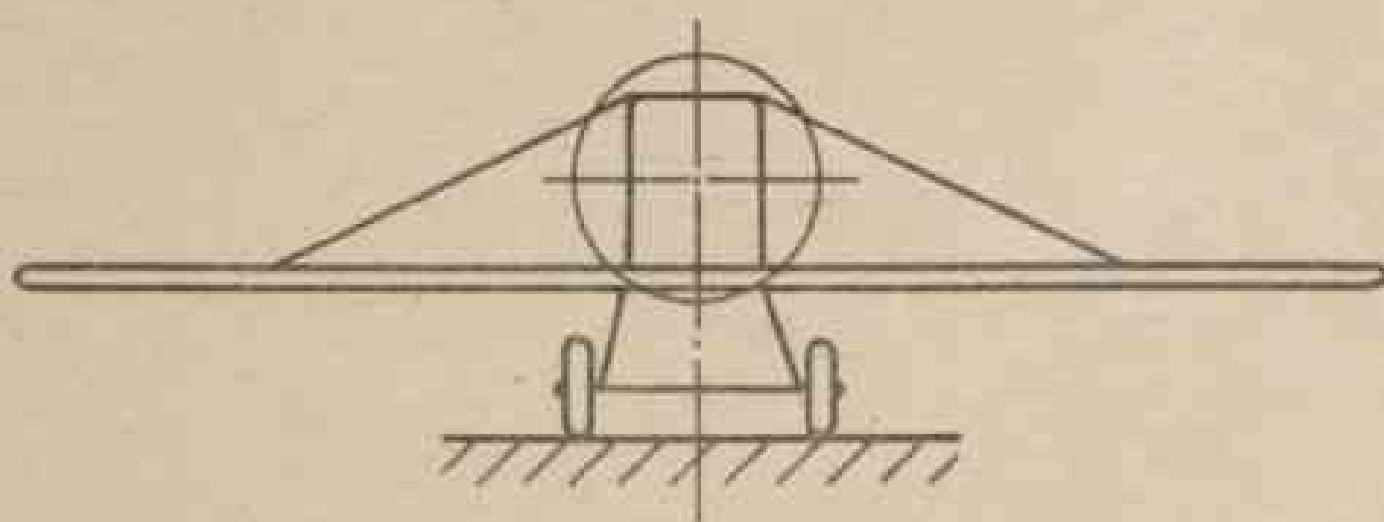


FIG. 40.

contre-fiches reliant l'extrados de l'aile aux longerons supérieurs de fuselage. On dit que le monoplane est à *ailles surbaissées, semi-cantilever par dessous* (Lioré-Olivier, Avia).

On peut également avoir la disposition *semi-cantilever par dessus*, l'aile étant au niveau de la partie supérieure du fuselage et contreventée par dessous à l'aide des mâts obliques fixés aux longerons inférieurs de fuselage (Dewoitine D14) ou au bâti du train d'atterrissage (Hanriot).

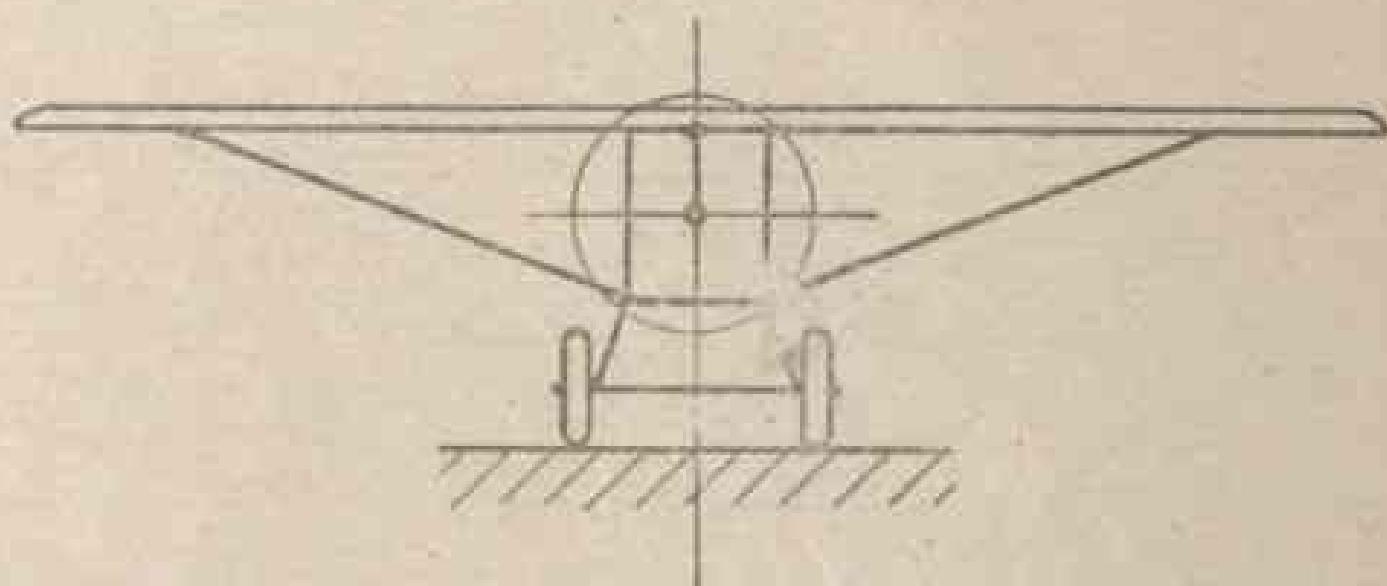


FIG. 41.

ce qui a l'inconvénient de transmettre à la voilure tous les chocs que supporte le train au départ ou à l'atterrissage. Dans ces deux types de monoplans la cabane est entièrement supprimée.

La forme de ces monoplans est en général mauvaise pour la visibilité, l'aile créant un angle mort considérable. Aussi adopte-t-on fréquemment la disposition en *parasol* (Gourdou, Dewoitine). Dans les monoplans parasols, l'aile est entièrement au-dessus du fuselage auquel elle est réunie par les mâts de cabane ; sa hauteur est déterminée de façon que le bord de fuite soit à hauteur de l'œil du pilote qui, dans ces conditions, peut voir facilement au-dessus et au-dessous du plan avec un angle mort très réduit.

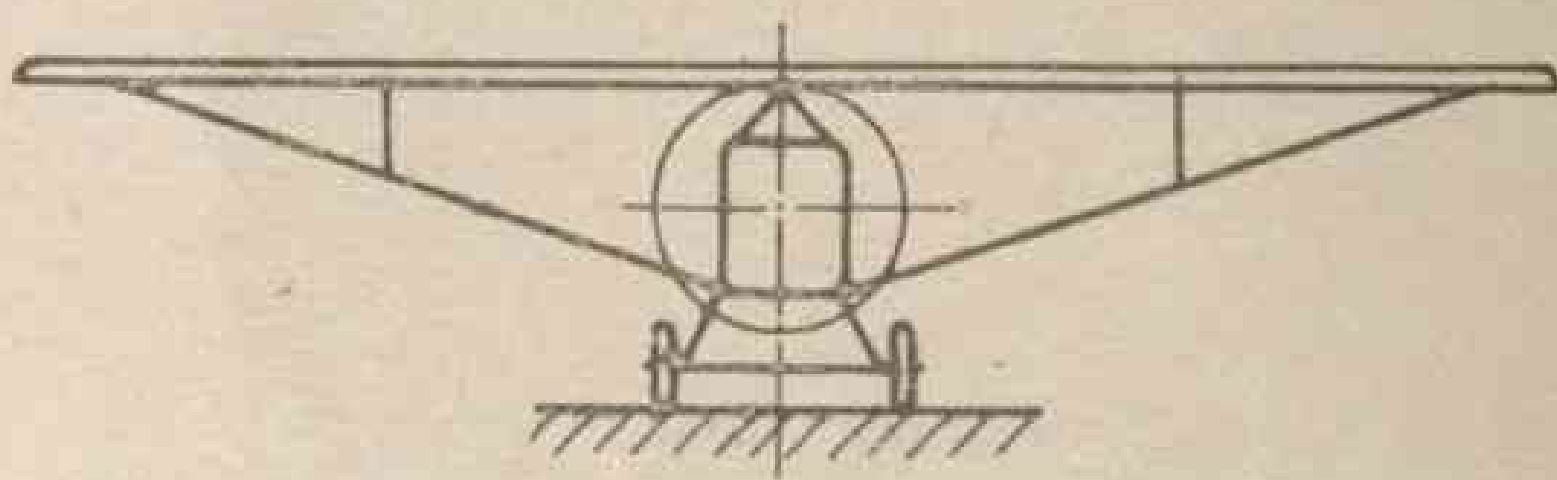


FIG. 42.

La cabane peut être triangulaire, rectangulaire ou trapézoïdale selon que les montants convergent au milieu de l'aile, sont parallèles entre eux ou divergents.

L'aile est contreventée par des contrefiches rigides réunissant les longerons d'ailes aux longerons inférieurs du fuselage ou au bâti du train d'atterrissage. En général, ces contrefiches sont au nombre pair par demi-

aile et forment des panneaux parallèles à l'axe du fuselage qui sont entretoisés par des cordes à piano en Croix de Saint-André, ce qui contribue à la résistance à la traînée et à la torsion. Certains constructeurs suppriment ce haubannage, mais le gain de poids et de résistance à l'avancement ainsi obtenu ne vaut pas de négliger la sécurité qu'il procure.

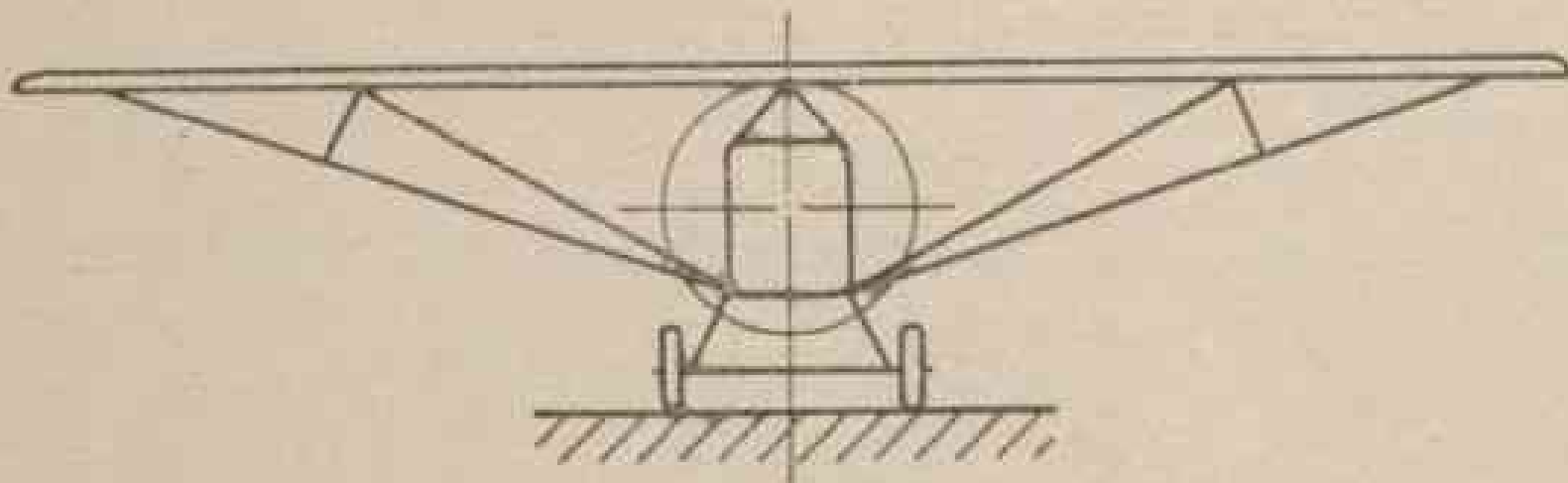


FIG. 43.

Quand les monoplans ont une grande envergure, on place parfois deux paires de contrefiches par demi-cellule : Ces contrefiches peuvent con-

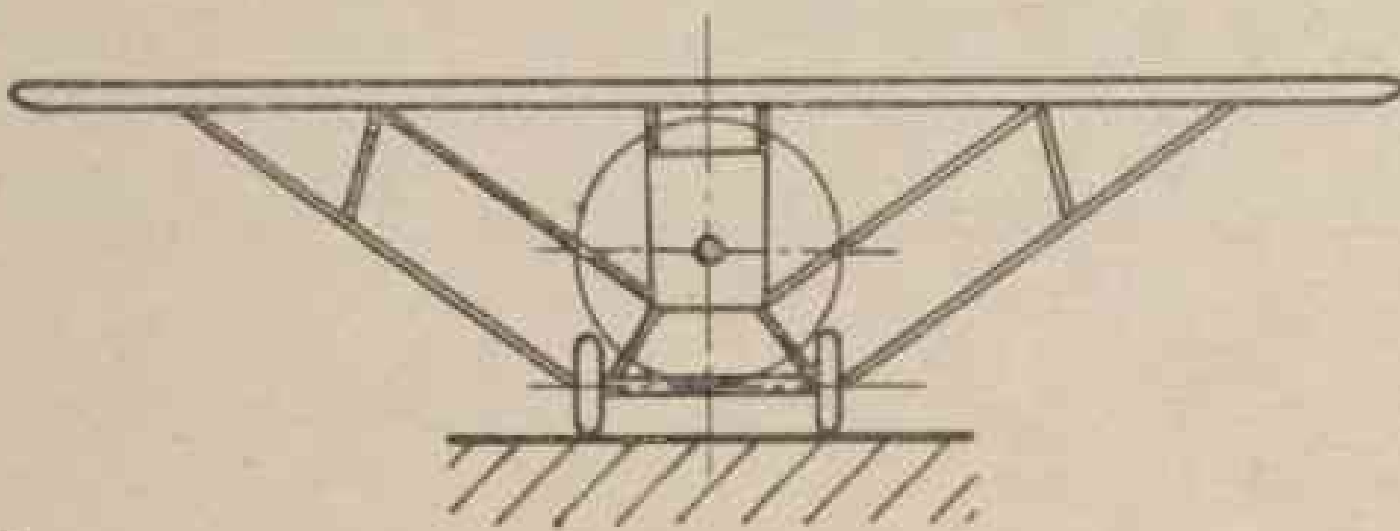


FIG. 44.

courir à une même attache sur les longerons inférieurs du fuselage (Gourdou) ou se fixer les unes au fuselage les autres au train d'atterrissage (Lioré-Ollivier Can2).

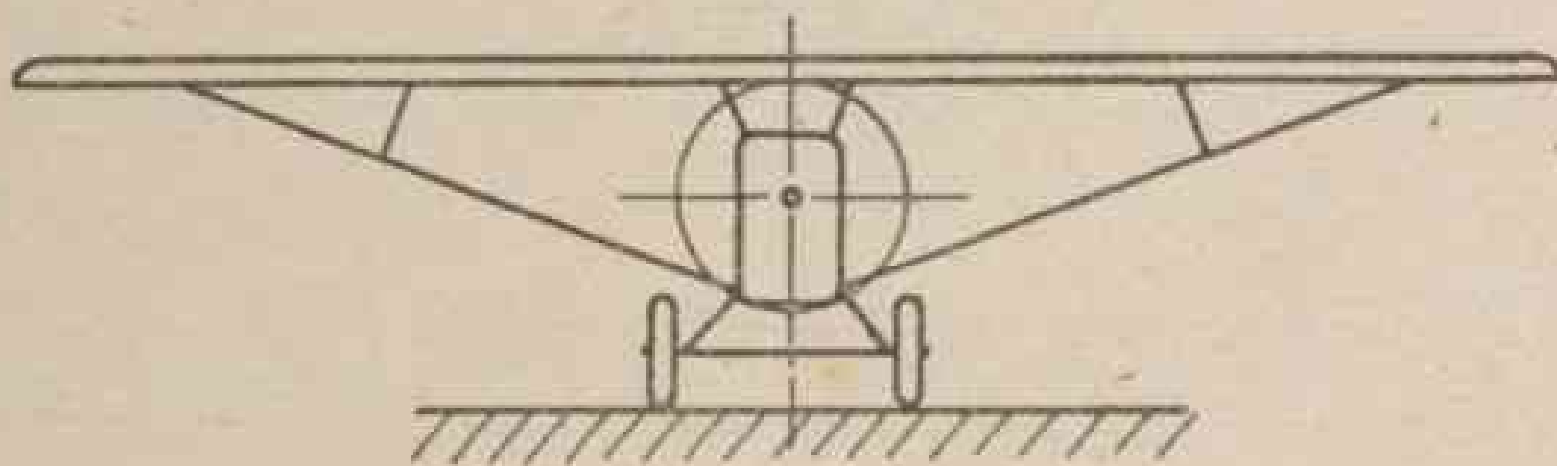


FIG. 45.

En raison de leur inclinaison et de leur longueur, ces contrefiches sont sujettes à flamber quand elles sont comprimées ; aussi est-on conduit par-

fois à les soutenir à l'aide d'un montant secondaire fixé d'une part à un longeron d'aile et d'autre part sensiblement au milieu de la contrefiche dont il réduit ainsi de moitié la longueur de flambage. En général le point d'attache au longeron d'aile est à l'aplomb d'un mât de cabane ou d'une autre contrefiche (Loire-Gourdou 180 CV) mais ce n'est pas indispensable si le montant ne sert qu'à éviter le flambage de la contrefiche et ne sert pas d'appui au longeron d'aile (Gourdou 33 C1, Schneider C2).

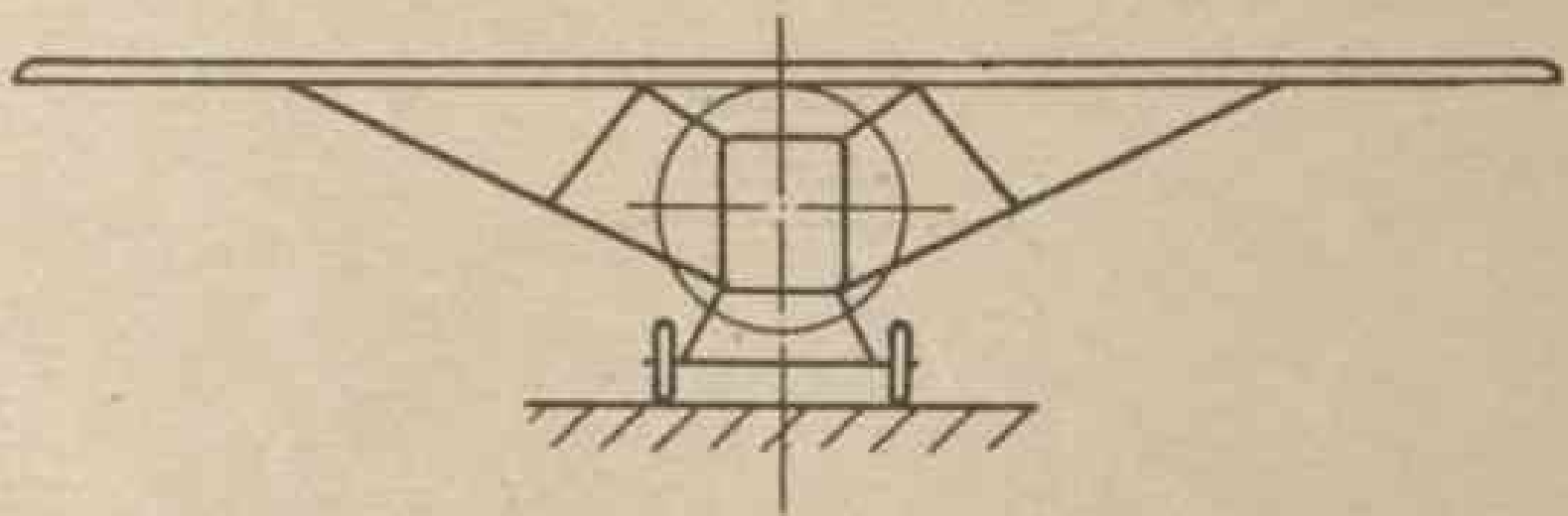


FIG. 46.

Pour faciliter la démontabilité et les rechanges, l'aile est généralement fractionnée : en deux demi-ailes égales, articulées ou encastrées à la cabane quand celle-ci est triangulaire ou fixées à un plan central quand la cabane est ouverte.

2° *Monoplans cantilever.*

C'est l'emploi des ailes épaisses qui a permis la construction des monoplans à ailes rigides ou cantilever. Ceux-ci comme les monoplans haubannés peuvent se classer d'après la position de l'aile par rapport au fuselage. On a ainsi :

a) Les monoplans à aile surbaissée (Junker), dans lesquels l'aile est au niveau de la partie inférieure du fuselage. L'aile est généralement formée de deux demi-ailes encastrées de part et d'autre du fuselage, l'épaisseur de l'aile permettant de réaliser un encastrement à peu près parfait des membrures.

b) Des monoplans dont l'aile est au niveau de la partie supérieure du fuselage (Fokker).

Quand l'envergure n'est pas trop grande, l'aile est d'une seule pièce et posée sur le fuselage auquel elle est fixée par des ferrures appropriées (Fokker). Le plus souvent, elle est formée de deux demi-ailes encastrées de part et d'autre du fuselage (Zeppelin).

c) Des monoplans parasol (Dornier Falk) dont l'aile d'une seule pièce est fixée à une certaine hauteur au-dessus du fuselage par l'intermédiaire de mâts de cabane.

Le choix de l'aile est soumis pour les monoplans aux mêmes règles que pour les multiplans, l'absence d'interaction rend seulement plus facile l'interprétation des essais au tunnel. La construction de l'aile est rigoureusement la même que pour les multiplans. Il en est de même pour ses formes générales. Toutefois pour réduire l'envergure et diminuer le porte-à-faux, on utilise très fréquemment la forme trapézoïdale, la grande base étant appuyée au fuselage.

En plan, les deux demi-ailes peuvent être dans le prolongement l'une de l'autre ou être « en flèche » c'est-à-dire formé en V ayant sa pointe vers l'avant.

En élévation, la voilure peut être droite ou présenter un V stabilisateur, en général pointe en bas, plus rarement pointe en haut (Bechereau).

Les gouvernes sont exactement les mêmes que celles des multiplans, construites et commandées de façon identiques.

Les fuselages sont également de même forme et de même construction. Presque tous les monoplans n'ont qu'un seul fuselage central ; cependant il existe des monoplans bifuselages avec nacelle centrale pour le pilote et l'équipage (Schneider). De même les trains d'atterrissage ne présentent aucune caractéristique particulière.

Les monoplans à haubannage sont en général des avions *monomoteurs* à hélice tractive. Ceci tient à ce que l'emploi des ailes minces d'épaisseur moyenne peu chargées au mètre carré, s'oppose pratiquement à la construction des monoplans de gros tonnage en raison des envergures auxquelles on serait amené. Cependant la forme « monoplan haubanné » n'exclue pas l'emploi d'ailes épaisses ou moyennement épaisses et par conséquent la construction d'appareils de gros tonnage *multimoteurs*. La solution la plus couramment adoptée pour ces appareils consiste à faire porter les moteurs latéraux par un tout petit plan inférieur, parfois même non entoilé, qui sert en même temps d'appui aux trains d'atterrissage et aux montants de cellule (Lat. 15, Jabiru, C. P. A. multiplace). On fait ainsi des bimoteurs ou des quadrimoteurs à moteurs latéraux en tandem. Il est évident que pour un nombre impair de moteurs, on peut toujours placer un moteur à l'avant du fuselage central avec hélice tractive (Jabiru trimoteur).

Dans le cas des monoplans cantilever, on peut également fixer les

moteurs latéraux à un petit plan inférieur très rigide qui supporte aussi le train d'atterrissage (Dornier).

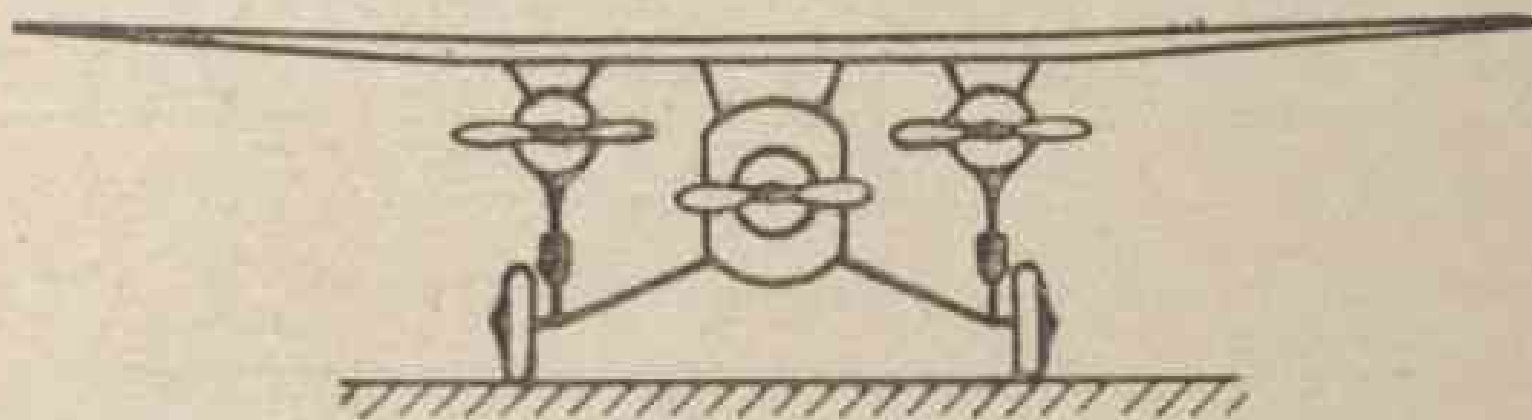


FIG. 47.

Mais souvent l'aile est assez épaisse pour que l'on puisse loger les moteurs dans le bord d'attaque et ceux-ci sont alors fixés à l'aile elle-même. On a ainsi, en monofuselage, des bimoteurs comme les Dyle et Baccalan Bn4, le quadrimoteur Zeppelin de Staaken ou le penta-moteur des chantiers de Penhoët ou, en bifuselage, des bimoteurs comme le Schneider multiplace ou le Curtiss bimoteur Liberty 400 CV.

Enfin on peut signaler une disposition très en faveur près des constructeurs allemands et qui consiste à placer les moteurs très au-dessus de l'aile sur un bâti fixé aux longerons et assez haut pour dégager complètement le cercle balayé par l'hélice. Cette disposition est très avanta-

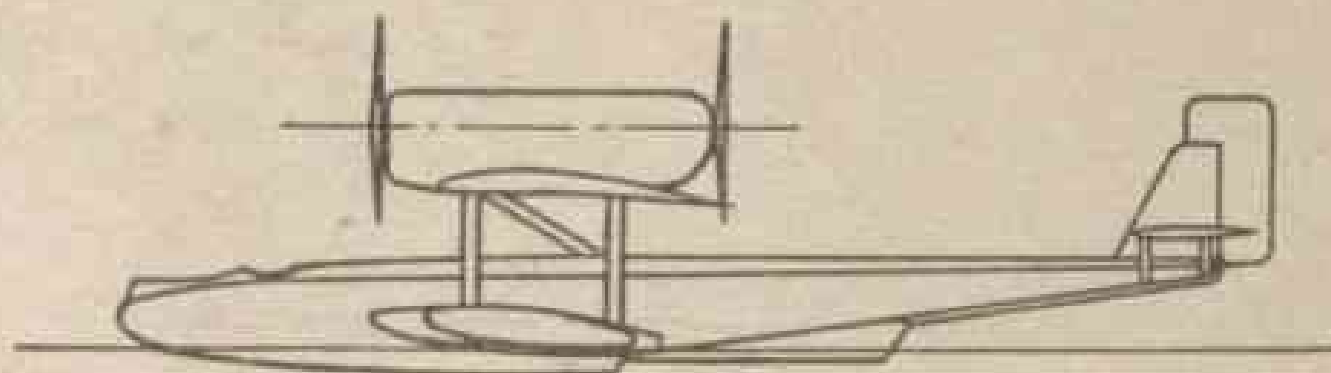


FIG. 48.

geuse pour les hydravions (Rohrbach, Dornier Wall) car elle éloigne les moteurs de l'eau et protège les hélices des paquets de mer; elle permet, en outre d'obtenir un bon rendement des hélices qui se trouvent dégagées de toute interaction. Elle a par contre le grave défaut de placer l'axe de traction au-dessus de la cellule et très au-dessus du centre de gravité, ce qui rend le centrage très délicat et peut même rendre l'appareil très dangereux au cas où le centrage est reporté accidentellement vers l'arrière.

V. — Doubles monoplans et variantes diverses de cellule

1° On donne parfois le nom de *doubles-monoplans* à des appareils monoplans ayant deux ailes l'une derrière l'autre en tandem (planeur Peyret-Maneyrol). Mais cette expression est plutôt réservée aux biplans dont les deux ailes ne sont pas réunies par des mâts et un haubannage de façon à constituer une poutre armée mais peuvent être considérées comme fixées séparément au fuselage comme des ailes de monoplan.

Le double monoplan parfait est celui dans lequel les deux ailes sont complètement en porte-à-faux sans haubans ni contrefiches d'aucune sorte

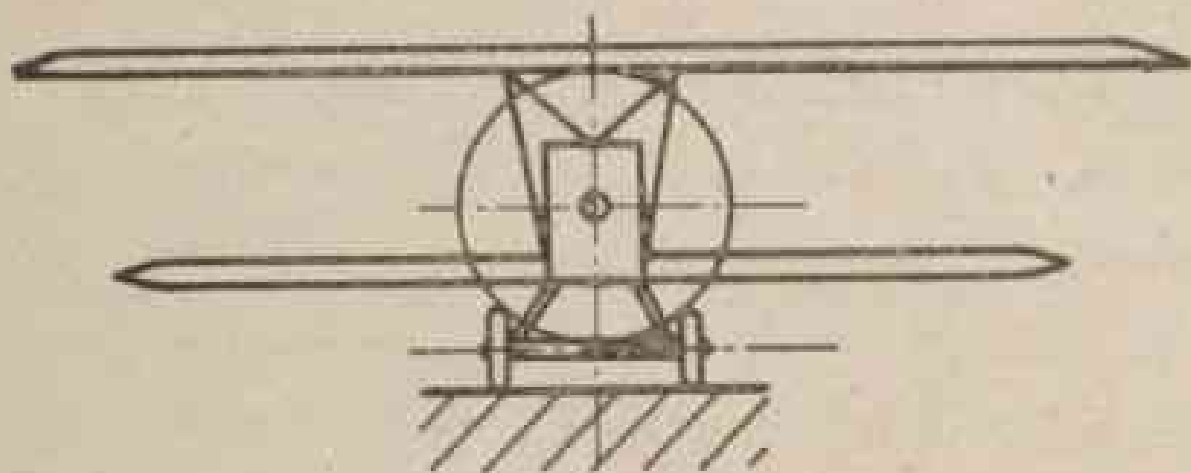


FIG. 49.

(Descamps). Mais, en vol, il se produit parfois des vibrations ou tout au moins un dérèglement relatif des deux ailes superposées. Pour remédier à ce défaut, Fokker a abandonné la forme en porte-à-faux complet et réunit les ailes près de leur extrémité par des mâts en tubes d'acier inclinés en raison du décalage des plans. Ces mâts sont contreventés parallèlement au

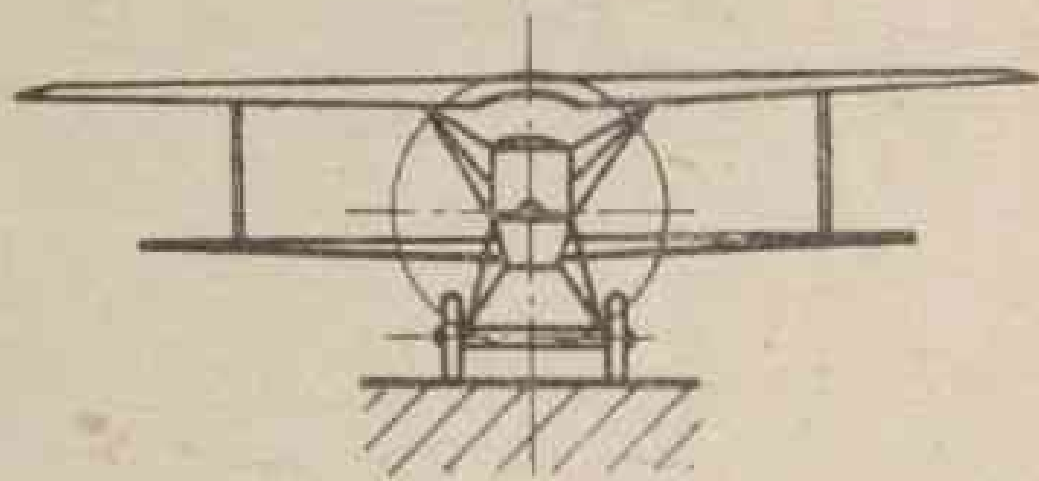


FIG. 50.

fuselage par une diagonale également en tube d'acier de longueur réglable. La présence de ces mâts a pour but de permettre le réglage de la cellule et de conserver ce réglage en vol (Avions Fokker D7, D9, D13). — Cette formule est sensiblement la même que celle de l'avion de chasse sesquiplan Bernard dont la cellule est constituée par un plan inférieur

de petites dimensions réuni par un monomât à un plan supérieur de grande envergure.

Dans de tels appareils il n'est pas absolument exact d'admettre que les ailes travaillent à la flexion séparément l'une de l'autre ; en fait leur élasticité propre joue un rôle et quand l'aile inférieure est très rigide et ne peut prendre que des flèches très faibles, elle sert effectivement d'appui au plan supérieur en sorte que le montant qui relie les ailes est comprimé ou tendu suivant les cas de vol et introduit dans les longerons d'ailes une tension ou une compression suivant son obliquité.

Il existe de nombreuses variantes de doubles-monoplans, par exemple le Breguet 19 A2. Dans cet appareil, les deux ailes sont réunies par un

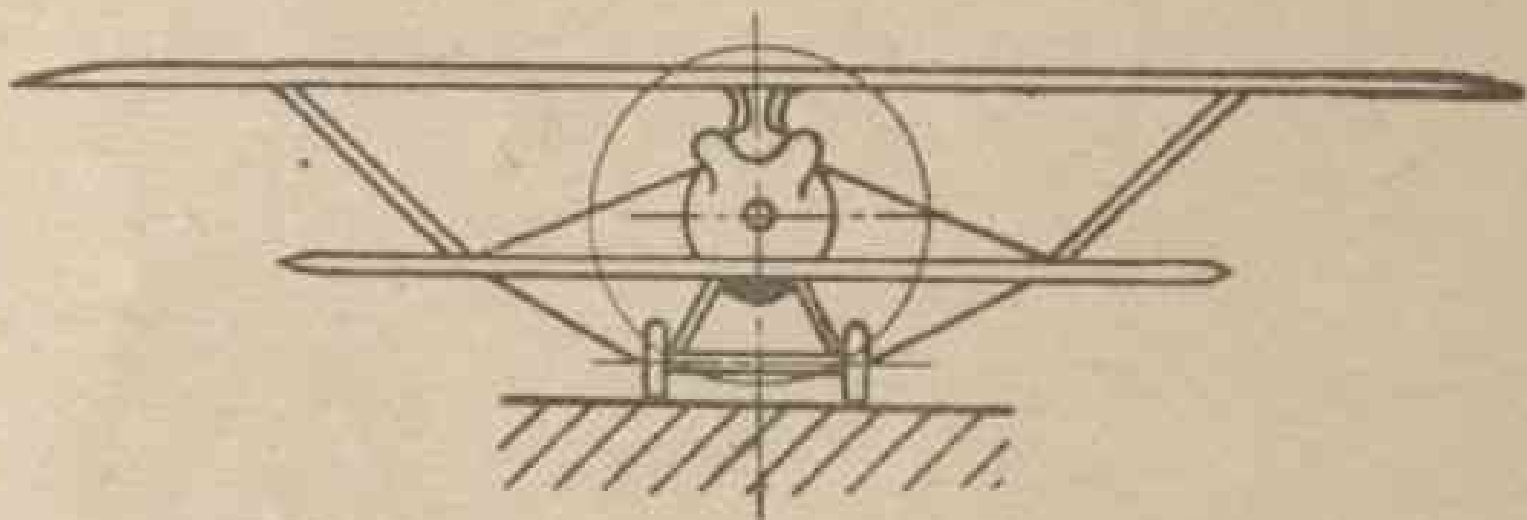


FIG. 51.

monomât incliné prolongé sous le plan inférieur par un haubannage fixé au train d'atterrissage. En outre pour les efforts inversés, un hauban

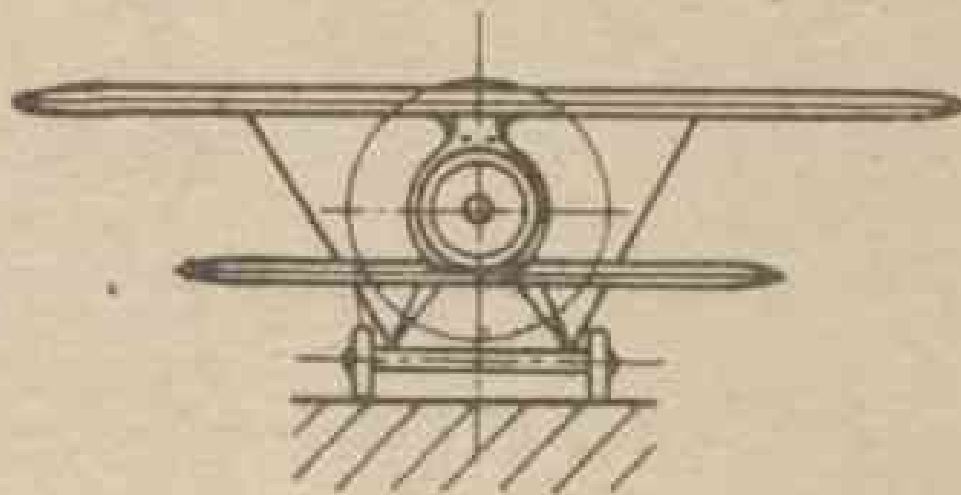


FIG. 51 bis.

relie l'aile inférieure aux longerons supérieurs de fuselage. Si donc on admet que les deux ailes se déforment parallèlement, l'aile supérieure est montée comme celle d'un monoplan parasol haubanné sur le train et l'aile inférieure comme celle d'un monoplan haubanné à aile surbaissée.

La suppression de nombreux haubans donne à ces cellules une excellente finesse, aussi la forme double-monoplan tend-elle à se répandre de plus en plus.

2° En dehors des types de construction classique qui font l'objet des chapitres précédents, il a été essayé de nombreux avions de conceptions variées. Les types qui ont été le plus fréquemment essayés sont les suivants.

a) *Type canard*. — On a donné ce nom, en raison de leur aspect, à des avions dans lesquels les gouvernes, plans fixes et gouvernails de profondeur et de direction, sont placées à l'avant de la cellule principale qui se trouve ainsi être rejetée à l'arrière. Dans certains de ces avions seules les gouvernes de profondeur étaient à l'avant et les gouvernes de direction restaient en arrière de la cellule.

Toutes ces solutions du début de l'aviation donnent une mauvaise finesse et ont été complètement abandonnées.

b) *Voilures en tandem*. — Les appareils à voilures en tandem dérivent en quelque sorte des appareils du type canard, mais les deux voilures sont sensiblement de même surface : tantôt c'est la voilure arrière qui est prépondérante (appareil Drzewiecki), tantôt c'est la voilure avant qui porte le plus (Planeur Peyret). Ces appareils ont été pratiquement abandonnés : leur rendement aérodynamique est médiocre en raison de l'interaction de la cellule avant sur la cellule arrière et leur maniabilité est en général mauvaise à cause de leur grande inertie longitudinale. Par contre, il est possible, en donnant des incidences différentes et convenables aux deux voilures, d'obtenir une très grande stabilité longitudinale et c'est la raison qui a conduit l'ingénieur Peyret à adopter cette solution pour son planeur de vol à voile. Dans ce dernier appareil les commandes étaient constituées uniquement par des ailerons situés sur toute l'envergure des deux ailes et qui, commandés par un différentiel, pouvaient agir soit comme ailerons de gauchissement pour le virage : les deux ailerons d'un même côté de l'axe du fuselage se relevant et s'abaissant en même temps, soit comme gouvernail de profondeur : les ailerons du plan avant s'abaissant tandis que ceux de l'aile arrière se relevent pour la montée par exemple. Grâce à cette disposition particulière, les commandes avaient une grande efficacité qui compensait l'accroissement d'inertie longitudinale.

Le constructeur italien Caproni, pour réaliser un appareil de très gros tonnage ayant cependant un encombrement admissible, a utilisé la formule des cellules en tandem. Le Capronissime, qui a été détruit accidentellement au cours de ses premiers vols, était en effet un hydravion à coque ayant trois cellules triplanes en tandem l'une derrière l'autre : les ailerons de la cellule centrale servaient au gauchissement, ceux des cel-

lules extrêmes à la profondeur. Malgré l'échec qui a arrêté les essais de cet appareil, la formule des cellules en tandem est à retenir à cause de sa grande stabilité malgré sa mauvaise finesse et son rendement aérodynamique médiocre.

VI. — Dispositifs de réduction de vitesse à l'atterrissage

La qualité qui est la plus recherchée dans les avions modernes tant civils que militaires est une grande vitesse à l'altitude d'ulitisation. Malgré que les ailes épaisses permettent d'obtenir ce résultat tout en conservant un grand écart de vitesse, il n'en résulte pas moins que la vitesse d'atterrissage est augmentée parallèlement et que l'atterrissage devient de plus en plus délicat avec les avions actuels très fins et très bons planeurs.

La facilité d'atterrissage est cependant une qualité très importante à rechercher dans le cas des avions de nuit par exemple et surtout pour les avions de transport. D'ailleurs les lignes de navigation tendent de plus en plus à effectuer des étapes de nuit ; il leur faut donc un matériel qui, tout en ayant une grande vitesse commerciale, puisse décoller et atterrir facilement même sur des terrains de faibles dimensions.

Aussi l'étude des dispositifs permettant de réduire la vitesse d'atterrissage présente-t-elle le plus grand intérêt. Ces dispositifs d'ailleurs doivent également faciliter le décollage en sorte que l'on peut dire que ce problème est intimement lié au développement de l'aviation commerciale.

La manœuvre classique d'atterrissage est la suivante : le pilote après une descente en piqué pour prendre son terrain, redresse l'appareil lorsqu'il est à une hauteur convenable au-dessus du sol jusqu'à ce qu'une perte de vitesse le fasse toucher terre roues et béquilles en même temps. Il est conduit donc à cabrer son avion jusqu'à l'incidence correspondant à la portance maxima de la cellule et, si ce n'était la force vive emmagasinée pendant la descente, il toucherait le sol avec une vitesse horizontale égale à celle du vol au sol sous cette incidence. La vitesse d'atterrissage est donc toujours plus élevée mais on en a une limite inférieure dans la vitesse horizontale au sol avec le Ky maximum et tout procédé susceptible de réduire cette vitesse réduira en même temps la vitesse d'atterrissage.

L'équation de sustentation au sol, sous le Ky maximum,

$$P = K_{y_m} S V^2$$

montre qu'il a deux procédés pour agir sur la vitesse d'atterrissage :

1° Agir sur le K_{y_m} , c'est-à-dire faire varier la portance maximum de l'aile.

2° Agir sur la charge au m^2 : $\frac{P}{S}$, c'est-à-dire faire varier la surface portante.

1° Action sur K_{y_m}

Pour obtenir des performances données : plafond et vitesse à l'altitude d'utilisation, le constructeur a dû choisir le profil optimum. Ce profil a un Ky maximum bien déterminé et il faudra donc déformer ce profil pour obtenir un Ky maximum plus élevé encore.

Certains appareils (Schmidt, Leyat) ont une cellule à incidence variable ; c'est-à-dire que le pilote peut faire varier, à l'aide d'une commande spéciale, l'incidence de la cellule sans changer l'inclinaison du fuselage. Ce dispositif a certains avantages : il permet de conserver le fuselage tangent à la trajectoire à toutes les attitudes ce qui améliore la vitesse et le plafond ; il permet dans une certaine mesure de réduire la longueur de roulement au départ ou à l'atterrissage. Mais il ne peut modifier en rien la vitesse horizontale avec laquelle l'avion reprend contact avec le sol puisqu'il ne modifie pas la portance maxima de la cellule. Or la plupart des accidents d'atterrissage sont dus à ce que cette vitesse est trop élevée et c'est elle qu'il importe de réduire.

De même les solutions du genre de celle des petits plans verticaux du Sopwith que le pilote pourrait démasquer après l'atterrissage ne sont que des freins au sol qui complètent l'action de la béquille mais sont sans action sur la vitesse de l'appareil au moment précis où il reprend contact avec le terrain.

Seule donc une modification du profil est efficace. Il existe plusieurs façons de la réaliser.

a) *Ailes flexibles*. — Un certain nombre de constructeurs (Dewoitine, de Monge, Lachassagne, Parker, Mead) ont étudié des ailes dont le pilote pouvait à volonté faire varier la courbure. Cette solution permettrait non seulement de choisir le profil le plus porteur pour l'atterrissage mais même

d'adapter le profil pour chaque régime et chaque attitude de vol. Mais elle est d'une réalisation difficile tant à cause du problème de la résistance



FIG. 51 ter.

mécanique des nervures déformables qu'à cause de celui de la commande du dispositif. Aussi les ailes flexibles ne sont-elles pas entrées dans la pratique, malgré de nombreuses études dont celle de M. Lachassagne qui est une des plus intéressantes.

b) *Ailerons de courbure.* — Les ailerons de courbure sont actuellement d'un emploi tout à fait courant (Fairey, Koolhoven, C. P. A.) à cause de leur simplicité et de leur efficacité.

Les ailerons de courbure sont des ailerons ordinaires mais qui peuvent être braqués simultanément dans le même sens dans les deux demi-cellules. Le plus souvent ce sont les ailerons de gauchissement eux-mêmes qui servent d'ailerons de courbure, le pilote pouvant à son gré les manœuvrer soit différentiellement pour le virage et la stabilité transversale, soit



FIG. 52.

dans le même sens pour l'atterrissage. Lorsque les deux ailerons sont abaissés en même temps, la courbure du profil est augmentée et également sa portance si celui-ci a été bien choisi. La résistance à l'avancement du nouveau profil ainsi obtenu est également augmentée, mais cette diminution de la finesse est plutôt favorable au but poursuivi car elle contribue au freinage rapide de la vitesse restante.

Par contre la modification de la courbure produit des déplacements importants du centre de poussée et il paraît que cette modification ne doit être employée que pour l'atterrissage exclusivement.

c) *Ailes à fente Handley-Page.* — M. Handley-Page a établi que lorsqu'on sectionnait une aile par une ou plusieurs fentes longitudinales, inclinées de façon à ce qu'il se produise un écoulement d'air à travers l'épaisseur du profil, le coefficient de sustentation maximum de l'aile était considéra-

blement augmenté. Cette augmentation est d'autant plus grande que le nombre des fentes est plus élevé. Bien entendu les résistances à l'avancement sont augmentées également mais, et ceci n'est pas sans inconvénient, est augmenté aussi l'angle d'attaque de portance maxima.



FIG. 53.

Ainsi les essais au tunnel ont montré qu'en mettant six fentes à un profil, on doublait son Ky maximum et que l'angle d'attaque correspondant passait de 15 à 45°.

La réalisation d'une aile à six fentes serait pratiquement impossible ; en outre le pilote, à moins d'une cellule à incidence variable, ne pourrait à l'atterrissage cabrer suffisamment l'appareil pour profiter de toute la portance de l'aile. Enfin, en vol normal, les fentes doivent être fermées et la difficulté de les clore hermétiquement fait qu'on perdrait des qualités de finesse du profil normal.

Pour ces diverses raisons, M. Handley Page ne place sur ses avions qu'une seule fente. Cette fente est placée dans le bord d'attaque qui comporte donc à l'avant une partie mobile que le pilote peut décoller en avant de l'aile au moment de l'atterrissage au moyen d'un système de biellettes. Ce dispositif réduit est d'une réalisation assez simple et donne d'assez bons résultats qui paraissent cependant moins efficaces que ceux que l'on obtient avec les ailerons de courbure.

2° *Avions à surface variable.* — L'équation de sustentation au sol montre que si l'on augmente la surface de la voilure avant d'atterrir, on diminue la charge au mètre carré et par conséquent la vitesse d'atterrissage. La surface variable est donc un des procédés de sécurité possible. Mais il n'est pas sans inconvénient, aussi n'est-il pas encore entré dans la pratique. En effet :

1° Si l'on différencie l'équation de sustentation on trouve :

$$\frac{2 dV}{V} = \frac{d \frac{P}{s}}{\frac{P}{s}}$$

donc une diminution de la charge au mètre carré de 50 % ne donne qu'une diminution de vitesse de 25 %, ce qui revient à dire que pour réduire la

vitesse d'atterrissage d'un avion de 100 km/h à 75 km/h, il faudrait doubler sa surface. Comme la réalisation des surfaces variables n'est pas sans difficultés, on n'est guère arrivé jusqu'ici qu'à augmenter la surface de 20 à 30 % et on voit que le bénéfice correspondant au point de vue de la vitesse d'atterrissage n'est pas très considérable.

2° La commande de variation de surface, la fixation des ailerons et leur commande sont autant de problèmes difficiles et qui s'ajoutent à la complexité de l'étude. — Pour les ailerons en particulier, une solution élégante consisterait à les supprimer et à obtenir la stabilité transversale par une commande différentielle de la surface variable. Pour le virage par exemple on pourrait réduire la surface portante de l'aile pivot et augmenter celle de l'aile marchante. Mais on ne disposerait plus pour l'atterrissage que d'une fraction de la variation totale de surface possible ce qui réduirait encore l'efficacité du dispositif.

3° Enfin en vol normal, l'avion vole avec la surface réduite, les surfaces supplémentaires étant télescopées par un procédé quelconque. Il s'en suit que le poids de construction d'un avion à surface variable, ramené à la surface d'utilisation, est fatalement plus élevé que celui d'un avion ordinaire. On perd donc en performances et en rendement et, en fin de compte, on peut concevoir la possibilité d'obtenir finalement avec un profil convenablement choisi et un avion ordinaire les mêmes performances, le même rendement et une vitesse d'atterrissage sensiblement la même qu'avec un avion à surface variable.

4° On peut encore ajouter que toutes les solutions essayées jusqu'ici nécessitaient des liaisons extérieures augmentant sensiblement les résistances à l'avancement.

Quoi qu'il en soit, pour faire varier la surface d'une aile on peut agir soit sur son envergure, soit sur sa profondeur. La première solution serait la meilleure, car en augmentant l'allongement, on augmenterait le rendement aérodynamique ; en outre la modification de la surface par l'envergure ne change pas la position du centre de poussée et par conséquent ne modifie en rien le centrage. Mais cette solution est d'une réalisation si difficile qu'elle n'a jamais été essayée dans la pratique.

Il est par contre beaucoup plus aisé d'augmenter la profondeur, mais on diminue l'allongement donc le rendement aérodynamique, on modifie également le profil et par conséquent le centrage.

Deux variantes de cette solution ont été essayées en France. La première due à MM. Gastambide et Levasseur a été essayée sur un biplan.

Dans cet appareil, les ailes inférieures, très étroites, pouvaient pivoter autour d'un longeron unique et servaient d'ailerons ; seules les deux demi-ailes supérieures étaient à surface variable. Ces ailes étaient en 3 parties découpées dans un même profil. La partie centrale était fixe, tandis que les parties extrêmes pouvaient se déployer l'une vers l'avant, l'autre vers



FIG. 54.

l'arrière de façon à doubler la profondeur. La surface totale, aile supérieure repliée était de 32m^2 et passait à 50m^2 environ aile déployée. La charge au cheval de l'avion était de 5 kg. 6, sa charge au mètre carré, surface réduite, 45 kilogrammes au mètre carré. Les résultats obtenus ont été les suivants : vitesse maxima 200 km. /h., vitesse d'atterrissage 60 km. /h. ; l'écart de vitesse était donc très intéressant. Par contre, malgré un poids au mètre carré pour la cellule seule de 9 kg. 400 (ailes repliées), la structure n'était pas extrêmement solide et en particulier la liaison des 3 parties de l'aile supérieure se déformait en vol.

La deuxième solution due à M. Bille consistait en une augmentation de la profondeur par le bord de fuite : la partie de surface mobile était normalement rentrée à l'intérieur de l'aile et pouvait sortir au gré du pilote par une commande actionnée soit à la main, soit par le moteur. Ce disposi-

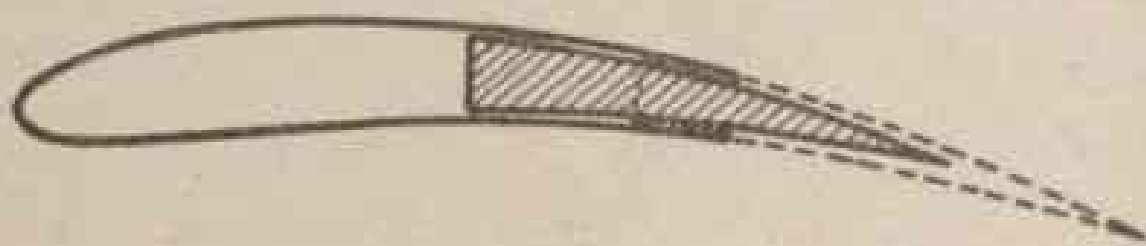


FIG. 55.

tif avait l'avantage de conserver à chaque instant un bon profil d'aile, il avait par contre l'inconvénient de décentrer l'appareil par suite de la différence de position du centre de poussée dans le cas de l'aile rentrée et dans celui de l'aile déployée. Enfin les ailerons faisaient partie de la surface coulissante et dans ces conditions leur commande présentait de grandes difficultés.

Une dernière solution de la surface variable très originale et très séduisante a été réalisée par M. Jammes. L'appareil de M. Jammes était un monoplan dont l'aile épaisse était formée de deux ailes accolées l'une sur

l'autre. L'aile inférieure contreventée par des contrefiches rigides montées à glissières sur le fuselage pouvait être décollée au moment de l'atterrissage et l'avion était ainsi transformé en un double monoplan dont l'aile



FIG. 56.

supérieure était entièrement en porte-à-faux. M. Jammes arrivait ainsi à doubler à peu près la surface, à conserver un bon allongement et à ne provoquer aucun décentrage ; toute question de poids de construction mise à part, il obtenait donc ainsi le maximum d'efficacité que l'on puisse attendre de la surface variable.

VII. — Rapports de position et de surfaces de différents éléments de l'avion

1° — *Centrage*

Le choix de la position à donner au centre de gravité de l'avion a une importance capitale, car de lui dépendent la stabilité longitudinale, la maniabilité et même, dans une certaine mesure, les performances. On définit généralement la position du centre de gravité en % de la profondeur de l'aile mesurée à partir du bord d'attaque.

Le *centrage* est l'opération qui consiste :

1° à déterminer la région dans laquelle on peut placer le centre de gravité pour que l'avion soit stable et manœuvrable à tous les angles de vol ;

2° à placer le centre de gravité dans cette région de façon à faire la plus grande vitesse possible à l'altitude d'utilisation ;

3° à déterminer le calage à donner au plan fixe stabilisateur pour qu'en vol horizontal, à l'altitude d'utilisation, le volet du gouvernail de profondeur se mette de lui-même dans le lit du vent et n'occasionne par conséquent aucune fatigue au pilote.

L'ensemble de cette étude doit être fait aussi complètement que possible dès l'établissement du projet et ses conclusions ne doivent pas être

perdues de vue pendant toute la construction de l'avion: Cependant la mise au point et les réglages définitifs ne peuvent être complètement achevés que grâce aux essais en vol.

Quand un avion vole horizontalement, il est en équilibre sous l'action des forces qui lui sont appliquées : c'est-à-dire son poids, la traction de l'hélice et la résultante des actions de l'air sur l'ensemble de la voilure :

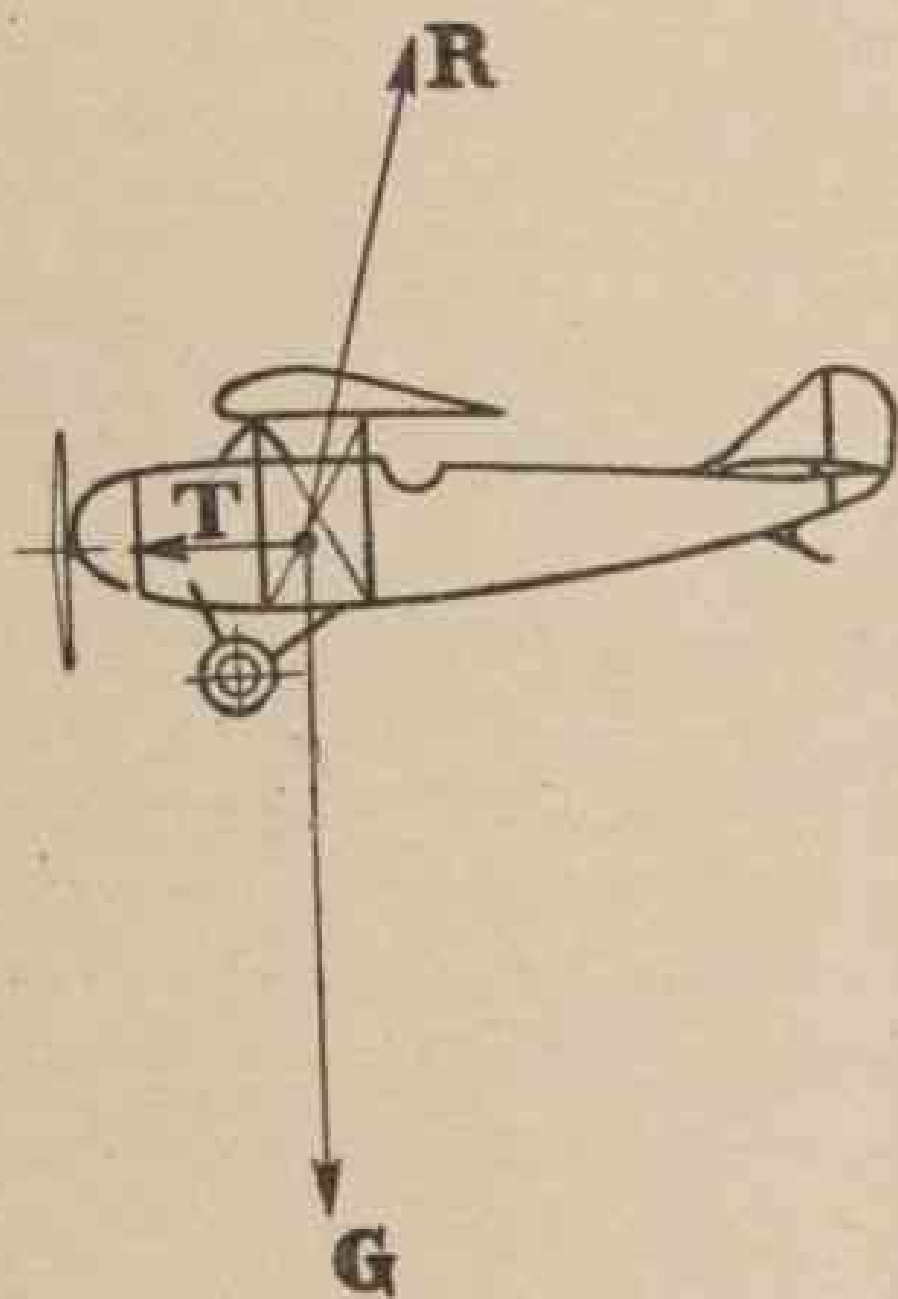


FIG. 57.

cellule et empennage horizontal. On dit que l'avion est stable s'il revient de lui-même à sa position d'équilibre quand une cause perturbatrice quelconque l'en a dérangé. Il faut pour cela qu'à toute perturbation de l'équilibre corresponde automatiquement un déplacement de la résultante des actions de l'air créant automatiquement un couple redresseur s'opposant à cette perturbation.

On s'est pendant longtemps contenté pour obtenir une bonne stabilité longitudinale de la règle empirique qui consiste à centrer les avions entre le $1/3$ et le $1/4$ de la profondeur de l'aile à partir du bord d'attaque. Cette règle simple donne en général satisfaction sur les avions utilisant les ailes minces ou d'épaisseur moyenne, sous réserve que la cellule soit monoplane ou biplane à ailes égales et que l'axe de traction de l'hélice passe au voisinage du centre de gravité. Elle est cependant insuffisante dès que l'on utilise des ailes épaisses ou creuses ayant de grands déplace-

ments du centre de poussée ainsi que dans le cas où l'axe de traction passe assez loin du centre de gravité.

Seule une étude théorique basée sur des essais au tunnel de la maquette de l'avion peut permettre de définir avec quelque certitude la région de bon centrage et d'étudier convenablement la maniabilité et la manoeuvrabilité de l'avion pour tous les angles de vol.

On distinguera deux cas : celui des *avions à centres confondus* c'est-à-dire des avions dont le centre de gravité est sur l'axe de traction et celui des avions à *centres non confondus* dans lesquels l'axe de traction ne passe pas par le centre de gravité.

1° *Avions à centres confondus.* — Parmi les diverses méthodes que l'on peut employer, une des plus simples et qui rend le mieux compte du sens de variation des phénomènes est la suivante :

Au moyen des essais au tunnel de la maquette de l'avion complet, on détermine le lieu du point d'intersection de l'axe de traction et de la résultante totale des actions de l'air pour un braquage donné de l'empennage horizontal et pour les différents angles d'attaque. La position de ce point qu'on appellera conventionnellement « centre de poussée » est donnée en portant en abscisse les % de la profondeur de l'aile et en ordonnée les angles d'attaque. Les points correspondants à un même braquage α (1) de l'empennage horizontal sont réunis par une courbe et on obtient ainsi un réseau que l'on appellera les courses α .

On pourrait évidemment représenter sur la maquette le plan fixe et le gouvernail de profondeur et il serait possible d'établir un double réseau de courbes en faisant varier à la fois le braquage α du plan fixe et le braquage β du gouvernail de profondeur. On pourrait de cette façon étudier la stabilité générale de l'avion et, pour le calage choisi pour le plan fixe, la manoeuvrabilité de l'appareil aux différents angles d'attaque et pour les différents braquages du gouvernail de profondeur.

Pour l'étude du centrage proprement dit, il est à la fois suffisant et plus simple de représenter sur la maquette l'empennage horizontal par un seul volet mobile et d'utiliser un seul réseau de courbes α . L'étude complète telle qu'elle est définie plus haut se ferait d'ailleurs en appliquant la méthode que l'on va exposer.

(1) On adoptera comme sens positif pour les braquages comptés par rapport à l'axe de traction le sens des aiguilles d'une montre.

Toutes les courbes α ont en général l'allure de celles reproduites sur la figure et les conclusions que l'on peut tirer de l'exemple particulier choisi restent les mêmes pour un avion quelconque, aux données numériques près qui peuvent varier d'un avion à l'autre.

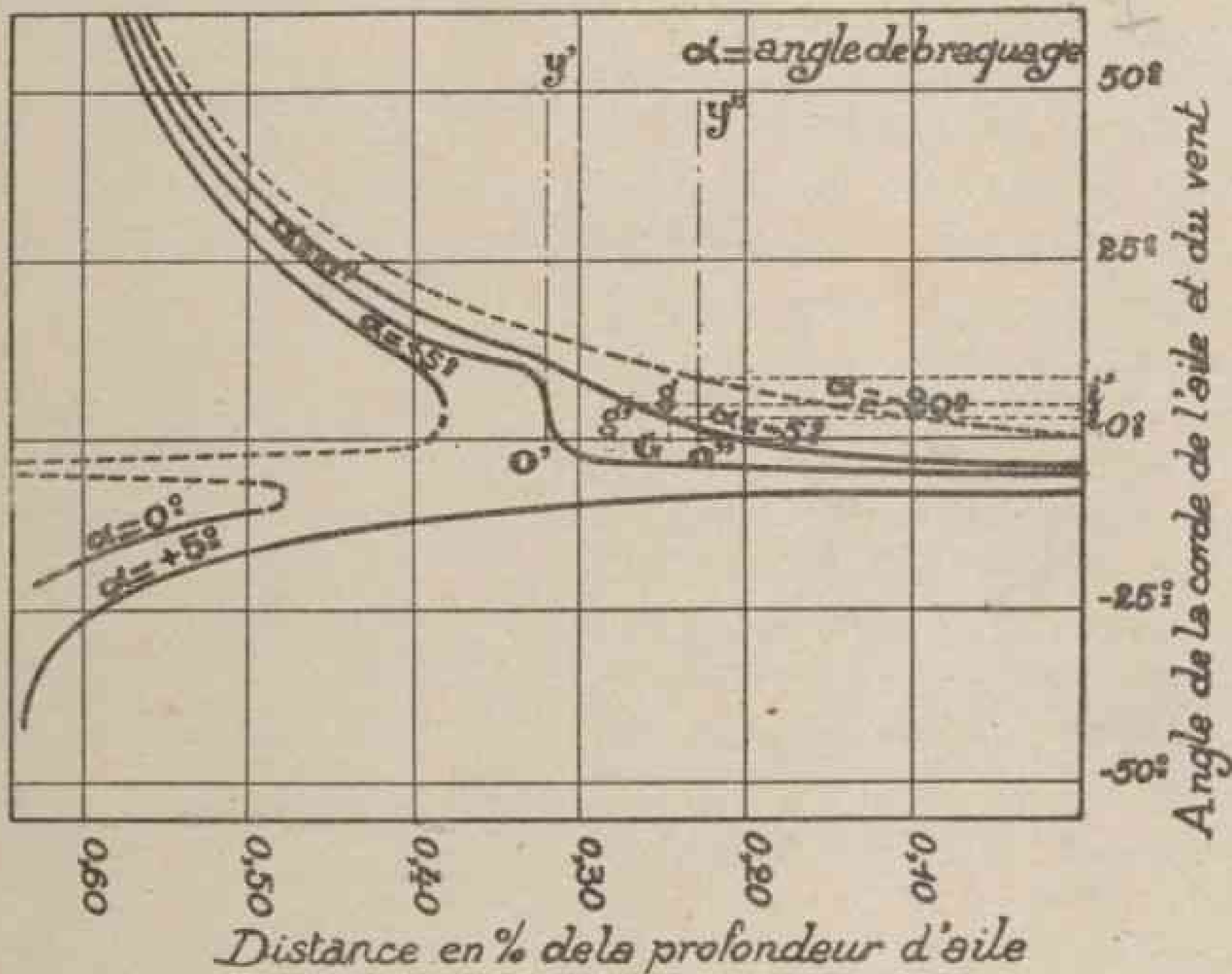


FIG. 58.

Quand un avion vole horizontalement avec une vitesse uniforme, toutes les forces extérieures qui lui sont appliquées se font équilibre : il faut donc que le centre de poussée tel qu'il a été défini plus haut soit confondu avec le centre de gravité sur l'axe de traction ou encore que son point figuratif g sur les courbes α ait la même abscisse que le centre de gravité G .

Si donc on a choisi une position particulière G du centre de gravité de l'avion toutes les positions d'équilibre de vol horizontal seront définies par les intersections g de la parallèle à l'axe des y passant par G avec le réseau des courbes α . Pour un braquage donné de l'empennage par exemple, cette parallèle coupe la courbe α correspondante en un point g dont l'ordonnée n'est autre que l'angle d'attaque de vol i . Réciproquement, étant donnée la position choisie pour le centre de gravité, le vol horizontal à

l'angle d'attaque i n'est possible qu'en adoptant le braquage α tel que le centre de poussée correspondant g ait la même abscisse que G .

Si on examine le réseau des courbes α , on constate que l'une d'entre elles, la courbe $\alpha = 0$ de l'exemple choisi, présente un fort méplat d'inflexion verticale en $o'y'$. Il apparaît alors de l'examen des courbes que, pour une position du centre de gravité située entre oy et $o'y'$, c'est-à-dire entre le bord d'attaque et une limite arrière qui est le $1/3$ de l'aile dans l'exemple choisi, l'avion est stable à tous les angles d'attaque. En effet, pour la position d'équilibre définie par G, g par exemple, on voit qu'une faible variation d'angle d'attaque déplace le centre de poussée de façon à créer un couple redresseur corrigeant la déviation accidentelle sans intervention du pilote. Si, par exemple, l'angle d'attaque augmente de i à i' , le centre de poussée recule sur l'aile en g' de telle sorte que les réactions de l'air créent un couple autour du centre de gravité tendant à faire piquer l'avion. Ce serait l'inverse, si l'angle d'attaque avait diminué.

Si le centre de gravité était situé en o' ou au voisinage immédiat de $o'y'$, on voit que l'équilibre serait indifférent pour les faibles angles d'attaque, puisque pour tous ces angles le centre de poussée a la même abscisse et que, par conséquent, l'avion ne serait donc pas manœuvrable pour ces angles de vol.

Enfin, si le centre de gravité est en arrière de $o'y'$, l'examen des courbes α montre que l'avion est stable aux très grands angles d'attaque, mais instable aux petits angles, toute variation de l'angle d'attaque donnant alors naissance à un couple accentuant la perturbation au lieu de s'y opposer.

En général le braquage de l'empennage est limité et ne peut dépasser 20° environ. La courbe $\alpha = -20^\circ$ limite donc le réseau des courbes α et fait que, si le centre de gravité est très en avant, il ne peut y avoir équilibre qu'aux faibles angles d'attaque. Un avion centré dans ces conditions serait donc stable, mais le pilote ne pourrait, par le jeu de l'empennage, faire prendre à l'avion que de faibles angles de vol. Il ne pourrait en particulier monter au plafond que la cellule devrait permettre d'atteindre ; en outre, à l'atterrissage, ne pouvant cabrer suffisamment l'appareil et utiliser les grands angles d'attaque très porteurs, il atterrirait trop vite. La faible pente des courbes α dans cette région, montre que pour ce centrage et les angles d'attaques utilisables, l'avion est très stable et peu maniable.

Ces défauts du centrage trop en avant subsisteraient même si le braquage de l'empennage n'était pas limité. L'action de l'empennage passe

en effet, par un maximum quand le braquage augmente et au delà de ce braquage l'action des commandes serait inversée. Tout se passerait donc comme s'il y avait un braquage limite que le pilote ne puisse dépasser.

Il est facile de déterminer la position extrême avant à donner au centre de gravité pour que l'avion puisse voler à tous les angles d'attaque nécessaires : il suffit pour cela de prendre l'intersection avec la courbe α limite ($\alpha = 20^\circ$ par exemple) de la parallèle à l'axe des x menée par le plus grand angle d'attaque utilisable. On déterminera ainsi une droite $o'y''$ et il résulte de l'examen qui précède que si le centre de gravité est placé entre $o'y'$ et $o'y''$, l'avion est stable et manœuvrable à tous les angles de vol, qu'il peut atteindre son plafond et atterrit correctement.

En résumé, la discussion précédente montre que :

a) Si l'avion est centré trop en avant, il ne peut évoluer qu'aux petits angles d'attaque. Son plafond se trouve donc considérablement réduit. Aux faibles angles d'attaque, il est exagérément stable et en conséquence très peu maniable.

Ce centrage a encore les inconvénients suivants :

1° L'angle de braquage de l'empennage devenant excessif, celui-ci joue le rôle de gouvernail de direction dans les virages et tend à faire rentrer la tête de l'avion dans le virage.

2° La traînée est augmentée, l'empennage devient très sous-porteur d'où réduction des performances ;

3° Enfin, l'avion, obligé d'atterrir sous de petits angles, ne peut utiliser toute la portance de l'aile pour réduire sa vitesse d'atterrissage.

b) Les avions centrés entre certaines limites, le $1/3$ et le $1/4$ de la profondeur de l'aile dans l'exemple choisi, sont stables et manœuvrables à tous les angles de vol.

c) Les avions centrés à la limite arrière ou au delà de cette limite sont instables aux angles habituels de vol et sont indifférents pour certains braquages. — Ces appareils peuvent « s'engager » soit en piqué, soit en cabré sans qu'aucune manœuvre du pilote puisse les redresser. Ces appareils sont donc très dangereux malgré que des circonstances exceptionnelles soient nécessaires pour que leur vice de centrage produise tous ses effets et conduise à un accident.

Calage initial du gouvernail de profondeur. — Dans la plupart des avions, l'empennage se compose d'un plan fixe stabilisateur et d'un gouvernail de profondeur. On a intérêt à caler le plan fixe de façon que, dans

le vol horizontal à l'altitude normale d'utilisation, le gouvernail soit dans le lit du vent et n'occasionne par suite aucune fatigue au pilote.

Les courbes α permettent de déterminer ce calage initial. — On le choisira de façon à ce que le volet étant dans le prolongement du plan fixe, l'ensemble de l'empennage ait le braquage voulu pour qu'à l'angle de vol à l'altitude considérée, le centre de poussée de la cellule empennée soit sur la verticale du centre de gravité.

L'examen des courbes α montre que, dans la zone de stabilité, l'empennage a généralement par rapport à la corde de l'aile un braquage négatif, d'autant plus grand d'ailleurs que le centre de gravité étant plus en avant, l'avion est plus stable.

Ce braquage négatif rend la queue sous-porteuse et introduit une résistance à l'avancement importante, donc une réduction des performances. On cherchera donc à le réduire le plus possible en reculant le centre de gravité dans la zone de bon centrage autant qu'on pourra le faire sans danger.

Quand un avion est appelé à voler à des altitudes très différentes, ou avec des chargements variables comme c'est le cas pour les avions de chasse ou les appareils de transport et de bombardement, il a déjà été dit qu'il y avait avantage à rendre le plan fixe réglable pour diminuer la fatigue du pilote. L'examen des courbes α montre que si l'avion est bien centré, cette façon de faire ne présente aucun danger. Mais par contre il ne faudrait pas utiliser le réglage du plan fixe pour corriger un centrage trop en arrière ; on ne modifierait en rien son instabilité et on ne ferait qu'accentuer son manque de manœuvrabilité.

Si par contre le centre de gravité reste placé dans la zone de bonne stabilité, il sera facile d'étudier la manœuvrabilité de l'avion pour les calages extrêmes et le calage moyen du plan fixe par exemple en traçant ainsi qu'il a été dit plus haut et pour chacun de ces cas particuliers, le réseau des courbes α correspondant aux différents braquages du gouvernail de profondeur.

2° Avions à centres non confondus

On donne le nom d'avions à centres non confondus aux appareils pour lesquels l'axe de traction ne passe pas par le centre de gravité.

Considérons par exemple, le cas d'un avion dont le centre de gravité soit en dessous de l'axe de traction. Pour que cet appareil vole horizontale-

ment à une vitesse uniforme, il faut que les forces extérieures se fassent équilibre et que le couple central soit nul.

Soit g l'intersection de la résultante des actions de l'air avec l'axe de traction, g' l'intersection de la verticale du centre de gravité G avec l'axe

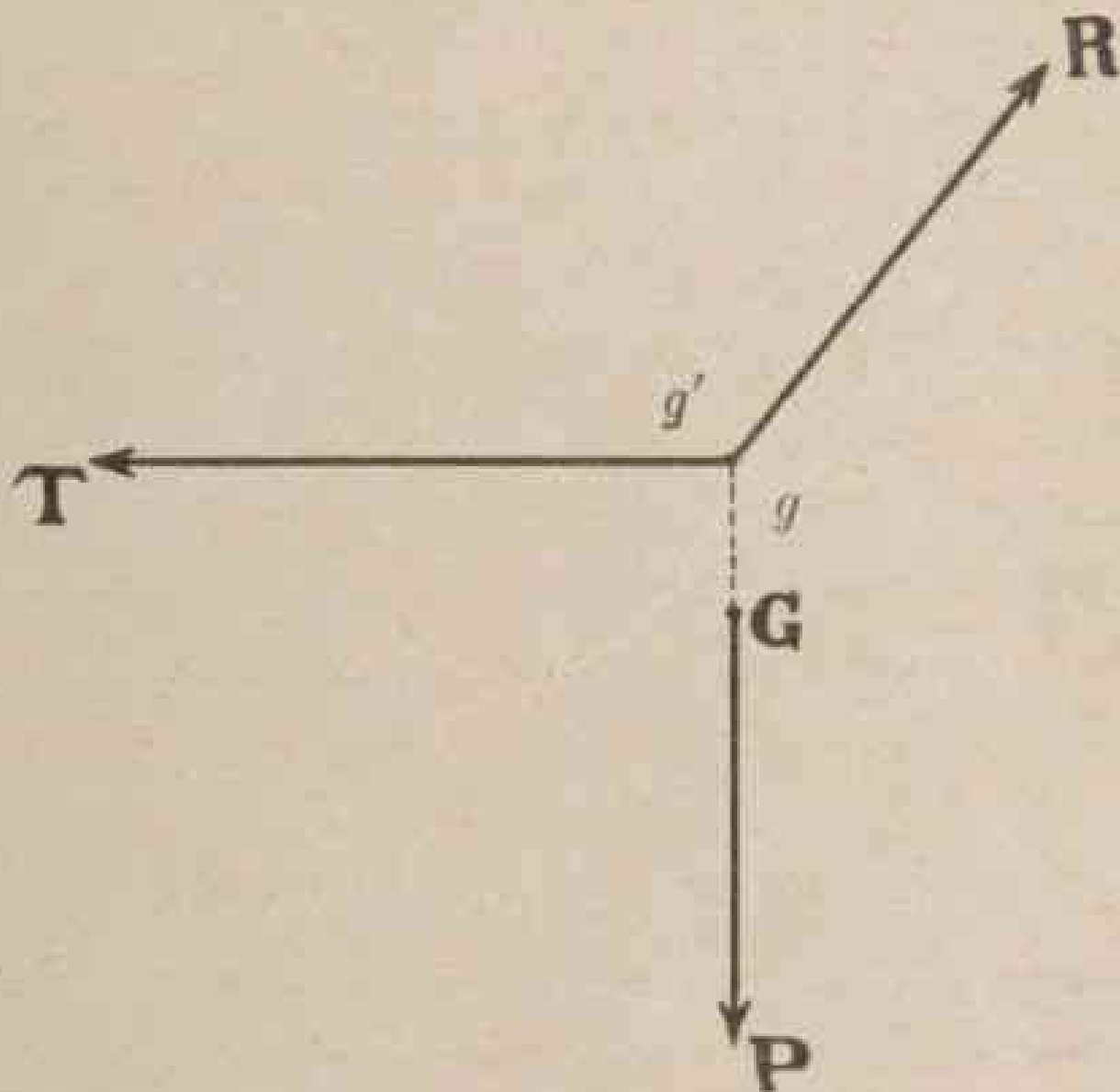


FIG. 59.

de traction. Pour qu'il y ait équilibre, il faudra donc 1^o que g et g' soient confondus ; 2^o que le couple dû à la résultante des actions de l'air fasse équilibre au couple dû à la traction des hélices.

On admettra que les moteurs tournent à un régime uniforme et que ce dernier couple est constant. Admettons que, pour une raison quelconque, l'avion vienne à câbrer. Pour qu'il y ait stabilité, il faut que la résultante des actions de l'air sur la cellule empennée se déplace de façon à ce que le couple correspondant diminue et ne contrebalance plus le couple dû à la traction de l'hélice. Si on néglige la variation d'inclinaison et de grandeur de la résultante des actions de l'air quand l'angle d'attaque varie, cette condition sera satisfaite si le point g s'éloigne par rapport au bord d'attaque. Si on avait admis que l'avion venait à piquer, il aurait fallu au contraire que g se rapproche du bord d'attaque pour qu'il y ait stabilité.

Cette constatation permet en première approximation d'utiliser les courbes α pour en tirer quelques lois générales sur la position relative à choisir pour le centre de gravité par rapport à l'axe de traction. On remarquera d'abord que quand l'axe de traction ne passe pas par le centre de

gravité, le point g' intersection de la verticale passant par le centre de gravité avec l'axe de traction, varie en position en fonction de l'angle d'attaque. Par exemple la position en % de g' par rapport au bord d'attaque diminue quand l'angle d'attaque augmente si G est au-dessous de l'axe de traction et augmente dans le cas contraire.

Pour une position déterminée du centre de gravité, on pourra tracer sur le réseau des courbes α , la courbe des points g' en fonction de l'angle d'attaque.

Pour un angle d'attaque donné, il passe par le point g' correspondant, une courbe α qui définit le cabrage de l'empennage nécessaire pour qu'il y ait équilibre et la discussion précédente montre que, en première approximation sous les réserves faites précédemment, l'appareil sera stable, si g est sur une branche stable des courbes α , instable dans le cas contraire, ceci quelque soit la position de G par rapport au centre de gravité.

Dans ces conditions l'examen des courbes α permet de conclure que :

1° il y a inconvénient à placer le centre de gravité au-dessous de l'axe de traction. Si le centrage est correct aux angles d'attaque moyens, l'avion peut devenir instable aux faibles angles et non manœuvrable aux grands angles.

2° il y a avantage à placer le centre de gravité ^{derrière} au-dessous de l'axe de traction. Si le centrage est correct aux angles d'attaque moyens, l'avion peut rester stable aux grands angles et manœuvrable aux petits.

En outre on recherche toujours dans un avion à ce qu'il cabre de lui-même quand la puissance du moteur augmente et se mette en piqué si cette puissance diminue. Ce résultat s'obtiendra d'autant plus facilement que l'axe de traction passera au-dessous du centre de gravité.

Dans tout ce qui précède, on a négligé l'action du souffle de l'hélice sur l'empennage horizontal. Cette action peut être importante sur certains types d'appareil et en particulier dans les hydravions à coque dont le centre de gravité est très en dessous de l'axe de traction ; les inconvénients dus à cette position peuvent être corrigés par une position judicieuse de l'empennage. Nous en parlerons plus loin.

Les règles précédentes en ce qui concerne les avions à centres non confondus se vérifient assez bien dans la pratique et il est bon de s'en inspirer dans l'étude d'un projet d'avion. Cependant seule une étude analytique complète tenant compte de la variation de la résultante des actions de l'air en grandeur et en position, donnera toute certitude en ce qui concerne la stabilité et la manœuvrabilité de ces appareils.

Cette étude peut être faite assez simplement de la façon suivante :
Méthode générale pour l'étude de la stabilité et de la manœuvrabilité longitudinales des avions (1).

Nous compléterons la méthode précédente, dont l'examen critique a été fait, par une méthode plus complète, basée sur des essais aérodynamiques d'une maquette de l'avion à étudier. Cette méthode, comme on le verra par la suite, permet de déterminer les conditions de stabilité et les conditions de manœuvrabilité longitudinales de l'appareil. Ces renseignements sont indispensables et l'on peut dire en outre que la connaissance des conditions de manœuvrabilité est plus importante que celle des conditions de stabilité.

La méthode consiste à utiliser les résultats des mesures en grandeur et position de la résultante R des actions de l'air sur la maquette de l'avion pour différentes valeurs α du braquage du plan fixe horizontal et pour plusieurs valeurs β du braquage du gouvernail de profondeur. On tient compte également dans cette étude de l'influence du souffle des hélices.

Les résultats obtenus dans ces différents cas se traduisent par des courbes qui renseignent sur la stabilité et la manœuvrabilité de l'appareil pour toutes les valeurs considérées de α et β .

En outre, ces renseignements, obtenus pour une position G du centre de gravité, c'est-à-dire pour un centrage donné, peuvent être également obtenus pour d'autres positions de G et l'on peut définir ainsi le centrage optimum et les variations permises de la position de G .

Cette méthode a l'avantage de faire intervenir, par des mesures au laboratoire les résultantes des actions de l'air en grandeur et position, sans faire d'hypothèses parfois contestables sur les interactions des différents éléments et sans employer des formules approximatives pour la portance de l'empennage, du gouvernail... etc. Elle permet, en particulier, de déterminer l'influence des principaux facteurs de perturbation : décentrage accidentel ou voulu, modification du chargement, dérèglement du « plan fixe » horizontal, dérèglement des commandes de profondeur, variation du régime des moteurs, etc...

Le principe de la méthode est le suivant :

Le laboratoire fait connaître, pour chaque angle d'incidence i des ailes et pour chaque valeur α et β des angles de braquage du plan fixe

(1) Cette méthode est due à M. l'ingénieur Rouanet, du Service Technique de l'Aéronautique.

horizontal et du gouvernail de profondeur, la grandeur et la position de la résultante R des actions de l'air sur la maquette. On peut donc, dans chaque cas, *déterminer le moment de R par rapport au centre de gravité G et dresser la courbe de ce moment en fonction de i* . L'examen de cette courbe, complété par la détermination des conditions de régimes de vol de l'appareil, fait alors connaître, dans le cas considéré, les conditions de stabilité et de manœuvrabilité longitudinales.

1° Nous allons indiquer tout d'abord un procédé de calcul permettant, en utilisant les résultats de Laboratoire, d'obtenir les courbes désirées (1).

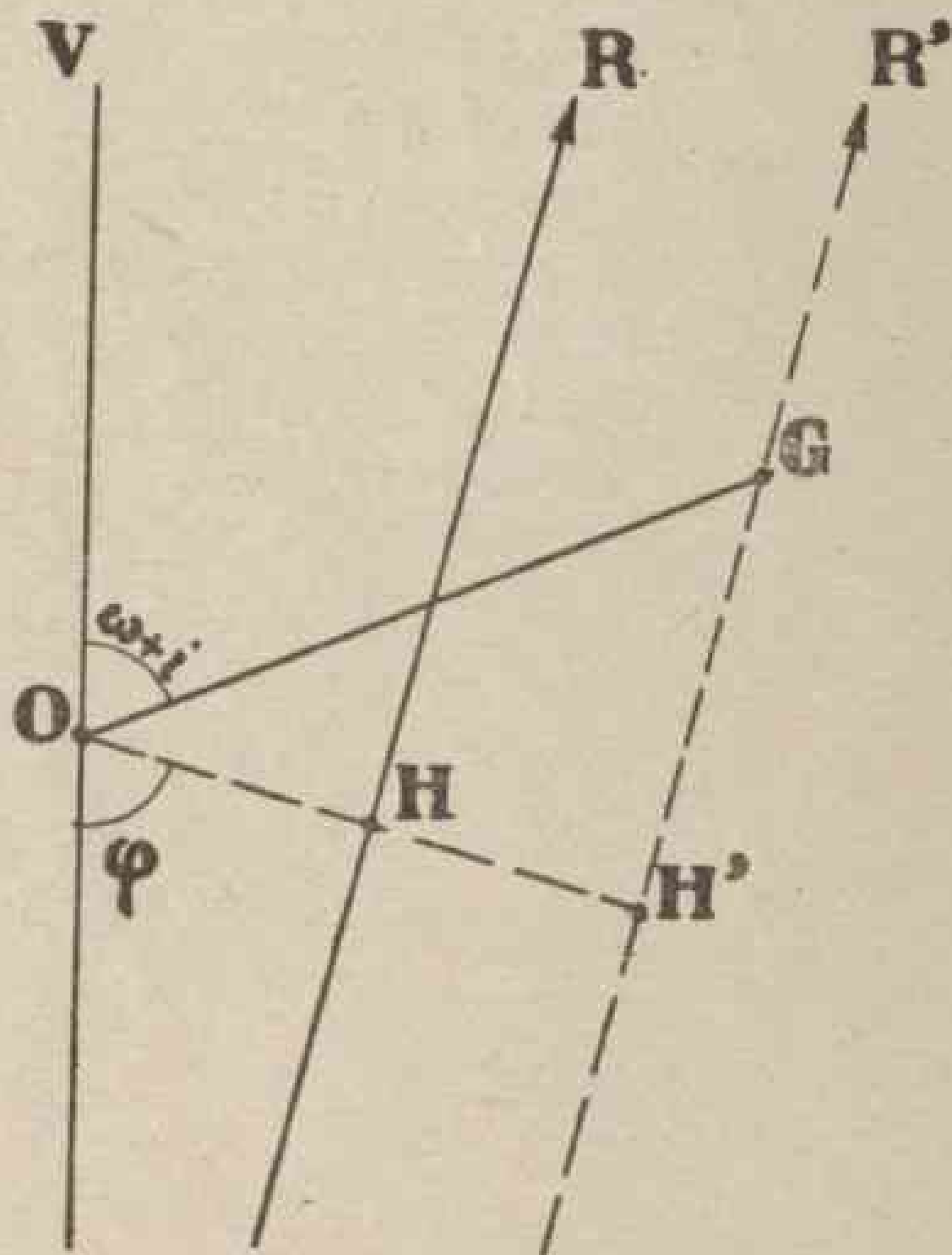


FIG. 60.

Soit O le point par rapport auquel on a mesuré au laboratoire les couples produits par R dans chaque cas. Menons de O la perpendiculaire OH à la force R .

On a :

$$\text{Moment de } R \text{ par rapport à } O = R \times \overline{OH} = M_o$$

(1) Dans cette première étude, on n'a pas tenu compte de l'influence du souffle des hélices. On verra plus loin comment on peut en tenir compte et l'introduire dans les calculs ci-dessus.

Le laboratoire exprime ce moment par un coefficient sans dimension C_m tel que :

$$M_\theta = C_m \times l \times s \times q$$

l = profondeur de l'aile, sur la maquette.

s = surface portante de la maquette.

$q = \frac{\delta v^2}{2g}$, où δ = densité de l'air, v la vitesse de l'air réalisée au

Laboratoire, g l'accélération de la pesanteur.

C_m est compté positivement si le couple mesuré tend à faire piquer l'appareil.

Le point O étant fixe par rapport à la maquette, on voit que, pour une incidence i des ailes (i compté positivement vers le haut), la droite OG fait avec la verticale OV un angle $\omega + i$ degrés (ω étant l'angle de cette droite avec OV pour $i = 0$.) On connaît $OG = c$.

Le moment de R par rapport à G s'écrit :

$$M_G = R \times \overline{H'H} = R \cdot \overline{OH} - R \cdot \overline{OH'} = C_m l s q - R \overline{OH'}$$

Nous conviendrons de compter positivement M_G s'il tend à faire piquer l'appareil. Le vecteur $\overline{H'H}$ sera donc compté positivement dans ce cas et négativement dans le cas contraire.

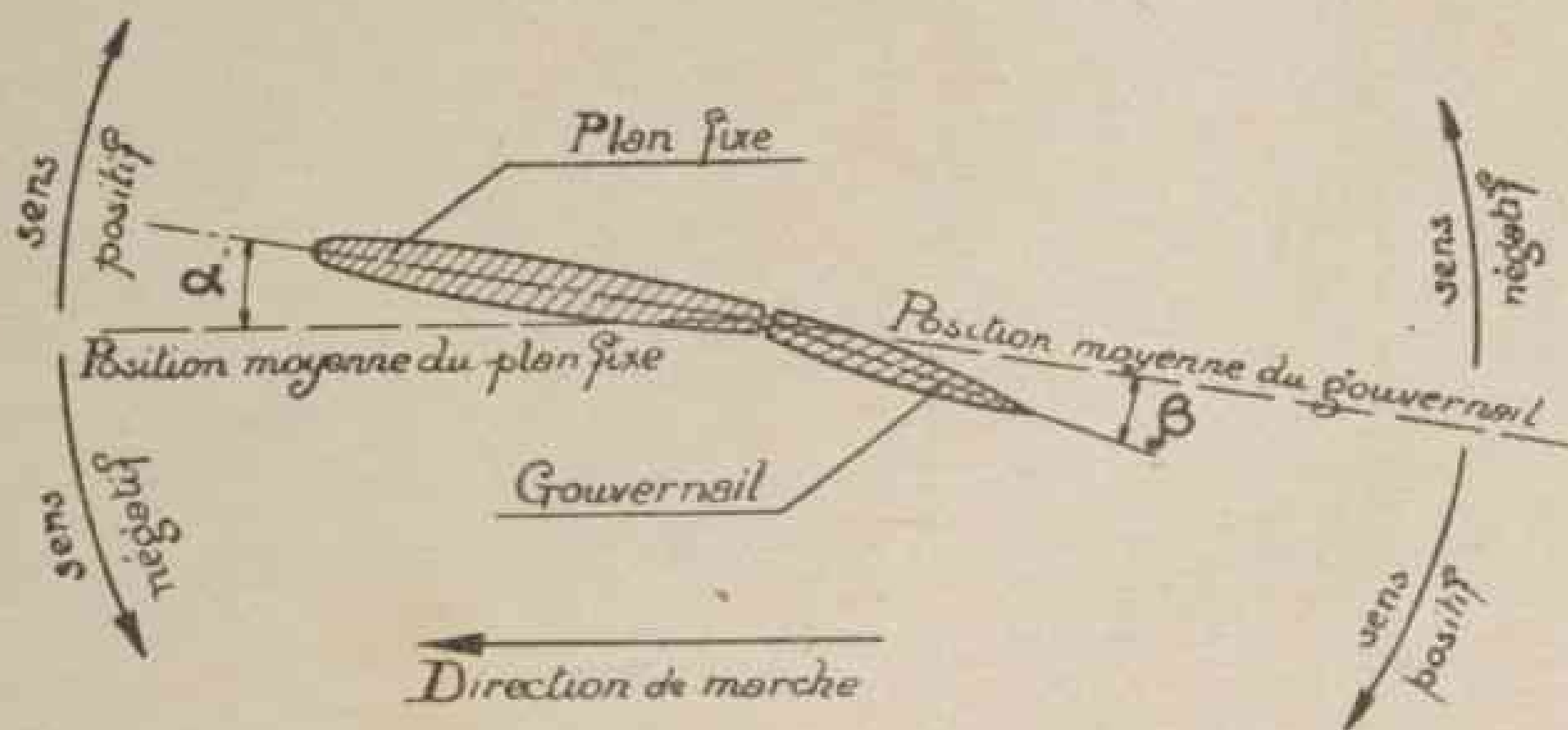


FIG. 61.

Ceci étant, la résultante R fait avec l'horizontale un angle φ dont

la tangente est telle que $tg \varphi = \frac{C_z}{C_x}$

Tableau donnant A en fonction de i pour un angle de braquage déterminé α du plan fixe fixe horizontal, un angle de braquage déterminé β du gouvernail de profondeur et une position déterminée de G .

Valeurs données par le laboratoire		Calculs successifs donnant A									
C_x	C_z	C_m	i	$\frac{C_z}{C_x}$	$\cos(\omega + i)$	$\sin(\omega + i)$	$\frac{C_z}{C_x} \sin(\omega + i)$	$y = \frac{C_z}{C_x} \sin(\omega + i) - \cos(\omega + i)$	$y \times C_x$ (I)	$\frac{l}{c} \times C_m$ (II)	A (II-I)

FIG. 62.

On a d'autre part

$$\overline{OH'} = -c \times \cos(\varphi + \omega + i)$$

et :

$$R = \frac{Cx}{\cos \varphi} \times S \times q$$

d'où :

$$\begin{aligned} M_G &= C_m l s q + \frac{Cx}{\cos \varphi} S q c \cos(\varphi + \omega + i) = \\ &= S q c \left[C_m \frac{l}{c} - C_x [\operatorname{tg} \varphi \sin(\omega + i) - \cos(\omega + i)] \right] \end{aligned}$$

Posons :

$$A = C_m \frac{l}{c} - C_x [\operatorname{tg} \varphi \sin(\omega + i) - \cos(\omega + i)]$$

On voit que M_G est proportionnel à A et que son signe correspond bien à la convention faite ci-dessus (positif s'il tend à faire piquer l'avion).

On pourra donc construire une courbe exprimant les variations de A en fonction de i pour des angles de braquage α et β déterminés du plan fixe et du gouvernail de profondeur et une position également déterminée du centre de gravité G (caractérisée par ω et c).

En pratique, on partira des résultats aérodynamiques obtenus sur une maquette pour trois valeurs $\alpha_1 \alpha_2 \alpha_3$ de l'angle de braquage α du plan fixe horizontal (par exemple $\alpha_1 = +15^\circ$, $\alpha_2 = 0^\circ$, $\alpha_3 = -15^\circ$) et pour trois valeurs $\beta_1 \beta_2 \beta_3$ de β angle de braquage du gouvernail de profondeur (par exemple $\beta_1 = +15^\circ$, $\beta_2 = 0^\circ$, $\beta_3 = -15^\circ$) étant entendu qu'à chacune des valeurs α on fait correspondre les 3 valeurs de β (1). On pourra également considérer 3 positions du centre de gravité G (2 positions extrêmes avant et arrière et 1 position intermédiaire.)

On établira dans chaque cas le tableau de la fig. 62, dans lequel les colonnes de gauche indiquent les résultats donnés par le Laboratoire et les colonnes de droite permettent d'obtenir finalement (par des opérations successives ne comportant que des calculs simples et rapides) les valeurs de A en fonction de i , qui peuvent ainsi être représentées par une courbe.

(1) Les angles α et β sont comptés positivement ou négativement conformément aux indications de la figure 61.

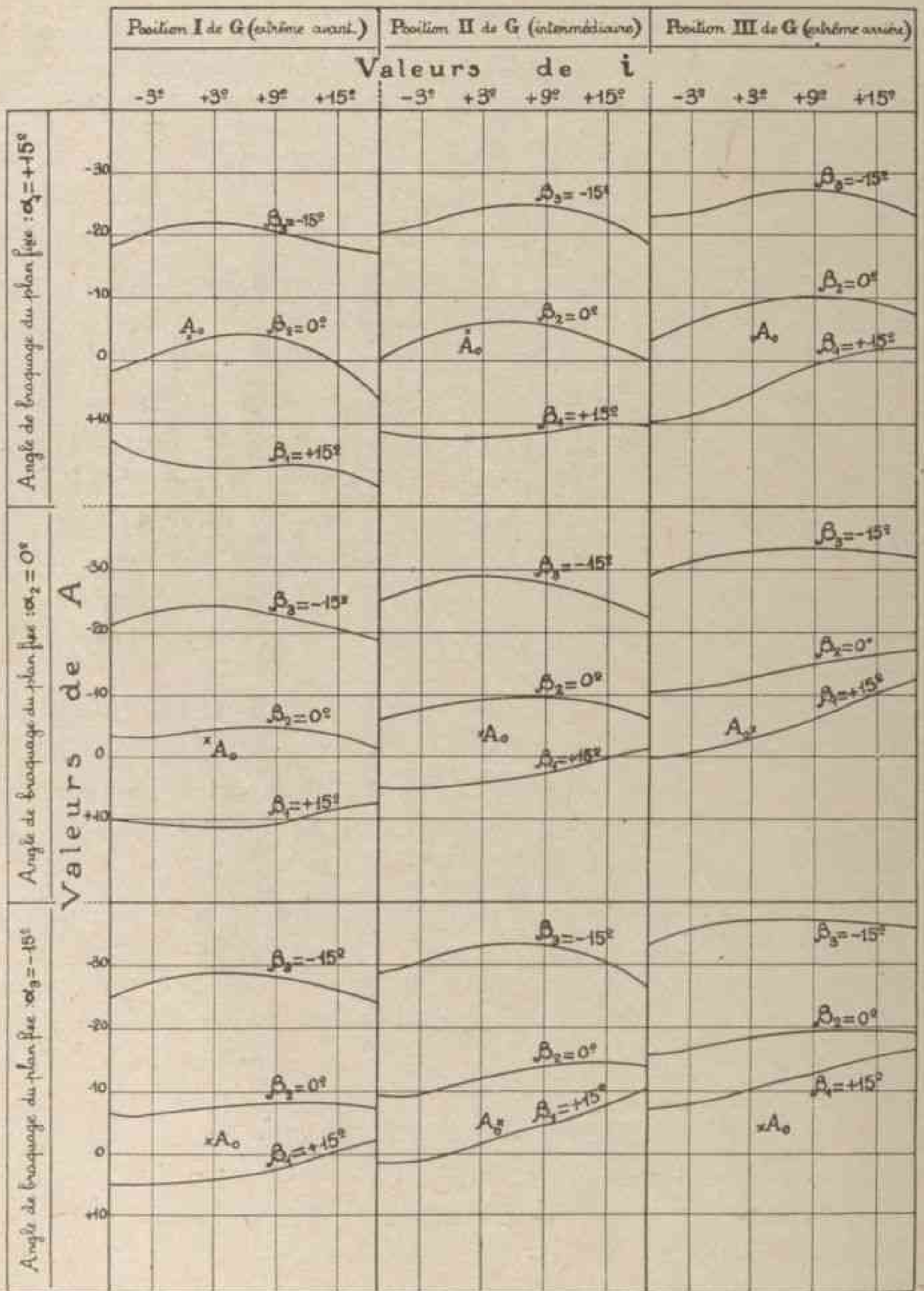


FIG. 63.

A titre d'exemple, nous donnons ci-après (fig. 63) un tableau d'ensemble des courbes que l'on peut obtenir. On remarquera que dans l'exemple choisi, les moments de R par rapport à G sont généralement négatifs (voir échelles de A) ce qui correspond au cas où la résultante T des tractions des hélices passe au-dessus de G (pour qu'il y ait équilibre, il faut en effet dans ce cas que le couple de R par rapport à G tende à faire cabrer l'appareil).

2^o *Interprétation des courbes obtenues.*

A) *Stabilité longitudinale.* — Considérons les portions ascendantes des courbes de la fig. 63. Il est facile de voir que ces portions correspondent à un état instable de l'avion. En effet, si par exemple l'angle d'incidence augmente légèrement par suite d'une action perturbatrice extérieure (sans que le pilote ait agi sur les gouvernes) et si la vitesse de l'avion n'a pratiquement pas varié (nous considérons la variation instantanée des actions aérodynamiques), on voit que la valeur du couple de R par rapport à O (comptée positivement dans le sens du piqué) décroît et par suite l'avion tend à s'écarter de sa position d'équilibre, ce qui caractérise l'instabilité. Le même raisonnement montrerait que les portions descendantes des courbes correspondent à un état stable.

On peut donc déterminer pour chaque point de chaque courbe si l'appareil est stable ou instable et le coefficient angulaire de la tangente à la courbe au point considéré donne la valeur de la stabilité ou de l'instabilité correspondantes. Les points à tangente parallèle à l'axe des t correspondent ainsi à un état d'équilibre indifférent.

Il est à remarquer que ces conclusions ont été faites sans tenir compte des actions dynamiques (actions d'inertie, actions aérodynamiques supplémentaires dues à la rotation de l'avion autour de G). Il est facile de voir que ces actions dynamiques ont pour effet de diminuer la valeur de l'instabilité ou de la stabilité correspondantes, mais ne peuvent renverser les conclusions précédentes (1).

Ceci étant, nous tenons à compléter ces considérations par la remarque suivante : l'instabilité de certains avions peut n'avoir en pratique d'autres inconvénients qu'une tendance prononcée au tangage et, après s'être écartés de leur position d'équilibre, ces appareils peuvent finalement revenir d'eux-mêmes à cette position. Cette remarque, qui expli-

(1) Il nous paraît donc, en pratique, superflu de faire intervenir des actions dynamiques qui compliqueraient l'étude sans apporter de nouvelles conclusions.

que bien des constatations faites en vol, se justifie comme suit : l'étude qui précède a été faite en admettant que la vitesse de l'avion ne varie pas c'est-à-dire pour de légères et rapides perturbations apportées à l'appareil (cas général) ; les conclusions auxquelles elle conduit ne sont plus variables, si la vitesse varie sensiblement, car les courbes A ont été construites pour une vitesse constante $V = 1$ (on a en effet $A = \frac{\text{Moment de R p r à G}}{S \frac{\delta V^2}{2g} c}$)

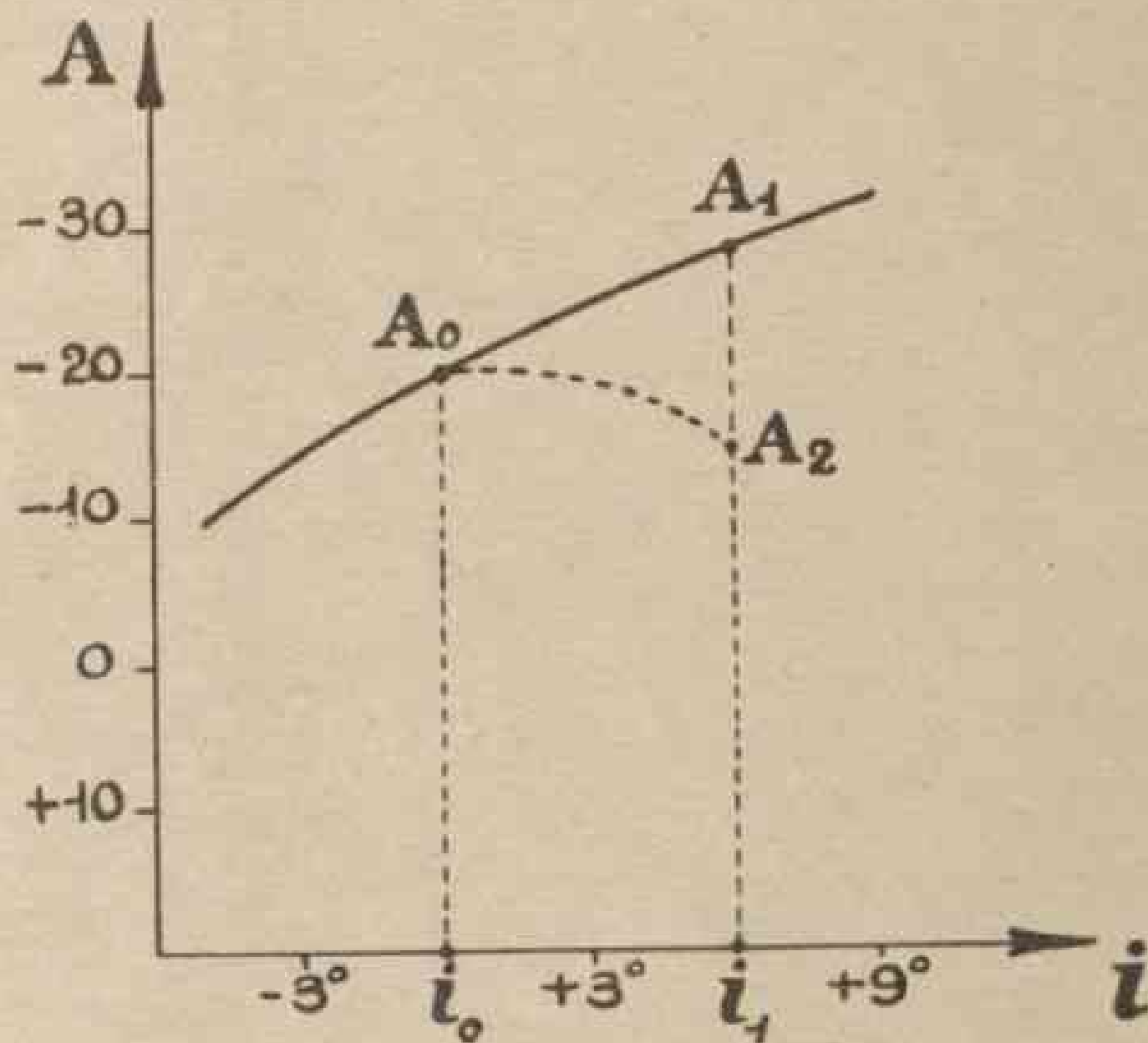


FIG. 64.

Si par exemple (fig. 64), l'avion est écarté de sa position d'équilibre (caractérisée sur la courbe par A_0) par une perturbation augmentant l'angle d'incidence, la diminution progressive de vitesse qui résulte de l'état instable de l'avion (portion ascendante de la courbe A) peut entraîner une variation du couple de R par rapport à G telle que, pour l'angle d'incidence i_1 par exemple, la valeur correspondante de A (proportionnelle à ce couple, compte tenu de la variation de vitesse) soit $A_2 > A_0$ (au lieu de $A_1 < A_0$ si la vitesse n'avait pas varié. Dans ce cas ($A_2 < A_0$) l'avion tendra à revenir à sa position d'équilibre. Pour être complet, il faudrait, en même temps que la variation de vitesse, étudier celle du moment de la résultante T des tractions des hélices par rapport à G (comme nous le verrons plus loin à propos de la manœuvrabilité) ; — ici nous avons seu-

lement voulu montrer que le cas envisagé était parfaitement possible, ce qui justifie la remarque précédente. Effectivement, beaucoup d'avions reconnus instables (avec les méthodes actuelles) par des essais de maquette au Laboratoire n'ont pas donné d'inconvénients sérieux en vol (simplement une facilité plus ou moins grande au langage).

B) *Manœuvrabilité longitudinale.* — Considérons les courbes de A en fonction de i correspondant à une position déterminée de G , à un angle de braquage déterminé du plan fixe horizontal et aux angles de braquage extrêmes du gouvernail de profondeur (fig. 65). Il est facile de voir que pour

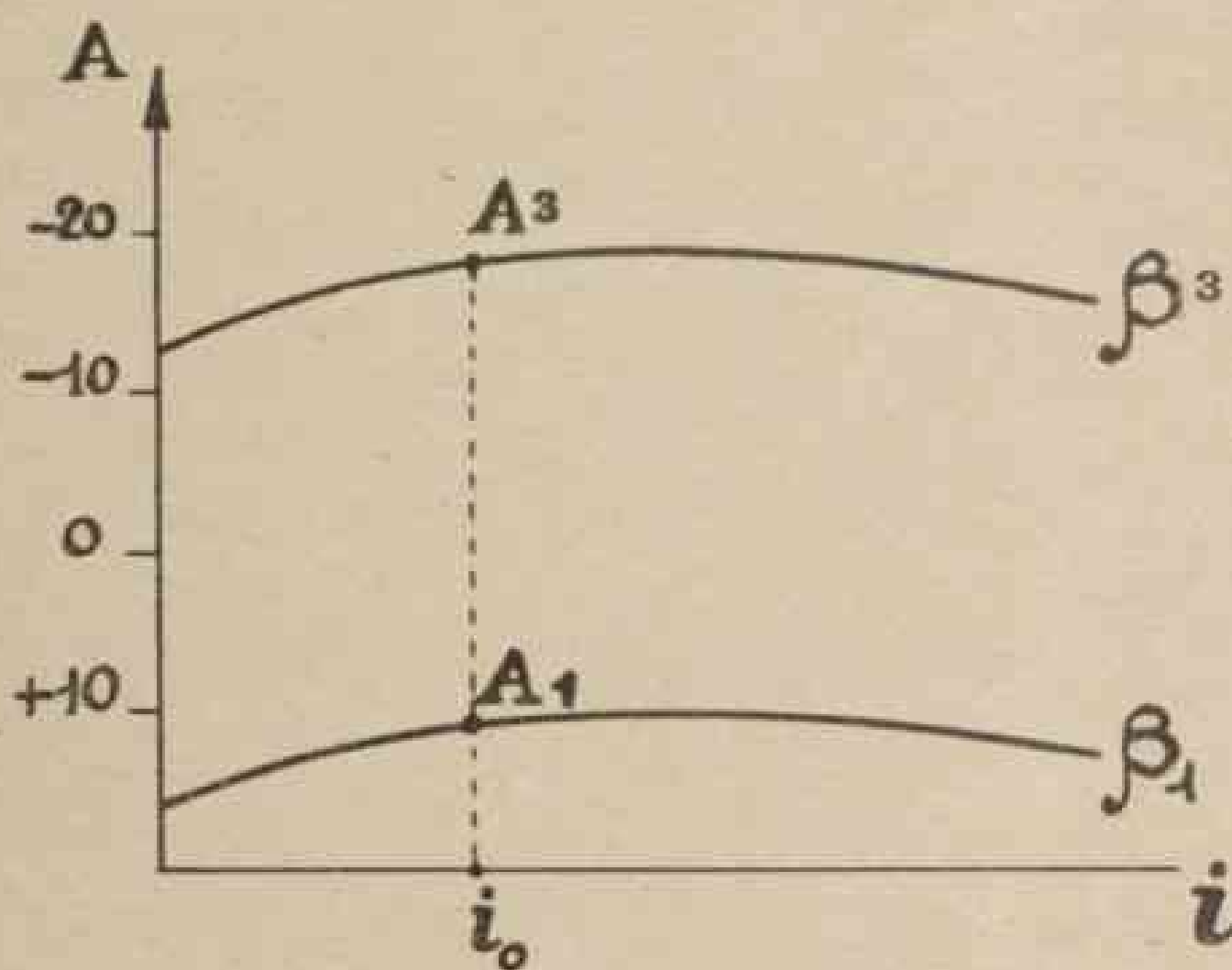


FIG. 65.

un angle d'incidence quelconque i_0 la manœuvrabilité totale de l'appareil dépend de l'écart $A_3 - A_1$ entre les valeurs de A correspondant aux braquages extrêmes β_3 et β_1 pour cet angle d'incidence i_0 .

Si l'on considère plusieurs positions de G et différents angles de braquage du plan fixe horizontal, on peut apprécier l'influence de ces facteurs sur la manœuvrabilité totale. On constate par exemple, sur les courbes de la fig. 63, que la manœuvrabilité totale diminue lorsque le centre de gravité G se déplace de la position I à la position III ou lorsque l'angle de braquage du plan fixe varie de α_1 à α_3 .

La détermination de la manœuvrabilité totale ne suffit d'ailleurs pas et il est indispensable de déterminer la manœuvrabilité dans chaque sens (piqué ou cabré). Nous allons voir que l'interprétation des courbes A , complétée par l'étude des régimes de vol, permet d'obtenir à cet

égard tous les renseignements désirables. Elle permet en particulier de vérifier les conditions d'équilibre réelles et les conditions de manœuvrabilité d'un avion donné; elle définit le centrage optimum et l'influence du braquage du plan fixe, d'une variation de charge ou de régime des moteurs; elle fait apparaître les limites de manœuvrabilité, l'existence d'angles critiques, etc... Nous allons montrer ces possibilités.

a) Il importe tout d'abord de déterminer les conditions réelles de régime de vol horizontal de l'avion, pour différentes positions du centre de

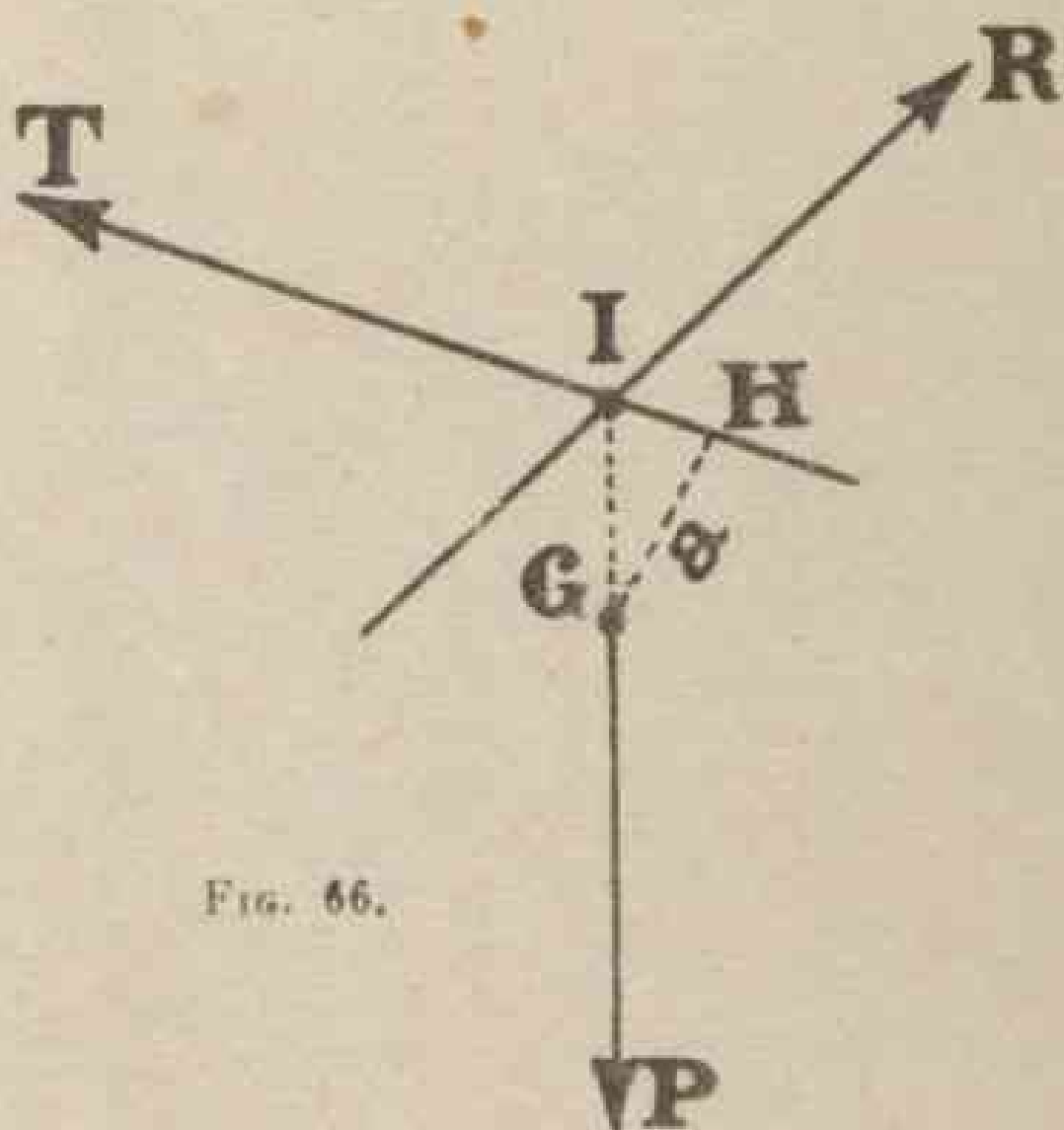


FIG. 66.

gravité **G** et différents braquages du plan fixe horizontal (1). Remarquons tout de suite que la méthode actuelle, consistant à écrire que la somme des forces appliquées est nulle, est incomplète. Il est nécessaire en effet de vérifier également que la somme des moments par rapport à **G** est nulle (2).

Soit a la distance de **G** à la résultante **T** (fig. 66) des tractions des hélices, t l'angle de **T** avec l'horizontale quand $i=0$ (compté positivement si **T** est dirigée vers le haut). C_0 le couple moteur au sol correspondant à une admission des gaz déterminée (3), μ_t le rapport des densités

(1) D'une façon générale, on pourra de la même façon étudier les régimes de vol de l'avion sur une trajectoire d'inclinaison déterminée. Il suffira d'introduire dans les équations qui vont suivre les composantes du poids **P** suivant la direction de la vitesse et perpendiculairement à cette direction.

(2) Ceci explique les surprises obtenues au cours des premiers essais en vol de certains appareils, pour lesquels on avait omis cette condition (centre de gravité mal placé).

(3) On considérera tout d'abord l'admission totale.

Caractéristique des hélices employées		Caractéristiques aérodynamiques correspondant à un braquage β (pour une valeur déterminée de α)	
e	—	$R_x = \frac{C_0 N e}{V^3}$	$T = \frac{C_0 N \mu_1 e}{V \cos(i + \beta)}$
χ	—	R_z	—
γ	$N = \sqrt{\frac{C_0}{\chi D^5}}$	$R_z = i$	—
	$v = \gamma ND$	—	—
	—	—	$T = \frac{P - R_z V^2 \mu_1}{\sin(i + \beta)}$

FIG. 67.

de l'air à l'altitude considérée et au sol, N le nombre de tours du moteur et le rendement d'hélice.

On peut écrire :

$$T \cos (i + t) = R_x V^2 \mu_1 = \frac{C_x N \mu_1 \rho}{V}$$

$$T \sin (i + t) + R_z V^2 \mu_1 = P$$

$|T \cdot a|$ = Moment de R par rapport à G , (ces 2 couples devant être en outre de signe contraire.)

Comme, pour un braquage déterminé du gouvernail de profondeur, le laboratoire a donné les valeurs de C_x , C_z et i (c'est à dire pour l'avion en grandeur R_x , R_z et i) on peut dresser le tableau de la fig. 67, dans lequel on utilise les équations connues relatives à l'hélice, complétant celles données plus haut :

$$C_x N = z N^3 D^5$$

$$V = \gamma N D$$

z , γ et D étant les caractéristiques et le diamètre d'hélice employée.

Les points d'intersection des deux courbes T (en fonction de i) font connaître les valeurs de T et de i correspondant aux positions d'équi-

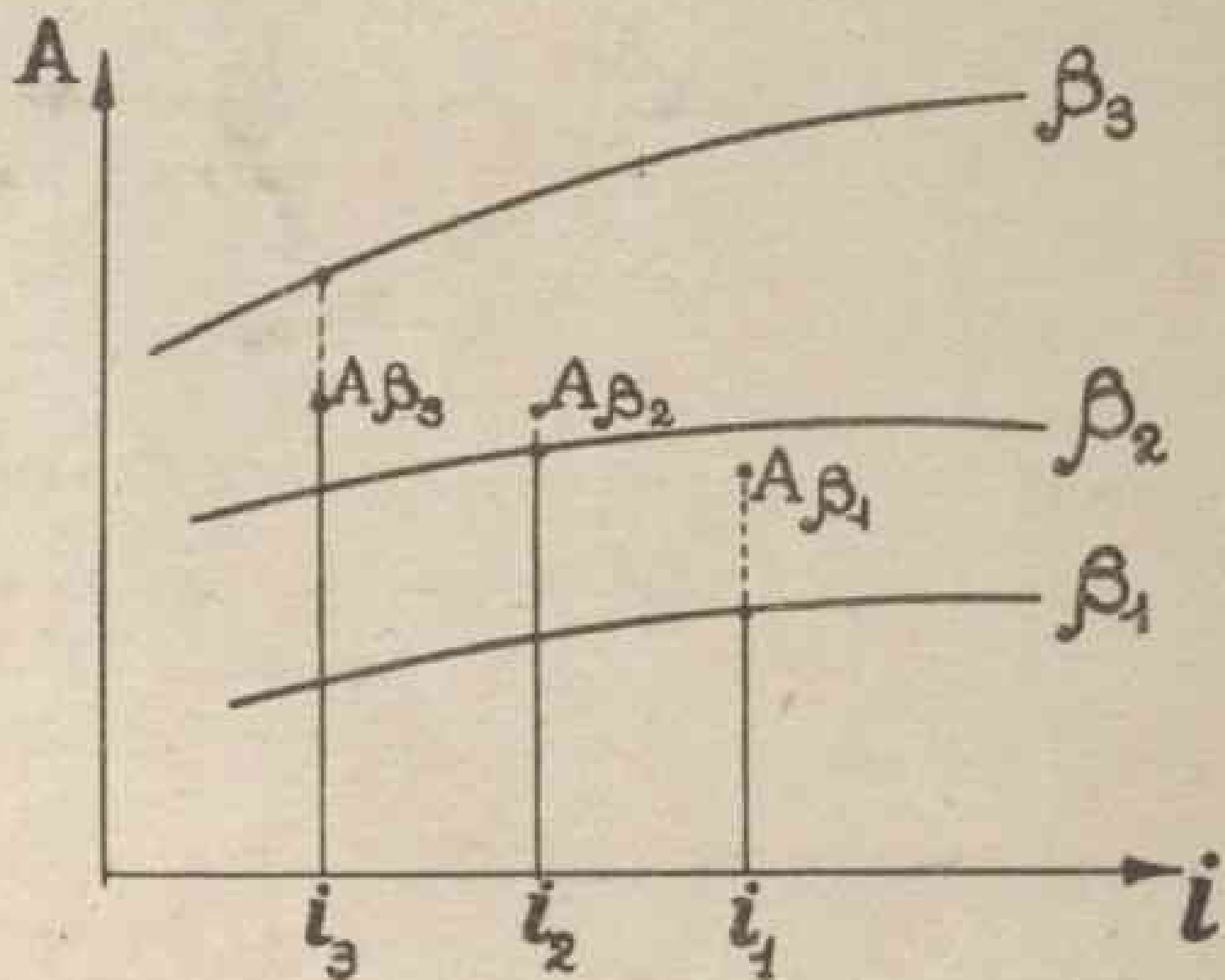


FIG 68.

libre possibles en vol horizontal. Mais pour qu'il y ait régime de vol horizontal il faut en outre que l'on ait (voir plus haut) $|T \times a|$ = Moment

de R par rapport à G, c'est-à-dire $\frac{T a}{S \frac{\delta V^2}{2g} c}$, mais de signe contraire.

Si l'on porte sur les diagrammes donnant A en fonction de i (fig. 68) les valeurs de $\frac{T a}{S \frac{\delta V^2}{2g} c}$ changées de signe et correspondant aux points d'intersection des courbes T données par le Tableau de la fig. 67 (ceci pour différents braquages, β_1 , β_2 et β_3 du gouvernail), on obtient des points tels que $A\beta_1$, $A\beta_2$, $A\beta_3$.

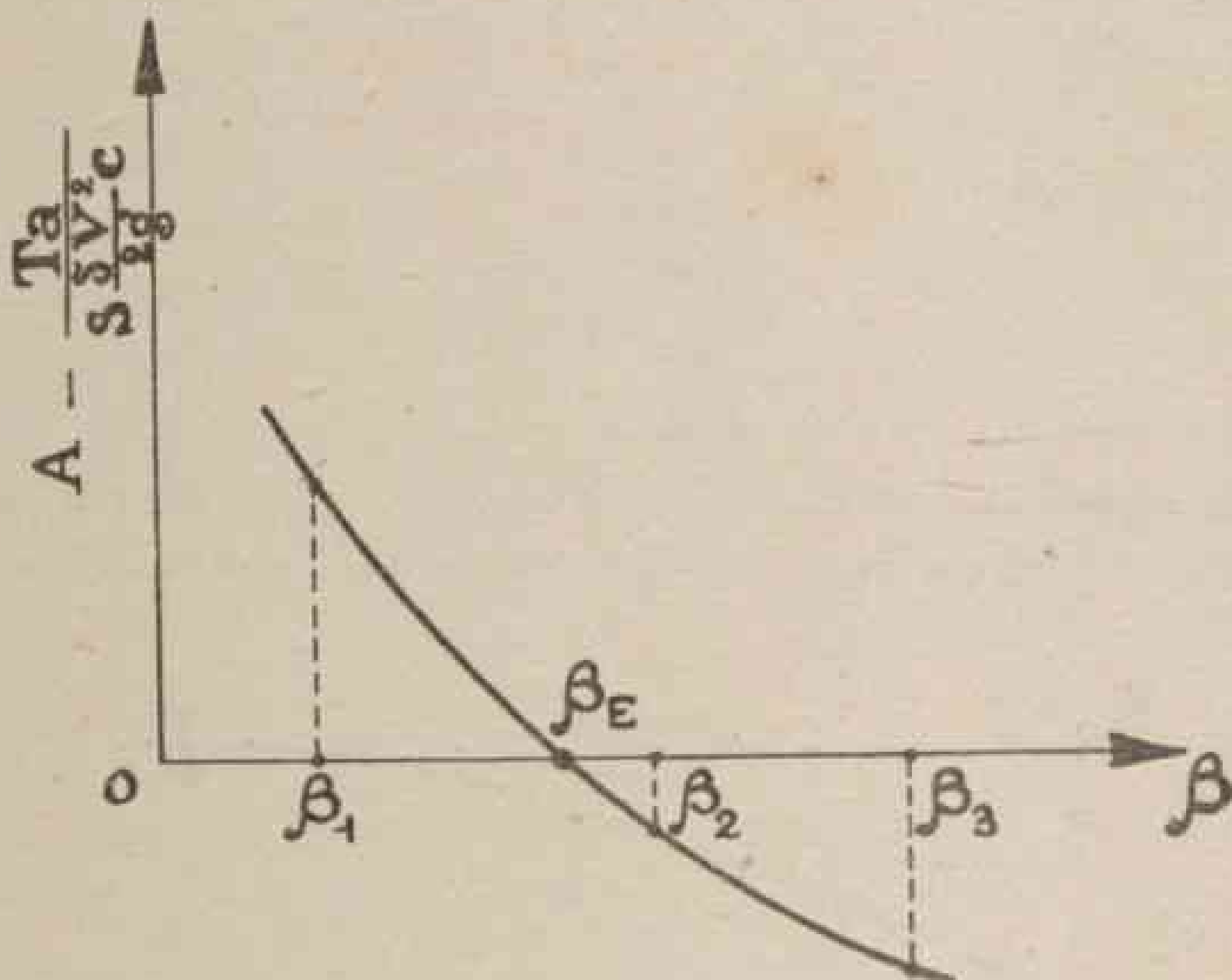


FIG. 69.

La courbe donnant les écarts ainsi obtenus entre les différentes valeurs de $\frac{T a}{S \frac{\delta V^2}{2g} c}$ (changées de signe) et celles de A pour les mêmes braquages du gouvernail (fig. 69) fait alors connaître la valeur β_E de l'angle de braquage du gouvernail telle que : $A = \frac{T a}{S \frac{\delta V^2}{2g} c}$, c'est-à-dire correspondant à un régime *réel* de vol horizontal (1). De cette valeur on dé-

(1) On obtient généralement dans chaque cas 2 régimes de vol horizontal. Le premier régime correspondant à la grande vitesse est pratiquement le seul à considérer.

duit toutes les caractéristiques (i , V , e , N , etc.) correspondant à ce vol de régime.

Les mêmes renseignements sont également obtenus pour différents angles de braquage du plan fixe et différentes positions de G . Il est à remarquer d'ailleurs qu'au cours de cette étude, les colonnes de gauche du tableau (fig. 67) ne sont pas modifiées (α , e , γ , N , V). En outre R_x , R_z , i ne dépendent pas de la position de G , mais seulement de α et β et l'on construira donc très rapidement dans chaque cas les 2 courbes de T en fonction de i , permettant de déterminer les différentes conditions réelles de régimes de vol horizontal.

L'ensemble des résultats ainsi obtenus permet d'obtenir tous les renseignements utiles sur les conditions de manœuvrabilité longitudinale (en piqué et en cabré) de l'appareil.

On peut d'abord vérifier si les conditions de régime en vol horizontal sont bien acceptables. Il est évident en effet que le vol horizontal en régime normal ne doit pas nécessiter un braquage exagéré du gouvernail de profondeur. On vérifiera donc, à l'aide des résultats précédents, si cette condition est remplie. On pourra connaître par ces résultats (obtenus pour différentes positions de G et différents braquages du plan fixe) l'influence de la position de G ou du braquage donné au plan fixe horizontal.

A titre d'exemple, sur les courbes A de la fig. 63 sont indiquées les valeurs A_0 correspondant aux régimes de vol horizontal (près du sol à charge normale par exemple) dans les différents cas (on n'a considéré que les vols au premier régime). Il est facile de voir que pour la position III du centre de gravité ou pour un braquage α_3 du plan fixe horizontal les conditions de régime sont mauvaises, car elles correspondent à un braquage exagéré du gouvernail de profondeur ; la manœuvrabilité dans le sens du piqué est d'ailleurs très faible. Au contraire pour la position I du centre de gravité et les angles α_1 et α_2 de braquage du plan fixe, on voit que les conditions de régime de vol horizontal sont acceptables ; elles restent également acceptables pour la position II de G et le braquage α_1 du plan fixe, ce qui montre bien qu'un réglage rationnel du plan fixe horizontal permet de déplacer le centre de gravité tout en conservant des conditions de régime acceptables.

La même étude peut être faite pour une charge différente de l'appareil et permettra ainsi de connaître l'influence du chargement sur la tenue de l'appareil en vol. Elle peut être faite également pour une valeur

différente du couple moteur ; on connaîtra ainsi l'influence d'une variation de régime des moteurs sur les conditions de vol, etc...

b) L'étude précédente fournit tous les renseignements désirables sur la manœuvrabilité de l'avion dans les différents cas (voir courbes de la fig. 63). Elle montre en particulier qu'un avion ayant encore une manœuvrabilité faible dans un sens peut « s'engager » par suite d'une simple perturbation extérieure (c'est-à-dire ne plus être manœuvrable dans ce sens). Si nous considérons par exemple sur les courbes de la fig. 63 la position II du centre de gravité et l'angle de braquage α_3 , du plan fixe horizontal, on voit qu'en régime de vol horizontal l'avion a encore une certaine manœuvrabilité (faible d'ailleurs) dans le sens du piqué ; cependant ces conditions de vol sont dangereuses et l'on peut montrer que si, par suite d'une perturbation quelconque, l'appareil atteint un angle d'incidence, déterminé, il n'est plus manœuvrable en piqué et a tendance au contraire à accentuer progressivement le cabré (l'appareil est engagé). En effet, on a

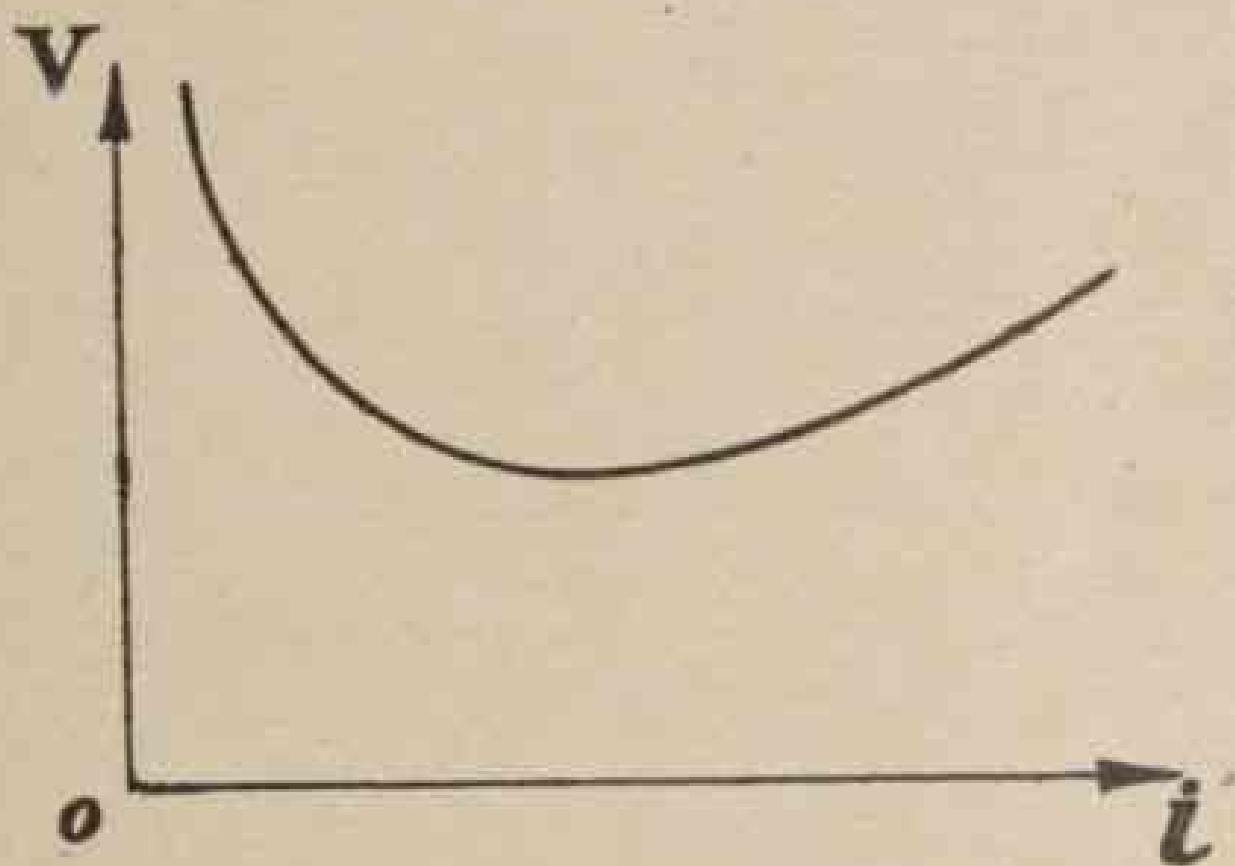


FIG. 70.

vu plus haut (tableau de la fig. 67) que le moment de T par rapport à G est une fonction de V et de i. Comme les courbes A sont rapportées à $V = 1$, on doit considérer l'expression, donnée plus haut,

$$\frac{T a}{S \frac{\delta V^2}{2g} c} = \frac{2 C_{\theta} N \mu_1 \varrho a g}{S \delta V^3 c \cos (i + t)} = f(V, i)$$

D'autre part, l'équation de sustentation :

$$T \sin (i + t) + R z V^2 \mu_1 = P$$

(dans laquelle on a pris les valeurs de Rz en fonction de i correspondant au

braquage positif maximum β du gouvernail) permet d'établir une relation entre l'angle d'incidence et la vitesse, puisque T est fonction de V et i . Cette relation se traduit par une courbe (fig. 70) qui passe d'ailleurs par un minimum. En utilisant cette relation entre V et i , on peut éta-

blir la courbe de $\frac{T a}{S \frac{\delta V^2}{2g} c}$ en fonction de V ou en fonction de i et la

porter dans ce dernier cas sur le diagramme de A (fig. 71) (courbe T en pointillé).

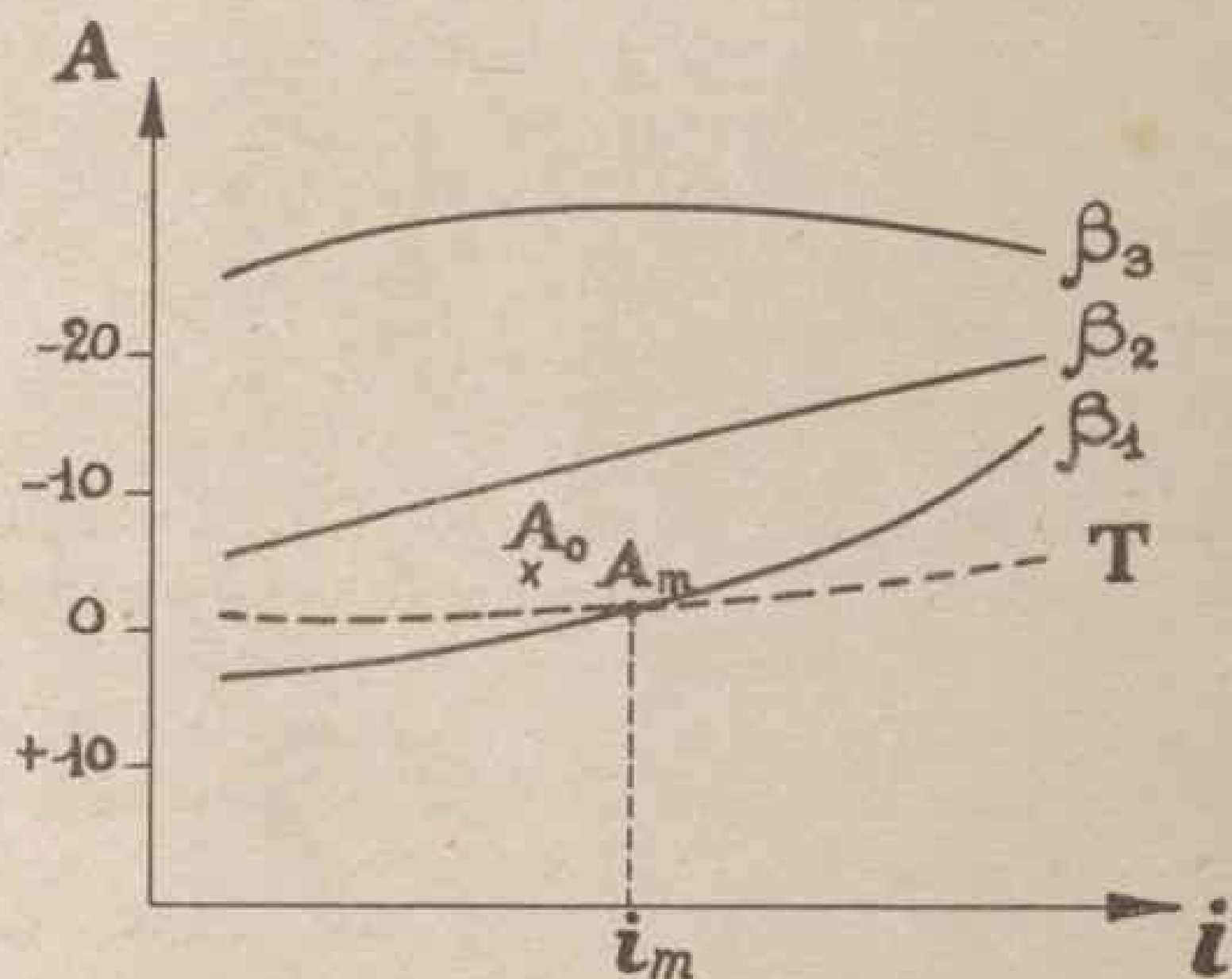


FIG. 71.

On voit alors dans l'exemple choisi que, si l'avion primitivement en régime de vol horizontal, au couple maximum des moteurs, caractérisé par A_0 , prend pour une cause quelconque un angle d'incidence supérieur à i_m , il se trouve « engagé ». En effet, même si on braque à fond le gouvernail (angle de braquage β_1), le moment de T par rapport à G (pour la vitesse nécessaire à la sustentation) est inférieur en valeur absolue au moment de R et l'avion tend à cabrer (dans l'exemple choisi [1]), sans qu'il soit possible de le redresser par l'action du gouvernail. Le moment de T par rapport à G ne pourrait être supérieur à celui de R que pour une vitesse

(1) Puisque la courbe (T) est en-dessous de (β_1) pour $i > i_m$.

inférieure à la vitesse donnant la sustentation nécessaire pour l'exemple choisi (voir fig. 71). L'appareil est donc dans tous les cas en danger.

L'angle d'incidence i_m peut donc être considéré comme un angle critique dans l'exemple choisi.

Ces considérations permettent donc de connaître les limites de manœuvrabilité pour les différents cas et d'étudier à ce sujet l'influence d'un décentrage, d'une variation de charge, d'une modification de braquage du plan fixe, d'une variation de régime des moteurs, etc... On peut ainsi en tirer toutes les conclusions utiles : variations permises dans la position de G, valeur optima à donner au braquage du plan fixe pour chaque position de G, répartition optima à donner au chargement pour qu'un délestage envisagé ne diminue pas la manœuvrabilité, etc... (1) On voit par cet exposé tout le parti que l'on peut tirer de la méthode précédente.

Il convient toutefois, avant de terminer cet exposé, de faire les deux remarques suivantes :

1^o Nous avons jugé inutile, comme dans l'étude de la stabilité, de faire intervenir l'inertie de l'appareil et les actions aérodynamiques supplémentaires provenant de la rotation de l'avion autour de G. Ces facteurs compliqueraient énormément le problème sans modifier pratiquement les conclusions auxquelles nous sommes arrivés ; ils ont seulement pour effet de diminuer légèrement la manœuvrabilité dans les deux sens. La méthode précédente a, d'ailleurs toujours donné en pratique des résultats suffisants.

2^o Cette méthode nécessite un grand nombre de courbes, mais il est facile de montrer que ce procédé est inévitable et peut seul, dans l'état actuel de l'aérodynamique, donner les résultats attendus. Il est indispensable, en effet, *en l'absence actuelle de formules générales exactes remplaçant les courbes déduites des essais au Laboratoire*, de faire varier rationnellement au cours de ces essais tous les facteurs qui concourent au résultat, afin de connaître leur influence respective. Ceci conduit nécessairement à l'établissement d'un réseau de courbes. Ces différentes courbes A proviennent d'ailleurs de Tableaux tels que celui de la

(1) Les mêmes renseignements peuvent être obtenus, (comme il a été dit, plus haut au paragraphe a), pour les vols de régime sur une trajectoire d'inclinaison quelconque. On pourra même, par ce procédé, déterminer dans les différents cas considérés les inclinaisons limites ascendantes et descendantes à partir desquelles les conditions de vol deviendraient dangereuses.

AVIONS		C 1 SPA D 51	C 1 SPA D 81	C 1 DEVOITINE	C 1 NIEUPORT 29	C 1 NIEUPORT 42	A 2 POTEL XV	A 2 BRÉGUET 19	A 2 POTEL 25
		S	B	M	B	M	B	S	S
Longueur du fuselage	λ	6,25	6,95	6,40	5,35	7,50	7,60	7,80	8,30
Surface 1 aileron	s_1	0,77 (2)	1,02 (2)	1,20 (2)	1,15 (2)	1,1 (2)	1,64 (2)	1,89 (2)	1,77 (2)
$\frac{1}{2}$ (Envergure-Fuselage)	L	4,50	4,10	4,93	4,36	6	6	6,65	7,10
Envergure de l'aileron	L - L'	4	3,40	3	3,85	3,40	2,40	4,40	4,50
Profondeur de l'aileron	p	0,20	0,30	0,5-0,3	0,30	0,33	0,60	0,43	0,40
	L'	—	0,50	0,70	1,93	0,51	2,6	3,60	2,25
	$\frac{L'}{L}$	—	0,11	0,17	0,39	0,12	0,6	0,54	0,37
	$\frac{L-L'}{p}$	—	20	11,33	7,14	12,83	4	10,23	11,25
	$\frac{2L}{\lambda}$	—	1,44	1,18	1,54	1,63	1,60	1,71	1,71
Surface totale de l'avion	S	24,6	30,30	21,54	26,75	31	45,01	46	46,70
Profondeur moyenne aile	l	2,10	1,82	2,25	1,50	2,28	2	2	2
Surface empenn. H fixe	s_0	1,7	1,70	1,49	2,20	3,08	2,15	1,44	2,12
d° H. mobile	s_1	1,80	0,98	1,326	1,50	1,19	1,43	2,55	2,20
d° V. fixe	s_2	0,87	0,92	0,415	0,25	0,61	0,81	0,80	1,15
d° V. mobile	s_3	0,87	1,12	0,688	0,75	0,71	1,03	1,40	1,04
Distance articul. à C de G	d	4,90	3,80	5	4,10	5,15	5,64	6,11	6,10
	$s_0 + s_1$	Σ	3,50	2,68	2,816	3,70	4,27	3,58	4,32
	$s_2 + s_3$	$\Sigma 1$	1,74	2,04	1,103	1	1,32	1,84	2,19
	$\frac{\Sigma_1}{\Sigma}$.	0,5	0,71	0,39	0,27	0,31	0,515	0,51
	$\frac{s_0}{s_1}$.	1,06	0,57	0,89	0,68	0,39	0,61	1,77
	$\frac{s_2}{s_3}$.	1	1,24	1,66	3	1,16	1,27	0,90
	$\frac{S \times l}{\Sigma \times d}$.	3,08	5,4	3,42	2,65	3,23	4,5	3,51
Poids au mètre carré de surface	$\frac{P}{S}$		57,3	43	58,2	44	58,5	40	46,1
Puissance nominale en CV	W		420	300	300	300	500	400	400

NOTA. — Les chiffres entre parenthèses (2) (4) indiquent le nombre d'éléments quand il est différent de

FIG. 74 TABLEAU DES DIMENSIONS RELATIVES

Ecole POTÉZ VIII Aé	Ecole BLANRIOT 10	B 2 BRÉGUET 14	B n 2 BRÉGUET 16	B n 2 LORÉ 12	B n 4 FARMAN	Multiplace BLÉRIOT 127	Postal DEWOTTINE 14	Transport FARMAN 170	Transport FARMAN 3 X	Transport FARMAN 70 8	Transport FARMAN Golinh	Transport JUNKER	Transport BLÉRIOT 115	Aviette TELLIER
B	B	B	B	B	B	M	M	M	M	B	B	M	B	M
5	6,50	7,76	8,36	12,20	18	13,50	11,80	11,20	13,05	9,10	12,70	9	13	5,1
0,86 (2)	1,08 (4)	3,50 (4)	2,34 (4)	1,827 (4)	3,90 (4)	3,20 (2)	2,58 (2)	2,39 (2)	2,75 (2)	1,50 (4)	5 (4)	1,445 (2)	2,90 (4)	0,62 (2)
3,70	4,25	7	8,05	11,75	17,50	10,90	8,10	7,45	8,75	6,70	13,30	7	11,85	4,35
1,60	2,70	3,51	2,60	4,00	6,00	4,40	4,60	3,68	4,46	3,65	4,21	3,40	3,765	3
0,54	0,40	0,83	0,9	0,420	0,65	0,60	0,56	0,65	0,62	0,40	1,092	0,55-0,3	0,792	0,21
2,10	1,55	3,49	5,45	7,75	11,50	6,50	3,50	3,77	4,29	3,05	7,09	3,60	8,085	1,35
0,57	0,36	0,5	0,68	0,66	0,66	0,60	0,43	0,51	0,49	0,46	0,53	0,51	0,68	0,31
2,96	6,75	4,23	2,88	9,55	9,25	7,35	8,25	5,68	7,2	9,125	3,85	8,09	4,75	14,30
1,48	1,31	1,80	1,93	1,93	1,95	1,62	1,37	1,33	1,35	1,47	2,10	1,56	1,82	1,71
19	26,95	49,70	72,80	105	268	79,50	44	57	81	54	164	34	126	9,85
1,40	1,50	1,96	2,40	2,52	4	3,95	2,87	3,50	4	1,95	3,065	2,50	2,60	1,30
1,20	2,27	2,10	2,55	6,656	9,14	4,60	3,05	3,16	7,4	3,04	5,53	2,96	5	0,90
1	1,664	3,25	3,55	4,90	6,36	6,80	2,65	2,15	3,2	2,2	3,66	1,89	3,65	0,58
0,30	0,38	1,20	1,15	3,20	2,45	1,40 (2)	1,05	1,60	2,2	0,6	1,90	0,5	2,44	0,335
0,40	0,805	1,50	1,75	2,74	3,80	3 (2)	1,40	1,43	2,2	1,4	2,86	1	2,31	0,315
3,80	4,94	6,10	6,50	9,10	12,90	10,10	9,1	7,60	9,85	6,55	9,90	6,75	7,75	3,6
2,20	3,934	5,35	5,10	11,55	15,50	11,40	5,70	5,31	10,60	5,25	9,19	4,85	8,65	1,48
0,70	1,185	2,70	2,90	5,94	6,25	4,40	2,55	3,75	3,20	2	4,76	1,5	4,72	0,65
0,32	0,31	0,50	0,57	0,51	0,40	0,39	0,45	0,71	0,31	0,38	0,516	0,31	0,54	0,44
0,83	0,73	1,55	1,39	0,75	0,69	1,48	0,87	0,68	0,432	0,72	0,66	0,64	0,73	0,65
1,36	2,12	1,25	1,52	0,82	1,55	2,15	1,22	0,89	1	2,34	1,5	2	0,96	0,94
3,20	2,08	3	5,25	2,52	5,36	2,73	2,43	4,96	3,05	3,08	5,5	2,6	4,9	2,40
29	39,9	35	32,5	44	43,5	53,9	68	58,3	59,5	39,4	31,3	50	41	39,3
60	180	300	300	800 (2)	2000 (4)	800 (2)	400	500	720 (4)	300	460 (2)	240	720 (4)	40

lettres M, S et B sont les abréviations de monoplan, sesquiplan et biplan.

ÉLÉMENTS DES PRINCIPAUX AVIONS EN SERVICE

fig. 62, qui sont très rapidement établis (opérations simples de colonne à colonne). La complication de cette méthode n'est donc qu'apparente et son application ne comporte finalement aucune difficulté.

Souffle des hélices

Nous avons négligé jusqu'ici l'influence du souffle des hélices (1).

Cette action se traduit, sur les gouvernes, par une déflexion supplémentaire modifiant l'angle d'attaque du vent relatif, et par un effet de portance provenant de la différence de vitesse du courant d'air qui arrive sur ces gouvernes. Il est donc nécessaire d'apporter, dans les calculs de la méthode précédente, les termes correctifs correspondants.

M. Toussaint donne à ce sujet deux formules approchées.

Effet de souffle : La majoration de vitesse aérodynamique V_h dans la zone balayée par le souffle des hélices est déduite de la relation :

$$\left(\frac{V_h}{V_o}\right)^2 = K = 1 + 20,4 \times \frac{T}{V_o^2 D^2}$$

D, diamètre de l'hélice ; T, traction de l'hélice, V_o vitesse de l'avion (système M.K.S.)

Effet de déflexion : L'angle de déflexion γ dans la zone influencée par le souffle des hélices est donné par la relation :

$$\gamma = K' (\Delta + i) = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{K}}\right) (\Delta + i)$$

Δ étant l'angle de l'axe de traction avec la corde de référence (positif quand l'axe est plus cabré que la corde), — i l'angle d'incidence des ailes.

Pour tenir compte correctement de ces formules on se reportera à l'étude de stabilité et manœuvrabilité précédente.

A cet effet, si l'on considère les quantités A proportionnelles aux moments de la résultante des actions de l'air R par rapport à G, on pourra écrire :

$$A = A' + A''$$

A' correspondant au moment de R sur l'avion complet sans empennage.

A'' correspondant au moment de R sur l'empennage.

(1) Qui ne peut évidemment apparaître au cours des essais de la maquette d'avion au Laboratoire.

On déterminera donc en *supprimant l'empennage* et par un essai complémentaire au Laboratoire les valeurs de A'' en fonction de i .

L'effet de souffle sur l'empennage donnera une action :

$$A'' \times \left(\frac{V_h}{V_0} \right)^2 = K A'' = K (A - A')$$

et l'angle d'attaque des éléments de l'empennage sera augmenté algébriquement de γ .

L'étude de la stabilité et de la manœuvrabilité reviendra donc, au lieu de considérer les courbes A définies par les valeurs α et β du braquage du plan fixe et du gouvernail pour une position déterminée de G , de considérer les courbes qui s'en déduisent comme il vient d'être dit par le calcul de l'expression $A' + K (A - A')$, et en remplaçant α et β par $\alpha + \gamma$ et $\beta + \gamma$ (1).

Stabilité à l'envol. Angle de garde

On appelle *angle de garde*, l'angle que fait avec la verticale la droite joignant le centre de gravité au point de contact des roues avec le sol.

Quand l'avion repose sur le sol par ses roues et sa béquille, au départ et à l'atterrissage, il est indispensable que l'angle de garde soit assez fort pour permettre à l'avion de se déplacer en toute sécurité au sol, béquille à terre.

On arrivera à ce résultat en prenant l'angle de garde ω égal à environ 15° . Avec un tel angle de garde, l'avion suffisamment lourd de la queue est freiné énergiquement par sa béquille à l'atterrissage, ce qui diminue ainsi la longueur du roulement.

En exagérant l'angle de garde (au-dessus de 35°) on risquerait de rendre l'avion apte à faire les « chevaux de bois », ce qu'il faut absolument éviter.

Quand l'avion au départ prend sa ligne de vol, le fuselage étant sensiblement horizontal et la béquille ne touchant plus le sol, il importe que l'angle de garde devienne aussi faible que possible ; 3 à 5° environ, si on

(1) On peut admettre que l'influence du souffle des hélices sur la voilure est négligeable. Elle ne s'exerce en effet que sur une petite portion de la surface des ailes et à une distance très faible du centre de gravité.

veut obtenir une bonne stabilité au décollage et diminuer les risques de capotage.

Ceci peut être établi facilement si on se reporte au réseau des courbes α déjà considérées pour l'étude de la stabilité longitudinale.

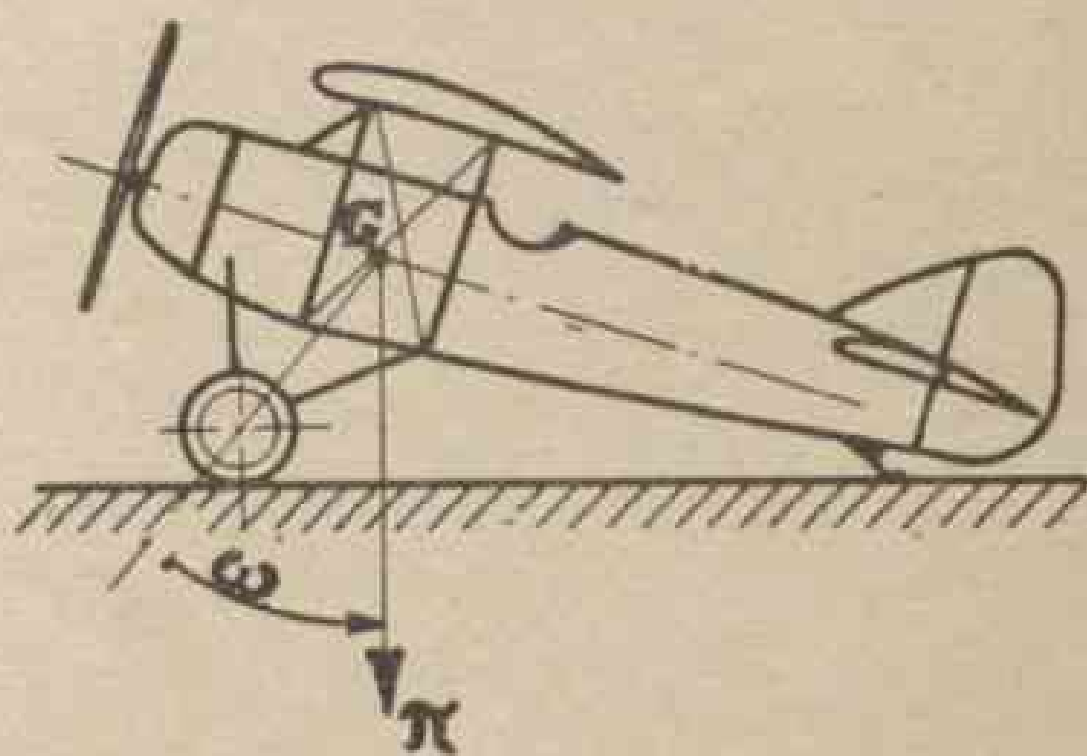


FIG. 72.

Considérons en effet le cas d'un avion à centres confondus et roulant au sol en ligne de vol, puis supposons enfin que pendant un temps très court, un régime uniforme soit établi.

Si l'avion a un grand angle de garde, le point de contact des roues est très en avant du centre de gravité G.

L'appareil sera donc maintenu en ligne de vol en braquant le gouvernail d'un angle α , tel qu'aux faibles angles d'attaque de l'air, le centre de poussée de l'ensemble du planeur soit suffisamment en arrière pour que le moment de la réaction de sustentation, par rapport au centre de gravité, équilibre le moment de la réaction des roues par rapport au même centre de gravité.

La réaction des roues n'est pas normale au sol ; elle est faiblement inclinée vers l'arrière ; mais si l'angle de garde est grand, elle passera néanmoins en avant du centre de gravité ; il faudra donc, pour qu'il y ait équilibre, que le centre de poussée soit en arrière du centre de gravité.

Il en résulte que si l'avion est normalement centré en arrière, dans le voisinage du $1/3$, le centre de poussée au décollage a beaucoup de chances de se trouver sur des tranches de courbes α , correspondant à l'équilibre instable.

Dans ce cas si, pour une raison quelconque, accident du sol par exemple, l'appareil commence à piquer, le centre de poussée s'éloigne très rapidement vers l'arrière et l'appareil continuera à piquer. Le couple de rota-

tion des roues qui pourrait s'opposer au mouvement n'augmente en effet pas assez rapidement, car si la réaction croît en intensité, le bras de levier diminue du fait du changement d'orientation de l'avion.

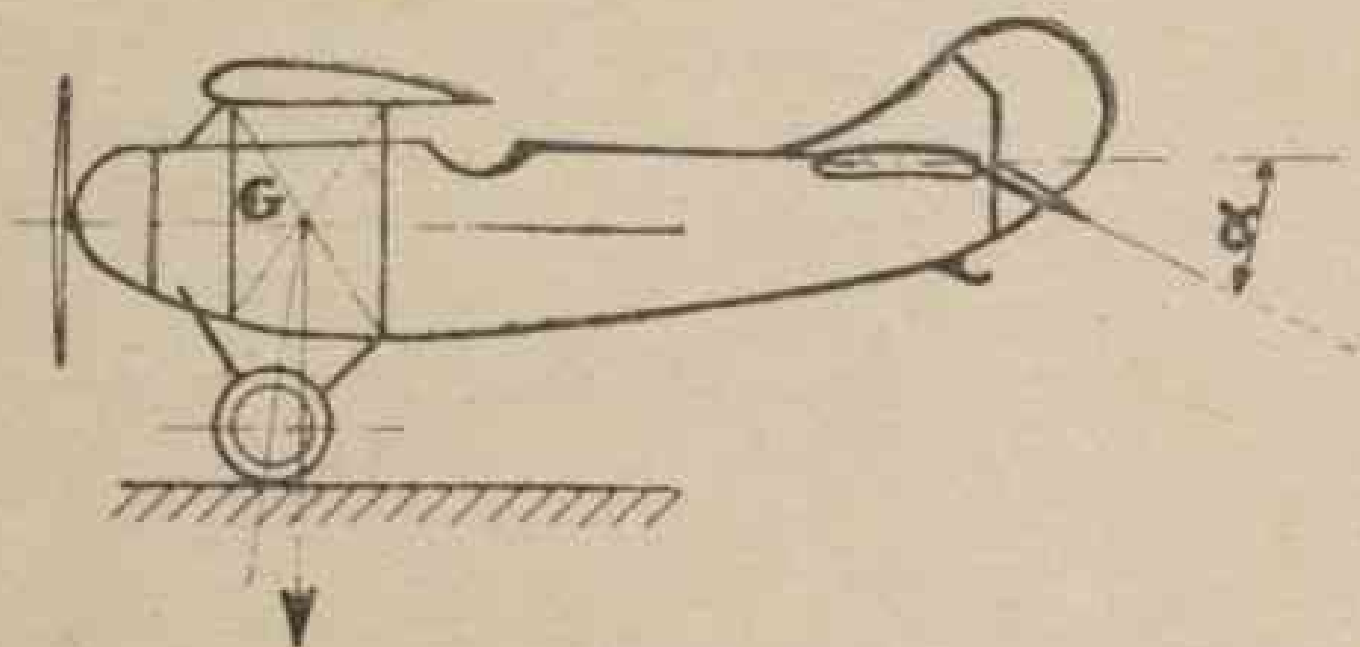


FIG. 73.

Dans ces conditions l'avion capotera, en général avant que le pilote ait eu le temps d'intervenir.

Au contraire si l'angle de garde est faible, la réaction des roues se rapprochant du centre de gravité, il en sera de même du centre de poussée au décollage qui pourra alors se trouver dans la zone de bonne stabilité, même si l'avion est normalement centré très en arrière.

En résumé, dès que l'avion peut rouler en ligne de vol, un grand angle de garde diminue la sécurité.

Les appareils centrés trop en arrière sont instables au décollage et ont une tendance à capoter d'autant plus grande que l'angle de garde est plus fort.

Pour les avions bien centrés on devra avoir 3 à 5° d'angle de garde en ligne de vol et 15 à 20° quand l'avion repose au sol par ses roues et sa béquille.

Ces conclusions sont valables pour des centrages à environ 35%; pour des positions différentes s'en écartant sensiblement elles sont à modifier en conséquence.

Charges au mètre carré. — Dimensions relatives des gouvernes et des divers éléments d'un avion

Charges au mètre carré de voilure. — Les dimensions de la voilure sont déterminées par un ensemble de considérations aérodynamiques et de résistance. Pour améliorer l'encombrement, la vitesse, et souvent le poids

de construction, on tend sur les avions modernes à utiliser de plus en plus de fortes charges au mètre carré de surface de voilure.

On se trouve limité dans cette voie par des questions de plafond, de maniabilité et surtout de vitesse minima à l'atterrissage, laquelle ne saurait être augmentée sans dangers. Il convient de remarquer d'autre part que la réduction de la surface portante est limitée par des questions de résistance et de sécurité en vol. Un avion qui aurait des charges au mètre carré très élevées prendrait par la moindre action des gouvernes des accélérations considérables conduisant à des fatigues anormales pouvant entraîner la rupture de l'appareil.

L'emploi des profils épais caractérisés par des portances élevées permet d'envisager des charges au mètre carré importantes.

Actuellement, on peut atteindre sans inconvénient des charges de 50 kilogrammes au mètre carré pour les biplans et de 70 kilogrammes pour les monoplans à aile épaisse.

Les biplans sont en général moins chargés que les monoplans en raison de ce qu'ils sont presque exclusivement conçus avec des ailes minces afin d'avoir des caractéristiques aérodynamiques intéressantes et d'autre part parce qu'il est plus facile de réaliser de vastes surfaces en biplan qu'en monoplane.

A noter que si l'aile épaisse se prête plus facilement que l'aile mince à des charges au mètre carré élevées, cela tient non seulement aux plus grandes portances qu'elle donne mais aussi à son épaisseur plus grande permettant de construire des poutres à grande inertie légères et résistantes.

Le tableau de la figure 74 (v. pp. 88 et 89) donne quelques charges par mètre carré réalisées sur des avions de caractéristiques différentes.

Dimensions des gouvernes. — Les dimensions relatives des gouvernes (ailerons, plans fixes, horizontaux, dérives et gouvernails), varient considérablement d'un avion à l'autre. L'efficacité d'une gouverne dépend d'un grand nombre de facteurs.

1° la surface de l'élément et la distance de son centre d'action au centre de gravité de l'appareil.

2° sa forme, son profil, sa position, par rapport à d'autres éléments (interactions).

3° l'importance des qualités qu'on en exige pour assurer la stabilité, la manœuvrabilité et la maniabilité, qualités variables avec les catégories d'appareils.

La plupart des constructeurs adoptent une forme d'empennages et d'ailerons caractéristiques de leur marque et qu'ils reproduisent en général sur les différents types d'avions de leur conception.

La méthode la plus correcte et la plus pratique serait, semble-t-il, de déterminer la surface des différentes gouvernes par comparaison avec des avions existants. A cet effet on pourrait comparer soit le coefficient $\frac{\Sigma \times d}{S}$ dit coefficient unitaire d'efficacité de la gouverne, (S surface de l'avion, Σ surface de la gouverne, d distance du centre de surface de la gouverne au centre de gravité de l'avion), soit la coefficient $\frac{S \times l}{\Sigma \times d}$ (l = profondeur de l'aile) que le colonel Dorand introduisait dans l'étude des gouvernes arrières (profondeur et direction).

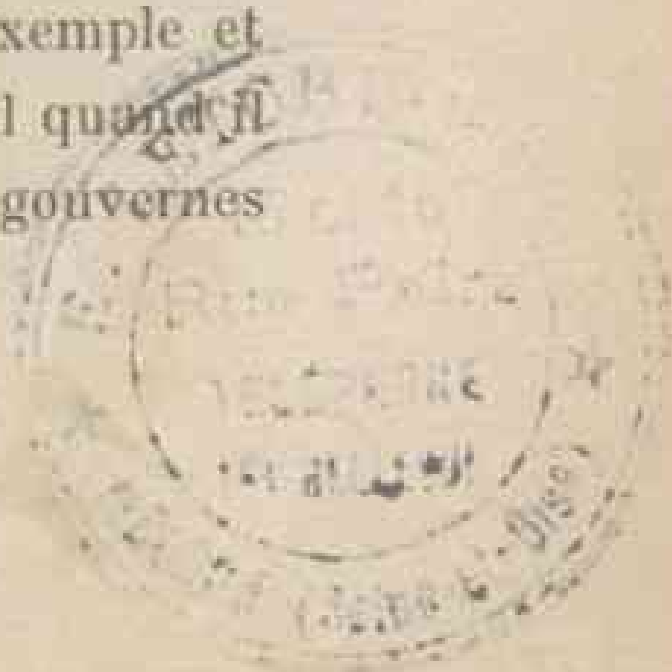
On aura ainsi des dimensions raisonnables. Nous donnons sur le tableau de la fig. 74 (v. pp. 88 et 89) les caractéristiques principales des gouvernes d'appareils de types variés.

Pour serrer la question de plus près, on déterminera définitivement le choix des gouvernes de profondeur (profil, dimensions, calage... etc.) en étudiant la stabilité et la manœuvrabilité de l'avion par la méthode que nous avons exposée précédemment et en exécutant l'essai au tunnel d'une maquette complète. Si les dimensions caractéristiques et positions des gouvernes sont telles que l'avion ne satisfait pas pour les différents régimes de vol susceptibles d'être envisagés aux qualités requises pour la stabilité et la manœuvrabilité, on les modifiera en conséquence.

Signalons pour le cas des avions acrobatiques qu'il y aurait lieu de chercher par des gouvernes appropriées à éviter ou tout au moins à tempérer les évolutions dangereuses.

Pour les avions acrobatiques, deux circonstances de vol sont particulièrement critiques, le vol piqué à la verticale tendant à la limite au vol à la vitesse limite de chute, et le vol piqué avec engagement sur le dos si faible soit-il.

Il y aurait donc lieu de chercher les moyens de limiter les possibilités de piqué des avions et surtout d'empêcher l'engagement sur le dos à la suite du piqué. Il est bien certain que le piqué constitue un régime de vol nécessaire pour un avion militaire, un avion de chasse par exemple et qu'on ne saurait l'empêcher. Mais on peut le limiter semble-t-il quand il devient dangereux. On devra donc, par un choix judicieux des gouvernes s'arranger pour que :



1° dans le piqué l'effort à exercer par le pilote augmente rapidement quand on s'approche du piqué limite.

2° que l'appareil ne puisse s'engager sur le dos, ce que l'on traduira d'une manière précise en disant que l'appareil au voisinage des angles d'attaque donnant le piqué limite ne sera pas manœuvrable pour des angles décroissants et négatifs (engagement sur le dos), tout en le restant en sens inverse de manière à ce que le pilote ait le pouvoir de ramener l'appareil s'il s'est trouvé accidentellement engagé.

On saisit ici tout l'intérêt de l'étude de stabilité et de manœuvrabilité que nous avons donnée ci-dessus.

Si les essais au tunnel ont été effectués pour les angles d'attaque négatifs qui correspondent au vol de régime en piqué et au vol sur le dos, on pourra définir la stabilité et la manœuvrabilité de l'avion dans ces cas, constater s'il a tendance à s'engager dans le piqué, vérifier si avec les gouvernes choisies il est *manœuvrable ou non dans le sens du cabré négatif* (engagement sur le dos).

Pour mesurer l'effort déployé sur le manche il suffit de connaître l'effet produit par un braquage β du gouvernail de profondeur, c'est-à-dire de mesurer le couple C de ce gouvernail par rapport à son axe d'articulation, et ce dans un cas de vol de régime. L'effort sur le manche sera $F = KC$ où K est une constante qui dépend de la démultiplication des commandes.

Nous allons étudier ce qui se passe pour le régime de vol jusqu'à la vitesse limite et pour les régimes avoisinants pour lesquels nous supposons que la vitesse limite est conservée.

Comme il a été dit précédemment dans l'étude de la stabilité, nous définirons en partant de l'équilibre de l'avion les valeurs de la résultante R_p de l'angle d'attaque i_p correspondant à des braquages α_p et β_p du gouvernail et pour lesquels l'équilibre est réalisé.

R_p dans le piqué à la vitesse limite correspond à la résistance minimum.

L'équilibre peut être réalisé pour un ensemble de valeurs α_p et β_p . Mais nous considérerons que β_p correspond au braquage maximum et de ce fait α_p est déterminé.

Ceci étant nous déterminerons par un *essai de maquette supplémentaire les valeurs de C en fonction de i pour des valeurs α_p et β_p envisagées en tenant compte ensuite de la vitesse limite de piqué.*

La discussion des courbes obtenues sera la suivante :

Si la courbe est celle de la figure 75, on voit que l'effort maxima cor-

respond bien au vol piqué, mais que pour des angles négatifs le couple tend à diminuer ce qui favorise l'engagement sur le dos.

Si la courbe à l'allure de la figure 76, on voit que l'effort en piqué reste grand et que l'effort à exercer pour passer sur le dos continue à croître ce qui rend improbable l'exécution d'une telle manœuvre.

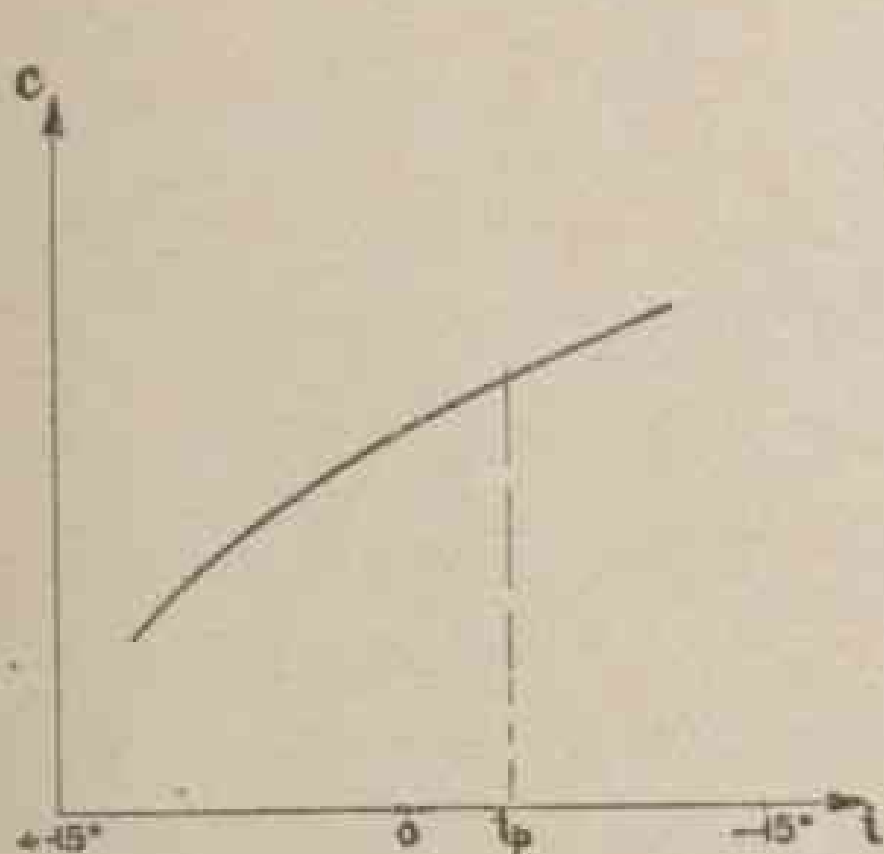


FIG. 75.

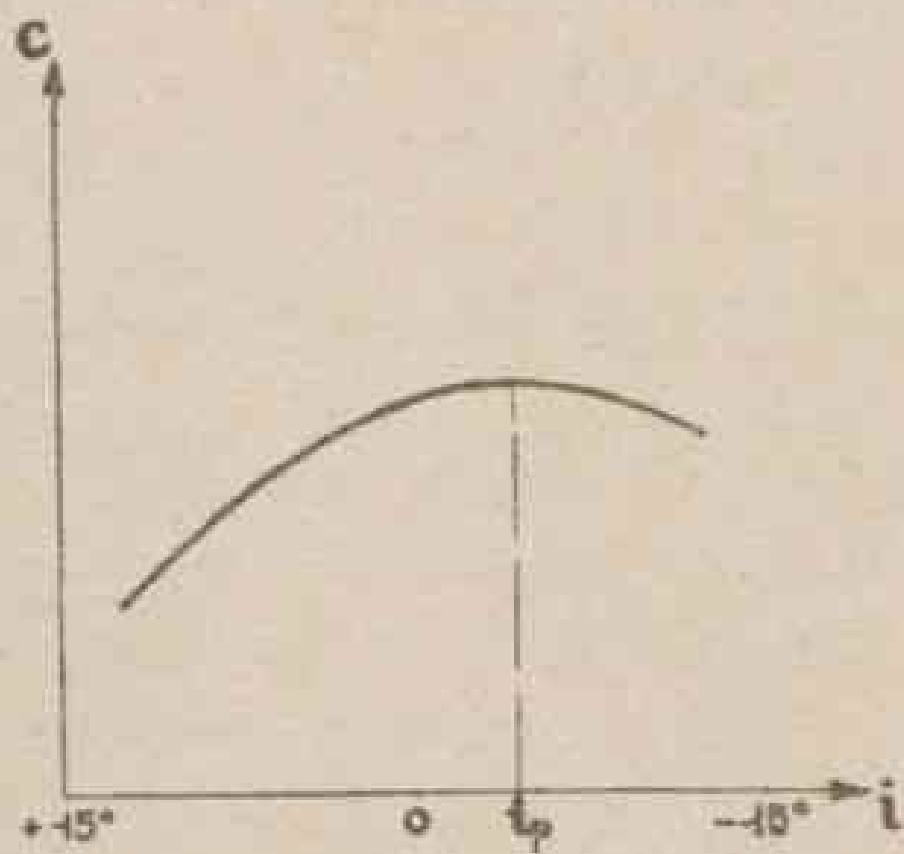


FIG. 76.

L'idéal serait donc d'avoir une courbe ayant cette allure rapidement croissante des angles positifs qui correspondent à des cas de vol normaux à l'angle i_p et continuant à croître légèrement pour les angles négatifs. De cette façon l'effort à exercer irait en augmentant quand l'angle d'attaque diminue, c'est-à-dire au fur et à mesure que l'avion s'engage dans des évolutions dangereuses, la décroissance de l'effort, quand les angles d'attaque augmentent, permet de le ramener plus facilement à des cas de vol normaux.

Ces conclusions supposent, comme il a été dit plus haut, que l'on s'est donné une limite supérieure de β . En pratique elle existe du fait que la course du manche à balai est limitée.

La mesure de C au tunnel ne semble pas présenter de difficultés insurmontables. On mesurera le couple C en l'équilibrant par un poids relié au bord de fuite des gouvernails par un fil s'appuyant sur une poulie et formant levier. Il y aura à mesurer le couple de frottement sur l'axe d'articulation, on supposera qu'il est constant et on le mesurera en écrivant que le couple mesuré pour la portance nulle de l'empennage lui est égal.

On voit par cet exposé que le problème de la détermination des gouvernes doit être approfondi et étudié avec beaucoup de soin. Ceci explique dans une certaine mesure les différences rencontrées dans les dimen-

sions et caractéristiques des gouvernes. Le tableau de la figure 74 l'indique.

Le rapport $\frac{S \times l}{\Sigma \times d}$ défini par le colonel Durand, varie dans d'assez larges limites (2,08 à 5,5), la valeur moyenne 3 fixée par le colonel Durand est assez souvent rencontrée d'ailleurs.

Nous donnons également le rapport $\frac{s_1}{s_0}$ entre les surfaces du gouvernail mobile et du stabilisateur. Ce rapport est lui aussi, assez variable. Pour garder de bonnes caractéristiques aérodynamiques au plan fixe stabilisateur et au gouvernail il est intéressant que le rapport $\frac{s_1}{s_0}$ ne dépasse pas 1/3.

C'était le chiffre préconisé par le colonel Durand. Sur les avions modernes ce nombre devient l'exception comme on peut le constater sur le tableau.

On se rend compte ainsi de la nécessité d'étudier plus en détail la question des gouvernes horizontales, les rapports simples du tableau n'étant pas suffisamment constants.

Pour les gouvernes verticales dérive et gouvernail de direction, il suffira en général de déduire leurs dimensions en examinant les rapports $\frac{\Sigma_1}{\Sigma}$ et $\frac{S_3}{S_2}$ où $\Sigma = s_0 + s_1$ surface des gouvernes horizontales et $\Sigma_1 = s_2 + s_3$ surface de la dérive et du gouvernail de direction. Nous donnons dans le tableau de la fig. 74 les valeurs de ces rapports. On constate que l'on peut prendre en général $\frac{\Sigma_1}{\Sigma} = 0,5$ tandis que le rapport $\frac{s_3}{s_2}$, très variable sera choisi par comparaison avec le type d'avion existant qui se rapproche le plus de celui étudié.

Les ailerons sont définis en général par leur allongement $\frac{p}{L - L'}$ (voir tableau 74) qui est voisin de 10 et par $L - L'$ qui définit leur envergure et qui tend vers 0 sur les avions modernes.

Dimensions des divers éléments d'un avion. — Nous donnons sur le tableau de la figure 74 les dimensions des fuselages rencontrées sur des avions très différents en même temps que la valeur du rapport $\frac{2L}{\lambda}$ de l'envergure à la *longueur du fuselage* qui est un facteur assez constant pour les monoplans surtout et dont la variation moyenne est de 1,5 à 1,7.

La *longueur du fuselage* étant déterminée, les essais aérodynamiques

montrent que la forme de moindre résistance correspondrait à un solide fusiforme à sections circulaires perpendiculaires à son axe longitudinal et dont le diamètre d du maître couple serait tel que l'on ait sensiblement :

$$5,3 d = \gamma$$

le maître couple étant situé à $0,3 \gamma$, l'avant étant arrondi et l'extrémité en pointe.

En réalité, pour installer dans le fuselage le moteur et les différents accessoires, on doit en général s'écarter de la forme théorique et la section circulaire (sauf pour les avions à fuselage coque) est en général aplatie en ovale ou en rectangle arrondi aux extrémités supérieure et inférieure.

Les *dimensions des maîtres couples* exigées par les conditions d'aménagement et d'utilisation, sont sensiblement :

Avion de chasse (C1) $1 \times 1,20$ (largeur \times hauteur)

Avion de reconnaissance (A2) : $1,3 \times 1,50$

Avion de bombardement (Bn2) $1,35 \times 1,60$

Avion de bombardement (Bn4) : $1,50 \times 1,90$

Avion commercial : $1,6 \times 2$.

La *hauteur des avions* est une caractéristique très variable et qui dépend de la conception générale de l'appareil. Elle se trouve souvent conditionnée par la garde de l'hélice, distance de l'extrémité de l'hélice au sol et qui doit comporter des minima exigibles pour la sécurité. La garde de l'hélice devrait se traduire par l'angle formé par l'extrémité de l'hélice dans la position la plus rapprochée du sol et le centre de gravité de l'appareil avec l'horizontale passant par ce centre de gravité. En pratique, on la définit par la distance verticale de cette extrémité au sol, les extenseurs étant à bloc et les roues écrasées. Dans ces conditions un garde de 25 à 30 cm. apparaît suffisante.

La distance des roues d'un avion doit également être suffisante pour assurer la stabilité transversale de l'avion dans ses évolutions au sol (décollage, atterrissage, manœuvres au sol). Cette distance peut se traduire

par le rapport $\frac{\Delta}{2L}$ de l'écartement des roues à l'envergure et qui constitue

un coefficient assez constant ; pour les avions du tableau de la fig. 74 il varie de 0,14 pour l'avion Potez 25 A 2 à 0,20 pour le Farman 170, la valeur 0,16 étant très souvent rencontrée et sur des avions très différents (Aviette Tellier et Bn 4 Farman).

Poids de construction des avions

Les poids de construction des avions sont très variables et dépendent des matériaux employés en même temps que des charges pour lesquelles ils sont calculés.

Le poids total P d'un avion peut être décomposé en 4 parties : le poids du planeur P_p , le poids du groupe motopropulseur P_w , le poids de combustible P_c , le poids utile P_u .

$$P = P_p + P_w + P_c + P_u$$

1° le *poids utile* comporte le poids des différents accessoires emportés et qui varie d'après les différents types d'appareils, le poids de l'armement s'il s'agit d'un avion militaire, le poids des passagers et de la charge commerciale s'il s'agit d'un avion de transport. Dans les deux cas le poids du pilote, des mécaniciens, mitrailleurs et bombardiers est compté dans le poids utile. Nous ne nous en occuperons pas, étant donné que dans chaque cas P_u est fixé par les programmes. Nous donnerons, au chapitre des aménagements, les poids des différents instruments ou accessoires qui rentrent dans le poids utile.

2° le *poids de combustible*, p_c comprend le poids de l'essence, le poids de l'huile et le poids des réservoirs. Le poids de ces différents éléments dépend du type du moteur, de la puissance à l'altitude d'utilisation, et du nombre d'heures de combustible à emporter.

En général les poids sont déterminés pour un nombre d'heures n correspondant à l'équivalent de puissance W du moteur employé (en CV).

Le poids de l'essence et de l'huile à emporter est donc de la forme :

$$P_e + P_h = (e + h) W n \text{ (en Kgs)}$$

e et h étant en poids les consommations du moteur par cheval-heure.

Le *poids des réservoirs* dépend du métal employé pour leur confection et des épaisseurs choisies. Nous verrons plus loin que les deux métaux employés principalement sont le duralumin et le cuivre rouge. Les épaisseurs communément employées pour l'un comme pour l'autre sont de 8/10 de m/m. De toute façon on peut exprimer le poids des réservoirs par la formule :

$$P_r = K \times \delta \times r \times V \quad (1)$$

(1) δ est le poids du dm^3 , r est exprimé en mm, V en litres et le poids P_r en Kgs.

où r est l'épaisseur du métal, δ sa densité, V le volume du réservoir et K un coefficient de construction que l'on peut prendre $= \frac{3}{100}$.

La densité de l'essence étant d'environ $0^k 700$ on a pratiquement :

P_e poids de l'essence $= V_{essence} \times 0^k 7$;

et : P_h — de l'huile $= V_{huile} \times 0,900$.

En pratique et en première approximation on a : $e = 0,^k 235$ et $h = 0,^k 015$.

Si l'on prend, ce qui se fait de plus en plus des réservoirs en duralumin dont le poids par litre compte tenu du revêtement et des différents organes que porte obligatoirement un réservoir (collerette, renforts... etc.) est de $0^k 07$.

On a dans ce cas :

$$P_e = 0,250 W n (1 + 0,1) = 0,275 W n$$

3° Dans le poids du groupe motopropulseur P_w nous ajoutons au poids du moteur le poids de ces différents accessoires et supports : hélice, moyeu, griffe, bâti moteur, eau du moteur, radiateurs d'eau et d'huile, tuyauteries d'eau et d'huile, commandes moteurs, organes de contrôle (compte-tours, thermomètres, indicateurs de pression d'huile, jaugeurs) de sécurité (démarreurs, extincteurs, cloisons pare-feu) le silencieux, le bâti-moteur, le capotage... etc.

Le poids de tous ces organes est sensiblement proportionnel à W , équivalent de puissance du moteur.

$$P_w = KW$$

L'expérience montre que K est pratiquement constant pour des avions différents et de marque différente et pour un type de moteur déterminé.

Mais K varie sensiblement avec les types de moteur et notamment avec le système de refroidissement (air ou eau).

Nous donnons sur le tableau de la figure 77 les valeurs de W , P_w et K pour différents moteurs dont le fonctionnement est correct.

A égalité de puissance, les moteurs à refroidissement par air sont les plus légers, mais leur résistance à l'avancement est plus grande que celle des moteurs à refroidissement par eau bien capotés, de sorte que pour les avions de vitesse ils restent moins avantageux que les autres alors que pour la montée leur supériorité est indéniable.

La pratique a montré que pour les avions bimoteurs, trimoteurs, quadrimoteurs, le poids total P_w du groupe motopropulseur n'est

pas en général 2 KW, 3 KW, 4 KW... etc., mais sensiblement supérieur.

La prudence commande dans l'établissement d'un devis de poids de projet d'avion de prendre pour le

$$\begin{aligned} \text{bimoteur : } P_w &= (2K + 0,1) W \\ \text{trimoteur : } P_w &= (3K + 0,15) W \\ \text{quadrimoteur : } P_w &= (4K + 0,20) W \end{aligned}$$

K étant le coefficient du monomoteur.

Pour préciser ce qui rentre dans le facteur P_w nous donnerons l'exemple détaillé du poids du groupe motopropulseur du moteur Hispano 12 Hb dont l'équivalent de puissance est $W = 595 \text{ CV}$.

Moteur nu (sans eau) cardurateurs, magnéto, compris.	405 kg
Moyeu hélice et griffe	14,590
Hélice	25,000
Collecteurs d'échappement	10,300
Buses d'admission	3,560
Pompes à essence et supports	6,060
Cloche détenteur	0,290
Support de cloche	0,150
Renvois de pompe à essence	1,610
Arbres de commande de pompe	1,610
Bouteille et démarreur	10,000
Coup de poing du démarreur	1,000
Radiateurs d'eau	31,620
Radiateurs d'huile	5,000
Eau (moteur et radiateurs)	64,000
Cône d'hélice complet	4,015
Extincteur	7,855
Support moteur	30,000
Capotage	35,000
Tuyauteries	6,500
Compte-tours, thermomètres, manomètres	1,800
Manettes et tiges de commandes	2,500
Boulons fixation moteur	2,200
Magnéto départ	2,000
Système de réservoir décrochable	3,200
	$P_w = 674,850$

Moteurs	Puissance P_w (Equivalent) W à N t. m.	Poids du groupe équipé P W	Type du Moteur	$\frac{PW}{W} = K$
Salmson 40 CV	46/2000 t. m.	95 kgs.	refr. par air, étoile 6 cyl. fixe	2,07
Anzani 70	78/1500 —	145 —	id.	1,86
Rhone 80	87/1200 —	185 —	rotatif, 9 cylindres	2,13
Clerget 130	145/1250 —	230 —	id.	1,70
Salmson 120	133/1800 —	243 —	refr. par air, 9 cyl. fixe	1,83
Hispano 180	200/1800 —	360 —	refr. eau 8 cyl. en V	1,80
Salmson 230	250/1700 —	350 —	refr. par air 9 cyl. fixe	1,40
Salmson 230	242/1500 —	395 —	étoile fixe refr. eau 9 cyl.	1,64
Hispano 300 CV	303/1800 —	433 —	fixe refr. eau 8 cyl. en V	1,42
Lorraine 400 CV	400/1700 —	640 —	fixe refr. eau 12 cyl. en V	1,60
Hispano 400 CV	450/2000 —	525 —	fixe refr. eau 12 cyl. en V	1,47
Jupiter 420 CV	455/1700 —	450 —	fixe refr. par air 9 cyl.	0,99
Lorraine 450	470/1850 —	630 —	fixe refr. par eau 12 cyl. en W	1,34
Hispano 500 CV	595/2000 —	675 —	fixe refr. par eau 12 cyl. en V	1,13
Renault 480 CV	495/1600 —	695 —	fixe refr. par eau 12 cyl. en V	1,40
Salmson 500 CV	525/1650 —	770 —	fixe 18 cyl. en étoile refr. par eau	1,47
Farman 500 CV	520/2130 —	780 —	fixe refr. par eau 12 cyl. en W démultiplié 1/2 ou 2/3	1,50
Lorraine 600 CV	630/1700 —	835 —	fixe refr. par eau 18 cyl. en W	1,33
Renault 600 CV	625/1500 —	1020 —	fixe refr. par eau 12 cyl. en V	1,68

FIG. 77

5° Le poids de la voiture P_v dépend d'un grand nombre de facteurs : matériels employés, charges à supporter, formes adoptées (monoplan, biplan, etc.) système de construction adopté dans lequel nous distinguerons, l'aile classique à deux longerons entretoises, nervures revêtement toile, la même avec revêtement métallique ou en contreplaqué, et l'aile multilongérons avec revêtement métallique ou en bois participant à la résistance.

Nous donnons sur le tableau de la figure 78 des valeurs trouvées sur des avions différents et de systèmes de construction variés.

Toutes ces valeurs s'entendent pour des avions ayant supporté les essais statiques de rupture correspondant à une charge C d'essai statique, un facteur n et un centre de gravité de charge γ définis comme suit :

CARACTÉRISTIQUES	NIEUPORT 29 C 1	SPAD 51 C 1	WIBAULT 7 C 1	BERNARD 12 C 1	BERNARD 14 C 1	DEWITINE D.12 C 1	POTÉZ XV A 2
Surface S...	26,75	24,6	22	21	27	25,73	45
Moteur (puis. nominale).	300 CV Hispano	420 CV Jupiter	420 CV Jupiter	420 CV Jupiter	500 CV Hispano	450 CV Lorraine	375 CV Lorraine
Poids total P.	1192	1409	1413	1580	1810	1636	1870
Poids voilure Pv.....	190	198,5	230,8	210	286	208	310
Poids groupe moteur Pw.	433	450	450	450	675	630	655
Poids du fuselage Pf.....	118	90	113	210	160	100	144
Poids du train Pt.....	53	50	58	65	73	75	66
Poids des gouvernes, Pg..	29	35	50	50	42	50	33
Poids utile 1 Pu.....	170	200	300	390	300	200	360
Poids du combustible et réservoirs Pc + Pr....	160 + 30	265 + 20	211,5	265 + 30	244 + 30	245 + 30	255 + 50
Indice d'essai statique N..	10,2	10,5	11	12	11	13	8,5
$\frac{Pv}{S}$	7,11	8,05	10,45	10	10,6	8,08	6,88
$\frac{Pf}{Pv} = a..$	0,62	0,46	0,48	1	0,56	0,48	0,46
$\frac{Pf}{P} = b..$	0,099	0,064	0,08	0,133	0,088	0,061	0,077
$\frac{Pt}{P} = c..$	0,044	0,035	0,041	0,041	0,040	0,046	0,035
$\frac{Pg}{\Sigma} = d..$	6,1	7,4	7,6	7,8	7,2	6,8	6,1
Description sommaire	Biplan, ailes égales, bois, ferrures, acier, toile, fuselage, coque en bois, train bois et acier, mâture classique.	Sesquiplan monomât, structure métallique, revêtement toile, fuselage coque bois, train duralumin.	Monoplan mâts obliques entièrement en dural, revêtement 35/10 pesant 57 kg. fuselage avec revêt. duralumin, train dural, (revêtement ne participant pas à la résistance).	Entièrement en duralumin, cellule multilongérons revêtement travaillant à la résistance, fuselage et gouvernes, revêtement métallique (coque) train en duralumin.	Sesquiplan monomât sans haubans plans très décalés, cabane en W, revêtement bois participant à la résistance, multilongérons, coque bois, train métallique, gouv. en bois.	Monoplan à mâts obliques, aile métallique, revêtement toile, fuselage, coque duralumin, train en duralumin, gouvernes duralumin.	Biplan à mâture classique, construction bois et acier, fuselage de même, train métallique.

FIG. 78 — TABLEAU DE POIDS

BREGUET	CAUDRON	FARMAN	FARMAN	FARMAN	LIORÉ	FARMAN	AVIETTE
19 A 2	C 59 Ecole	170 Civil	Goliath Civil	Jabiru Civil	12 Bn 2	F 140 Bn 4	Tellier
46	26,8	57	164	81	105	268	9,85
400 CV Lorraine	180 CV Hispano	500 CV Farman	2 × 230 CV Salmson	4 × 180 CV Hispano	2 × 400 CV Lorraine	4 × 500 CV Farman	40 CV Salmson
2020	988	3319	5145	4810	4600	11.650	387
315	111	600	1000	650	610	1980	60
640	355	785	785	1350	1387	3600	95
100	107	477	640	500	410	1247	65
95	50	44	125	150	220	375	20
30	20	35	35	41	94	68	10
520	188	946	1920	1240	1165	2220	104
288+32	132+25	372+60	524+10	740+140	500+124	2000+170	28+5
10,5	8,5	7,5	6	6	7	6	7
6,85	4,14	10,52	6,10	8,04	5,82	7,38	6,11
0,32	0,97	0,79	0,64	0,77	0,67	0,64	0,92
0,045	0,108	0,144	0,124	0,104	0,089	0,107	0,168
0,047	0,050	0,013	0,024	0,031	0,048	0,032	0,052
4,0	6,7	4	2,5	3	5,4	3,15	4,7
Sesquiplan monomoteur à haut-banage de cellule et haubannage de cellule au train, construction métallique sauf le revêtement (toile).	Biplan à mâture classique, construction bois, ferrures acier, train en acier.	Sesquiplan le plan inférieur très petit sert de structure du train d'on la faiblesse de Pt mâts obliques, construction bois, ferrures acier, toile.	Biplan à mâture classique, construction bois et acier, toile, trains indépendants, contenant les 2 moteurs latéraux, portent sur plan inférieur.	Sesquiplan mâts obliques, plan inférieur très faible porte 4 moteurs 2 à 2 en tandem, train pyramide triangulaire, constr. bois, acier, toile.	Biplan à mâture classique construction duralumin, revêtement toile, train séparés portant les moteurs latéraux.	Biplan à mâtures classique, 4 moteurs 2 à 2 en tandem portés par le plan inférieur et supportés encore par 2 trains indépendants constr. bois, acier, toile.	Monoplan cantilever bois et duralumin, revêtement bois ne participant pas à la résistance fuselage de même, train pyramide triangulaire en duralumin.

$$n = K \frac{S}{W_0} \left(\frac{V_0}{100} \right)^3$$

K facteur constant pour un type d'avion déterminé.

W_0 = puissance nominale des moteurs au sol.

S = surface de voilure, V_0 = vitesse maxima au sol.

$$C = n (P - P_v)$$

P = poids total de l'avion.

P_v = poids de voilure.

$$\lambda = 33\% \text{ de la profondeur d'aile.}$$

Il convient de remarquer que les nouveaux avions français ne sont plus calculés d'après ces formules, mais pour différents cas de vol : vol à la position extrême avant du centre de poussée avec un facteur de charge sensiblement équivalent à n , vol à la vitesse maxima qui correspond à une position en arrière du centre de poussée, et un facteur sensiblement égal à $\frac{n}{2}$; vol piqué jusqu'à la vitesse limite avec un facteur de charge de l'ordre de 2 ou 3, atterrissage brutal, et vol sur le dos pour les avions acrobatiques.

Ces conditions nouvelles conduisent à choisir des profils d'ailes ayant de faibles variations du centre de poussée afin d'obtenir des résistances homogènes dans les différents cas de calcul. Il s'en suit que les poids se trouveront de ce fait relativement peu différents et que les chiffres que nous donnons ici pourront s'appliquer à des avions bien conçus.

A égalité de facteur de charge n , on comparera les avions par le rapport $\frac{P_v}{S}$ du poids de voilure à la surface portante. Encore y a-t-il lieu de considérer que certaines formules de construction moins bonnes au point de vue poids mort ont en compensation des avantages marqués (longévité, entretien, prix de revient... etc.)

Nous donnons sur le tableau de la fig. 76 les poids P_v et les valeurs de $\frac{P_v}{S}$ pour des avions de construction et de types variés.

Le poids P_v comporte le poids de la structure proprement dite, (longueurs, nervures entretoises, croisillonnement) des mâts et du revêtement.

Le poids de la structure d'aile et des mâts est trop variable avec les types d'avions pour le définir simplement. Il sera calculé dans chaque cas en partant des sections adoptées.

Le poids du revêtement dépend du matériel employé.

Pour la toile le poids est d'environ 0^k600 par mètre carré de surface de voilure (et non de toile), la toile étant enduite avec les couches et les produits réglementaires et ce avec beaucoup de soin, autrement le poids au mètre carré peut s'élever à 0^k800 et même 1 kilogramme.

Pour les ailes à revêtement métallique, ou en contreplaqué et pour les profils couramment employés (épaisseur du profil $\frac{h}{l}$ comprise entre 10 et 20 % où h désigne la hauteur du profil et l la profondeur), le poids de revêtement est sensiblement

$$p_r = 2,6 e \times \delta \times S \quad (1)$$

où e est l'épaisseur du revêtement, p la densité du matériau employé, S la surface de voilure.

Dans le cas simple où la cellule d'un avion se déduit d'une autre par amplification dans un rapport d'homothétie γ le poids du planeur $P_v + P_f$ est de la forme :

$$P_v + P_f = P \times \frac{A S^{1/2}}{1 + A S^{1/2}}, \quad (P_f = \text{poids du fuselage})$$

A étant une constante dépendant du type de construction que l'on calculera pour les différents types d'avions étudiés dans le tableau de la figure 76.

6° le poids d'un fuselage dépend d'un nombre considérable de variables.

D'une part le fuselage doit pouvoir supporter simultanément les forces aérodynamiques sur la cellule et les empennages dont il assure l'équilibre.

A ce titre le poids du fuselage P_f serait lié à P_v par la relation

$$\frac{P_f}{P_v} = C^{te} = a$$

D'autre part, le fuselage porte les différentes masses de l'appareil et les efforts du train et de la béquille lui sont transmis ; à ce titre on pourrait écrire :

$$\frac{P_f}{P} = C^{te} = b$$

(1) e est exprimé en m/m, δ en m³, S est le poids du dm² en Kgs et p_r est évalué en Kgs.

Le poids du fuselage dépend encore de ses dimensions qui sont variables avec les appareils, du système de construction adopté et des matériaux employés.

Nous donnons sur les tableaux de la figure 78 les poids P_f de quelques avions et les valeurs correspondantes de a et b . Nous avons choisi dans ce tableau des avions assez différents non seulement comme catégorie mais comme conception. Il s'en suit que les valeurs de a et b sont relativement très différentes mais on peut considérer en pratique que pour des avions comparables les valeurs de a et de b sont constantes.

Dans le poids P_f rentre : le poids de la structure du fuselage, des ferrures d'attache au train, de la cabane, du revêtement, des ferrures d'aménagement et des commandes.

Signalons à titre de renseignement que :

1° Le poids du revêtement (toile, contreplaqué, duralumin) peut être défini comme précédemment ;

2° Le poids des commandes varie de 25 à 45 kilogrammes pour les petits et gros avions envisagés sur le tableau ;

3° Le poids des ferrures d'aménagement est sensiblement donné par la relation :

$$P_f = \frac{2}{1000} P$$

4° le poids de l'atterrisseur dépend, lui aussi, d'un grand nombre de facteurs : trains indépendants, ou train d'un seul ensemble, nombre et dimensions des roues, liaisons au fuselage ou à la voilure, conception générale, matériaux employés... etc.

Le train est calculé et essayé statiquement pour tenir verticalement $5P$ et latéralement $\frac{5P}{2}$, on peut donc dire que le poids P_t du train est de la forme :

$$P_t = c \times P$$

Nous donnons dans le tableau de la figure 78 les valeurs de P_t et de c .

Dans le poids P_t nous faisons rentrer en plus des différents organes de l'atterrisseur, le poids de la béquille.

Les roues sont définies par un tableau standard, que nous donnons plus loin. Pour les gros avions, on peut jouer sur le nombre de roues et remplacer par exemple deux roues de grandes dimensions par 4 plus petites.

Il s'ensuit que le poids du train d'atterrissage n'a de signification que si on définit le nombre de roues. Le nombre de roues n étant donné le choix définitif du type de roue se fait par la relation :

$$nR \geq 5P$$

qui indique que la résistance R de la roue à la rupture sous un effort vertical multiplié par le nombre de roues doit être au moins égal à $5P$, charge d'essai statique du train.

A l'aide du tableau standard des roues, on détermine le type à adopter, le poids P_r de cette roue est donné sur le tableau.

Le poids de la béquille varie de 5 kilogrammes pour les petits avions (Nieuport 29 c1, Dewoitine D1 c1), à 15 kilogrammes pour le Bn4 Farman.

8° le poids des gouvernes varie avec le type de construction adopté, mais les limites de variation sont assez faibles.

Les empennages sont calculés pour résister à des efforts qui se déduisent directement de ceux encaissés par la voilure. Il s'ensuit que comme pour la voilure les poids de construction se compareront par l'examen du rapport.

$$\frac{P_g}{\Sigma} = d$$

du poids de gouvernes P_g (stabilisateur, gouvernail de profondeur, dérive et gouvernail de direction).

d peut être considéré comme constant pour des types de gouvernes semblables.

CHAPITRE II

LES MATIÈRES PREMIÈRES

Trois problèmes particulièrement importants se posent pour l'ingénieur constructeur d'avions : le problème de la sécurité, celui du poids et celui du prix de revient.

Ces problèmes n'ont pas tous la même importance, et, en aviation, les questions de poids et de résistance l'emportent sur la question du prix de revient. Mais, si aux débuts de l'aviation et pendant la guerre, la nécessité d'aller vite et l'urgence des besoins a fait presque complètement négliger ce dernier point de vue, il n'en est plus de même actuellement. Les besoins de l'aviation militaire permettent d'attendre avant de remplacer le matériel en service, de pouvoir choisir la solution qui, à performances égales, est la plus économique ; quant à l'aviation civile, il lui arrivera souvent de préférer des avions rustiques et bon marché, même en faisant le sacrifice d'un peu de vitesse ou de poids utile.

L'ingénieur devra donc, tout en cherchant à obtenir le maximum de résistance avec le minimum de poids, ne pas négliger le point de vue économique, et il devra choisir les matériaux et leur mise en œuvre en conséquence.

Pour obtenir ce résultat, une connaissance approfondie des matières premières utilisables lui est indispensable. Cette connaissance est le plus souvent le fruit de longues années d'expériences, mais elle lui sera grandement facilitée par l'étude des cahiers des charges qui réglementent les qualités à exiger de tous les matériaux d'aviation, ainsi que par l'exécution

de nombreux essais mécaniques sur les matières premières brutes ou ouvrées.

Une étude complète des matériaux utilisés en aviation ne saurait trouver sa place dans les limites de cet ouvrage (1). Nous nous bornerons à les passer rapidement en revue en indiquant leurs principales caractéristiques ainsi que les formes sous lesquelles ils sont le plus couramment employés.

Ces matériaux sont :

- les métaux ;
- les bois ;
- les colles ;
- les toiles et fils ;
- les enduits et les vernis ;
- les caoutchoucs.

Les métaux

Les principaux métaux utilisés en aviation sont :

- les *aciers* ;
- l'*aluminium* et ses *alliages* ;
- l'*alliage extra-léger* de *magnésium* ;
- le *cuivre* et ses *alliages*.

Les métaux sont utilisés sous diverses formes : barres, tôles, tubes, profilés, pièces fondues et embouties. Nous rappellerons succinctement les essais qui permettent d'établir les caractéristiques mécaniques du métal, ainsi que les essais spéciaux qui montrent si le métal est susceptible d'être travaillé d'une certaine façon.

Les principaux essais sont :

1^o *l'essai de traction* qui se fait au moyen d'une machine de traction sur des éprouvettes dites : « normales », prélevées, soit dans des barres, soit dans des tôles. Cet essai permet de déterminer :

- la limite élastique donnée en kilogrammes par millimètre carré.
- la charge de rupture — — —

(1) Pour de plus amples détails consulter notamment le livre de M. l'Inspecteur général de l'Aéronautique GRAND : « L'Acier ».

l'allongement centésimal $\frac{\Delta L}{L}$, la longueur dont on mesure l'allongement étant liée à la section par la relation :

$$L = \sqrt{66,67 \times S}$$

la striction $\frac{S - s}{s}$, S étant la section initiale de l'éprouvette et s la section de celle-ci au droit de la cassure.

2° *l'essai au choc ou de fragilité*. Cet essai consiste à casser une éprouvette Mesnager à l'aide du mouton pendule de Charpy, petit modèle. Il permet de déterminer la résilience, obtenue en divisant le travail de rupture exprimée en kgr.m, par la section à fond d'encoche de la barette exprimée en cm².

Il permet aussi de déterminer la malléabilité, mesurée par le supplément de l'angle formé par les surfaces intérieures des deux morceaux de la barette rompue, quand on raccorde les deux fragments de façon que les lèvres de la cassure se rejoignent sur leurs côtés.

3° *l'essai de dureté*, essai rapide ne nécessitant pas la confection d'éprouvette spéciale et consistant à imprimer dans la surface du métal l'empreinte d'une bille d'acier dur de 10 millimètres de diamètre sous une charge de 3.000 kilogrammes maintenue 15 secondes.

Le chiffre de dureté ou chiffre de Brinell est donné par la relation

$$\Delta = \frac{P}{a}$$

P, étant la pression de la bille en kilogrammes et a la surface de la calotte sphérique imprimée. L'expérience montre qu'il existe en général un coefficient de transition, permettant de déduire approximativement la charge de rupture à la traction du chiffre de Brinell.

4° *Essais particuliers*. En dehors de ces essais fondamentaux, des essais spéciaux permettent de vérifier si le métal sous une forme donnée est susceptible d'être travaillé sans inconvénients de telle ou telle façon particulière. Ce sont :

- a) les essais de pliage à froid ou de pliages alternés ;
- b) les essais d'emboutissage des tôles si instructifs quand il s'agit des alliages légers et des aciers spéciaux ;
- c) des essais de flexion tournante où la pièce soumise à une rotation rapide porte des poids que l'on peut faire varier à volonté. Ces essais qui

sont intéressants pour les pièces de moteurs, le sont pour toutes pièces lourdes en rotation et peuvent donner d'utiles enseignements dans le cas particulier des hélices métalliques. Dans cet essai les meilleurs résultats sont obtenus avec des matériaux ayant de fortes limites élastiques et ayant subi un revenu suffisant pour réduire les tensions préexistantes de trempe.

- d)* essais d'endurance sous des chocs répétés (essieux... etc.)
- e)* essais d'usure (axe de commande... etc.) ;
- f)* essais aux vibrations, combinés avec flexion (longerons... etc.) ;
- g)* essais divers sur des profilés ou des pièces ouvrées, flambage, cisaillement, torsion, etc.

Choix du matériau à employer pour obtenir le minimum de poids

Au point de vue construction et en considérant simplement le problème de la résistance et du poids, deux écoles restent en présence, celle des partisans du bois (Farman par exemple) celle des partisans du métal (Breguet, Dewoitine... etc.)

En réalité il est difficile de porter un jugement définitif sur un sujet aussi complexe.

L'ingénieur ne peut pas toujours se départir du point de vue économie et il doit souvent dans les détails de la construction substituer à des pièces compliquées, mais donnant l'allègement maximum des pièces plus facilement ouvrables, mais plus lourdes. Le traitement thermique, comme l'emploi de bois de première qualité, modifie également le problème du poids et de la résistance.

La majorité des techniciens s'accorde à dire cependant que l'emploi correct du métal, duralumin et acier spécial pour les pièces encaissant de gros efforts doit conduire à un gain de poids notable.

Nous allons donner la solution de quelques problèmes qui pourront dans certains cas guider l'ingénieur pour le choix des matériaux à employer.

Dans cet exposé nous supposerons que les pièces ont une rigidité qui leur permet de résister aux efforts et flambements locaux .

Nous voulons indiquer par là, qu'un élément très haut peut posséder une inertie et une section suffisante pour que les taux de travail trouvés par le calcul soient satisfaisants et que sa rigidité soit insuffisante.

Les déductions faites sont obtenues en admettant pour les matériaux, les résistances de rupture R (au millimètre carré de section) et les densités δ suivantes :

bois :	$R = 3^k$	$\delta = 0,8$ en moyenne
duralumin :	$R = 38$	$\delta = 2,9$
acier ordinaire :	$R = 38$	$\delta = 7,8$ ou $7,7$
aciers spéciaux	$\left\{ \begin{array}{l} R = 60 \\ R = 120 \end{array} \right.$	$\delta = 7,8$ ou $7,7$.

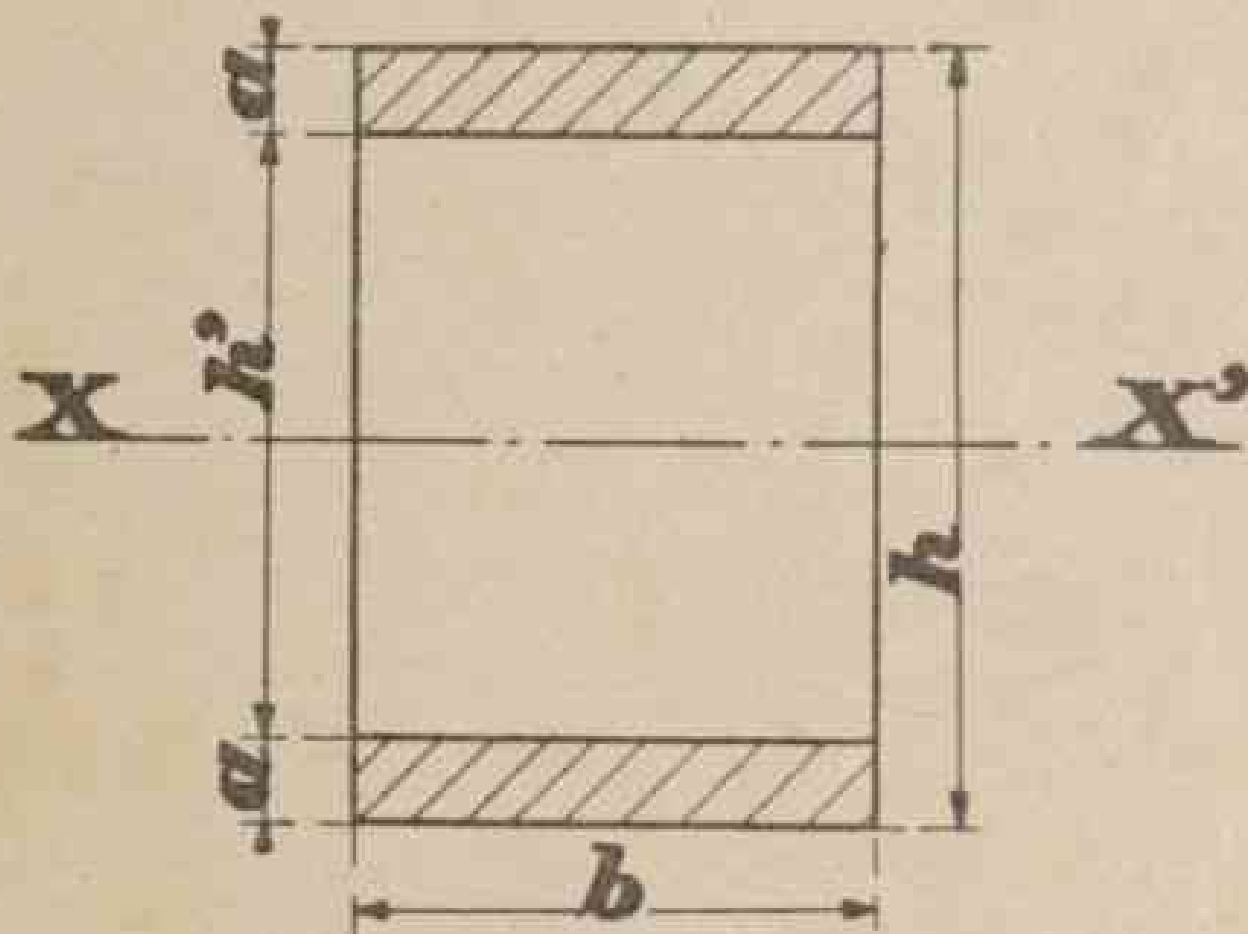


Fig. 79.

Nous allons étudier tout d'abord le problème suivant :

1^{er} PROBLÈME. — Les dimensions d'un avion (surface, envergure, profondeur d'aile... etc.) étant déterminées, la hauteur h d'un longeron, par exemple, l'est également, du fait que les longerons doivent avoir une position convenable, la largeur b de ce longeron de ce fait se trouve aussi pratiquement fixée.

Nous supposons également que le longeron est du type caisson, solution couramment employée et qui permet de garantir une bonne résistance aux efforts divers et diversement dirigés que peut encaisser un longeron.

Donc, étant donné un longeron caisson de hauteur h de largeur b et de longueur L nous allons chercher quel est le matériau le plus avantageux à employer en considérant les efforts tranchants, les flexions et flambements auxquels ce longeron est soumis. Comme il a été dit plus haut nous supposons que les épaisseurs minima au delà desquelles on ne peut descendre

pour que la rigidité soit satisfaisante sont réalisées. Cette réserve entraîne, une distinction entre les petits et les gros avions car si pour les premiers cette condition n'est pas toujours remplie, elle l'est forcément pour les autres.

Efforts tranchants. — Si nous considérons le caisson schématiquement représenté par la figure 79, si F est l'effort tranchant, S la section de ce caisson le taux de fatigue t est :

$$t = \frac{F}{S} = R$$

Si l'on affecte des indices b , d , a et s les caractéristiques correspondant au bois, au duralumin, à l'acier ordinaire et à l'acier spécial, on a par exemple dans le cas de l'acier ordinaire.

$$t_a = \frac{F}{S_a} = R_a$$

Le poids du longeron sera proportionnel à

$$A = \delta_a S_a = \frac{\delta_a}{R_a} \times F = K \frac{\delta_a}{R_a}$$

Le matériau le plus avantageux dans ce cas sera donc celui pour lequel $\frac{\delta_a}{R_a}$ est minimum.

On trouve dans l'ordre d'intérêt croissant les matériaux suivants : bois, acier ordinaire, acier à 60 kilogrammes et duralumin, acier à 120 kilogrammes et au-dessus.

Moments de flexion. — Nous ferons la même comparaison pour les efforts de flexion.

On a :

$$M = R \frac{l}{V} \quad V = \frac{h}{2}$$

M est une constante quel que soit le matériau employé.

Nous admettrons que les semelles résistent seules au moment de flexion :

$$I_{xx'} = \frac{b h^3}{12} - \frac{b}{12} (h - 2a)^3$$

$$M = \frac{R}{\frac{h}{2}} \left[\frac{b h^3}{12} - \frac{b}{12} (h - 2a)^3 \right] = \frac{R \times b}{6 h} [h^3 - (h - 2a)^3]$$

δ étant la densité du matériau la quantité

$$B = a b \delta$$

doit être aussi petite que possible

b étant une constante, considérons le produit $a \delta$ de l'expression donnant le moment M on tire :

$$a = \frac{1}{2} \left[h - \sqrt[3]{h^3 - \frac{M \times 6 h}{R b}} \right]$$

Pour comparer au point de vue poids deux matériaux de densité δ_1 et δ_2 considérons le rapport :

$$\frac{a_1 \delta_1}{a_2 \delta_2} = \frac{h - \sqrt[3]{h^3 - \frac{M}{R_1} \times \frac{3 h}{b}}}{h - \sqrt[3]{h^3 - \frac{M}{R_2} \times \frac{3 h}{b}}} \times \frac{\delta_1}{\delta_2}$$

ce qui peut s'écrire en posant : $K = \frac{3 M}{b h_2}$.

$$\frac{a_1 \delta_1}{a_2 \delta_2} = \frac{1 - \sqrt[3]{1 - \frac{K}{R_1}}}{1 - \sqrt[3]{1 - \frac{K}{R_2}}} \times \frac{\delta_1}{\delta_2} \quad (1)$$

Le rapport $\frac{a_1 \delta_1}{a_2 \delta_2}$ dépend du moment fléchissant M dans la section considérée.

Donc théoriquement le matériau le plus avantageux peut être différent selon les régions considérées du longeron fléchi.

Pratiquement vu les variations de M le long d'un longeron et d'autre part la série restreinte des matériaux utilisables le même matériau sera le plus avantageux dans bien des cas.

Si l'on utilise des longerons d'un même matériau, l'application de la formule (1) permettra de se rendre compte d'une manière précise du gain de poids réalisé par le choix de tel ou tel matériau, et de déterminer l'avantage qu'il peut y avoir à renforcer en certain cas le longeron par une pièce de matière différente. Ceci suppose que l'on a défini par les épures

habituelles, les moments fléchissants le long de la poutre étudiée avant d'en définir la constitution et les épaisseurs des différents éléments qui les constituent.

En faisant une approximation sur le moment d'inertie I du caisson, on peut arriver à donner des renseignements généraux sur les avantages des différents matériaux et éliminer l'influence de M dans la comparaison.

Vu les dimensions des longerons pratiquement utilisées et les épaisseurs de semelles auxquelles on est conduit, on peut admettre dans bien des cas que a est suffisamment faible pour que le moment d'inertie du caisson par rapport à XX' soit :

$$I_{xx'} = 2 \frac{h^2}{4} \times a b$$

On a alors :

$$M = \frac{R \frac{h^2}{2} \times a b}{\frac{h}{2}} = Rhab$$

et

$$a = \frac{M}{b h} \times \frac{1}{R}$$

Dès lors :

$$\frac{a_1 \delta_1}{a_2 \delta_2} = \frac{\frac{M}{b h} \times \frac{1}{R_1} \times \delta_1}{\frac{M}{b h} \times \frac{1}{R_2} \times \delta_2} = \frac{\delta_1 R_2}{\delta_2 R_1} = y \quad (2)$$

Établissons quelques comparaisons :

Acier ordinaire et duralumin :

$$y = \frac{a_a \times \delta_a}{a_d \times \delta_d} = 2,78$$

Donc le duralumin apparaît de beaucoup plus avantageux que l'acier ordinaire dans le cas envisagé.

Acier spécial à 60 kilogrammes et duralumin :

$$y = \frac{a_d \times \delta_d}{a_s \times \delta_s} = 0,56$$

Le duralumin est plus avantageux.

Acier spécial à 120 kilogrammes et duralumin :

$$y = \frac{a_d \times \delta_d}{a_s \times \delta_s} = 1,12$$

Les deux matériaux sont assez comparables, l'acier spécial est un peu plus avantageux. Au delà de 120 kilogrammes, l'acier a un avantage de plus en plus marqué.

Le même calcul montrerait que le bois est moins avantageux que le duralumin, mais cette conclusion est sujette à caution, car l'épaisseur a des semelles de bois n'est pas assez faible pratiquement pour admettre la méthode de comparaison employée qui n'a de valeur que pour les métaux.

Dans le cas où l'on voudrait préciser les mérites du bois et du métal, il faudrait employer la formule (1).

Vérification au flambage. — La vérification d'un longeron caisson au flambage s'accompagne d'un grand nombre de réserves.

Si l'on considère la portion de longeron comprise entre deux entretoises et subissant un effort de compression comme un ensemble indépendant, le flambage se produira dans le sens où la pièce a la plus faible inertie (dans le plan de l'aile pour le cas du caisson). Le flambage dans ce sens est encore rendu possible par l'action des forces de traînée. Mais, en réalité les nervures sont en général suffisamment résistantes pour empêcher le flambage dans ce plan et d'autre part le longeron étant fléchi dans un plan vertical par l'action de forces importantes, le flambage peut être considéré comme se produisant dans ce plan. Ceci justifie la vérification que l'on fait couramment dans les bureaux d'études, mais il est nécessaire également de calculer le longeron dans le sens de sa plus faible inertie en lui appliquant les charges de traînée.

Pour les raisons déjà données en ce qui concerne la flexion, nous ne comparerons à la tenue au flambage que deux matériaux conduisant à des épaisseurs comparables et de densité différentes, duralumin et différentes catégories d'acier. Avec les pièces en bois et notamment les longerons caissons, on réalise des entretoisements locaux qui diminuent considérablement les effets de flambage et rendent en particulier leur comparaison avec les pièces métalliques très incertaine.

Nous supposons que la vérification du longeron se fait à la formule de Rankine :

$$R = \frac{N}{S} \left(1 + \frac{a l^2 S}{\alpha^2 I} \right)$$

dans laquelle R est la résistance à la rupture du matériau qui a été défini antérieurement, N l'effort de compression en bout, S I , la section et le moment d'inertie de la pièce qui d'après ce qui vient d'être dit ont la même signification que dans le cas de la flexion, l la longueur de flambage, a un coefficient caractéristique du matériau employé : α un coefficient qui dépend de l'attache de la pièce. Nous nous placerons dans le cas défavorable ou $\alpha = 1$, pièce articulée aux deux extrémités. Dans les autres cas les résultats seront à modifier en conséquence. Noter, qu'étant donné l'imperfection des encastremets réalisés en aviation, il vaut mieux admettre $\alpha = 1$.

Nous comparerons au point de vue poids et aux efforts de flambage encaissés par le longeron deux matériaux dont les caractéristiques sont :

$$R_1 S_1 a_1 I_1 \quad \text{et} \quad R_2 S_2 a_2 I_2$$

On a tout d'abord :

$$N = R_1 S_1 \frac{1}{1 + \frac{a_1 l^2 S_1}{I_1}} = R_2 S_2 \frac{1}{1 + \frac{a_2 l^2 S_2}{I_2}}$$

Le rapport des poids de construction sera donné par :

$$\Delta = \frac{S_1 d_1}{S_2 d_2} \quad d_1 d_2 \text{ densité des matériaux.}$$

$$\Delta = \frac{R_2}{R_1} \times \frac{d_1}{d_2} \frac{1 + \frac{a_1 l^2 S_1}{I_1}}{1 + \frac{a_2 l^2 S_2}{I_2}}$$

Dans le cas du longeron caisson précédemment étudié on a :

$$\Delta = \frac{R_2}{R_1} \times \frac{d_1}{d_2} \times \frac{1 + \frac{a_1 l^2 (h - h_1') b}{b} \frac{b}{12} (h^3 - h_1'^3)}{1 + \frac{a_2 l^2 (h - h_2') b}{b} \frac{b}{12} (h^3 - h_2'^3)}$$

ou après simplification :

$$\Delta = \frac{R_2}{R_1} \times \frac{d_1}{d_2} \frac{1 + \frac{12 a_1 l^2}{h^2 + h_1' h + h_1'^2}}{1 + \frac{12 a_2 l^2}{h^2 + h_2' h + h_2'^2}} \quad (3)$$

Pour discuter cette formule, nous placerons dans le cas particulier des métaux qui permet, étant donné l'épaisseur comparable des semelles de confondre $h_1 h_1'$ et h_2' .

La formule (3) devient alors :

$$\Delta = \frac{R_2}{R_1} \times \frac{d_1}{d_2} \left[\frac{1 + K a_1}{1 + K a_2} \right] \quad (4) \quad \text{avec } K = \frac{4 l^2}{h^2}$$

Pour le duralumin on a : $R_2 = 38$ $a_2 = 0,00042'$ $d_2 = 2,9$

Pour l'acier ordinaire $R_1 = 38$ $a_1 = 0,0001$ $d_1 = 7,7$

Dans ces conditions :

$$\Delta = \frac{7,7}{2,9} \left[\frac{1 + 0,0001 K}{1 + 0,00042 K} \right]$$

On voit que Δ dépend de K . Si K est petit, (travée courte) Δ est > 1 , on a avantage à employer le duralumin.

Si $K > 10.600$ c'est-à-dire $\frac{l}{h} > 51,5$ Δ est alors plus petit que 1 et l'acier ordinaire devient avantageux (pièces longues).

Dans le cas des aciers spéciaux, l'avantage revient à ces matériaux. Pour une comparaison plus précise et dans le cas où les dimensions ont été calculées, on appliquerait la formule (3) qui est générale.

2^e PROBLÈME. — Comme corollaire du problème précédent, nous examinerons l'intérêt au point de vue poids, de l'emploi des différents matériaux dans les tubes ou pièces semblables qui rentrent si souvent dans la construction des avions (mâts, tubes de structure de fuselage... etc.).

Lorsque ces pièces travaillent à la tension, le problème examiné pour le longeron caisson reste le même et ses conclusions aussi :

Comme précédemment, il n'apparaît pas possible de comparer avec une bonne précision le bois et les métaux.

Nous comparerons donc les métaux entre eux et nous prendrons le

cas de tubes de même diamètre extérieur ρ mais de diamètre intérieur ρ' distinct.

Le rapport Δ précédemment examiné devient ici :

$$\Delta = \frac{R_2}{R_1} \times \frac{d_1}{d_2} \times \frac{1 + \frac{4 a_1 l^2}{\rho^2 + \rho_1'^2}}{1 + \frac{4 a_2 l^2}{\rho^2 + \rho_2'^2}} \quad (5)$$

En supposant les tubes suffisamment minces et d'épaisseurs comparables pour permettre de confondre ρ_1 et ρ_2 avec ρ dans les facteurs secondaires on a :

$$\Delta = \frac{R_2}{R_1} \times \frac{d_1}{d_2} \left[\frac{1 + K a_1}{1 + K a_2} \right] \quad (6) \quad \text{avec } K = \frac{2 l^2}{\rho^2}$$

Dans le cas particulier de l'acier ordinaire et du duralumin.

$$\Delta = \frac{7,7}{2,9} \left[\frac{1 + 0,000 1 K}{1 + 0,000 42 K} \right]$$

Si $K < 10.600$ soit $\frac{l}{\rho} < 73$ il y a avantage à employer le duralumin.

Si $K > 10.600$ soit $\frac{l}{\rho} > 73$ l'acier ordinaire reprend l'avantage.

Si on utilise de l'acier de résistance à la rupture de plus en plus grande, la valeur de a_1 devient aussi de plus en plus grande car $a_1 = \frac{E'}{\Pi^2 E}$ ou E' est la limite élastique.

Dès lors la quantité $\left[\frac{1 + K a_1}{1 + K a_2} \right]$ tend vers l'unité sans dépasser sensiblement la valeur 1 pour les aciers actuels. L'avantage obtenu par les aciers spéciaux est donc réel.

Ces comparaisons de tube notamment sont limitées par la standardisation. On peut encore objecter que pour les tubes longs la formule de Rankine ne s'applique plus avec suffisamment de précision et qu'il y a lieu de vérifier les conditions de flambage par la relation d'Euler.

$$N = \frac{\pi^2 E I}{l^2}$$

Avec le premier matériau on aura :

$$N = \frac{\pi^2 E_1 I_1}{l^2}$$

Avec le 2^e :

$$N = \frac{\pi^2 E_2 I_2}{l^2}$$

D'où la relation de comparaison générale :

$$E_1 I_1 = E_2 I_2 \quad (7)$$

Reprenons l'exemple de tubes circulaires :

La section de ces tubes étant de la forme $\pi (e^2 - e'^2)$ le rapport des poids Δ est :

$$\Delta = \frac{\pi (e^2 - e_1'^2) d_1}{\pi (e^2 - e_2'^2) d_2}$$

Le moment d'inertie I est de la forme : $I = \frac{\pi}{4} (e^4 - e'^4)$.

D'où :

$$\Delta = \frac{I_1 \times (e^2 + e_2'^2) \times d_1}{I_2 (e^2 + e_1'^2) \times d_2}$$

ou en tenant compte de la relation (7).

$$\Delta = \frac{E_2}{E_1} \times \frac{d_1}{d_2} \times \frac{e^2 + e_2'^2}{e^2 + e_1'^2}$$

On voit par cette relation que le rapport des poids dépend non seulement des matériaux employés, mais encore des dimensions de la pièce, c'est-à-dire de l'effort N auquel elle est soumise. Cette formule générale dans le cas des tubes, comme la formule (7), permet dans les cas précis de lever les ambiguïtés.

Remarquons que l'on peut admettre pour les matériaux considérés (acier, duralumin, bois) que le coefficient d'élasticité est proportionnel à la densité

$$\underline{E = K d}$$

Dans ce cas l'expression (7) devient :

$$I_1 d_1 = I_2 d_2 \quad (8)$$

Et dans le cas particulier étudié :

$$\Delta = \frac{e^2 + e_2'^2}{e^2 + e_1'^2}$$

Or d'après la relation $E = Kd$ on voit que le matériau le moins dense a aussi le module d'élasticité le plus petit et par conséquent d'après la relation (7) doit avoir le moment d'inertie le plus grand, c'est-à-dire le rayon intérieur e' le plus petit. Si e_2' désigne le rayon intérieur du tube constitué en matériau le moins dense on a :

$$e_2' < e_1'$$

c'est-à-dire :

$$\Delta > 1$$

Et comme Δ représente le rapport des poids du matériau le plus dense (indice 1) au matériau le moins dense (indice 2) on aboutit à la conclusion suivante :

Au point de vue poids de construction (pour les pièces soumises au flambage) on a avantage à utiliser celui des matériaux envisagés qui est le plus dense.

Si l'on admet pour l'acier et le duralumin les constantes suivantes :

Acier	$E = 22.000$	$d = 7,8$
Duralumin	$E = 8.000$	$d = 2,9$

La relation $E = Kd$ est vérifiée et l'on conclut que l'acier est plus avantageux que le duralumin.

La relation $E = Kd$ n'est en général qu'approchée. Au cas, où l'approximation n'est pas suffisante, on est obligé de revenir à la formule exacte :

$$\Delta = \frac{E_2}{E_1} \times \frac{d_1}{d_2} \frac{e^2 + e_2'^2}{e^2 + e_1'^2} = \frac{d_1}{d_2} \left[\frac{E_2}{E_1} \times \frac{e^2 + e_2'^2}{e^2 + e_1'^2} \right]$$

Si e_2' désigne le rayon intérieur le plus petit, I_2 sera le plus grand et par conséquent d'après (7) E_2 sera le plus petit.

Donc, dans la relation précédente la quantité entre parenthèses sera plus petite que 1.

E_2 désignant toujours le module d'élasticité le plus petit le maximum du rapport $\frac{e^2 + e_2'^2}{e^2 + e_1'^2}$ est 1 et son minimum 1/2 ($e_2' = 0$ $e_1' = e$).

Dès lors Δ se trouve compris dans les limites :

$$\frac{1}{2} \frac{E_2}{E_1} \times \frac{d_1}{d_2} < \Delta < \frac{E_2}{E_1} \times \frac{d_1}{d_2}$$

Ce qui permet de se renseigner sur Δ .

Par exemple :

$$\Delta = \frac{\text{Poids duralumin}}{\text{Poids en bois}} < \frac{1200 \times 2,9}{8000 \times 0,8} < 1$$

Donc avantage au duralumin :

Pour le magnésium par exemple $E = 4.800$ $d = 1,8$

$$\Delta = \frac{\text{Poids duralumin}}{\text{Poids magnésium}} = \frac{4800 \times 2,9}{8000 \times 1,8} < 1$$

avantage au duralumin, très léger d'ailleurs.

Toutes ces conclusions sont évidemment valables avec les hypothèses faites.

Dans les cas précis, on emploiera les formules (5) et (7) qui sont rigoureuses pour calculer Δ .

3^e PROBLÈME. — C'est le problème relatif à des avions d'un même type homothétiques.

Un avion n° I d'un type déterminé ayant été construit, on veut étudier un avion n° II du même type.

Soit φ le rapport des forces extérieures auxquelles sont soumis les avions I et II.

Le rapport φ sera déterminé par la quantité :

$$\varphi = \frac{n_1 (P_1 - P_1 \varphi)}{n_2 (P_2 - P_2 \varphi)}$$

L'avion n° I a en effet un indice d'essai statique n_1 qui dépend de ses performances :

$$n_1 = K \frac{S_1}{W_1} \left(\frac{V_1}{100} \right)^3$$

L'avion n° 2 n'aura pas les mêmes performances et c'est seulement son procédé de construction qui est le même que le précédent et l'on a :

$$n_2 = K \frac{S_2}{W_2} \left(\frac{V_2}{100} \right)^3$$

Ces facteurs sont ceux des anciennes règles françaises, actuellement les facteurs n_1 et n_2 sont définis par les règlements. Nous pensons que pratiquement le problème se pose bien de cette façon : Un constructeur a réussi un avion de dimensions moyennes, un avion de reconnaissance ou un avion de transport de faible tonnage par exemple d'un type de construction déterminé il désire alors passer à un avion de dimensions plus grandes et d'un programme d'utilisation différent, un avion de bombardement ou un très gros avion de transport par exemple conçu suivant les mêmes principes de construction. Le rapport φ est bien dans ce cas celui envisagé.

Soit λ le rapport des dimensions linéaires des avions I et II. Ce rapport d'homothétie n'affecte que les dimensions d'ensemble.

Ce rapport λ sera en général :

$$\lambda = \sqrt{\frac{S_2}{S_1}}$$

Examinons le cas de longerons caissons.

La *fatigue unitaire pour la fibre la plus fatiguée* du longeron est la somme de deux fatigues.

1° fatigue de flexion R_1 due aux charges uniformément réparties tout le long du longeron et aux réactions aux points d'appuis du longeron considéré comme poutre continue.

2° fatigue de compression (ou de traction R_2) due au fait que le longeron fait partie d'un système triangulé.

La fatigue totale est R

$$R = R_1 + R_2$$

Nous supposons d'abord que les longerons des avions I et II qui procèdent du même type de fabrication sont constitués avec un même matériau.

Le coefficient λ étant le rapport des dimensions linéaires d'ensemble, nous allons montrer qu'il est impossible dans le cas général en passant de l'avion I à l'avion II d'avoir une section de longeron homothétique dans le rapport λ .

En effet, dans l'avion n° I la longueur du longeron considéré est L et la charge uniformément répartie est p au mètre courant.

Dans l'avion n° II la longueur du longeron est $L' = \lambda L$ et la charge p' . φ étant le rapport des forces extérieures on a :

$$L' p' = \varphi L p$$

d'où :

$$p' = \frac{\varphi}{\lambda} \times p$$

Le moment fléchissant M dans une section est donné par :

$$M = \frac{p l_1^2}{2} - \Sigma T l_2 \quad \text{Avion n° I}$$

$\frac{p l_1^2}{2}$ désignant le moment de flexion dû à la charge uniformément répartie à gauche de la section et $\Sigma T l_2$ étant la somme des moments par rapport au centre de gravité de la section considérée des réactions situées à gauche de cette section.

On aura de même :

$$M' = \frac{p' l_1'^2}{2} - \Sigma T' l_2 \quad \text{Avion n° II}$$

ou :

$$M' = \frac{p \times \varphi}{\lambda} \left(\frac{\lambda l_1}{2} \right)^2 - \Sigma (\varphi T \times \lambda l_2)$$

L'effort de compression ou de traction qui est F pour l'avion n° I devient φF pour l'avion n° II.

Les fatigues totales sont alors :

$$R = R_1 + R_2 = \frac{M \varphi}{I} + \frac{F}{S_1} \quad \text{Avion n° I}$$

$$R = \frac{M' \varphi'}{I'} + \frac{F'}{S_2} \quad \text{Avion n° II}$$

Si l'on suppose le longeron de l'avion n° II amplifié dans le rapport λ des dimensions linéaires :

$$I' = I \times \lambda^4$$

$$V' = V \times \lambda$$

$$F' = F \times \varphi$$

$$S_2 = S_1 \times \lambda^2$$

On a alors :

$$R = \varphi \lambda M \times \frac{V \lambda}{I \lambda^4} + \frac{F \varphi}{S_1 \times \lambda^2} \quad \text{Avion n° II}$$

$$R = \frac{\varphi}{\lambda^2} \left(\frac{M V}{I} + \frac{F}{S_1} \right)$$

L'égalité de R dans les deux cas, puisque l'on emploie le même matériau, obligé à :

$$\frac{\varphi}{\lambda^2} = 1 \quad \text{ou} \quad \lambda = \sqrt{\varphi} \quad (9)$$

Ainsi en conservant le même matériau et la même fatigue on ne pourra obtenir dans l'avion n° II une section de longeron homothétique dans le rapport λ des dimensions linéaires que si la relation (9) est vérifiée.

Si la relation $\lambda = \sqrt{\varphi}$ n'est pas vérifiée on peut déterminer le rapport λ' des dimensions linéaires du longeron correspondant du rapport λ des dimensions extérieures. On a :

$$R = M' \frac{V'}{I'} + \frac{F'}{S_2}$$

ou :

$$R = M \varphi \lambda \frac{\lambda' V}{\lambda'^3 I} + \frac{\varphi F}{\lambda'^2 S_1}$$

$$R = \frac{\varphi}{\lambda'^2} \left[\frac{M V \lambda}{I \lambda'} + \frac{F}{S_1} \right] = \frac{\varphi}{\lambda'^2} \left[R_1 \frac{\lambda}{\lambda'} + R_2 \right]$$

ou

$$R \lambda'^3 - R_2 \lambda' - \varphi \lambda R_1 = 0$$

Équation du 3^e degré en λ' ne comporteront pas de terme en λ'^2 et qui a toujours une racine réelle. Elle n'en a d'ailleurs qu'une tout au moins avec les matériaux existants comme on pourrait le voir en étudiant le signe du discriminant D de cette équation et qui est positif.

$$D = 4 \left(\frac{R_2}{R} \right)^3 + 27 \varphi^2 \lambda^2 \left(\frac{R_1}{R} \right)^2 > 0$$

Il convient de remarquer que, en passant de l'avion n° I à l'avion n° II si on conserve le profil d'aile, la hauteur de nervure est multipliée par λ . Si on augmente les dimensions linéaires de la section du longeron dans le rapport λ' la hauteur du longeron en particulier sera multipliée par λ' .

Il faut donc $\lambda' \leq \lambda$.

Dans le cas où cette inégalité ne serait pas vérifiée, on pourrait adopter la solution suivante : Le rectangle extérieur qui délimite la section du longeron caisson aurait ses dimensions linéaires multipliées par λ les épaisseurs des âmes et semelles étant multipliées par λ' .

Dans le cas des avions type cantilever le longeron ne subit que des efforts de flexion.

En suivant la méthode employée dans l'étude précédente on montrerait que sauf dans le cas où $\lambda = \sqrt{\varphi}$ il est impossible d'avoir une section de longeron amplifiée dans le rapport λ .

On calculera λ' comme précédemment :

$$M' = R \frac{I'}{V'} = \frac{R \lambda'^4 I}{\lambda' V} = R \frac{I}{V} \lambda'^3$$

$$M \varphi \lambda = M \lambda'^3$$

$$\lambda' = \sqrt[3]{\varphi \lambda}$$

La remarque précédente sur la hauteur du longeron et de la nervure s'applique encore ici et l'on doit avoir :

$$\lambda' \leq \lambda$$

$$\sqrt[3]{\varphi \lambda} < \lambda$$

$$\varphi \leq \lambda^2$$

Le rapport des poids au mètre courant des deux longerons est :

$$\Delta = \frac{S_2 d}{S_1 d} = \lambda'^2$$

Dans le cas particulier précédent :

$$\Delta = (\varphi \lambda)^{2/3}$$

On peut généraliser le problème et admettre qu'en passant de l'avion n° I à l'avion n° II on change de matériau.

Soit λ'' le nouveau rapport des dimensions linéaires de la section du longeron. On doit avoir :

$$M' = R' \frac{I'}{v''} \quad \text{avion n° II.} \quad R' \text{ et } d' \text{ caractéristiques du matériau.}$$

ou :

$$M \varphi \lambda = \frac{R' I \lambda'^4}{v'' \lambda''} = R' \lambda'^2 \frac{I}{V}$$

Posons :

$$R' = \mu R$$

on a :

$$\mu \varphi \lambda = \mu \lambda'^3 R \frac{1}{V} \mu \lambda'^3 M,$$

D'où :

$$\varphi \lambda = \mu \lambda'^3$$

et :

$$\lambda' = \sqrt[3]{\frac{\varphi \lambda}{\mu}}$$

Les poids au mètre courant des 2 longerons n° II l'un étant fait en matériau de caractéristiques R et d l'autre en matériau de caractéristiques R' , et d' est :

$$\delta = \frac{\lambda'^2 S \times d'}{\lambda^2 S \times d} = \frac{\left(\frac{\varphi \lambda}{\mu}\right)^{2/3} \times d'}{\varphi \lambda^{2/3} \times d} = \frac{1}{\mu^{2/3}} \times \frac{d'}{d}$$

$$\delta = \left(\frac{R'}{R}\right)^{2/3} \times \frac{d'}{d}$$

Remarquons que δ est indépendant de λ' et λ'' on a donc la solution générale du problème.

Si $\delta < 1$ il y aura avantage à employer le matériau de caractéristiques R' d' . Mais nous voyons en même temps que pour bénéficier du gain de poids lorsqu'on passe du matériau (R , d) au matériau (R' d') il faut multiplier les dimensions linéaires du longeron par :

$$\frac{\lambda'}{R'} = \frac{1}{\mu^{1/3}} = \left(\frac{R}{R'}\right)^{1/3}$$

On voit par cette formule que le duralumin est plus avantageux que l'acier ordinaire, fait évident. L'acier ne commencerait à être supérieur au duralumin que pour $R = 170$ kilogrammes et les sections du longeron sont alors réduites dans le rapport 0,6.

Nous avons donné en traitant les problèmes qui précèdent quelques renseignements sur le choix des matériaux. Les comparaisons faites n'ont de valeur que si les hypothèses premières sont bien réalisées. Dans les autres cas, il faudra modifier en conséquence. Nous avons supposé que la substitution d'un matériau à un autre se fait sans changer le système

de construction et sous la réserve fondamentale que la résistance et la rigidité locales restent suffisantes dans tous les cas.

Il convient de noter que chaque matériau donne des possibilités d'utilisation différentes et son emploi pour tel ou tel pièce n'est pas toujours possible. Il est certain par exemple que le bois permet plus facilement qu'un autre matériau de construire des pièces ayant des formes d'égale résistance. Nos résultats ne s'appliquent que dans les cas précis envisagés et devront être interprétés en conséquence quand on s'en écartera.

MATÉRIAUX DE CONSTRUCTION

L'Acier

L'acier n'a été jusqu'ici que très peu employé dans la construction des structures principales de l'avion (longerons, nervures, charpente de fuselage). Cela tient d'abord à sa forte densité et surtout à la nécessité de conserver dans les pièces travaillant à la compression ou à la flexion des épaisseurs suffisantes pour résister aux efforts locaux et donner à l'élément de charpente une rigidité suffisante en tout point. Cet obstacle disparaîtra en partie au fur et à mesure que croîtront les dimensions des appareils et il est à prévoir que l'acier sera de plus en plus employé dans la construction des gros avions métalliques de l'avenir.

Néanmoins, les aciers ordinaires et surtout les aciers spéciaux entrent déjà pour une bonne part dans la construction des avions, ferrures encaissant de gros efforts, axes correspondants... etc., et même on commence à construire des longerons entièrement en acier (Dyle et Bacalan, Hanriot...)

L'acier ordinaire, sauf pour le cas particulier des hydravions tend de plus en plus à être remplacé par le duralumin qui donne la même résistance pour une densité bien inférieure.

Les aciers spéciaux ont par contre un intérêt considérable.

Les éléments que l'on introduit dans les aciers spéciaux (nickel, chrome, tungstène, molybdène), ont pour effet de retarder la transformation au refroidissement ; il s'ensuit que l'on peut obtenir beaucoup plus facilement qu'avec les aciers ordinaires au carbone des constituants plus ou moins durs tels que la sorbite, la trostite, la martensite.

Les aciers spéciaux ont une pénétration à la trempe plus grande que les aciers au carbone. Or l'influence de la trempe est multiple.

1° Elle augmente la limite élastique, la dureté et la résilience en améliorant la texture du métal.

2° Si la résilience est une qualité acquise par la trempe et qui se conserve, la dureté s'atténue progressivement par un revenu. Mais, on peut dire que la dureté se conserve d'autant plus facilement que la vitesse critique, en appelant vitesse critique de trempe la vitesse de refroidissement qui correspond au maximum de dureté (structure martensitique), est plus faible.

Or pour les aciers ordinaires au carbone, cette vitesse est considérable, elle atteint 500 à 700° à la seconde. Pour les aciers spéciaux, par exemple ceux à 12 % de nickel, cette vitesse est si faible qu'il trempent par refroidissement dans le four. D'où l'avantage de ces aciers qui donnent de grandes résistances aux efforts statiques.

3° Par sa grande pénétration de trempe, l'acier spécial permet d'obtenir des duretés uniformes quelles que soient les dimensions de la pièce. Au contraire, pour les aciers au carbone la résistance à la rupture peut passer de 110 à 180 suivant les dimensions de la pièce trempée.

4° De même, les aciers spéciaux donnent de plus fortes résiliences et, comme pour la trempe, l'action du revenu est telle que la chute de résilience en passant des petites pièces aux grandes, considérable (9 à 2) pour les aciers ordinaires au carbone, est négligeable (9 à 8) pour les aciers spéciaux.

Il convient de noter également l'influence du mode d'élaboration de l'acier sur la régularité des caractéristiques et en particulier sur la résilience à dureté égale.

Les essais ont montré que pour des duretés égales, l'acier au creuset, d'une texture homogène et pure était supérieur à l'acier Martin et à l'acier électrique.

On devra tenir compte de ce facteur dans le choix d'un acier.

Pour les pièces entrant dans la construction des avions et qui sont soumises à des flexions et à des efforts alternés, on a tout intérêt à choisir un acier ayant une limite élastique élevée. Cette qualité sera obtenue avec des aciers spéciaux et aussi par l'emploi d'aciers au creuset, ce qui se manifestera par une texture micrographique très fine et très homogène.

On devra également prohiber les aciers impurs contenant notamment plus de 0,025 de phosphore. Les aciers au phosphore deviennent très fragiles au fur et à mesure que la proportion de ce métalloïde augmente.

Les aciers spéciaux à employer dans la construction des avions sont les aciers au nickel chrome, dits à pénétration de trempe moyenne, qui contiennent avec une faible quantité de chrome des teneurs en nickel de 2 1/2 à 3 1/2 %.

Avec une bonne pénétration de trempe, ces aciers donnent des pièces homogènes. Il s'adouissent facilement par revenu et s'unissent sans difficulté. Ils possèdent après traitement une limite élastique élevée qui se rapproche de la charge de rupture.

Ces aciers se trempent à l'huile. Voici à titre d'exemple ce que l'on peut obtenir avec un acier nickel-chrome (CN5 ou Standard n° 22).

TRAITEMENT	LIMITE élastique	RUPTURE	ALLONGEMENT	RÉSILIENCE	DURETÉ Brinell m/m
Recuit à 800° refroidissement lent.	35	65 kgs mm ²	20 %		4,4
Trempé à l'huile à 850° revenu à 600°.	80	90 —	14	12 ± 2	3,75
Trempé à l'huile à 850° revenu à 250°.	145	170 —	7	6 ± 2	2,08

Signalons également l'intérêt des aciers inoxydables à froid qui peuvent être utilement envisagés pour la construction des gros hydravions, tout au moins tant que le problème de la protection du duralumin à l'eau de mer n'aura pas été entièrement résolu.

Les aciers à haute teneur en nickel ont une bonne résistance à l'oxydabilité, mais on doit leur préférer les aciers à haute teneur en chrome qui sont invulnérables à l'action de l'air, de l'eau, de l'eau salée, de la vapeur, des acides organiques contenus dans les aliments et à un grand nombre de réactifs acides et basiques. Cette inoxydabilité, comme pour tous les métaux d'ailleurs, est augmentée par le polissage.

On peut obtenir des aciers inoxydables durcissant énergiquement par trempe à l'air ou à l'huile et conservant bien cette dureté jusqu'aux températures de 500 et 600°. Par un revenu poussé ils donnent une résistance et une limite élastique élevées sans fragilité. L'inoxydabilité est d'autant plus grande que la trempe est plus vive et le revenu moins poussé.

L'acier entre pour une grande proportion dans la construction des

avions sous forme de produits semi-ouvrés : barres, boulons, tendeurs, tôles, tubes, haubans, câbles, etc.

Barres. — Les barres en acier pleines ne sont employées que pour les pièces de petites longueurs (axes d'articulation) et pour faire des tringles de commande; encore préfère-t-on à cet effet utiliser le duralumin. On choisit en général l'acier n° 13 et n° 14 du tableau standard, nuances demi-doux, mi-dur, suivant que les ferrures correspondantes sont en acier n° 12 ou n° 13.

Les barres subissent des essais de traction et de dureté à la bille pour vérifier leur bonne qualité.

Boulons et tendeurs. — Ces pièces étant en général soumises à des vibrations se font en acier n° 13 ou n° 14, nuances demi-doux et demi-dur qui se caractérisent par une bonne résilience. Ces pièces se font par forgeage et matriçage et non par décolletage; elles doivent toujours avant usinage avoir subi un recuit correspondant à la nuance de l'acier. Pour les gros boulons en acier mi-dur servant à la fixation des hélices notamment, on est obligé actuellement de passer par le décolletage.

Les essais se font sur les pièces finies. Ce sont des essais de traction et des essais de pliage à froid. Les tendeurs en particulier doivent avoir une résistance à la rupture supérieure à celle des haubans qu'ils raidissent.

Les tendeurs et les boulons doivent pouvoir être coudés à 45° suivant un rayon intérieur égal à 2 fois 1/2 le diamètre de la partie lisse, et redressés à froid sans production de fentes ni de criques.

Tôles. — L'acier en tôle est très employé en aviation pour la fabrication des ferrures et des bâtis-moteurs. Étant donnés les efforts auxquels ces pièces sont soumises et la façon dont elles sont réalisées (pliage, embouffissage), on utilise pour les faire les aciers 11, 12, 13, et 14 extra-doux, doux, demi-doux, et demi-durs et des aciers spéciaux.

Toutes les tôles doivent être recuites; leur surface doit être parfaitement saine et unie. Elles devront être exemptes de fentes, pailles, criques, gerçures et autres défauts. Leurs caractéristiques mécaniques doivent être celles des aciers en barres à 5 % près pour la résistance, et 10 % près pour l'allongement.

Leurs essais de réception sont :

1° *l'essai de traction* en long et en travers pour les tôles de 1^m /^m d'épais-

seur et au-dessus. Dans cet essai, les faces de laminage doivent être conservées brutes.

2° *l'essai de pliage alterné* pour les tôles de moins de 1^m/^m d'épaisseur.

3° *l'essai de pliage simple* pour toutes les épaisseurs de tôles.

4° Enfin *tous essais spéciaux*, suivant l'emploi de la tôle, notamment des essais d'emboutissage et des essais de soudure.

La réception des tôles est délicate du fait que les tôles d'aciers employées ont des épaisseurs faibles qui rendent les essais de traction irréguliers pour des épaisseurs de 3 à 1 millimètre et impossible en dessous.

Tubes. — Les tubes d'acier sont utilisés dans la confection des bâtis-moteurs, des trains d'atterrissage, des fuselages, des mâts...

Les aciers employés sont des nuances suivantes : doux, demi-doux, demi-dur. Pour les essieux qui, en raison des chocs, doivent allier à une bonne résistance, un grand allongement et une bonne résilience, on emploie, en général, un acier spécial au nickel, connu sous le nom d'acier Ny, qui contient 0,25 % de carbone et 4 % de nickel. Ses caractéristiques sont :

$$R = 74 \text{ kgs} \quad E = 41 \quad Al = 29 \%$$

Les surfaces des tubes doivent être exemptes de tous défauts préjudiciables, tels que pailles, gerçures, piqûres, etc...

Les essais à faire subir aux tubes sont :

Les essais d'écrasement, d'aplatissement, de traction, soit sur éprouvettes, soit sur les tubes à l'état d'emploi, de flexion.

Câbles. Cordes à piano, Haubans fuselés. — Le haubannage des avions se fait exclusivement en acier. On emploie, suivant le cas, des câbles, des cordes à piano ou des haubans fuselés.

Les *câbles métalliques* sont constitués par une âme sur laquelle s'enroule un nombre variable de torons, eux-mêmes formés d'un enroulement de fils métalliques à très haute résistance autour d'une âme intérieure et confectionnés sur machine à détorsion. Dans les câbles à très haute résistance, toutes les âmes sont en textile ; dans les câbles à haute résistance l'âme centrale est en textile, mais les âmes des torons sont en fils d'acier doux recuit. Les câbles à âmes en textile sont souvent appelés câbles souples et sont exclusivement employés pour faire les câbles des commandes. Les fils sont protégés contre la rouille par étamage et on vérifie la qualité

de la protection, en immergeant le fil dégraissé dans un bain de sulfate de cuivre ; si l'étamage n'est pas parfait, il se fait un dépôt rouge de cuivre sur le fil.

Les câbles sont soumis à des essais de traction ; on peut admettre que la résistance moyenne d'un câble est d'environ 18 kilogrammes par gramme au mètre.

Les fils entrant dans la fabrication des câbles sont des fils d'acier à très haute résistance : leur résistance varie suivant leur diamètre, de 220 à 240 kilogrammes au millimètre carré. On les soumet à des essais de traction, de flexion alternés, et d'enroulement.

Les *cordes à piano* sont des fils d'acier à haute résistance, provenant d'acier au creuset de première qualité. Ils doivent avoir au moins 8% d'allongement et 60 kilogrammes par millimètre carré de limite élastique ; la charge de rupture varie avec le diamètre de la corde à piano, de 130 kilogrammes par millimètre carré pour la corde de 7, jusqu'à 180 kilogrammes pour la corde de 1 millimètre.

Les cordes à piano doivent avoir la même résistance sur toute leur longueur, être de section parfaitement circulaire et avoir un diamètre uniforme avec une tolérance de l'ordre de 1/100 de millimètre. Elles sont étamées ou galvanisées pour éviter l'oxydation.

Les *haubans fuselés* proviennent des mêmes aciers que les cordes à piano. On leur donne une section profilée en vue de diminuer la résistance à l'avancement du haubannage.

Les essais habituellement effectués sur les haubans fuselés et les cordes à piano sont des essais de traction, de pliage et de flexions alternées.

L'Aluminium et ses alliages

L'aluminium pur est assez peu employé en aviation en raison de ses faibles caractéristiques mécaniques. Il s'emploie toutefois sous forme de tôles pour faire des capotages, de cornières, T et profilés divers pour faire des supports de revêtements de fuselages. Les nervures étant en général soumises à des efforts relativement faibles, on a quelquefois utilisé des tubes d'aluminium pour faire le treillis de la nervure, ou encore de la tôle découpée et emboutie pour faire les âmes (Farman 110). Enfin les supports d'aménagements et d'instruments de bord divers se font fréquemment en aluminium coulé.

ALLIAGE LÉGER A HAUTE RÉSISTANCE

Duralumin. — Parmi les alliages légers à haute résistance de l'aluminium les plus courants sont le Duralumin et l'Alferium (1), dont la composition et les caractéristiques sont très voisines. Les cahiers des charges ne visent que les alliages légers à haute résistance en général. Dans ce qui suit nous emploierons le terme « duralumin » qui est le plus employé et qui correspond aussi à l'alliage le plus répandu.

Le duralumin possède la légèreté de l'aluminium et la résistance de l'acier demi-doux. Pour une densité de 2,9 la limite de rupture à la traction après traitements appropriés est normalement de 38 kilogrammes au m/m carré et peut dépasser 40. La limite élastique est alors de 22 kilogrammes au m/m carré environ.

La composition varie un peu suivant qu'il s'agit de duralumin laminé ou estampé et forgé.

La composition de l'alliage type est sensiblement :

Aluminium	94,5
Silicium	0,25
Fer	0,25
Cuivre	4,
Magnésium	0,5
Manganèse	0,5

*Force de traction
5/10
1 kg 500 au m²*

Le duralumin se présente à l'état *recuit, trempé avant vieillissement trempé et vieilli.*

A l'état recuit les caractéristiques mécaniques sont sensiblement :

Limite de rupture à la traction	R = 20 kgs mm ²
— élastique	E = 7 kgs mm ²
Allongement	A = 20 %

A l'état trempé sans vieillissement :

R = 27
E = 12
A = 12 à 15 %

(1) Un nouvel alliage, l'alugir paraît donner des caractéristiques mécaniques analogues et même légèrement supérieures.

A l'état trempé et vieilli :

$$R = 38$$

$$E = 22$$

$$A = 18 \text{ à } 25 \text{ \%}$$

On voit ainsi toute l'importance du vieillissement qui joue le rôle du revenu, et que d'autre part il est très possible de travailler le duralumin, qui sort de trempe, ses caractéristiques n'étant pas trop différentes de celles du duralumin recuit. Il convient de remarquer que le duralumin travaillé avant vieillissement perd en allongement et gagne quelque peu en résistance au fur et à mesure qu'il vieillit. Mais ces variations sont différentes suivant l'importance du travail exécuté.

Pour obtenir le *recuit*, chauffer le duralumin à 370° environ et le laisser refroidir lentement dans le four ou dans un bain de nitrate ou encore à l'air calme et de telle façon que la vitesse de refroidissement reste inférieure à 100 degrés heure.

Pour la trempe on chauffe le duralumin à 580° pour le plonger ensuite dans l'eau à 15°. L'état trempé définitif ne s'obtient qu'après vieillissement de 4 jours.

On peut obtenir un vieillissement spontané par l'emploi du silicate de manganèse Mg^2Si . L'état de métal trempé, avant vieillissement subsiste pendant les trois ou quatre heures consécutives à la trempe. Après la huitième heure, les caractéristiques du vieillissement sont obtenues.

Pour réduire à deux jours la durée du vieillissement on peut :

1° Plonger les pièces pendant deux heures dans l'eau bouillante et les laisser vieillir à la température ordinaire.

2° Placer les pièces pendant deux jours dans une chambre chauffée à une température de 20 à 25°.

La chauffe du duralumin peut s'obtenir par l'un des procédés suivants :

1° *bain de nitrates.*

Le bain comprend :

azotate de potasse AzO^3K : 55 %.

azotate de soude AzO^3Na : 45 %.

La durée de chauffe varie de 30 minutes pour les tôles à 1 heure pour les pièces matricées.

2° *Four électrique ou au gaz à moufle.*

Ce moyen est utilisé pour les grandes tôles; durée de chauffe une heure.

3° Four à huile :

Ce mode de chauffage est difficile et la constance de la température (480°) est difficile à obtenir.

4° Lampe à souder :

Après avoir enduit les pièces de savon ou d'huile de ricin, on chauffe légèrement par balayage et léchage avec une lampe à souder, on arrête quand le savon est noirci ou que l'huile a disparu. Ce procédé constitue un moyen de fortune qui donne un recuit imparfait. Pour retrouver les caractéristiques du duralumin, il y a lieu de procéder à une trempe suivie du vieillissement.

La température du traitement du duralumin relativement basse doit être connue avec précision, d'autant plus qu'à 510° il y a modification de l'équilibre des constituants du duralumin (phénomène dit de recalcence). Cette température peut être mesurée au moyen de pyromètres (pyromètres Le Chatellier, thermomètres Fournier à tension de vapeur saturée, pyromètres Féry à radiations).

Le duralumin ne peut se travailler aisément qu'à l'état recuit. Le métal est livré traité et l'on doit procéder au recuit avant de le travailler. Pour des travaux de chaudronnerie longs et délicats, il y a lieu de procéder à plusieurs recuits. On contrôle l'état du métal soit par l'essai de traction, soit plus simplement par l'essai à la bille. Les planches, bandes ou étirés doivent être de qualité uniforme, sains, lisses et exempts de défauts (plis, parties non soudées, fentes, cloques, rayures, pailles, doublages... etc.)

Le travail du duralumin se fait sur forme en bois et au maillet (si les épaisseurs sont faibles principalement), soit sur marbres ou tas à l'aide du marteau à planer.

Le découpage peut se faire à la pince, et même pour des épaisseurs ne dépassant guère 20/10 à la scie à ruban ordinaire.

Le cintrage s'effectue à la machine à rouler pour les grandes pièces, au marteau à cintrer pour les petites, le métal étant recuit.

Pour cintrer les tubes, on les remplit au préalable de grès en poudre ou de sable fin et sec, on cintré en frappant légèrement au maillet. Pour les gros tubes, le remplissage est fait à la résine qui chauffée et fondue remplit tous les interstices.

L'emboutissage se fait à l'état recuit et progressivement. Les rivets en aluminium doivent être prohibés dans une construction en duralumin. L'acier doux à 28 kilogrammes donne un bon rivetage. Les trous doivent

être percés à 2 ou 3/10 de plus que les rivets. Le rivetage avec le duralumin s'accompagne des précautions suivantes :

1° recuire les rivets et les tremper (au bain de nitrate).

2° les employer au plus tard dans les 4 heures qui suivent la trempe.

Le rivetage à la presse donne de meilleurs résultats que le rivetage à la main en même temps que des caractéristiques plus régulières.

Le décapage du duralumin peut se faire de la façon suivante :

1° plonger les pièces dans un bain de potasse ou de soude caustique pendant 2 ou 3 minutes jusqu'à noirceur.

2° laver à l'eau courante froide pendant une 1/2 minute.

3° plonger les pièces dans un bain d'acide azotique à 36° Beaumé.

4° laver ensuite dans l'eau chaude à 50° pour enlever les traces d'azotate de potassium ou de sodium.

5° laver à l'eau courante pendant 3 minutes.

6° Au lieu du lavage précédent ou à titre de complément on peut tremper les pièces dans une solution d'huile de pétrole et d'essence de térébenthine dans la proportion de 30 et 70 %.

Le duralumin entrant dans la construction des avions est protégé par l'application de deux couches de l'un des vernis suivants : lionoil, avionoil, soudée CW. Le métal doit être bien nettoyé de toute trace de bains de chauffe ou de décapage avant enduction. Les couches aussi minces que possible sont séparées par un laps de temps de 12 à 18 heures nécessaire au séchage. Les vernis trop épais sont éclaircis au white-spirit.

Des recherches importantes dans tous les pays sont entreprises pour éviter la corrosion du duralumin à l'eau de mer. Le Lionoil, produit d'origine américaine donne une bonne protection pendant 3 mois environ. On emploie aussi des peintures bitumeuses et un produit spécial l'Isolemail et le coaltar hydrocarburé.

Des protections métalliques par galvanisation, zingage et « schoopage » (projection sous pression de poudres métalliques sur du duralumin recouvert d'une couche de vernis adhérent), ont été expérimentées. On préconisait en Allemagne le schoopage par projection de poudre de fer, des actions galvaniques se produisant par le couple, duralumin et fer et l'eau salée comme électrolyte qui protégeraient le duralumin par régénération superficielle.

Il n'apparaît pas douteux que l'on arrivera à éviter la corrosion par une modification de la composition du duralumin et du traitement thermique. Des recherches sont entreprises un peu partout dans ce sens.

ALLIAGES D'ALUMINIUM DIVERS

Alpax. — L'alpax est un alliage d'aluminium et de silicium, ce dernier entrant pour une proportion de 13 %. Cet alliage est particulièrement intéressant pour la fonderie et peut servir en aviation pour confectionner les pièces n'encaissant pas d'efforts importants, carters, supports... etc. La densité de cet alliage est de 2,6 environ. Les caractéristiques mécaniques de l'alpax coulé sont les suivantes :

$$R = 19 \text{ kgs au mm}^2 \quad A = 5\% \quad \text{retrait } 1,1\%$$

Bronzes d'Aluminium ou cupro-aluminium. — Cet alliage comprend environ 90 % de cuivre et 10 % d'aluminium. Les bronzes d'aluminium ont une densité d'environ 7,5 comparable à celle de l'acier.

Les bronzes d'aluminium (de la Société Durville par exemple) sont forgeables et laminables entre 900° et 600° sans s'écailler comme les aciers. Leur grande élasticité et leur grand allongement les rend estampables avec le maximum de précision possible en matriçage normal sans retouches importantes.

Ils sont facilement usinables et n'encrassent pas la lime. Le métal est d'une homogénéité absolue et ne présente jamais de piqûres, soufflures et scories.

Les caractéristiques mécaniques de cet alliage justifient les qualités rencontrées :

État recuit :

à 850° refroidi en 30 minutes $R = 45 \quad E = 20. \quad A = 50\%$

Tôles trempées :

800° ou 900° : $R = 50. \quad E = 20 \quad A = 45\%$

État écroui ;

Écrouissage de 15 % à froid après recuit : $R = 58 \quad E = 45 \quad A = 28,8\%$

20 % $R = 61 \quad E = 49 \quad A = 32\%$

50 % $R = 75 \quad E = 71 \quad A = 10\%$

Les cupro-aluminium sont les métaux les plus inoxydables. Ils résistent notamment et de façon parfaite à l'eau de mer, les acides, les bases à la vapeur surchauffée... etc. Ils restent inoxydables à plus de 800°. Signalons encore que ces alliages ont une meilleure résistance que l'acier aux efforts alternatifs et aux chocs rejetés (7 fois environ) et *aussi aux vibrations* (6 fois environ).

La facilité avec laquelle les cupro-aluminium peuvent être chaudronnés en faibles épaisseurs fait que leur emploi s'intensifie pour les réservoirs d'essence et d'huile, voire même les radiateurs; l'épaisseur des tôles employées est de 5/10 et quelquefois même 2/10.

Cet emploi est d'autant plus facile que la soudure de ces alliages est réalisée à l'heure actuelle dans de bonnes conditions.

L'inoxydabilité du cupro-aluminium le fait recommander en aviation.

Faible tôle cupro de 5/10 : 4 kg 650 au m²

Alliages ultra-légers à base de magnésium

La faible densité du magnésium (1,7) a conduit à l'utilisation en aviation d'alliages de ce métal.

Ces alliages contiennent environ 95 % de magnésium et 5 % de zinc, aluminium, ou silicium suivant les cas. Leur densité est d'environ 1,9 au lieu de 2,9 pour le duralumin.

La société française « Le Magnésium industriel » a obtenu des résultats très intéressants par forgeage du magnésium. La présence de chlorures et d'oxychlorures dans le magnésium avait créé de grosses difficultés pour obtenir des pièces sans défauts.

Par affinage on arrive à des pièces forgées homogènes d'une résistance de 20 à 27 kilogrammes au millimètre carré et d'un allongement de 3 à 8 %.

L'emploi du magnésium s'est généralisé pour les carters du moteur et l'on arrive à réaliser des carters de moteurs de 450 CV ne pesant pas 50 kilogrammes.

En aviation, il entre dans la confection des supports d'aménagements intérieurs, des poulies, des pièces de remplissage telles que cales, bouchons de pieds de mâts, fourrures diverses... etc., pour lesquelles le besoin de légèreté l'emporte sur celui de la résistance.

On a fait également des tubes et des profilés dont les caractéristiques mécaniques sont les suivantes :

Limite élastique $E = 16$ kilogrammes $R = 24$ kgs $A = 10\%$.

Ce métal a jusqu'ici l'inconvénient d'être très altérable aux agents atmosphériques ; mais s'il était possible de supprimer cette altérabilité par une composition spéciale de l'alliage ou par une protection convenable, les caractéristiques mécaniques que l'on en obtient alliées, à sa faible densité, pourraient en faire un métal susceptible d'un certain avenir dans la construction aéronautique.

La société Chauvière a réalisé une hélice métallique en alliage de magnésium.

Cuivre et laitons

Ces métaux sont peu employés dans la construction proprement dite des avions. Leur emploi est réservé à la fabrication d'accessoires tels que réservoirs, radiateurs, canalisations, corps de tendeurs, poulies, coussinets, etc...

Le *cuivre rouge* est utilisé pour la fabrication des réservoirs et des tubes de canalisation d'huile et d'essence. Le duralumin et l'aluminium tendent à le remplacer.

On emploie du cuivre rouge pur, de qualité écrouie, ne renfermant pas plus de 1/1000 d'impuretés. Les caractéristiques minima doivent être $R = 21$ kgs. $A = 34\%$.

Pour les réservoirs, on utilise uniformément de la tôle de 7/10 d'épaisseur.

Les *laitons* sont des alliages de cuivre et de zinc en proportions variables. La résistance à la rupture d'un laiton est très sensiblement donnée par le chiffre de la teneur en zinc.

Exemples :

1°	67 %	Cuivre	33 %	zinc	$R = 31$	$A \% = 54$
2°	70 %	Cuivre	30 %	zinc	$R = 30$	$A \% = 58$
3°	72 %	Cuivre	28 %	zinc	$R = 28$	$A \% = 58$

4° (Laiton de décolletage) :

60 % Cuivre 40 % zinc R = 40 A % = 22

On utilise, en aviation, surtout le laiton de décolletage qui sert à faire la robinetterie, les poulies de renvoi des commandes, les corps de tendeurs.

Le *cuivre* est enfin employé sous forme de bronzes pour faire des coussinets d'axe de rotation de trains d'atterrissage, de plans de gouvernes, par exemple.

Les bronzes sont des alliages de cuivre et d'étain, avec addition de zinc ou de plomb. Par exemple, le bronze mécanique a la composition suivante :

Cuivre : 90 % — Étain : 6 % — Zinc 4 %.

Il a un *coefficient de frottement* très réduit avec les métaux ferreux et l'usure se produit entièrement aux dépens du bronze.

Les bois

Le bois est un des matériaux les plus employés dans la construction aéronautique en raison de sa faible densité qui varie de 0,3 à 1,2 suivant les essences. Malgré les progrès de la construction métallique, de nombreux avions ont encore toute leur membrure faite en bois : longerons, mâts, nervures, etc... Ces différentes pièces travaillent suivant leur nature à des efforts très différents : les montants de cellule ou de fuselage par exemple sont simplement comprimés, tandis que les longerons d'aile travaillent à la flexion et à la compression combinées. Les barres des trains d'atterrissage, les béquilles d'autre part, sont soumises à des chocs et doivent avoir à la fois de l'élasticité et une grande résistance. Il en résulte que le choix des essences et des caractéristiques mécaniques nécessaires dépend des efforts auxquels les diverses pièces sont soumises. Il importe, pour bien se rendre compte des conditions d'emploi des bois, d'en bien connaître la constitution.

Constitution du bois. — Si on assimile un tronc d'arbre à un cylindre de révolution, on appelle :

1^o *Coupes transversales*, les coupes faites par des plans perpendiculaires à l'axe de l'arbre.

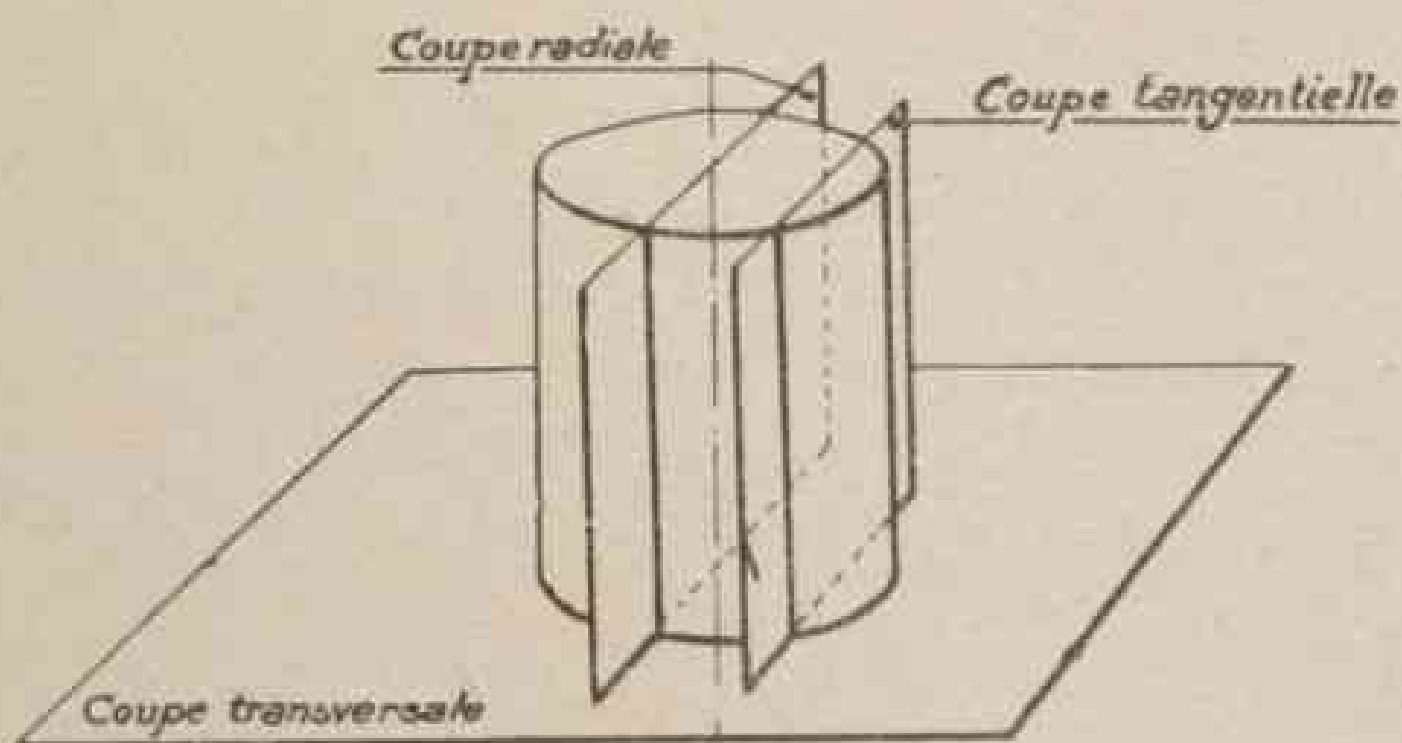


FIG. 80.

2^o *Coupes radiales, ou sur quartiers, ou sur mailles*, les coupes faites par des plans passant par l'axe de l'arbre.

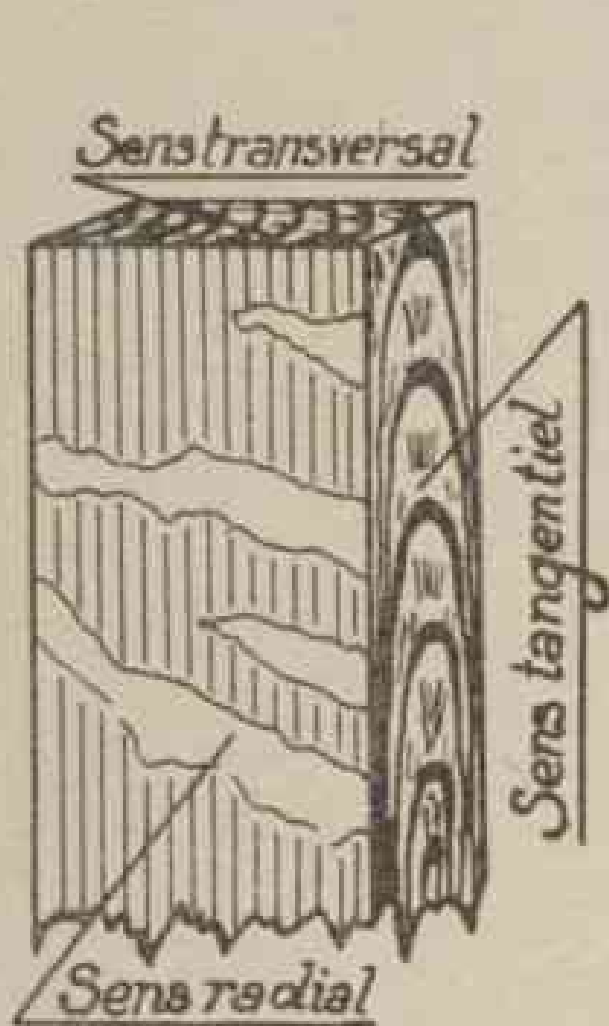


FIG. 81.

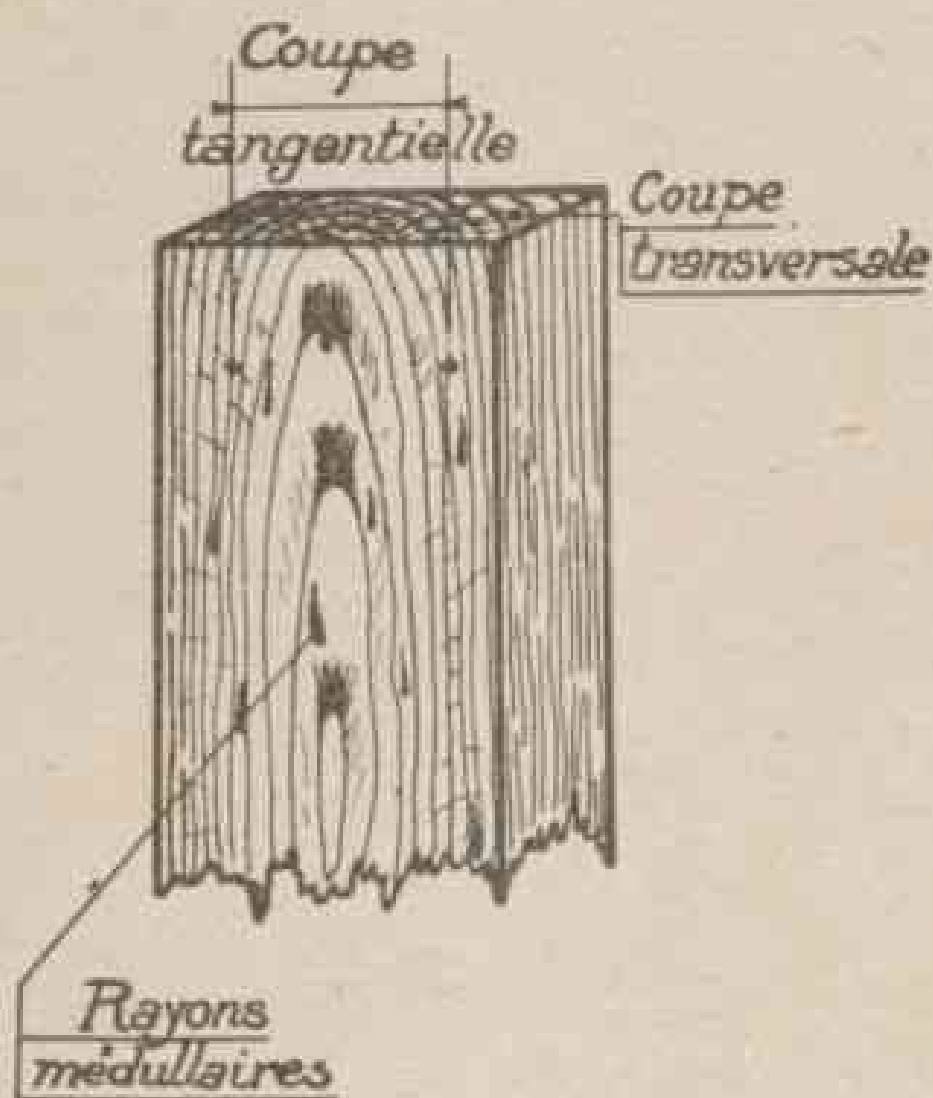


FIG. 82.

3^o *Coupes tangentielles ou sur dosses*, les coupes faites par des plans parallèles à un plan tangent à la surface de l'arbre.

L'examen d'une section transversale permet de trouver successivement, de la périphérie au centre : l'écorce, le bois, la moelle.

1^o l'écorce se compose d'une partie externe, l'écorce morte, et d'une partie interne, l'écorce vivante ou liber.

2° le *bois* qui avoisine l'écorce est du bois vivant appelé aubier ; puis vient le bois, privé de vie, appelé cœur bois, parfait, ou duramen.

3° la *moelle* est contenue dans un canal central ; elle est desséchée et pulvérulente dans les arbres adultes.

Le *bois proprement dit* est fait d'une succession de cônes empilés et emboîtés l'un dans l'autre, allant du bourgeon terminal de l'arbre à sa base. La limite entre ces cônes est généralement marquée par des lignes sombres ayant toujours la même forme dans la même sorte de section : *cercles concentriques* dans la section transversale, *droites parallèles à l'axe* dans les coupes radiales, *branches d'hyperboles* dans les coupes tangentielles.

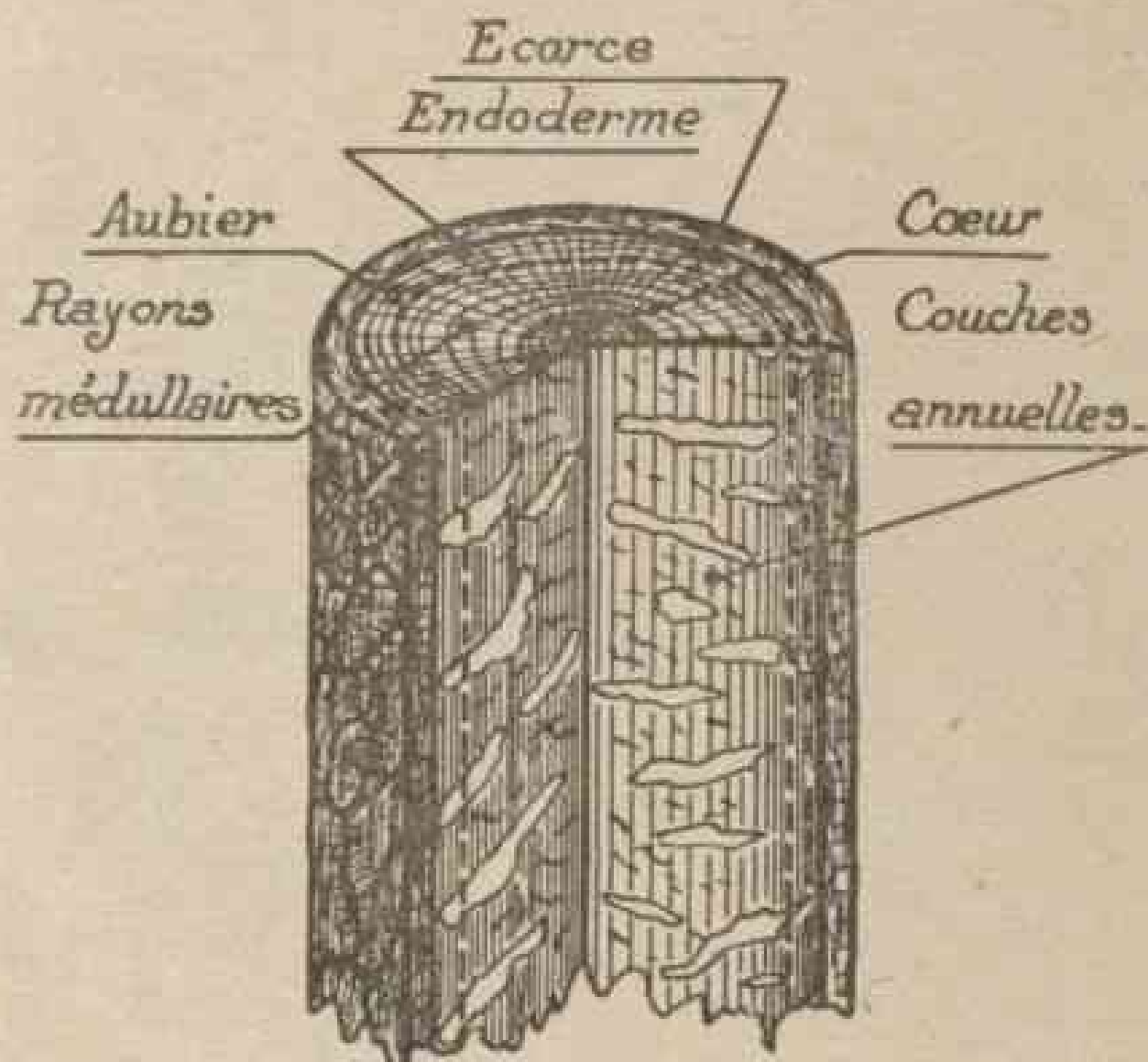


FIG. 81.

Ces *couches* sont dites *annuelles*, parce que, dans les climats tempérés, il s'en produit un par belle saison.

On constate également, à l'œil nu, sinon au microscope, des parties plus claires ou plus sombres que le fond. Dans les sections transversales, ces parties rayonnent de la périphérie vers le centre ; dans les sections radiales, elles se révèlent sous forme de bandes perpendiculaires à l'axe ; dans les coupes tangentielles, elles montrent leur section, qui est plus ou moins lenticulaire. On leur donne le nom de *rayons médullaires* ; ils sont formés de files accolées de cellules courtes, visibles au microscope. La masse du bois est faite également de cellules : les unes courtes, ce sont les *cellules*

du parenchyme, les autres allongées et alignées parallèlement à l'axe : ce sont les *vaisseaux* et les *fibres*.

Dans les *bois feuillus*, ces deux éléments existent séparément, nettement différenciés, les vaisseaux pour la conduction de la sève montante, les fibres pour servir de soutien.

Dans les *bois résineux*, il n'existe que des fibres remplissant ce double rôle qui portent le nom de trachéides. La sève venue des racines monte dans les feuilles par les vaisseaux ; elle se transforme dans les feuilles, puis redescend par l'écorce vivante. Sur son parcours, elle se répand dans l'aubier par l'intermédiaire des rayons médullaires, et les cellules du parenchyme emmagasinent les réserves alimentaires.

On voit que la classification en *feuillus* et *résineux* se fait à partir de la constitution même du bois ; on distingue, en outre, dans les feuillus, les *bois durs* et les *bois tendres*.

Les principales *essences* employées en aviation se répartissent dans le tableau suivant :

Bois feuillus	} Bois durs	{	Acacia, Chêne, Érable.
			Frêne, Hêtre, Merisier.
			Noyer, Orme, Platane, Bouleau, Tulipier.
Bois résineux	} Bois tendres	{	Acajou, Aulne.
			Peuplier ordinaire et grisard.
			Tilleul, Tremble.
	} Bois résineux	{	Epicéa ou spruce.
Pin d'oregon, pin sylvestre, de Weymouth (white pine).			
Sapin blanc.			



Qualités physiques des bois. — Les bois employés en aviation doivent être résistants, sains, sans nœuds ni défauts. Dans les feuillus à accroissements bien distincts, c'est le bois d'été qui contient le plus de fibres ; dans les résineux, ce sont généralement les fibres du bois d'été qui ont les parois les plus épaisses. Comme l'activité de la végétation provoque la formation surtout de bois d'été dans les feuillus et de bois de printemps dans les résineux, et comme il résulte de ce qu'on vient de voir que c'est le bois d'été qui est le plus résistant, on recherchera généralement en aviation les feuillus à larges couches annuelles et les résineux à faibles couches. Dans les feuillus

à couches peu distinctes, (bois homogènes) cette remarque perd beaucoup de son importance.

Chaque essence a sa coloration propre : une coloration anormale est l'indice d'irrégularité dans la croissance du bois ou d'altérations qui sont susceptibles de modifier ses propriétés.

De même les bois doivent avoir une odeur normale. Toute odeur plus ou moins fétide décèle des altérations. Les bois doivent être enfin exempts de défauts.

Les principaux *défauts* du bois sont :

Les *nœuds* morts ou vivants. Les nœuds proviennent de branches dont la base est englobée dans les accroissements annuels du tronc ; ils créent donc une déviation des fibres plus ou moins importante suivant le diamètre du nœud. La présence de nœuds n'est admise que si ces nœuds sont sains et d'un diamètre ne dépassant pas 3 millimètres.

La *fibres torse*. Dans les bois ayant la fibre torse, les fibres ne sont pas parallèles à l'axe. Toute déviation crée une amorce de rupture, car le bois, type des corps fibreux est très résistant axialement, mais beaucoup moins transversalement.

La *gélivure*, éclatement du bois suivant un rayon dû à l'influence de la gelée en cours de croissance.

La *lunure*, décollement de deux couches annuelles consécutives suivant un croissant dû à un manque de lignification sous l'influence du froid.

Les *frotures, blessures, cassures* de toutes sortes, les fentes de retrait (éclatement du bois pendant le séchage).

Les bois mis en œuvre doivent être également exempts de piqûres et trous de vers, ainsi que d'échauffures ou pourritures dues à l'action des champignons.

Enfin, les bois employés doivent être secs à l'air : pour l'humidité de nos climats, la teneur en eau des pièces mises en œuvre, ne doit pas dépasser 15 % du poids desséché à 110°, à l'exception toutefois des pièces qu'on veut cintrer.

En même temps qu'il sèche, le bois se rétracte, mais le retrait n'est pas le même dans toutes les directions. Il est, par exemple, de 0,1 % dans le sens axial, de 5 % dans le sens radial, de 10 % dans le sens tangentiel. Cette différence de retrait peut occasionner, pendant le séchage, des éclatements, dits fentes de retrait, ou le voile des pièces. A ce point de vue, il y a intérêt à débiter les pièces de bois de façon que le sens du plus fort

retrait soit celui de la plus petite dimension, c'est ce qui fait la supériorité des débits sur mailles ou sur quartiers.

Quoi qu'il en soit, le mécanisme du séchage est très important et mérite d'être étudié.

Séchage du bois. — Le bois fraîchement abattu renferme environ, la moitié de son poids d'eau, en moyenne :

- 57 % pour les résineux,
- 52 % pour les feuillus tendres,
- 42 % pour les feuillus durs.

Immergé, le bois peut contenir 100 à 200 % d'eau et plus.

Le meilleur séchage est le *séchage naturel*.

Le bois est d'abord abandonné à l'air libre en forêt. Il perd l'eau d'imbibition qui emplit l'intérieur des cellules pour ne conserver que l'eau de constitution. On dit que le bois se ressuie. La teneur en eau tombe, dans ces conditions, au voisinage de 35 %. A partir de ce moment, le bois perd à son tour l'eau de constitution jusqu'à équilibre hygrométrique avec l'air ambiant. Ce séchage est très lent, variable avec les essences ; sa vitesse de progression en profondeur est d'environ 1 centimètre par an, mais il a l'avantage de ne pas nuire aux propriétés mécaniques du bois.

Le *séchage artificiel* donne des bois de moins bonne qualité, mais il est indispensable dans les périodes de fabrication intensive. On commence généralement par détruire les matières albuminoïdes et organiques contenues dans les cellules qui, retenant l'eau énergiquement, retardent le séchage. Cette destruction se fait : soit par flottage ou immersion, soit par étuvage à la vapeur humide (5 jours à 110°).

On procède ensuite au *séchage proprement dit* dans des séchoirs à l'air sec et à une température variant entre 25 et 45° (15 jours à 2 mois).

Le bois est ensuite empilé à l'air libre sous toiture et on doit attendre trois mois avant de l'employer.

Qualités mécaniques des bois. Essais. — Les qualités mécaniques du bois sec à l'air ne peuvent être vérifiées que par des essais appropriés. Ce qui importe pour l'aviation, c'est la résistance à égalité de poids. La densité variant avec les essences et, dans une même essence, avec l'échantillon observé, le C^t Monnin, a été conduit à choisir un certain nombre de cri-

tères qui permettent de choisir l'essence la meilleure pour un travail donné, et dans une essence le meilleur échantillon.

En outre, les bois ne sont pas des matériaux isotropes; les formules de résistance qui s'appliquent aux métaux ne s'appliquent pas aux bois. Le C^t Monnin a également établi les formules qui permettent de passer de la fatigue d'une éprouvette à celle d'une pièce d'équarrissage quelconque.

1^o *Détermination du poids spécifique.* — Cette détermination se fait sur des éprouvettes en forme de cube de 2 centimètres de côté, avec le volumétre à mercure, système Breuil. Les éprouvettes sont cubées et pesées au même moment. Les mêmes éprouvettes servent à la détermination de l'humidité et du gonflement. La détermination de l'humidité se fait par différences de pesées: l'une à un état d'humidité quelconque, l'autre, après passage à l'étuve vers 110° jusqu'à poids constant. Le poids spécifique est corrigé pour donner sa valeur pour une teneur en eau de 15 %.

2^o *Essai de choc.* Cet essai se fait en rompant des éprouvettes, débitées dans le sens axial, avec un mouton pendule. Les éprouvettes ont 30 centimètres de long, et 2 centimètres d'équarrissage, la partie entre appuis est de 24 centimètres, l'effort est toujours dirigé dans le sens tangentiel. Si on appelle b le côté de base de l'éprouvette, et h son épaisseur fléchie, W le travail nécessaire à la rupture, le coefficient K de résilience est donné par la formule :

$$K = \frac{W}{bh^{10/6}}$$

et est constant pour un échantillon donné quel que soit l'équarrissage, la portée et l'humidité du bois (pour les écarts d'humidité du bois dit sec à l'air, c'est-à-dire 12 à 18 %).

Le chiffre $\frac{K}{D^2}$ quotient du coefficient de résilience par le carré de la densité s'appelle *cote de qualité dynamique*.

Pour les bois d'aviation, on doit avoir, au minimum, quelle que soit l'essence du bois : $\frac{K}{D^2} = 1$.

3^o *Essais de compression.* — L'essai le plus important est l'essai de compression axiale. Il se fait sur une éprouvette de 2 × 2 × 3 centimètres cubes. On détermine la charge de rupture C au centimètre carré. Le coeffi-

cient $\frac{C}{100 \times D}$ s'appelle *cote de qualité statique*. Il permet de choisir les échantillons d'une même essence. Cette cote doit être au minimum de : 8 pour les résineux, 7 pour les feuillus tendres et 6,5 pour les feuillus durs.

Le quotient $\frac{C}{100 \times D^2}$ s'appelle *cote de qualité spécifique*. Il permet de choisir l'essence la plus favorable. Cette cote doit être au minimum de : 15 pour les résineux, 12 pour les feuillus tendres et 9 pour les feuillus durs.

La résistance des pièces longues (mâts) est en relation avec la résistance des pièces courtes (éprouvettes) ; la formule de Rankine est seule applicable.

4^o *Essais de flexion*. Ces essais se font avec effort toujours dirigé dans le sens tangentiel, soit sur des éprouvettes de tous équarrissages avec une portée égale à 12 fois l'épaisseur fléchie, soit sur les éprouvettes de $2 \times 2 \times 30$ centimètres, comme pour l'essai au choc.

La formule ordinaire du travail à la flexion : $F = M \frac{V}{l}$ donnerait un taux de travail $F = \frac{3}{2} \frac{PL}{bh^2}$.

P étant la charge de rupture, L la portée, b la largeur et h l'épaisseur fléchie de l'éprouvette. Pour obtenir des résultats comparables pour tous les équarrissages, le C^t Monnin a établi qu'il fallait adopter la formule :

$$F = \frac{3}{2} \frac{PL}{bh^{10/6}}$$

Les minima admissibles du Cahier des Charges sont fixés par essences de bois.

Le rapport $\frac{F}{C}$ de la résistance à la flexion, à la résistance à la compression s'appelle *cote de ténacité*. Cette cote varie de 2 à 4 : on adopte une cote de 2 à 2,5 pour les bois à usages de mâts et 2,5 à 3 pour les bois à usage de longerons.

En outre, il peut être intéressant de rechercher, dans les bois soumis à des efforts de flexion, la raideur (mâts) ou la souplesse (longerons). Le rapport $\frac{L}{f}$ de la longueur à la flèche au moment de la rupture, pour

$L = 12 h$, s'appelle *cote de raideur*. Elle varie de 20 à 30 pour les feuillus et de 30 à 40 pour les résineux.

5° *Essais divers*. On essaye encore les bois au fendage, à la traction perpendiculaire aux fibres, à la dureté. Les spécifications du Cahier des Charges fixent des minima admissibles par grandes catégories de bois (résineux, bois durs, bois tendres).

Bois employés. — En combinant les nombreux résultats des essais le cahier des charges fixe les essences à employer dans un but déterminé :

1° *Bois pour mâts*. Les mâts travaillant au flambage, il y a intérêt à prendre des bois qui, à égalité de poids spécifique, résistent le mieux à la compression. Aussi emploie-t-on les résineux : épicéas, sapins et pins.

2° *Bois pour longerons*. — On recherche la meilleure résistance à la flexion ; aussi emploie-t-on en principe les bois feuillus et spécialement le frêne. Mais l'emploi des résineux est également avantageux en raison de leur faible densité.

3° *Bois pour pièces cintrées*. Les pièces cintrées se font en bois courbé et non chantourné ; elles sont assemblées à l'aide de joints le plus longs possible, collés et marouflés. On utilise spécialement le frêne, l'hickory, l'accacia, l'orme, le chêne.

4° *Bois pour hélices*. — On choisit pour les hélices des bois durs, faciles à coller, et ayant de faibles retraits. Ce sont : les acajous, les noyers, les cerisiers, les bouleaux, les hêtres, les platanes et les érables.

Bois contreplaqués

On appelle *contreplaqués* des feuilles constituées par la superposition de plusieurs plis, placages ou feuilletts de bois, obtenus par tranchage à plat ou par déroulage circonférentiel, et collés. Ces feuilletts sont en nombre impair (contreplaqués à 3, 5, 7, 9 plis) ; ils sont collés l'un contre l'autre sous pression à la caséine ou à la fibrine. Les fibres du bois sont croisés à angle droit d'un feuillet à l'autre. Le contreplaqué doit être obtenu sans dévers, sans ampoules ni rides, ni fibres tordues ; il ne doit exister aucun vide à l'intérieur des panneaux entre les différents feuilletts.

On choisit pour faire les contreplaqués des bois ayant une grande homogénéité de structure anatomique, une faible dureté en flanc et une faible densité. On utilise particulièrement les feuillus tendres : peuplier, tilleul,

aulne, okoumé, acajou. On utilise également quelques bois plus durs : tulipier, noyer, bouleau, cerisier, érable, frêne, platane et hêtre.

Les contreplaqués se font généralement en une seule essence ; cependant on les compose aussi parfois de deux essences différentes de bois.

Les épaisseurs de feuillet varient de 1 à 5 millimètres : leur nombre est moins égal à 3, peut atteindre 9 et même davantage.

En principe, les feuillets ont tous la même épaisseur : il en résulte que la résistance du contreplaqué est plus grande dans un sens que dans l'autre, l'épaisseur du bois ayant ses fibres dans un sens, étant supérieure à celle du bois ayant ses fibres dans le sens perpendiculaire. La différence est surtout sensible sur les contreplaqués à 3 plis. Il y aurait donc lieu, dans ces derniers panneaux, du moins, de donner au pli médian une épaisseur double de celle des plis extérieurs.

Caractéristiques et essais

1° *L'humidité* du contreplaqué doit être inférieure à 15 %. On la détermine en notant la différence de poids d'une plaquette avant dessiccation et après mise à l'étuve à 110° jusqu'à poids constant.

2° Les contreplaqués secs à l'air sont soumis à des *essais de pliage*. Le contreplaqué en trois épaisseurs doit pouvoir se plier sans rupture ni décollement dans le sens perpendiculaire au fil des plis extérieurs suivant une courbure d'un rayon égal à 100 fois son épaisseur.

3° *Essai physique de collage*. Les éprouvettes de contreplaqué sont immergées dans l'eau douce et courante pendant 10 jours, ou ébouillonnées dans l'eau à 100° pendant 6 heures. Elles sont ensuite desséchées à l'air libre jusqu'à l'humidité normale de 15 %. Aucun décollement ne doit se produire.

4° *Essai mécanique de collage*. — Cet essai se fait sur des éprouvettes de 15 centimètres de long sur 2 centimètres de large. Dans ces éprouvettes, un feuillet est coupé transversalement au milieu de la bande par une entaille de 5 millimètres de largeur et dont la profondeur atteint le plan de collage. Les autres feuillets sont de même, coupés, sur l'autre face de la bande, de deux entailles atteignant le même plan de collage. Ces deux dernières entailles sont disposées à 2 centimètres de part et d'autre de la première. On opère le décollement par traction à l'aide de griffes spéciales sur les rebords des 2 entailles extrêmes. La résistance du collage doit être d'au moins 14 kilogrammes au centimètre carré.

Le contreplaqué travaille bien au cisaillement, particulièrement quand il est disposé de façon que l'effort de cisaillement se trouve incliné à 45° sur la direction des fibres des feuilletts. C'est pourquoi les contreplaqués sont beaucoup employés dans la fabrication des barres de treillis des nervures en bois.

A cause de leur facilité à se former, on les utilise également pour faire des capotages, des revêtements de fuselages et même d'ailes.

Protection et stockage des bois

Le bois est une matière hygroscopique dont l'humidité propre s'équilibre avec celle du milieu ambiant. Ces variations d'humidité du bois entraînent une variation de son volume (gonflement), de son poids, de ses propriétés mécaniques statiques (ces propriétés diminuent quand l'humidité augmente). Les différences dans les retraits linéaires entraînent des gondolements et des voilements, des décollements des surfaces collées.

La question de l'isolement du milieu ambiant est liée à celle de l'emploi des bois. Toute pièce de bois doit être vernie, sur toutes ses faces, visibles ou invisibles, à l'aide d'un vernis imperméable à l'eau. Cette précaution est aussi indispensable dans la construction en bois que la protection des métaux contre l'oxydation dans la construction métallique. Cette précaution n'a pas toujours été observée ; les vernis employés sont souvent perméables, il y a sans doute là une raison importante des déformations constatées dans les avions en bois, soit stockés, ou ayant fait un long service. Le problème est particulièrement important en hydravation.

On a obtenu de bons résultats avec la bitumine et certains vernis au bitume. Des essais de goudronnage et de vernissage à la créosote ont également été expérimentés. Des résultats intéressants sont obtenus avec les vernis gras et les bakélites ainsi qu'avec les vernis à gomme synthétique récemment expérimentés sans qu'il apparaisse de différences marquées entre les deux types.

Les hélices sont toujours laquées suivant un procédé ancien. Des essais de vernis à gomme synthétique polymérisée à froid ont donné également de bons résultats.

COLLES

Les colles sont utilisées dans l'assemblage des différentes pièces de bois, constituant les longerons, les mâts, nervures, etc... Leur rôle est particulièrement important dans la fabrication des contreplaqués, ainsi que des hélices dont les différentes lames ne sont réunies entre elles que par l'adhérence de la colle.

1^o *Colles fortes.* — La colle forte dite colle de Lyon ou colle de Givet, est une colle à base de gélatine extraite soit des os, soit des cornes ou des peaux. Dans le 1^{er} cas, les os sont traités à l'acide chlorhydrique qui dissout les sels minéraux, puis à l'eau chaude qui dissout la gélatine. Dans le second cas, la gélatine est également dissoute à l'eau chaude, après traitement des peaux par la chaux pour enlever les matières grasses. La colle forte se présente sous forme de plaques ou de lamelles, transparentes, de couleur jaune clair. La colle de peau présente une meilleure résistance que la colle d'os et nécessite moins d'eau pour sa préparation.

Pour préparer la solution de colle forte, on fait macérer les bâtons de colle dans l'eau à la température ordinaire pendant 24 heures, dans la proportion de 100 parties de colle pour 150 parties d'eau. Puis on chauffe au bain-marie. La solution doit être d'odeur agréable et elle est d'autant meilleure qu'elle est plus visqueuse. Elle doit être employée autant que possible dans le cours d'une même journée de travail ; en tous cas, il faut éviter de mélanger la vieille colle avec la nouvelle. Les récipients et pinceaux doivent d'ailleurs être tenus propres pour éviter les altérations et moisissures. La colle forte s'emploie à chaud, entre 60 et 80° et plus le travail est important, plus la colle doit être employée chaude, dans les limites indiquées. Le collage doit se faire dans un atelier spécial, bien clos, et chauffé à une température constante voisine de 30° environ. Les pièces de bois à coller sont brettées, c'est-à-dire passées au rabot à dents fines poussé dans le sens des fibres du bois, puis chauffées à 40° au plus, soit au fer, soit à l'aide de tables chauffantes, de façon que la colle reste liquide jusqu'au serrage. Il ne faut pas chauffer le bois au-delà de 40° environ, car il absorberait l'eau de la colle et la sécherait trop vite.

Aussitôt après collage, les pièces sont énergiquement serrées et maintenues suivant le cas au moyen de chassiss, de serre-joints, de pointes ou de vis pendant 12 heures au moins. Mais il faut en outre attendre 24 à 48

heures avant de soumettre le tout à un effort quelconque. Les joints de collage doivent être aussi peu épais que possible. Après serrage, le joint est enduit de formol qui, en insolubilisant la gélatine, rend le collage plus résistant à l'humidité.

2° *Caséine*. — La caséine ou colle de lait tend à remplacer de plus en plus la colle forte en aviation. Elle a l'avantage de s'employer à froid, ce qui facilite le travail ; en outre employée mélangée avec de la chaux hydratée, elle devient après séchage rigoureusement insoluble et résiste de ce fait beaucoup mieux à l'humidité.

La caséine se présente sous la forme d'une farine fine, ou de préférence grenue, de couleur blanche ou très claire. Son odeur doit être agréable et non acide ; sa teneur en matières grasses doit être inférieure à 5 %, sa teneur en cendres, inférieure à 10 %, son humidité inférieure également à 10 %. La caséine ne s'emploie jamais seule. Elle est toujours mélangée avec de la chaux hydratée, destinée à l'insolubiliser rapidement, et avec des corps chimiques variés (fluorine, aluminate ou silicate et hydrate de soude) qui retardent cette insolubilisation en vue de prolonger le temps pendant lequel la colle, préparée ensuite avec de l'eau, reste utilisable, et assurent l'imputrescibilité des collages. Les mélanges peuvent être préparés à sec et sont aromatisés ou empoisonnés pour éloigner les insectes, ou les constituants peuvent être ajoutés séparément au cours de la préparation.

La colle, préparée dans le minimum d'eau doit être fluide, huileuse, sans grumeaux ; elle doit obligatoirement être employée dans le cours d'une même journée de travail.

3° *Fibrine*. — La colle à la fibrine (colle de sang) est avec la caséine la seule colle autorisée dans la fabrication des contreplaqués. Elle n'est d'ailleurs guère employée en aviation que pour cet usage.

Elle se présente sous forme de lamelles de couleur noire ayant une teneur en albumine d'au moins 80 %. Elle n'est jamais employée seule, mais additionnée de corps variés, généralement de chaux et d'ammoniaque et préparée à l'eau tiède.

Elle s'emploie généralement à chaud vers 70°. Le serrage se fait sous une pression de 3, 5 à 7 kilogrammes, par centimètre carré.

Pour les contreplaqués très minces, qui se tachent sous les applications de colle liquide, l'application se fait à froid et à sec sous forme d'un papier encollé d'avance, humecté et serré à chaud entre les deux plaquages

à coller, avec une pression de 10 à 14 kilogrammes pendant quelques minutes.

Autres colles. — Les colles de poisson (*colles liquides*) et les colles végétales (*colles à l'amidon*) peuvent être utilisées pour des collages secondaires, tel que celui des lattes de nervures par exemple. Mais, de qualité inférieure à la caséine et aux colles fortes, elles sont de plus en plus abandonnées.

Qualité des colles. — Les qualités d'une colle sont caractérisées par :
1^o son *adhérence*, c'est-à-dire son aptitude à coller deux matières semblables ou dissemblables.

2^o sa *ténacité*, c'est-à-dire, sa résistance à l'arrachement sous un effort quelconque.

3^o sa *conservation* et son *insolubilité*.

Ces qualités se vérifient au moyen d'essais mécaniques exécutés sur des éprouvettes que l'on essaye au décollement par traction ou par fendage.

En outre, on essaye tout spécialement la résistance physique des collages à l'humidité en immergeant dans l'eau pendant 48 heures des parties de bois collées qui ne doivent pas, après cette immersion pouvoir être détachées à la main, même par l'effort le plus violent.

Pour les contreplaqués, la durée d'immersion peut être portée à 10 jours.

La qualité prédominante d'une colle est, en effet, son *insolubilité* qui permet au collage de résister à l'humidité. C'est pourquoi la meilleure colle d'aviation est la caséine ; la colle forte peut être employée dans la fabrication des mâts, longerons, hélices, etc., à condition de badigeonner les joints au formol, mais cette précaution serait insuffisante dans les fabricatoin des contreplaqués en raison de leur grande surface de collage.

TOILES ET FILS

Les toiles employées en France pour les revêtements des ailes et des fuselages sont uniquement des toiles de lin.

Pendant la guerre, on a employé indifféremment des *toiles de lin*, de *coton* ou de *schappe de soie*.

Mais la schappe de soie, dont la résistance de 1.500 kilogrammes au mètre courant est inférieure à celle de la toile de lin, a l'inconvénient d'être

très coûteuse, de se conserver difficilement en stock et de perdre rapidement en service une forte partie de sa résistance. On peut admettre que cette perte atteint 50 % après 100 heures de vol. Aussi la soie est-elle complètement proscrite en France pour les entoilages.

La toile de coton peut avoir sensiblement la même résistance que la toile de lin à poids sensiblement égal, mais elle prend moins bien l'enduit. L'enduisage d'une toile de coton nécessite donc une plus grande consommation d'enduit et conduit pour le revêtement terminé à un poids final plus élevé.

Cependant, comme son emploi pourrait devenir nécessaire en cas de mobilisation faute d'approvisionnement suffisant de toile de lin, la toile de coton n'est pas rigoureusement interdite. Elle est en particulier employée pour les marouffages, et pour certains entoilages spéciaux moyennant une autorisation préalable. Les tissus de lin employés à l'entoilage des avions et hydravions sont des toiles décaties à l'eau chaude et non calandrées ni cylindrées. Ces toiles sont de deux types : type à moyenne résistance (M. R.) et type à haute résistance (H. R.), ce dernier type spécialement réservé aux avions très rapides comme les avions de chasse par exemple. Les indications de type MR ou HR sont d'ailleurs imprimées d'une façon indélébile sur les chefs de chaque pièce ainsi que le nom du fabricant et la marque de la toile, sa date de fabrication et la longueur de la pièce.

Les toiles employées doivent être exemptes de toute avarie, salissure ou défaut extérieur ; elles ne doivent avoir aucune odeur de moisi ni de farine aigrie ou fermentée. Leur largeur doit être au moins de 1 mètre, la longueur de la pièce d'au moins 70 mètres. Le nombre de fils au centimètre en chaîne ou en trame varie entre 28 et 32 mais dans une même pièce ce nombre doit être le même à deux unités près dans toute la surface de la pièce.

Les qualités de la toile sont vérifiées par un certain nombre d'essais.

1° *Pesée.* — Cette opération a pour but de déterminer le poids du tissu au mètre carré. A cet effet, on découpe dans la pièce au moyen d'un calibre deux éprouvettes en forme de carré de 2 décimètres de côté qui sont pesées immédiatement. Le poids au mètre carré moyen déterminé par cette pesée ne devra pas être supérieur à 165 gr. pour la toile type MR et à 200 grammes pour la toile type HR.

Les éprouvettes sont ensuite chauffées à l'étuve à 110° pendant 2 heures, puis ramenées à la température ordinaire, dans un dessiccateur et

pesées immédiatement après. Le poids au mètre carré moyen du tissu sec ne doit pas dépasser 150 grammes pour le type MR et 180 grammes pour le type HR.

2° *Essais de traction.* — A cet effet, on prélève dans la pièce 12 éprouvettes de 200 millimètres de longueur sur 60 millimètres de largeur, le sens de la longueur étant pris pour six éprouvettes suivant la chaîne et pour les six autres suivant la trame.

Ces éprouvettes sont convenablement effilochées, de manière à obtenir un faisceau de fils bien parallèles de 50 millimètres de largeur entre fils extrêmes. Les éprouvettes sont alors complètement immergées dans l'eau courante pendant deux heures, puis retirées, pressées à la main entre deux feuilles de papier buvard et essayées immédiatement après. A cet effet, l'éprouvette est placée entre les mordaches de la machine de traction ; les extrémités dépassant à peu près également de part et d'autre sont protégées par un feutre d'appui sur les mordaches, la distance entre mordaches étant de 100 millimètres.

Aucune éprouvette ne devra donner une résistance inférieure à :

100 kgs pour la toile type MR, ce qui correspond à une résistance de 2000 kgs au mètre courant
et à 150 kgs — type HR, — — — de 3000 kgs —

Les toiles sont essayées à saturation d'humidité, en raison de ce que leur résistance varie suivant leur degré de siccité. En particulier, à l'état d'emploi, la résistance des toiles est de 20 à 30 % inférieure à leur résistance après immersion. Cette différence est sensiblement compensée par l'accroissement de résistance conféré par l'enduit dont on revêt la toile une fois posée.

3° *Analyse chimique et examen microscopique.* — Ces opérations ont pour but de déterminer la nature de la fibre en chaîne et en trame et de rechercher la charge d'apprêt ainsi que les agents d'altération. La toile de lin ne devra contenir aucune fibre étrangère.

Le poids de l'apprêt ne devra pas excéder, sur la toile de lin décatie, le taux de 1,5 % du poids de la toile sèche.

L'analyse ne devra faire découvrir aucune trace de chlorure ni d'hypochlorite, ni de gélatine, ni d'acide, ni de suif, ni de paraffine.

A l'examen microscopique, la fibre de lin, après un traitement défini par le Cahier des Charges, se reconnaît à l'aspect caractéristique et régulier qu'elle doit présenter dans ces conditions.

Conservation des tissus. — La toile de lin s'altère et perd de sa résistance assez rapidement soit en service soit après un stockage prolongé.

On peut admettre qu'en service la toile de lin perd environ 25 % de sa résistance après 100 heures de vol. Cette diminution de résistance dépend évidemment de la façon dont l'avion est entretenu et abrité. Il faut en particulier éviter de laisser longtemps les appareils à l'action du soleil, qui altère le tissu.

Les tissus stockés doivent être conservés à l'état roulé dans des salles fraîches et sèches, à l'abri du soleil, d'une chaleur trop vive et de l'humidité. Ils devront en outre être vérifiés tous les six mois.

Fils. — Les fils employés pour la couture de la toile et pour le lardage sont également des fils de lin pur, écrus naturels, non glacés, retords ou câblés. Ils sont de deux sortes :

Le fil machine ordinaire pour couture des toiles et le fil à larder.

Le poids du fil machine ordinaire ne doit pas être supérieur à 20 grammes aux 100 mètres ; celui du fil à larder à 70 grammes aux 100 mètres.

Les fils sont également soumis à des essais de traction après immersion de deux heures dans l'eau courante. La moyenne des résultats obtenus sur 10 éprouvettes doit être au minimum de 3 kilogrammes pour le fil machine ordinaire et de 15 kilogrammes pour le fil à larder.

En outre l'examen microscopique ne doit déceler la présence d'aucune fibre étrangère.

ENDUITS ET VERNIS

Les enduits et vernis dont on recouvre les toiles d'avion servent :

- 1° à tendre la toile en lui maintenant une élasticité suffisante.
- 2° à augmenter la résistance de la toile (cette augmentation est d'environ 25 %).
- 3° à la rendre imperméable à l'eau, l'huile, l'essence.
- 4° à rendre sa surface parfaitement polie pour diminuer les frottements de l'air.

Enduits

Les enduits sont des solutions en proportions définies d'une matière plastique dans des solvants volatils appropriés. Par évaporation de leurs

solvants, ces enduits abandonnent sur la toile une pellicule élastique, qui doit avoir les qualités fondamentales suivantes :

- homogénéité et transparence.
- rétractibilité au moment de sa formation.
- élasticité, souplesse, et ténacité.
- imperméabilité.

1° *Produit solide.* — Seuls deux produits sont utilisés comme matière plastique : la nitrocellulose et l'acétocellulose.

La *nitrocellulose* qui permet l'utilisation des vieux films, donne une excellente pellicule et est très employée en Angleterre et en Amérique, mais à cause de sa grande inflammabilité qui rend sa manutention et son emploi dangereux, on n'utilise plus en France que l'acétocellulose, éther acétique de la cellulose $[C^6H^7O^2(CO^2CH^3)^3]$.

L'*acétocellulose* se prépare par action directe de l'anhydride acétique sur la cellulose pure (coton ou papier) en présence de l'acide sulfurique comme catalyseur. Elle se présente sous la forme d'une poudre grossière, ou de filaments amorphes ; elle est insoluble dans l'eau, qui la précipite, mais est soluble notamment dans l'acétone, l'acide formique, les formiates de méthyle et d'éthyle, les phénols, les alcools benzyliques. L'acétocellulose entrant dans la composition d'un enduit doit être complètement soluble dans l'acétone dans la proportion de 8% ; sa teneur en eau ne doit pas dépasser 6 %, enfin elle ne doit surtout contenir aucune trace d'acide libre ou d'acide sulfurique combiné à l'état d'éthers mixtes de cellulose. Pour s'en assurer, on dissout 5 grammes d'acétocellulose dans 20 centimètres cubes d'acide nitrique ; on chauffe légèrement pour amorcer la réaction ; quand celle-ci est calmée, on chauffe 2 heures au bain-marie. On étend à 200 centimètres cubes avec de l'eau distillée, on filtre et on précipite l'acide sulfurique par le chlorure de baryum. La teneur totale en acide sulfurique combiné ou non ne doit pas dépasser 0,6 %.

2° *Dissolvants.* — L'acétocellulose n'est jamais dissoute dans un seul solvant, mais dans un mélange convenablement dosé de dissolvants différents. On emploie en général un mélange de trois liquides, ayant des vitesses d'évaporation différentes, dosés dans les proportions suivantes :

- un *solvant léger* (ébullition de 50 à 60°) — 40 à 65 %.
- un *diluant* (ébullition de 80 à 115°) — 20 à 40 %.
- un *solvant lourd* (ébullition de 150 à 200°) — 4 à 10 %.

Le *solvant léger* employé seul, s'évaporant vite, donnerait une sur-tension de la pellicule, pouvant entraîner, soit des déformations, soit même des déchirures de la toile.

Le *solvant lourd* a pour but d'éviter cet inconvénient, mais s'évaporant le dernier, il ne doit pas être miscible à l'eau, pour éviter toute précipitation d'acétocellulose, ce qui enlèverait à la pellicule son homogénéité et sa transparence. Enfin, le *diluant*, employé dans un but d'économie, est un liquide, d'un prix de revient peu élevé qui ne dissout pas nécessairement l'acétate de cellulose, mais qui n'en précipite pas les solutions normales ; il permet d'économiser le solvant léger, de diluer la solution d'acétocellulose et de l'amener au degré de viscosité voulu.

Tous ces liquides doivent être neutres et ne contenir ni chlore, ni acides libres susceptibles de détériorer la toile

On emploie en général :

a) *comme solvants légers* :

l'acétone $\text{CH}^3\text{CO.CH}^3$

l'acétate de méthyle $\text{CH}^3.\text{CO.O.CH}^3$

le formiate d'éthyle $\text{H.CO.O.C}^2\text{H}^5$.

b) *comme solvants lourds* :

l'alcool benzylique,

le phénol,

ou le phosphate de triphényle.

c) *comme diluants* :

les alcools méthyliques et éthyliques et le benzène.

La formule standard adoptée en France est la suivante.

acétocellulose : 80,

solvant lourd : 30 à 40.

solvants légers

et diluants : 890 à 880

avec une des compositions suivantes pour les solvants légers et diluants :

Solvants légers et diluants

ACÉTONE	ACÉTATE DE MÉTHYLE	FORMIATE D'ÉTHYLE	ALCOOL	BENZÈNE
410			230	250
	513		127	250
		455	185	250

La densité moyenne des enduits est de 0,9 à 0,95. Le poids moyen d'enduit employé par mètre carré de toile est de 1 kilogramme pour 3 couches ; le poids correspondant d'acétocellulose déposé est compris entre 60 et 70 grammes au mètre carré. L'augmentation de résistance à la rupture conférée à la toile après l'enduisage est de 25 à 30 % de la résistance primitive de la toile.

L'imperméabilité de la pellicule se constate en étalant de l'huile de lin sur la toile enduite : en cas de pénétration des mailles du tissu, il se forme des taches transparentes.

Vernis

L'acétocellulose est hygroscopique et gonfle au contact de l'eau ; il est donc nécessaire de protéger la pellicule qui, sans cela, se ramollirait aux intempéries, ce qui déterminerait des distensions de la toile.

On a cherché à utiliser comme vernis une quatrième couche d'enduit, mais ce procédé, sans donner de résultats très satisfaisants, conduit à des surtensions de la toile. On a fait également des vernis à la nitrocellulose dont la pellicule n'est pas hygroscopique, mais ces vernis ne sont plus employés en raison de l'inflammabilité de la nitro-cellulose.

On n'emploie plus en France que des vernis gras incolores, constitués par un mélange d'huile de lin, d'huile de bois de Chine, de gomme, de siccatifs et de solvants légers.

Le vernis doit être limpide et ne donner lieu à la formation d'aucun dépôt. Coulé sur une plaque de verre, il doit donner une pellicule transparente, souple et adhérente, ne blanchissant pas par immersion de 24 heu-

res dans l'eau et ne se fendillant pas lorsqu'on la porte 24 heures à 80°.

Les vernis gras ne suffisent pas à protéger parfaitement la toile sous les climats humides et chauds comme aux colonies. On essaye actuellement des vernis à base de gomme synthétique (bakélite-isolémail) dissoute dans l'alcool. (La gomme synthétique est un produit de condensation du formol avec le phénol.) Les premiers essais ont jusqu'ici donné toute satisfaction. L'enduisage se fait alors de la façon suivante : une couche de vernis à la bakélite à même la toile, trois couches d'enduit et une nouvelle couche de vernis, au total quatre couches au lieu de trois.

Vernis sur bois - 1 couche vernis gras - 3 couches vernis au formol } 180 gr par m²

Enduisage - Vernissage

L'application des enduits et vernis se fait à raison de trois couches d'enduit et d'une couche de vernis. L'enduisage doit se faire dans des ateliers dont la température doit être maintenue au moins égale à 15° et dont l'atmosphère doit avoir un degré hygrométrique aussi faible que possible. L'enduisage se fait à la brosse, les plans étant disposés soit horizontalement sur des chevalets, soit verticalement sur des châssis verticaux.

On n'applique une nouvelle couche que quand la précédente est sèche : avant de passer la couche de vernis, on lisse au préalable les surfaces avec un tampon imbibé de solvant.

Pour donner aux entoilages les couleurs de camouflage convenables (blanc, bleu, kaki, etc.), on a beaucoup employé pendant la guerre des vernis pigmentés composés de matières colorantes minérales.

Mais l'emploi de ces vernis présente de multiples inconvénients et a été, par la suite, abandonné. Actuellement, on obtient la coloration voulue par deux couches d'enduit coloré entre la première d'enduit incolore et la dernière couche de vernis gras incolore ordinaire.

Les enduits colorés se préparent en deux phases : les pigments minéraux sont tout d'abord mélangés et broyés avec le solvant lourd jusqu'à consistance d'une pâte liquide, et la pâte ainsi obtenue est diluée dans la solution incolore d'acétate de cellulose.

Récupération des solvants. — On a vu que sur 1 kilogramme d'enduit déposé sur la toile, 60 à 70 grammes seulement restaient sous forme de pellicule, la différence représentant le poids des solvants évaporés. Étant

donné le prix élevé des produits utilisés comme solvants, la récupération présenterait un gros intérêt. Cette récupération nécessite :

1° la *captation des vapeurs* entraînées à cet effet par une circulation d'air.

2° la *récupération proprement dite* qui peut se faire, soit par condensation (méthode des poudreries) soit par absorption (absorption au crésol. Procédé Bréziat).

Une installation suivant le procédé Bréziat fonctionnait en 1916 aux usines Voisin ; mais malgré son intérêt, la récupération des solvants n'est pas faite actuellement dans les usines d'aviation, en raison du prix élevé de l'installation nécessaire et du petit nombre d'avions construits depuis la fin de la guerre.

CAOUTCHOUC

Le caoutchouc s'extrait de la sève de certains végétaux de la flore tropicale. Cette sève, appelée latex, laisse déposer le caoutchouc par coagulation. Le caoutchouc pur possède la propriété de se coller à lui-même, ce qui le rend très facile à travailler ; mais il est indispensable de faire disparaître cette propriété, une fois terminée la fabrication des objets en caoutchouc. On y arrive par la vulcanisation qui a en outre l'avantage de conserver à la gomme son élasticité qui, sans cela, disparaît très vite. Cette opération consiste à ajouter du soufre à la gomme, en général à chaud : le soufre se combine au caoutchouc dans la proportion de 1,5 %, le surplus restant à l'état libre.

Le caoutchouc est utilisé en aviation dans la fabrication des extenseurs, des pneumatiques et chambres à air, et de tuyaux spéciaux appelés durites.

Extenseurs

Les extenseurs ou sandows sont employés comme liens élastiques, notamment pour relier les essieux aux châssis d'atterrissage et la béquille au fuselage.

Ils sont constitués par des fils de gomme réunis en paquet dans un guipage de coton.

Les fils doivent être continus dans toute la longueur de la pièce.

La gomme employée doit être du para pur et ne contenir aucune addition autre que le soufre de vulcanisation ajouté dans la proportion de 3 % dont la moitié seulement se combine.

Les fils se préparent de la façon suivante : les feuilles de para sont calandrées à l'épaisseur voulue, puis vulcanisées. Elles sont ensuite enroulées sur un cylindre avec interposition de talc et recouvertes d'un vernis pour permettre à la scie de faire une fente d'attaque plus nette. Le sciage se fait au tour par tranches d'épaisseur égale à celle de la feuille puis on plonge les fils dans un bain d'alcool qui dissout le vernis et le soufre en excès.

Les fils obtenus ont une section carrée ; la dimension adoptée pour les fils servant à faire les sandows est de 1 millimètre de côté environ (fils n° 24-21 fils au pouce).

Essayés à la traction, ces fils prennent, sous un effort de 500 grammes, un allongement voisin de 600 % ; l'effort de rupture est en moyenne de 1.000 grammes pour un allongement de 100 %. Ces caractéristiques minima sont d'ailleurs dépassées avec les gommes américaines. La maison *Villars et Doron* en particulier utilise des gommes qui donnent jusqu'à 800 % d'allongement sous une charge de 500 gr.

Pour fabriquer l'*extenseur*, on enroule sur un rouleau, un paquet de fils en nombre variable suivant le diamètre du sandow, et on le soumet à une traction pendant que l'on tisse sur le cordon ainsi tendu, d'abord une première gaine en coton écru, puis une seconde en coton teinté.

De cette façon, le caoutchouc conserve à l'intérieur de ses deux gaines une certaine tension initiale, moins forte, il est vrai, que celle réalisée sur le métier.

La qualité d'un extenseur dépend du soin apporté à sa fabrication ; il importe en particulier que tous les fils du cordon aient la même tension sinon, sous un effort de traction, le sandow se romperait plus facilement, les brins, les plus tendus cédant les premiers.

La *qualité* des extenseurs est contrôlée par des essais de traction. Ces essais se font sur des échantillons de 32 centimètres de long, sur lesquels on trace deux repères à 20 centimètres de distance. L'échantillon est ensuite serré fortement entre les mâchoires d'une machine de traction, ses extrémités débordant légèrement. On étire d'une façon continue jusqu'à produire un allongement de 100 %. Aucun craquement, indice de rupture de quelques fils de tresse ou de quelques brins de caoutchouc ne doit être entendu. Après trois tractions successives et un repos de 10 minutes, la

distance entre les repères doit être revenue à 20 centimètres avec une tolérance en plus de 2 millimètres.

Les *dimensions* des extenseurs sont standardisées et leurs caractéristiques sont définies par :

- 1° la tension en kilogrammes donnant un allongement de 100 %.
- 2° le nombre de fils de gomme n° 24 constituant l'extenseur.
- 3° le poids au mètre linéaire en grammes.
- 4° le diamètre approximatif du sandow.

Pneumatiques et chambres à air

Les *pneumatiques* d'avion travaillent peu au frottement, contrairement aux pneumatiques de voiture ; mais ils doivent plutôt résister à l'écrasement au moment de l'atterrissage. Aussi le caoutchouc employé dans leur fabrication doit-il être d'excellente qualité et être particulièrement riche en gomme. Les pneumatiques sont constitués par une âme formée de toiles enduites de dissolution et noyées dans de la gomme.

Les *chambres à air* sont faites dans des feuilles de para très souple que l'on enroule sur des mandrins enduits de talc et ayant la section du futur pneumatique. La feuille est alors coupée, et les lèvres rapprochées et soudées avec un peu de dissolution. On obtient ainsi un tube que l'on vulcanise à 130° ; après vulcanisation le tube est coupé à la longueur voulue, on manchonne entre elles les deux extrémités libres et on pose alors
... ve re.

Les pneumatiques et les chambres à air sont essayés ensemble, montés sur la roue. On les essaye à l'écrasement et au choc.

Tubes durites

On donne le nom de durites à des tuyaux spéciaux de caoutchouc utilisés pour faire les raccords dans les canalisations d'alimentation des moteurs.

Ces tuyaux sont constitués :

- 1° par une robe intérieure en matière caoutchoutée spéciale.
- 2° par un certain nombre de plis de toile de coton caoutchoutée (2 à 4 plis suivant le diamètre de la durite).
- 3° par une robe extérieure identique à la robe intérieure.

Ces tuyaux doivent être fermes, souples, homogènes et parfaitement vulcanisés.

Leur souplesse se vérifie par des essais de pliage. Après 10 pliages à 180° en une minute pour les tubes d'un diamètre inférieur à 10 millimètres, ou 10 pliages à 90° en une minute pour les diamètres supérieurs, les robes internes et externes ne doivent présenter ni criques, ni fissures, et les toiles ne devront être ni décollées, ni ondulées.

Le caoutchouc employé pour leur fabrication doit être de la gomme de bonne qualité : l'emploi de caoutchouc régénéré, de factices ou de matières bitumeuses est interdit.

CHAPITRE III

DÉTAILS DE CONSTRUCTION DES DIFFÉRENTES PIÈCES D'AVIONS

I. — VOILURE

L'aile. — Les différents éléments qui entrent dans la structure d'un appareil volant ont été décrits au point de vue de leur forme et de leur emplacement dans le chapitre relatif à la constitution générale des avions. On examinera maintenant la façon dont ces différentes pièces sont réalisées dans la construction actuelle.

L'aile, élément constitutif principal de toute voilure d'avion, se compose en général, comme il a déjà été dit, d'une charpente intérieure recouverte d'un revêtement fixé à des nervures ou à tout autre dispositif susceptible d'assurer le profil.

Dans le cas le plus général, la charpente intérieure est une poutre constituée par des longerons en nombre variable, deux le plus souvent, réunis par des entretoises et croisillonnés par un haubannage approprié. Les nervures sont enfilées sur les longerons et reliées entre elles à l'avant par une pièce de renforcement qui constitue le bord d'attaque, à l'arrière par une pièce mince, latte ou corde à piano formant le bord de fuite. A ses extrémités, bord extrême de la voilure, bord de fixation au fuselage, l'aile doit être renforcée de façon à résister à la tension de la toile : à cet effet la dernière nervure sur laquelle se fixe la toile et qui n'est soumise à sa tension que d'un seul côté est une nervure spéciale, plus résistante que les autres, généralement une nervure caisson dont

on donnera plus loin la description. Dans les ailes dont le bord extrême est aminci, ce bord est constitué par une pièce de renforcement prolongeant le bord d'attaque et de même constitution que la pièce qui réunit tous les becs avant de nervures.

1^o Longerons et faux-longerons.

Avant d'aborder la construction des longerons, il est utile de rappeler à quels efforts ils doivent résister.

La charge répartie sur l'aile, due aux réactions de l'air, peut se décomposer en un effort de traînée dans le plan de l'aile et dans un effort de sustentation perpendiculaire au plan de l'aile. Suivant le cas de vol envisagé et la position correspondante de la résultante des actions de l'air, ce dernier effort décomposé en deux forces parallèles à l'aplomb des longerons, donne un effort toujours dirigé vers le haut pour la poutre arrière, et un effort tantôt dirigé vers le haut, tantôt dirigé vers le bas pour la poutre avant.

Dans un biplan ordinaire par exemple, si on décompose la résultante des actions de l'air sur l'aile, suivant le plan de l'aile et le plan des mâts, les *efforts de traînée* soumettent les longerons à des efforts de flexion dans le plan de l'aile et à des efforts de compression ou de tension dus à la constitution en treillis de la poutre d'aile. Ces efforts sont en général assez faibles, soit que l'on envisage le calcul de la cellule pour le vol horizontal à divers angles d'attaque, soit même que l'on fasse le calcul pour le piqué à la vitesse limite à cause du faible facteur de charge imposé par les règlements. En outre les longerons ont des appuis plus nombreux dans le plan de l'aile que dans le plan des mâts à cause de la présence des entretoises, ce qui a pour effet de réduire encore les efforts de flexion dans les différentes travées.

Les efforts dans le plan des mâts, de beaucoup les plus importants dans tous les cas de calculs, donnent naissance à des efforts de flexion dans le plan des mâts et à des efforts de tension ou de compression dus à la réunion des mâts et des haubans formant poutre en treillis.

Dans les monoplans à haubannage, les efforts dans le plan de l'aile sont les mêmes que pour un biplan. En outre les longerons supportent des efforts de flexion dus à la poussée et la présence du haubannage introduit un effort de compression dans le longeron arrière, un effort

de compression ou de tension dans le longeron avant suivant les cas de calculs envisagés.

Enfin, dans les monoplans à ailes rigides, les efforts de poussée font travailler les longerons à la flexion simple.

On voit donc que les longerons sont des pièces appelées en général à supporter simultanément des efforts de flexion et de compression combinées, donc particulièrement sujettes à flamber.

Enfin tous les longerons supportent des efforts de flexion dans deux plans sensiblement perpendiculaires, mais les efforts dus à la poussée sont beaucoup plus considérables que ceux dus à la traînée aussi doivent-ils présenter une section ayant un grand moment d'inertie surtout par rapport à son axe situé dans le plan de l'aile.

a) Longerons en bois. — Les longerons étant comme on vient de le voir soumis à des efforts de flexion et de compression combinés, on choisit pour les faire des essences de bois ayant une bonne cote de ténacité $\frac{F}{C}$ variant de 2,5 à 3. On recherchera également de la souplesse et

par conséquent une cote de raideur $\frac{L}{f}$ élevée.

En principe ce sont les essences feuillues et notamment le frêne qui répondent le mieux aux qualités exigées. Toutefois pour des raisons d'économie on adopte fréquemment des bois résineux meilleur marché tels que les épicéas : spruce rose, spruce blanc ou épicéas d'Europe, les sapins : sapin blanc de Suisse ou sapin de Douglas, enfin le pin sylvestre ou sapin rouge du Nord. Ces bois doivent être de bonne qualité, sans nœuds ni défauts. Les essences résineuses auront un *grain* (largeur de l'accroissement annuel) de $5^m/m$ au maximum, une texture (proportion de bois d'été comparé à la largeur totale de l'accroissement annuel de 20 % au maximum et la régularité du grain sera d'au moins 33 %.

Les essences feuillues auront un grain minimum de $2^m/m$, une texture de 66 % au maximum et une régularité de grain de 50 %.

Il y a deux types généraux de construction pour les longerons en bois : la construction en bois toupillé, la construction en boîte ou caisson.

1° Longerons toupillés. — Les longerons en bois toupillé ont une section en forme d'I ou de double T de façon à obtenir pour un minimum de poids le plus grand moment d'inertie possible. Les évidements donnant la forme de la section sont obtenus à la toupie. Si le longeron n'est ni

trop haut ni trop épais, on le prend dans un seul madrier que l'on dégauchit et que l'on toupille ensuite à la section voulue. Mais souvent les di-

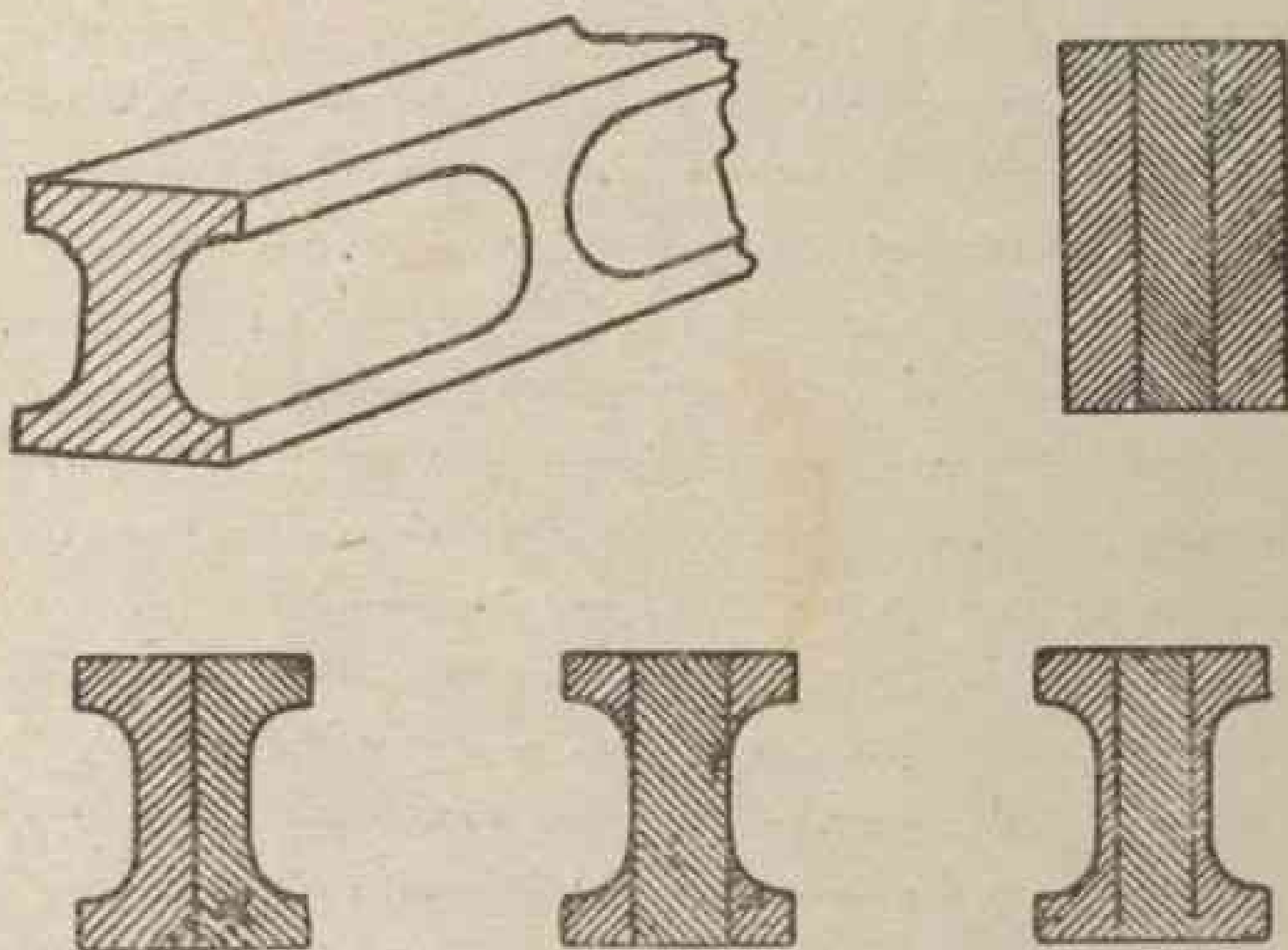


FIG. 84.

mensions du longeron sont telles qu'il ne serait pas possible de les tailler dans une seule planche. On les découpe alors dans un madrier constitué par deux ou trois planches mises de champ et collées ensemble de façon à obtenir par exemple une des combinaisons de la figure n° 84. Cette façon de faire est d'ailleurs la plus fréquente car elle est plus économique puisqu'elle permet d'employer des planches plus faciles à approvisionner sans défauts et meilleur marché que des madriers de grande dimension. Le longeron obtenu est aussi solide que s'il était fait d'une seule pièce lorsque les collages ont été bien exécutés. Le collage se fait à la colle forte ou mieux à la caséine ; il se fait à plat et il est inutile de faire des rainures de collage ou des joints qui occasionnent des pertes de bois et de main-d'œuvre inutiles, la surface de collage étant suffisante pour obtenir une bonne adhérence des éléments assemblés.

Le toupillage n'est pas continu ni uniforme sur toute la longueur du longeron. L'épure des efforts du longeron, résultant du calcul de résistance des matériaux, permet de faire varier l'importance du toupillage en hauteur et en profondeur de façon à maintenir un taux de travail du bois sensiblement constant sur toute la longueur du longeron. En particulier on arrête le toupillage et on conserve la section rectangulaire aux endroits supportant le maximum d'effort. On fait de même à l'aplomb

des mâts et des entretoises d'ailes, de façon à compenser les trous de passage des boulons servant à la fixation des ferrures qui, en diminuant la section, affaibliraient le longeron à cet endroit.

Dans le sens de l'envergure, les longerons ont généralement une hauteur et une largeur constante, seules la profondeur et la hauteur du toupillage variant avec l'importance des efforts. Il ne faudrait d'ailleurs pas adopter la construction en bois toupillés pour des longerons ayant une hauteur variable suivant l'envergure. Les fibres du bois ne seraient en effet pas continues sur toute la longueur du longeron et la résistance de la pièce serait très diminuée. A l'extrémité de l'aile seulement, et il n'y a alors pas grand inconvénient car les efforts sont faibles, on diminue souvent la hauteur du longeron progressivement jusqu'à zéro, dans la portion correspondant au porte à faux de l'aile ; mais, même dans cette partie, on conserve généralement la largeur de la pièce.

En raison de leur longueur, il est généralement impossible de faire les longerons d'un seul morceau et on est conduit à faire des *joints* ou *entures*. Contrairement à ce qui se fait souvent, leur emplacement ne doit pas être choisi aux pieds de mâts ; il doit être toujours en des points où



FIG. 85.

le moment fléchissant est nul ou minimum. Ils se font en taillant les extrémités des portions de longerons à réunir en biseau suivant une pente de $1/7$ à $1/10$. Le biseau doit être taillé de telle façon que le joint se fasse dans la hauteur du longeron et non dans sa largeur. Après collage, on renforce le joint en le marouflant au moyen d'une bande de toile enroulée et collée autour du longeron. Ce renfort n'est toutefois pas suffisant car, si bien que soit fait le collage, il risque cependant de perdre de son efficacité au bout d'un certain temps de service ou de stockage. Aussi est-il prudent de renforcer encore le joint, soit à l'aide de deux plaquettes d'acier fixées aux semelles par des boulons, ou, mieux, par des colliers de serrage qui permettent d'éviter d'affaiblir la section du longeron par le passages des boulons.

Enfin, dans une même aile, on évitera de faire les entures des longerons avant et arrière dans une même travée.

La fabrication d'un longeron se fait de la manière suivante : On le débite ainsi qu'il a été dit dans des plateaux de bois soit d'une seule pièce soit en planches collées auxquels on donne à la dégauchisseuse la section maxima, généralement rectangulaire, du longeron. On trace ensuite les parties à toupiller fixées sur le dessin en se servant de l'épure des efforts et en tenant compte des réserves indiquées plus haut et on passe le longeron aux différentes toupies pour obtenir la section désirée.

On termine alors avec les instruments habituels de menuiserie : rabot, gouge et guimbarde. Enfin après l'avoir soigneusement poli au papier de verre, on recouvre le longeron d'un vernis destiné à le mettre à l'abri de l'humidité et à empêcher par conséquent ses déformations.

Les sections en forme de double T, si elles ont un grand moment d'inertie par rapport à l'axe perpendiculaire à l'âme, n'ont par contre qu'un faible moment d'inertie par rapport à leur axe de symétrie. Les longerons ayant une telle section résisteraient mal aux efforts de flexion dans le plan de l'aile qui, quoique faible, ne sont pas négligeables surtout dans les avions de grandes dimensions ou d'indice d'essai statique élevé.

Par contre il est aisé, à poids égal, de constituer un longeron ayant le même inertie transversale tout en améliorant beaucoup le moment d'inertie dans la direction perpendiculaire. Il suffirait pour cela de scier par le milieu un longeron de section en double T ; on obtiendrait ainsi, en accollant les deux U résultant leurs âmes à l'extérieur, un caisson ayant la même surface de section et le même poids que le longeron primitif mais ayant un plus grand moment d'inertie dans le plan de l'aile.



FIG. 86.



FIG. 87.

Ces longerons se font en deux parties travaillées isolément comme un longeron toupillé en double T. L'importance du toupillage est également définie par l'épure statique des efforts et la section reste pleine aux endroits soumis aux efforts maxima ainsi qu'aux aplombs des mâts et des entretoises. Le collage des deux parties constituant le longeron

doit être fait avec le plus grand soin. Pour augmenter la surface de collage on assemble les deux parties à coller au moyen d'une languette en bois dur également collée. En outre on maroufle le longeron au moyen d'une bande de toile enroulée et collée : ce marouflage peut être fait sur toute la longueur du longeron ou seulement aux endroits les plus fatigués.

Pour empêcher la pièce de se voiler ou de se déformer sous l'influence de l'humidité, il est nécessaire de protéger le bois par un vernis aussi bien intérieurement qu'extérieurement. Quand les dimensions du longeron sont telles qu'il ne soit pas possible de le faire en deux morceaux seulement, on peut le constituer, comme pour les longerons en double T, en plusieurs éléments collés et adopter une combinaison du genre de celles indiquées fig. 87.

Pour l'exécution des joints ou entures, dans le sens de l'envergure, les différents éléments s'assemblent exactement comme pour le cas des longerons en double T par des joints en sifflet collés et marouffés.

Les joints se font aux points de moment fléchissant nul ou minimum et on conserve à cet endroit au longeron sa section pleine. Il y aurait également avantage, au point de vue de la conservation, à renfoncer les joints par des colliers de serrage ou des contreplaques d'acier boulonnées sur les semelles.

2° *Longerons caissons*. — On réserve plutôt le nom de longerons caissons ou en boîte, à des longerons de section rectangulaire obtenus par collage de planches ou de feuilles de contreplaqué ainsi qu'il va être dit plus loin.

Le toupillage n'est pas en effet sans inconvénients. Il permet en principe de faire varier les sections en chaque point du longeron en fonction de l'effort correspondant donné par l'épure statique. Mais si ceci est exact pour les semelles, il n'en est pas de même pour les âmes. Celles-ci travaillent, en effet, principalement à l'effort tranchant, et comme le bois travaille mal dans ce sens, on est conduit à conserver une épaisseur importante aux âmes et le poids du longeron se trouve augmenté de ce fait. Pour des avions de grandes dimensions en particulier, l'adoption de longerons toupillés conduirait à des poids excessifs.

D'un autre côté si la fabrication des longerons toupillés est facile et peu coûteuse en main-d'œuvre, elle a l'inconvénient de conduire à de grosses pertes de bois et de ne pas permettre l'utilisation des pièces de bois de petites dimensions. Elle est donc de ce fait assez coûteuse à

cause de la qualité des matières premières qu'elle nécessite. Aussi cette construction n'est-elle plus guère employée que pour des appareils de petites dimensions et lui préfère-t-on la construction en longerons caissons constitués de la façon suivante :

Le caisson est obtenu par l'assemblage de deux *semelles* en frêne ou en spruce et de deux *âmes* en même bois ou plus souvent en contreplaqué qui travaille bien à l'effort tranchant. Comme les longerons sont des pièces travaillant à la flexion, une des semelles est comprimée, l'autre tendue. Autrefois, lorsque les avions n'étaient calculés que pour l'essai statique, on avait coutume d'adopter une épaisseur plus forte pour les semelles inférieures que pour les semelles supérieures. En effet, dans cet essai, tel qu'il était fait avec les anciennes réglementations techniques, les longerons avant et arrière étaient indifféremment chargés de bas en haut ; en conséquence toutes les semelles supérieures étaient tendues, toutes les semelles inférieures comprimées et comme le faux de travail du bois est plus élevé lorsqu'il travaille à la tension qu'à la compression, il était logique de faire les semelles comprimées plus épaisses que les semelles tendues.

Maintenant que les avions sont calculés pour des cas extrêmes de vol correspondant au piqué limite, et aux positions extrêmes avant et arrière du centre de poussée, seul les longerons arrière sont toujours soumis à des efforts dirigés de bas en haut tandis que les longerons avant travaillent alternativement dans les deux sens. Il en résulte que pour ces dernières on est pratiquement conduit à donner la même épaisseur aux deux semelles.

Les semelles peuvent être prises dans une seule planche ou être construites en lamelles. Dans ce dernier cas toutes les lamelles doivent être fabriquées avec le même bois et, bien entendu, elles doivent avoir toutes leurs fibres parallèles et disposées dans le sens de la longueur du longeron.

Les âmes peuvent être également prises dans une planche mais, comme leur rôle est de résister aux efforts tranchants, il vaut mieux les faire en contreplaqué qui travaille bien à ce genre d'efforts.

L'assemblage des âmes aux semelles se fait par collage avec ou sans enture. Mais le procédé le plus simple et qui a l'avantage de permettre l'inspection facile du joint consiste à coller simplement les âmes au bord des semelles, en s'arrangeant de façon à ce que la hauteur de la surface collée sur la semelle soit d'au moins deux fois l'épaisseur de l'âme. Le col-

lage se fait à la colle forte ou plutôt à la caséine qui résiste mieux à l'humidité. La qualité du collage dépend de l'efficacité du serrage pendant

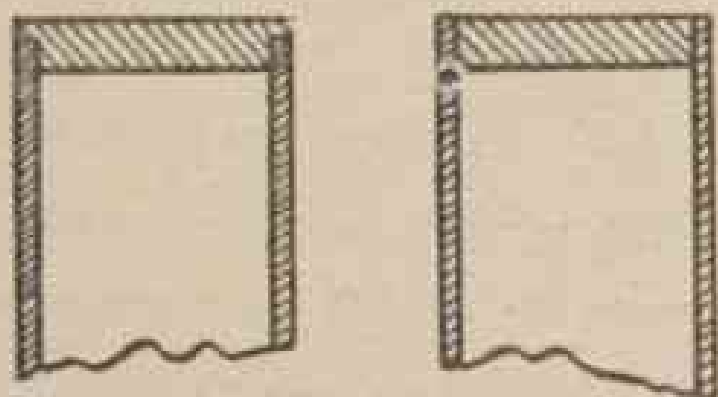


FIG. 88.

que la colle sèche. Lorsqu'il est possible d'exercer à l'aide de serre-joints une pression uniforme et constante pendant cette période, l'usage de vis ou de pointes n'est pas nécessaire. Cependant, pour faciliter la fabrication, la plupart des constructeurs fixent les âmes aux semelles à l'aide de vis ou de pointes. Ces vis ou ces pointes sont posées avant que la colle ne soit séchée et n'ont d'autre but que d'assurer un bon serrage pendant le séchage. Mais pour ne pas affaiblir le longeron, il est indispensable de les décaler, c'est-à-dire de ne pas en poser plus d'une dans la même section du longeron.

Tous les joints apparaissant à l'extérieur doivent être recouverts d'un marouflage en triple épaisseur. Il est en outre recommandé de coller

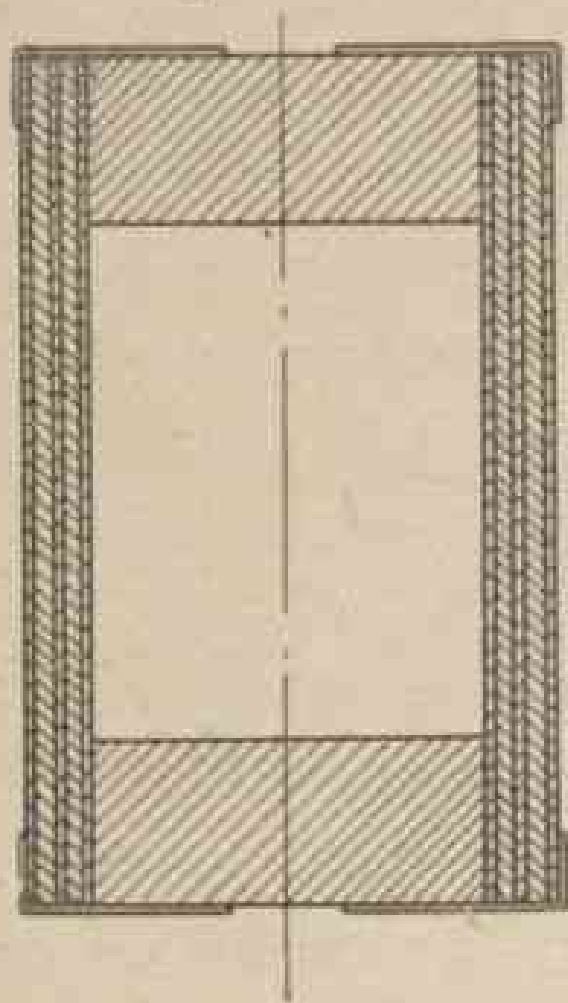
Coupe du caisson

FIG. 89.

une bande de toile sur chacun des angles du caisson pour renforcer l'assemblage des âmes et des semelles. Enfin certains constructeurs vont

jusqu'à maroufler tout le longeron par une bande de toile enroulée et collée, procédé un peu lourd mais très efficace. Aux endroits où le longeron supporte les efforts maxima, aux joints des semelles ainsi qu'aux aplombs des mâts et entretoises d'aile, le caisson est renforcé par une *fourrure*. Ces fourrures sont constituées, sur les petits avions par une pièce en bois plein et pour les gros longerons par un petit caisson, toupillé ou non ; elles sont amincies à leurs extrémités pour les alléger.

D'autre part il importe d'éviter le plissement des âmes du fait des flambements secondaires. Dans les longerons de faible hauteur, ce plisse-

Coupe des fourrures

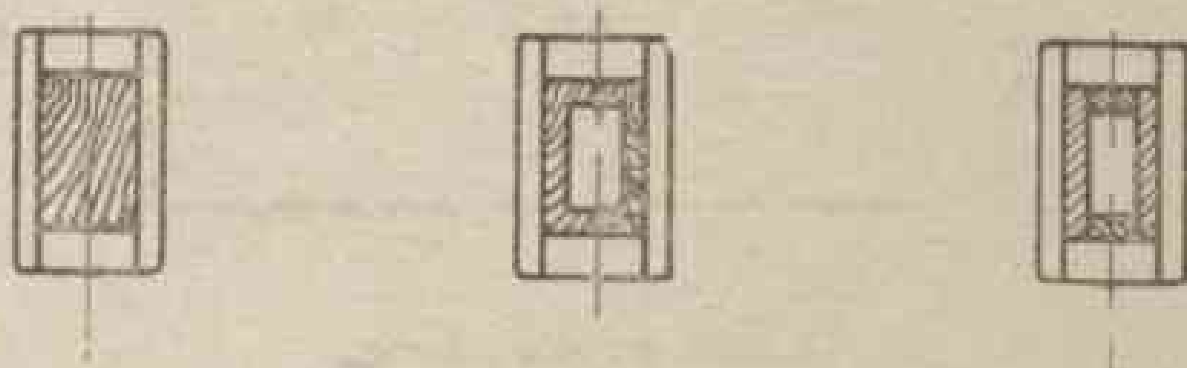


FIG. 90.

ment est peu à craindre et on se contente d'augmenter un peu le nombre des fourrures et de les espacer régulièrement (Potez).

Dans les longerons de grande hauteur on peut opérer de différentes façons. Le plus souvent, on répartit entre les fourrures des diaphragmes peu épais constitués par une simple plaquette ajourée de spruce ou de contre-plaqué maintenue entre deux petites baguettes collées et clouées sur les âmes. Ces diaphragmes sont généralement inclinés alternativement dans un sens ou dans l'autre de façon à trianguler l'âme en quelque sorte. Un procédé plus simple et aussi efficace (chantiers de Provence-Aviation), consiste à espacer régulièrement des diaphragmes verticaux réunis tous entre eux par une languette ajourée en bois ou en contre-plaqué disposée parallèlement aux semelles et à mi-hauteur des longerons.

Enfin l'âme peut être renforcée, soit intérieurement soit extérieurement par des baguettes collées et clouées disposées à la manière des barres d'une poutre en treillis en N ou du type de Warren quand le longeron est très haut. Ces baguettes peuvent être importantes et constituer un véritable treillis (Blériot). On peut même alors alléger les âmes par des évidements largement arrondis découpés dans les angles formés par les petites barrettes de renforcement.

Le longeron terminé doit être protégé contre l'humidité à l'aide d'un vernis à l'épreuve de l'eau ; il est indispensable que le caisson soit verni aussi bien intérieurement qu'extérieurement ; il en est de même des fourrures et des diaphragmes de renforcement.

La construction des longerons en caisson permet l'emploi de bois de petites dimensions mais elle nécessite de nombreux joints.

Les joints dans les semelles se font de préférence aux points où le moment fléchissant est nul ; en tous cas, il ne doit pas être fait de joint aux endroits où l'effort de flexion dépasse la moitié de l'effort maximum.

Joints dans les tables



Joints dans les âmes



FIG. 91.

Quand les semelles sont constituées par une planche de bois en une seule épaisseur, le joint se fait en sifflet avec un angle de coupe de $1/10$ environ. Les pièces à assembler pour former la semelle sont taillées en sifflet, collées ensemble et amenées aux dimensions après collage. Le joint doit toujours être soutenu par une fourrure intérieure du longeron.

Quand les semelles sont faites en lamelles, le joint se fait en taillant séparément chaque lamelle en sifflet et en décalant dans l'épaisseur de



FIG. 92.

la semelle les joints des diverses lamelles. Quand les lamelles ont moins de $6^m/m$ d'épaisseur, on se contente de les réunir bout à bout sans les tailler en biseau mais en ayant toujours soin de décaler les joints.

Les âmes se font généralement en contreplaqué. La somme des épaisseurs des plis dont la fibre est parallèle à l'axe devrait être sensiblement

la même que celle des plis ayant leur fibre perpendiculaire ; aussi doit-on employer de préférence des contreplaqués d'un grand nombre d'épaisseur, cinq par exemple. Il y aurait même avantage, pour augmenter la résistance au cisaillement, à disposer le contreplaqué avec ses fibres à 45° sur l'axe du longeron, mais cette façon de faire conduit à de grosses chutes de bois et multiplie exagérément les joints.

Les joints des âmes se font exactement comme ceux des semelles mais de préférence aux points où l'effort tranchant est nul.

La possibilité de faire alternativement des joints tantôt aux semelles tantôt aux âmes permet en général d'exécuter les longerons d'une seule pièce. Au cas où il est nécessaire de les exécuter en plusieurs morceaux, l'assemblage des différents éléments se fait en sifflet comme on l'a déjà vu pour les longerons toupillés. A l'endroit du joint, le longeron est renforcé par une fourrure pleine, collée au longeron caisson, taillée elle-même en sifflet suivant une pente de 7 à 10 %. Les pointes du sifflet doivent être effilées, les faces de collage passées au rabot à dents fines pour augmenter l'adhérence de la colle mais il est inutile de prévoir des embrèvements, des languettes d'assemblage ou des chevilles ; ces divers dispositifs compliquent la construction sans avantages appréciables. Ces assemblages de longeron se font aux points de moment fléchissant nul ou minimum ; ils sont renforcés par un marouflage en triple épaisseur et, si possible, par des colliers ou des ferrures de renforcement.

Pour des facilités de transport, on fait parfois des avions ayant leurs ailes fractionnées en éléments démontables. L'assemblage des longerons correspondants peut se faire comme le joint précédent ; mais, au lieu de coller les deux parties, on les réunit par des boulons. On intercale entre les boulons et les semelles du longerons deux plaques d'acier ou de duralumin qui répartissent le serrage et empêchent l'écrasement du bois par les têtes de boulons et les écrous.



FIG. 93.

Cependant ce procédé a l'inconvénient d'affaiblir la section du fait des trous de passage de boulons, en outre, à la suite de démontages fréquents, le bois pourrait être détérioré du fait des serrages et desserrages successifs. Il vaut mieux réunir les deux éléments de longerons par l'intermédiaire de ferrures en forme de corset enserrant l'extrémité de l'élé-

ment (Farman). Ces ferrures portent des oreilles qui servent à la réunion par boulons. Les boulons sont ainsi extérieurs au longeron dont la section n'est pas diminuée et dont le bois ne risque pas d'être détérioré par des démontages successifs. Enfin dans ce cas, il est inutile de séparer la fourrure en deux demi-fourrures taillées en sifflet. Celle-ci est d'un seul morceau, emmanché et collé dans un des éléments dont elle dépasse de la moitié de sa longueur pour pouvoir s'emmancher à frottement dur à l'intérieur de l'élément de longeron à assembler.

3° — Divers autres types de longerons.

Les deux types généraux de longerons que l'on vient de voir sont presque uniquement adoptés dans la construction actuelle. Il a été cependant essayé diverses variantes.

Farman par exemple, dans un avion quadrimoteur, avait adopté pour le longeron une sorte de caisson formé par deux semelles de spruce liées entre elles par un treillis léger avec interposition de tasseaux en sapin ajourés, le tout enveloppé par un enroulement de deux bandes de contreplaqué à 45°.

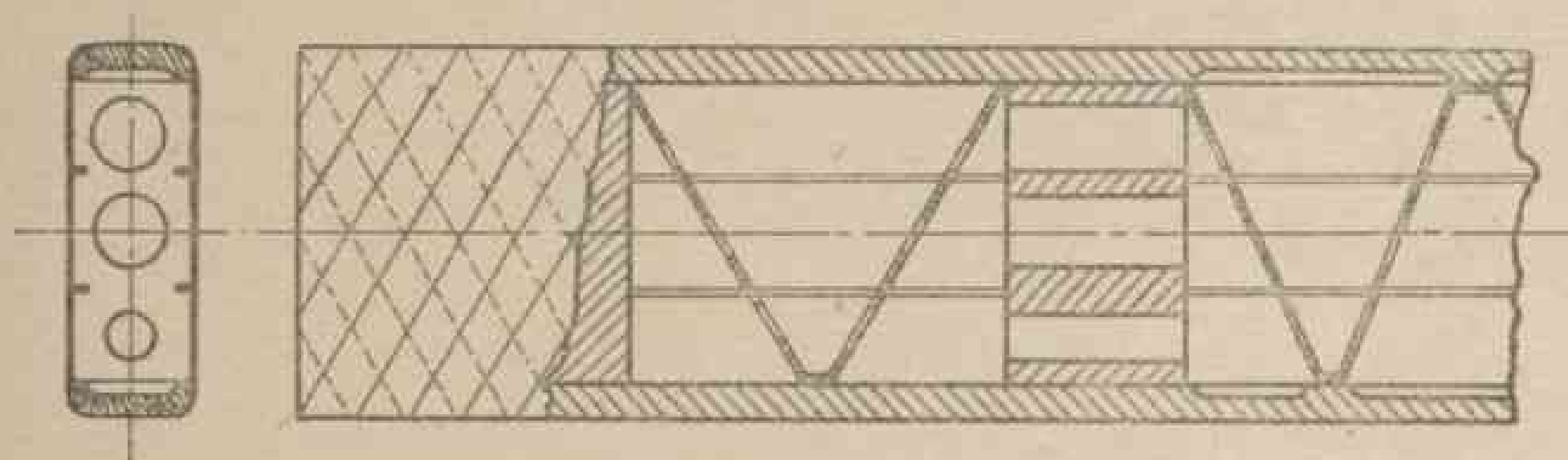


FIG. 94.

D'autres constructeurs ont essayé de constituer de véritables poutres en treillis en bois malgré que ce matériau se prête mal à une construction de ce genre. Toutes ces solutions d'ailleurs sont coûteuses et compliquées et ne présentent pas d'avantages appréciables de légèreté ou de solidité sur les solutions classiques ordinaires.

Certains constructeurs enfin ont imaginé de composer des longerons de deux matériaux différents. Il a été fait par exemple des longerons en bois loupillé renforcés intérieurement par deux lames d'acier à haute résistance de 1 millimètre d'épaisseur environ.

Ces lames, placées dans le voisinage de la fibre neutre, n'avaient qu'un faible moment d'inertie en sorte que le métal était assez mal employé. Mais, même cette objection mise à part, il est certain que le principe de la construction mixte est à rejeter car il n'est pas possible

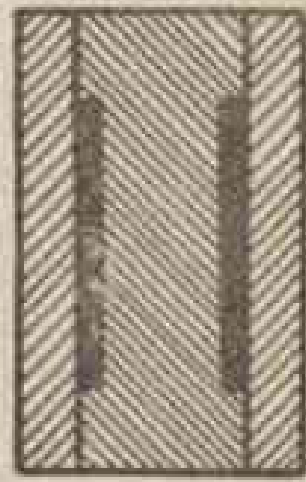


FIG. 95.

d'assurer une bonne liaison entre le bois et le métal faisant travailler ces deux matériaux simultanément et, d'autre part, ces matériaux ne travaillent pas proportionnellement à leur coefficient de résistance propre en raison de leur différence de module d'élasticité.

b) Longerons métalliques. — Actuellement les seuls matériaux employés dans la construction métallique des longerons sont l'acier et les alliages légers à haute résistance de l'aluminium (duralumin, alferium).

La construction métallique présente de nombreux avantages sur la construction en bois : notamment une meilleure conservation au stockage et en service, une fabrication en série plus industrielle donnant plus de régularité et d'uniformité dans les appareils et, quoiqu'on en dise, des facilités certaines de réparation. Elle devrait également, en principe, permettre des économies de poids appréciables. L'acier a en effet une densité de 7,6, le duralumin de 2,9, le frêne de 0,8, le spruce de 0,5 ; mais alors que certains aciers spéciaux peuvent être utilisés à un taux de travail de 95 kgs au millimètre carré et que le duralumin a une limite élastique de 22 à 25 kgs au millimètre carré, on ne compte guère pour le bois sur des taux de travail dépassant 3 kgs à 3 kgs,5. Des longerons en acier ou en duralumin devraient donc, à résistance égale, être plus légers que des longerons en bois. En fait le gain de poids ne se fait réellement sentir que sur des appareils déjà importants. Sur les petits appareils, il n'est pas possible de se contenter des épaisseurs indiquées par le calcul de résistance des matériaux ; pour éviter des flambements secondaires et obtenir une rigidité locale suffisante, on est conduit à adopter des épaisseurs surabondantes qui alourdissent la construction. Cet inconvénient se

fait particulièrement sentir avec l'acier qui ne peut guère être employé que pour les très gros avions.

Enfin pour obtenir du métal toute la résistance qu'il peut donner avec le minimum de poids, il est en général nécessaire de le former, ou de l'emboutir. L'ingénieur se trouve alors devant ce dilemme : ou concevoir des poutres simples faites avec les tôles, tubes ou étirés courants du commerce et risquer de faire lourd ou réaliser des poutres de rendement maximum mais d'un prix très élevé pour le prototype à cause de l'outillage ou de la main d'œuvre nécessaires (Breguet. S. E. C. M.). La question prix l'emporte parfois sur l'avantage constructif et c'est une des raisons pour lesquelles la construction métallique n'est pas toujours nettement plus légère que la construction en bois.

Quoi qu'il en soit, dans l'état actuel des études, on peut au moins affirmer que, quelles que soient les dimensions des avions, la construction métallique, si elle n'est pas toujours plus légère, reste cependant comparable à la construction en bois en ce qui concerne les poids obtenus pour les charpentes.

1° *Longerons en tubes.*

Par raison d'économie et de facilité de construction, on a tout d'abord songé à utiliser, pour la fabrication des longerons, les *tubes* de différentes formes fournis par la métallurgie, et, malgré qu'il ne soit pas très avantageux au point de vue poids, ce type de construction est encore très employé.

Les tubes ronds en acier ont été utilisés autrefois par Breguet, Clément, Voisin, Latécoère, etc. Ils ont été abandonnés pour de nombreuses raisons : d'abord à cause de leur poids ; ensuite parce qu'ils rendent difficiles les assemblages avec les mâts, les entretoises et le haubannage, enfin parce que la section circulaire qui a un moment d'inertie constant dans toutes les directions n'est pas d'un emploi logique pour les longerons d'aile qui supportent des efforts de flexion très différents dans deux directions déterminées.

C'est pourquoi on n'utilise plus actuellement que les tubes à section rectangulaire. Ces tubes, en duralumin, sont obtenus par matriçage de tubes ronds. Ils ont une épaisseur constante sur toute leur section ; il serait cependant intéressant de leur donner une épaisseur plus forte pour les semelles que pour les âmes de façon à avoir une meilleure répartition

du métal et il ne paraît pas que la fabrication de tels tubes présente des difficultés insurmontables. Les appareils ayant des longerons en tubes

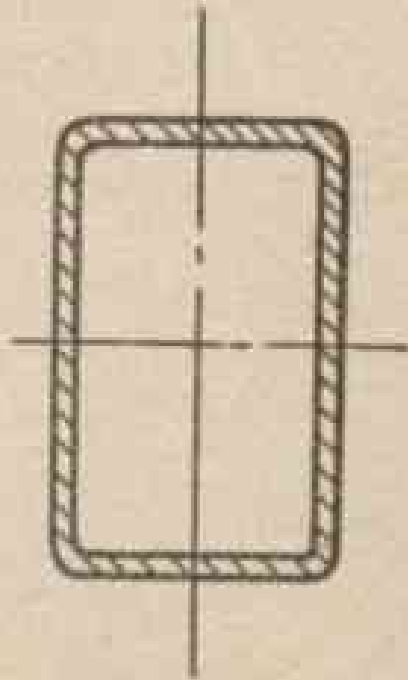


FIG. 96.

rectangulaires de duralumin sont très nombreux ; ce sont par exemple les Breguet 14 A2, 17C2, 16Bn2, les appareils Lioré et Olivier, Hanriot etc. Mais les tubes ont une section et des moments d'inertie constants sur toute leur longueur, tandis que par contre les efforts que le longeron a à supporter varient beaucoup d'un point à un autre. Si donc on choisit pour faire le longeron un tube capable de résister à l'effort maximum, on obtient un excès de métal par places et un poids de construction trop élevé. On ne saurait donc employer

les tubes tels qu'ils sont livrés sans y faire soit des allègements soit des renforcements locaux.

Certains constructeurs se contentent d'ajourer les âmes ou les semelles du tube par des trous circulaires ou allongés découpés dans les endroits où l'effort est minimum (Lioré-Hanriot). Ce procédé conduit à des pertes de métal. En outre l'ajourement doit être fait très prudemment ; d'une façon générale les trous circulaires valent mieux que les évidements allongés ; en outre, pour éviter les plissements ou flambements secondaires, il vaut mieux éviter d'ajourer les semelles et se contenter d'ajourer les âmes en s'assurant qu'il y a toujours dans chaque section assez de métal pour résister à l'effort tranchant et que la liaison entre les deux semelles reste suffisante.

Ce procédé est malgré tout assez délicat et finalement assez coûteux. Il semble plus avantageux d'adopter le procédé qui consiste à choisir pour le longeron un tube suffisant pour résister à l'effort moyen et à le renforcer aux points d'effort maximum ainsi qu'aux aplombs des mâts et entretoises d'ailes.

Les longerons des avions Breguet 14, 16, ou 17 sont ainsi renforcés par des fourrures en bois [plein (frêne ou chêne) enfoncées à frottement dur dans le tube et qui empêchent toute déformation de la section. Ce procédé, simple et économique, a donné toute satisfaction et est d'un emploi courant malgré que le bois, réuni au métal seulement par les boulons de fixation des ferrures, travaille assez mal et n'agisse guère qu'en limitant la déformation de la section.

Il vaudrait mieux éviter ces constructions mixtes et renforcer le

longeron par des fourrures de même métal, soit par des tôles augmentant l'épaisseur des semelles, soit par un tube plus ou moins ajouré s'emboîtant à l'intérieur du longeron. Ces fourrures sont fixées par rivetage ; on obtient ainsi une liaison parfaite avec le longeron et il est possible de répartir le métal sans excès en proportion des efforts donnés par l'épure statique.

2° Longérons composés.

Pour les longérons de grande dimension, l'emploi des tubes fournis par l'industrie conduirait soit à des poids trop élevés soit à un tel travail d'allègements ou de renforcements locaux que l'on préfère en général utiliser des longérons composés qui permettent une meilleure répartition du métal. On peut classer ces longérons en trois grandes classes : longérons caissons, longérons en treillis simple, longérons en double treillis.

Longérons caissons. — Ces longérons, comme les longérons en bois, ont une section rectangulaire. Ils sont constitués par l'assemblage de deux semelles et de deux âmes réunies par le rivetage. (Potez, Gourdou,

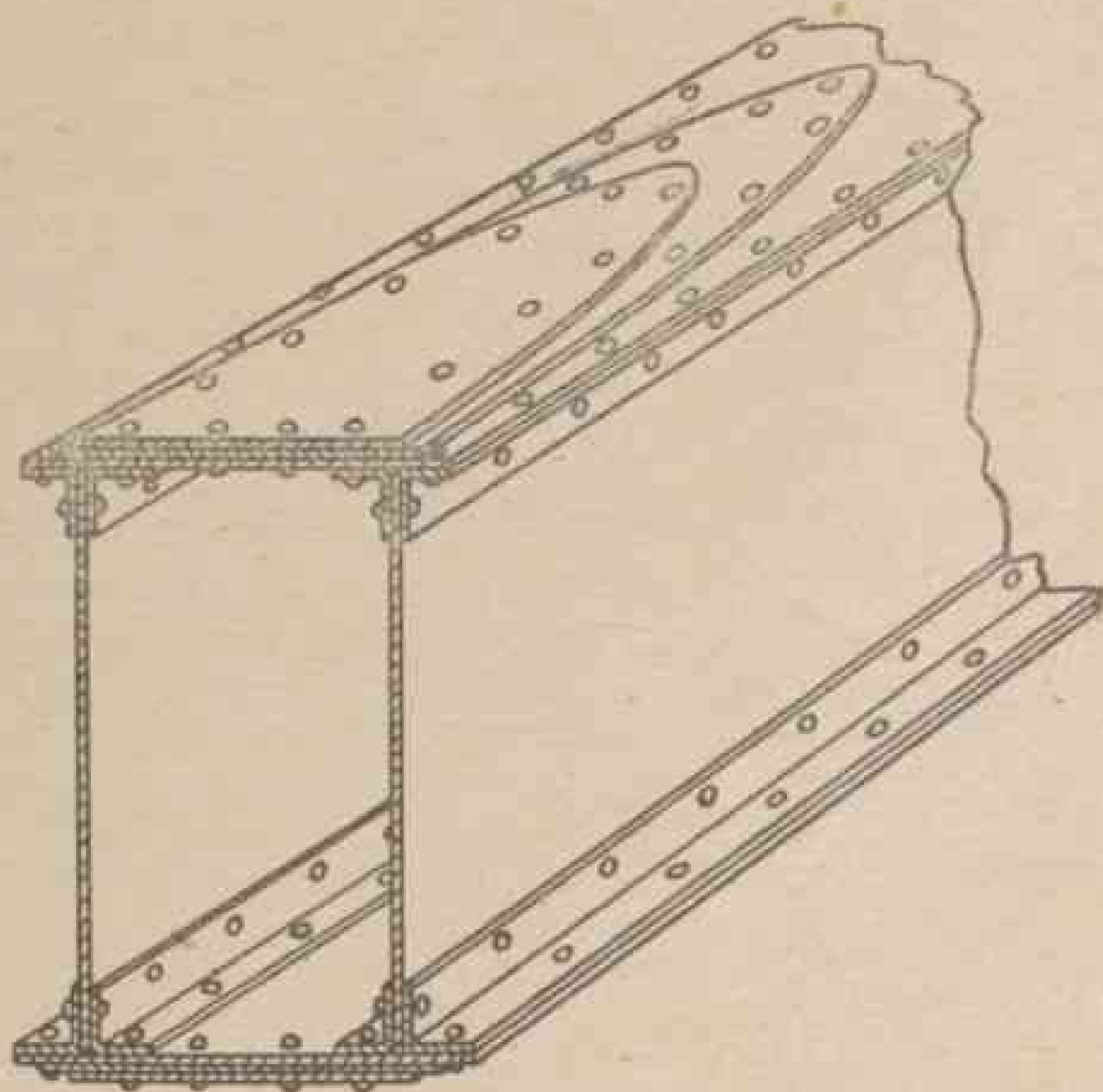


FIG. 97.

Dewoitine, Nieuport). Suivant la forme de l'aile, d'épaisseur constante ou variable le long de l'envergure, suivant également la grandeur des

efforts qui est fonction de la conception de la poutre armée, ces longerons peuvent être de hauteur et de profondeur constantes, ils peuvent également comme dans le Dewoitine avoir une hauteur et une profondeur variables, maxima en particulier à l'attache du mât oblique où les efforts sont les plus élevés. Les semelles sont constituées par des tôles découpées et rivées en nombre variable de façon à proportionner en chaque point leur épaisseur à la grandeur des efforts à supporter. Les âmes sont en général d'une seule tôle mince d'épaisseur constante. Elles sont rivées aux semelles soit par un bord tombé soit par l'intermédiaire d'une ou deux cornières. Pour assurer l'indéformabilité de la section, on peut disposer de place en place des diaphragmes intérieurs rivés aux âmes ou renforcer celles-ci de place en place par de petits éléments raidisseurs : cornières ou profiles en ω . A titre d'exemple, le longeron du Dewoitine C1 est constitué de la façon suivante : les âmes sont des tôles de duralumin de 15/10 ; les semelles sont constituées par plusieurs épaisseurs de tôle de 15/10 également, réunies entre elles par rivetage. Le nombre des tôles constituant les semelles et par conséquent l'épaisseur totale varient avec les efforts supportés en chaque endroit par le longeron. Le joint des âmes et des semelles est obtenu à l'aide de cornières en duralumin de 15/15.

Pour éviter de constituer les semelles par plusieurs épaisseurs de tôles rivées, M. Dewoitine sur des appareils plus récents utilise un profil spécial de duralumin très épais ayant la forme d'un U dont la semelle



FIG. 98.

déborderait un peu de part et d'autre des ailes. Ce profilé, raboté ou scié, de façon à faire varier l'épaisseur de la semelle en fonction des efforts à supporter sert de semelle au longeron dont les âmes sont rivées sur les ailes du profilé. Ce procédé, simple et ingénieux, économise de la main d'œuvre et présente plus

de sécurité que l'assemblage de plusieurs tôles les unes aux autres dans lequel le tracé des lignes de rivetage a une énorme importance sur le taux de travail auquel le métal peut être utilisé. Il a donné d'excellents résultats aussi bien aux essais statiques qu'en vol.

Quand les longerons caissons sont formés de quatre faces planes, le rivetage des âmes aux semelles présente quelques difficultés et il y a en général au moins deux lignes de rivets que l'on est obligé de poser avec une bouterolle intérieure. C'est évidemment chose possible mais le rivetage est plus long à faire et risque d'être moins bien fait. Certains cons-

tructeurs ont cherché un contour du longeron qui rende tous les rivetages extérieurs.

Dans un longeron Gourdou par exemple, les semelles au lieu d'être planes sont des étirés spéciaux de duralumin de 25/10 d'épaisseur ayant la forme d'un ω très aplati ou d'un U dont la semelle serait légèrement

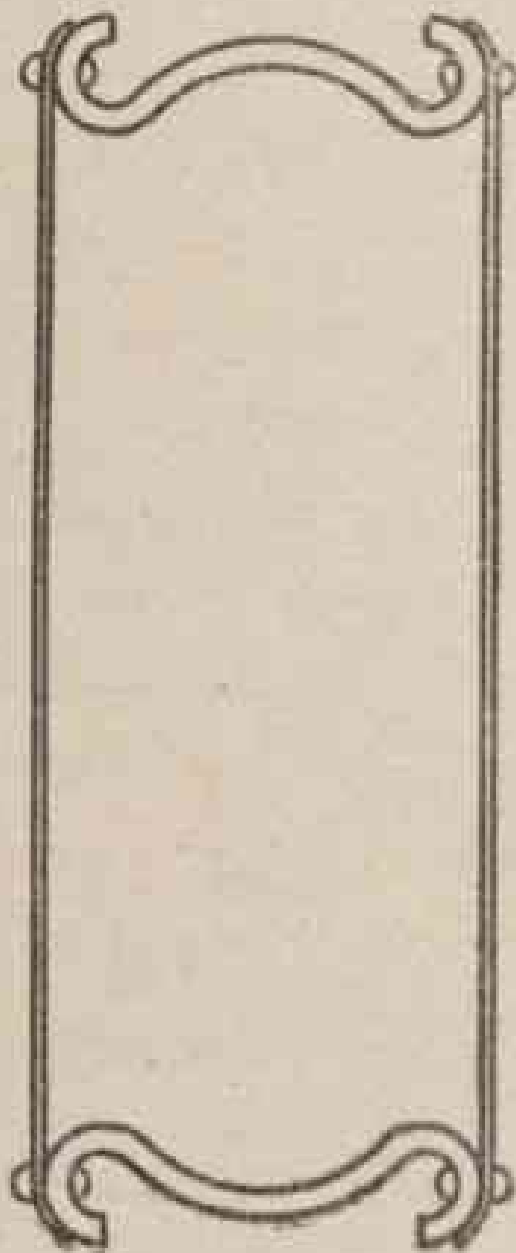


FIG. 99.

galbée et dont les ailes seraient recourbées en arc de cercle vers l'intérieur. Les âmes sont des tôles de 8/10 ayant un bord tombé en arc de cercle également et dans lequel s'emboîte l'aile de la semelle. De la sorte toutes les lignes de rivetage sont extérieures et les rivets peuvent être posés sans outillage spécial ni disposition particulières. La forme des semelles est avantageuse car leur profil embouti leur donne une grande rigidité et s'oppose aux flambements secondaires.

Dans le longeron Gourdou les semelles sont d'épaisseur constante ; il est donc nécessaire de les renforcer aux points d'effort maximum. On y arrive en les doublant par un U aux ailes droites mais dont la semelle est galbée pour s'appliquer exactement contre la semelle du longeron. Cette fourrure de renfort est intérieure au longeron terminé, mais elle se fixe sans difficulté sur la semelle avant le rivetage des âmes.

Cette forme de longeron est assez répandue en Angleterre et il a été fait des longerons de ce genre en acier (Bulton-Paul) ; les semelles et les âmes étant prises dans des étirés spéciaux d'acier à haute résistance. Mais

seuls les aciers anglais permettent d'obtenir des étirés minces ayant les qualités de résistance voulues et aucune fabrication de ce genre n'a été essayée en France.

Longerons en treillis simples. — On peut donner ce nom à des longerons en forme de double T constitués par deux semelles réunies par une âme centrale généralement en treillis. Les longerons de ce type sont assez rares car ils sont difficiles à réaliser pour résister aux efforts de flexion dans le plan de l'aile et en raison de leur hauteur ils résistent assez mal aux efforts de torsion.

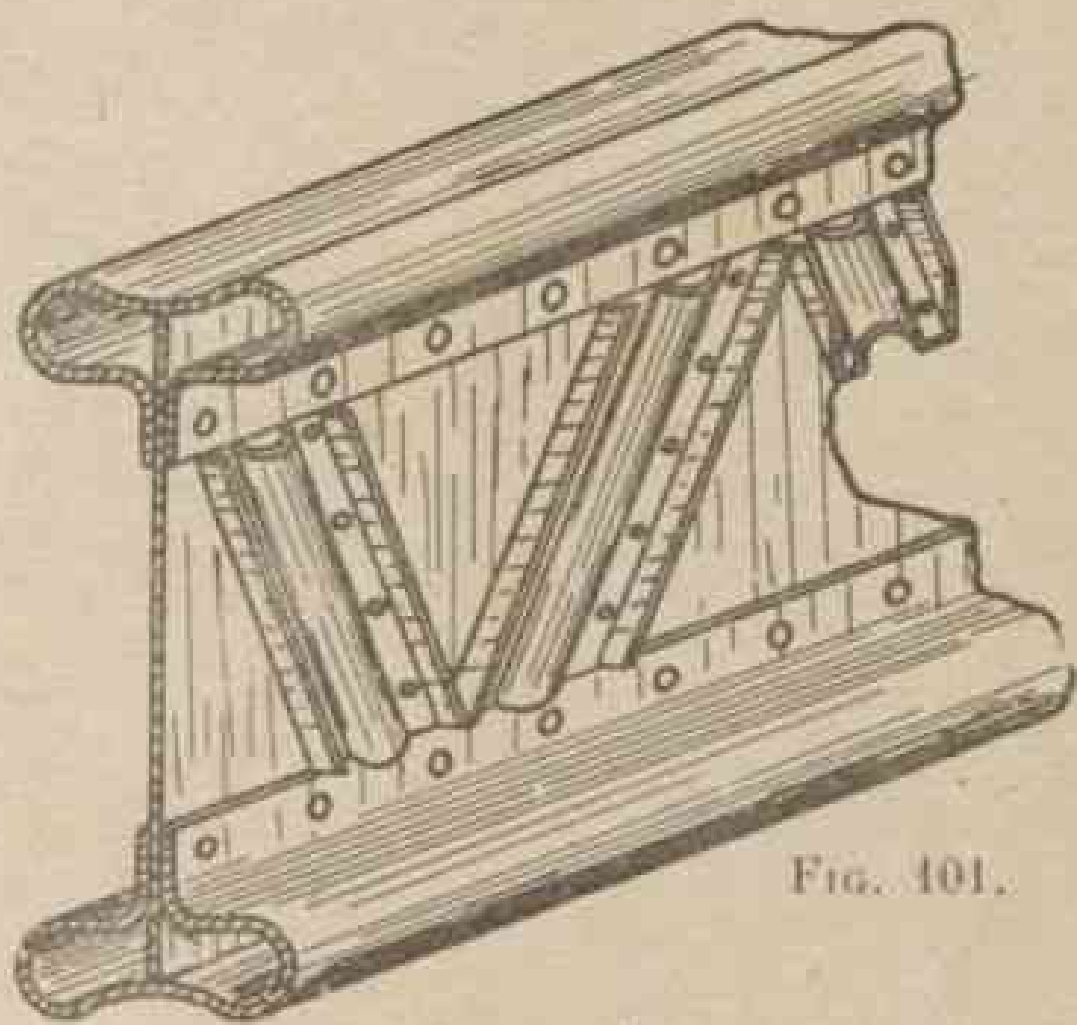


FIG. 401.

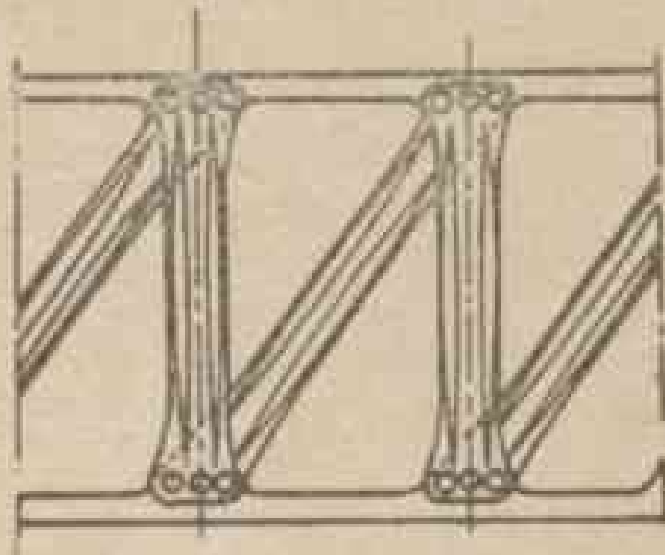
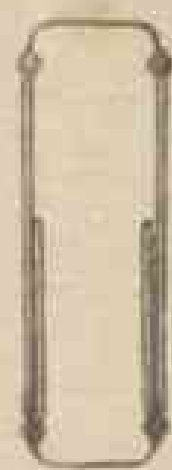


FIG. 402.

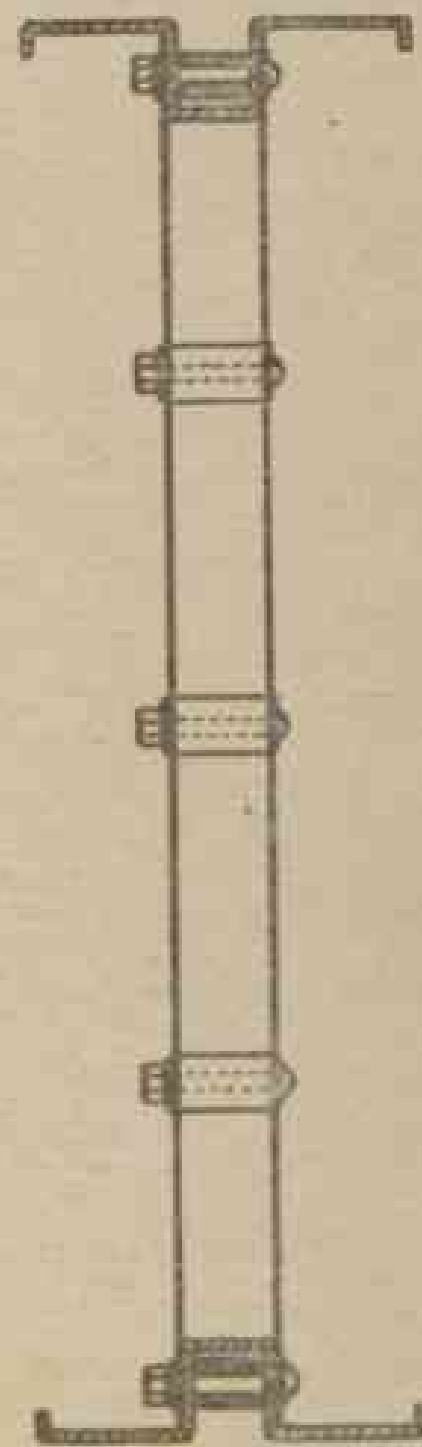


FIG. 400.

On peut citer en exemple le longeron de l'avion Breguet 19 : pour avoir l'inertie suffisante les semelles sont des sortes de tubes formés dans un étiré spécial; elles sont reliées entre elles par une âme formée d'une tôle renforcée par un treillis d'éléments raidisseurs rivés sur elle.

Ce longeron est très léger mais d'une fabrication en série assez difficile.

Un type plus simple est celui imaginé par M. Brunet sur l'avion Descamps. Le longeron est en somme formé de deux demi longerons en U

formés de deux cornières pour les ailes réunies par une âme au faite d'une tôle découpée en treillis ; ces demi longerons sont accolés pour former un double T mais les âmes sont maintenues à une certaine distance l'une de l'autre par des petites entretoises tubulaires en magnésium servant de guide à des boulons de serrage. On a ainsi un moment d'inertie très grand pour les efforts de poussée ainsi qu'un moment d'inertie suffisant pour les efforts de traînée. Aux endroits où les efforts sont maximum, le longeron est renforcé par une tôle rapportée rivée sur les deux cornières qui forment la semelle.

Longerons en double treillis. — Mais ces longerons très hauts et très étroits résistent malgré tout assez mal aux efforts de torsion et de traînée. On emploie plutôt actuellement la forme en double treillis : c'est-à-dire une forme en caisson mais dont les âmes, au lieu d'être pleines sont constituées par un treillis.

Dans un longeron en acier Schneider, ce treillis est fait de petites barrettes d'acier embouties de façon à leur donner une section nervurée ayant une grande rigidité. Les semelles sont en forme d'U et les barrettes sont rivées sur les bords tombés des semelles. On peut d'ailleurs imaginer un grand nombre de variantes : les semelles peuvent, par exemple, être faites de plats, en nombre variable suivant la grandeur des efforts, rivés entre eux et reliés aux barres du treillis par l'intermédiaire de cornières (Schneider multiplace).

Mais d'une façon générale, on évite de constituer les treillis latéraux par des barrettes indépendantes. Outre que la fabrication en série nécessite des montages assez compliqués, la qualité du rivetage prend dans une telle conception une importance exagérée. Que la liaison d'une des barres du treillis avec la semelle par exemple disparaisse par suite d'un rivet mal posé ou desserré par suite de vibrations ou pour tout autre motif, la dimension des travées correspondantes des semelles se trouve brusquement doublée et on risque des flambements locaux par suite du manque de continuité de la poutre.

Aussi maintenant la plupart des constructeurs (Dyle et Bacalan, Hanriot, Latécoère, S. E. C. M.) préfèrent constituer les âmes par une tôle d'un seul morceau découpée et ajourée de façon à former les barres d'un treillis, mais les ajouements n'occupent pas toute la hauteur de l'âme qui reste continue tout le long de sa ligne de rivetage aux semelles. Pour augmenter la rigidité, l'âme est emboutie de façon à présenter un bord tombé

le long des découpages. En outre, de place en place, des diaphragmes réunissant les âmes assurent l'indéformabilité de la section et aux aplombs des mats et entretoises le longeron est renforcé de façon à former caisson fermé à âmes pleines avec fourrure s'il y a lieu.

S. E. C. M. a obtenu d'excellents résultats avec des longerons de ce type dans lesquels les semelles inférieures et supérieures sont des tubes de duralumin. A vrai dire, la semelle est formée par un assemblage de deux tôles embouties ainsi que le montre la figure n° 103 de façon à per-

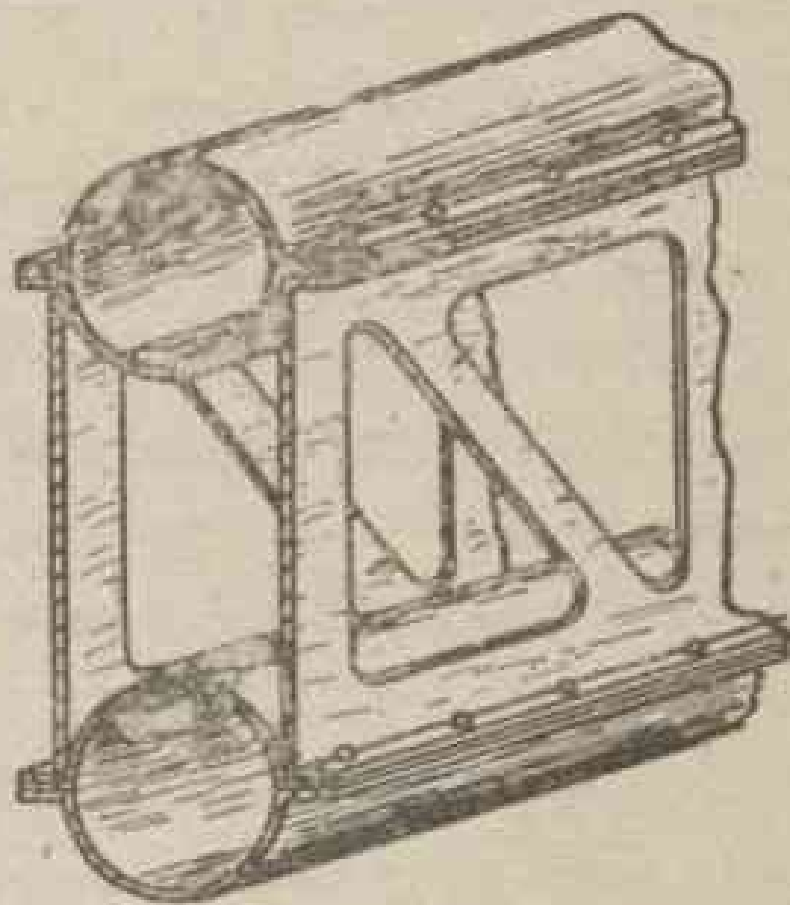


FIG. 103.

mettre le rivetage facile des âmes. La section circulaire des semelles donne une très grande rigidité à la poutre dans tous les sens et on obtient ainsi des longerons résistant à des charges très élevées tout en ayant un poids de construction très faible.

Si les longerons métalliques ne peuvent être faits d'un seul morceau, ce qui n'est en général pas possible avec les longueurs de tôles ou d'étirés pratiquement réalisables, les joints ne présentent aucune difficulté. Les éléments à raccorder sont simplement accolés bout à bout et réunis par un couvre-joint rivé sur chacun d'eux. Il n'y a aucune précaution spéciale à prendre quant à l'endroit où l'on peut faire le joint, celui-ci constituant un véritable renforcement lorsque le rivetage est bien fait. C'est pourquoi, contrairement à ce que l'on a dit souvent, la construction métallique est essentiellement réparable. Quand une pièce, un longeron par exemple, a été déformée par accident, il ne faut pas chercher à redresser le métal déformé qui est écroui et n'a plus la résistance et l'élasticité voulues surtout lorsque ce métal est du duralumin. Il faut scier la partie déformée et raccorder les deux parties saines par un manchon convenablement étudié.

M. Breguet, qui a fait l'étude approfondie de la réparation des avions métalliques pour son Breguet 19, a montré que cette réparation était très facile à faire avec les moyens ordinaires dont disposent les utilisateurs à condition que l'étude ait préparé les solutions à adopter dans les différents cas, toujours les mêmes, qui peuvent se présenter.

Divers autres types de longerons. — En dehors des types principaux que l'on vient de voir, il existe un certain nombre de solutions diverses employées particulièrement dans les avions à revêtement métallique. Ces solutions seront examinées dans un prochain chapitre.

On signalera toutefois une conception originale qui a été employée plusieurs fois sur des avions monoplans cantilever à ailes épaisses (Latécoère 16, Dewoitine B2, S. E. C. M.). Dans ces appareils, la charpente intérieure de l'aile ne comporte pas à proprement parler deux longerons AV et AR réunis par des entretoises; c'est plutôt une mono-membrure, véritable poutre armée rappelant beaucoup la charpente d'un fuselage en treillis.

La charpente est donc constituée par la réunion de quatre poutres en treillis, deux verticales, deux dans le plan de l'aile, ayant leurs semelles communes deux à deux. Dans les essais de poutres de ce genre qui ont été faits, les longerons, traverses et montants sont en tubes et le haubanage des travées en corde à piano. Ce genre de construction est assez léger mais a l'inconvénient de nécessiter des assemblages de tubes toujours difficiles à réaliser.

Dans l'avion Lat 16, ces assemblages sont des raccords d'acier soudés à l'autogène du type classique de ceux employés pour les fuselages en tubes, type Breguet 14 par exemple. Dans l'avion S. E. C. M. trimoteur, dont la membrure a trois poutres verticales, les raccords sont du type embouti spécial à cette maison.

L'étude plus détaillée des raccords employés pour assembler des tubes sera faite dans le chapitre « fuselages ».

2°. — Traverses ou entretoises

On appelle *traverses* ou *entretoises* les montants de la poutre d'aile dont les longerons sont les semelles. Elles servent à maintenir l'écartement de ceux-ci et ne travaillent qu'à la compression. Leur construction



est analogue à celle des longerons, mais comme elles ne sont soumises à aucun effort de flexion, il n'y a pas lieu, comme c'est le cas pour les longerons, de leur donner une section ayant un plus grand moment d'inertie par rapport à un axe particulier.

Entretoises en bois. — Sur certains petits avions ou sur des appareils ayant des longerons particulièrement hauts, on utilise parfois comme entretoises des *nervures renforcées* ou plutôt des *nervures caissons*. Les nervures renforcées sont des nervures dont l'âme est constituée par une planche épaisse et dont les chapeaux sont plus larges que sur les autres nervures. Les nervures caissons, plus légères à égalité de résistance, sont des boîtes formées de deux semelles cintrées au profil de l'aile et réunies par deux âmes, ajourées ou non, par collage. Leur fabrication est exactement la même que celle des longerons caissons. Dans le cas où l'on utilise de telles nervures comme entretoises, le haubannage dans le plan de l'aile est généralement double : c'est-à-dire qu'au lieu d'un haubannage simple croisillonnant les axes neutres des longerons on a deux plans de haubannage croisillonnant respectivement les semelles inférieures et supérieures des longerons.

Mais actuellement on utilise plutôt sur les avions des traverses

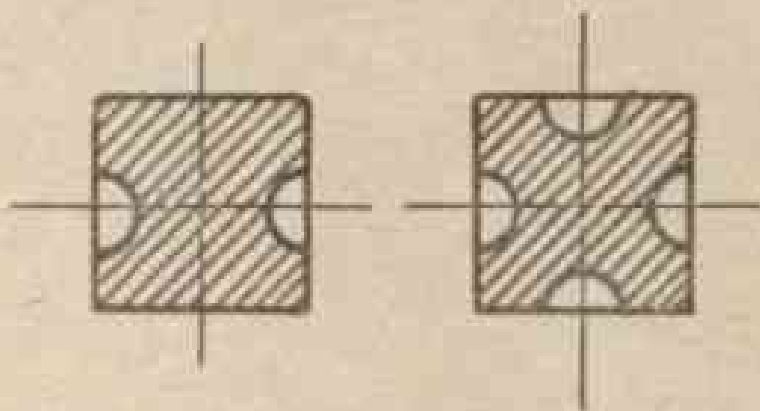


FIG. 104.

fabriquées soit en bois toupillés soit en caisson. Les traverses en bois toupillé ont une section carrée et le toupillage peut affecter soit les quatre faces soit deux faces opposées seulement. Le toupillage est arrêté et la section pleine conservée : aux extrémités pour faciliter la

fixation au longeron et au milieu de la traverse pour lui donner une meilleure résistance au flambage.

Les traverses en caisson se font comme les longerons-caissons sauf qu'elles ont une section carrée et que les quatre faces sont identiques et prises dans des planches de frêne ou plus couramment de spruce. On les renforce aux extrémités à l'aide de fourrures pour permettre le montage dans les ferrures ainsi qu'au milieu lorsqu'elles sont assez longues pour risquer de flamber.

Les bois utilisés pour faire les traverses sont les mêmes que ceux dont l'emploi est autorisé pour la fabrication des longerons.

Entretoises métalliques. — Les tubes ronds sont tout à fait indiqués pour faire des entretoises car ils ont le même moment d'inertie dans toutes les directions. On emploie, suivant le cas, des tubes d'acier ou de duralumin et il y a avantage à choisir des tubes minces de grand diamètre qui, pour une même section et un même poids, ont un plus grand moment d'inertie plutôt que des tubes épais et de petit diamètre. Les tubes sont très employés même dans des poutre d'ailes qui ont leurs longerons en bois.

Dans les avions métalliques dont les longerons sont assez hauts, on préfère souvent au lieu d'un seul tube situé dans le plan des axes neutres des longerons avant et arrière constituer l'entretoise par deux tubes reliant respectivement les semelles supérieures et inférieures des 2 longerons. Ces tubes sont en outre croisillonnés par un haubannage en corde à piano.

Les entretoises peuvent être faites également soit en caisson soit en treillis exactement comme les longerons métalliques mais cette construction, même pour les gros appareils, ne présente pas d'avantage sur la construction en tube.

La position et le nombre des entretoises peuvent être quelconque. Toutefois il est de règle de placer toujours une entretoise à l'aplomb des mâts dans un biplan ainsi qu'aux points d'attache des contrefiches dans un monoplan.

Comme dans les biplans l'écartement moyen des mats est de 1, 2 fois la profondeur de l'aile et que la distance moyenne des longerons est de 0,6 fois cette profondeur, on est conduit pour éviter une obliquité excessive du haubannage dans le plan de l'aile de placer au moins une entretoise supplémentaire entre celles qui correspondent aux pieds de mâts.

De même si le porte à faux de l'aile est grand, on place une ou deux traverses après celle correspondant aux mâts extrêmes. Ceci est d'autant plus nécessaire que comme une partie importante des ailerons est fixée au porte à faux il est indispensable de donner à celui-ci une certaine rigidité.

Dans les monoplans, on répartit les entretoises de façon à égaliser sensiblement le taux de travail sur toute la longueur des longerons, ce qui conduit à leur donner un écartement voisin de celui des longerons.

3^o Haubannage. — Ferrures

Les longerons et les entretoises d'ailes sont contreventés au moyen de croix de saint André en câbles ou corde à piano. Ces haubans sont tendus à l'aide de pièces spéciales appelées tendeurs et complètent le treillis qui assure l'indéformabilité de la poutre.

Des ferrures réunissent les longerons et les entretoises et servent en même temps d'attache au haubannage.

Le haubannage d'aile ne diffère en rien du haubannage de la cellule ; un chapitre spécial étudiera en détail les modes de fixation et de tension des différents fils utilisés pour le haubannage : câbles, corde à piano ou haubans fuselés.

De même on étudiera plus loin les principes généraux de construction des ferrures : les attaches les plus importantes intéressant généralement à la fois les longerons, les entretoises, les mats et tout le haubannage de la poutre armée.

4^o Nervures

Les nervures servent à donner à l'aile le profil désiré ; elles supportent le revêtement et répartissent les efforts sur les longerons. Indispensables sur les avions utilisant la toile comme revêtement, on verra plus loin qu'elles peuvent être très simplifiées ou même supprimées sur les avions à revêtement métallique ou en contreplaqué.

Les nervures sont fixées aux longerons d'ailes et peuvent être considérées comme des poutres reposant sur deux appuis libres et supportant des charges verticales dont le centre de gravité correspond au centre de poussée du profil pour l'angle de vol considéré. La répartition de ces charges varie beaucoup avec l'angle d'attaque et suivant les divers profils. On peut toutefois admettre la règle moyenne suivante :

1^o *Cas du centre de poussée le plus en avant.* — Si la position du centre de poussée est au $1/3$ ou au delà du tiers de la profondeur de l'aile à partir du bord d'attaque, on admet que la charge est triangulaire, nulle au bord d'attaque et au bord de fuite. Si le centre de poussée est au $1/3$ de l'aile, le triangle de charge est rectangle au bord d'attaque. Si le centre de pous-

sée est en avant du $\frac{1}{3}$ de la corde à partir à partir du bord d'attaque, on admet la répartition suivante :

un triangle CBE dont le côté CE, perpendiculaire à la corde de l'aile, est d'une distance $\frac{1}{5}$ du bord d'attaque et un trapèze AECD dont le côté AD est également perpendiculaire à la corde de l'aile au bord d'attaque.

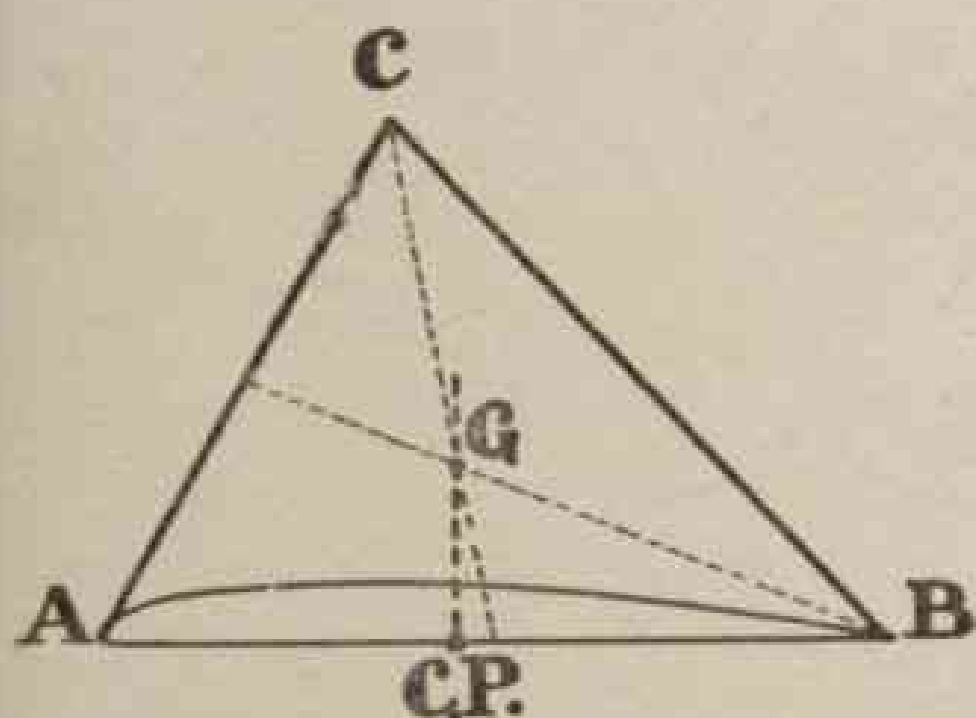


FIG. 105.

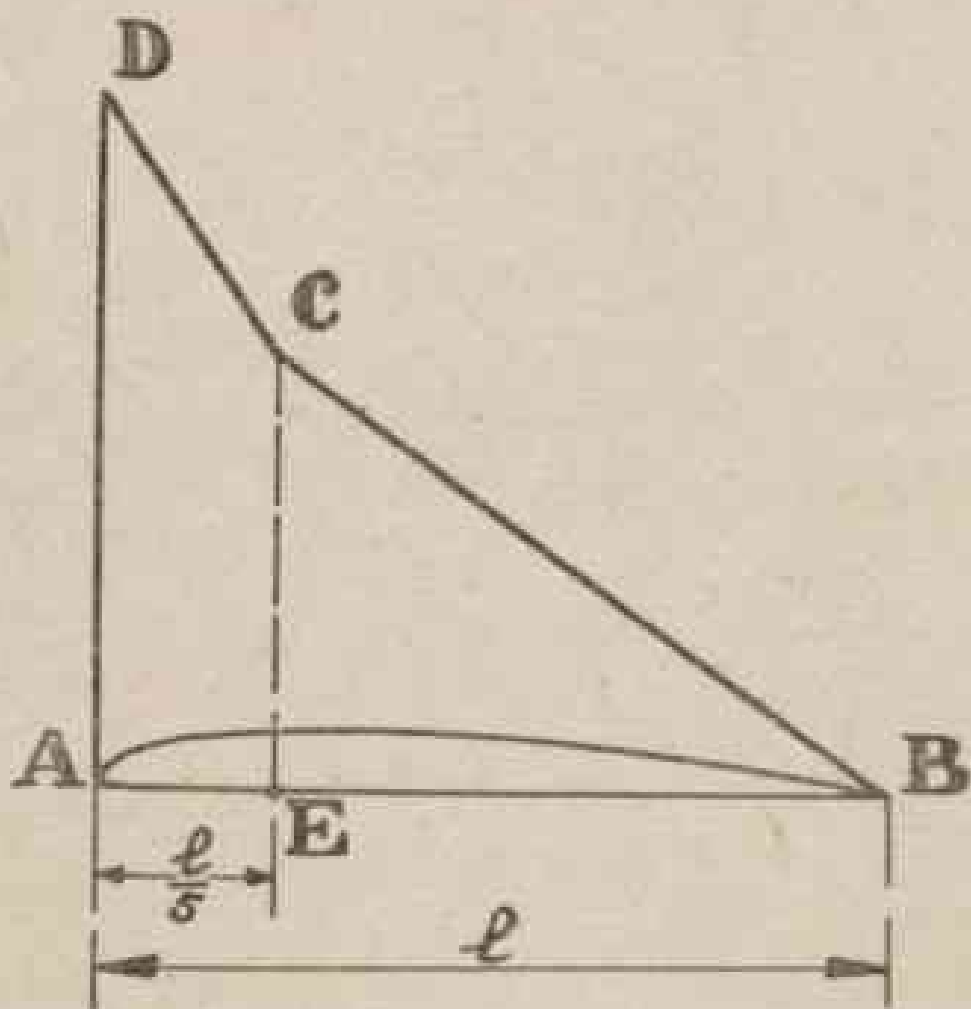


FIG. 106.

2^o Cas des positions arrière du centre de poussée, correspondant soit au vol à la vitesse maxima au sol soit au piqué à la vitesse limite.

On adopte une répartition bitriangulaire de la charge, le bord d'attaque étant soumis à des efforts vers le bas. La surface de charge est définie comme suit :

le triangle ADE est rectangle en A, les points DEC sont en ligne droite, le sommet C est à une distance $\frac{1}{5}$ à partir du bord d'attaque.

La somme algébrique des surfaces est égale à la charge de l'aile et le centre de gravité de ces surfaces prises avec leur signe passe à l'aplomb de la position du centre de poussée.

Cette règle empirique traduit assez bien l'allure générale des courbes de pression obtenues au tunnel sur un assez grand nombre de profils d'ailes.

Quoiqu'il en soit, les nervures travaillent donc à la flexion et à l'effort tranchant dans le plan vertical. Pour résister à l'effort de flexion, on est conduit à leur donner une section ayant un grand moment d'inertie par

rapport à son axe horizontal. Aussi les nervures sont-elles constituées uniformément par deux semelles ou chapeaux, courbés au profil de l'aile et destinés à résister aux efforts de flexion. Ces semelles sont réunies par une âme ou un treillis destiné à résister aux efforts tranchants.

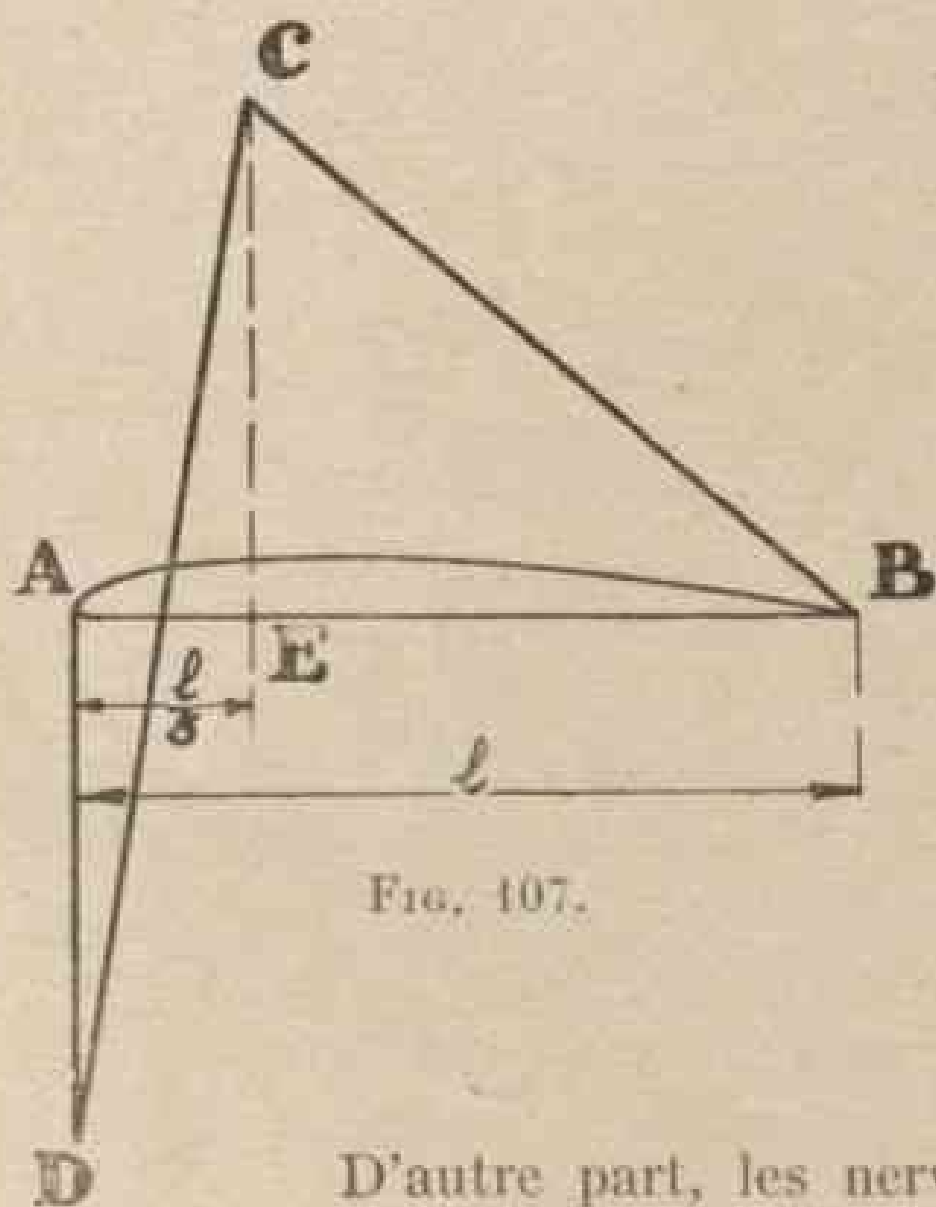


FIG. 107.



G. 108.

D'autre part, les nervures sont également comprimées entre leurs appuis sur longerons sous l'action des efforts de traînée ; elles ont donc une tendance à flamber transversalement et cela d'autant plus qu'elles sont plus longues et plus hautes. Pour obvier à cet inconvénient, on cherchera à augmenter leur inertie transversale par un renforcement judicieux du treillis ; en outre on les solidarise toutes entre elles le long de l'envergure de l'aile.

Le procédé le plus courant consiste à les relier par des bandes de toile de 1 à 2 centimètres de largeur appelées *ruban Jaconas* que l'on fait passer alternativement dessus et dessous chaque nervure en les croisant. Les rubans empêchent notamment la torsion et le renversement des nervures entre les longerons au moment où l'on tend la toile ce qui aurait pour effet de faciliter le flambage.

Quand l'écartement des nervures est assez grand ou que celles-ci sont hautes, il vaut mieux les solidariser toutes entre elles au moyen de fils tendus, de lattes ou de poutres en treillis légères placées dans le sens de l'envergure de l'avion.

Au point de vue du poids de construction, il y aurait avantage à réduire le nombre des nervures en augmentant leur écartement. On peut le faire avec des revêtements en bois ou en tôle en se contentant de quel-

ques nervures maîtresses et de fausses nervures pour maintenir la forme du revêtement. Avec le revêtement en toile, on est limité dans cette voie par le flottement de la toile qui déforme le profil au détriment de la pénétration. Actuellement en France, l'écartement maximum autorisé est de 0^m 40 sauf dérogations spéciales motivées par l'emploi de toile et de fils renforcés par exemple.

1^o Nervures en bois.

Dans les nervures en bois, *les semelles* sont constituées par des lattes en frêne, en peuplier ou même en spruce. Leur section est rectangulaire à bords arrondis pour ne pas couper la toile ; leur face intérieure porte en général une rainure dans laquelle vient se fixer par collage l'âme de la



FIG. 109.

nervure. Le profil est obtenu en courbant le bois à chaud et non par chantournage qui trancherait les fibres du bois. Les chapeaux doivent être parfaitement polis et vernis avant montage : une surface rugueuse userait la toile et couperait les fils de fixation.

Les âmes se font généralement en contreplaqué de peuplier, grisard, okoumé ou bouleau par exemple, on les allège par des ajouements en trous circulaires ou elliptiques, ou mieux en les découpant en forme de treillis en N. En tous cas, dans ce découpage, il faut éviter les angles vifs qui constitueraient des amorces de rupture.

L'âme, travaillant à l'effort tranchant, il y aurait avantage à disposer le contreplaqué de façon à ce que ses fibres soient inclinées à 45° sur l'axe longitudinal de la nervure. Mais ce procédé conduit à des chutes importantes et est assez onéreux.

L'expérience a montré que, pour les trous d'allègement, la forme circulaire était préférable à la forme elliptique ; de même il y a avantage à multiplier les trous de petite dimensions, plutôt qu'à faire un petit nombre de trous de grand diamètre. Il importe en effet de laisser subsister partout une bonne liaison entre les semelles et même dans la région où l'effort tranchant est nul. Enfin il faut prévoir le passage du croisillonnage intérieur de l'aile et éviter, autant que possible, d'être obligé de faire passer les câbles du treillis à travers de petits trous percés à cet effet dans l'âme de la nervure.

Quand la nervure est haute, il est nécessaire de renforcer l'âme qui pourrait se voiler. A cet effet, on la renforce à l'aide de petits montants en bois, collés sur les deux faces du contreplaqué. Des baguettes semblables sont également placées au bord de l'orifice de passage des longerons de façon à former une sorte de cadre appuyant bien la nervure sur le longeron.

Certains constructeurs (Hanriot) effectuent ce renforcement avec des U ou des tôles pliées de duralumin rivées sur l'âme.

Dans les gros avions, on préfère généralement constituer la nervure comme une véritable poutre en treillis, en remplaçant l'âme de contreplaqué par un treillis formé de baguettes de bois simples ou doubles. Ces baguettes sont fixées par collage aux semelles auxquelles on donne souvent une section en T. La fixation peut être complétée à l'aide de pointes ou de vis dont le rôle est surtout d'assurer un serrage suffisant pendant le séchage de la colle.

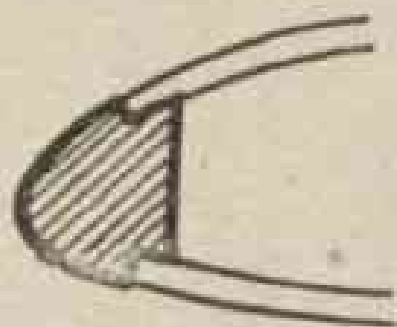


FIG. 110.



FIG. 111.

Cette construction est plus légère pour les nervures de grandes dimensions, car elle permet de calculer isolément chacune des barres du treillis et de leur donner la section nécessaire pour résister à l'effort tranchant ainsi qu'aux efforts de tension ou de compression qu'elles supportent en raison de la construction en treillis.

Au bord d'attaque, toutes les nervures sont réunies par une pièce de bois dont la section épouse le profil du bord d'attaque de l'aile. Cette pièce est entaillée pour permettre l'assemblage et le logement des semelles de nervures. Elle se fait généralement en spruce de bonne qualité ou en grisard, peuplier ou tilleul.

Au bord de fuite, toutes les nervures sont également réunies entre elles de façon à permettre la fixation de la toile entre les nervures. Ce bord de fuite peut se faire de différentes façons. Il peut être constitué : soit par une latte en bois mince sur laquelle viennent s'assembler les semelles au moyen de vis ou de pointes soit par un petit tube d'acier doux ovoïde, légèrement aplati (Hanriot, Sopwith) fixé au bec arrière des nervures au moyen d'une petite feuille de laiton ou d'acier mince qui

l'enveloppe et est clouée sur les semelles de la nervure, soit enfin par une simple corde à piano tendue à l'extrémité des nervures (Breguet, Farman, Caudron). Cette corde à piano est passée soit dans des petites ferrures en acier ou en laiton clouées sur les semelles des nervures, soit dans une boucle formée par une corde à piano de faible diamètre ou simplement une ficelle à fouet ligaturant les deux semelles de la nervure.

Les nervures sont souvent simplement enfilées sur les longerons ; en tous cas, il n'est pas nécessaire de les fixer aux longerons d'une façon très rigide, si elles sont convenablement reliées entre elles et si elles sont conçues de façon à ne pouvoir se déverser, ce qui faciliterait leur flambage. Cependant beaucoup de constructeurs fixent la nervure au longeron par collage, en profitant du cadre formé par les baguettes de renforcement de l'âme. Certains vissent les semelles sur les longerons. Ce procédé est plutôt à éviter ; en tous cas, il faut qu'au passage du longeron, les semelles conservent une section suffisante pour résister à l'effort tranchant correspondant aux réactions d'appui.

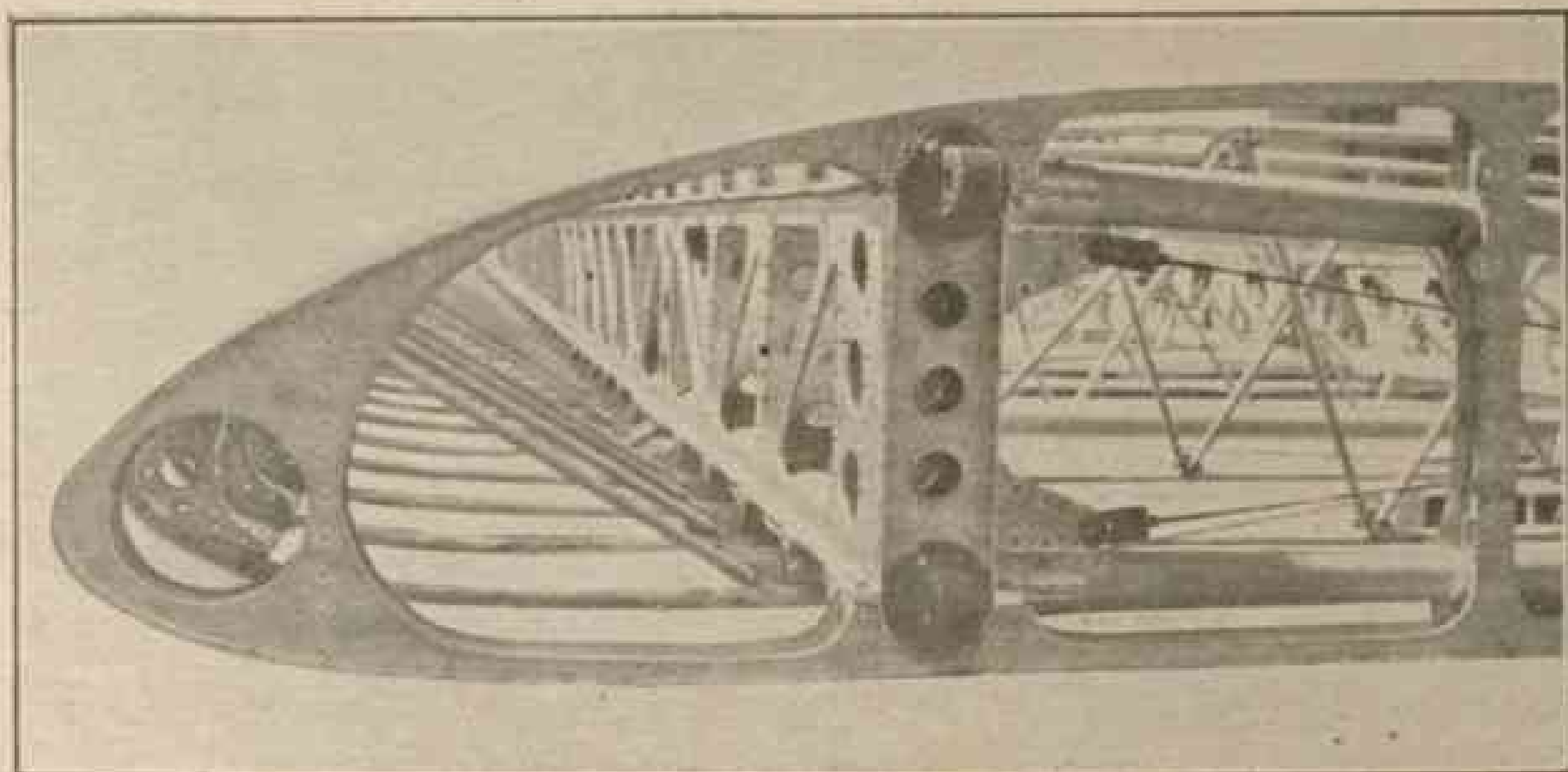
Fausses nervures et nervures renforcées. — La région du bord d'attaque de l'aile doit être extrêmement rigide autant pour avoir une bonne pénétration dans l'air qu'en raison de la manœuvre au sol de l'avion. Aussi le bord d'attaque est-il muni d'un revêtement rigide soit en tôle de duralumin soit en contreplaqué. Ce revêtement doit en principe, au moins pour l'extrados de l'aile, aller jusqu'au longeron avant. En raison de leur écartement, les nervures courantes ne seraient pas suffisantes pour soutenir ce revêtement. Aussi intercale-t-on entre deux nervures normales, une ou deux *fausses-nervures*. Celles-ci sont faites absolument comme les nervures ordinaires mais sont limitées à la portion comprise entre le longeron avant et le bord d'attaque. Toutefois, elles peuvent être de construction plus légère et leurs âmes sont en général plus ajourées, parfois même supprimées.

On a déjà vu qu'aux extrémités d'ailes, ou d'éléments d'aile quand l'aile est en plusieurs parties, la tension de la toile nécessitait l'emploi de *nervures renforcées*. Sur les petits avions, on peut se contenter d'une planche épaisse découpée suivant le profil de l'aile. En général on utilise plutôt des *nervures caissons* constituées au moyen de deux semelles et de deux âmes pleines ou ajourées. Leur fabrication est en tous points comparable à celle des longerons caissons.

2° Nervures métalliques.

Le métal pour ainsi dire uniquement employé dans la construction des nervures métalliques est le duralimin. Il a été fait des nervures en acier : ces nervures étaient faites de deux âmes en tubes minces reliées entre elles par un treillis en tubes également, le tout soudé à l'autogène. Outre les inconvénients de la soudure autogène qui risque de brûler le métal, cette construction a le défaut d'être lourde, car, pour conserver une rigidité locale suffisante, on est conduit à adopter des épaisseurs d'acier supérieures à celles qu'indique le calcul de résistance.

Sur de petits avions, on peut constituer la nervure à l'aide d'une tôle découpée et emboutie de façon à présenter deux bords tombés figurant les semelles; l'âme est gaufrée et les bords des ajouements également emboutis pour augmenter l'inertie transversale. Des nervures en tôle d'aluminium faites de cette façon n'ont pas donné satisfaction. La tôle de duralumin aurait sans doute été plus résistante mais aurait nécessité un outillage d'emboutissage très coûteux et des traitements thermiques compliqués sur des pièces de cette dimension. D'une façon générale, on construit les nervures en poutres en treillis qui permettent de bien répartir le métal en fonction des efforts.



Type de charpente d'avion métallique (S. E. C. M.)

La plupart des constructeurs ont cherché à réaliser les nervures en se servant des profilés standard de façon à réduire au minimum le prix de revient. Les profilés les plus employés sont les tubes, les U ou les T. Les nervures Dewoitine, Wibault, S. E. C. M., par exemple, sont entièrement en tubes de duralumin.

Dans la nervure Wibault, les barres du treillis, aplaties à leur extrémité, étaient fixées à la semelle par une tôle de duralumin repliée autour de la semelle et rivées.

Actuellement, dans les nervures Dewoitine ou S. E. C. M., de petites ferrures en duralumin embouti entourent exactement la semelle et les barres du treillis : des rivets tubulaires fixent la ferrure à la semelle, des rivets extérieurs maintiennent le treillis par simple serrage.

Ce procédé nécessite un outillage que bien des constructeurs hésitent à créer pour un prototype.

Aussi, en général, on préfère employer pour les semelles des profilés en U dont l'assemblage avec les barres du treillis est beaucoup plus facile.

Les barres du treillis peuvent, dans ce cas, être faites en tubes (Potez, Zodiac) aplatis à leurs extrémités et rivés sur la semelle de l'U.

Elles peuvent être faites également en U qui viennent s'emboîter à l'intérieur des semelles (Lioré-Olivier, Hanriot). La liaison peut se faire de différentes façons : on peut, en supprimant à l'extrémité les ailes de l'U et en pliant la semelle, river la barre de treillis à la semelle de l'U qui forme le chapeau de la nervure ; On peut encore river entre elles les ailes des profilés en U ; dans ce cas, on renforce souvent l'assemblage à l'aide de petites tôles formant gousset et rivées à la fois au chapeau de la nervure et aux barres du treillis.

Dans les nervures de grandes dimensions, pour augmenter l'inertie des semelles et des barres comprimées du treillis, on les constitue à l'aide d'un caisson formé de deux profilés en U emboîtés l'un dans l'autre et rivés. On a aussi également une meilleure rigidité et une bonne inertie transversale. Enfin d'autres constructeurs adoptent pour les barres du

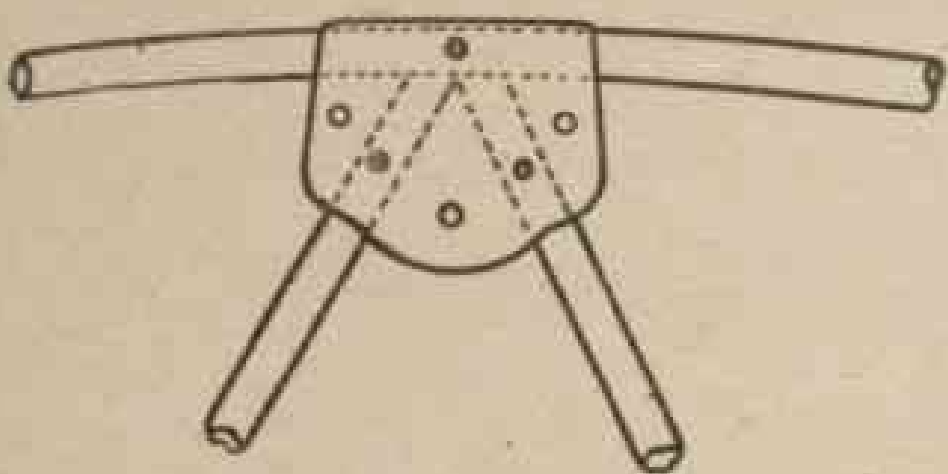


FIG. 112.

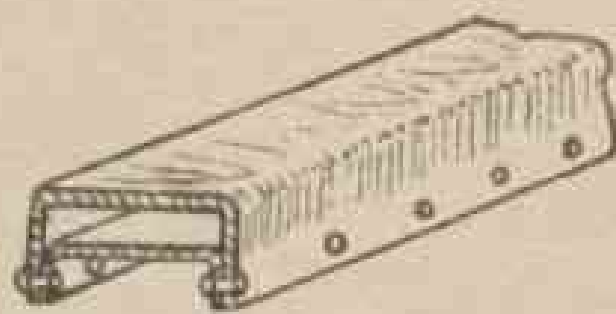


FIG. 113.



FIG. 114.

treillis des tôles découpées et gaufrées par emboutissage. Dans le Breguet 19 par exemple les semelles sont des tôles roulées de façon à constituer un tube mais avec deux bords tombés entre lesquels sont serrés les ferrures embouties du treillis.

Ce procédé permet plus de légèreté mais est sans doute d'un prix de revient plus élevé.

Les nervures métalliques, comme les nervures en bois, sont en général simplement enfilées sur les longerons. Toutefois, au passage du longeron, l'âme de la nervure est souvent constituée par une tôle découpée suivant la section du longeron et repliée de façon à présenter quatre languettes qui permettent une fixation par rivetage. Sur certains avions, pour faciliter le remplacement d'une nervure cassée, les nervures se font en 3 parties :

Une partie centrale, un bec avant et un bec arrière. Cette complication à priori ne paraît pas très nécessaire : il suffit de la prévoir uniquement pour les nervures de remplacement.

A l'avant, toutes les nervures sont reliées entre elles, en général par un tube qui constitue le bord d'attaque.

A l'arrière, le bord de fuite peut être fait par un tube aplati, une tôle étroite mais assez épaisse, ou plus souvent par une corde à piano.

Les fausses nervures et les nervures caissons sont constituées suivant le même principe que pour les nervures en bois.

5° Revêtements

Le revêtement des ailes peut se faire, soit en toile, soit en panneaux de contreplaqué, soit encore en tôles de duralumin. Actuellement le revêtement en toile est de beaucoup le plus employé : avec la charpente classique des ailes, c'est le revêtement le plus facile à poser et incontestablement le plus léger.

Par contre il a l'inconvénient d'être fragile et de se détendre après quelques heures de vol et un long stockage ce qui diminue les performances de l'avion. Les revêtements rigides en contreplaqué ou tôle d'alliages légers donnent une meilleure forme et un meilleur poli au profil ; ils sont plus rustiques et permettent par exemple en cas de nécessité de laisser les appareils dehors. Par contre la différence de poids est considérable surtout si ces revêtements participent peu ou pas du tout à la résistance de la cellule et si on se contente de les fixer à une charpente d'aile classique, telle que celle utilisée avec le revêtement de toile. Ces revêtements nécessitent donc, pour rester dans les poids normaux de construction, une conception spéciale de la poutre-d'aile.

I. — *Revêtements en toile.* La seule toile autorisée actuellement en

France est la toile de lin dont il existe, comme il a été déjà dit, deux types : un type à moyenne résistance généralement employé et un type à haute résistance réservé aux appareils rapides et acrobatiques.

Pendant la guerre, on a fait également usage de schappe de soie et de toiles de coton. La schappe de soie paraît être définitivement abandonnée à cause de son prix élevé, de ses difficultés de stockage et de sa résistance insuffisante pour les avions modernes. Par contre en cas d'urgence, guerre ou crise économique par exemple, il n'y aurait pas d'impossibilité technique à autoriser à nouveau les toiles de coton qui peuvent avoir les mêmes résistances que les toiles de lin tout en pesant des poids très voisins et qui n'ont que l'inconvénient de prendre moins bien l'enduit et de nécessiter une couche supplémentaire.

La position de la toile par rapport aux nervures a une certaine importance.

Certains constructeurs préconisent de disposer la toile de façon à ce que chaîne et trame soient inclinées de 45° sur les nervures. C'est ce mode d'entoilage en particulier qui est adopté sur les avions civils des lignes Latécoère. En principe, avec cette disposition, les déchirures éventuelles de la toile ont moins de tendance à s'aggrandir et à se propager.

Mais, d'un autre côté, les toiles gardent une déformation permanente quand elles sont soumises à un effort même faible. Les allongements ne sont donc pas élastiques et sont toujours plus grands en chaîne qu'en trame. Il en résulte que le profil se déforme rapidement sous les actions de l'air et que le flottement de la toile et la déformation permanente du profil seront moins accentués si le sens de la toile qui a le plus faible allongement c'est-à-dire la trame est disposé perpendiculairement au profil donc aux nervures. C'est la disposition réglementaire en France et qui résulte des prescriptions des « Conditions techniques générales » qui disent que les coutures du tissu seront parallèles aux nervures et que, dans le cas où des coutures leur seraient perpendiculaires, elles devraient être situées aux bords d'attaque ou de fuite.

On procède à l'entoilage de l'aile, lorsque celle-ci est complètement terminée et soigneusement vernie. Pour que la toile se tende bien, sans faire de plis, il faut qu'elle repose sur les chapeaux des nervures et ne touche pas aux longerons.

Autrefois la toile était fixée par clouage sur le bec avant et sur les chapeaux des nervures. On employait des pointes étamées pour éviter l'attaque de la toile par la rouille et on renforçait la fixation en collant une

bande de toile par dessus les points de fixation tout le long des nervures. Ce procédé ne présentait absolument aucune sécurité et a été abandonné à la suite de graves accidents.

Actuellement on procède uniquement des différentes façons suivantes :

1° Quand l'épaisseur de l'aile le permet le procédé de fixation employé est *le lardage*. Avant la pose de la toile, on place, comme il a déjà été dit, entre le bord d'attaque et le longeron avant, au moins à la partie supérieure de l'aile, un renforcement en contreplaqué ou en tôle de duralumin suivant le cas. La toile est simplement posée sur ce revêtement avant et renforcée par une bande de toile de 20 à 30 centimètres de largeur, collée à cheval sur le bord d'attaque.

La toile est ensuite solidement fixée aux nervures au moyen d'un fil de lin, puis raidie à l'arrière par une couture sur le bord de fuite.

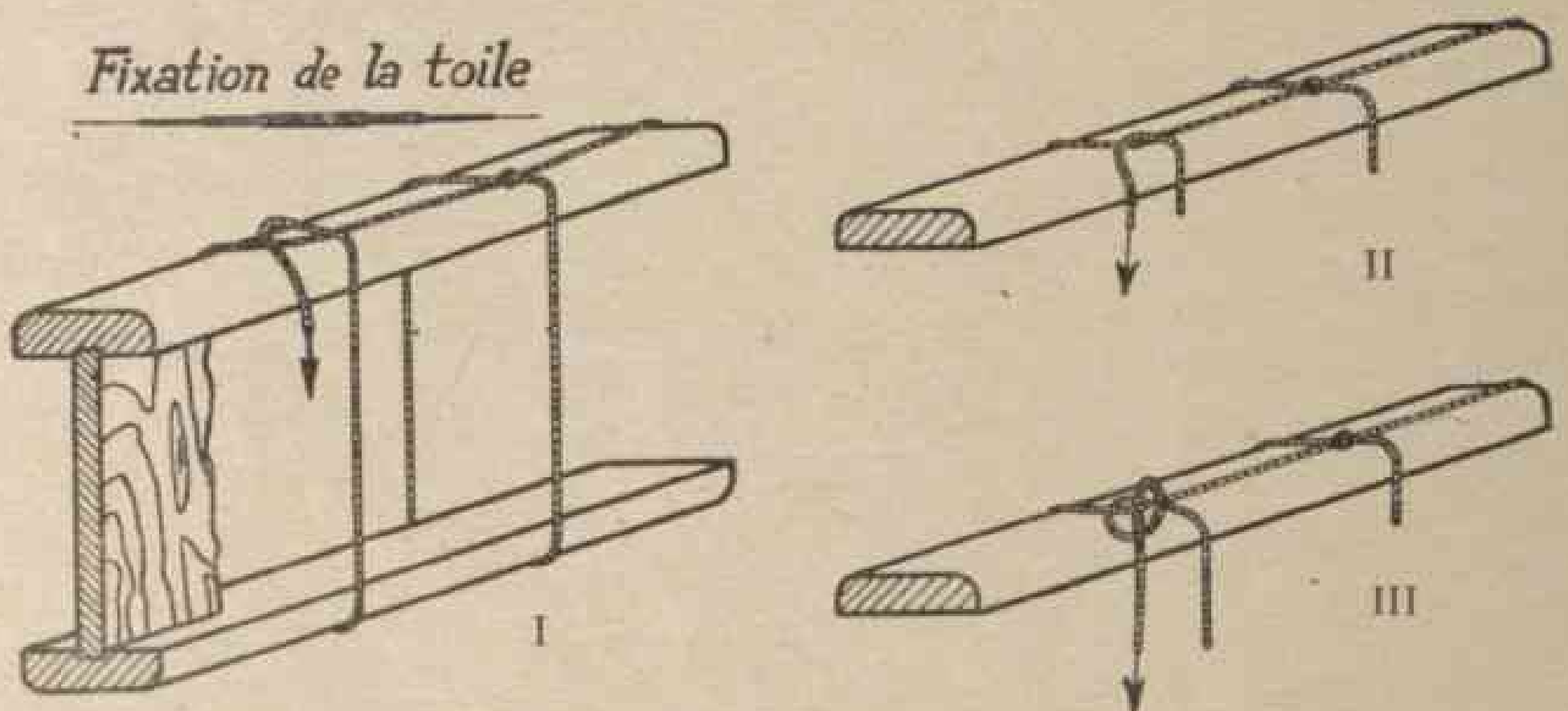


FIG. 115.

Le fil de lardage entoure complètement la nervure ; il est continu et arrêté par un nœud à chaque ligature. Ce nœud doit se trouver dans l'axe de la semelle de la nervure.

Pour éviter que le fil ne coupe la toile sous l'action de la dépression on interpose entre la toile et le fil de lardage une tresse de renforcement collée à la toile sur toute la largeur du chapeau de la nervure. En outre, après lardage, on colle une deuxième tresse ou une bande crantée recouvrant les fils et destinée à les protéger contre toute usure. Le fil employé est du fil de lin ayant une résistance à la rupture d'au moins 15 kilogs.

L'écartement des nœuds de fixation est donné par la formule : $e = \frac{b}{d}$ cen-

timètres : b étant le nombre de brins de chaque ligature (deux en géné-

ral) et d étant la distance entre nervures exprimée en mètres. Sur les avions de chasse ou acrobatiques cette distance est réduite de moitié.

Quand les nervures sont métalliques, le frottement du fil contre le métal pourrait en amener la rupture. Aussi faut-il, avant de poser la toile, recouvrir le chapeau de la nervure par un marouflage ou une gaine de toile enveloppant complètement le chapeau. Il faut, en outre, prendre soin que le fil, dans son passage à l'intérieur de l'aile, ne puisse pas frotter contre les barres du treillis de la nervure, ce qui pourrait le couper.

2° Quand l'épaisseur de l'aile dépasse 30 à 40 centimètres, la fixation de la toile par lardage devient de plus en plus difficile. Il faut en effet employer des aiguilles très longues, difficiles à guider à travers l'épaisseur de l'aile pour percer la toile au point voulu et le travail ne peut être fait que par deux ouvrières travaillant simultanément de part et d'autre de l'aile dressée verticalement et se repassant l'aiguille alternativement.

Aussi dans ce cas, on se contente de coudre la toile sur un marouflage recouvrant le chapeau de la nervure. Le fil employé est alors du fil de machine ordinaire, il est arrêté par un nœud à intervalle égaux, tous les deux centimètres environ. Une bande de toile de renforcement est également collée tout le long du chapeau de la nervure recouvrant complètement la couture.

Le marouflage de la nervure peut se faire de diverses manières : par une bande de toile enroulée en spirale autour du chapeau (nervures en bois) ou par un tube en tresse, analogue à une mèche dans laquelle est enfilé le chapeau de la nervure (S. E. C. M., Dewoitine) par exemple. On peut encore citer le marouflage des nervures du Breguet 19 constitué par une tresse large pliée autour du chapeau et rivée sur lui en même temps que les barres du treillis. Les deux bords de la tresse, accolés sur le dessus de la nervure et piqués à la machine forment un bourrelet extérieur sur lequel il est facile de coudre la toile.

Les collages de la toile se font simplement avec de l'enduit épais à l'acétate de cellulose. On passe deux couches d'enduit sur la toile, on pose ensuite la bande de toile à coller et on repasse sur le tout une troisième couche d'enduit. Pour diminuer le risque de décollement et augmenter l'adhérence, les bandes de toile rapportées ne sont pas coupées à bords droits, mais ont leurs bords découpés en dents de scie. Ces bandes existent dans le commerce sous le nom de bandes crantées.

Après que la toile a été ainsi fixée sur l'aile, on procède à l'enduisage et au vernissage. Ainsi qu'on l'a déjà vu, ces opérations consistent à passer sur la toile, à l'aide de pinceaux, trois couches d'enduit à l'acétate de cellulose et une couche de vernis gras.

Actuellement en France, pour des raisons de simplification, on remplace souvent la couche de vernis gras par une quatrième couche d'enduit. Ce procédé est à éviter : il donne des surtensions à la toile qui peuvent provoquer des déchirures, en outre l'enduit étant hydroscopique la protection de la toile est loin d'être aussi bien assurée qu'avec une dernière couche de vernis gras incolore.

II. — *Revêtements en contreplaqué.* Le revêtement en contreplaqué permet d'obtenir une surface parfaitement lisse et conserve mieux le profil de l'aile que la toile qui, malgré l'enduisage, s'allonge et se creuse entre chaque nervure après quelques heures de vol. Mais il a l'inconvénient d'être lourd, aussi est-il assez peu employé.

D'autre part, alors que l'enduit donne à la toile une tension maintenant le profil, il n'existe rien de semblable pour le contreplaqué qui est posé sans aucune tension initiale. On est donc obligé de le soutenir par un lattis très serré. A cet effet, on peut constituer l'aile à l'aide de deux longerons et d'un petit nombre de nervures maîtresses, espacées afin de gagner du poids, mais on intercale entre ces nervures plusieurs fausses nervures très légères qui peuvent n'avoir que des âmes très ajourées ou même supprimées. (Albert, Fokker, Handasyde). En outre on réunit toutes les nervures entre elles par des lattes placées parallèlement à l'envergure et on s'arrange de façon à ce que le contreplaqué soit soutenu tous les 20 centimètres environ.

Le contreplaqué est alors posé sur le lattis ainsi constitué et fixé par des vis aux chapeaux des nervures et aux pannes. Les panneaux sont formés à l'avance et posés humides, ce qui leur fait prendre une sorte de tension après séchage.

Il est indispensable de vernir très soigneusement l'aile terminée pour empêcher le contreplaqué de se gonfler et de gondoler sous l'effet de l'humidité.

Sur certains avions de record de vitesse, dans lesquels le poids de construction n'a pas une importance capitale, l'aile était recouverte à la façon d'une coque, à l'aide de deux couches de bandes étroites de contreplaqué, collées l'une sur l'autre et posées à 45° sur l'axe des nervures en

croisant les bandes d'une couche à l'autre. Ce procédé donne toute sécurité quant à la solidité du revêtement, particulièrement nécessaire sur un avion très rapide, mais son poids serait prohibitif sur des avions d'utilisation commerciale ou militaire.

De même dans l'avion de course Bernard, qui détient le record du monde de vitesse, l'aile est à trois longerons caissons réunis par quelques nervures maîtresses espacées. Sur cette armature sont fixées des lattes de spruce jointives, d'épaisseur décroissante jusqu'à l'extrémité de l'aile, formant un véritable plancher recouvert lui-même par une double épaisseur de contreplaqué. Cette construction, qui fait participer tout le revêtement à la résistance de l'aile, est très robuste ce qui est indispensable sur un avion qui atteint la vitesse fantastique de 448 km/h ; mais elle conduirait à des poids prohibitifs pour des avions d'utilisation pratique.

III. — *Revêtement métallique.* Le revêtement métallique présente les mêmes avantages que le revêtement en contreplaqué, avec en plus celui d'être moins sensible aux agents atmosphériques, chaleur et humidité, tout au moins en ce qui concerne la déformation. Comme lui il est beaucoup plus lourd que la toile et, étant donné les épaisseurs de tôle que l'on est contraint d'employer, la nécessité de les raidir pour éviter leur plissement fait sa réalisation est un problème des plus difficiles

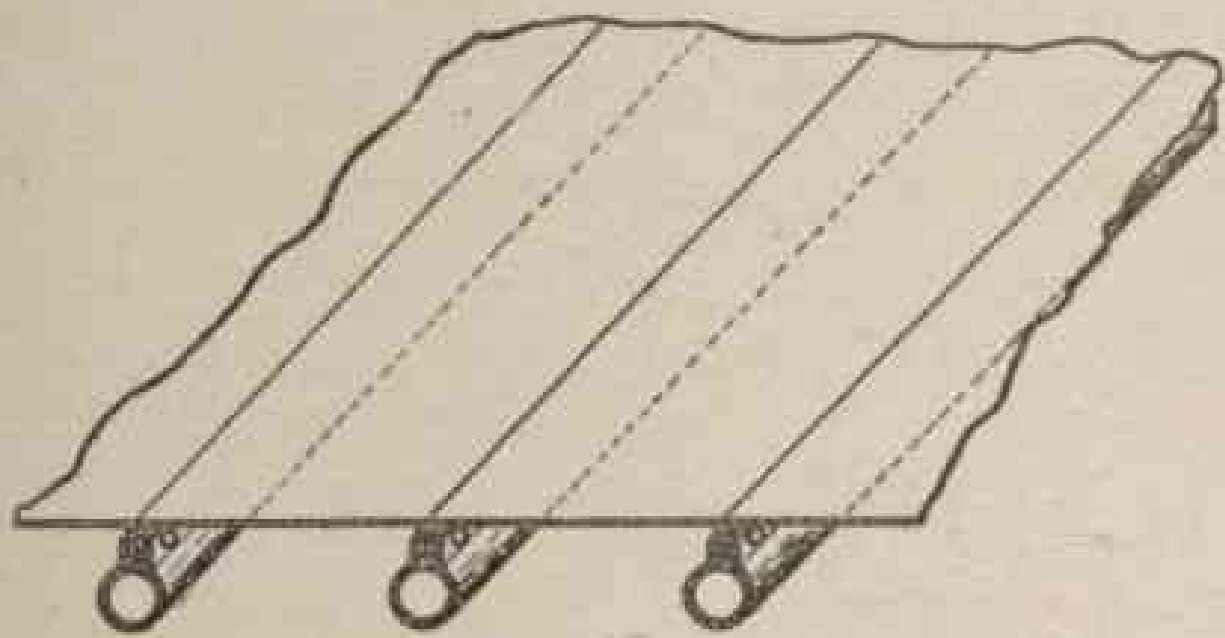


FIG. 116.

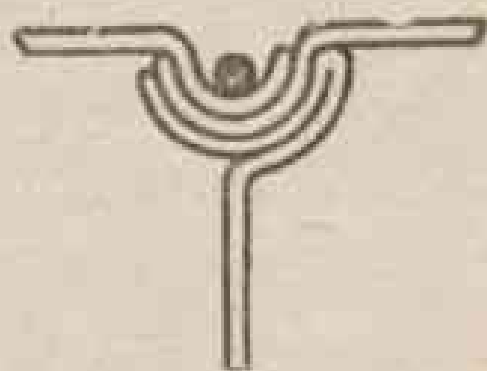


FIG. 117.

Cependant comme il est le complément naturel de la construction métallique des avions, le revêtement métallique des ailes a fait l'objet de nombreuses études et on peut dire qu'actuellement il existe déjà plusieurs solutions satisfaisantes. Les Allemands ont été les premiers à poursuivre l'étude de ce problème et la construction française présente incontestablement quelque retard à cet égard.

De nombreux constructeurs, en France surtout, ont réalisé le recouvrement métallique des ailes comme un simple revêtement substitué à la

toile et ne participant pas à la résistance de l'ensemble. Ils ont donc conservé la charpente classique de l'aile : poutre d'aile à deux longerons, entretoises croisillonnées et nervures, et ont imaginé diverses solutions soit pour fixer le revêtement à cette charpente, soit pour lui donner la raideur suffisante. Breguet, par exemple, avait essayé pour l'aile un revêtement qu'il n'a d'ailleurs conservé que pour le recouvrement des fuselages de ses avions type 19. Ce revêtement est constitué par des bandes étroites de duralumin de 15/100 d'épaisseur ; ces bandes, repliées en forme d'u, sont rivées entre elles par l'intermédiaire d'une tôle de même épaisseur repliée avec un fort arrondi destiné à donner de l'inertie au revêtement. Les bandes sont placées dans le sens de la profondeur de l'aile, la face lisse vers l'extérieur du profil.

Le constructeur Besson avait imaginé de réaliser le revêtement à l'aide de panneaux de duralumin, enroulés autour de l'aile, qui venaient se poser par leurs bords incurvés dans une gorge portée par le chapeau des nervures. L'assemblage de deux panneaux consécutifs se faisait par recouvrement à l'intérieur de cette gorge et la fixation était obtenue à l'aide d'une corde à piano enroulée autour de l'aile sur le chapeau de la nervure et tendue à l'aide d'un tendeur. Les panneaux étaient raidis par un nervurage parallèle aux nervures obtenu en emboutissant la tôle à l'aide d'un ou deux coups de molette par panneaux. Ce procédé très simple, évitait les rivetages et facilitait les réparations ; il avait l'inconvénient de ne pouvoir être adopté que sur des ailes biconvexes.

Plus récemment, Schneider, sur un avion monoplan bimoteur, constitue le revêtement de la façon suivante. La charpente d'aile classique supporte des nervures maîtresses assez espacées.

Mais ces nervures ne servent pas à donner le profil de l'aile ; elles servent de support à des lisses longitudinales, disposées selon l'envergure de l'aile et ayant une section en U à arêtes arrondies. Ces lisses sont réparties sur le pourtour des nervures de façon à être toutes tangentes intérieurement au profil de l'aile. La tôle de revêtement, une tôle ondulée pour avoir la raideur suffisante, est enroulée autour de l'aile et vient donc reposer sur toutes les lisses auxquelles elle est rivée au moyen d'œilletons qu'un outillage ingénieux permet de poser de l'extérieur.

D'une façon générale, on peut admettre que si l'on conserve la charpente habituelle avec ses nervures et que l'on rapporte dessus un revêtement métallique, le poids de construction obtenu sera prohibitif. En effet, puisque l'on conserve la même carcasse d'aile que si l'on utilisait la toile

pour le recouvrement, le poids de construction se trouve majoré de la différence de poids au mètre carré de la toile et de la tôle employée, augmenté encore du poids de tous les éléments ajoutés pour soutenir la tôle et la raidir pour l'empêcher de se déformer. On ne saurait donc avec une telle construction obtenir un bon rendement commercial ou militaire d'un avion quant aux poids utiles ou de combustibles emportés.

Des considérations d'entretien et d'amortissement pour les avions civils ou de vulnérabilité pour les avions militaires peuvent cependant intervenir pour justifier une perte de rendement à condition qu'elle ne soit pas excessive.

En tous cas, pour qu'un avion à recouvrement métallique des ailes soit équivalent à un avion à revêtement de toile, c'est-à-dire ail à peu près le même poids de construction, il est donc nécessaire d'abandonner résolument les types classiques de charpente de façon d'une part à chercher à faire travailler le revêtement à la résistance de l'aile, d'autre part à réduire au minimum les éléments ajoutés uniquement pour soutenir ou raidir le revêtement. Cette solution conduit à la multiplicité des longerons d'aile, ainsi qu'à la suppression ou tout au moins à une modification profonde des nervures.

1° *Ailes caissons*. — Le type de cette construction est celui d'un monoplan métallique allemand, le Zeppelin de Staaken. Dans cet appareil, l'aile est constituée par un énorme caisson central formant longeron unique sur lequel on a rapporté un avant-bec et un arrière-bec légers constitués par de fausses nervures supportant une tôle de duralumin de faible épaisseur. Le caisson central, qui constitue toute la membrure résistante est formé de 3 âmes ajourées et entretoisées par des diaphragmes de place en place. Le revêtement sert de semelles au caisson : il est formé par une tôle renforcée par des ω de duralumin rivés à la tôle du côté intérieur à l'aile. Ces profilés ont pour but d'augmenter l'inertie des semelles et de s'opposer à leur flambage.

L'épaisseur du revêtement varie tout le long de l'envergure de l'aile en fonction des efforts. Le constructeur français Bernard (Fer-Bois) a généralisé ce principe de construction dans la fabrication de monoplaces de chasse de 300 CV et 420 CV dont les poids sont sensiblement les mêmes que ceux des appareils classiques de même catégorie. Dans cet appareil l'aile est un seul caisson cloisonné par une dizaine de longerons formés d'une tôle de duralumin placée de champ, ajourée et raidie à l'aide d'une rai-

nure longitudinale formée à la molette. Ces longerons servent de support au revêtement qui est formé par des bandes de duralumin, placées dans le sens de l'envergure de l'avion et repliées à angle droit pour venir se river sur deux longerons consécutifs. L'épaisseur des bandes varie dans le sens de la profondeur de l'aile : elle est de 16/10 dans la région de l'aile correspondant à la position moyenne du centre de poussée et n'est que de 6/10 au bord de fuite. La multiplicité des longerons permet d'éviter de renforcer le revêtement par des éléments raidisseurs et de supprimer les nervures et le contreventement intérieur de l'aile qui est assuré par le revêtement lui-même.



FIG. 118.

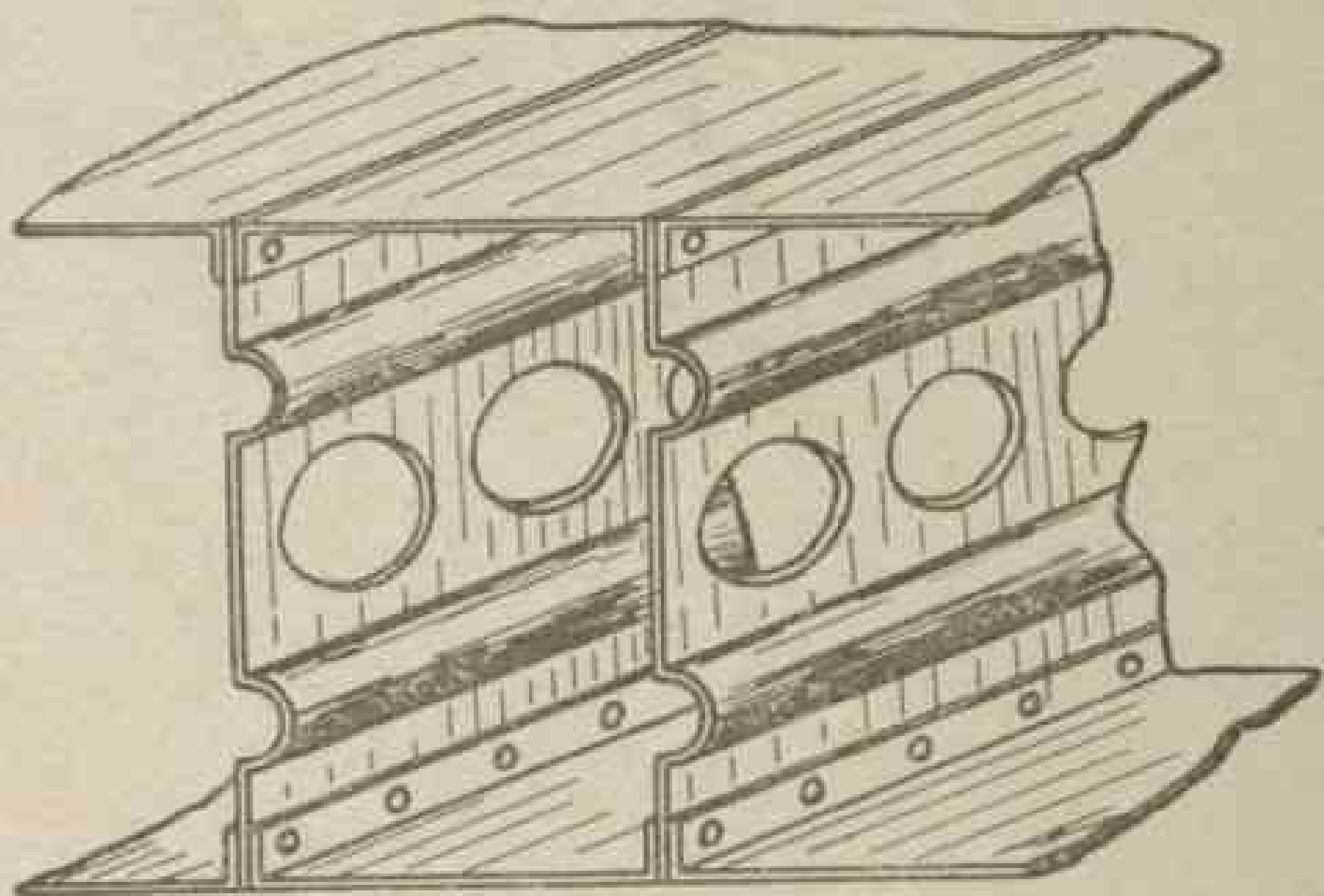


FIG. 119.

Une construction analogue est celle réalisée par les chantiers de Provence-Aviation dans un petit avion d'étude. L'aile est formée par un large caisson central terminé par un bec avant et un bec arrière rapportés comme dans le Zeppelin de Staaken. Le caisson central est à quatre âmes longitudinales formées par des tôles de champ, ajourées et repliées à angle droit pour permettre la fixation du revêtement formant semelle. Ce revêtement est constitué par une tôle raidie par un double nervurage à angle droit formé par des profilés en ∞ de duralumin : le nervurage parallèle à l'envergure est situé à l'intérieur de l'aile, le nervurage parallèle aux nervures est extérieur à l'aile. Dans le sens de la marche de l'avion, il ne présente qu'une résistance à l'avancement négligeable.

Ce procédé est plus simple comme rivetage que les précédents et par conséquent moins coûteux. On peut encore indiquer la construction de l'avion Latécoère Lat 6 dans laquelle le revêtement sert surtout au contreventement intérieur de l'aile et à la liaison des longerons entre eux.

Dans cet appareil, la structure de l'aile comprend 7 à 9 longerons, quelques nervures maîtresses et un lattis constitués par des U disposés perpendiculairement à l'envergure et reliant les longerons entre-eux. Les longerons, de section en I, sont formés par deux tôles pliées en u, ajourées et accolées par leurs âmes ; ces tôles sont embouties pour augmenter

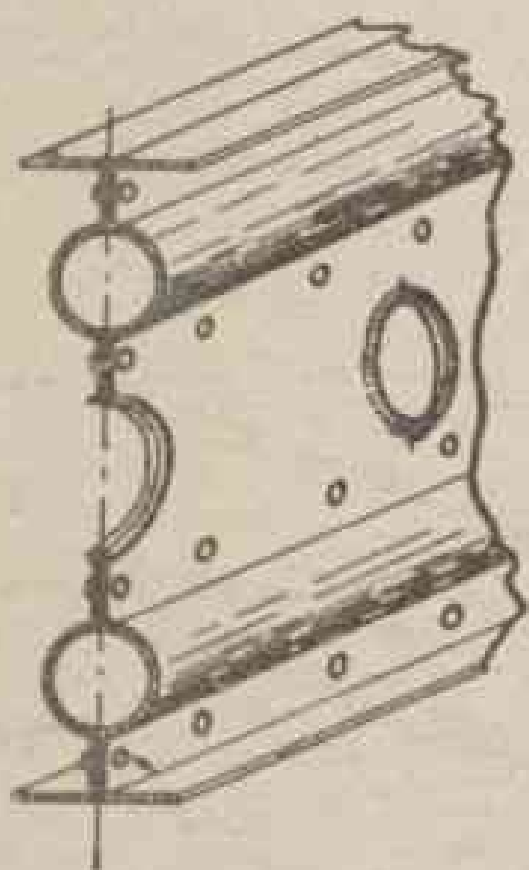


FIG. 120.

la rigidité du longeron. La tôle de revêtement de 3/10 est rivée sur le lattis formé par les fausses nervures et les semelles des longerons. Cette construction pourrait être avantageusement allégée et surtout simplifiée en utilisant pour le revêtement de la tôle ondulée de 4/10 par exemple et en supprimant complètement le lattis de soutien constitué par les U reliant les longerons.

Enfin on peut signaler la construction métallique des avions Wibault dans lesquels, si le revêtement ne participe pas à proprement parler à la résistance, sa fixation a été particulièrement simplifiée et allégée. L'aile, dans cette construction, comporte deux longerons caissons réunis par une triangulation en tubes assurant l'indéformabilité de la carcasse de l'aile. Les nervures, très légères, sont de simples tôles plates découpées et percées de larges trous d'allègement ; elles sont assemblées aux longerons par de petites cornières rivées sur les flasques. Le revêtement, en tôle ondulée, est rivé extérieurement aux nervures par l'intermédiaire de ce que M. Wibault appelle le « pli pincé ». C'est un simple pli dans la

tôle obtenu à la presse et dans lequel vient s'emboîter la nervure ; le rivetage est donc extérieur facile à poser et à vérifier.

Cette construction est simple et économique ; c'est une variante d'une construction réalisée en Allemagne par l'Ingénieur Dornier, dans laquelle la tôle de revêtement n'était pas continue mais formée d'une série de panneaux entre-nervures qui s'assemblaient deux à deux par un bord tombé de part et d'autre d'une même nervure.

2^o *Ailes à multiples longerons répartis le long du profil.* — Une autre conception générale de la construction entièrement métallique des ailes consiste à les constituer par une charpente intérieure unique formée d'un grand nombre de longerons triangulés entre-eux, aussi bien dans le sens de l'envergure que de la profondeur, et telle que le profil de l'aile constitue

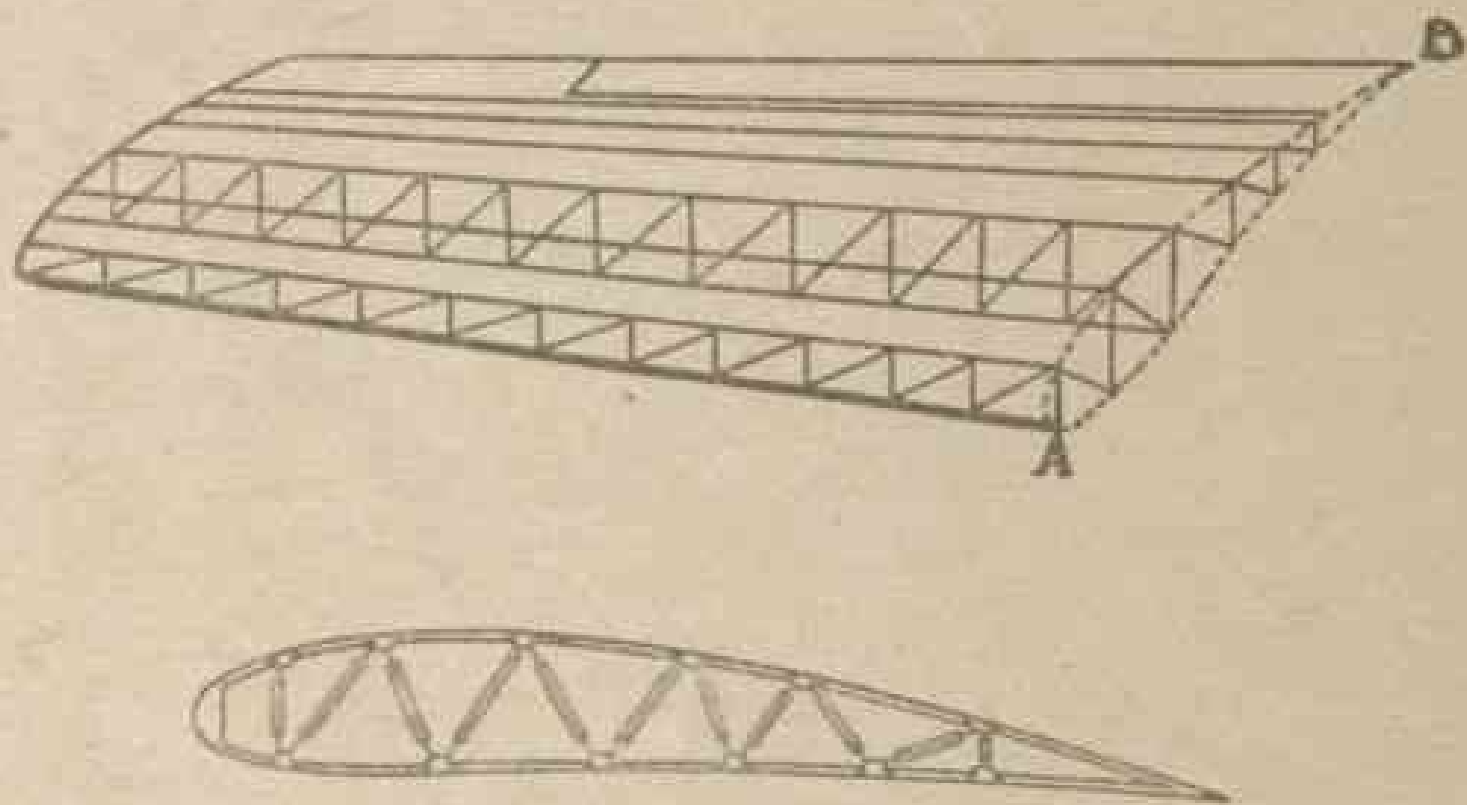


FIG. 121.

l'enveloppe de cette charpente. La tôle de revêtement est simplement enroulée autour de cette carcasse à laquelle elle est rivée suivant les lignes de contact avec les longerons. Cette tôle souvent ne participe pas à la résistance (Junker) ; cependant suivant l'importance qu'on lui donne on peut réduire celle de la triangulation intérieure à l'aile et utiliser le revêtement à maintenir les longerons à leurs écartements respectifs.

Le type de cette conception est la construction maintenant classique des avions Junkers. La structure de l'aile est constituée par un certain nombre de longerons en tube de duralumin (9 par exemple) répartis sur le profil de l'aile, parallèles entre eux et contreventés dans le sens de l'envergure comme dans celui de la profondeur par un treillis soit en tubes soit en barrettes de duralumin embouties de façon à former : dans le sens de l'envergure une série de poutres de Warren dont les semelles sont for-

mées par deux tubes l'un d'intrados, l'autre d'extrados et dans le sens de la profondeur une suite de poutres en treillis parallèles, espacées comme des nervures, dont les nœuds sont les divers longerons de l'aile.

Le revêtement en tôle ondulée de 35/100 est enroulé sur cette carcasse et rivé sur les tubes longerons le long des génératrices de contact.

Ce type de construction a été repris par la Société Dyle et Bacalan pour un monoplan bimoteur mais légèrement modifié de façon à éviter l'emploi des tubes dont les assemblages entre eux ou avec divers profilés sont toujours difficiles (fig. 121).

Dans cet appareil, l'aile proprement dite est également constituée par de multiples longerons en duralumin, entretoisés par des éléments profilés du même métal et inclinés les uns sur les autres de manière à avoir une semelle commune pour deux longerons. Chaque longeron élémentaire est formé par une poutre en treillis dont les semelles inférieure et supérieure sont formées par un profil en ω dont le rebord des ailes est tangent au profil. Dans le sens transversal, tous les longerons sont réunis entre eux de place en place par des U dont les ailes sont dirigées vers l'extérieur reliant les nœuds correspondants de chacune des poutres en treillis longitudinales : on a ainsi de véritables nervures faisant cependant partie intégrante de la charpente. La tôle de revêtement est disposée par panneaux à bords tombés et rivée d'une part sur les longerons longitudinaux et d'autre part sur les ailes des U transversaux. De cette façon l'aile se présente comme formée par de nombreux petits longerons caissons répartis le long du profil et reliés entre eux par le revêtement qui participe à la résistance et par tout le système de triangulation intérieure.

On peut dans un certain sens rapprocher de cette construction, celle du monoplan multimoteur métallique construit par les ateliers Bernard (Fer Bois). Dans cet appareil, une charpente intérieure formée de cinq longerons verticaux triangulés les uns aux autres comme dans le cas précédent supporte un revêtement cellulaire formé par deux tôles parallèles dont l'écartement est maintenu par des étirés en double T disposés le long de l'envergure et rivés à ces tôles. Cette dernière conception paraît devoir être très robuste mais semble par contre d'une fabrication particulièrement délicate et coûteuse.

Dans les avions à revêtements métalliques, il est indispensable de protéger soigneusement la tôle de recouvrement contre l'humidité de façon à la mettre à l'abri de l'oxydation. A vrai dire l'expérimentation n'est pas suffisante actuellement pour indiquer un enduit ou un vernis

particulier protégeant sûrement le duralumin contre l'action des agents atmosphériques. La question, particulièrement importante pour les avions marins et les hydravions paraît avoir été résolue par l'emploi d'enduits bitumeux déposés en couche épaisse et par conséquent très lourde. Il ne saurait en être question pour les appareils terrestres car le duralumin ne s'oxyde pratiquement avec rapidité que quand il est soumis à l'action de l'eau de mer ou de l'air marin. Sur les appareils terrestres, on se contente de protéger le duralumin par une couche de vernis (Lionoil ou Avionoil) ce qui a jusqu'ici donné à peu près satisfaction. En raison de sa grande surface de contact à l'air, le revêtement devra donc être très soigneusement verni et être protégé aussi bien intérieurement qu'extérieurement.

Enfin on devra chercher à lui donner une surface aussi lisse que possible. Pour les rivetages extérieurs en particulier, on utilise de préférence les œillets ou les rivets tubulaires qui affleurent mieux la surface et on en bouche l'orifice central avec un mastic. On devra également raccorder avec un mastic les plis de joint des tôles de revêtement comme dans les avions de chasse Bernard par exemple. L'emploi de la tôle ondulée, dont les ondulations sont disposées dans le sens de la marche de l'avion ne paraît pas avoir d'influence notable sur les performances ; cependant il semble qu'il y ait avantage à adopter des ondulations régulières et peu accentuées plutôt qu'un nervurage interrompu et à arêtes vives. Il semble encore qu'il y ait intérêt au point de vue aérodynamique à conserver la tôle lisse au bord d'attaque. Tous ces détails n'ont d'ailleurs pas une influence très considérable et l'expérimentation n'est pas suffisante à cet égard.

II. — MATS

Les mâts servent à maintenir l'écartement des ailes des multiplans. Dans les types de construction classiques, ils constituent les montants des poutres en treillis de la poutre armée dont les longerons d'aile sont les semelles. Ils travaillent donc toujours à la compression et, étant donné leur grande longueur, ils sont particulièrement susceptibles de flamber. Même dans les cellules dont la poutre armée est constituée par des poutres de Warren, et dont les mâts obliques sont alternativement tendus et comprimés, tous les mâts sans distinction peuvent, suivant les cas de vol considérés être appelés à travailler à la compression.

Pour diminuer la résistance à l'avancement, il est nécessaire de donner aux mâts une section profilée. Les expériences au tunnel ont montré que la meilleure forme de section était une forme ovoïde aplatie, la plus grande dimension étant placée dans la direction du vent relatif. L'allongement de la section, c'est-à-dire le rapport de sa longueur à son épaisseur est assez faible, il varie de 2 à 3,5 environ ; bien entendu on aura avantage toutes les fois que cela est possible à adopter le plus grand allongement possible.

Les mâts se font en bois, en acier ou en duralumin.

1° *Mâts en bois.* — Étant donné que les mâts travaillent toujours à la compression et périssent par flambage, on choisit pour leur fabrication les essences de bois qui ont les meilleures cotes de qualité statique et spécifique. Les résineux présentent à cet égard une grande supériorité sur les bois feuillus et sont donc presque uniquement employés. D'autre part, comme une amorce de flexion faciliterait le flambage, on choisira de préférence dans les résineux ou dans une essence particulière les bois

les plus raides en se servant de leur cote de ténacité et de leur cote de raideur. De bonnes caractéristiques sont obtenues en choisissant des bois résineux ayant un grain (largeur de l'accroissement annuel) de 3 millimètres au maximum et une texture (proportion de bois d'été comparé à la largeur totale de l'accroissement annuel) de 20 % au minimum, en outre l'écart maximum entre la largeur des couches annuelles et la largeur moyenne des couches (régularité du grain) ne doit pas dépasser 33 %.

1^o. — Quelle que soit l'essence employée, les mâts seront débités dans des pièces de bois sain, aussi homogène que possible et exempt de tous défauts préjudiciables ; ces pièces seront de droit fil et parfaitement régulières.

On donne généralement aux mâts, dans leur longueur, la forme d'un solide d'égale résistance ; la partie avant est, en général, rectiligne, l'arête arrière est une ligne brisée triangulaire à angle arrondi. La plus grande largeur, à laquelle on fait correspondre la plus grande épaisseur se trouve au milieu de la longueur du mât. Le mât terminé doit être parfaitement poli et vernis. Il est souvent renforcé par un marouflage de place en place, fait avec une bande de toile enroulée autour du mât, collée et vernie ensuite ; cette précaution est surtout utile quand, comme c'est le cas le plus fréquent, le mât est constitué de plusieurs pièces de bois assemblées. Les sections des mâts sont très variables, bien qu'elles aient toutes sensiblement le même contour.

Sur les avions de petites dimensions la section est très souvent pleine le mât étant fait soit d'une pièce soit de deux ou trois pièces collées. Dans ce dernier cas, il faut veiller à n'utiliser pour la fabrication du mât que des planches débitées sur mailles, afin d'éviter le voile et le décollement de la partie arrière sous l'effet du retrait. Cette construction conduirait à des poids excessifs sur les gros appareils et ceux-ci ont toujours leurs mâts en bois creux et formés par l'assemblage de plusieurs éléments pris toujours dans des planches débitées sur mailles.

A cet effet le mât peut être constitué par collage de deux pièces de bois creusées de façon à former deux 1/2 coquilles, dont l'épaisseur reste constante sur toute la longueur du mât, sauf aux extrémités et parfois au milieu où la section pleine est conservée. L'assemblage se fait par collage : les surfaces à assembler sont au préalable parfaitement dressées, puis brettées, c'est-à-dire passées au rabot à dents fines pour faciliter le

collage. En outre les joints sont fréquemment renforcés à l'aide d'une languette de bois dur.

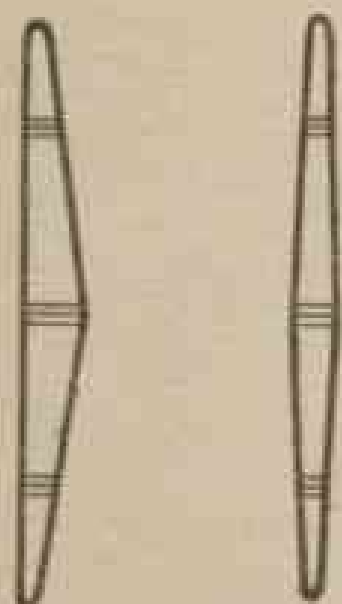


FIG. 122.

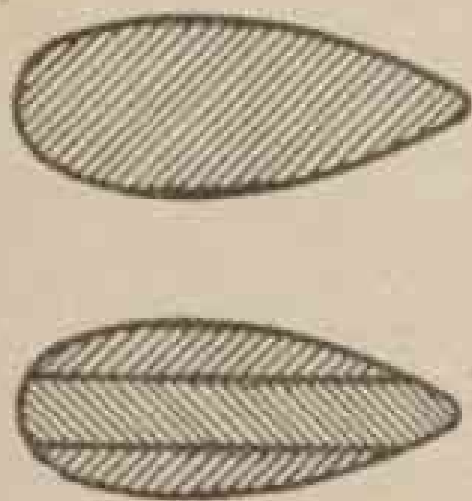


FIG. 123



FIG. 124.

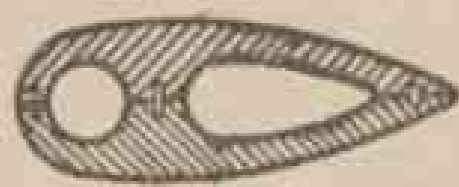


FIG. 125.

Mais une telle section n'a pas, à beaucoup près, le même moment d'inertie par rapport de son grand axe ou par rapport à l'axe perpendiculaire. Pour uniformiser sensiblement le moment d'inertie dans toutes les directions, on renforce souvent la section à l'aide d'une cloison intérieure obtenue en laissant dans chaque moitié de mât une partie de bois non creusée.

On peut obtenir le même résultat en constituant le longeron en quatre parties collées et marouflées : une partie avant formant le bord d'attaque, une lame transversale et deux demi-becs arrière. Mais cette construction est plus compliquée et plus coûteuse et augmente par trop l'importance des collages (fig. 126).

Sur les très gros avions, les constructions précédentes conduisent à des pertes de bois importantes que certains constructeurs ont cherché à éviter en fabriquant les mâts en caissons à l'aide de planches collées, exactement comme les longerons-caissons. Le caisson a une section rectangulaire et la forme extérieure du mât est obtenue à l'aide d'un avant-bec et d'un arrière-bec en contreplaqué complétant la section de façon à lui donner la forme de moins de résistance à l'avancement.

Quel que soit le mode de construction adopté, on augmentera la durée en service du mât et on évitera le voile et les décollements, en vernissant les bois aussi bien intérieurement qu'extérieurement de façon à les isoler complètement de l'humidité et à éviter tout gonflement ou retrait.

Les mâts se fixent aux longerons dans les ferrures d'assemblage par leurs extrémités qui sont toujours en bois plein et de section sensiblement plus faible que les sections centrales.

On se contente souvent de poser les pieds de mâts dans un godet spécial faisant partie de la ferrure d'attache ; plus généralement le pied de

mât est coiffé par une ferrure portant une patte qui vient s'articuler dans une chape portée par la ferrure fixée du longeron.

2° *Mâts métalliques.* — Les mâts métalliques sont très employés même sur les avions dont la structure des ailes et du fuselage est en bois. Ils peuvent être faits en acier ou en duralumin.

Les mâts se font très fréquemment avec des *tubes ronds*, généralement en acier. Ces tubes ont l'avantage d'avoir le même moment d'inertie dans toutes les directions ; ils sont donc avantageux pour des pièces travaillant au flambage. C'est pourquoi ils sont presque uniquement employés dans les gros avions ou dans les appareils dont on exige un coefficient de sécurité élevé. Mais leur forme leur donnerait une grande résistance à l'avancement, il est donc nécessaire de les caréner.

On peut le faire très simplement en enveloppant le tube par un fourreau en contreplaqué aplati, collé sur le tube ; mais ce carénage est fragile. On peut également coller le tube devant une partie en bois, en une ou plusieurs pièces, qui concourt d'ailleurs à la résistance. De place en place, un marouflage en toile renforce la fixation du carénage sur le tube.

Ce tube peut être encore placé complètement à l'intérieur d'un véritable mât en bois fait ainsi qu'il a été dit précédemment.

Enfin, le carénage peut être également métallique et formé par une tôle de duralumin enroulée autour du tube et rivée latéralement suivant deux génératrices.

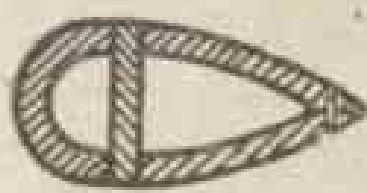


FIG. 126.

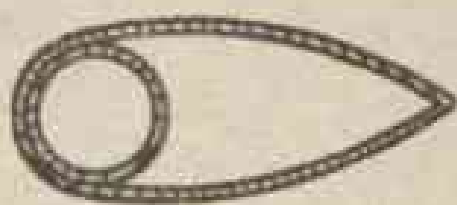


FIG. 127.

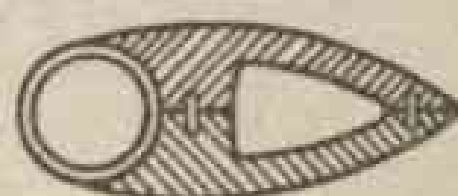


FIG. 128.



FIG. 129.

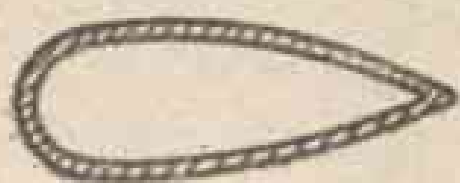


FIG. 130.



FIG. 131.



FIG. 132.

Pour éviter d'avoir à rapporter sur les tubes ronds un carénage approprié, on utilise fréquemment des tubes spéciaux, appelés tubes torpédos,

qui ont la section profilée de moindre résistance à l'avancement. Ces tubes ont été standardisés, ils s'obtiennent par matriçage de tubes ronds étirés et se font soit en acier soit en duralumin.

La section de ces tubes n'a pas un très bon allongement ; on diminue leur résistance à l'avancement d'une façon non négligeable en collant à leur partie arrière une baguette de spruce maintenue en place par un marouflage de place en place (Lioré-Olivier). Grâce à cette baguette la section a un meilleur allongement et une arête vive au bord de fuite ce qui diminue nettement la résistance à l'avancement (fig. 131).

Les tubes torpédos ont encore l'inconvénient d'avoir une épaisseur constante, en sorte que leur moment d'inertie autour de leur axe est assez faible ; aussi est-il souvent nécessaire de les renforcer intérieurement. On y arrive facilement à l'aide d'une fourrure constituée par un U ou une tôle pliée, maintenue à l'aide de rivets.

A leurs extrémités, les mâts portent une ferrure servant à la fixation au longeron.

Dans le cas des tubes torpédos en duralumin, cette pièce est constituée par un bouchon en aluminium fondu, ajusté sur le mât et fixé à l'aide de goujons. Ce bouchon a une embase sur laquelle le tube vient buter, de façon à l'empêcher de former coin et d'ouvrir le tube sous l'effort de compression. Il se termine en outre par l'organe de fixation au longeron chape, patte à œil ou rotule suivant le cas.

On peut également remplacer le bouchon en aluminium fondu par une ferrure en acier forgé ou en tôles soudées à l'autogène qui s'emboîte à l'intérieur du tube et lui est fixé par goujonnage ou rivetage. Dans le cas de tubes ronds et de tubes en acier, c'est cette dernière solution qui est le plus fréquemment employée.

3° Contrefiches des monoplans. — Les contrefiches des monoplans sont appelées également à travailler à la compression. En particulier dans les monoplans parasols, ces contrefiches, bien que travaillant généralement à la traction, peuvent être comprimées dans certains cas de vol ainsi qu'à l'atterrissage. Pour cette raison, leur construction ne diffère en rien de celle des mâts des multiplans.

Toutefois, il est indispensable, pour le réglage de l'avion, de pouvoir modifier leur longueur à volonté. Ce réglage s'obtient, en général, par l'intermédiaire d'une tige ayant ses deux extrémités filetées en sens inverse et qui se visse d'une part dans la ferrure de pied de mât, d'autre part dans

la chape ou la rotule servant à la fixation au longeron. Ce dispositif fonctionne à la façon d'un tendeur et un système de contre-écrous permet le blocage dans une position déterminée.

Le même dispositif de réglage peut être employé dans les biplans, mais il suffira d'en munir une seule rangée de mâts soit la rangée antérieure soit la rangée postérieure. Sur les biplans classiques à haubannage souple, le réglage est en général obtenu uniquement par la tension des haubans et des croix d'incidence ; mais dans les biplans dont la poutre armée, genre poutre de Warren, ne contient que des barres rigides, un dispositif de réglage des mâts est indispensable.

4° Monomâts. — Dans le but de diminuer la résistance à l'avancement, certains constructeurs ont eu recours à la construction en monomât.

L'aile peut être construite à la manière ordinaire avec deux longerons (Spad-Breguet), ou n'avoir qu'un seul longeron (Hanriot). Quoi qu'il en soit, les mâts uniques doivent :

1° résister à la compression comme les mâts ordinaires.

2° assurer le contreventement de la cellule comme le haubannage parallèle au fuselage qu'ils remplacent. Ces mâts se font en bois ou en métal et leur construction ne diffère en général pas de celle des mâts ordinaires. Seule leur fixation dans la cellule et la manière d'en assurer le contreventement présentent quelque particularité.

Quand l'aile est à deux longerons, on réunit les longerons à l'aplomb du monomât par une entretoise ou une nervure caisson particulièrement résistante sur laquelle vient se fixer le monomât.

Celui-ci peut alors être constitué comme un mât ordinaire et se fixer par une ferrure appropriée, sensiblement au milieu de l'entretoise. D'autre part, à une distance du pied du mât voisine du $1/2$ écartement des longerons, on fixe au mât deux chapes pouvant tourillonner autour d'un axe horizontal porté par le mât. Ces chapes permettent de relier ce dernier aux longerons avant et arrière de l'aile, ou à des points de la traverse aussi voisins que possible de ces longerons, par l'intermédiaire d'une tige d'acier filetée réglable qui permet le réglage de l'incidence de la cellule et assure le contreventement de l'aile aux efforts de torsion (Spad) Pour éviter les résistances nuisibles, tout ce dispositif de réglage est recouvert d'un carter en tôle d'aluminium capotant le pied du mât.

Cette construction est très facile avec les mâts en tubes métalliques. Pour les monomâts en bois, il est plus simple d'élargir leur section vers

les extrémités de sorte que, vu de côté, le mât semble limité par deux courbes d'hyperbole. L'extrémité du mât peut alors être facilement fixée aux longerons avant et arrière, ou si ceux-ci sont trop écartés, à deux points suffisamment distants l'un de l'autre d'une solide entretoise d'aile.

Cette disposition du mât s'oppose aux déformations par torsion de la cellule sous l'effet des déplacements du centre de poussées ; en outre pour le réglage de l'incidence, il est nécessaire qu'au moins une des attaches du mât à l'aile soit réglable.

C'est une solution analogue qui a été réalisée en duralumin pour les monomâts des avions Breguet 19 et XXI. Ces mâts sont constitués par deux coquilles en tôle de duralumin emboutie réunies entre elles par rivetage ; des renforts intérieurs en U et en tôle pliée rivés aux coquilles augmentent la résistance du mât à la compression. Celui-ci affecte la forme générale d'un X ou d'un mât central terminé à chaque extrémité par une sorte de fourche à deux branches (fig. 133).

Ces branches sont manchonnées à leur extrémité par un tube fileté en acier dans lequel se visse plus ou moins la rotule de fixation à l'entretoise d'aile.



FIG. 133.



FIG. 134.

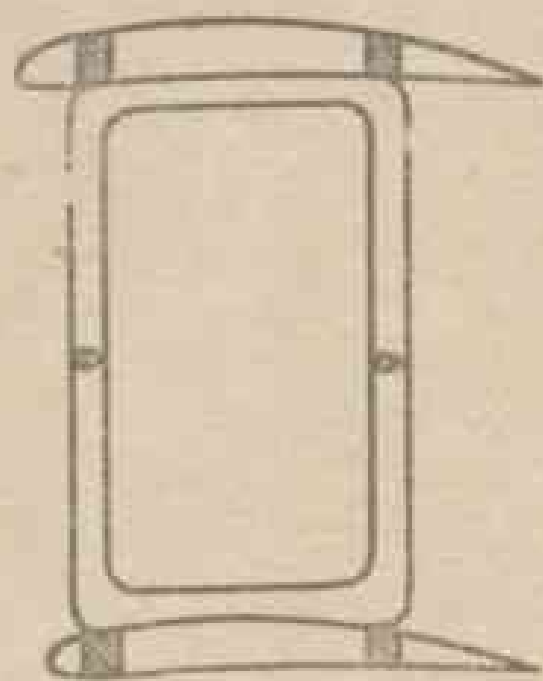


FIG. 135.

Quand les ailes n'ont qu'un seul longeron, les longerons d'ailes supérieure et inférieure sont reliés par un mât ordinaire, mais pour assurer le contreventement de la cellule à la torsion, on est conduit à placer dans chaque aile deux faux-longerons de part et d'autre du longeron principal et à les réunir au pied du monomât par des contrefiches réglables analogues à celles qui ont été décrites plus haut.

5° *Mâts spéciaux.* — Certains constructeurs ont imaginé des constructions de mâts particulières pour répondre à certaines exigences spéciales.

Par exemple, dans l'avion Breguet type XX, pour obtenir une meilleure résistance au flambage, les mâts sont constitués comme une véritable poutre en treillis, en forme d'égalé résistance. Ces mâts sont formés de deux tubes torpédos en duralumin, cintrés en arc de cercle et réunis à leurs extrémités par un manchon d'acier portant l'organe de fixation à la ferrure d'aile ; ces tubes sont reliés par des traverses horizontales, en tubes torpédos également et le tout est haubanné à l'aide de haubans fuselés. L'ensemble rappelle beaucoup les poutrelles utilisées dans la construction des hangars Bessonneau. Ces mâts sont assez solides, assez légers, mais présentent une grande résistance à l'avancement.

D'autres constructeurs (Lepère, Levasseur, Potez) ont remplacé dans les biplans, l'ensemble formé par les mâts avant et arrière correspondants et leur croix d'incidence par un cadre rectangulaire en bois fait de planches découpées et collées entre elles. C'est une construction analogue qui a été réalisée sur les mâts en V de certains avions Nieuport dont l'aile supérieure était à deux longerons, tandis que l'aile inférieure n'avait qu'un seul longeron.

III. — HAUBANNAGE

L'entretoisement des différentes poutres en treillis constituant la charpente de l'avion se fait généralement en croix de saint André à l'aide de *cordes à piano*, de *câbles*, de *haubans fuselés* ou de *haubans ronds*.

Cordes à piano. — On a déjà vu que les cordes à piano sont des fils d'acier à haute résistance (130 à 200 kilogs au millimètre carré suivant le diamètre). Ces fils peuvent être employés soit nus soit étamés : le plus souvent on les recouvre d'une peinture laquée qui, tout en les protégeant contre la rouille, contribue à diminuer la résistance à l'avancement. On ne les fabrique guère que jusqu'à un diamètre de 7 millimètres ; au delà de cette dimension leur fixation devient très difficile et on préfère employer soit des haubans fuselés soit des haubans ronds.

Par mesure de sécurité, en général, les haubans qui travaillent le plus en vol sont doublés afin qu'en cas de rupture accidentelle en vol d'une corde la cellule reste néanmoins haubannée. Chaque corde devrait être à elle seule suffisante pour résister à l'effort maximum ; pratiquement pour gagner du poids, les constructeurs n'observent pas cette prescription et emploient deux cordes dont la résistance totale seulement est légèrement supérieure à l'effort maximum. Quoiqu'il en soit, ces cordes sont placées l'une derrière l'autre dans le lit du vent ; elles doivent être de même diamètre de façon à avoir le même allongement et à bien travailler simultanément. Enfin les ferrures qui les fixent à la cellule doivent être soigneusement étudiées de façon à ce que ces cordes se partagent également l'effort. Le procédé le plus simple consiste à les fixer à la ferrure par l'intermédiaire d'un palonnier qui répartit automatiquement l'effort sur chacune d'elle.

Ces cordes vibrent toujours en vol ; on diminue cette vibration et la résistance à l'avancement qui en résulte, en les réunissant sur toute leur longueur par une latte en bois dans laquelle elles s'emboîtent et qui est maintenue de place en place par une ligature. On fait également une ligature au croisement des cordes à piano formant la croix de Saint-André d'une même maille du treillis.

Le procédé le plus généralement employé et jusqu'ici le seul réglementaire en France est le suivant. La tige du tendeur peut se terminer par un œil dans lequel on passe la corde à piano repliée en forme de boucle ;

Les cordes à piano se fixent à leurs extrémités soit à la patte d'attache de la ferrure soit à la tige d'un tendeur. Il existe différentes façons de fixer la corde à piano au tendeur ou à la ferrure.



FIG. 136.

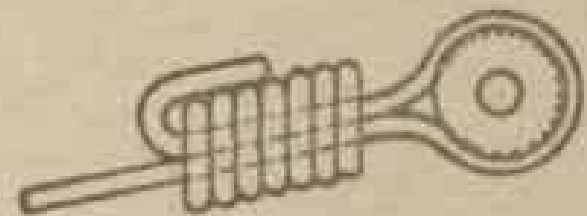


FIG. 137.

la patte d'attache peut également avoir un trou dans lequel passe la boucle, mais dans ce cas il faut armer ce trou à l'aide d'une cosse en cuivre rouge pour ne pas replier le fil sous un angle trop vif et risquer de le cisailier.

Malgré tout, le rayon de courbure de la corde dans la boucle reste faible et il peut y avoir là une cause de rupture en service. Il vaut mieux fixer la corde par l'intermédiaire d'une chape portant une cosse à gorge en acier ou simplement en aluminium autour de laquelle elle s'enroule : on a ainsi un bon arrondi qui ne fatigue pas le métal. Cette chape fera partie soit de la ferrure, soit de la tige du tendeur.

Pour arrêter la boucle, les deux brins passent dans un coulant et le brin court est replié. Ces coulants ont été faits parfois avec de petits tubes métalliques, mais ceux-ci s'ouvrent sous la tension du fil et n'offrent aucune sécurité. Actuellement ces coulants doivent être faits par une spirale à 7 tours d'une corde à piano de même diamètre que la corde qu'ils servent à fixer.

Ce mode d'attache a malgré tout de nombreux inconvénients et sa résistance n'est que de 80 % environ de la résistance théorique de la corde.

Le S. T. Aé. a étudié un mode d'attache qui semble présenter toute

sécurité en service et qui a l'avantage de ne pas constituer un point faible : aux essais la corde s'est toujours rompue en un point quelconque, jamais à l'attache elle-même dont la résistance est donc 100% de celle de la corde. Cette attache consiste à enrouler la corde autour d'une cosse

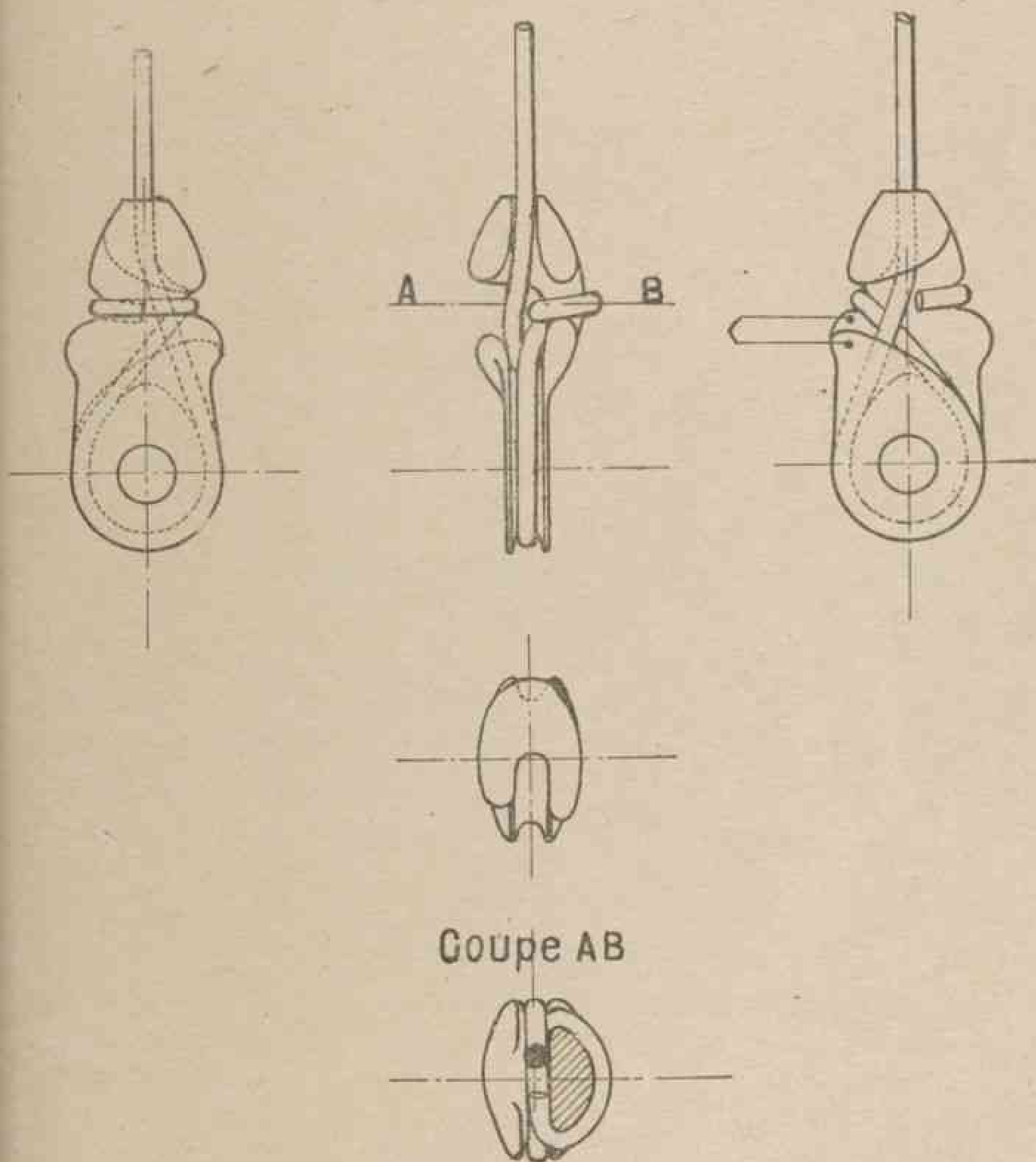


FIG. 138.

à gorge de forme spéciale telle que l'extrémité de la corde soit coincée entre la cosse et le brin tendu. L'adhérence est d'autant plus grande que la tension est plus élevée et le rayon de courbure des enroulements est assez grand pour ne pas altérer et écrouir le métal.

Cette attache remplacerait avantageusement l'attache réglemen-

taire actuelle puisque la résistance permet d'utiliser les cordes jusqu'à leur charge de rupture propre et que aucune rupture prématurée en service n'est à craindre du fait d'un écrouissage du métal dû à un enroulement sous un trop faible rayon de courbure.

Pour les cordes de gros diamètre, Farman attache la corde par une boucle enroulée autour de l'œil de la ferrure ou de l'axe d'une chape. Cette boucle est arrêtée par soudure à l'étain à l'intérieur d'un coulant en laiton. Ce procédé n'a jusqu'ici donné lieu à aucune observation ; on peut cependant craindre que le décapage du métal avant soudure ne soit le départ d'une altération lente due à des traces d'acide restant ou que la nécessité de chauffer pour souder ne diminue la résistance de la corde à la soudure.

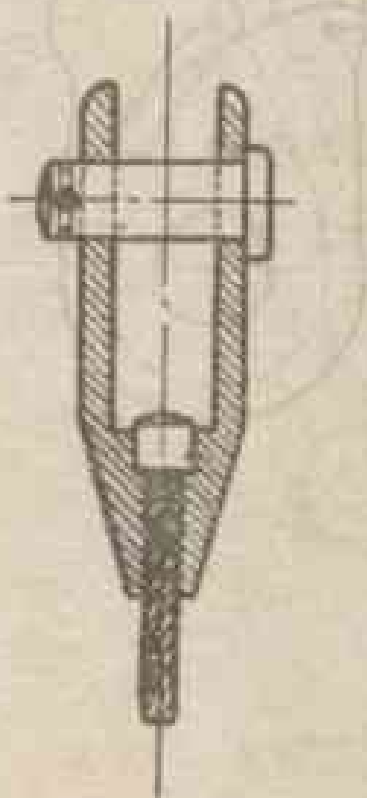


FIG. 139.

Enfin MM. Lioré-Olivier ont réalisé une attache qui a donné satisfaction aux essais et qui a été autorisée par la suite. L'attache est formée par une chape, percée d'un canal circulaire d'un diamètre très légèrement supérieur à celui de la corde, sauf à sa partie supérieure où il est évasé. La corde à piano est simplement passée dans ce canal et sa tête est écrasée par martelage à la façon d'un rivet, de manière à remplir la partie de plus grand diamètre. Ce procédé donne pour l'attache à peu près la résistance de la corde elle-même. Il a cependant le défaut d'écrouir le métal et de diminuer son allongement, on pourrait donc craindre qu'il se produise des ruptures en service sous l'effet des vibrations.

Tendeurs. — La tension des cordes à piano est obtenue à l'aide d'un dispositif de réglage appelé *tendeur*.

Deux types de tendeurs sont homologués et standardisés en France :

Le modèle le plus ancien et encore le plus employé actuellement est constitué par un double écrou allongé à lanterne, taraudé à ses deux extrémités en sens inverse et par deux tiges filetées s'engageant dans les extrémités taraudées. L'écrou ou corps du tendeur se fait en laiton de décolletage ; les tiges sont en acier n° 14 recuit d'une résistance de 60 kilogs au millimètre carré. On a fait également des corps de tendeurs en acier mais la rouille pénétrant à l'intérieur des filetages rend rapidement impossible tout démontage ou toute modification au réglage. Les tiges filetées sont terminées soit par un œil soit par une chape et servent à la fixation

soit de la ferrure, soit de la corde à piano. Ces tiges doivent être obtenues par forgeage et matriçage et non par décolletage.

La tension est obtenue en tournant le double écrou et on empêche le desserrage en passant un fil d'acier recuit dans le trou percé à cet effet dans le corps du tendeur et en repliant ses extrémités dans la boucle de la corde à piano et le trou de fixation à la ferrure.

La course doit être suffisante pour permettre le réglage et le nombre des filets en prise doit toujours donner une résistance au moins égale à celle du hauban qui y est attaché.

Le deuxième modèle de tendeur, plus récent, est le tendeur Streit. Ce tendeur se compose d'une tige centrale en acier filetée en sens inverse à ses deux extrémités. Ces extrémités filetées se vissent dans des écrous borgnes allongés terminés par une chape ou un œil pour la fixation à la ferrure ou à la corde. C'est, somme toute, le dispositif exactement inverse de celui du tendeur précédent mais certaines dispositions le rendent indesser-

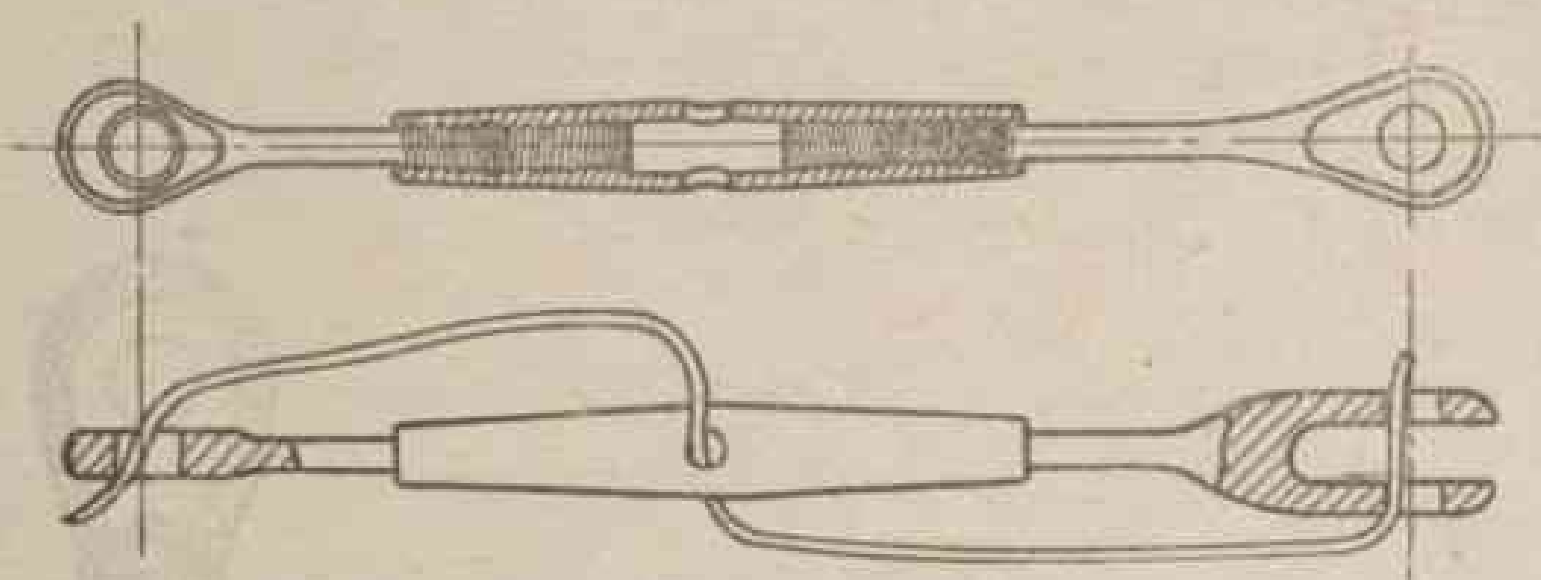


FIG. 140.

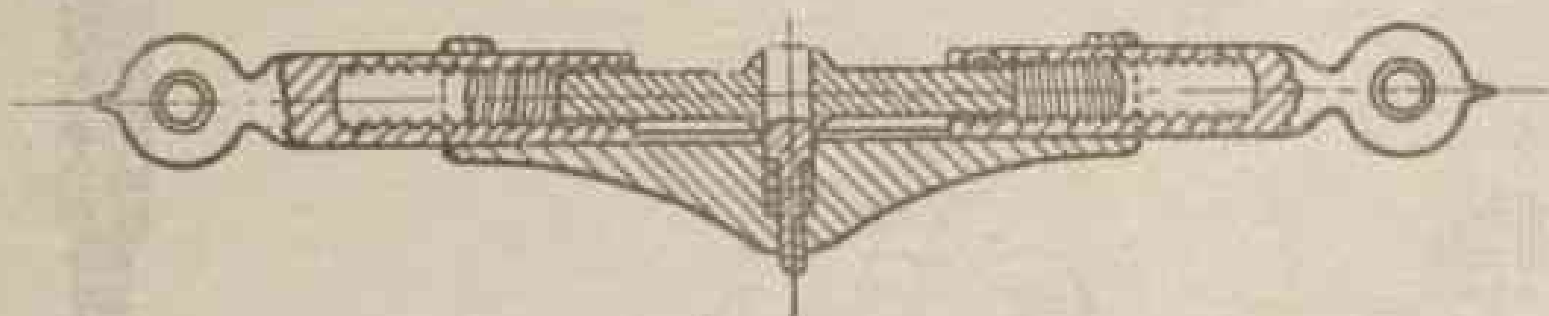


FIG. 141.

nable et réglable sans torsion de la corde, ce qui se produit parfois avec l'autre modèle. En effet les tiges écrous à œil ou à chape sont profilées avec deux plats diamétralement opposés. Ces tiges sont reliées entre elles par un étrier-guide dans lequel elles peuvent coulisser légèrement sans tourner : tout desserrage en service est donc rendu impossible et aucune torsion ne peut se produire au réglage.

Pour opérer la tension, la tige filetée centrale porte un trou en son

milieu, une clé formant levier engagée dans ce trou permet de visser la tige à volonté dans ses écrous. Enfin un petit ergot solidaire du guide et maintenu par un ressort, vient une fois le réglage terminé se loger dans ce trou et s'oppose également à tout desserrage. Ces tendeurs à résistance égale sont légèrement moins lourds que ceux du modèle précédent.

Il existe, en dehors de ces types autorisés en France, divers modèles de tendeurs plus ou moins employés dans divers pays. Le *tendeur Avro* est formé par une ferrure en tôle découpée repliée et emboutie. Cette ferrure à une de ses extrémités, constitue une chape portant un axe de fixation à la ferrure du longeron. L'autre extrémité forme une sorte de calotte emboutie percée d'un trou central : cette calotte maintient un écrou spécial dans lequel est vissée une tige à œil ou à chape, traversant la calotte et à laquelle s'attache la corde à piano. La tension est obtenue en visant plus ou moins l'écrou qui est ensuite bloqué au moyen d'une attache en fil d'acier qui le rend solidaire de la tige filetée.

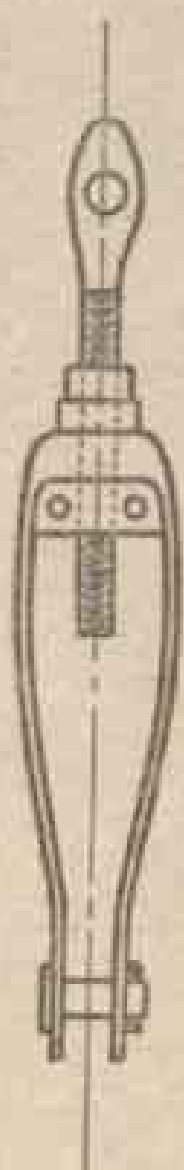


FIG. 142.

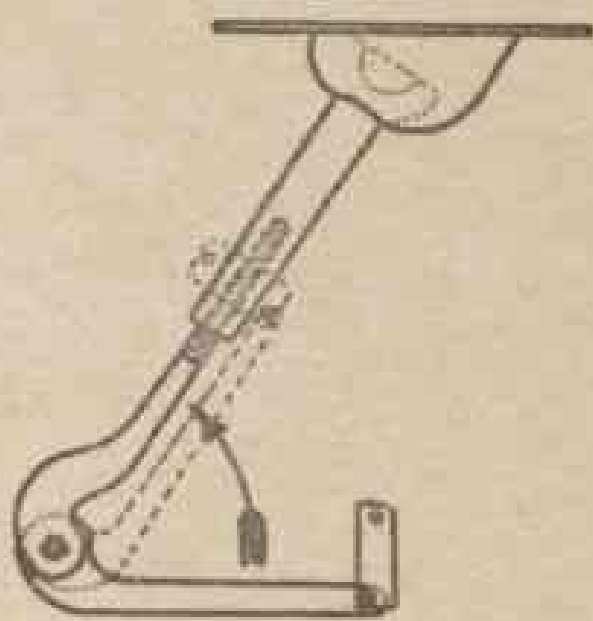


FIG. 143.



FIG. 144.

Enfin pour permettre un démontage et un remontage rapide du haubannage (croisillonnage de la porte d'entrée de la cabine du Goliath par exemple) ont utilisé aussi parfois des tendeurs spéciaux appelés *sauterelles*.

Ceux-ci sont d'une conception très voisine de celle du tendeur *Avro* dont ils diffèrent par la forme de la tige filetée qui se termine par un œil à charnière pouvant s'ouvrir ou se fermer rapidement.

Câbles. — Les cordes à piano ont le défaut de former ressort et de s'enrouler en vrille en cas de rupture, ce qui peut être très dangereux. En outre une corde à piano de 7 ne dépasse pas une résistance de 5.000 kilogs. Aussi leur substitue-t-on souvent des câbles d'acier qui n'ont pas les mêmes inconvénients. Les câbles employés pour le haubannage sont des câbles rigides à haute résistance.

De même que les cordes à piano, les câbles de haubannage peuvent être doublés et même triplés ; dans ce cas on les place l'un derrière l'autre et on les réunit par des lattes en bois pour amortir leurs vibrations et réduire leur résistance à l'avancement. Aux points de croisement, on les relie également avec un certain jeu par une ligature ou par une sorte de double pince profilée dont les éléments sont réunis entre eux par soudure ou par rivetage.

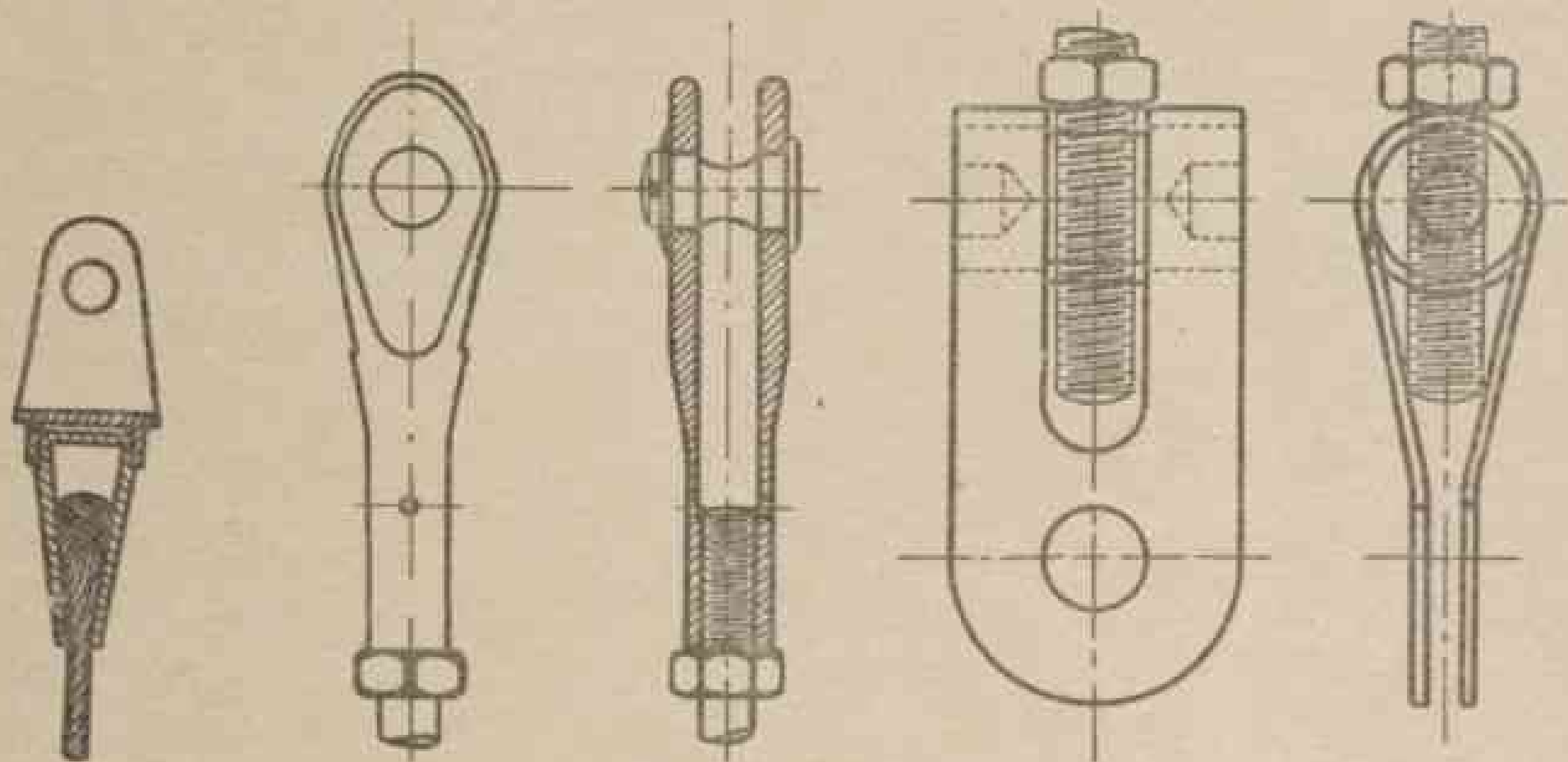


FIG. 145.

FIG. 146.

FIG. 147.

Quand plusieurs câbles concourent au même haubannage, ils doivent avoir tous le même diamètre pour avoir sensiblement les mêmes allongements et l'attache à la ferrure doit se faire par l'intermédiaire d'un palonnier pour répartir également l'effort dans tous les câbles. La solution qui consiste à se servir d'un seul câble de grande longueur replié en plusieurs brins s'enroulant sur des poulies portées par les ferrures d'attache au longeron est à rejeter absolument, car elle ne présente aucune sécurité en cas de rupture d'un des brins.

La tension des câbles est obtenue à l'aide des divers tendeurs déjà décrits. Leur attache aux tendeurs et aux ferrures se fait à l'aide d'une boucle enroulée autour d'une cosse et arrêtée par une épissure bien faite

soudée à l'étain. Ce procédé est le seul réglementaire en France (fig. 144).

Toutefois la boucle peut être aussi arrêtée à l'aide d'une ferrure serrée par deux petits boulons écrasant le câble à l'intérieur de la ferrure.

On pourrait également éviter l'épissure en attachant le câble par une cosse à gorge identique à celle étudiée par le S. T. Aé. et qui a été déjà décrite pour les cordes à piano. Les essais ont montré que le serrage par frottement était suffisant pour obtenir une bonne fixation et que la charge de rupture était bien celle de la corde. On peut enfin employer un procédé analogue au procédé Lioré-Olivier pour les cordes à piano (fig. 145).

On place l'extrémité du câble convenablement échevelé dans une douille conique et on remplit le vide restant au moyen d'un métal très fusible comme l'étain. La douille peut se terminer par une partie cylindrique filetée extérieurement, se vissant dans un écrou portant les organes de fixation à la ferrure : patte ou chape. De cette façon, on évite l'emploi d'un tendeur, ce qui représente une légère économie de poids.

Avant montage, il est bon d'essayer les câbles sous une charge double de leur charge normale en service : de cette façon on vérifie leur solidité : surtout on leur donne un allongement initial qui rend le réglage plus facile et atténue les déformations en service.

Haubans fuselés. Haubans ronds. — Les câbles et les cordes à piano présentent une assez grande résistance à l'avancement, aussi préfère-t-on souvent, partout où le haubannage est soumis à l'action du vent, les remplacer par des haubans fuselés dont la section lenticulaire présente une moins grande résistance à l'avancement.

Ces haubans sont terminés à leurs extrémités par une tige ronde filetée, ayant la même section à fond de filets que la partie profilée. Cette disposition permet, en vissant ces haubans dans des chapes spéciales, de les fixer dans la cellule et de leur donner la tension voulue. Elle a l'inconvénient d'obliger à les fabriquer spécialement pour chaque partie de l'avion à la longueur voulue.

Pour le haubannage non extérieur, en raison des dimensions croissantes des appareils, on tend de plus en plus à employer des haubans ronds en aciers spéciaux à très haute résistance. Ces haubans tant en raison de la nature du métal qu'à cause des diamètres employés se fixent et se tendent comme les haubans fuselés par leurs extrémités, filetés pour se visser dans des chapes.

Les haubans fuselés ou ronds s'emploient clairs, c'est-à-dire non éta-

més ni galvanisés ; on les protège contre la rouille par une peinture laquée.

Pour la fixation et le réglage des haubans, deux modèles de chapes standard ont été longtemps uniquement employées en France : l'une à *simple articulation*, l'autre à *double articulation* (figs. 146 et 147).

La première est constituée par une pièce d'acier forgé formant écrou à une de ses extrémités pour recevoir la bout fileté du hauban, et formant chape à l'autre extrémité avec axe d'articulation pour se monter sur la ferrure de l'avion. Le blocage du hauban est obtenu à l'aide d'un contre-écrou en bronze ou en laiton. La seconde est formée par une tôle repliée formant chape. Cette tôle, fendue en son milieu pour le passage du hauban, forme une sorte de boucle supportant un cylindre en acier dans lequel est vissé le bout fileté du hauban. La tension est obtenue en vissant simultanément le hauban dans ses deux chapes. Ceci nécessite d'abord que le hauban ait ses extrémités filetées en sens inverse.

D'autre part ce procédé de réglage présente un grave défaut : il faut en effet éviter de tordre le hauban en le vissant ce qui aurait pour effet de provoquer sa rupture par écrouissage. Il serait donc indispensable que deux ouvriers travaillant simultanément à chaque extrémité du hauban le vissent également de la même quantité dans la chape correspondante. Cette opération est longue et exige des ouvriers spécialisés. Aussi cette précaution n'est pas toujours observée et il en est résulté des accidents. D'autre part, l'obtention de la tension désirable peut ne pas conduire à placer le hauban dans le lit du vent, ce qui fait perdre tous les avantages de sa section profilée.

Ces inconvénients peuvent être supprimés par l'emploi de chapes réglables permettant de donner la tension sans toucher au hauban. Une chape de ce principe, la chape Chobert a été homologuée et est maintenant réglementaire en France.

La chape Chobert est constituée de la façon suivante. La chape proprement dite est une tôle d'acier découpée et emboutie ayant la forme d'une calotte sphérique munie de deux ailes servant à la fixation à la ferrure ; le fond de la calotte sphérique est percé d'un orifice circulaire. Dans cette calotte se loge une rotule en

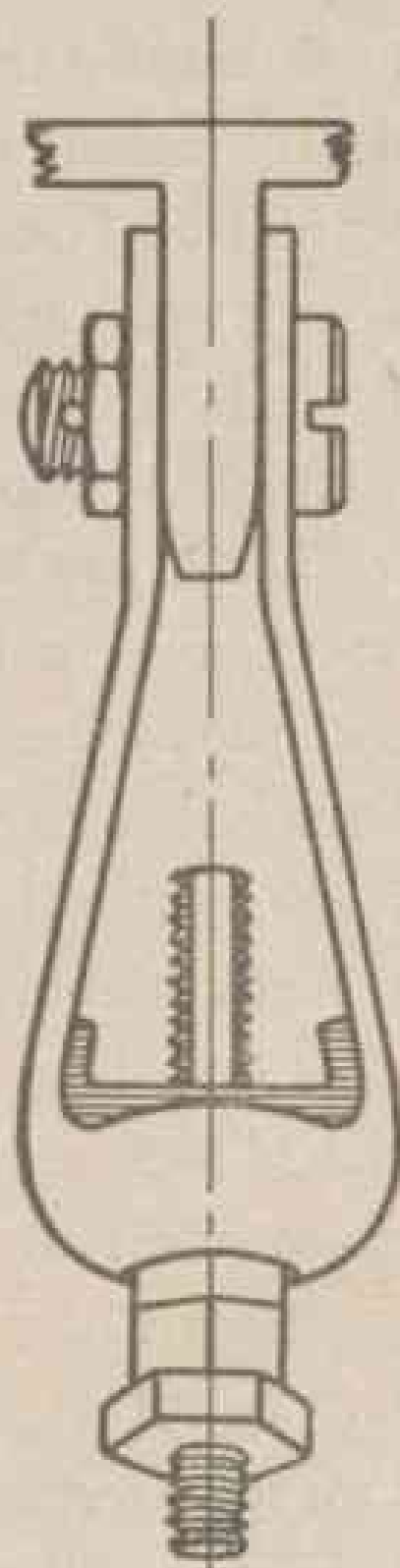


FIG. 148.

acier terminée par un prolongement taillé à 4 ou 6 pans qui sort de la chape avec un certain jeu par l'orifice percé à cet effet au fond de la calotte.

La rotule et son prolongement sont percés d'un trou cylindrique taraudé dans lequel se visse le hauban. En maintenant le hauban avec une pince et en agissant sur les 6 pans de la rotule, on visse le hauban dans la chape et on lui donne ainsi la tension voulue. On voit, dès maintenant, que le réglage peut se faire sur une seule extrémité du hauban ou alternativement sur chaque extrémité et non simultanément comme avec les chapes non réglables. Il n'est donc plus nécessaire de fileter les extrémités des haubans en sens inverse et d'avoir deux types de chapes taraudées les unes à droite et les autres à gauche.

Pour éviter d'être obligé de maintenir le hauban avec une pince en fin de tension ce qui pourrait le détériorer et surtout pour que le hauban se place automatiquement dans le lit de vent on se sert de la *plaquette d'orientation*. Cette plaquette est une petite tôle placée au-dessus de la rotule, entre les ailes de la chape qui la coincent, et percée d'un orifice rectangulaire dont la longueur correspond au diamètre à fond de filet de l'extrémité ronde du hauban. Sur cette extrémité, on a fait à la meule deux plats diamétralement opposés, supprimant la partie filetée jusqu'à fond de filet chacun sur $1/4$ de la circonférence du hauban. Cette disposition ne diminue en rien la résistance du hauban ; elle ne l'empêche pas de se visser dans la rotule ; mais dès que son extrémité est engagée dans la fente rectangulaire de la plaquette, le hauban ne peut plus tourner par rapport à la chape quand on tourne la rotule pour donner la tension et il conserve une position fixe qui correspondra au lit du vent si la patte de fixation de la chape à la ferrure a été convenablement orientée.

Cette disposition permet donc, puisque le hauban conserve pendant tout le réglage la même position correcte, de régler sa tension aussi exactement que l'on veut ce qui ne pouvait être fait avec les chapes précédentes.

Pour éviter le desserrage, un contre-écrou de laiton bloque le hauban dans la rotule. On peut obtenir un blocage plus sûr encore, au moyen d'un frein fermé d'une petite tôle de laiton emboutie, rappelant la forme de la chape elle-même, percée d'un orifice à hexagonal comme le six pans de la rotule. On engage ce dernier dans cet orifice et les ailes du frein sont repliées sur celles de la chape. De cette façon tout déplacement de la rotule par rapport à la chape est rendu impossible et aucun dérèglement du hauban ne peut se produire.

IV. — FUSELAGES

Les fuselages servent : 1° à relier la cellule à l'empennage.

2° à loger l'équipage, le poids utile et, en général, le moteur et le combustible. Les fuselages sont encastrés dans la cellule par l'intermédiaire des mâts de cabane et des ferrures de fixation des longerons d'aile. Les efforts qu'ils sont appelés à supporter sont :

1° *Des efforts de flexion simple* dans le plan vertical sous l'action des réactions de l'air sur l'empennage horizontal ou des réactions du sol sur la béquille à l'atterrissage ainsi qu'aux efforts d'inertie des masses réparties dans le fuselage.

2° *Des efforts de flexion et de torsion* combinés sous l'action des réactions de l'air sur l'empennage vertical.

La forme des fuselages est assez variable, mais se rapproche toujours de celle du solide de moindre résistance à l'avancement, avec un maître couple aussi réduit que le permet l'aménagement intérieur. Les formes arrondies des sections sont obtenues grâce au revêtement.

La longueur des fuselages est intimement liée à l'efficacité des empennages ; elle varie beaucoup d'un avion à l'autre. Cependant on peut admettre que la distance du centre de gravité à l'axe d'articulation du gouvernail de profondeur est voisine de 0,45 l'envergure de l'avion.

Les fuselages se font en bois ou en métal et leur construction peut être de deux types : soit du type *poutre en treillis*, soit du type *coque*.

1° *Fuselages en treillis en bois*. — Ces fuselages sont formés par la réunion de quatre poutres en treillis ayant leurs longerons communs : ils composent donc de quatre longerons réunis par des entretoises horizon-

fales et des montants verticaux et par un haubannage en croix de Saint-André.

a) *Longerons.* — Les longerons doivent être faits en bois de bonne qualité travaillant bien à la flexion : on choisira le frêne de préférence ou à défaut, le spruce qui coûte meilleur marché.

Les longerons supérieurs sont généralement disposés de façon à être sensiblement horizontaux quand l'avion vole en palier à l'altitude d'utilisation. Ils convergent à l'arrière pour se réunir à l'étambot qui est en somme un montant commun aux deux poutres en treillis latérales ; ils sont rarement droits dans le plan horizontal mais souvent cintrés pour donner la forme profilée du fuselage.

Les longerons inférieurs convergent également à l'arrière dans le plan horizontal. En outre ils sont en général cintrés dans le plan vertical de façon à donner au fuselage sa forme extérieure profilée, la plus grande section ou maître-couple étant voisine de la cabane.

A l'avant, les longerons se rapprochent également les uns des autres. Dans les fuselages portant un moteur à l'avant, la poutre du fuselage se termine par le bâti-support moteur. Dans les fuselages ne portant pas de moteur, la pointe avant est terminée par un carénage ayant une forme appropriée fixé à une charpente spéciale, elle-même assemblée aux quatre longerons de fuselage.

La fabrication des longerons est sensiblement la même que celle des longerons d'ailes, bien que plus simple. Les longerons peuvent être en bois plein, de section carrée, variant suivant l'importance des efforts et généralement maximum dans la région de la cabane.

Cependant, pour gagner du poids, on peut les faire en bois toupillé de section rectangulaire, le grand côté étant dans le plan vertical. Le toupillage ne se fait que dans les faces verticales et il est interrompu à l'aplomb des montants et des entretoises.

Très souvent aussi et surtout sur les gros avions, les longerons sont du type caisson, obtenus soit par assemblage de deux pièces toupillées, soit en boîte exactement comme les longerons d'ailes. La section pleine est conservée par arrêt du toupillage ou par une fourrure, à l'aplomb des montants et des traverses.

Étant donnée leur longueur, les longerons ne sont que rarement d'un seul morceau et comportent des joints ou entures. Ces joints se font exactement comme il a été dit pour les longerons d'ailes. Sauf le cas des longerons en boîte qui peuvent être faits d'une seule pièce avec des joints à

des emplacements très différents pour les semelles et pour les âmes, l'enture d'un longeron de fuselage se fait en taillant en sifflet suivant une pente de $1/8$ à $1/10$ les extrémités à réunir. Ces parties sont soigneusement collées et on consolide le joint par un marouflage en toile. Mais il est bon de renforcer en outre l'assemblage au moyen de plaquettes d'acier ou de duralumin fixées par de petits boulons, ou, mieux, par des colliers de serrage qui évitent de diminuer la section des longerons en les faisant traverser par des boulons. — On s'arrangera de façon à répartir les joints des longerons inférieurs et supérieurs pour qu'ils soient dans des travées différentes de fuselage.

b) Montants et traverses. — Les montants verticaux et les traverses horizontales servent à réunir les longerons. Ils ne travaillent qu'à la compression et se font presque toujours en spruce.

Sur beaucoup d'appareils, ils sont construits en bois plein toupillé ou non. Ils ont une section carrée ; le toupillage peut être fait sur les quatre faces ou sur deux faces seulement. Il est interrompu aux extrémités qui conservent leur section rectangulaire.

Sur les gros appareils, les montants et traverses se font également en caisson. Cette construction permet, sans augmentation de poids, de donner à ces pièces des dimensions extérieures voisines de celles des longerons ce qui facilite les assemblages.

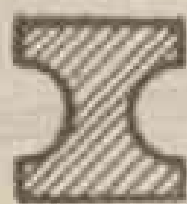


FIG. 149.

Les montants et les entretoises s'assemblent avec les longerons aux mêmes points. Leur écartement varie tout le long du fuselage. On cherche autant que possible à obtenir dans toutes les poutres des travées sensiblement carrées ; cependant montants et traverses sont d'autant plus rapprochés, que les efforts à supporter sont plus élevés, c'est le cas des montants verticaux dans la région de la cabane et au voisinage de l'étambot.

D'un autre côté, des nécessités d'aménagements : emplacements de pilote ou de passagers, orifices de lance-bombes, largage des réservoirs, etc., conduisent également à modifier l'écartement des traverses.

L'étambot est en général un montant commun aux deux poutres verticales, spécialement renforcé pour recevoir le gouvernail de direction. Il a presque toujours une section pleine trapézoïdale.

c) Croisillonnement. — Dans chaque poutre en treillis, le haubannage est constitué par des câbles, des cordes à piano ou des haubans ronds, fixés à des ferrures de la même façon que les haubans de cellule et réglables en longueur au moyen de tendeurs appropriés.

Ce croisillonnage permet aux différentes poutres de résister aux efforts de flexion simple. Pour permettre au fuselage de résister aux efforts de torsion, on complète le haubannage :

1° soit à l'aide de croix de Saint-André disposées dans les cadres formés par deux traverses et deux montants correspondants du fuselage.

2° soit en matérialisant par des cordes à piano les quatre diagonales des volumes limités par les quatre portions de longerons d'une même travée et les barres des deux cadres transversaux consécutifs qui limitent cette travée.

Ces deux solutions sont sensiblement équivalentes mais il serait surabondant de les adopter simultanément. Il arrive fréquemment que pour des raisons d'aménagement intérieur (habitacle du pilote, cabine de passagers par exemple) on soit obligé de supprimer par endroits le contreventement en corde à piano. Dans ce cas on le remplace par des goussets placés dans les angles du panneau que l'on veut rendre indéformable, ou par un cadre en caisson fixé sur les longerons et les entretoises et qui soit assez rigide par lui-même pour s'opposer à toute déformation du panneau.

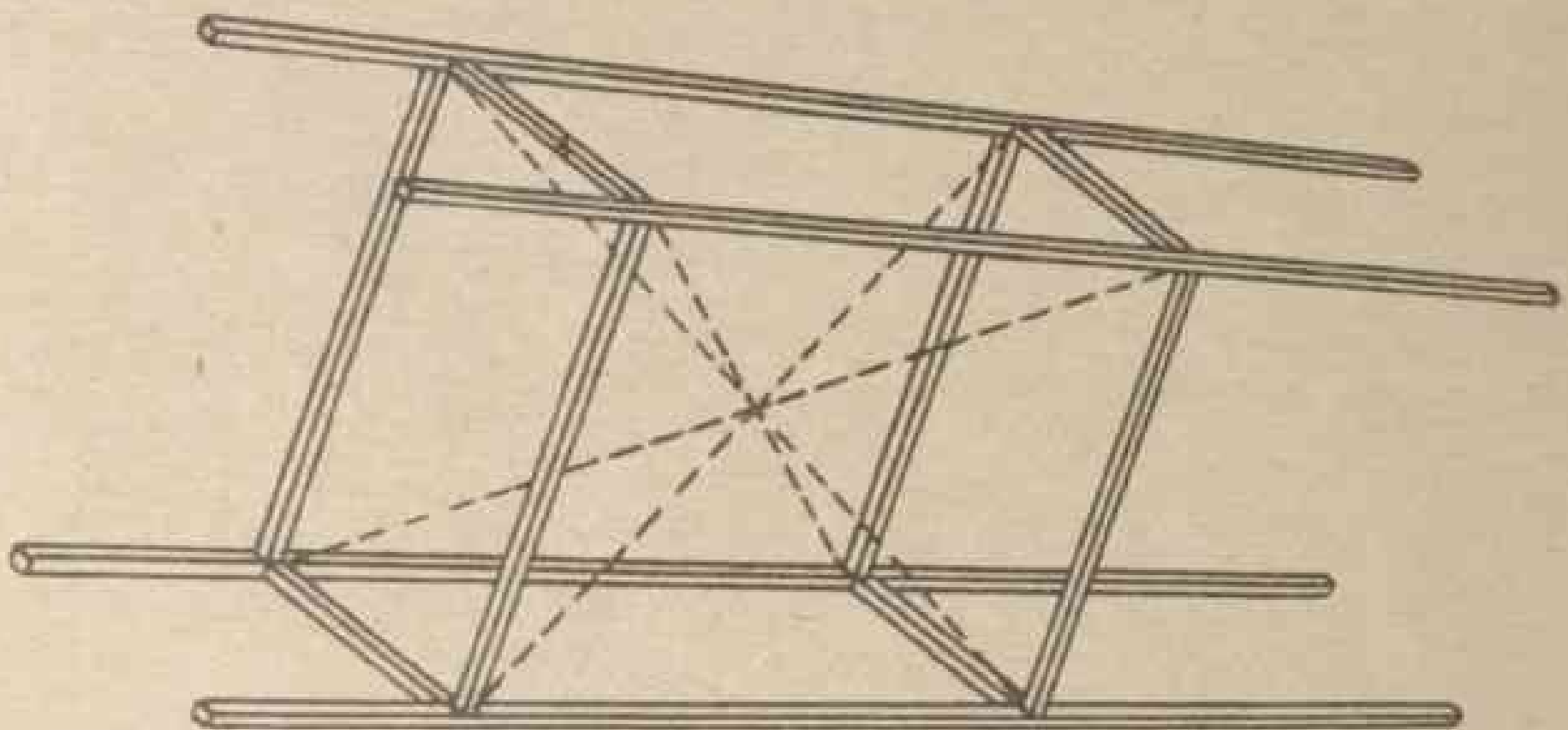


FIG. 150.

Les poutres en treillis constituant les fuselages peuvent se faire également en poutres à haubannage rigide : on adoptera, soit des poutres en N, soit des poutres du genre poutre de Warren.

Les barres obliques du treillis, qui sont toutes susceptibles de travailler

en compression, se font ainsi qu'il a été décrit plus haut pour les montants et les traverses.

Le contreventement de torsion intérieur se fait alors au moyen d'une barre formant diagonale dans les panneaux transversaux et on alterne le sens des diagonales de deux panneaux consécutifs. Ce genre de construction, qui ne permet aucune correction de réglage, est en général réservé aux fuselages recouverts de contreplaqué.

Pour les fuselages entoilés, on adopterait de préférence les poutres en N et les barres obliques seraient faites en tubes d'acier ou de duralumin fixés aux nœuds de fuselage par l'intermédiaire de chapes réglables ou de tout autre dispositif permettant d'effectuer le réglage de la poutre.

d) Ferrures. — Les différents éléments constituant le fuselage s'assemblent au moyen de ferrures. Ces ferrures jouent le même rôle que celles des nœuds de cellule biplane. Elles sont faites sur le même principe, quoique plus simples, en raison des efforts moindres qu'elles ont à supporter.

e) Entoilage et capotage. — Pour donner au fuselage sa forme profilée et diminuer les résistances à l'avancement, la poutre que l'on vient de décrire est recouverte par un revêtement offrant une surface bien unie. Sur les avions ayant un moteur à l'avant du fuselage, on est conduit à cause des risques d'incendie et pour permettre les démontages, à adopter un *capotage métallique* de tout le bâti-moteur. On emploie soit des tôles d'aluminium de 6 à 8/10 d'épaisseur, soit des tôles d'alliage léger de 4 à 5/10, chaudronnées à la forme voulue. Ces tôles doivent pouvoir être démontées facilement pour permettre le changement ou simplement l'entretien du moteur et de ses accessoires. A cet effet, elles sont fixées à l'aide de vis à cuvettes à une charpente légère en profilés d'aluminium ou de duralumin fixée elle-même au fuselage par des ferrures légères. Les parties du capotage qui sont appelées à être démontées le plus souvent sont fixées à l'aide de tourniquets.

D'autre part, les capotages comportent toujours un certain nombre de portes de visites permettant l'accès rapide aux magnétos, aux carburateurs ou aux bougies par exemple sans qu'il soit besoin de démonter tout un panneau de capotage. Ces portes sont en général établies à *doubles charnières* ; les charnières étant faites au moyen de la tôle convenablement repliée autour d'une tringle formant axe elle-même engagée dans un pli du capotage fixe. Il suffit d'enlever l'une des tringles et la porte s'ouvre en tournant autour de l'autre.

Il est indispensable de surveiller spécialement tous ces dispositifs

de démontabilité de façon à éviter des décapotages en vol. Aussi double-t-on les systèmes de fermeture par des dispositifs de sécurité : par exemple pour les grands panneaux démontables, on relie ensemble tous les tourniquets par un fil de laiton qui les empêche de tourner et surtout de sortir de leur œillet ; on se contente parfois de bloquer les dispositifs de fermeture à l'aide d'épingles de sûreté plus rapides à mettre ou à enlever et qui jouent le même rôle.

Enfin les capotages de moteur comportent toujours des ouvertures d'aération destinées à permettre la circulation en vol d'un courant d'air refroidissant le moteur et empêchant l'accumulation sous le capotage de vapeurs d'essence qui pourraient être des causes d'incendie.

L'entrée d'air à l'avant se fait fréquemment à travers le radiateur lorsque celui-ci est du type « nid d'abeilles » et est placé en avant du moteur. Dans le cas contraire, on ménage des orifices à l'avant du capotage permettant des entrées d'air spécialement sur les parties du moteur qui ont le plus besoin d'être refroidies : arbre à cames, carter par exemple. L'air ainsi entré sous le capotage, s'échappe en arrière du moteur par des ouïes ménagées dans le capotage de façon à permettre à l'air de sortir mais non de rentrer. Pour que cette circulation ne crée pas une résistance sensible à l'avancement, il est nécessaire que la surface des sorties d'air soit nettement supérieure à la surface des rentrées.

En arrière du bâti-moteur, le revêtement métallique serait trop lourd et il est en général remplacé par de la toile enduite et vernie. La toile n'est pas fixée directement sur les longerons et les montants. Outre qu'elle ne serait pas suffisamment soutenue, on donnerait ainsi au fuselage une section rectangulaire donnant une mauvaise finesse. On préfère fixer la toile sur un carcasse légère donnant la forme extérieure du fuselage. Cette carcasse est formée d'éléments de cerces découpés dans des planches de 8 à 10 millimètres d'épaisseur environ, convenablement ajourées, et fixées aux traverses et aux montants par de petites ferrures. A leur partie extérieure ces cerces portent de petites entailles dans lesquelles viennent se loger des baguettes de sapin, collées et clouées sur les cerces. L'ensemble donne au fuselage une section circulaire ou ovoïde. La toile est tendue sur cette carcasse et fixée aux baguettes au moyen de pointes étamées ou de clous en cuivre ou en aluminium ; elle est renforcée aux lignes de clouage par une bande de toile collée. La toile peut être également cousue aux baguettes exactement comme la toile de l'aile est cousue aux nervures ; elle peut également être lacée. Après pose, la toile est enduite et vernie.

Pour que la surface soit bien régulière et ne forme pas de dos d'âne dans le sens perpendiculaire à l'axe du fuselage, il faut avoir la précaution de faire dépasser les baguettes de quelques millimètres de la partie extérieure de cerces.

Bien qu'il soit plus lourd que la toile, on utilise parfois le contreplaqué comme revêtement pour les fuselages, en particulier pour la cabine des passagers des avions de transport. Il peut être posé sur une carcasse ainsi qu'il vient d'être décrit pour la toile, mais en général il est simplement fixé aux longerons et aux traverses au moyen de clous, ou mieux, de vis à œillets qui répartissent mieux la pression. Des baguettes clouées et collées intérieurement au contreplaqué le raidissent et l'empêchent de se gondoler en service. Cette précaution devient inutile quand la charpente du fuselage est du type à haubannage rigide en N ou en W, les barres obliques du treillis étant dans ce cas suffisantes pour contenir convenablement le contreplaqué.

Une fois posé, le contreplaqué est peint et verni, de façon à le mettre à l'abri des effets de l'humidité et à obtenir également une surface aussi lisse que possible. Parfois, bien qu'assez rarement, on colle par dessus le contreplaqué de la toile que l'on peint nécessairement ensuite : on obtient ainsi un revêtement extrêmement résistant mais sensiblement plus lourd que les revêtements habituels.

2° *Fuselages en treillis métallique.* — Ces fuselages sont identiques comme forme et comme conception générale aux fuselages en bois : seuls les longerons, montants et traverses sont remplacés par des pièces métalliques.

a) *Construction en tubes.* — Les tubes ronds sont très employés dans la construction des fuselages, car toutes les barres de la membrure étant susceptibles de travailler à la compression, le tube rond est plus avantageux au point de vue poids que tout autre profilé ou étiré. Par contre les assemblages des longerons, montants et traverses présentent une certaine difficulté.

A l'étranger on emploie beaucoup les tubes d'acier assemblés entre eux par soudure autogène (Armstrong, Fokker-Avia). Dans les avions Fokker par exemple les fuselages sont des poutres à haubannage rigide en N ; les longerons et les différentes barres du treillis sont réunis par soudure autogène et, aux endroits qui fatiguent le plus, l'assemblage est

renforcé par une tôle d'acier formant gousset et soudée aux barres du treillis suivant la génératrice de contact.

Ce genre de construction a été employé en France au début de l'aviation mais a depuis été complètement abandonné. Il est même complètement prohibé en France actuellement. On estime en effet que la soudure autogène de l'acier risque si elle est mal faite de brûler le métal et de le rendre par conséquent très fragile. En tous cas, même bien faite, elle crée néanmoins une surchauffe qu'il importe de faire disparaître par un traitement thermique approprié. La soudure autogène peut donc être tolérée pour des pièces de petites dimensions faciles à recuire mais ne saurait être admise comme procédé d'assemblage de poutres de grandes dimensions comme des fuselages.

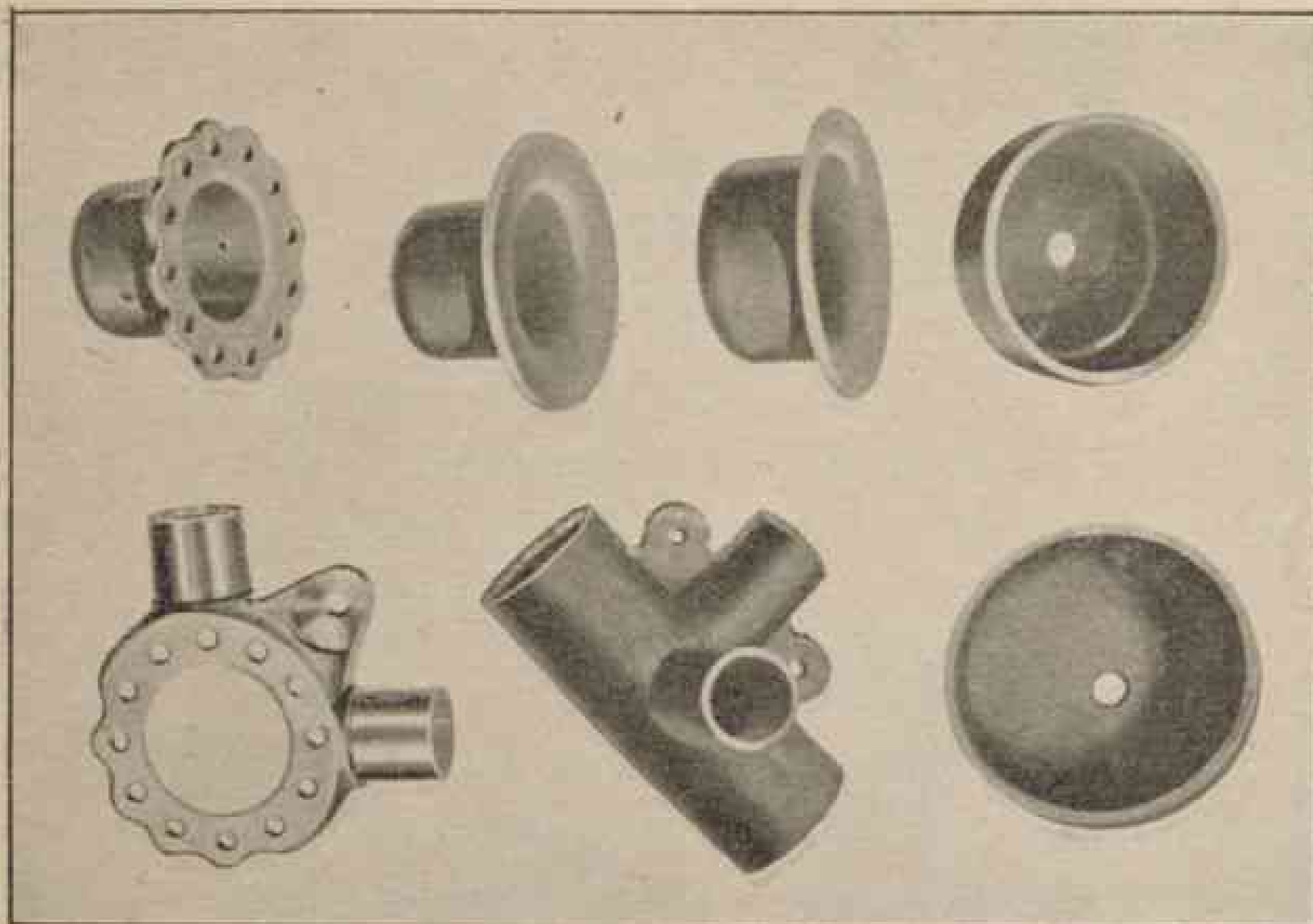
D'ailleurs l'acier est encore trop lourd pour les fuselages des dimensions actuelles et on lui a généralement substitué le duralumin (Breguet-Hanriot S. E. C. M. etc.). La grande majorité des fuselages métalliques actuels ont donc leurs longerons, montants et traverses en tubes ronds de duralumin. Les procédés d'assemblages employés jusqu'ici sont de 3 types principaux.

Le premier et le plus couramment employé parce qu'il ne nécessite aucun outillage préalable pour le prototype est celui des manchons en acier des avions Breguet 14 A2, 16 Bn2 et 17 C2.

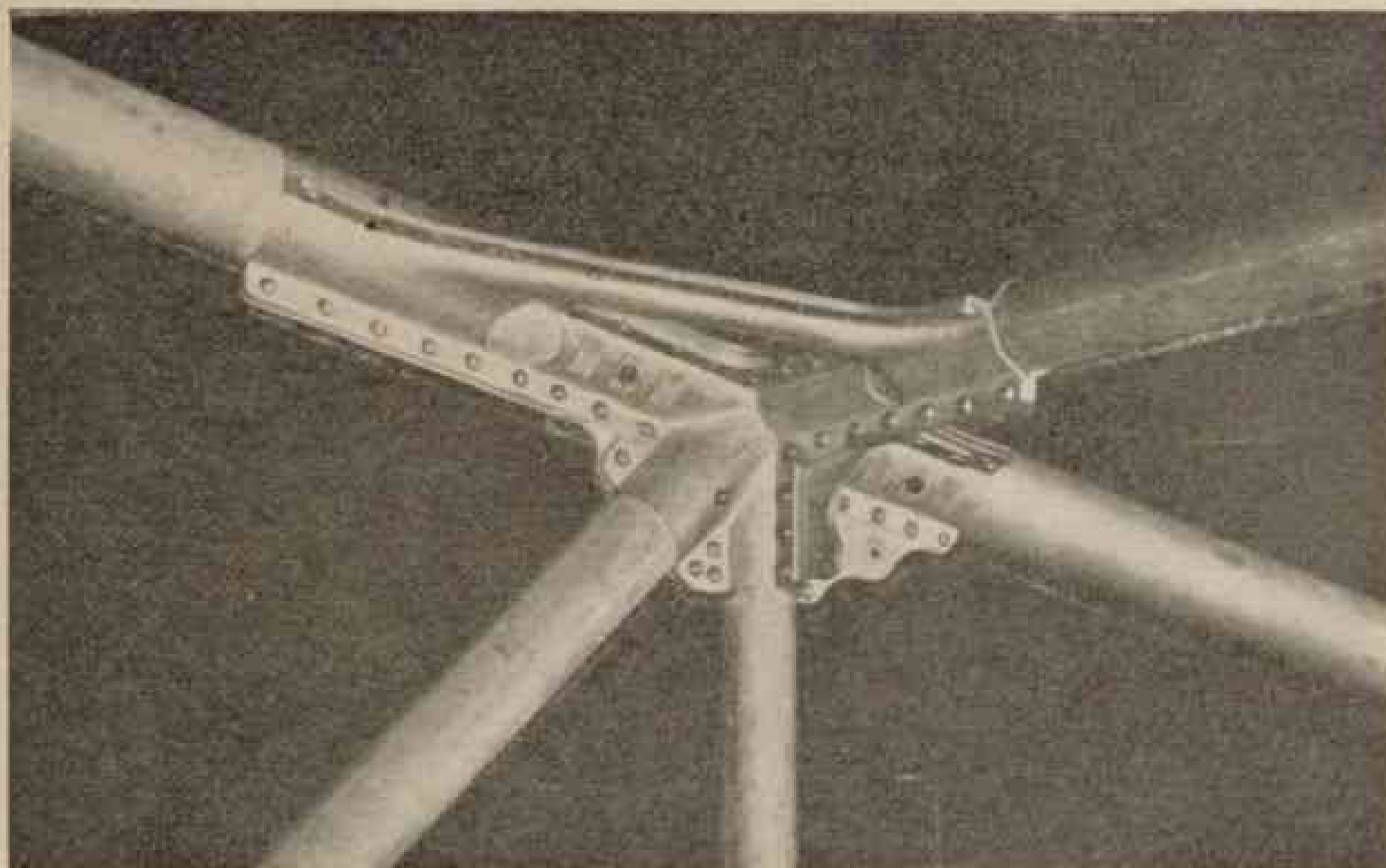
Le nœud d'assemblage se compose d'un tube en acier d'un diamètre intérieur égal, aux tolérances près, au diamètre extérieur du longeron. Sur ce tube sont soudés à l'autogène des manchons, en acier également, dans lesquels viennent s'emboîter les tubes montants et traverses. Dans les angles formés par ces différents manchons sont également soudés des goussets en tôle d'acier renforçant l'assemblage et servant d'attache aux cordes de haubannage.

Ces nœuds sont recuits après soudure afin de régénérer le métal et de faire disparaître la surchauffe.

Le longeron est enfilé dans le tube principal, les montants et traverses emboîtés dans les manchons, des goujons ou des prisonniers filetés rendent ces tubes solidaires de la ferrure. Enfin, sur les avions Breguet, on opérait en outre le scellement au soufre qui était fait de la manière suivante : les tubes de duralumin étaient striés au papier de verre de façon à rendre leur surface rugueuse et on coulait du soufre en fusion dans le jeu existant entre le tube et son manchon. En se solidifiant, le soufre



I. Raccord soudé Breguet 14^e
 et raccord Breguet 19 en duralumin forgé matricé



II. Raccord embouti S. E. C. M.

FIG. 151. — Ferrures d'assemblage de tubes

formait un scellement donnant une adhérence complète de la ferrure sur les tubes.

Ce mode d'assemblage a de nombreux inconvénients : il est assez lourd, il fait appel à la soudure autogène et bien que des traitements thermiques puissent être faits sur les ferrures ainsi obtenues on n'est jamais sûr de la bonne qualité du métal qui peut avoir été brûlé, enfin il ne permet aucun démontage et aucune réparation locale.

D'autre part en série, la fabrication de ces ferrures demande un outillage assez compliqué et assez coûteux. On a essayé de réaliser des ferrures de même forme mais obtenues par forgeage et estampage mais on a dû reculer devant les frais d'outillage et le prix de revient des ferrures ainsi obtenues. Un deuxième procédé est celui adopté sur les avions Breguet 19 A2 et B2.

Dans le Breguet 19, les assemblages des nœuds de fuselage sont en duralumin, afin de gagner du poids. D'autre part, ils sont conçus de façon à permettre une certaine standardisation. A cet effet la ferrure est en trois pièces : une collerette et deux manchons.

La collerette en duralumin forgé et matricé est un disque en duralumin percé d'un trou central dans lequel passe le longeron de fuselage. Cette collerette porte, venus de forge avec elle deux manchons disposés à 90° l'un de l'autre dans lesquels s'emboîtent les tubes montants et entretoise. Une patte portée par la collerette sert à l'attache du haubannage transversal. La collerette est enfin percée de trous circulaires répartis sur toute sa circonférence.

Les manchons qui se font soit en duralumin forgé soit en duralumin embouti, sont enfilés sur le longeron de part et d'autre de la collerette. Ils ont une embase circulaire qui vient s'appliquer contre la collerette ; cette embase est percée comme la collerette ce qui permet de les réunir au moyen de petits boulons. Les manchons sont en outre goujonnés sur les longerons par un certain nombre de prisonniers convenablement répartis.

Le haubannage longitudinal est fixé à la collerette au moyen d'une rotule serrée dessus par une contreplaque boulonnée.

Ces assemblages sont légers. Ils ont l'inconvénient de ne pas permettre les démontages et les réparations localisées. Ils sont coûteux car ils nécessitent un outillage important et pas mal d'usinage.

Le dernier procédé d'assemblage et qui semble le plus intéressant est celui employé sur les avions S. E. C. M. et Dyle et Bacalan. Dans ce pro-

céde la ferrure est constituée par un assemblage de tôles embouties au contour extérieur des tubes à assembler. Ces tôles sont au nombre de trois : l'une enveloppe extérieurement le longeron, le montant et l'entretoise ; les deux autres épousent les formes des dièdres intérieurs formés par ces tubes. Elles sont rivées entre elles dans les plans diamétraux des tubes correspondant respectivement au plan de la poutre verticale, au plan de la poutre horizontale et au plan formé par le montant et la traverse. Les haubans se fixent à des pattes d'attache serrées entre ces tôles et rivées avec elles dans les angles de la poutre fuselage. Des goujons, des rivets tubulaires, ou un emboutissage approprié des tubes et des tôles, assurent une liaison parfaite des tubes et de la ferrure.

Ce procédé a l'inconvénient d'exiger dès la création du prototype un outillage important et coûteux qui ne peut être amorti qu'en cas de série.

Par contre les tôles sont embouties, détournées et percées à l'outil et aucun usinage ne reste à faire après que la tôle est formée ; d'autre part les tôles recuites pour le matriçage sont trempées une fois formées et on peut être sûr de la régularité de la résistance des assemblages ; enfin des réparations locales ou des démontages partiels sont faciles car il est toujours possible de dériver une ferrure et de la remplacer sans démonter tout le fuselage.

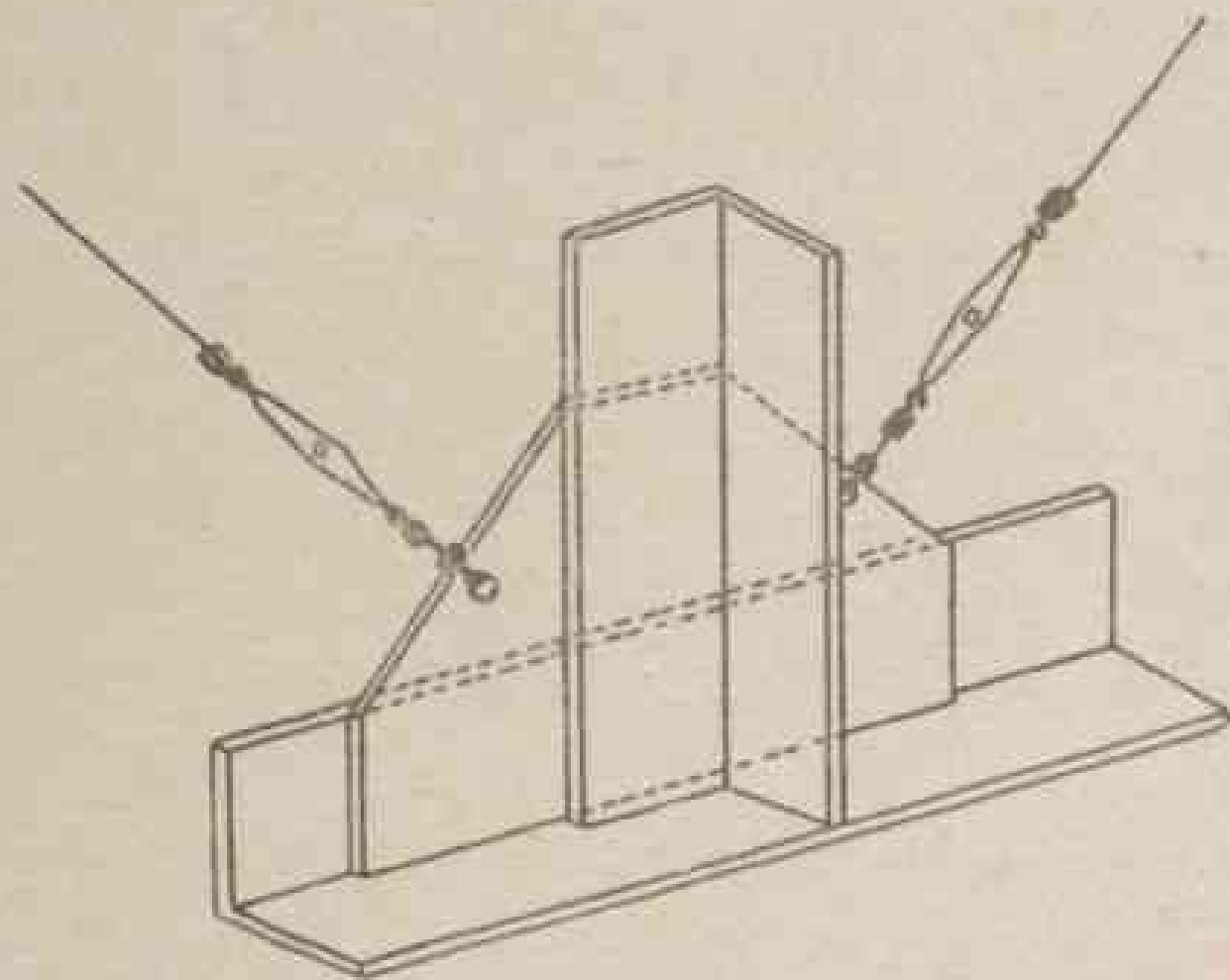


FIG. 152.

Le croisillonnage en corde à piano peut, comme dans le cas des fuselages en bois, être remplacé par un haubannage rigide de façon à constituer des poutres en N par exemple.

Pour échapper aux difficultés d'assemblages des tubes ronds, certains constructeurs (Lioré-Olivier) utilisent des tubes rectangulaires. Ces tubes se prêtent à des assemblages par tôles pliées enveloppantes, plus faciles à réaliser. Les ferrures des fuselages construits de cette façon sont très analogues à celles que l'on emploierait pour un fuselage en bois.

b) Construction en profilés. — Certains constructeurs (Farman, Potez, Hanriot) ont construit des fuselages en profilés de duralumin : en T ou cornières.

Les longerons de fuselage sont faits en cornière ou en U, les montants et traverses en cornière ou en T par exemple. L'assemblage se fait facilement à l'aide de tôles pliées, formant goussets, rivées sur les barres et servant d'attache au croisillonnement.

Ce type de construction n'est pas plus léger que la construction en tubes : les profilés ouverts travaillant assez mal au flambage. On peut évidemment, quand les longerons sont en U, renforcer les travées qui travaillent le plus, en les fermant à l'aide d'un autre profilé en U, emboîté dans le longeron et rivé par les ailes de façon à faire un véritable caisson. Mais ce rivetage complique la construction et supprime une partie de sa simplicité. Le procédé est néanmoins simple et économique pour des avions de petites dimensions.

Pour des fuselages plus importants, il a un inconvénient : les fibres neutres des différentes barres du treillis ne sont pas concurrentes et en particulier l'attache du haubannage sur les goussets crée un moment aux appuis qui peut provoquer un flambage prématuré des profilés. Il faudrait donc réaliser des attaches faisant concourir les directions des haubans sur les fibres neutres des barres du treillis : de telles attaches sont très difficiles à réaliser et compliquent beaucoup la construction.

c) Capotage et entoilage. — Le capotage et l'entoilage des fuselages en treillis métallique ne diffèrent pas de ceux des fuselages en bois. Certains constructeurs ont tenté de fixer la toile sur une carcasse métallique au lieu d'une carcasse en bois. Ce procédé ne paraît pas avantageux car, à poids égal, l'épaisseur de métal employé dans cette carcasse n'a pas une rigidité locale suffisante pour résister aux chocs inévitables dans la manutention des avions.

On peut également constituer tout le revêtement en tôle de duralumin de faible épaisseur. Dans ce cas, il est nécessaire pour maintenir un poids admissible, d'alléger beaucoup la charpente intérieure et de faire participer le revêtement à la résistance. Dans les avions Wibault par exem-

ple la carcasse du fuselage est une poutre en N faite avec des cornières de duralumin, sur les côtés du fuselage la tôle de revêtement est simplement rivée à plat sur cette charpente. Pour obtenir cependant une section du fuselage de bonne pénétration, les faces supérieures et inférieures du fuselage sont bombées. Cette forme est obtenue par le revêtement qui s'appuie de place en place sur des portions de cerces fixées à la charpente. La rigidité nécessaire du revêtement dans ces parties est obtenue par des plis pincés longitudinaux exécutés exactement comme il a déjà été dit pour le revêtement métallique des ailes des avions Wibault.

3^e *Coques en bois.* — Ces fuselages auxquels on donne parfois le nom de *fuselages monocoques* sont construits uniquement en bois contreplaqué enroulé, d'une épaisseur variant de 3 à 8 millimètres suivant la dimension des appareils. Ces fuselages présentent des avantages certains : grande facilité d'aménagement grâce à la suppression du haubannage intérieur qui est une gêne importante pour l'organisation des fuselages en treillis, carénage parfait qui peut être rendu aussi lisse que possible et, par conséquent, diminution des résistances passives, enfin, au moins théoriquement et quand la coque est neuve, grande résistance aux efforts de torsion et indéréglabilité parfaite. Par contre les inconvénients sont nombreux. Le calcul pratiquement impossible de ces fuselages fait qu'ils sont souvent trop lourds ou alors trop fragiles. Il est particulièrement difficile de fixer le bâti moteur, les attaches d'ailes, les barres du train d'atterrissage ou les montants de cabane. A toutes ces attaches, pour éviter des efforts localisés qui crèveraient la coque, on est obligé de répartir les efforts dans toutes les directions et très loin du point d'attache par des tôles très longues rivées à la coque ce qui alourdit sensiblement la construction.

Enfin, les nécessités d'aménagement : postes de pilote et d'observateur, trous de lance-bombes ou de largage des réservoirs, obligent à percer la coque de trous importants et placés dans les régions qui travaillent le plus sous les efforts de flexion :

Aussi est-on en général conduit à renforcer ces coques à l'aide des cerces en bois découpé ou cintré, parfois en métal, et de longerons ou lisses de petites dimensions, constituant une carcasse intérieure, renforçant la coque et facilitant les attaches des organes intérieurs du fuselage, en particulier des longerons supports-moteur.

Moules. — Les fuselages monocoques sont exécutés sur des moules

qui, étant donnée la forme des fuselages, doivent être faits en plusieurs pièces se retirant successivement pour permettre le démoulage.

Ces moules sont en général faits en quatre pièces : deux pièces latérales symétriques, une inférieure et une supérieure. Ces pièces, réunies dans leur position normale, constituent un ensemble ayant la forme extérieure du fuselage avec un vide intérieur ; elles sont fixées au moyen de cales en bois qui maintiennent l'écartement des deux pièces latérales et au moyen de cordes à piano avec tendeurs qui serrent : d'une part les pièces latérales contre les cales, et d'autre part les pièces supérieure et inférieure contre les pièces latérales.

Pour le démoulage, on enlève les cales et les cordes à piano et on chasse en bout les pièces latérales après les avoir rapprochées pour permettre leur sortie ; les deux autres pièces du moule s'enlèvent ensuite facilement.

Chaque élément de moule est construit de la façon suivante :

Une charpente en bois, composée de longerons entretoisés par un treillis en bois sert de support à un certain nombre d'éléments de cerces découpés dans des planches épaisses.

Ces cerces sont réunis entre eux à l'aide de lattes de bois de 1 centimètre à 1^{cm} 5 d'épaisseur et de 1 à 5 centimètres de largeur. Ces lattes sont clouées sur les cerces avec des pointes sans tête que l'on enfonce à l'aide d'un chasse pointes pour permettre après la pose de l'ensemble de raboter la surface. Le bloc formé par les lattes clouées sur les cerces a en effet à peu près la forme extérieure que l'on veut donner au fuselage. On lui donne, en le rabotant, exactement la surface que l'on désire obtenir.

Enfin on découpe sur la surface du moule des encoches destinées à recevoir les cerces et les longerons de la coque elle-même et ces pièces, une fois posées, doivent être rigoureusement et complètement incrustées dans le moule.

Construction. — Pour construire la coque, on assemble le moule ainsi qu'il a été dit plus haut et on met en place les longerons et les cerces de coque dans les encoches prévues à cet effet dans le moule. On enroule alors sur le moule des languettes de peuplier, platane ou okoumé d'une largeur de 1 à 2 centimètres et dont l'épaisseur est en général le 1/3 de l'épaisseur de la coque (coque en 3 épaisseurs).

On enroule ces languettes en hélice autour du moule en les clouant aux longerons et aux cerces de coques rencontrés ; on s'arrange de façon à recouvrir entièrement la surface du moule, en bouchant, quand le cas

se présente, les interstices entre deux languettes voisines par un élément grossièrement découpé à la forme voulue. Quand un premier recouvrement a été posé, on passe une couche de colle et on procède à la fixation d'une deuxième couche de languettes en ayant soin de les croiser à 90° avec les premières. On recouvre à nouveau de colle et on pose une 3^e couche de languettes, en croisant à nouveau les fibres avec la couche précédente.

En général, on ne place que trois couches de languettes ; toutefois ce nombre peut être augmenté s'il est nécessaire ; en particulier, certains constructeurs augmentent le nombre des couches des parties inférieure et supérieure de la coque qui, aux efforts de flexion, fatiguent plus que les parois latérales qui sont dans le voisinage de la fibre neutre.

Quand la dernière couche est posée, on enveloppe le tout de toile convenablement découpée et collée, en ayant soin d'épouser aussi parfaitement que possible la surface de la coque sans plis ni bourrelets aux recouvrements. On démoule et on entoile également l'intérieur de la coque, ce qui augmente beaucoup la solidité. On place alors les différentes ferrures d'attache qui se fixent à la coque et on termine en vernissant l'intérieur et en recouvrant l'extérieur d'une couche de peinture et d'une couche de vernis.

4^o *Coques métalliques.* — Les coques métalliques présentent tous les avantages des coques en bois, sans en avoir la plupart des inconvénients. Aussi leur emploi tend-il à se généraliser dans la construction métallique des avions.

Sur certains avions allemands Junker, la coque est constituée par une simple tôle ondulée de duralumin de 4/10 millimètre d'épaisseur enroulée

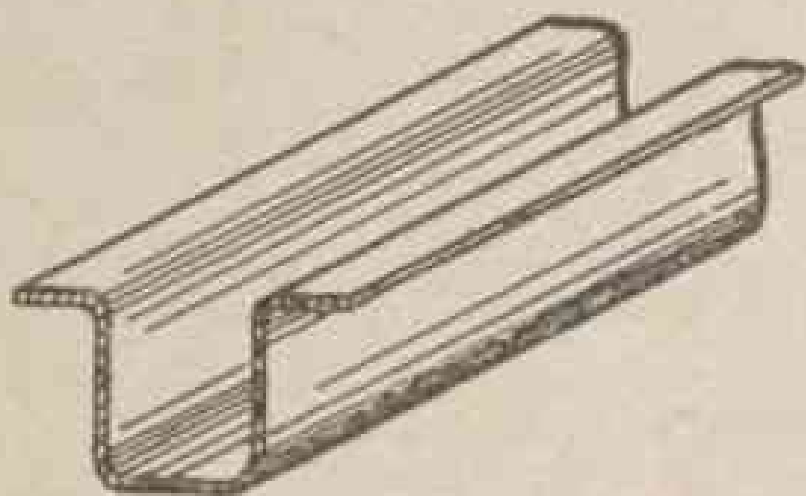


FIG. 153.

à la façon d'un cornet et sans aucune armature intérieure. Cette construction, possible pour un fuselage ayant un grand maître couple et une faible longueur, ne saurait évidemment être généralisée.

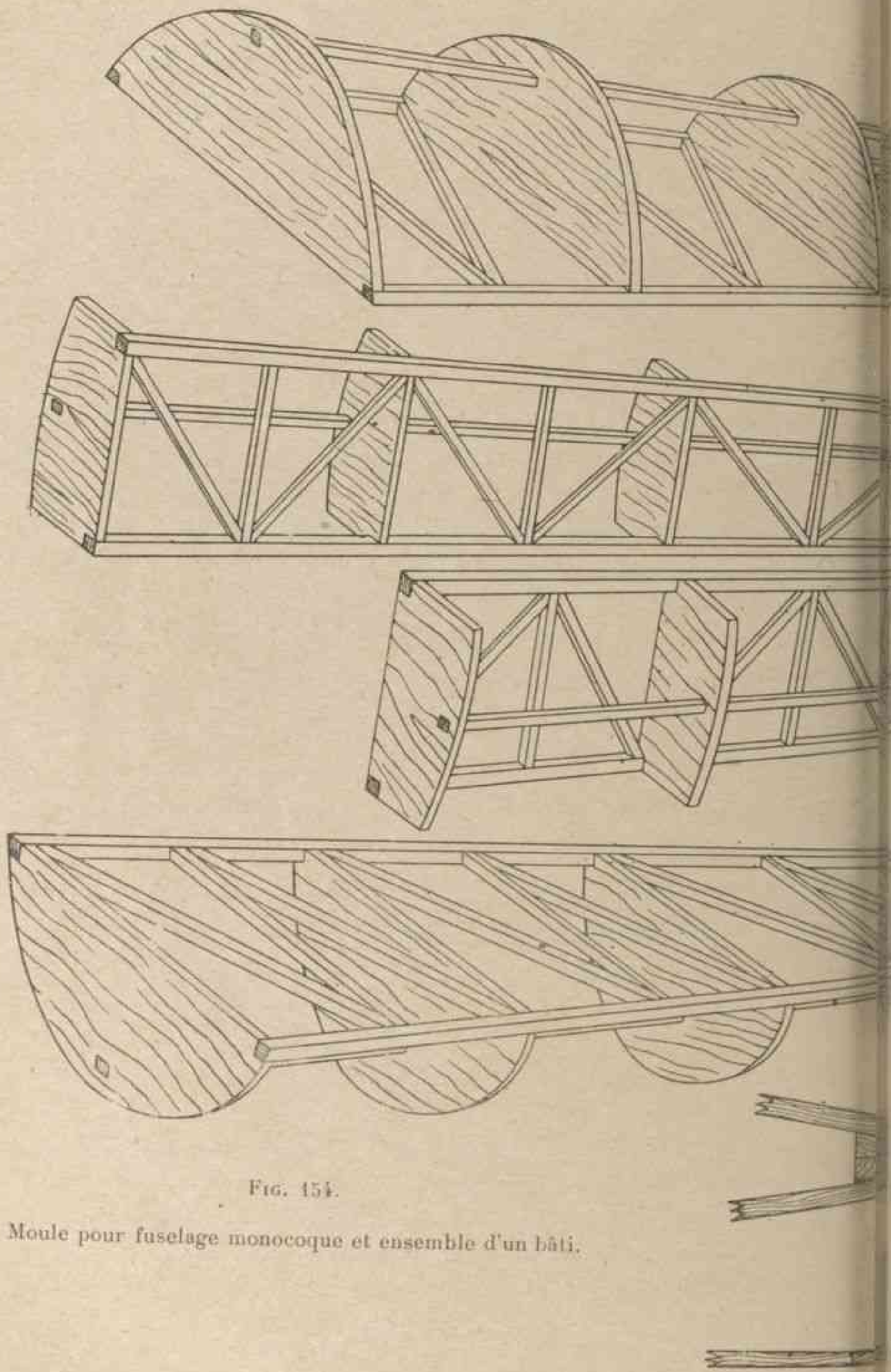
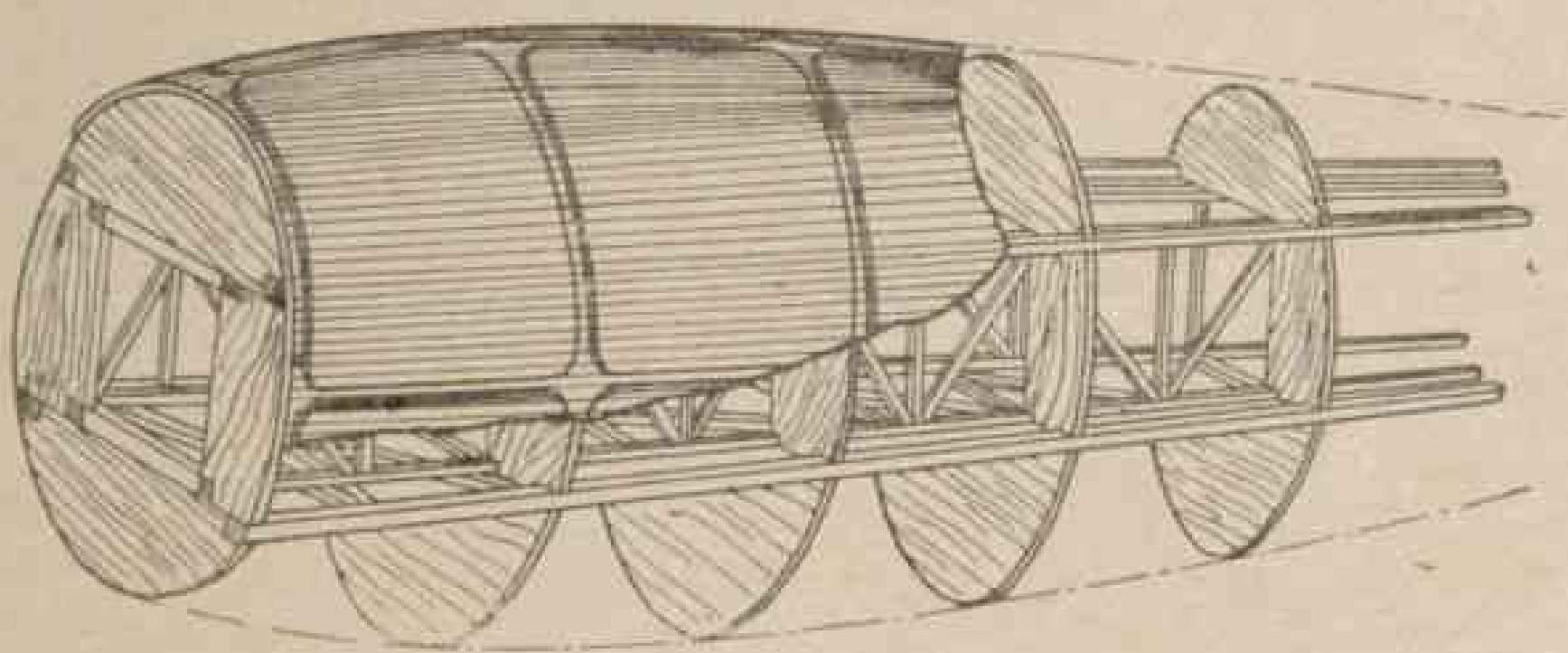
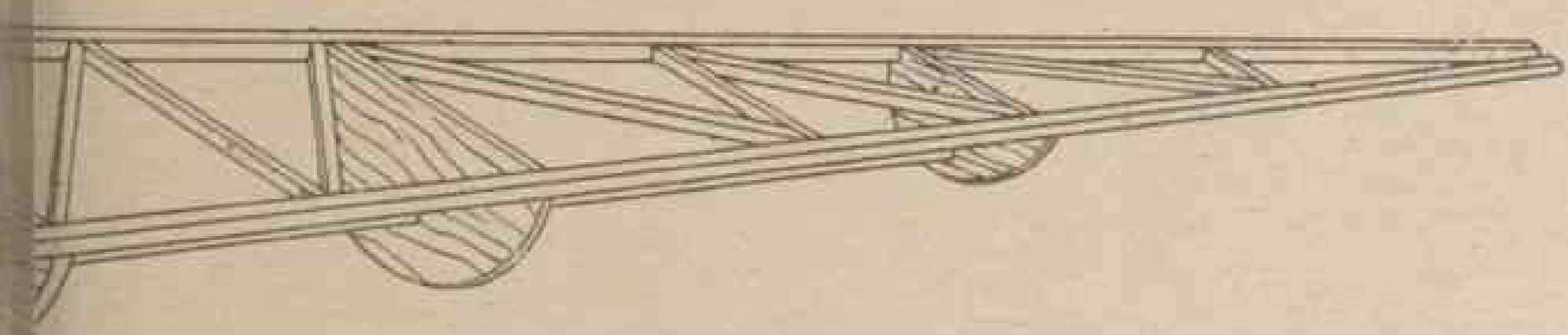
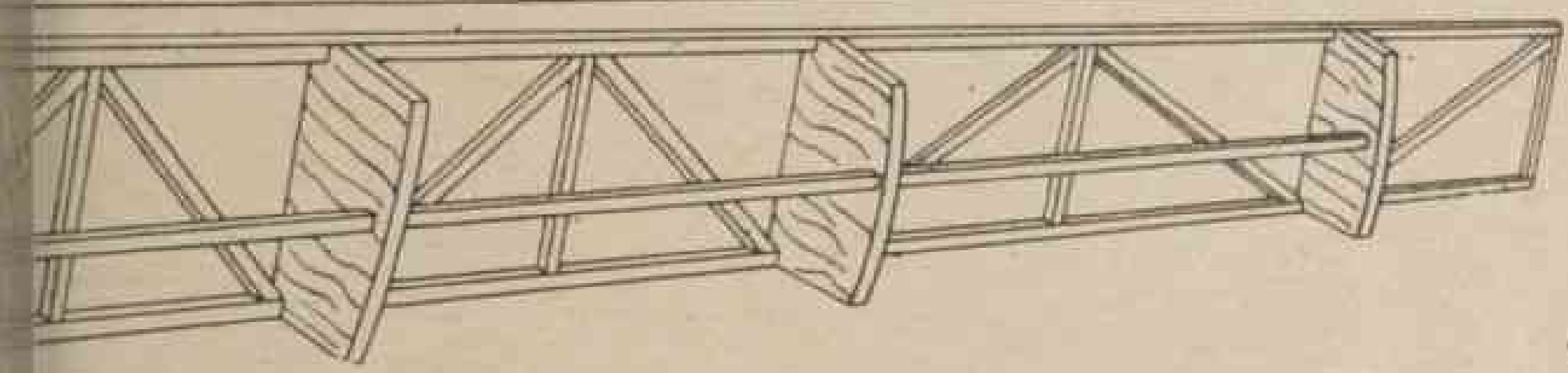
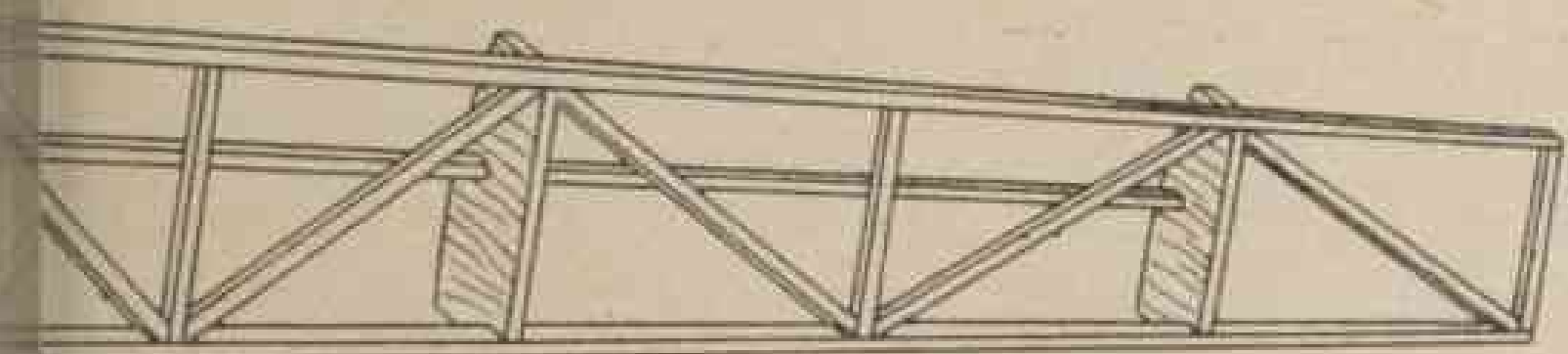
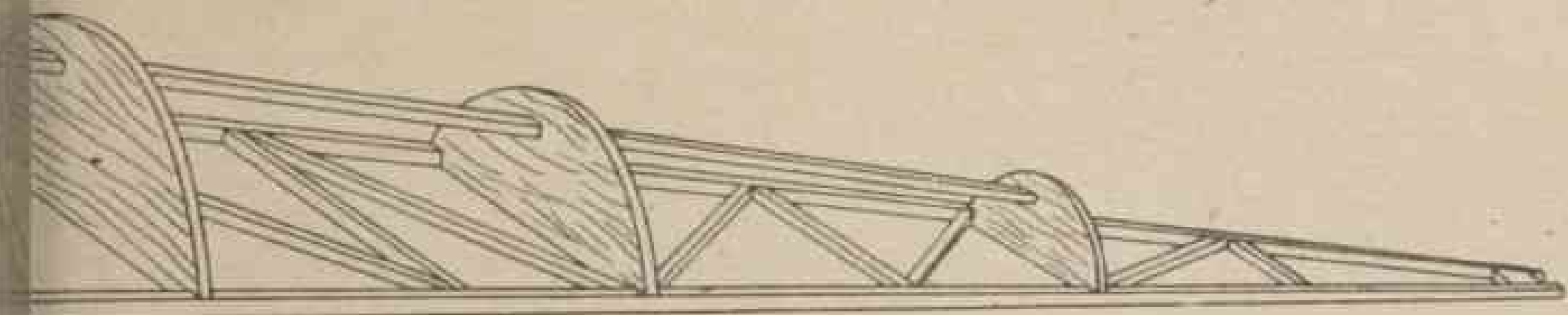


FIG. 154.

Moule pour fuselage monocoque et ensemble d'un bâti.



Les coques métalliques sont, en principe, constituées par des cerces et des longerons, le tout recouvert d'une tôle de faible épaisseur.

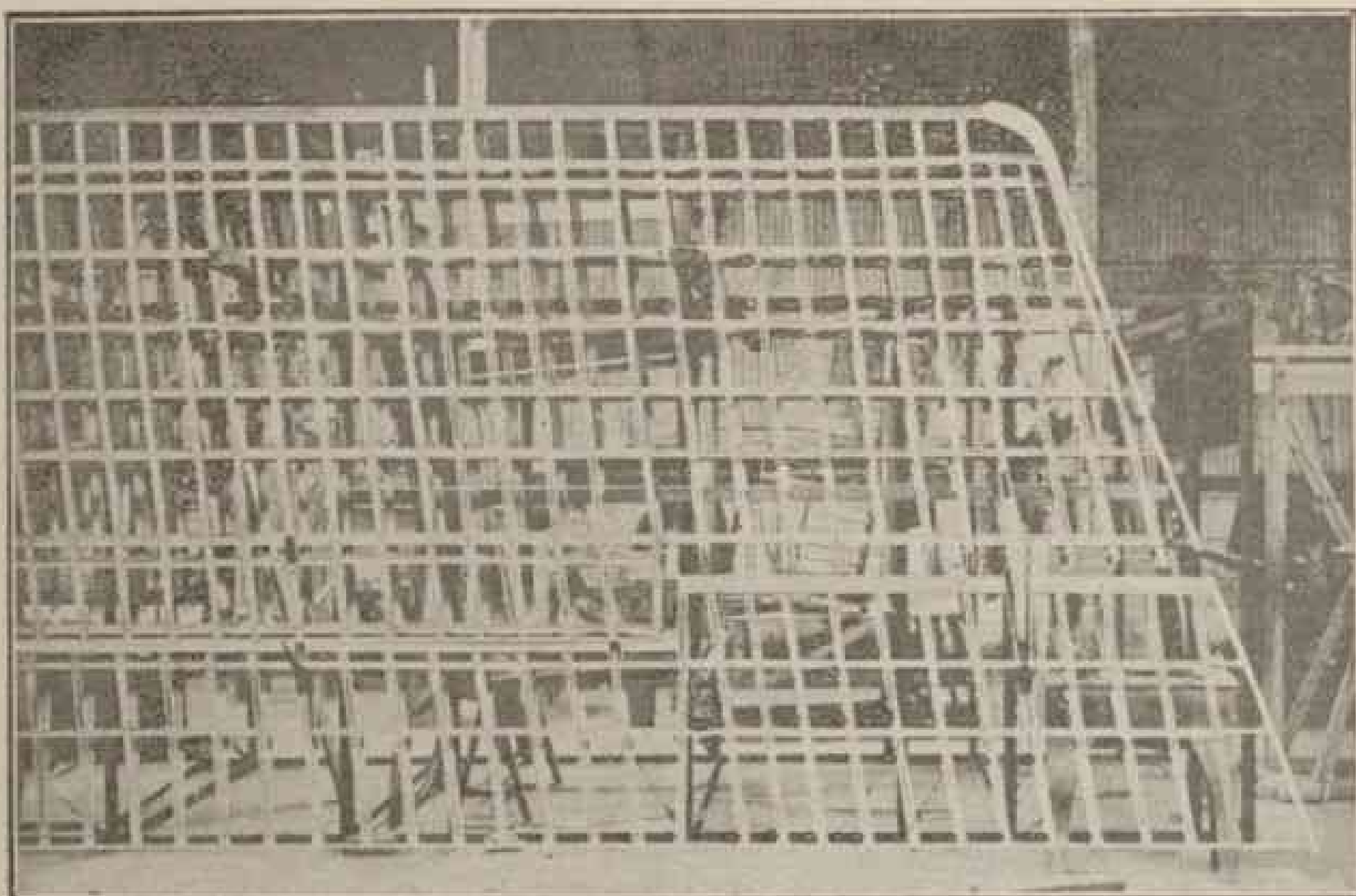
Les cerces ou couples sont formés par des caissons en tôles de duralumin découpées suivant les sections du fuselage ; les différents couples sont reliés entre eux par des longerons longitudinaux principaux, généralement au nombre de quatre et par des lisses en nombre variable servant à soutenir la tôle. Les longerons sont en général des profilés de duralumin ayant la section indiquée sur la figure : une sorte de profilé en U dont les ailes seraient rabattues à angle droit ; les lisses se font en profilés semblables quoique de plus petites dimensions. La tôle de recouvrement est rivée, par panneaux préalablement formés et chaudronnés sur les bords tombés de ces profilés. On a ainsi longitudinalement toute une armature de longerons et de lisses caissons, la tôle de recouvrement fermant les profilés ce qui donne une très grande résistance à la charpente.

On s'arrange de façon à ce que les lisses et les longerons restent continus en ménageant leur passage dans des alvéoles réparties sur le pourtour des cerces (Dewoitine).

Dans un but de simplification, Schneider, sur un avion monoplan bicoque, donne à la coque au lieu d'une section ovoïde une section en forme de poire pointe en bas. Les couples sont des profilés analogues à ceux déjà décrits pour les lisses cintrés simplement à la molette à la forme voulue. Enfin le revêtement est formé de panneaux transversaux rivés sur les couples et les lisses qu'il est inutile de former à l'avance, la tôle se cintrant d'elle-même suivant la section adoptée par la coque.

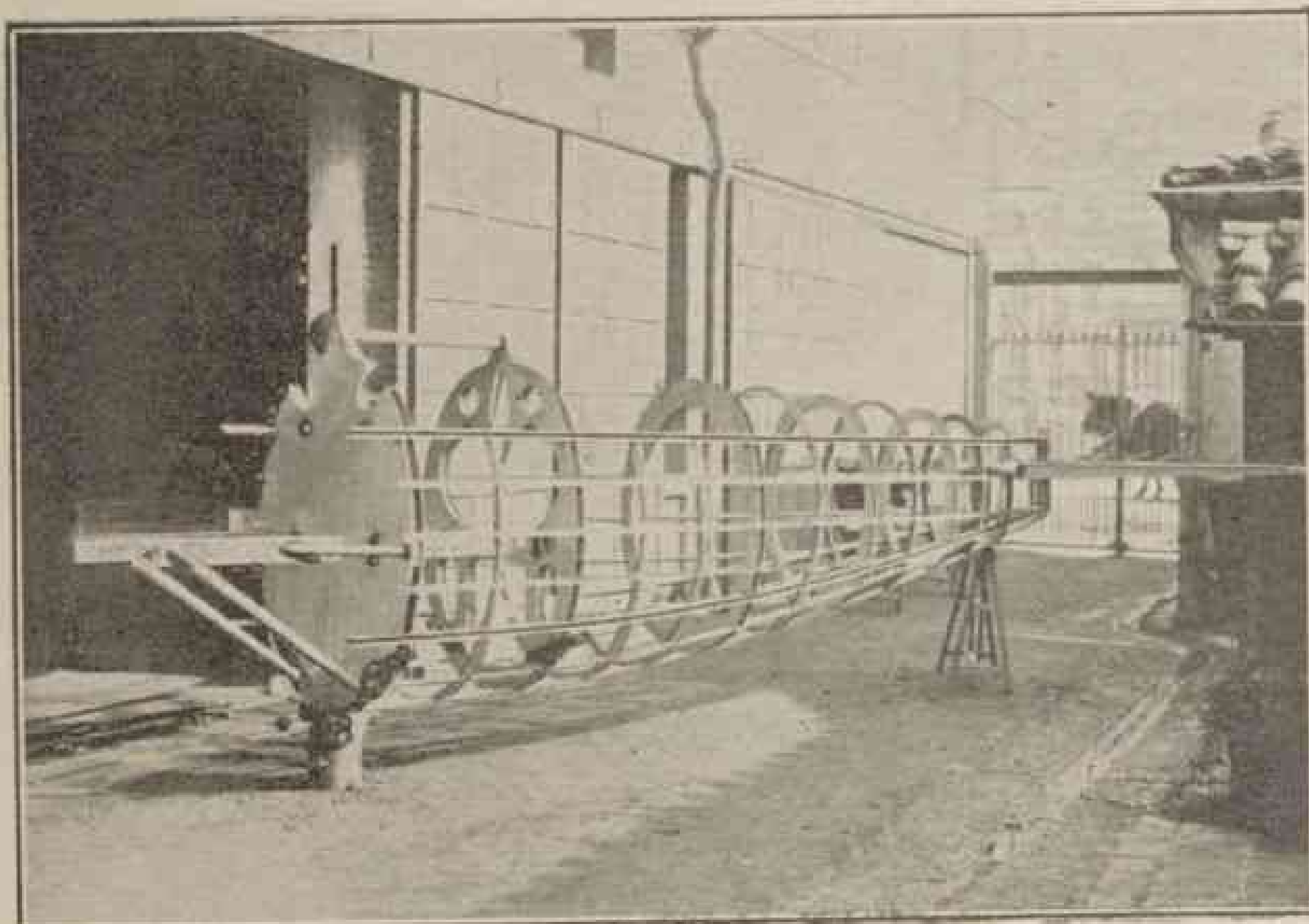
Enfin signalons bien qu'elle paraisse compliquée et coûteuse la solution adoptée par M. Latécoère pour son avion Lat.6. Alors que le recouvrement des coques d'avions de chasse Dewoitine est en 5/10 d'épaisseur et celui du Schneider en 8/10. M. Latécoère n'a employé que de la tôle de 3/10 d'épaisseur ce qui l'a obligé à la soutenir par une charpente très serrée. A cet effet, la charpente de la coque est constituée par des couples, de nombreuses lisses parallèles au fuselage et un treillis en U de duralumin reliant les lisses entre elles. Cette construction résiste particulièrement bien à la torsion mais il ne semble pas qu'il y ait intérêt à employer des tôles aussi minces qui se gondolent facilement et ne donnent pas à la coque la surface lisse et polie qu'elle devrait avoir.

Nacelles. Fuseaux moteurs. Poutres de réunion. — Les nacelles et les fuseaux moteurs sont établis exactement comme les fuselages décrits



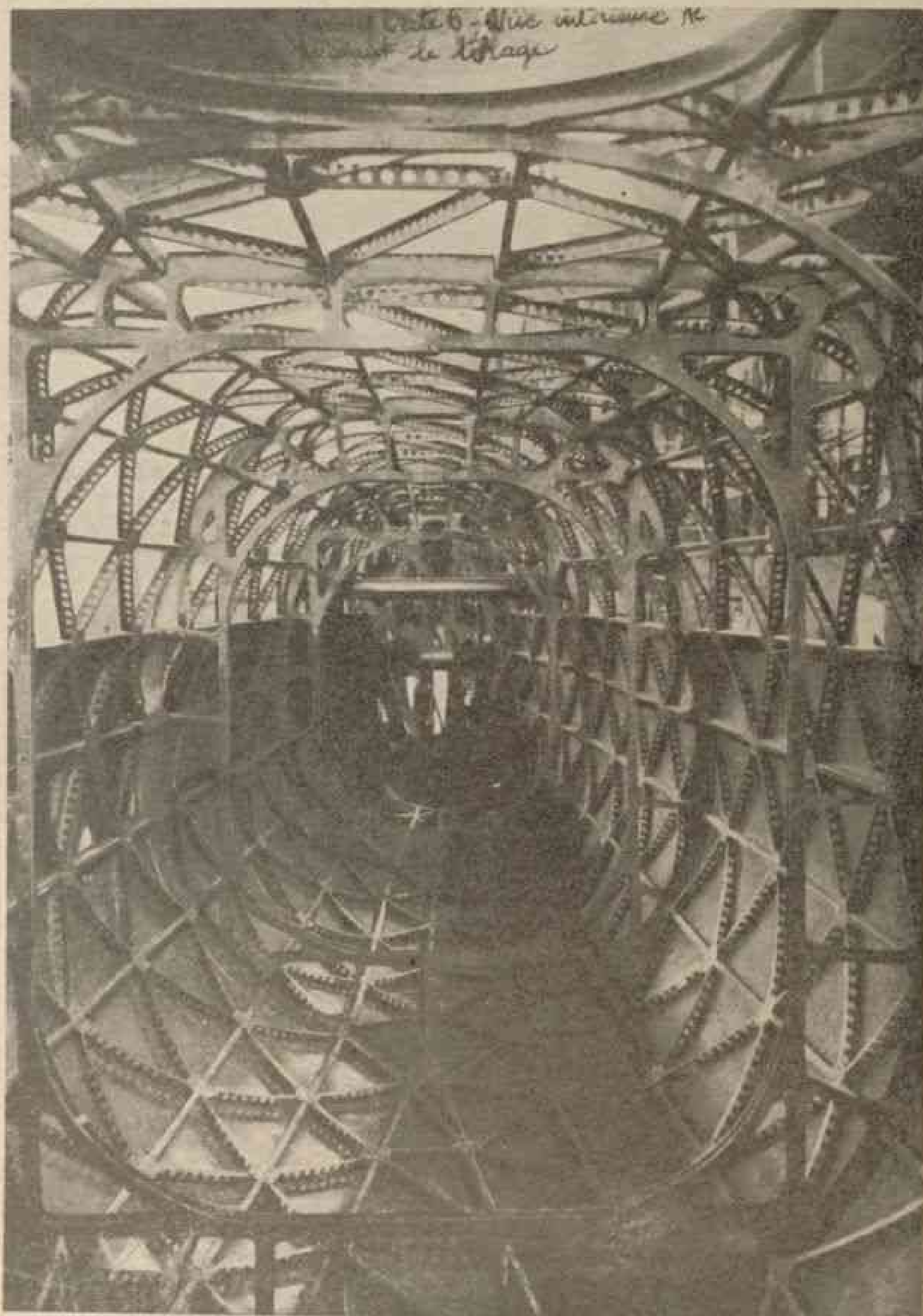
Charpente d'aile à revêtement métallique Latécoère

FIG. 155



Coque métallique Dewoitine

FIG. 156



Coque métallique Latécoère

FIG. 137

plus haut : ils peuvent se faire en métal ou en bois, en coque ou en poutre à treillis. Seule leur forme diffère : leur allongement est beaucoup moindre que celui des fuselages, bien qu'on leur donne une forme aussi fuselée que possible. La fixation des moteurs dans les fuseaux moteurs est la même que dans les fuselages et fera l'objet d'un chapitre spécial.

L'emploi des poutres de réunion tend à disparaître de plus en plus. Sur les avions modernes qui ont une poutre de réunion (Monoplan De Monge bimoteur) chaque poutre est dirigée dans le sens de la marche de l'avion ; elle se compose d'une poutre en treillis rigide entièrement recouverte de contreplaqué.

Dans les vieux types d'appareils comme le F40, le G3 ou le G4, par exemple, la constitution de la poutre de réunion ne différait pas de celle d'un fuselage en poutre en treillis. Toutefois comme tous les éléments de la poutre de réunion sont soumis à l'action de l'air, on leur donnait une forme présentant la moins grande résistance à l'avancement possible.

C'est ainsi par exemple que :

Les longerons de la poutre de réunion ont une section droite telle qu'une coupe par un plan horizontal donnerait une section analogue à celle que l'on adopte pour les mâts. De même les montants et traverses sont identiques comme section et construction aux mâts de cellule biplane

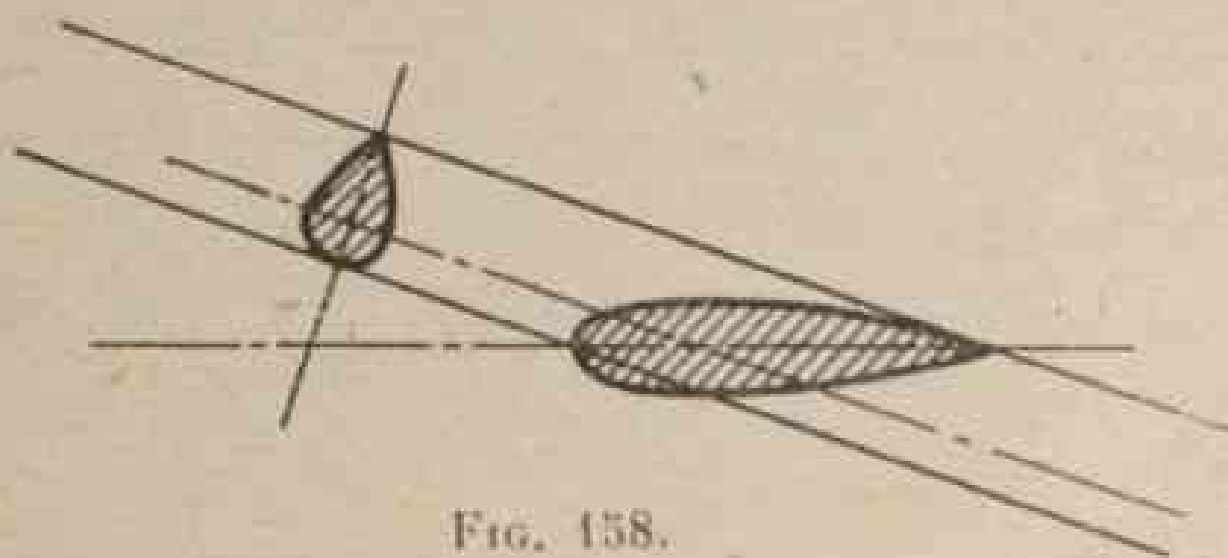


FIG. 158.

et sont disposés de façon à ce que leur grand axe soit dans le sens de la marche, ce qui fait que, dans les poutres de réunion convergeant en plan vers l'arrière, les axes des mâts, par exemple, ne sont pas dans le plan des poutres, mais font avec ce plan le même angle qu'il fait avec l'axe longitudinal de l'avion.

V. — FERRURES

On appelle *ferrures* les pièces d'assemblage qui servent à réunir les différentes membrures de la charpente de l'avion. On leur a donné ce nom parce que pendant longtemps elles ont été faites uniquement en fer ou en acier. Depuis quelque temps, on utilise beaucoup le duralumin pour leur fabrication et l'emploi de cet alliage léger tend à se généraliser de plus en plus.

Les ferrures, bien que très diverses, sont toutes conçues suivant les mêmes principes et ne diffèrent entre elles que par leur plus ou moins grande complexité. Les plus compliquées sont incontestablement les ferrures de cellule biplane, correspondant à un nœud d'attache de mâts et de longeron. Une telle ferrure réunit en effet toutes les attaches possibles ; c'est ainsi, par exemple, que pour un nœud supérieur arrière de biplan la ferrure doit assembler et réunir les pièces suivantes :

- le longeron supérieur arrière,
- l'entretoise d'aile,
- les deux haubans d'aile situés de part et d'autre de cette entretoise
- le mât arrière,
- les haubans de poutre arrière,
- le hauban de contreventement parallèle au fuselage.

On voit donc la complexité que présente une telle pièce ; toute autre ferrure de l'avion ne comporterait qu'un certain nombre des attaches précédentes et serait par conséquent d'un dessin beaucoup plus simple.

Nous allons indiquer, en prenant comme exemple la ferrure précédente, quels sont les règles et les principes qui doivent être observés dans la réalisation de toute ferrure en général.

D'une façon générale et quel que soit le type de construction, bois ou métal, une telle ferrure est formée d'une ferrure principale solidement fixée au longeron comportant le plus grand nombre possible des attaches nécessaires pour réunir les différentes pièces à assembler. Cette ferrure est faite soit en tôle (acier ou duralumin) découpée et pliée ou même emboutie, soit en métal estampé, soit encore bien que rarement en métal moulé. Les attaches qui n'ont pu être prises dans la ferrure principale sont rapportées dessus et lui sont fixées de diverses façons.

Un des procédés les plus couramment employés est la soudure autogène pour les ferrures en acier. Ce procédé facilite beaucoup la réalisation des ferrures. Il est cependant à éviter le plus possible car il risque de brûler le métal et paraît dangereux dans la fabrication de série. De toutes façons, la soudure autogène engendre toujours la surchauffe de l'acier qu'il importe de détruire ensuite par un traitement thermique approprié. Aussi, en principe, lorsque la soudure autogène n'est pas conjuguée avec d'autres moyens de liaison, elle ne doit être employée que dans des parties de pièces qui ne sont pas soumises à des efforts mécaniques (traction, compression, flexion, torsion, etc).

Le mieux, quand il est indispensable de constituer la ferrure en plusieurs éléments assemblés, est de la faire par rivetage comme dans les constructions métalliques ordinaires.

Signalons toutefois que certaines attaches peuvent ne pas être fixées à la ferrure principale mais seulement maintenues par elle par serrage. Par exemple dans le nœud d'assemblage supérieur arrière de biplan ; l'attache des haubans de poutre arrière pourra être obtenue par une seule patte pliée, glissée au montage entre le longeron et la ferrure principale enveloppant le longeron.

Dans le dessin de la ferrure, il faut éviter les angles vifs et les fentes non terminées par des arrondis de diamètre suffisant qui créent toujours des amorces de rupture. D'autre part il est indispensable, pour éviter des efforts secondaires, de faire concourir les axes neutres de toutes les pièces assemblées par une même ferrure.

Dans la construction en bois ou en tubes rectangulaires, on utilise surtout ce qu'on appelle des *ferrures enveloppantes*. Ces ferrures, en tôles découpées et pliées ou embouties, comportent par découpage et pliage les différentes attaches nécessaires et sont établies de façon à entourer complètement le longeron sur 3 faces au moins.

Ces ferrures se fixent au longeron, convenablement fourré en cet endroit, par des boulons.

On évitera autant que possible les boulons traversant le longeron dans sa hauteur, ce qui a pour effet d'affaiblir les semelles, et on s'efforcera de placer les boulons strictement indispensables dans le plan neutre du longeron.

Dans la construction métallique à longerons composés, le longeron est renforcé à l'endroit du nœud par des âmes pleines et des fourrures convenables. Il n'existe souvent pas de ferrure à proprement parler, mais les différentes attaches nécessaires sont rapportées par rivetage sur le longeron lui-même : les attaches d'entretoise et de haubannage d'aile sur l'âme intérieure du longeron et les attaches de mât et de haubannage de cellule sur la semelle convenable.

Quand la ferrure est en duralumin, on emploie pour l'usiner le métal à l'état recuit et on le trempe ensuite, une fois la pièce terminée. La ferrure est ensuite protégée contre l'oxydation par un vernis (genre lionoil) comme toutes les autres pièces de duralumin. Souvent certains constructeurs traitent leurs ferrures de la façon suivante : un bain de potasse suivi d'un bain d'acide pour arrêter l'oxydation et lavage à grande eau. A la suite de ce traitement, le métal est recouvert d'une couche mince d'alumine d'un blanc mat qui protège assez bien la ferrure contre les oxydations ultérieures.

Pour les ferrures en acier obtenues par tôles découpées embouties ou pliées, il est indispensable de supprimer tout écrouissage par un traitement thermique convenable. Ce traitement est le suivant :

Recuit de stabilisation : aciers 11 et 12 : chauffage à 975° (acier 11) ou à 950 (acier 12) refroidissement à l'air.

Aciers 13 et 14 : chauffage à 900°, refroidissement portes du four ouvertes ou sous les cendres chaudes.

Si ces ferrures comportent de la soudure autogène, la surchauffe devra être détruite par un *recuit de régénération* qui se fait de la façon suivante :

aciers 11 et 12 : chauffage à 850° (acier 11) ou à 900° (acier 12).

aciers 13 et 14 : chauffage à 850°, refroidissement à l'air.

Pour les pièces ayant subi un écrouissage même sans surchauffe on devra appliquer les deux traitements thermiques : recuit de stabilisation suivi du recuit de régénération. Pour les pièces soudées à l'autogène et

non écrouies on pourra se contenter du seul recuit de régénération. Au cours de ces opérations, on devra s'efforcer d'éviter l'oxydation des pièces, productrice de calamine qui se détache au refroidissement et diminue l'épaisseur finale de la ferrure. On prendra donc comme précautions une des méthodes suivantes :

1° Pour le chauffage, utiliser des boîtes ou tubes en fer, dans lesquelles on place les pièces à recuire en les entourant de copeaux d'acier. Ne pas laisser refroidir les pièces dans les boîtes pour les aciers 11 et 17, afin d'éviter la cristallisation, mais les sortir de la boîte et les laisser refroidir à l'air.

Pour les aciers 13 et 14, laisser les pièces refroidir boîte ouverte.

2° On peut également protéger les pièces à recuire en les recouvrant de sel fusible à haute température. A cet effet on immerge les pièces chauffées à 150° dans une solution saturée de ce sel. Celui-ci se dépose sur la pièce qu'il protège. Après traitement thermique, il est enlevé par lavage.

Les ferrures d'acier sont protégées en service contre la rouille soit par une couche de peinture ordinaire posée par dessus une première couche de minium soit, ce qui est beaucoup moins lourd par émaillage au four.

Revenons maintenant à la réalisation des différentes attaches que peut comporter une ferrure :

a) Attache de mâts. — Pour permettre à la cellule de prendre sa déformation normale sous l'action des efforts en vol, les mâts ne sont jamais encastés dans les ferrures mais articulés de façon à pouvoir prendre de légers déplacements angulaires. Sur certains avions (Caudron), tenant compte du fait que les mâts sont toujours comprimés, on s'est contenté de les placer entre les longerons supérieurs et inférieurs correspondants sans aucune fixation et de les maintenir latéralement à chaque extrémité entre deux flasques faisant partie de la ferrure. Mais en général la fixation se fait par *chape* ou par *rotule*.

Dans le premier cas, le pied de mât est terminé par un embout métallique portant soit une chape soit une patte d'attache qui se fixent aux pièces correspondantes de la ferrure par un axe en acier.

Dans le second cas, le montage le plus simple est le suivant : la ferrure porte une sorte de cuvette sphérique d'acier, emboutie, percée d'un trou central dans lequel s'engage une tige filetée fixée au pied du mât. Une tige filetée se visse dans un écrou constitué par une calotte sphérique logée à l'intérieur de la cuvette. Ce montage permet au mât de s'orienter dans tous les sens et peut faciliter le réglage de la cellule.

b) *Attaches d'entretoises d'aile.* — Les entretoises d'ailes n'ont pas besoin d'être articulées sur le longeron en raison des faibles déformations de l'aile dans son plan. Il y a d'ailleurs intérêt à s'opposer à toute défor-

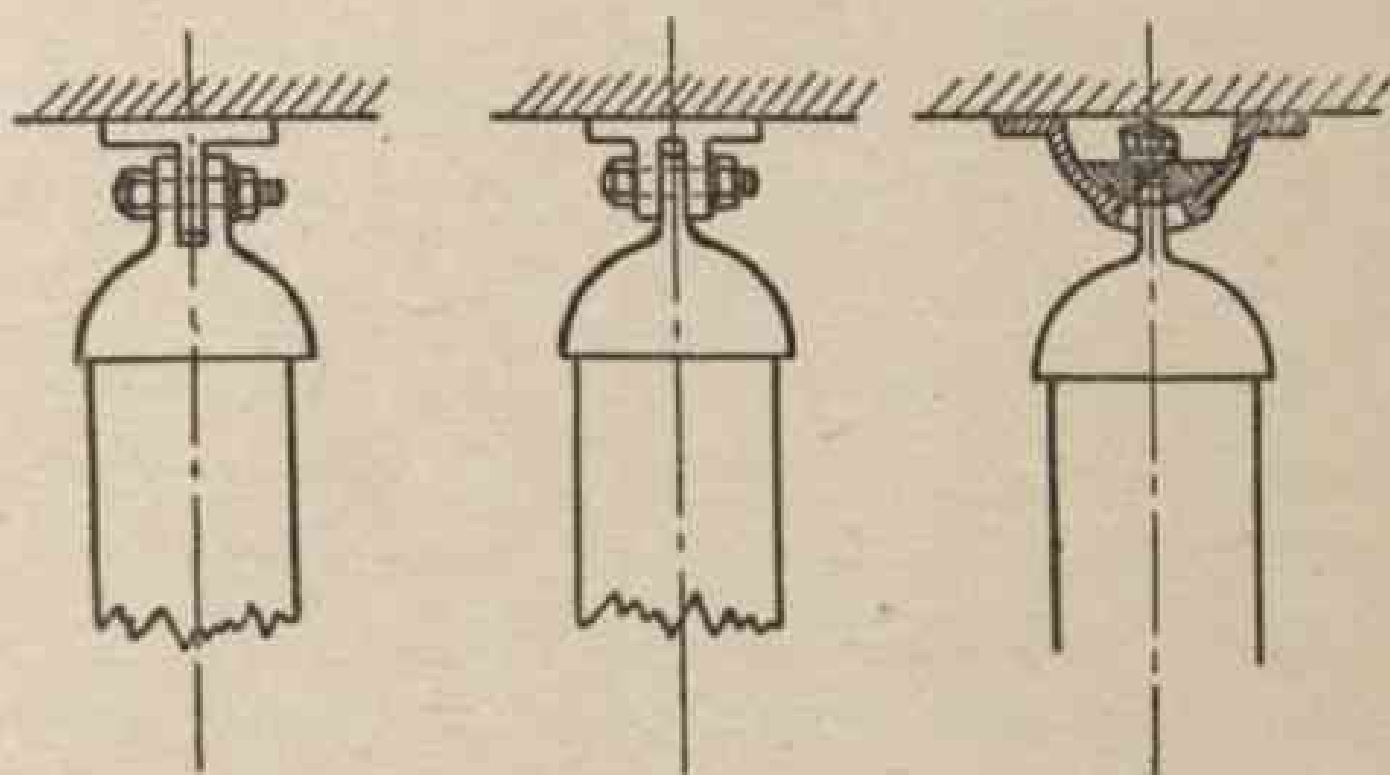


FIG. 159.

mation de torsion de l'aile due au déplacement du centre de poussée. Aussi les entretoises sont-elles généralement encastrées dans un godet faisant partie de la ferrure ou fixé directement au longeron.

Dans les ailes épaisses ayant des longerons hauts et étroits, on place souvent deux entretoises l'une au-dessus de l'autre, s'appuyant l'une sur les semelles supérieures des longerons avant et arrière, l'autre sur les semelles inférieures et haubannées dans leur plan par de la corde à piano. Dans ce cas, il n'y a aucun inconvénient à fixer ces entretoises par des chapes exactement comme des mâts, ce qui facilite beaucoup leur montage.

c) *Attaches de haubannage.* — Le haubannage se fixe sur des pattes d'attache découpées dans la ferrure soit directement soit par l'intermédiaire de chapes ou de tendeurs. La fixation des haubans eux-mêmes a déjà fait l'objet d'un précédent chapitre.

Indiquons cependant que les pattes d'attache ne devraient pas se terminer par un contour circulaire avec trou concentrique pour le passage du hauban ou de l'axe de la chape, mais que l'on devrait s'arranger de façon à ce que la section du métal qui travaille au cisaillement soit la même dans toutes les directions.

Comme d'autre part la section de la patte en arrière de l'orifice est plus grande qu'à hauteur de cet orifice, très souvent pour donner à la patte d'attache une résistance sensiblement égale en toutes sections,

on augmente son épaisseur à hauteur de l'orifice en fixant sur la patte en cet endroit une rondelle d'acier concentrique le plus souvent par brasure.

Les ferrures des monoplans sont faites sur le même principe que celles des biplans mais elles sont plus simples, à cause du moins grand nombre de barres à assembler.

Dans les nœuds de fuselage, on se trouve exactement dans le cas d'un nœud de cellule biplane en ce qui concerne le nombre d'attaches à réaliser. On a déjà vu le genre de ferrures spéciales que l'on emploie dans les fuselages en tubes ronds.

Dans les fuselages en bois ou en tubes rectangulaires, les ferrures sont très simplifiées, en raison de ce que les montants et les traverses sont en général encastrés et à cause aussi des efforts beaucoup moins grands que ces ferrures ont à supporter.

Les réalisations de ferrures sont trop nombreuses et trop diverses pour que l'on puisse entreprendre la description détaillée d'un certain nombre de ferrures caractéristiques, et nous nous tiendrons aux quelques principes généraux exposés ci-dessus. Nous dirons toutefois quelques mots des ferrures spéciales servant à la *réunion des ailes et du fuselage*.

Les ailes supérieures des biplans et les ailes des monoplans du type parasol se fixent aux mâts de cabane par des ferrures tout à fait analogues à celles des nœuds courants de cellule biplane. Parfois l'aile est constituée par un plan central fixé aux mâts de cabane et par deux demi-ailes rapportées. La réunion des demi-ailes à la partie centrale se fait par l'intermédiaire des longerons par un des procédés qui ont déjà été décrits pour l'assemblage de deux éléments de longerons : assemblage par biseau si les longerons sont en bois, par éclisses et boulons si les longerons sont métalliques, ou encore par emboîtement mâle et femelle.

Les ailes inférieures des biplans ou les ailes des monoplans non parasol sont, au contraire, de part et d'autre du fuselage et doivent être fixées d'une manière spéciale. D'abord pour empêcher toute déformation du fait des efforts de tension ou de compression venant des longerons d'ailes on réunit les longerons correspondants des deux demi-ailes pour une barre rigide qui sert également d'entretoise horizontale au fuselage. Dans la construction en coque, cette pièce est fixée solidement à la coque, au moyen de ferrures de tôle de grande surface.

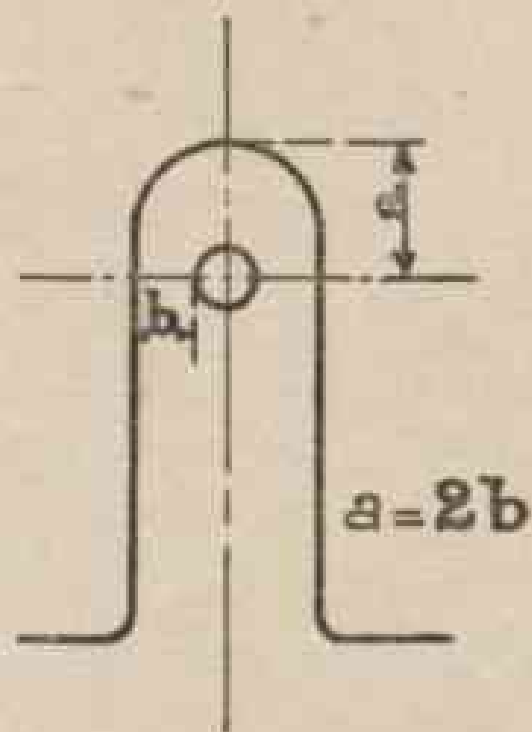


FIG. 160.

La réunion des demi-ailes au fuselage se fait par des ferrures réunissant ces traverses de fuselage aux longerons d'aile.

Les ailes peuvent être articulées ou encastrées.

Dans le cas de l'articulation, la traverse du fuselage est terminée par une ferrure portant deux oreilles verticales formant chape, l'extrémité du longeron à assembler est coiffée par une ferrure portant une oreille mâle qui vient se loger entre les deux oreilles de la ferrure du fuselage. Un axe, parallèle à l'axe du fuselage, fixe l'oreille dans sa chape. Cet axe doit être en acier de très bonne qualité et ne présenter absolument aucun défaut. Il est maintenu par un écrou et un contre-écrou ; de plus une goupille fendue traversant l'axe au delà du contre-écrou vient empêcher tout desserrage.

Dans le cas de l'encastrement, la traverse du fuselage est terminée par une ferrure formant fourreau qui l'entoure et qui présente une partie femelle de la forme du longeron d'aile. L'extrémité du longeron, convenablement fourrée, vient s'emboîter dans cette partie femelle et on complète l'attache par un ou deux boulons traversant l'ensemble fourreau et longeron.

Dans les ailes épaisses ayant des longerons assez hauts on trouve souvent plus simple pour réaliser l'encastrement de fixer séparément les semelles supérieure et inférieure du longeron par une articulation à chape et à axe à deux ferrures superposées de la traverse de fuselage.

Ces types d'assemblages sont les plus employés ; il existe cependant de nombreux autres modèles d'attache des ailes au fuselage. On peut par exemple réaliser une articulation à rotule pour faciliter le réglage de la cellule ; on peut également, dans un biplan, fixer l'aile inférieure par simple accrochage, l'aile n'étant maintenue en place que par la tension des haubans. Beaucoup de ces procédés compliquent la construction ou ne sont pas d'une sécurité absolue sans cependant présenter d'avantages appréciables.

VI. — GOUVERNES

I. — Ailerons

On a déjà vu précédemment que les ailerons sont des surfaces découpées dans le bord de fuite de l'aile et mobiles autour d'un axe généralement perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion. Fréquemment, pour diminuer la fatigue du pilote, les ailerons sont composés et cette compensation est le plus souvent obtenue par une partie de la surface de l'aileron qui est de l'autre côté de l'axe d'articulation que le reste de l'aileron.

Le profil de l'aileron proprement dit n'est que la continuation du profil de l'aile ; dans la partie compensée, spécialement si elle est débordante, le profil de l'aileron ne change pas en arrière de l'axe d'articulation, mais il est complété, en avant de cet axe, par un bord d'attaque de façon à se rapprocher d'un profil d'aile.

Les ailerons sont d'autant plus efficaces que leur allongement est plus grand. Il n'y aurait aucun inconvénient à les placer sur toute l'envergure de l'avion si la commande de ces volets très longs et très étroits ne présentait souvent dans ce cas de sérieuses difficultés. — En général, dans les biplans, quand l'envergure ne dépasse pas 12 à 15 mètres, on peut se contenter de placer des ailerons à un seul plan, le plan supérieur de préférence.

D'après une étude due à M. l'Ingénieur en chef Sabatier, il paraît établi que :

1^o L'effort normal que subit un aileron braqué vers le bas est très supérieur à celui que supporte l'aileron symétrique braqué du même angle vers le haut. Pour un braquage de 10°, on a trouvé le rapport de 1 à 9 sur un profil 430.

2° La valeur de l'effort normal varie peu pour une même aile et un même braquage de l'aileron, lorsque l'incidence de cette aile varie dans les limites courantes.

3° Cet effort normal N est une fonction sensiblement linéaire de l'angle de braquage α et peut s'exprimer par la formule :

$$100 N\alpha = 100 N_0 + 3,2 \alpha.$$

N_0 étant la charge au m^2 de l'aileron braqué vers le bas d'un angle α
 $N\alpha$ — — — dans le prolongement du profit d'aile.
 α étant le braquage exprimé en degrés.

Dans ces conditions, la surcharge produite par le braquage est donnée par une expression de la forme : $3,2 \alpha \times \frac{\alpha V^2}{2g}$ ou $0,002 V^2 \alpha$.

Cette étude permet de conclure également que les vibrations qui se produisent parfois dans les ailerons et qui ont occasionné de graves accidents, peuvent s'expliquer facilement par la différence de charge des ailerons braqués vers le haut et vers le bas quand la commande a du jeu et par l'influence de la fente qui existe entre l'aileron et l'aile. On devra donc pour éviter de telles vibrations chercher à supprimer tout jeu dans les transmissions et réduire au minimum la fente qui peut exister entre la cellule et les ailerons.

La construction des ailerons ne diffère pas de celle des ailes : elle comporte des longerons, des nervures, des haubans, et un revêtement.

Quand les ailerons sont profonds, il peut être nécessaire de les faire avec deux longerons ; mais, dans la plupart des cas, le longeron arrière peut être supprimé, le bord de fuite faisant fonction de longeron. Les ailerons se composent donc en général :

1° d'un longeron avant servant à l'articulation ou portant les ferrures d'articulation.

2° d'un bord de fuite, semblable au bord de fuite de l'aile, c'est-à-dire soit en bois soit en tube d'acier, l'emploi de la corde à piano étant réservé aux ailerons ayant deux longerons.

3° des nervures solidement assemblées sur le longeron avant.

4° d'un revêtement en toile enduite et vernie, en contreplaqué ou en tôle légère suivant le type de construction.

Quand l'aileron est à deux longerons, ces longerons sont réunis par des entretoises et des cordes à piano, remplacées parfois par un haubanage rigide exactement comme dans le cas d'une poutre d'aile.

Les longerons d'aileron se font comme les longerons d'aile : soit en bois, soit en métal. — Très souvent on adopte pour les faire des tubes ronds d'acier ou de duralumin qui peuvent servir d'axe d'articulation. Les nervures se font aussi comme des nervures d'aile, en bois ou en métal. Elles doivent être fixées solidement au longeron avant puisque dans la plupart des cas il n'y a pas d'autre longeron et que les nervures sont fixées en porte à faux sur le longeron avant.

Quand les nervures et le longeron sont en bois, on se contente de visser les chapeaux de nervures sur les semelles du longeron. Quand le longeron est un tube d'acier ou de duralumin, les nervures lui sont fixées par de petites ferrures en forme de manchon fixées d'une part à l'âme de la nervure et entourant le tube d'autre part.

La nervure qui forme l'extrémité de l'aileron du côté du fuselage est toujours une nervure renforcée, généralement une nervure caisson, destinée à résister à la tension de la toile. Il en est de même de la nervure extrême extérieure, si l'aileron est de profondeur et d'épaisseur constantes. Le plus souvent, surtout dans les ailerons compensés, le bord extérieur de l'aileron est aminci à son extrémité, comme un bord de fuite. — Dans ce cas, le bord de l'aileron est constitué par une pièce cintrée, soit en frêne, soit en tube ou en tôle chaudronnée, qui forme à la fois le bord d'attaque de la partie compensée, le bord extrême de l'aileron et se raccorde au bord de fuite.

Cette pièce doit être très rigide pour éviter toute déformation, la tension de la toile tendant en effet à faire rentrer la partie compensée, ce qui pourrait amener des coincements. — Il est parfois nécessaire dans ce but, de maintenir cette pièce par un ou deux arc-boutants s'appuyant sur une nervure maîtresse par exemple.

L'articulation des ailerons se fait très simplement quand le longeron avant est un tube d'acier ou de duralumin. Ce tube sert, en effet, d'axe d'articulation et est monté sur deux ou trois coussinets fixés au longeron d'aile par l'intermédiaire de ferrures spéciales. — Les coussinets sont généralement en bronze avec pattes d'araignée et trous de graissage ; le longeron lui-même doit porter des bagues en acier ou en bronze tournées au diamètre intérieur des coussinets. Pour avoir un mouvement plus doux, on peut également monter l'aileron sur roulements à billes.

Quand le longeron n'est pas un tube, l'articulation est obtenue au moyen de ferrures qui portent une charnière. Une des branches de la charnière est fixée au longeron arrière ou à un faux longeron d'aile. Cette fer-

rure est constituée par une tôle découpée et pliée de façon à envelopper l'axe d'articulation et à emboîter le longeron d'aile sur trois faces au moins. Quand le longeron est en bois, on l'entaille de l'épaisseur de la tôle pour éviter qu'il se produise un vide entre l'aile et l'aileron.

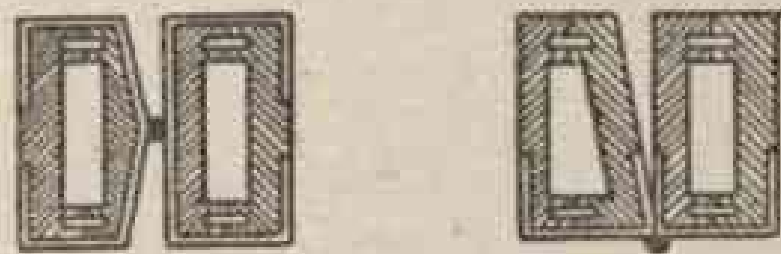


FIG. 161.

L'autre branche de la charnière est constituée de la même façon et est fixée pareillement au longeron d'aileron. Elle doit être établie de façon à permettre un braquage d'environ 20° de part et d'autre du plan de l'aile. On peut obtenir ce résultat en donnant au longeron d'aileron la forme indiquée sur la figure.

On peut également, en conservant au longeron une face sensiblement rectangulaire, fixer la charnière soit à la partie supérieure soit à la partie inférieure du longeron d'aileron. Dans ce cas, ce longeron doit avoir sa face avant inclinée d'environ 20° par rapport à la face voisine du longeron d'aile, de façon à permettre le braquage suffisant. On préfère dans ce cas fixer l'articulation à la partie supérieure, ce qui empêche l'aileron de tomber au repos.

II. — Empennage horizontal

L'empennage horizontal se compose généralement d'un stabilisateur fixe horizontal et d'un gouvernail de profondeur. De même que pour les ailerons, la construction de ces surfaces est la même que celle de toutes les surfaces de voilures : elle comporte des longerons, des nervures, un contreventement s'il y a lieu et un revêtement.

En général, le *plan fixe stabilisateur* comprend :

1^o un longeron arrière qui supporte les nervures et les charnières ou articulations du gouvernail de profondeur. La construction de ce longeron est la même que celle qui a déjà été exposée pour les longerons d'aile.

2^o Des nervures construites comme des nervures d'ailes et fixées d'une part au longeron arrière, d'autre part au bord d'attaque.

3^o un bord d'attaque soit en bois, soit en métal, tube ou tôle chaudière.

4^o un revêtement soit en toile enduite et vernie soit en contreplaqué ou tôle légère.

Sur les très gros appareils, on peut avoir deux longerons et un contreventement intérieur comme dans une poutre d'aile. Le stabilisateur peut être construit en une seule partie qui est alors posée sur le fuselage.

Il peut être également en deux parties placées de part et d'autre du fuselage. Dans ce dernier cas, le longeron arrière doit être toujours d'une seule pièce pour l'ensemble du stabilisateur ; il traverse donc le fuselage. Enfin la nervure appliquée contre le fuselage doit être une nervure renforcée pour résister à la tension de la toile.

Le plan fixe est relié au fuselage au moyen de ferrures. Généralement, il est posé sur les longerons supérieurs du fuselage et maintenu par des étriers boulonnés. Quand l'incidence du plan fixe n'est réglable qu'au sol, on opère ce réglage en interposant des cales d'épaisseur variable, placées à l'avant ou à l'arrière, entre le plan fixe et les longerons de fuselage.

Mais sur les avions modernes, on tend de plus en plus à rendre le plan fixe réglable en vol. A cet effet, le longeron arrière du plan fixe tourillonne dans un manchon fixé à la pointe arrière du fuselage. La partie avant porte, par exemple, un écrou traversé par une vis sans fin fixée au fuselage et commandée à distance par le pilote. En tournant la vis, on fait monter ou descendre à son gré l'avant du plan fixe et on modifie donc à son gré son incidence.

Le *gouvernail de profondeur* est constitué soit par une seule voilure, soit par deux volets pour permettre l'orientation du gouvernail de direction.

Ces petits plans se construisent ainsi qu'il a été dit pour toutes les voilures. Ils comprennent donc :

Un longeron avant. Ce longeron doit être commun aux deux volets, ou ce qui revient au même les longerons avant des deux volets doivent être solidaires l'un de l'autre. De cette façon, comme chaque volet comporte en général un guignol, la commande de la profondeur se trouve automatiquement doublée ; en outre on est sûr, sans réglage délicat, que les deux volets ont toujours exactement le même braquage.

Des nervures, un bord de fuite et un revêtement.

La fixation du gouvernail de profondeur au plan fixe ainsi que son articulation sont réalisées exactement ainsi qu'il a été dit précédemment pour la fixation et l'articulation des ailerons sur la voilure.

III. — Empennage vertical

L'empennage vertical se compose en général d'un plan fixe ou dérive et d'un gouvernail de direction. La construction de ces éléments de voilure est analogue à toutes celles que l'on vient de voir.

Le plan de dérive a, en général, pour longeron arrière le prolongement de l'étambot ; il a un bord d'attaque et des nervures reliant le bord d'attaque au longeron arrière ; le tout est entoilé ou recouvert de tôle légère ou de contreplaqué.

Sur les avions monomoteurs la dérive est fixe et réglée une fois pour toutes au montage. Sur les multimoteurs, elle doit être réglable en vol, afin de permettre de compenser par un braquage convenable l'arrêt fortuit d'un moteur latéral.

On réalise ce réglage d'une façon analogue à celle qui a été indiquée pour le stabilisateur.

Par exemple, la dérive peut être articulée sur l'étambot et porter à sa pointe inférieure avant un écrou dans lequel passe une vis sans fin fixée au fuselage et commandée par le pilote. La rotation de la vis, dans un sens ou dans l'autre, permet de déplacer le bord d'attaque de la dérive de part et d'autre du plan de symétrie de l'avion et par conséquent de modifier à volonté son braquage.

Le gouvernail de profondeur, d'une construction identique à celle du gouvernail de profondeur ou d'un aileron s'articule sur le longeron arrière de la dérive exactement comme le gouvernail de profondeur par exemple s'articule sur le longeron arrière du plan fixe.

Organes de queue multiples. — Lorsque les organes de queue sont multiples : queue multiplane, ou construction avec deux fuselages, les plans fixes et les plans mobiles sont constitués exactement de la même façon que celle que l'on vient de voir.

Les plans mobiles doivent être toujours manœuvrés solidairement. A cet effet, ils sont reliés entre eux par des câbles réglables par des tendeurs, ou par des barres rigides réglables également... La commande peut se faire alors en fixant par exemple les câbles de commande aux plans extrêmes seulement et à l'extérieur, de façon à entraîner le tout. Il est important, pour éviter d'augmenter la résistance à l'avancement, de régler d'une façon parfaite le parallélisme des divers volets.

Signalons toutefois que dans certains appareils, il a parfois été fait usage séparément des divers volets d'un même empennage en utilisant les uns comme gouvernails les autres comme compensateurs de régime en remplacement du réglage du plan fixe.

Ainsi dans les avions Goliath, un petit volet horizontal est placé à la partie arrière du fuselage, au-dessous de l'empennage horizontal. Il est commandé par le pilote séparément à l'aide d'un levier qui permet de le bloquer dans une position déterminée. Il joue exactement le rôle d'un plan stabilisateur réglable.

De même, sur des avions trimoteurs Potez, l'empennage vertical arrière était triplan, constitué par une dérive centrale fixe et son gouvernail de direction et, de part et d'autre deux volets mobiles, manœuvrés solidairement par un levier spécial qui permettait de les bloquer à un calage déterminé par rapport au plan de symétrie. Une solution analogue avait été réalisée dans l'empennage vertical triplan des avions Latécoère Lat 6 et Lat 5.

VII. — COMMANDES

Les commandes d'un avion comprennent :

- } Les commandes des gouvernes
- } les commandes des moteurs.

Il sera parlé des commandes des moteurs dans le chapitre relatif aux groupes moto-propulseurs, nous ne parlerons donc ici que des Commandes des gouvernes.

Les commandes des gouvernes sont les suivantes :

1° la commande du gouvernail de direction, faite au pied presque toujours au moyen d'un *palonnier*.

2° la commande du gouvernail de profondeur faite au moyen d'un levier vulgairement appelé *manche à balai*.

3° la commande des ailerons, montée également sur le manche à balai. Sur les petits appareils, de faible inertie transversale, le déplacement latéral suffit pour commander la manœuvre des ailerons. Sur les gros appareils, lourds et à grande inertie transversale, cette commande est faite par un volant fixé au manche à balai et qui permet de mieux utiliser la force du pilote.

Prescriptions générales relatives aux commandes. — Les commandes doivent être réglées de façon que leur position moyenne corresponde à la position neutre des volets qu'elles actionnent. Il y a lieu d'interposer un dispositif de rattrapage de jeu sur le trajet des commandes faites par câbles ou chaînes susceptibles de s'allonger à l'usage ou, quand elles sont assez longues, de prendre du jeu sous des effets de dilatation.

Les transmissions doivent toujours être doublées, les points d'attache et les parcours doivent être différents. Cette précaution est indispensable sur les avions militaires : un même projectile ne devant pas pouvoir priver l'avion de l'usage d'une de ses gouvernes. Bien que les risques ne soient pas les mêmes sur les avions civils, cette disposition est cependant nécessaire à cause de la sécurité qu'elle procure. Quand les transmissions se font par câbles, les changements de direction doivent se faire par des poulies de renvoi d'un diamètre d'au moins 20 fois le calibre des câbles. Il y a lieu d'éviter le procédé qui consiste à faire passer le câble dans des tubes de cuivre rouge coudés remplis de graisse. Ce procédé donne du dur aux commandes. Il a de plus l'inconvénient que la poussière s'amalgamant à la graisse peut provoquer une usure prématurée des câbles dont il est souvent impossible de vérifier l'état à l'intérieur du tube.

On devra protéger les transmissions par des gardes, partout où elles risquent d'être heurtées ou accrochées au passage. La présence de ces gardes ne devra pas empêcher la visite des câbles.

Les poulies de guidage ou de renvoi doivent être munies de dispositifs empêchant les câbles ou les chaînes de sortir des gorges et de se coincer.

L'entretien des transmissions, la vérification de l'état des câbles et leur graissage doivent être possibles sur tout leur parcours. Des portes de visite seront aménagées en conséquence, en particulier au voisinage des poulies de renvoi et des tendeurs de réglage. — Ces portes doivent pouvoir s'ouvrir sans le secours d'outils spéciaux : il importe en effet qu'elle soient faciles à ouvrir à la main, faute de quoi les mécaniciens pourraient par négligence ne pas faire les vérifications aussi souvent qu'il est nécessaire.

Il importe de protéger efficacement contre tout éclat éventuel les éléments de transmission qui se trouvent dans le plan des hélices ou des moulinets de génératrice par exemple.

Enfin la double commande est obligatoire pour les avions civils gros-porteurs et les avions militaires multiplaces. On devra pouvoir, dans une position quelconque, débrayer ou embrayer à volonté l'un quelconque des postes de commande, sans toutefois pouvoir débrayer les deux postes à la fois.

I. — Gouvernail de direction

Le gouvernail de direction est toujours manœuvré au pied. Sur quelques rares appareils la commande était obtenue à l'aide de pédales, mais ce type de commande est une exception et on peut considérer qu'en pratique la manœuvre du gouvernail de direction se fait toujours à l'aide d'un *palonnier*.

On appelle ainsi une pièce rigide, disposée horizontalement dans le fuselage devant le pilote, et mobile autour d'un axe central vertical. A cette pièce s'attachent, de part et d'autre de l'axe, des transmissions aboutissant à des *guignols* fixés au gouvernail de direction. Ces transmissions peuvent être des tiges rigides (tubes de duralumin), le plus souvent ce sont des câbles souples. La longueur de ces câbles ou de ces tiges est réglée de façon que le palonnier soit perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion quand le gouvernail est dans sa position neutre, et leur disposition est telle que le pilote, actionnant le palonnier à l'aide des pieds, doivent pousser du pied droit pour virer à droite et inversement.

Les palonniers peuvent être faits en bois, généralement en frêne. Ils peuvent être taillés dans une seule planche, mais on obtient une plus grande solidité en les faisant en plusieurs épaisseurs de bois collé et en croisant les fibres d'un feuillet à l'autre.

Leur section est rectangulaire ; à chaque extrémité, ils portent une encoche pour permettre le calage des pieds. Cette partie est souvent renforcée par une tôle striée d'aluminium qui empêche le pied de glisser et évite l'usure du bois. En outre, elle porte fréquemment des étriers ou des courroies de serrage qui permettent le pilotage d'un seul pied. La pièce d'articulation est toujours métallique, le trou central du palonnier est bagué de bronze, l'axe vertical en acier est porté par un support métallique solidement fixé au plancher du fuselage.

On fait aussi très fréquemment les palonniers en acier ou en duralumin. On peut les constituer en caisson à la façon d'un élément de longeron ou simplement en tube d'acier ou de duralumin. Ils sont montés comme les palonniers en bois.

L'attache des transmissions peut être extérieure ; elle peut se faire également entre les pieds ; dans tous les cas, il y a lieu de prévoir plusieurs points d'attache permettant de modifier le bras de levier de l'effort agissant sur le câble de commande.

Très souvent, pour dégager le poste de pilotage, le palonnier commandé par le pilote actionne un deuxième palonnier situé sous le plancher et auquel sont fixées les transmissions.

La position moyenne du palonnier par rapport au siège du pilote est la suivante :

Distance du bord antérieur du siège à l'axe du palonnier	54 cm.
Position avant	66 cm.
Position arrière	42 cm.
Longueur du palonnier entre les bords extérieurs des pieds	60 cm.

Cependant, la taille des pilotes étant variable, il est indispensable de pouvoir régler la position du palonnier par rapport au siège. On notera que le siège du pilote doit être lui-même réglable en hauteur mais ceci uniquement pour faciliter la vision du pilote quelque soit sa taille. Mais ce réglage fait, il n'en faut pas moins pouvoir régler également la position du palonnier en fonction de la longueur des jambes du pilote.

Il existe de très nombreuses solutions de palonniers réglables.

Autrefois on constituait fréquemment le palonnier en deux branches articulées à la façon des branches d'un compas et dont il était possible de régler l'ouverture.

Actuellement les solutions adoptées sont beaucoup plus simples.

On peut par exemple avoir le repose-pied mobile par rapport au palonnier et susceptible d'occuper diverses positions par rapport à l'axe du palonnier. On peut y arriver de la façon suivante : le palonnier se termine à chaque extrémité par une flasque verticale en forme de disque, percée sur sa périphérie de trous régulièrement espacés. De son côté, le repose-pied est porté par un autre disque de plus grand diamètre (12 cm. environ). La barre repose-pied est fixée à la périphérie de ce dernier disque qui est lui-même percé de trous concentriques, et à la même distance de l'axe que ceux de la flasque solidaire du palonnier. A l'aide de quelques boulons on peut donc fixer le repose-pied au palonnier en appliquant les deux disques l'un contre l'autre et en les boulonnant par l'intermédiaire des trous concentriques. En faisant tourner le disque portant le repose-pied par rapport au palonnier on pourra faire varier la distance du repose-pied au siège du pilote de 12 cm. environ, le diamètre du disque sur lequel il est fixé.

De cette façon, le réglage est tout à fait indépendant des transmissions qui sont fixées une fois pour toutes au palonnier.

Quand les transmissions ne sont pas attachées directement au palon-

nier du pilote mais à une autre barre actionnée par lui et située sous le plancher, comme cela se fait fréquemment, on peut opérer d'une des façons suivantes :

1^o l'axe autour duquel tourillonne le palonnier du pilote est excentré par rapport à ce palonnier de 4 à 5 centimètres environ.

On pourra donc en retournant le palonnier, bout pour bout, c'est-à-dire en lui faisant faire 180° autour de l'axe, lui faire occuper deux positions extrêmes distantes l'une de l'autre de 8 à 10 centimètres. Par contre aucune position intermédiaire n'est possible et ce procédé quoique assez fréquemment employé paraît tout à fait insuffisant car ce sont justement les pilotes de taille moyenne qui ne sont jamais à la distance optimale de leur palonnier.

2^o Il est toutefois aisé de pouvoir obtenir tous les réglages possibles. On peut par exemple opérer de la façon suivante (Lioré-Olivier) :

Le palonnier du pilote porte de part et d'autre de son milieu deux tiges parallèles. Ces tiges s'emmanchent et peuvent coulisser dans deux tubes horizontaux fixés de part et d'autre d'une bague emmanchée autour de l'axe vertical qui actionne le palonnier inférieur auxquelles sont attachées les commandes. Le palonnier du pilote se trouve donc monté excentriquement par rapport à cet axe et commande sa rotation par l'intermédiaire des deux tiges précédentes. En faisant coulisser plus ou moins ces tiges on peut donc caler le palonnier du pilote à la distance voulue du siège. Des écrous de blocage permettent bien entendu de l'immobiliser dans la position choisie.

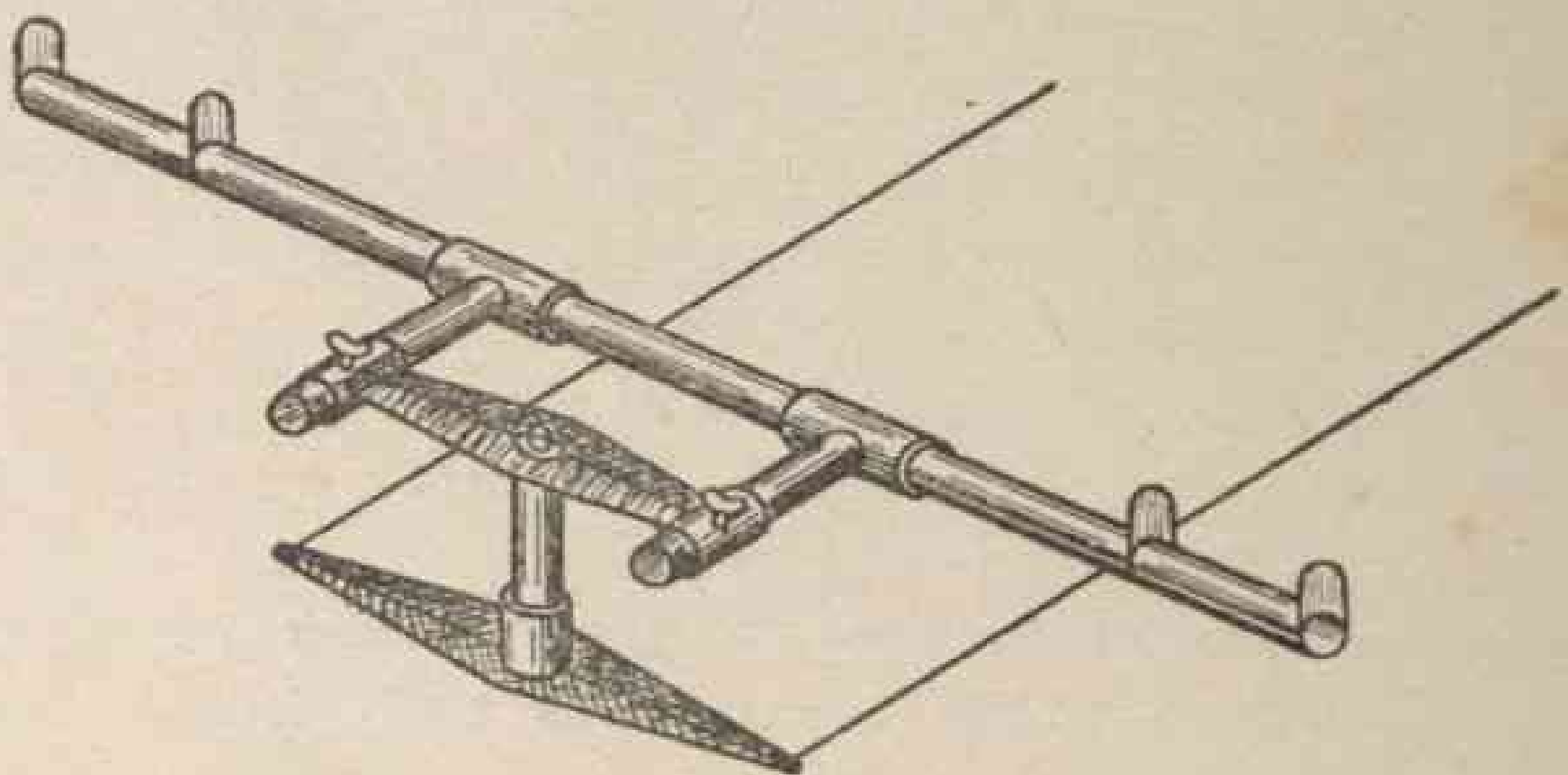


FIG. 162.

Sur les multimoteurs, il est nécessaire de pouvoir compenser l'arrêt d'un des moteurs latéraux par un braquage convenable de l'empennage

vertical. On a déjà vu que sur les avions modernes on y arrive par le réglage en vol du plan fixe. On peut obtenir un résultat analogue quoique moins efficace à l'aide de ce qu'on appelle un *compensateur de régime*.

Le principe de ces compensateurs consiste à solliciter le palonnier dans un sens ou dans l'autre, par l'intermédiaire d'un ressort ou d'un sandow dont le pilote peut à volonté régler la tension. De cette façon, en cas

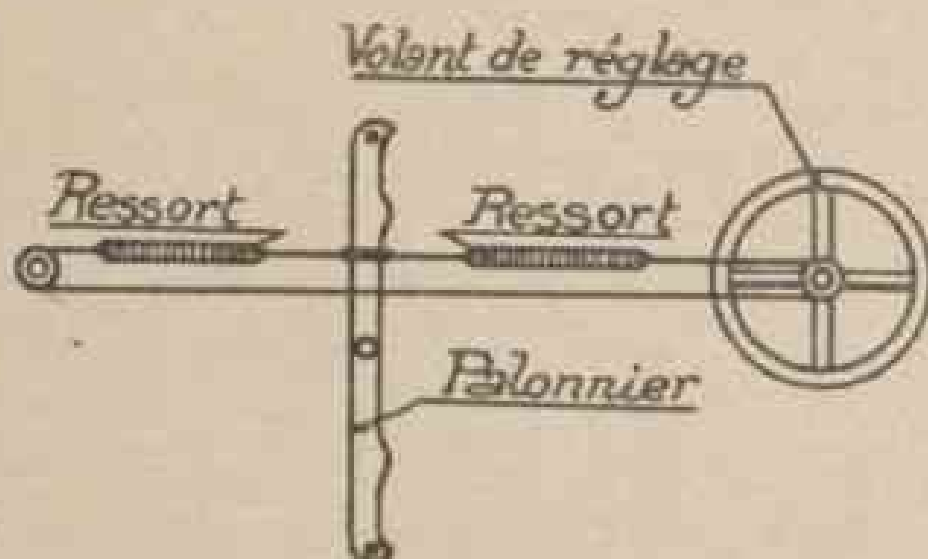


FIG. 163.

d'arrêt d'un moteur, l'effort nécessaire pour maintenir le gouvernail de direction convenablement braqué est fourni par ce ressort au lieu de l'être uniquement par le pied du pilote ce qui deviendrait rapidement fatigant.

II. — Gouvernail de profondeur

Le gouvernail de profondeur est commandé par le *manche à balai*.

Le manche à balai est un levier qui, pour la commande de la profondeur, peut se déplacer dans un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion, en oscillant autour d'un axe horizontal. Il est relié aux guignols du gou-

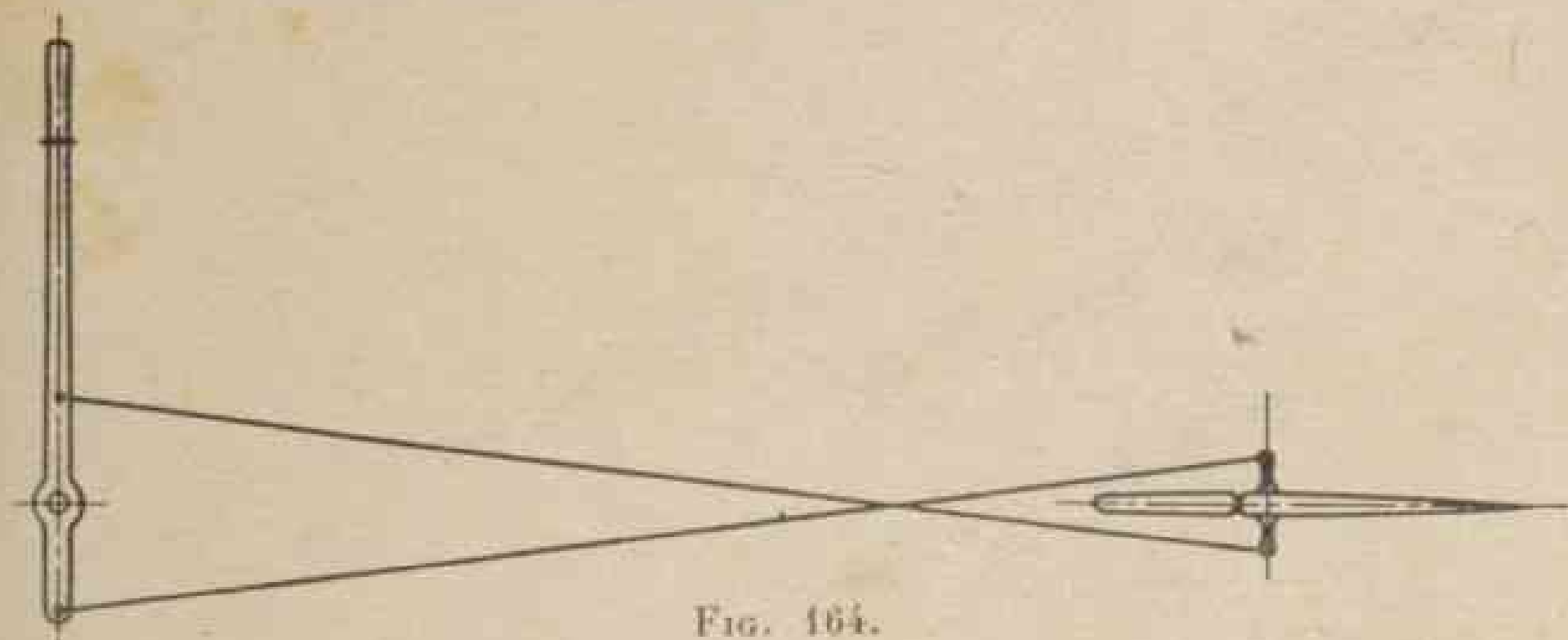


FIG. 164.

vernail de profondeur par des câbles ou des tiges montés de telle façon qu'il soit nécessaire de pousser le manche vers l'avant pour piquer et de le tirer à soi pour monter ou faire cabrer l'avion.

Les manches à balai ont une longueur variant de 70 à 90 centimètres et ils sont placés verticalement de 12 à 18 centimètres en avant du bord du siège du pilote. Ils doivent être rigides et assez gros pour être bien en main.

Ils peuvent être faits en bois, mais généralement on les fait plutôt en tube de duralumin. Dans ce dernier cas et si les ailerons sont commandés directement par le manche à balai, l'extrémité libre du tube est plissée en forme de poignée et garnie de cuir. Elle peut également porter une poignée double pour permettre les manœuvres à deux mains. Quand les ailerons sont commandés par volant, c'est ce dernier qui sert de poignée pour la manœuvre du manche.

Sur beaucoup d'appareils la transmission au gouvernail de profondeur se fait par câbles souples. Les câbles peuvent être fixés de part et d'autre de l'axe d'articulation comme dans le Nieuport par exemple, ou, comme dans le Breguet 14, être fixés au même point, l'un d'eux passant sur une poulie placée en avant du manche à balai. Dans ces deux cas, il est nécessaire de croiser les câbles pour obtenir un montage correct.

On peut également, comme dans le Salmson ou le Nieuport, fixer les câbles de commande à une sorte de palonnier vertical, lui-même com-

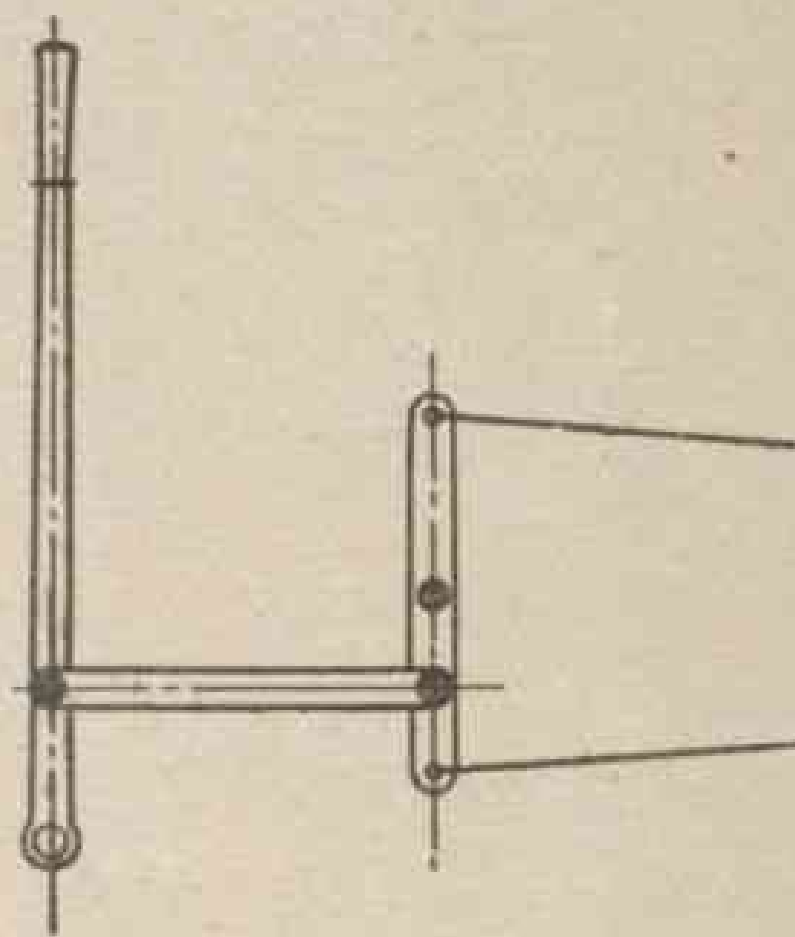


FIG. 165.

mandé par le manche au moyen d'une bielle. Dans ce cas les câbles de commande ne sont pas croisés.

Quand les transmissions sont rigides, on peut adopter un montage de ce genre, les câbles étant remplacés par des tubes de duralumin. De cette façon, il y a toujours un tube qui travaille à la traction, l'autre ne travaillant pas. Il faut en effet éviter qu'une commande rigide travaille à

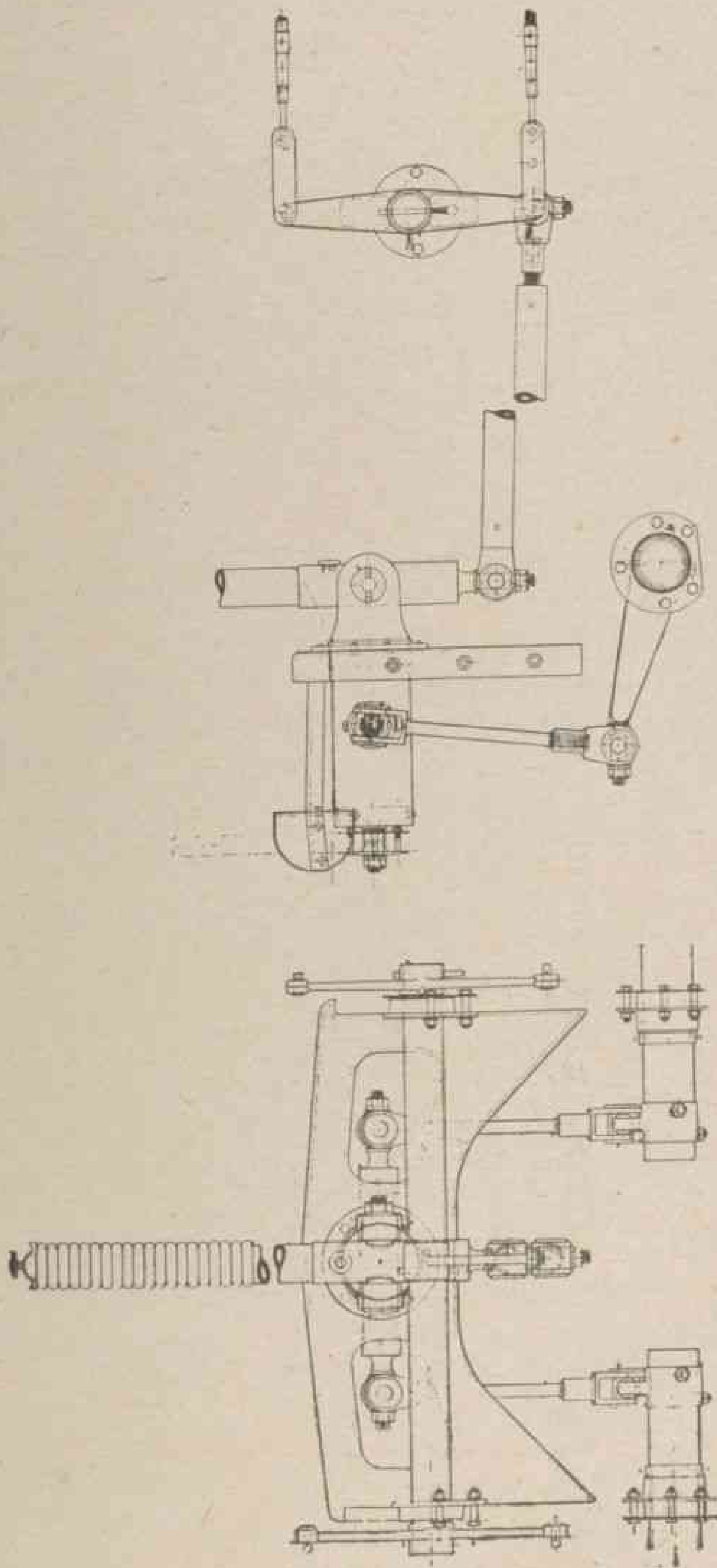


FIG. 166.

la compression car étant donné leur longueur elle pourrait fléchir ou flamber.

Pour rendre le pilotage moins fatigant, spécialement sur les appareils volant à des altitudes variables ou avec des charges très différentes, on a déjà vu qu'il y avait intérêt à rendre le plan fixe réglable en vol et que, moyennant quelques précautions simples, cette façon de faire ne présentait aucun danger. Sur beaucoup d'appareils on se contente de monter sur le manche à balai un *compensateur de régime*.

Ce compensateur, analogue à celui dont on a parlé pour le gouvernail de direction, consiste en un ressort ou un sandow sollicitant le manche à balai en avant ou en arrière, et dont la tension peut être réglée à volonté par le pilote. Dans le Breguet 14, par exemple, le compensateur agit directement sur le manche et ne le sollicite que vers l'avant.

Dans le Salmson au contraire, il est fixé sur le palonnier d'attache du câble de commande et peut agir dans les deux sens (168).

III. — Ailerons

La commande des ailerons peut se faire, soit par le manche à balai pour les petits avions, soit au moyen d'un volant pour les avions lourds.

a) *Commande par le manche à balai*. — Quand les ailerons sont commandés par le manche à balai, celui-ci est monté de façon à pouvoir, indépendamment de son mouvement dans un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion, s'incliner à gauche ou à droite de ce plan. Une transmission le relie aux ailerons qu'il fait manœuvrer en sens inverse, et le montage est fait de telle façon qu'il faille incliner le manche à droite pour virer à droite et inversement. Dans le cas, le plus fréquent, où la transmission est faite en câbles souples, les câbles de commande aboutissent généralement à une sorte de guignol ou de palonnier fixé à un tube horizontal placé dans un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion, pouvant tourner dans des coussinets solidaires du fuselage et dont la rotation est provoquée par le déplacement latéral du manche. L'ensemble de ce tube et du manche à balai constitue en quelque sorte une véritable articulation à la cardan. Le manche à balai peut, par exemple, être terminé à la partie inférieure par une chape qui emboîte le tube auquel elle est fixée par un axe perpendiculaire à l'axe du fuselage (Breguet 14) ; inversement le tube peut

porter une chape dans laquelle le manche est fixé par un boulon (Nieuport-Spad).

De toutes façons, le manche à balai peut se déplacer d'avant en arrière et inversement sans entraîner le tube, tandis qu'au contraire, tout déplacement latéral entraîne la rotation du tube dans ses coussinets et, par l'intermédiaire du palonnier fixé à ce tube, la manœuvre des ailerons.

En général, la transmission se fait par câbles avec un fil d'aller et un fil de retour. Voici, par exemple, un des montages classiques pour un biplan : Du palonnier fixé au tube horizontal partent, à droite et à gauche, deux câbles tendus parallèlement et près des longerons inférieurs avant. Ces câbles passent sur une poulie fixée à ce longeron et vont commander le guignol fixé aux ailerons inférieurs. Les ailerons inférieurs sont reliés

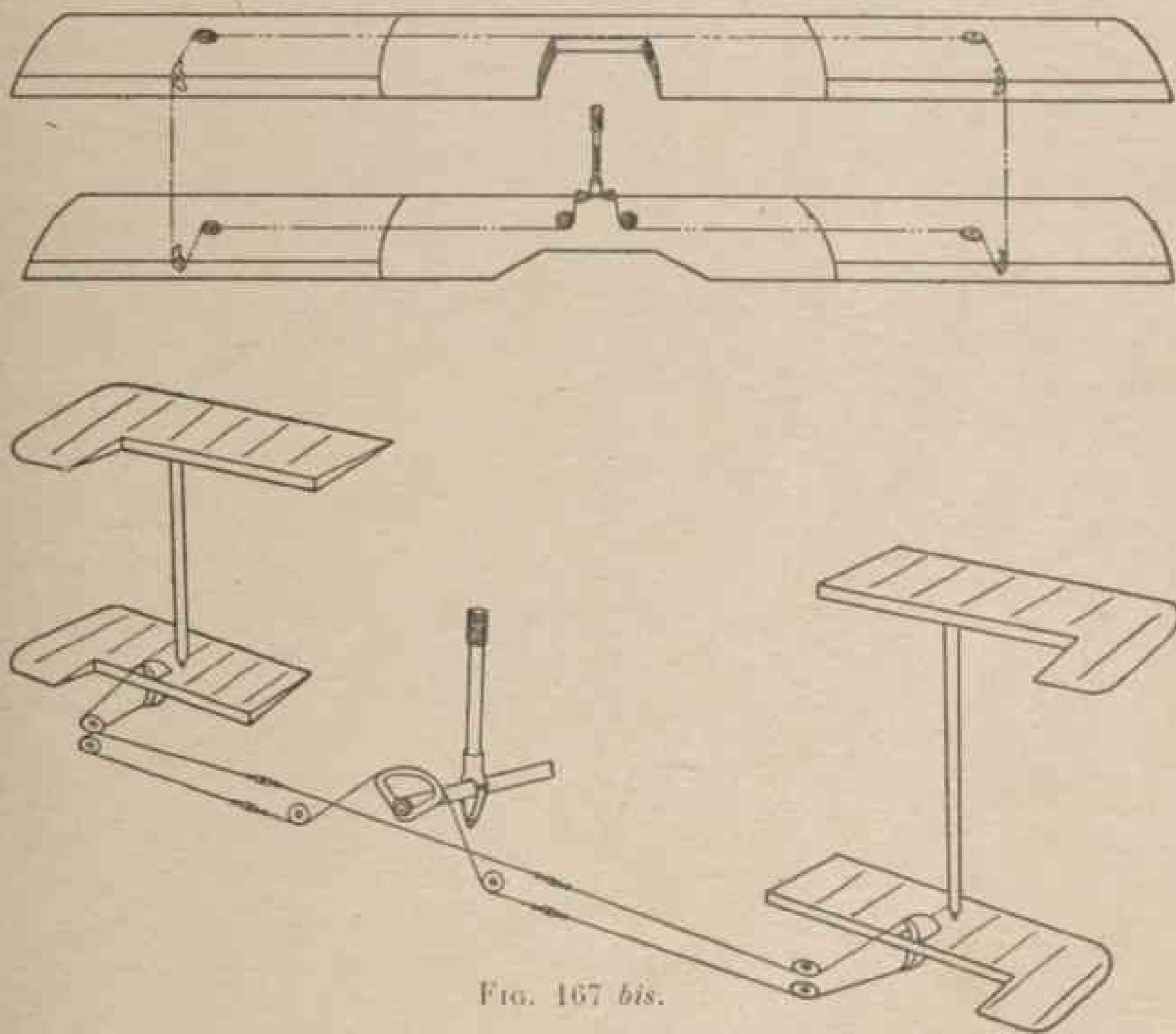


FIG. 167 bis.

aux ailerons supérieurs par un câble de conjugaison ; enfin les ailerons supérieurs sont reliés entre eux par un autre câble fixé aux guignols d'ailerons et qui passe sur deux poulies de renvoi portées par le longeron supérieur avant.

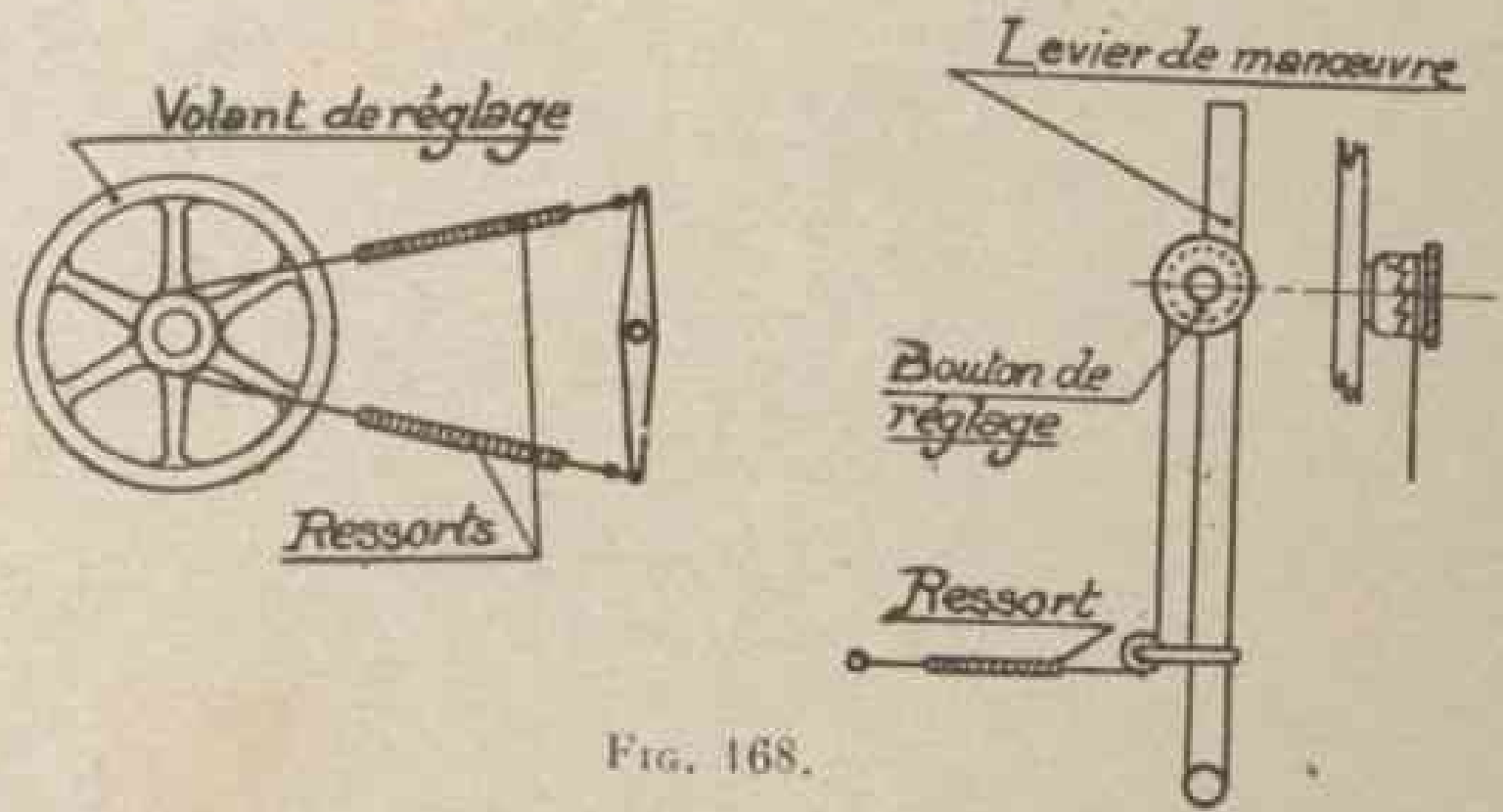


FIG. 168.

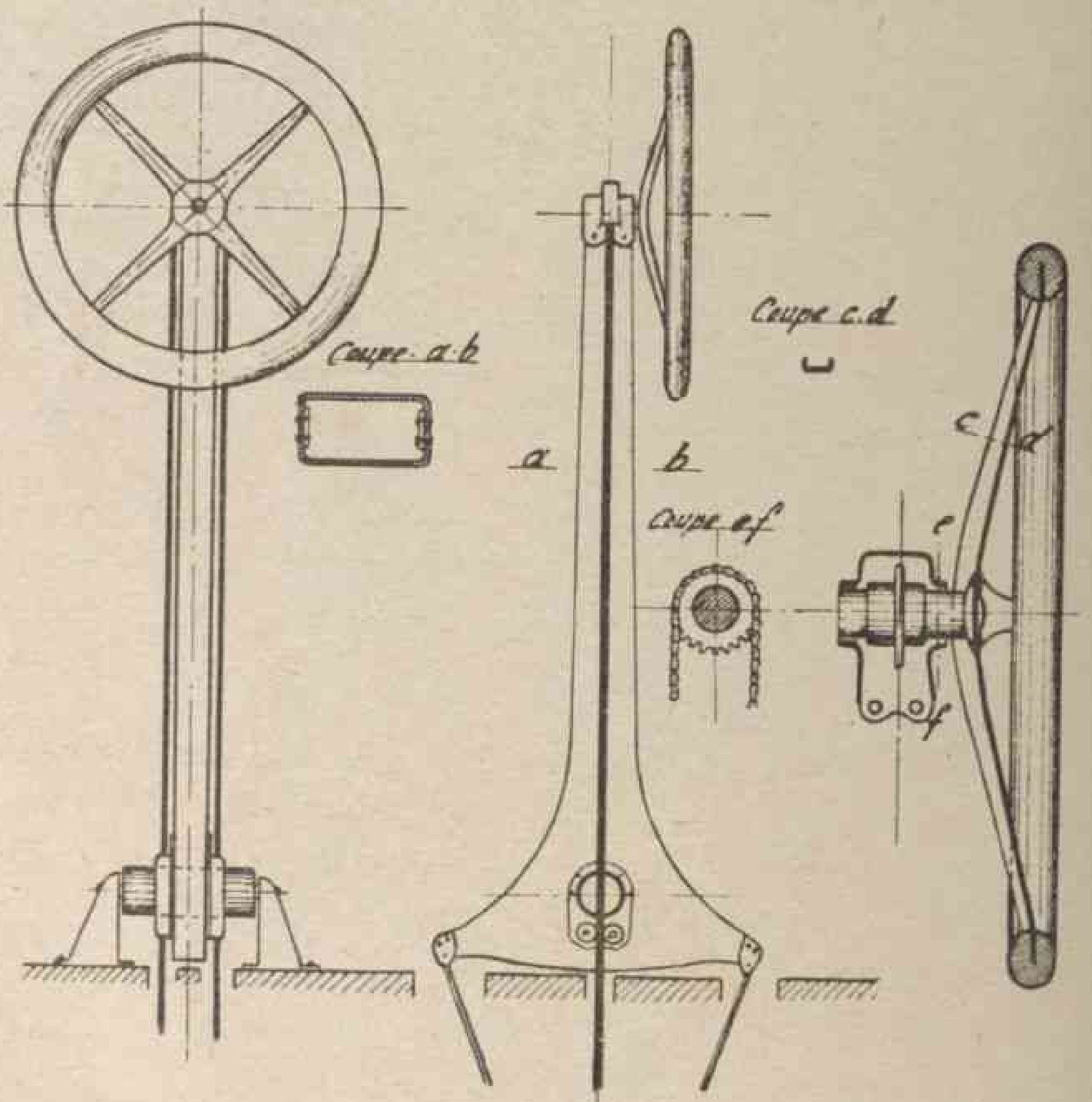


FIG. 169.

Dans ce montage, la commande a pour effet d'abaisser un des ailerons inférieurs et c'est le déplacement de celui-ci qui entraîne par l'intermédiaire des câbles de conjugaison l'abaissement de l'aileron supérieur correspondant et le relèvement des ailerons de l'autre demi-cellule.

Souvent, les ailerons supérieurs et inférieurs au lieu d'être réunis par un câble sont reliés par un tube torpédo appelé bielle de conjugaison. Fréquemment dans ce cas, seuls les ailerons inférieurs sont commandés avec un fil d'aller et un fil de retour.

La transmission entre le manche à balai et les ailerons peut être rigide au lieu de funiculaire. Dans ce cas, les câbles sont remplacés par des tubes de duralumin et les changements de direction se font par des renvois de sonnette remplaçant les poulies sur lesquelles passent les câbles.

b) *Commande par volant.* — Sur les avions lourds, la commande par manche à balai serait fatigante, aussi préfère-t-on la commande par volant. Ce volant est porté par le manche à balai. A son extrémité supérieure le manche est coiffé d'une douille supportant le palier dans lequel passe l'axe du volant.

Concentriquement au volant et entraîné par lui se trouve une poulie à gorge sur laquelle s'enroule le câble de commande ; pour éviter tout glissement, le câble est généralement fixé à cette poulie. Souvent aussi la poulie est remplacée par un pignon denté sur lequel engrène une chaîne de bicyclette aux extrémités de laquelle se fixent les câbles de transmission.

Dans les deux cas, pignon ou poulie doivent être gardées afin d'empêcher la chaîne ou le câble de sauter si la commande prend du mou.

La transmission aux ailerons peut être directe ou comporter des relais ; elle peut être entièrement souple ou comporter un relai et être rigide après.

Dans ce type de commande, le manche à balai n'a aucun mouvement transversal ; mais le pilote en manœuvrant le volant agit sur la commande avec un grand bras de levier et surtout d'une façon qui permet de mieux utiliser sa force, ce qui diminue sa fatigue.

VIII. — ATERRISSEURS

Comme il a été dit plus haut le système atterrisseur se compose d'un ou plusieurs trains d'atterrissage et de une ou plusieurs béquilles.

I. — Béquilles

Les béquilles sont des éléments qui sont soumis à des chocs. Elles doivent donc être assez robustes pour supporter ces chocs sans se briser, et être assez souples pour ne pas fatiguer le fuselage et risquer d'occasionner une rupture.

Une béquille se compose d'une partie principale portant une ferrure d'articulation à axe horizontal, d'un système élastique assurant le contact avec le sol et encaissant les efforts dynamiques, et d'une partie freinante appelée soc.

Les béquilles se font soit en bois, soit en métal.

Béquilles en bois. — Les béquilles en bois peuvent être faites d'une seule pièce ou par assemblage de plusieurs épaisseurs de bois collées. Elles sont droites ou courbées ; dans ce dernier cas, la courbure ne doit pas être obtenue par chantournage, mais par courbure du bois de façon à ne pas trancher les fibres. Leur section est généralement rectangulaire, mais on lui donne parfois, dans la partie extérieure au fuselage, une forme légèrement ovoïde pour diminuer la résistance à l'avancement. Le bois employé généralement est le frêne.

A l'endroit des attaches de l'axe d'articulation horizontal, et de l'attache du soc, la béquille est renforcée par des ferrures ajourées généralement en acier intéressant une large surface.

L'attache des sandows peut se faire comme dans le Breguet par une ferrure portant deux oreilles et dans lesquelles passent les sandows. L'autre extrémité des sandows est fixée au fuselage. Plus souvent l'extrémité de la béquille porte simplement une entaille à bords arrondis, dans laquelle passent les sandows.

Béquilles métalliques. — Elles sont généralement faites en tubes d'acier ou de duralumin qui portent une ferrure centrale pour l'articulation, une ferrure à l'extrémité supérieure pour l'attache des sandows et une ferrure à l'autre extrémité pour la fixation du soc.

La béquille des avions Dewoitine de chasse par exemple est constituée par un tube de duralumin droit. Dans les avions Farman (Goliath, Jabiru, etc... etc.) la béquille est un tube en acier courbé à l'extrémité qui porte le soc.

Dans d'autres cas la béquille est constituée par un caisson métallique en duralumin rappelant la structure d'un longeron. (Hanriot par exemple). On rencontre également des béquilles constituées par un tube standard à section rectangulaire en duralumin ; elles sont en général fourrées à l'intérieur par une pièce de bois emmanchée de force.

Pour les petits avions et dans quelques cas particuliers la béquille est constituée uniquement par un ressort, type automobile, considéré comme suffisamment élastique par lui-même. Les sandows sont supprimés et l'extrémité inférieure du ressort est enroulée sur elle-même pour former le soc de la béquille. Dans d'autre cas (Spad, Nieuport), la béquille est constituée par un ressort à lames, comme précédemment, complété par une ferrure d'articulation et un système élastique à sandows avec ferrure d'attache à son extrémité supérieure.

Oscillations de la béquille. Amortisseurs. — La fixation de la béquille tout en permettant son mouvement dans un plan vertical doit également comporter un léger jeu latéral pour faciliter les virages au sol.

Cette possibilité est obtenue en général par le jeu de l'axe d'articulation de béquille dans sa ferrure de fixation au fuselage.

Les avions Breguet comportent un dispositif particulier. La chape d'articulation est fixée à un tube métallique qui est emmanché dans le tube étambot avec interposition d'un ressort à boudin et d'un frein à huile. On a ainsi le jeu latéral voulu en même temps qu'un système amortisseur complétant l'action des sandows.

Le système amortisseur de béquille est en général constitué par des sandows. Les sandows doivent être montés avec soin et de telle sorte que les brins travaillent convenablement. Il faut éviter en conséquence des enroulements en trop grand nombre, ou à faibles rayons de courbure. D'autre part, il est bon de disposer un câble de sécurité destiné à limiter la course de la béquille, en cas de rupture des sandows.

Cependant, il est à prévoir, pour les gros avions de l'avenir, l'utilisation des systèmes amortisseurs à huile ou oléo-pneumatiques, comme cela se pratique couramment maintenant pour les trains d'atterrissages.

Socs de béquille. — Les socs de béquille doivent être suffisamment résistants pour assurer un bon freinage de l'avion dans les terrains les plus variés et notamment dans les terrains pierreux. Leur forme varie suivant l'intensité du freinage que l'on veut obtenir. Les socs de béquille sont généralement constitués en acier mi-dur traité.

Nous donnons sur la figure 170 quelques exemples de socs couramment et presque exclusivement employés. Le dessin n° I est relatif à un soc obtenu en recourbant deux lames du ressort de béquille. Dans d'autres cas (II) on rapporte une pièce spéciale A, à section incurvée pour mordre dans le sol, fixée par des boulons sur la béquille proprement dite. Sur le dessin n° III les têtes de boulons de fixation de la pièce A qui est plate en dessous, forment crampons et améliorent le freinage. Le dessin n° IV est une vue en plan de la pièce A ; les boulons formant crampons sont remplacés par des chevrons rapportés sur le dessous de la pièce A par soudure.

Pour les terrains durs, il n'y a pas lieu de prévoir de socs à action freinante intense mais au contraire une forme résistante à l'usure. C'est la solution de la figure V où la pièce A est constituée par une demi-sphère en acier mi-dur.

Types de béquilles. — Nous allons décrire sommairement quelques béquilles typiques.

La béquille des avions *Breguet* est semi-métallique (voir fig. 171). Comme il a été dit plus haut elle est montée sur une chape orientable fixée à la base d'un frein amortisseur à huile complété par un ressort dont les détails sont donnés dans la vue en coupe de la fig. 171. L'extrémité de la béquille porte une ferrure avec deux oreilles latérales : les sandows sont enroulés autour de ces oreilles et des longerons inférieurs du

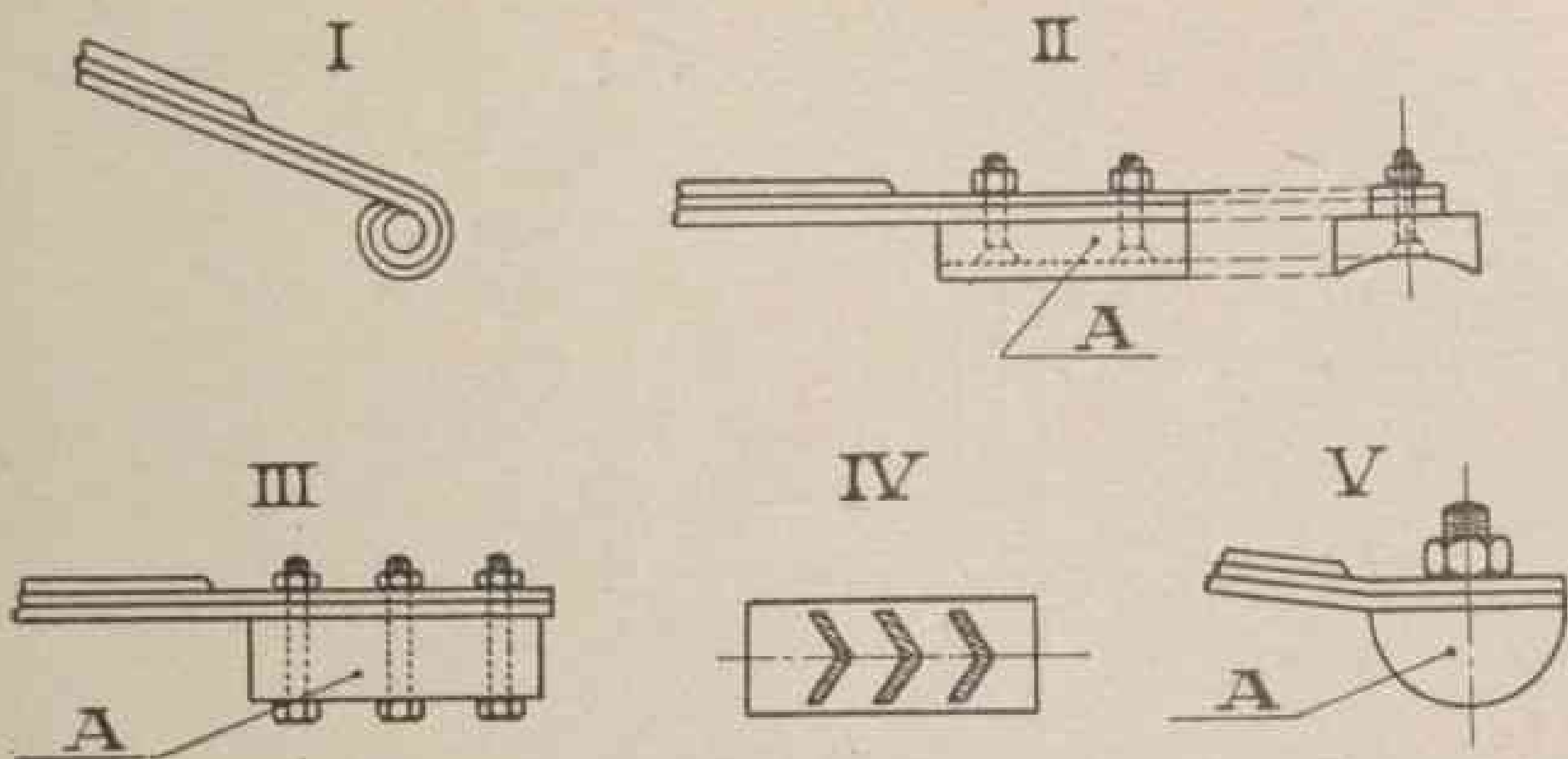


FIG. 170.

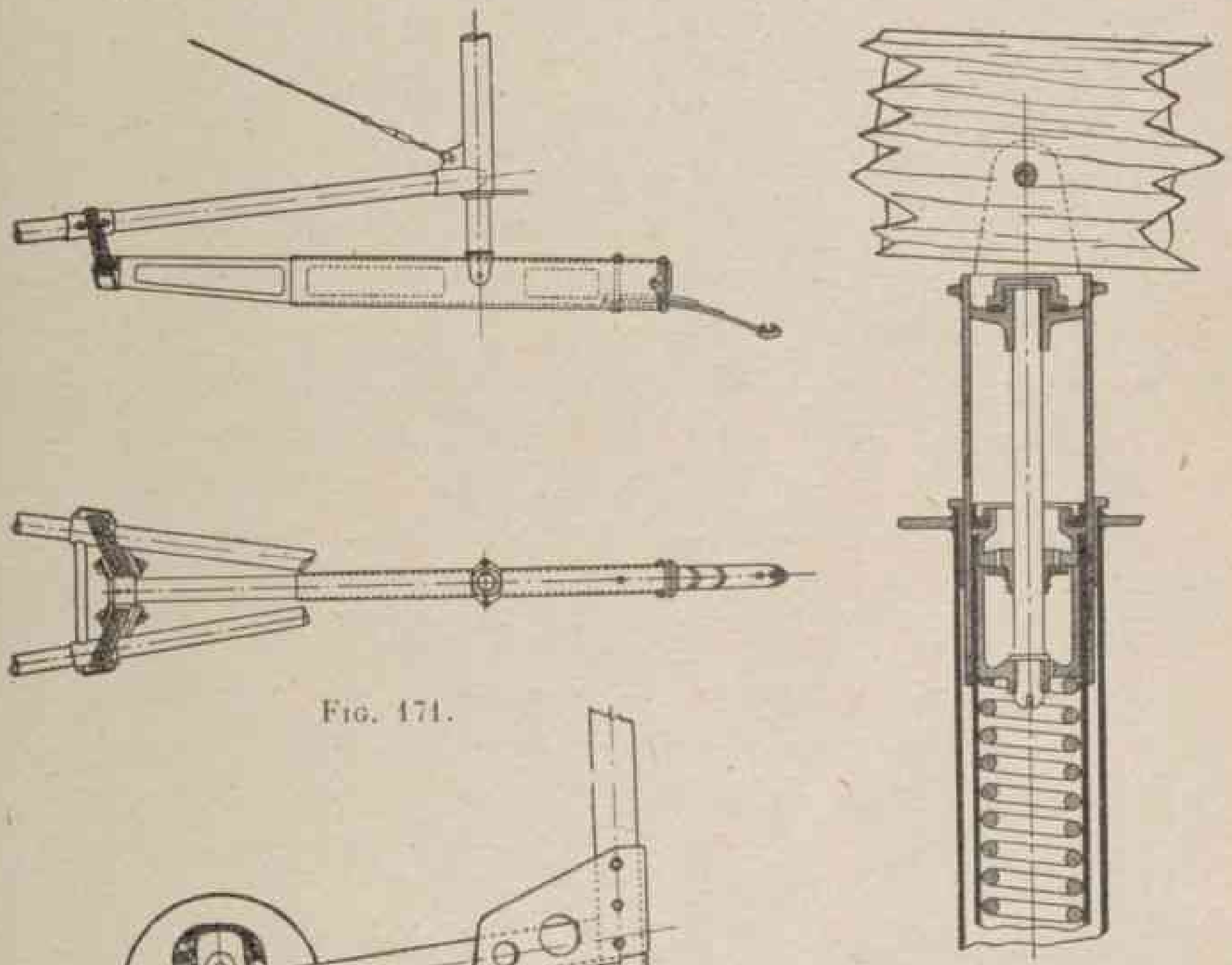


FIG. 171.

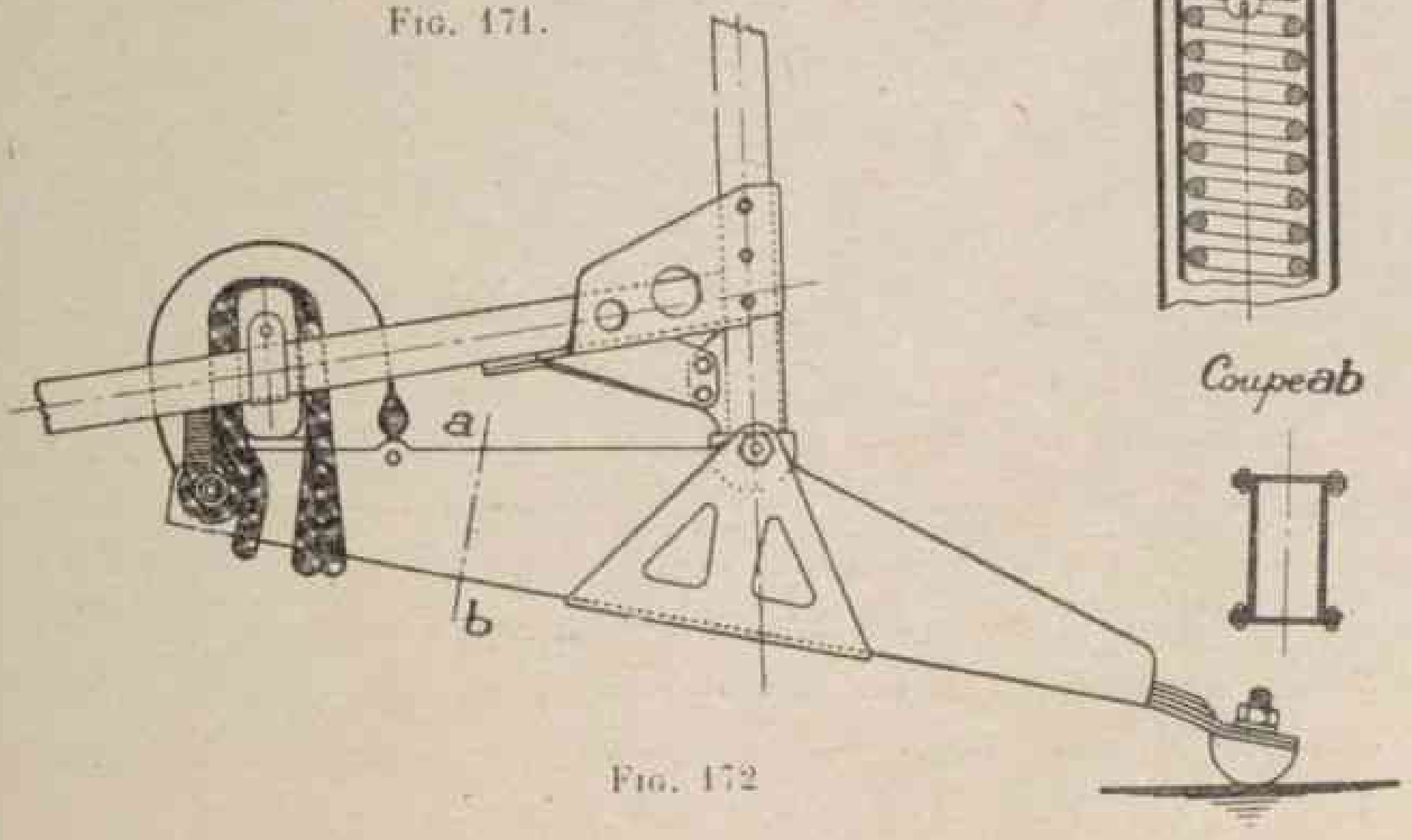


FIG. 172

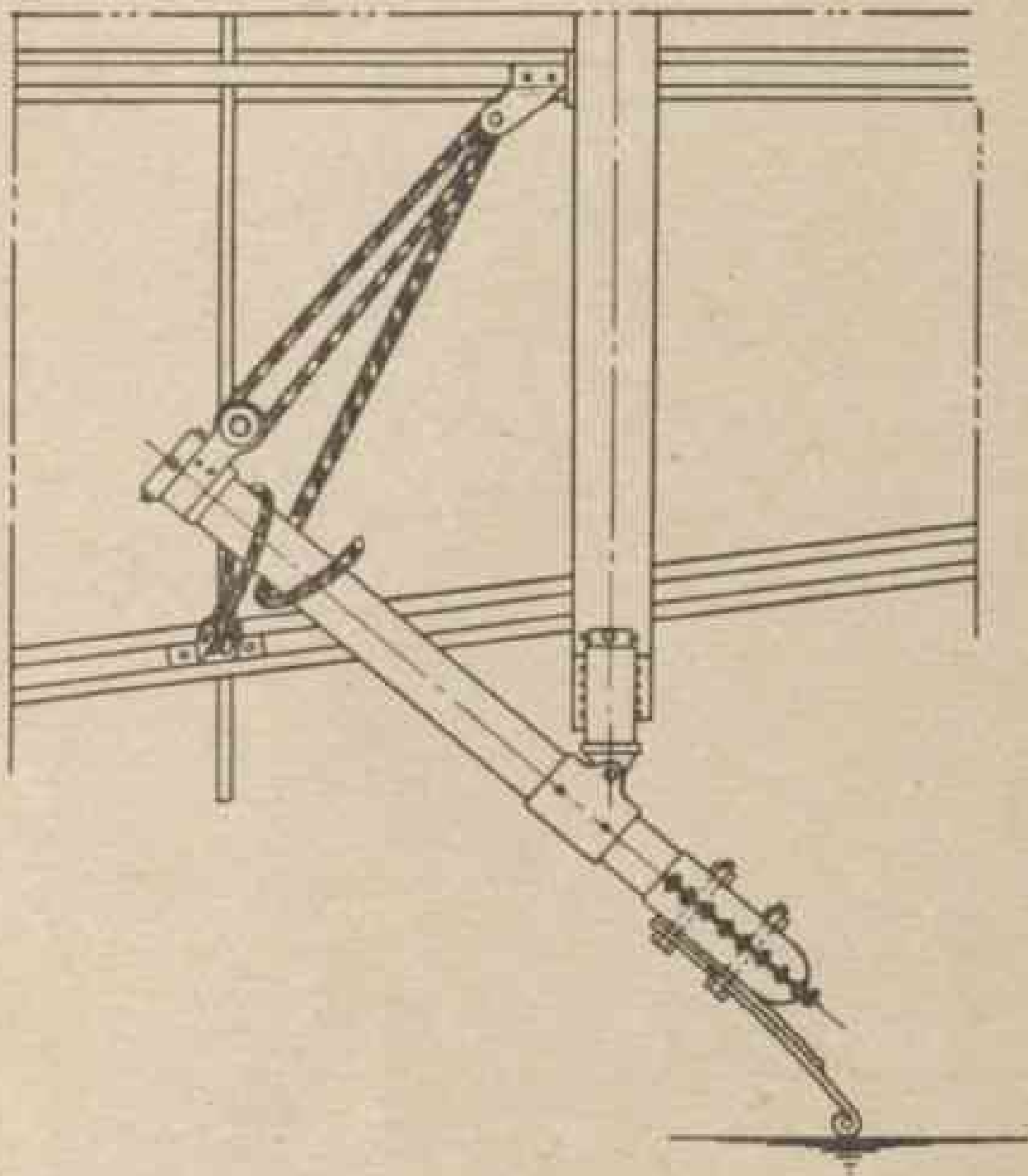


Schéma de la disposition des sardows

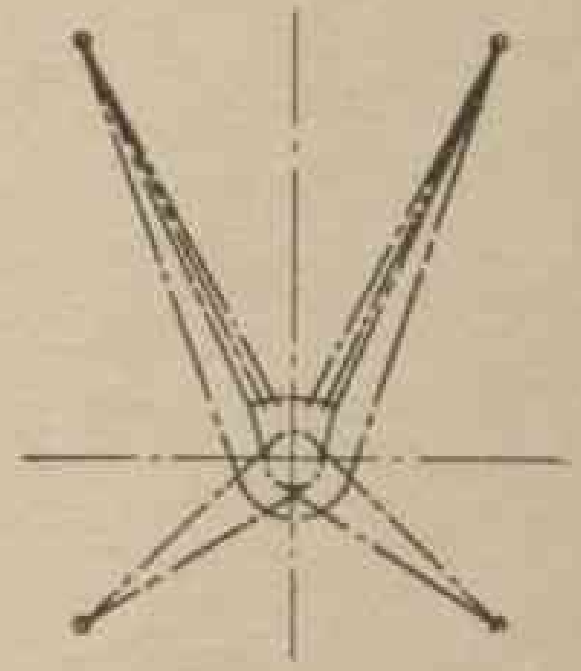


FIG. 173.

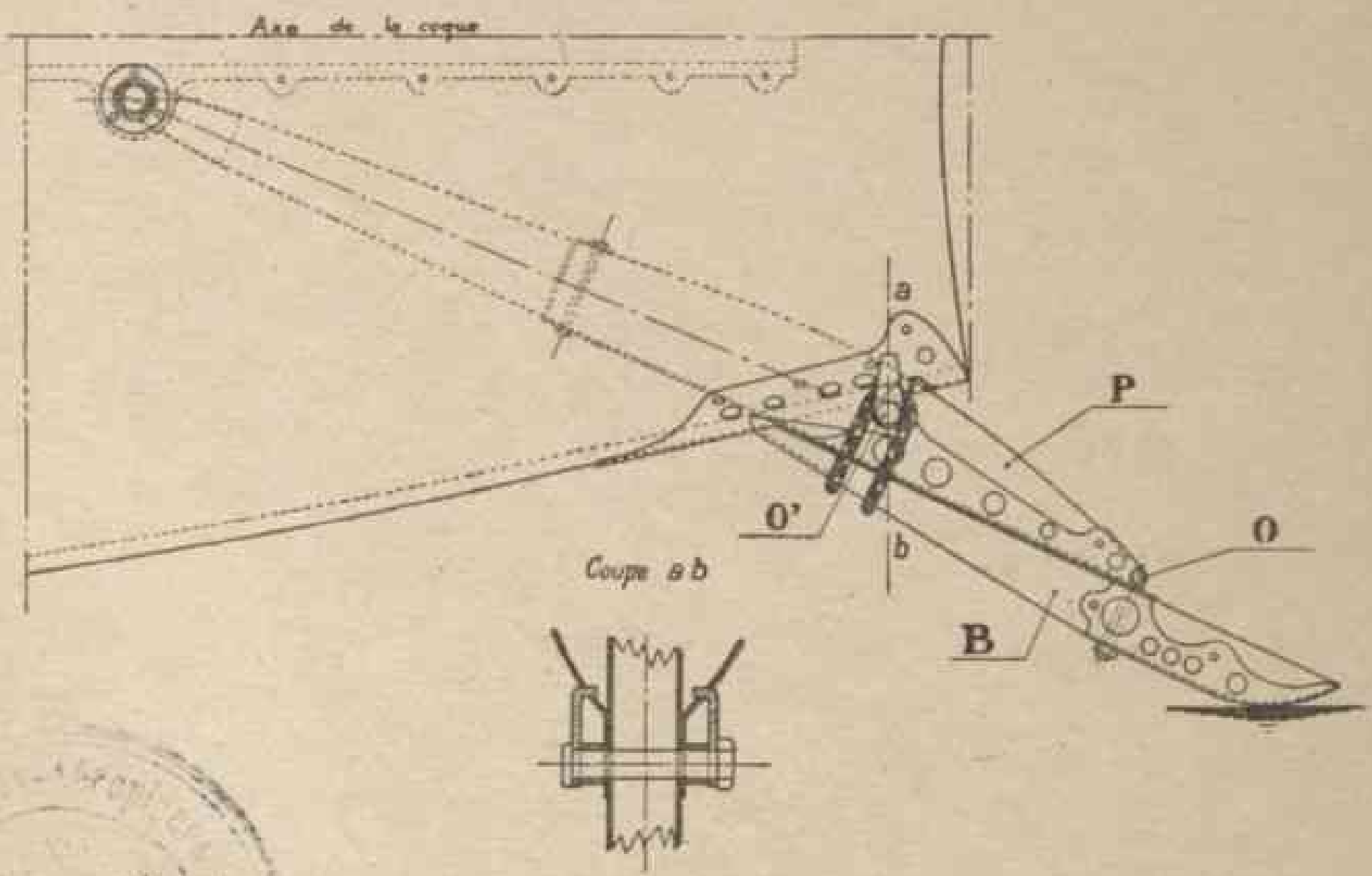


FIG. 174.



fuselage, de sorte que, en même temps qu'ils amortissent les chocs verticaux, ils rappellent constamment la béquille dans le plan de symétrie du fuselage.

La béquille des avions école *Hanriot* est entièrement métallique. Elle est constituée par un caisson en duralumin comportant deux semelles et des flasques verticales.

La ferrure d'articulation permet un certain jeu latéral.

Les extenseurs sont fixés sur la béquille par un axe qui traverse le caisson. Leur action est limitée pour des efforts anormaux par un câble de sécurité (fig. 172).

La béquille des avions de chasse *Dewoitine* (voir fig. 173) est constituée principalement par un tube rond de duralumin de 52×50 . Elle comporte une ferrure d'articulation qui s'engage dans une chape solidaire d'un tube orientable. Le patin de béquille est constitué par un ressort à deux lames dont la lame la plus longue est enroulée sur elle-même pour former le soc.

La suspension élastique de la béquille se fait par une pyramide quadrangulaire de sandows disposés comme l'indique la figure 173. Ce procédé permet d'obtenir une bonne souplesse dans toutes les directions en même temps qu'il répartit les efforts de béquille sur quatre points du fuselage.

La béquille des avions *Spad* (fig. 174) était constituée par deux pièces principales. Une pièce P qui sortait de la coque et la béquille proprement dite B. La pièce P servait de support à la béquille. La présence de cette pièce était nécessaire pour obtenir un support rigide et résistant s'accommodant avec un fuselage mono-coque. La pièce P était fixée à la coque près de l'axe de cette dernière par un tube qui rendait son démontage particulièrement facile. La béquille proprement dite s'articulait autour d'un axe O à l'extrémité de la pièce P. Les sandows étaient enroulés autour d'un axe O' de la pièce P.

Sur les avions *Spad* récents la pièce P est remplacée par un panneau triangulaire qui se moule en même temps qu'elle. Ce panneau porte l'axe d'articulation O. Quant à la béquille proprement dite B elle est constituée maintenant par un ressort à lames; les sandows sont disposés comme sur la figure.

La maison *Hanriot* a imaginé pour ses avions école une béquille à double action (fig. 175). La béquille est constituée par deux pièces distinctes B et C articulées autour d'un même axe O. Les deux pièces sont solidarisées par un premier jeu de sandows S qui entre en action sous les faibles chocs. La pièce C porte en outre une crosse servant d'attache à un

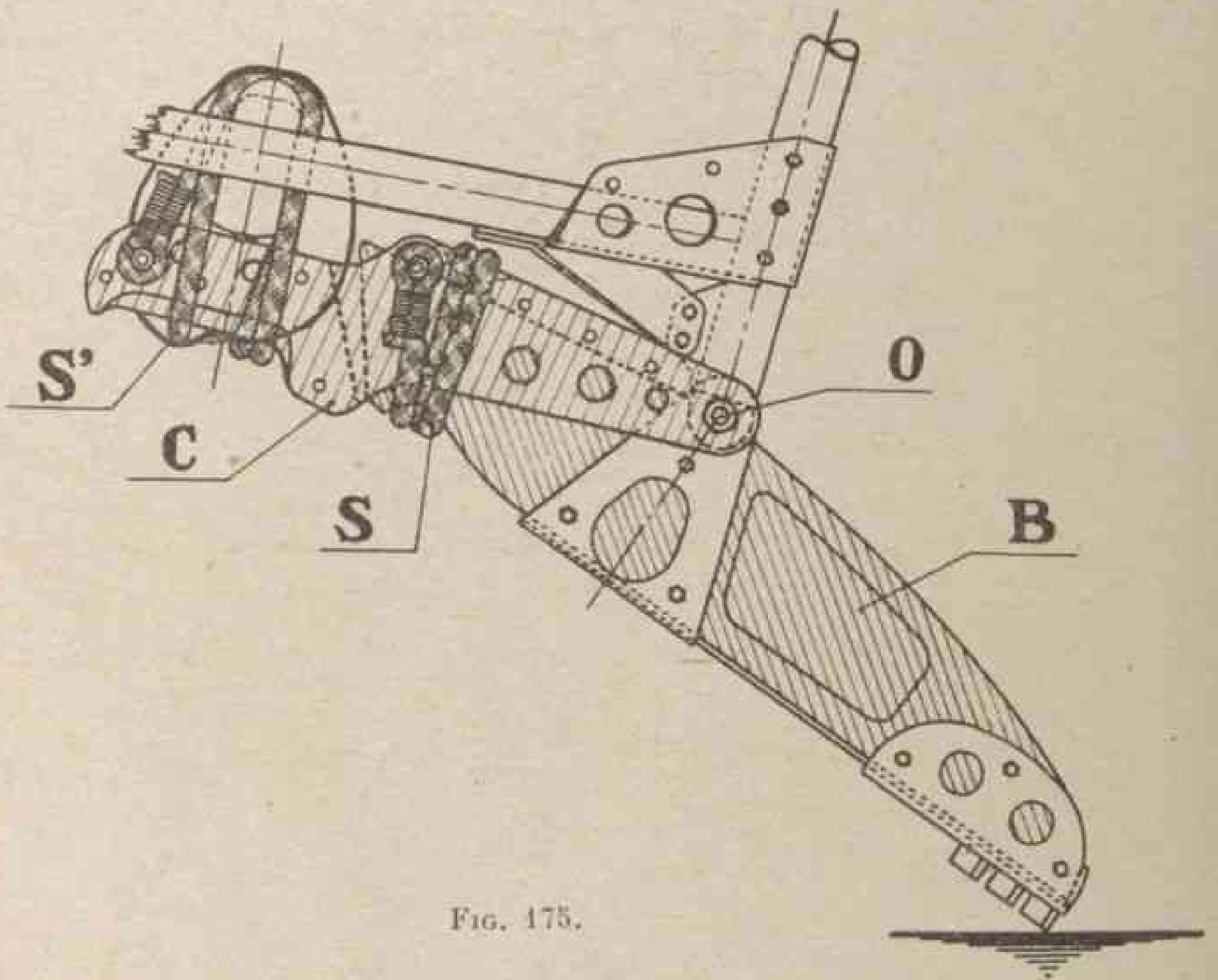


FIG. 175.

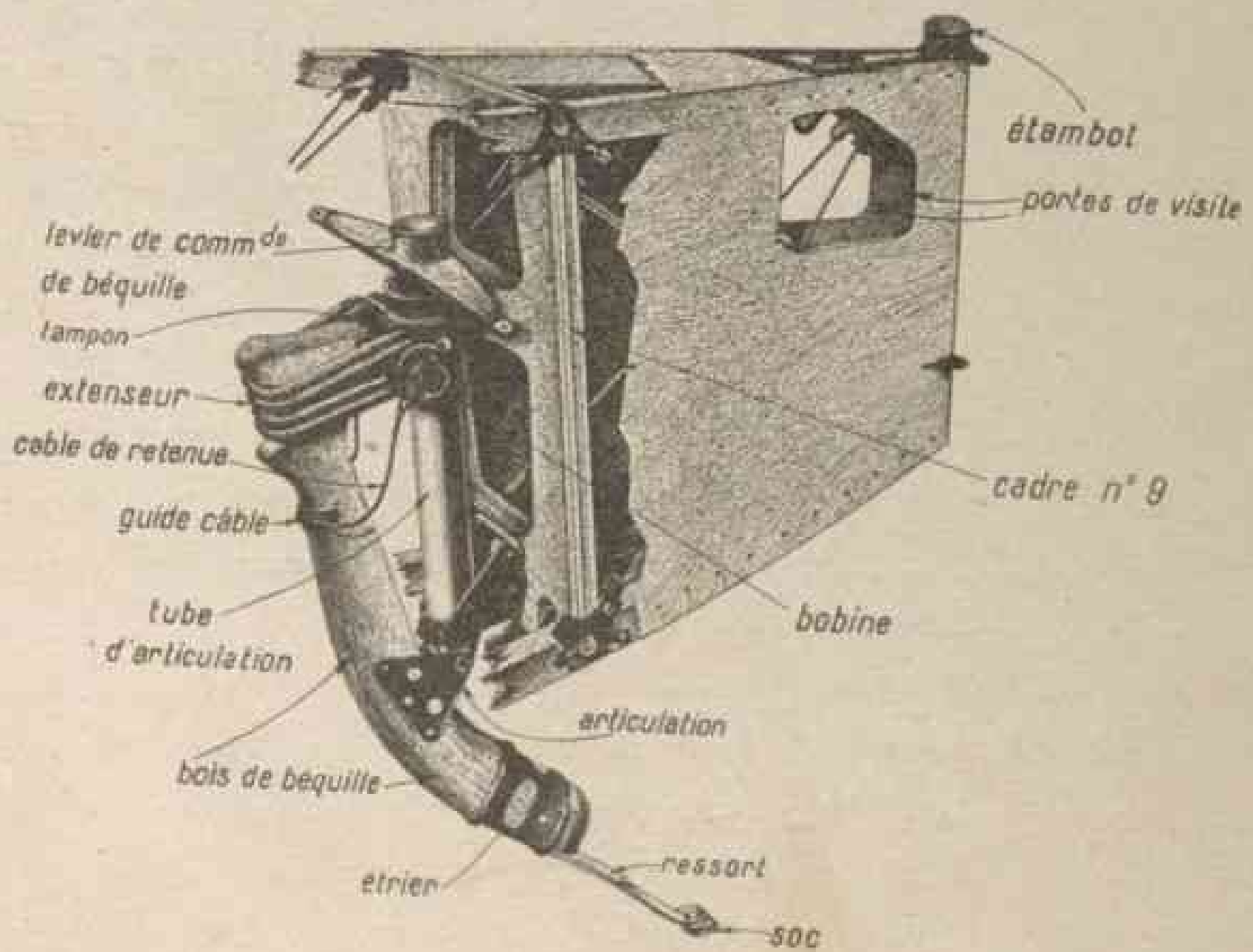


FIG. 176.

deuxième jeu de sandows S_1 qui est calculé pour supporter les efforts maxima de béquille. Un câble de sécurité complète l'ensemble.

Les avions-école *Morane* sont munis de béquilles pouvant être orientées par le pilote. Ce dispositif est destiné à favoriser le virage et les manœuvres au sol de l'avion sans risquer d'occasionner dans le fuselage d'efforts anormaux (voir fig. 174). La béquille proprement dite est une béquille en bois classique avec patin à ressort à lame. Elle se complète par une pièce tubulaire servant à l'attache des sandows et qui comporte une ferrure d'attache permettant le passage d'un axe horizontal. Cet axe traverse un tube d'articulation vertical qui peut tourner dans deux paliers fixés par des ferrures spéciales à un cadre du fuselage. La béquille est articulée par l'intermédiaire d'une ferrure et d'un axe d'articulation horizontal qui traverse le tube vertical. La rotation de ce tube, obtenue par un double levier de commande, entraîne la rotation de la béquille. Ce levier est commandé par deux câbles mis en mouvement par le palonnier de direction.

Le schéma perspectif de la fig. 174 rend le fonctionnement du dispositif très aisément compréhensible.

II. — Trains d'atterrissage

Les trains d'atterrissage se composent comme on l'a déjà vu d'un ou plusieurs bâtis supportant le ou les essieux avec leurs roues et d'amortisseurs disposés soit entre le bâti et l'essieu, soit entre le bâti et l'avion lui-même.

Les bâtis sont établis pour pouvoir résister à une charge statique égale à cinq fois le poids de l'avion ; on admet également que les efforts supportés par le train peuvent avoir une composante horizontale égale à la moitié de la composante verticale.

Ils sont constitués par un ou plusieurs chevalets formés par un assemblage de mâts supportant l'essieu, lié rigidement ou élastiquement. Sur les avions monomoteurs, ces chevalets se fixent obliquement de chaque côté du fuselage. Sur les avions multimoteurs, ils se fixent sous l'aile inférieure à l'aplomb des fuseaux-moteurs latéraux.

Les bâtis peuvent être faits en bois ou en métal.

Bâtis en bois. — Les bâtis en bois se font en bois de charonnage, en frêne par exemple. Les mâts ont une section profilée analogue à celle des mâts de cellule et généralement pleine. Ils peuvent être taillés dans une seule pièce de bois ou obtenus par collage de plusieurs planches de faible épaisseur. L'assemblage des mâts aux longerons de fuselage se fait au moyen de ferrures enveloppantes et de quelques boulons ; dans les multimoteurs les mâts s'assemblent de la même façon à une entretoise d'aile spécialement résistante.

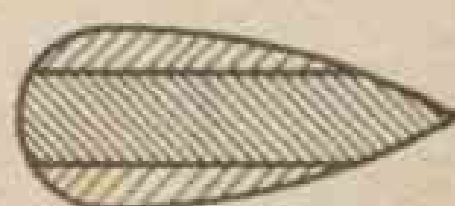
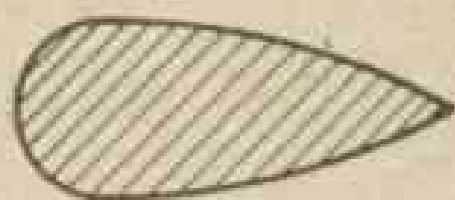


FIG. 177.

A la partie inférieure, les mâts convergent de façon à former, soit un V quand ils ne sont qu'au nombre de deux, soit un W, soit une poutre en N par exemple. Cette forme peut être obtenue en réunissant les mâts par des ferrures à une traverse spéciale. On peut également constituer cette traverse par des pièces de bois collées, et l'assembler aux mâts par collage en croisant les joints des divers feuilletts. (Train Spad, par exemple).

Bâtis métalliques. — Les bâtis métalliques ont la même forme que les bâtis en bois. Les mâts se font en tubes d'acier ou de duralumin. On peut employer des tubes ronds, carénés en bois, comme on l'a vu pour les mâts de cellule, ou mieux des tubes torpédos qui ont par eux-mêmes une section profilée.

L'assemblage aux longerons de fuselage peut se faire par des ferrures enveloppantes et quelques boulons, ou, pour permettre un démontage rapide, en coiffant le mât d'un bouchon portant une patte d'attache se fixant par un boulon dans une chape portée par le fuselage.

A leur partie inférieure, les mâts sont réunis par une traverse qui peut être en bois comme dans le Farman F. 50. Plus généralement, c'est une pièce métallique et dans la construction en acier, l'assemblage se fait par soudure autogène. La traverse est un tube rond en acier par exemple, bouché à ses deux extrémités par un petit cône en tôle ; on renforce l'assemblage par des goussets en tôle, s'encastant entre les tubes et soudés à l'autogène. On peut en profiter pour découper dans un de ces goussets l'orifice qui permet le passage de l'essieu tout en limitant sa course.

Dans les multimoteurs, les bâtis sont fréquemment simplifiés et formés d'un seul chevalet placé verticalement sous chacun des groupes mo-

teurs. Ils supportent l'essieu par son milieu et on a nécessairement deux roues par chevalet. Ils sont maintenus latéralement par un contreventement en cordes à piano, câbles ou haubans fuselés.

On utilise également maintenant des trains constitués par des bâtis monojambes d'une seule pièce et qui sont des caissons métalliques généralement en duralumin. Nous donnons plus loin la description de quelques trains typiques.

Essieux et entretoises de train d'atterrissage. — Les essieux se font presque toujours en tubes d'acier. On emploie de préférence l'acier Ny ou à défaut, de l'acier 1/2 dur traité de façon à obtenir un métal ayant à la fois une haute résistance et une bonne résilience. Dans les trains à un seul bâti vertical (E60-Goliath) l'essieu est toujours d'une seule pièce. Dans les trains formés d'un double-bâti, comme les trains de monomoteurs, l'essieu peut-être en une seule pièce (Breguet) ou en deux pièces (Spad).

Quand les liens élastiques du train sont placés entre l'essieu et le bâti, les deux chevalets du bâti sont réunis par des entretoises placées de part et d'autre de l'essieu : elles sont enveloppées par un carénage ayant un profil d'aile et constituant un petit plan auxiliaire qui participe à la sustentation. On ménage, dans ce plan, le logement de l'essieu.

Quand l'essieu est en deux parties, les demi-essieux sont fixés aux entretoises vers leur milieu, par des articulations qui ont pour but de permettre le déplacement vertical des roues au moment de l'atterrissage. Les roues sont montées folles sur les extrémités de l'essieu et maintenues en place au moyen d'un chapeau vissé.

Les sandows s'enroulent entre l'essieu et le bâti : l'essieu porte pour les recevoir deux joues en tôle qui lui sont perpendiculaires et qui lui sont fixées par soudure ou par tout autre procédé.

Quand le bâti est déformable, l'essieu est fixé rigidement aux chevalets et peut servir d'entretoise.

Amortisseurs. — Les amortisseurs les plus employés en aviation sont les sandows. Ce sont d'excellents amortisseurs. Ils sont souples, très légers et faciles à calculer, ils absorbent sensiblement le même travail au choc que dans l'effort statique et leur allongement diminue au fur et à mesure que l'effort augmente ; mais ils ont le défaut de se détériorer rapidement sous l'action de l'humidité et des projections d'huile et d'essence.

Pour obtenir le meilleur rendement, il faut les disposer de façon à ce

qu'ils puissent s'allonger librement et que tous les brins travaillent bien ensemble et parallèlement.

Quand les sandows servent à relier l'essieu au bâti, le meilleur procédé consiste à fixer à l'essieu une traverse parallèle au patinage, et à enrouler les sandows alternativement sur la traverse et le patinage : on a ainsi tous les brins parallèles et travaillant simultanément.

On peut également enrouler le sandow directement autour du patinage et de l'essieu, mais ce procédé est moins bon, car les brins se croisent et se superposent, ce qui gêne leur allongement.

Enfin sur certains trains d'atterrissage, le bâti porte de part et d'autre de l'essieu des bobines sur lesquelles s'enroulent les sandows suivant un des schémas figurés : ces dispositifs sont mauvais, car de nombreux brins de sandows sont inutilisés (figs. 178-179-180).

Quel que soit le mode d'enroulement, il faut réunir entre elles les extrémités de sandow. A cet effet, chaque extrémité est enroulée sur une cosse en aluminium fondu, et la boucle est ligaturée par un transfil très serré en fil de lin poissé ; on recouvre le tout par un vernis à base de goudron. On réunit enfin les deux cosses au moyen de deux petites plaques d'acier maintenues par des boulons.

Quand l'essieu est fixé rigidement au bâti, celui-ci est déformable, et il est alors facile d'utiliser les sandows en en disposant les brins bien parallèles ; cette disposition permet également de les protéger facilement contre la détérioration due aux agents extérieurs.

Dans ce cas, les mâts du bâti sont articulés au fuselage, et l'un d'entre eux est déformable comme dans le Junker et le Spad, par exemple. Le mât est formé de deux parties : la partie supérieure forme fourche, et la partie inférieure est terminée par une potence qui s'engage dans la fourche : le sandow s'enroule alternativement sur la potence et sur la fourche. Un carénage en tôle légère protège le sandow contre la boue ou les projections d'essence ou d'huile (fig. 180).

On peut également, comme dans les avions Latécoère par exemple rejeter les sandows à l'intérieur de l'aile, les barres du bâti étant les unes articulées au fuselage, les autres reliées aux longerons de l'aile inférieure par des bobines de sandows démontables.

On réalise actuellement des anneaux de sandows d'une seule pièce faciles à monter et à placer sur les trains.

Les sandows ont l'inconvénient de s'user très rapidement ; aussi a-t-on cherché à leur substituer des amortisseurs moins fragiles. Les pro-

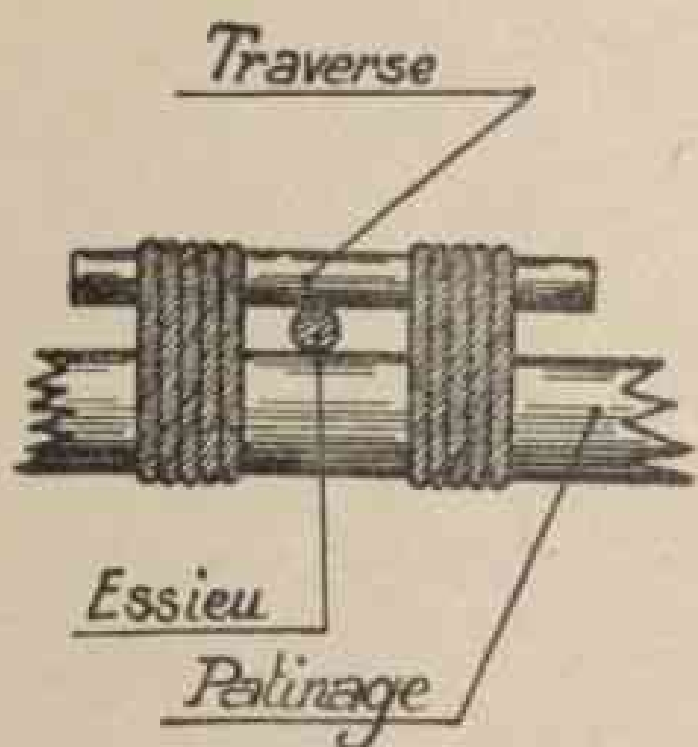


FIG. 178.

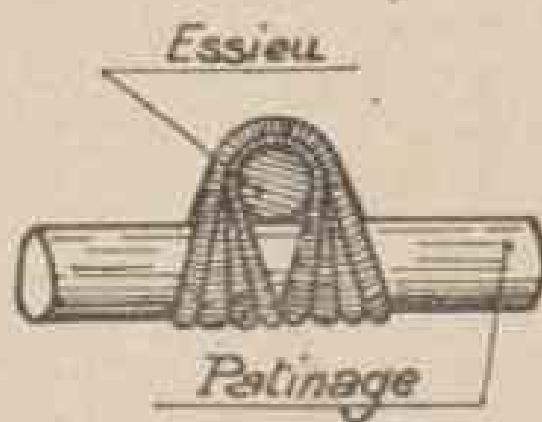


FIG. 179.

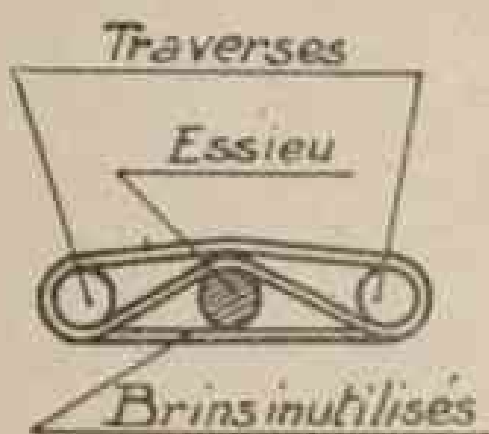
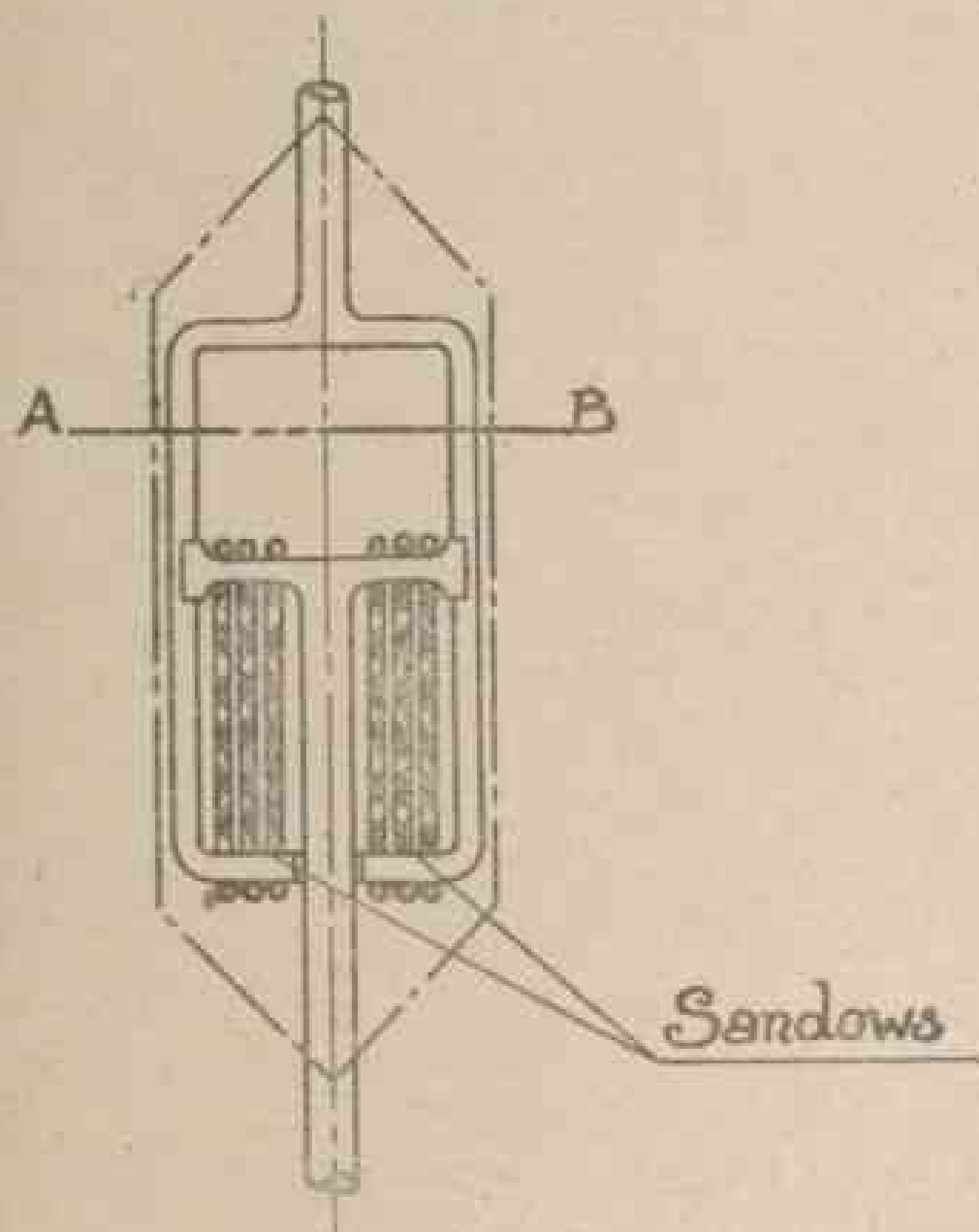


FIG. 180.



FIG. 180 bis.



Coupe AB



FIG. 181.

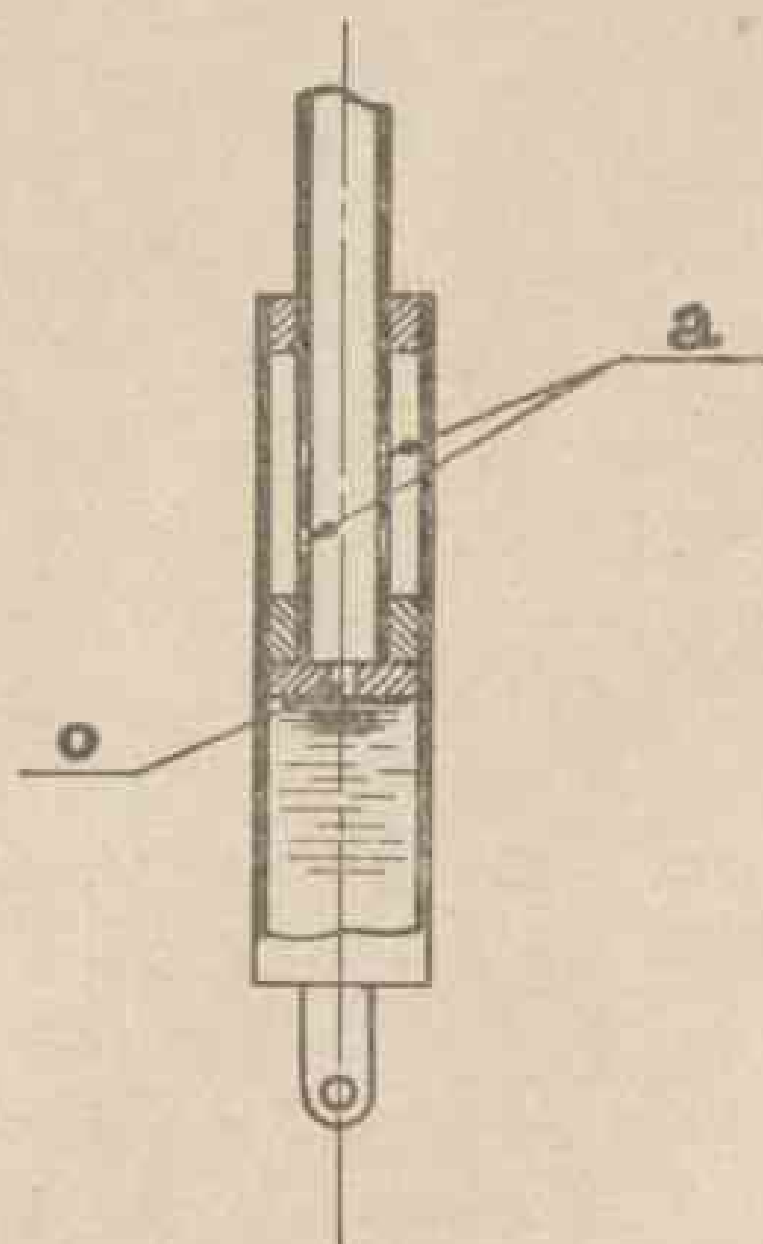


FIG. 182.

cédés les plus employés consistent à utiliser des bâtis déformables. Si on prend un bâti formé de deux chevalets en V par exemple, les barres du chevalet sont articulées au fuselage et l'une d'entre elles est télescopable par compression : on interpose sur cette barre, soit un frein pneumatique ou oléopneumatique, soit un dispositif à rondelles en caoutchouc comme sur les avions Potez.

Dans le dispositif Potez, la barre déformable du bâti est constituée par des tubes se télescopant et contenant entre eux des rondelles de caoutchouc amortissant les chocs.

Ce système présente les avantages suivants :

- 1° Encombrement minimum, moindre résistance à l'avancement.
- 2° Le caoutchouc a la propriété de se déformer régulièrement et de mieux travailler en compression qu'en tension.
- 3° Le dérèglement provenant d'une déformation du caoutchouc est beaucoup plus faible en compression qu'en tension et en particulier pour les rondelles comprimées que pour les sandows.

4° Cette façon de se comporter explique que les trains à rondelles de caoutchouc comprimé ont une meilleure tenue au décollage et à l'atterrissage que les trains à sandows (rebondissements beaucoup plus faibles).

Dans les dispositifs à frein, pneumatiques ou oléopneumatiques, le frein lui-même constitue une des barres du bâti. En principe, il est formé d'un piston glissant dans un cylindre allongé faisant office de corps de pompe. Le piston porte un orifice central *o*, et la tige portant le piston est un tube creux percé de lumières *a*. Pendant le vol, le corps de pompe descend sous l'action de son poids et de celui des roues, et le piston est en haut de sa course : la capacité comprise entre le piston et le fond du corps de pompe est remplie d'huile, par exemple.

A l'atterrissage, tout le système tend à se raccourcir : le piston presse sur le liquide qui, grâce à l'orifice *o* et aux lumières *a*, se répand dans l'espace annulaire autour de la tige. La force vive est absorbée par le travail fourni par le piston, pour refouler le liquide.

L'huile a l'inconvénient de geler en hiver et aux basses températures qu'un avion rencontre en volant à de hautes altitudes. On peut remplacer l'huile par la glycérine qui gèle moins facilement.

Le frein *Wickers* interposé sur la jambe élastique des avions Wibault est un frein oléo-pneumatique qui rappelle le frein à canon.

L'air y est introduit sous-pression à 50 kilogrammes.

Les courbes d'aplatissement montrent que l'appareil oppose une

certaine résistance au retour, ce qui explique son bon fonctionnement à l'atterrissage et au décollage où il diminue notablement les rebondissements.

Son poids est de 4^k200 pour un avion de l'ordre de 1450 kilogrammes.

Amortisseurs divers. — On a monté sur les avions des amortisseurs du type automobile (Hartford, Houdaille) dans le but de freiner les rebondissements de l'avion à train d'atterrissage à sandows. Des résultats très concluants ont été obtenus avec l'amortisseur *Béchereau*. L'appareil est un frein oléo-pneumatique. Un piston coulisse à frottement doux dans un cylindre. Entre le piston et le cylindre est interposée de l'huile. Des trous convenablement percés dans le piston et un clapet à bille permettent à l'huile de passer d'une face du piston sur l'autre.

Au moment du choc l'huile passe d'une face sur l'autre par huit trous de même diamètre en soulevant la bille. La tension de rappel des extenseurs provoque la fermeture du clapet et ramène cette huile ensuite d'un mouvement ralenti par l'orifice de rentrée (un seul trou de diamètre plus faible.)

L'étanchéité entre le piston et le cylindre est assurée par un joint d'huile formé par une rampe hélicoïdale creuse sur la surface du piston.

Le cylindre est fixé à l'essieu et le piston au train par un bâti très léger et facile à adapter sur les différents types d'avions.

L'avion muni de l'amortisseur atterrissant brutalement rebondit à une hauteur très faible et les bonds successifs sont presque complètement supprimés. Il est certain que dans ces conditions la fatigue du train et du fuselage est amoindrie et les risques de capotage évités.

L'amortisseur complet avec sandows et frein pèse 9 kilogrammes pour un poids total d'avion de 2.500 kilogrammes (fig. 183).

III. — Roues et pneumatiques

Les roues et pneumatiques d'avions sont standardisés et on doit choisir pour chaque appareil le type de roues dont la résistance correspond à la charge statique imposée pour le train d'atterrissage. Pour chaque type de roue on a défini au laboratoire : la charge de rupture de la roue sous un effort situé dans son plan, la charge statique correspondant à l'aplatissement complet du pneumatique sur la jante pour la pression de gonflement imposée, enfin la résistance de la roue sous un effort latéral.

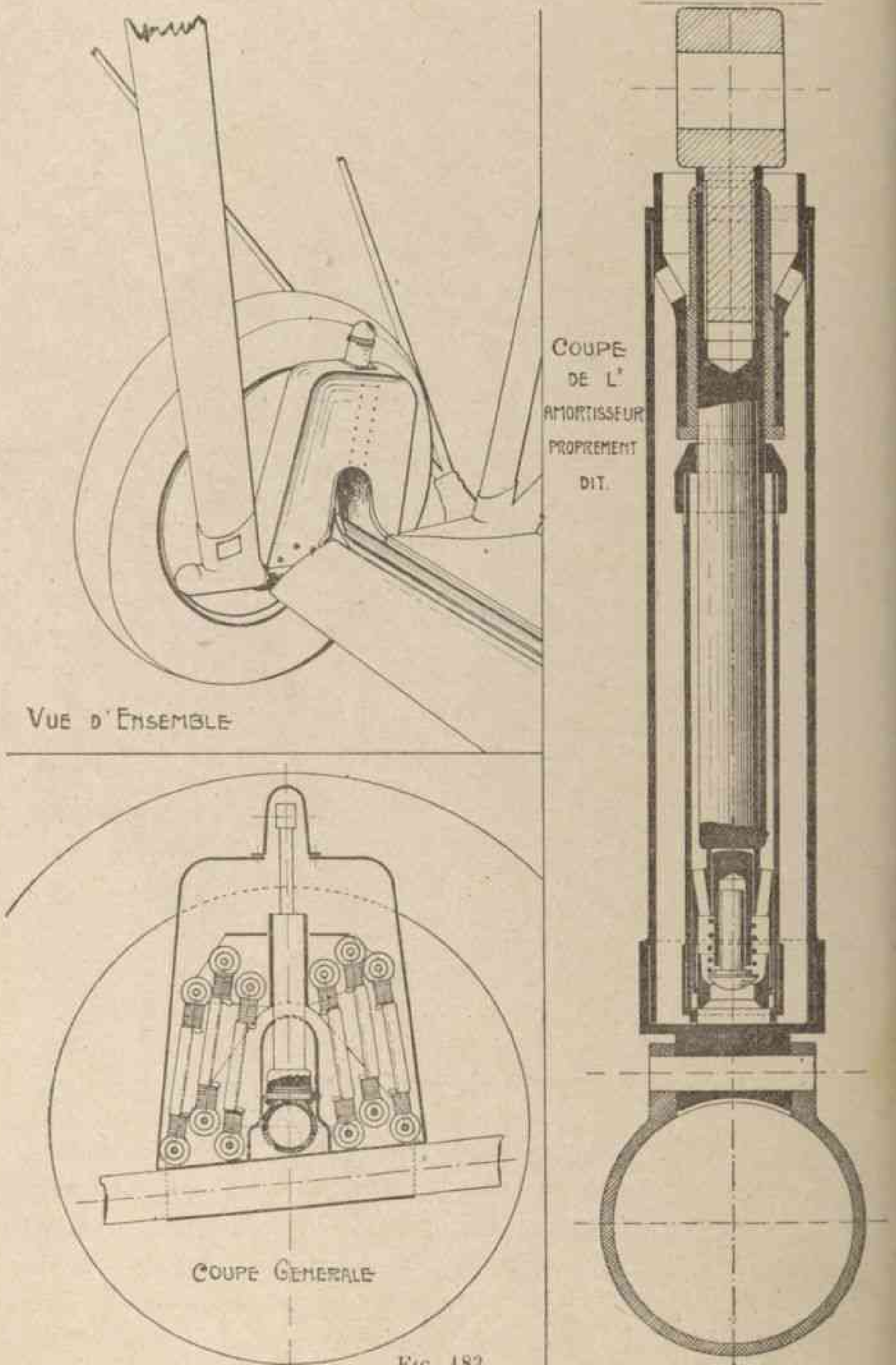


FIG. 183

Les minima auxquels chaque roue doit satisfaire sont donnés dans les tableaux standard.

Les roues d'avion sont en général des roues en acier : la jante en acier doux est reliée au moyeu par des rayons en fil d'acier à haute résistance. Le moyeu est un tube d'acier demi-dur ; il porte intérieurement des bagues de roulement en bronze. Ces bagues sont tournées intérieurement au diamètre extérieur de l'essieu ; elles doivent permettre le graissage.

Pour diminuer la résistance à l'avancement, les faces des roues sont recouvertes de toile enduite et vernie. Cette toile est maintenue en place en la pinçant entre le talon du pneu et la jante ; elle porte une ouverture lacée pour permettre l'accès à la valve.

Il a été fait également des *roues flasquées*, dans lesquelles la liaison de la jante et du moyeu est faite non par des rayons mais par une flasque en tôle emboutie convenablement nervurée intérieurement. Les roues flasquées en acier sont plus lourdes que les roues ordinaires ; certains constructeurs (*Villiers*) ont essayé de faire des roues flasquées en duralumin qui seraient plus légères. Mais jusqu'ici ces roues ont donné une résistance massique insuffisante pour les efforts latéraux. Les flasques se voilent en effet facilement et il faudrait les nervurer beaucoup pour empêcher les flambements secondaires. On risque donc de réduire beaucoup le gain de poids escompté. Enfin, pour permettre certaines solutions de trains d'atterrissage ou de construction de cellule (double monoplan Breguet 19), certains constructeurs ont étudié des roues spéciales à moyeu élastique dont nous parlerons plus loin. Disons tout de suite que ces roues spéciales ne sont pas toujours en acier ; la roue du Breguet 19 en particulier est faite en alpac, ce qui constitue une application intéressante de cet excellent alliage de fonderie.

Pour les avions de fort tonnage, le problème des roues n'est pas sans présenter de nombreuses difficultés. En effet il importe que les gros avions de transport ou de bombardement puissent se déplacer sur les terrains d'atterrissage de dureté moyenne sans s'embourber ; pour cela, il ne faudrait pas que la pression d'appui de leurs roues sur le sol dépassât 4 kilogrammes à 4 kilogs 5 au centimètre carré. Or la réalisation de roues de grand diamètre conduit, pour obtenir les charges d'aplatissement suffisantes, à des pressions de gonflement élevées qui atteignent jusqu'à 6 kilogrammes. Comme d'autre part la pression d'appui de l'avion sur le sol est égale à la pression de gonflement des roues, on voit la difficulté qu'il y a à empêcher les avions lourds de s'embourber en terrain mou.

On y arriverait en multipliant le nombre des roues des trains d'atterrissage et en ne les gonflant qu'à faible pression. Mais avec les pneumatiques actuels et les profils de jante standard, on risque alors le déjantage du pneumatique ou l'éclatement de la chambre qui peut être pinçée entre les talons du pneumatique quand celui-ci est suffisamment écrasé.

Diverses solutions ont été proposées ou essayées pour remédier à cet inconvénient. Un procédé très simple mais qui n'a pas encore été essayé a été imaginé par M. Duperron. Il consiste à employer des chambres à air garnies à l'intérieur de bourre de laine et que l'on gonfle d'ailleurs comme une chambre ordinaire.

Mais la présence à l'intérieur de la chambre à air de la bourre de laine a pour effet de lui donner une certaine consistance ce qui lui permet de s'opposer au déjantage car elle fait cale entre les talons du pneumatique qu'elle empêche de se rapprocher pendant l'aplatissement.

Un procédé plus mécanique et qui a donné satisfaction aux essais est celui de la ceinture bloque-pneu Deléon-Fourniaud.

La ceinture Deléon-Fourniaud est une tôle d'acier épousant sensiblement le profil de la jante, garnie de toile pour ne pas détériorer la chambre à air et qui, maintenue par quelques boulons à la jante, se place à l'intérieur de celle-ci de façon à caler solidement les talons du pneumatique dans leur logement. Cette ceinture empêche donc absolument le déjantage du pneu et l'éclatement de la chambre par pincement.

Enfin la maison Dunlop a réalisé une roue et un pneumatique à tringles qui répondent également au problème mais qui ont l'inconvénient de ne pas être standard. Les pneumatiques Dunlop ont les talons plus épais et moins accentués que les pneumatiques d'avion ordinaires ; ces talons sont armés d'un certain nombre de cordes à piano ce qui leur donne une grande rigidité. La jante a elle-même un profil spécial, comportant une rigole centrale destinée à permettre le montage du pneu sur la roue.

Cette rigole est comblée, une fois le pneu complètement engagé, par une bande de caoutchouc extensible qui donne alors au fond de la jante un profil à peu près rectiligne.

Au gonflement, le pneu prend sa place normale, les tringles du talon viennent se serrer à fond de jante contre chacun des bourrelets du bord et s'opposent énergiquement à tout déjantage (fig. 184).

L'ensemble a donné satisfaction aux essais mais a le défaut de nécessiter une roue et un pneu spéciaux. Les deux autres procédés ont l'avantage de pouvoir s'adapter au matériel standard réglementaire.

Roues élastiques. — Parmi les résistances parasites d'un avion, celle du train d'atterrissage est une des plus importantes. Un carénage bien étudié des roues permet de réduire cette résistance dans de fortes proportions, mais pour permettre le déplacement des différentes pièces en mou-

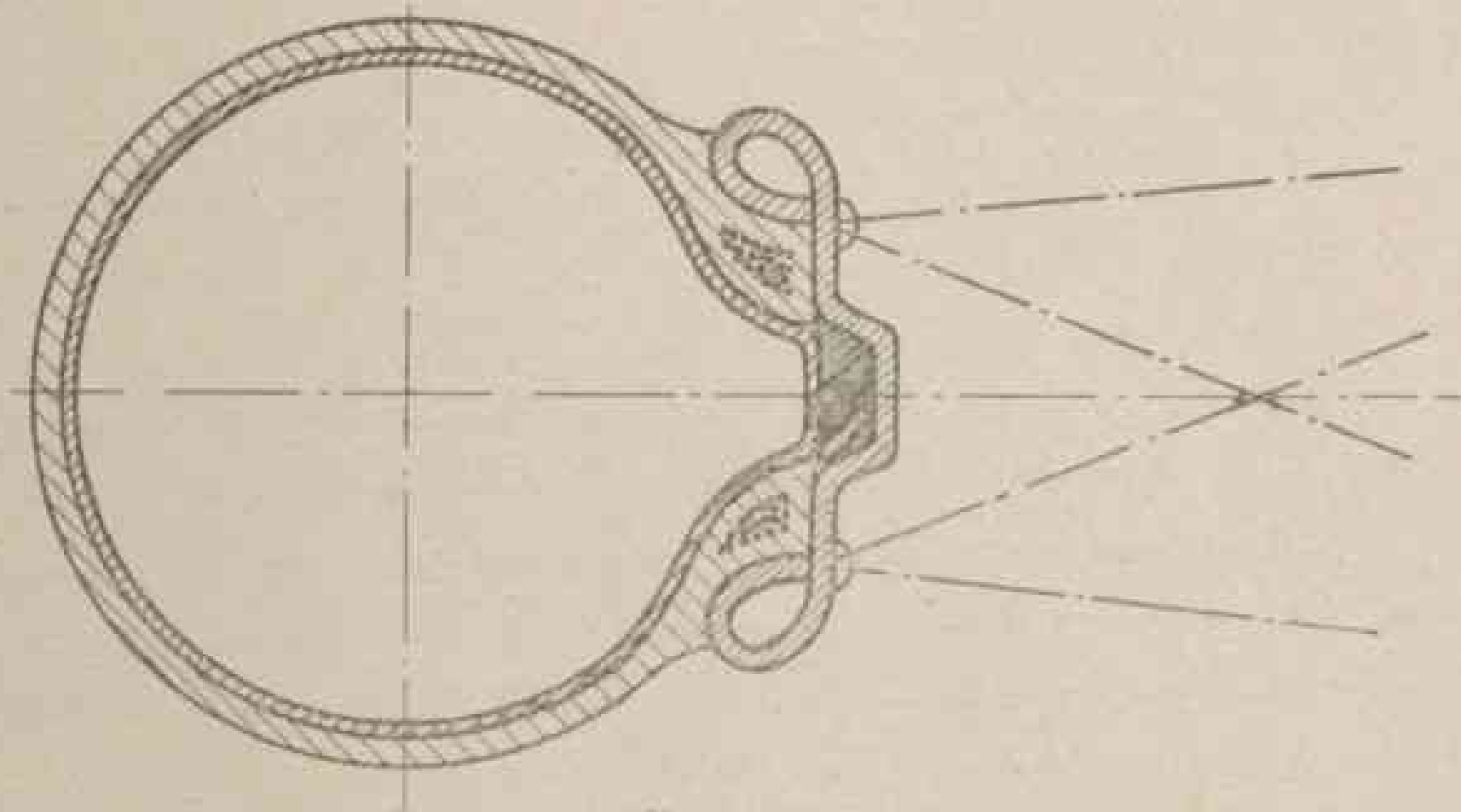


FIG. 184.

vement, qui constituent les suspensions élastiques ordinaires, le carénage devient tellement volumineux que le gain de résistance est illusoire.

La roue élastique peut donner la solution de ce problème difficile dans le cas où le système élastique est entièrement logé à l'intérieur de la roue.

Des essais comparatifs au Laboratoire Aérodynamique avec la roue élastique Blériot dont la description sera faite plus loin ont donné les résultats suivants :

Maquette d'un train ordinaire, constitué par un panneau muni de deux roues de 800×150

Résistance 7,0 gr./10 m. sec.

Maquette d'un train équivalent avec roue Blériot de 1100×220

Résistance 4,34 gr/10 m. sec.

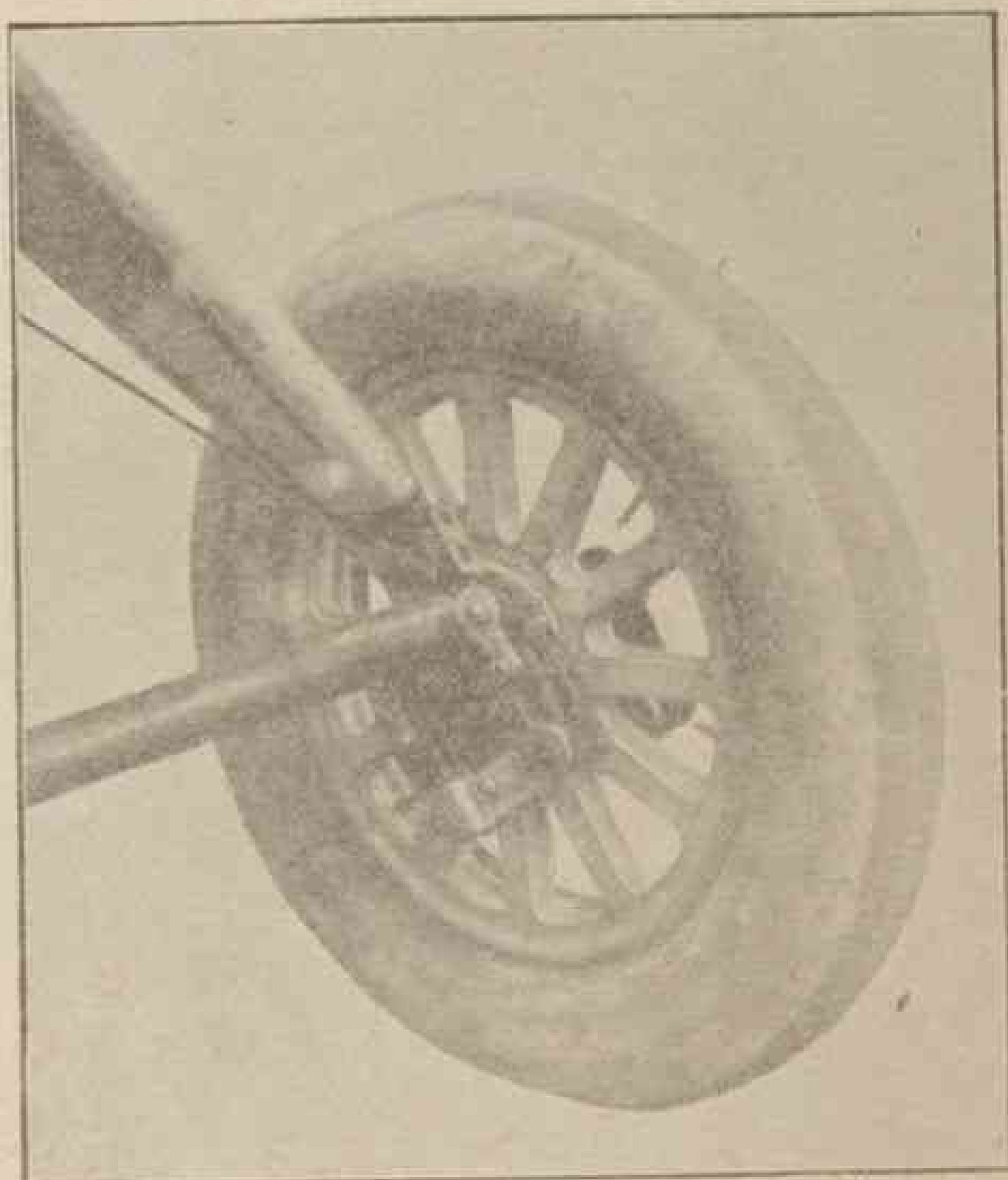
La roue du *Breguet 19* est une roue à moyeu élastique.

La roue proprement dite en alpac est obtenue par fonderie, elle comporte douze rais. Elle se monte sur un faux moyeu comportant lui-même le système amortisseur lequel se trouve fixé à l'extérieur de la roue (voir photo.)

Le système amortisseur est constitué par des sandows qui sont fixés par leur extrémité inférieure à une pièce solidaire de la jante. — A la par-

tie supérieure ils sont fixés par une pièce coulissante solidaire de l'essieu.

La position du système amortisseur placé à l'extérieur de la roue permet de faire tourner la roue autour d'un tambour de faible diamètre ce qui facilite la construction de la roue proprement dite.



Cette disposition présente par contre l'inconvénient de ne pas assurer la protection des sandows contre la pluie, les projections d'huile et d'essence... etc.

La roue de 800×150 seule pèse 7 kgs, 820. Le système constitué par les sandows, et les différentes pièces du moyeu élastique peuvent être comptées comme pesant 3 kilogrammes environ.

La roue élastique système Blériot (voir fig. 185) se compose d'une jante standard en acier, avec rayons en acier également, qui viennent se fixer sur un moyeu de forme spéciale. Le moyeu extérieur se compose d'un tambour en tôle duralumin, rivé sur deux collerettes en acier dans lesquelles s'emboîtent les chemins de roulement extérieurs de deux paliers à billes. Les chemins de roulement intérieurs portent sur les extrémités d'un moyeu

intérieur qui est constitué par un tambour en duralumin terminé par deux flasques en acier. Ce moyeu intérieur peut osciller autour d'un essieu fixe qui le traverse de part en part et sert de liaison entre les deux jambes du train. Comme cet essieu est excentré par rapport à la roue, la rotation du moyeu autour de l'essieu provoque un déplacement de la roue, suivant un arc de cercle. La course dans le sens vertical est de 100 millimètres pour une roue de 1100×220 .

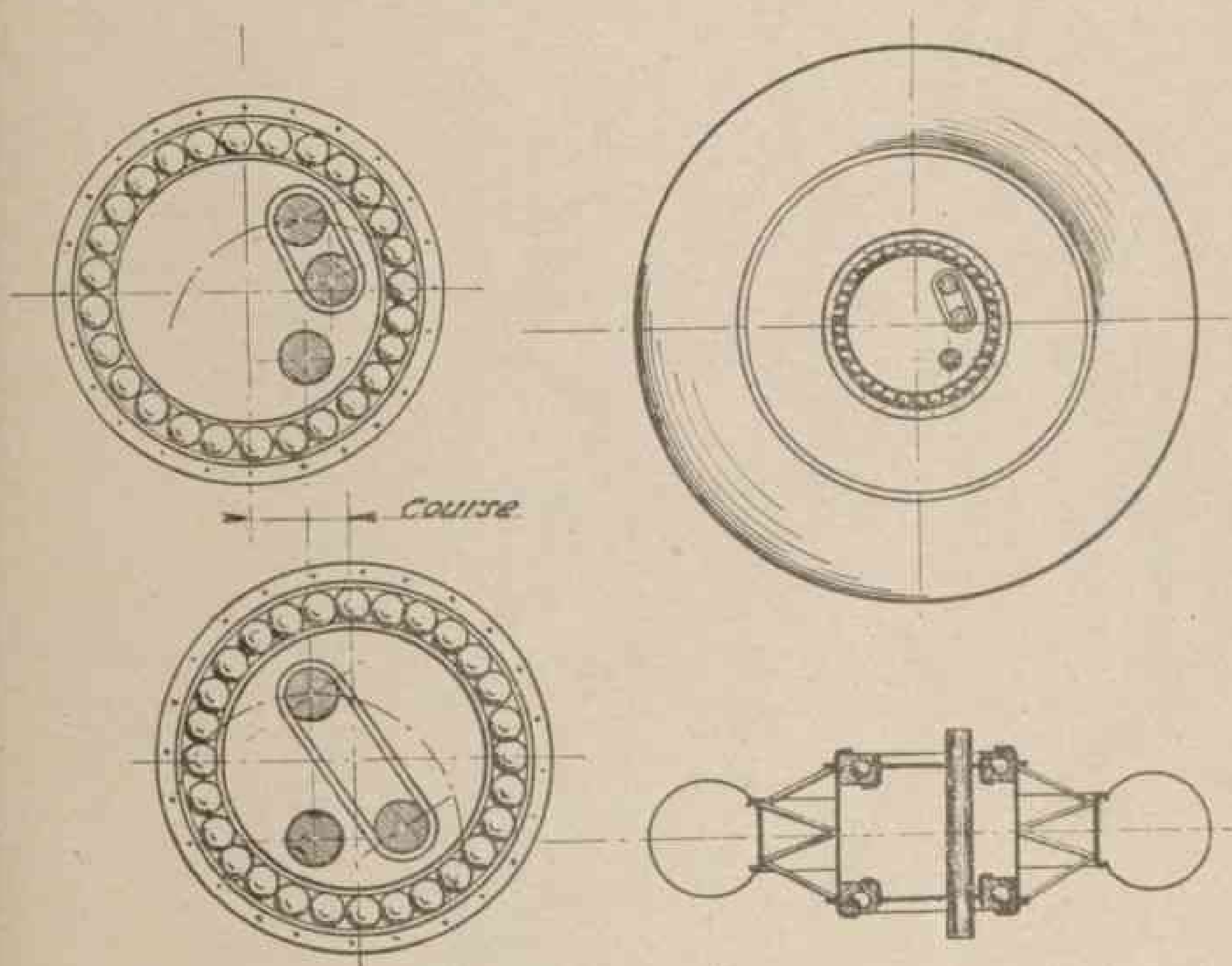


FIG. 185.

La suspension élastique est obtenue par une paire de bobines, sur lesquelles est enroulé du sandow standard. L'une des bobines est engagée sur un axe solidaire du moyeu intérieur, l'autre est emmanchée sur un deuxième essieu qui grâce à des évidements dans les flasques du moyeu traverse également et sert de deuxième liaison entre les jambes du train.

Le système élastique est facilement démontable sans démontage de la roue et sans toucher à la tension des sandows. Il n'y a pas de glissières comme dans certains autres types de roues élastiques, puisque tous les mouvements sont des mouvements de rotation, faciles à graisser. Les deux essieux fixes traversent la roue de part en part, assurent une très bonne

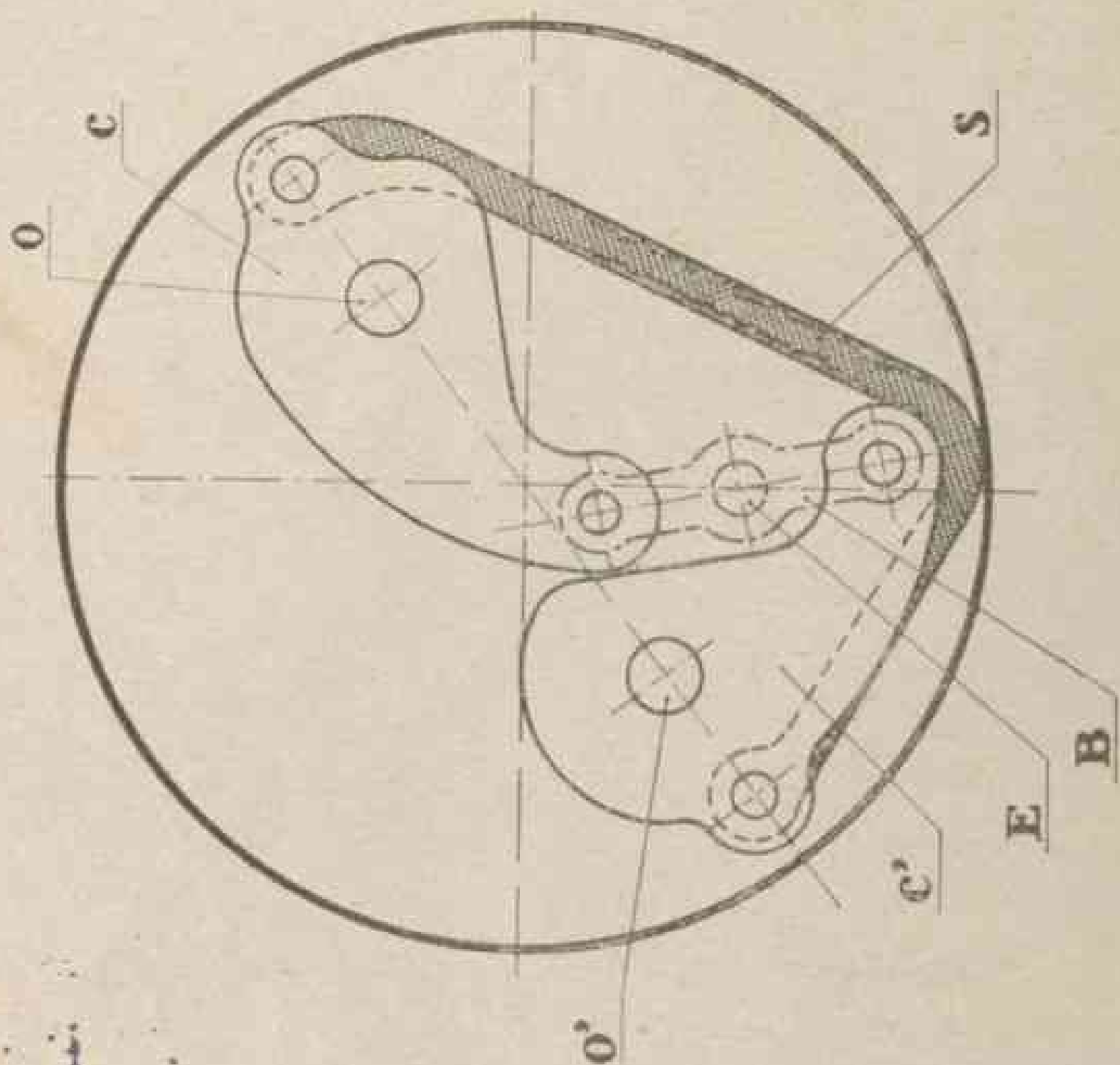
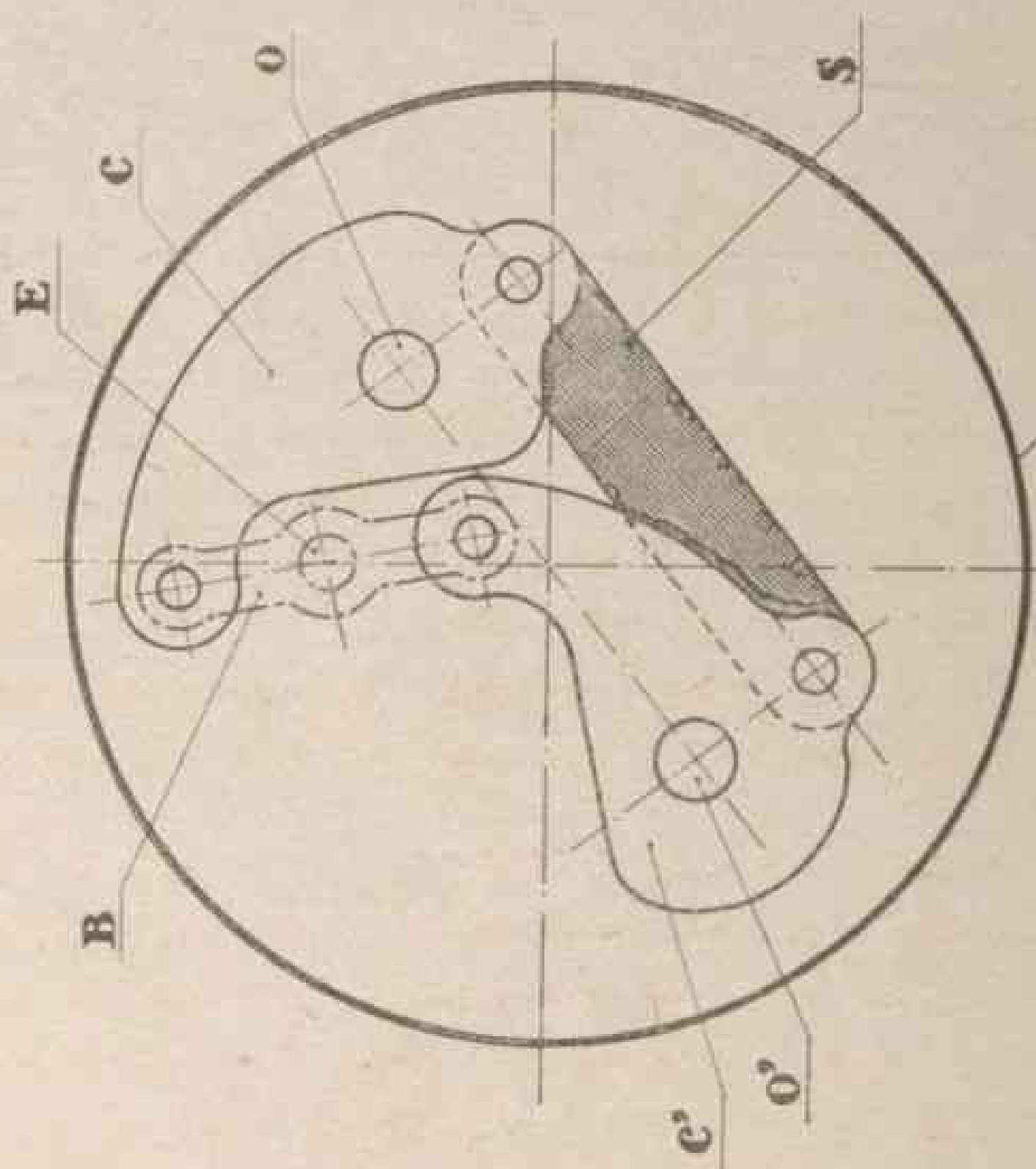


Fig. 186,



Tambour de la roue

transmission des efforts d'un côté du train à l'autre en même temps qu'une grande rigidité et permettent d'attacher solidement le carénage.

Une roue de 1100×220 construite d'après ce système vient de terminer les essais réglementaires d'homologation. Poids total de la roue $1100 \times 220 : 75$ kgs, pneumatique compris.

Signalons encore la *roue élastique Hanriot*. Comme la précédente elle se compose d'une jante standard en acier, avec rayons en acier fixés sur un moyeu spécial qui tourne sur un tambour comportant à l'intérieur le système élastique.

La fig. 186 montre le fonctionnement du système enfermé dans le tambour.

L'essieu E est fixé à une bielle B venant s'articuler sur deux cames mobiles C et C' autour de deux axes fixes O et O'. Ces deux cames sont réunies par un lien de sandows S.

Sous l'action du choc d'atterrissage la roue monte et l'essieu en descendant tire sur les sandows.

Divers types de trains d'atterrissage. — Nous allons décrire quelques trains typiques, que nous diviserons en trois catégories :

Trains sans liaisons avec la voilure ;

Trains d'avions multimoteurs ;

Trains participant à la résistance de la cellule.

1° *Trains sans liaisons avec la voilure.* — Le train le plus simple est constitué comme il a été dit plus haut par deux V latéraux constitués par deux tubes ou par deux mâts en bois réunis par deux tubes entretoises. Le pied de chaque V porte une ferrure enveloppante comportant une lumière dans laquelle peut s'élever l'essieu. Le système amortisseur est alors constitué par des sandows disposés à cheval sur l'essieu.

C'est le cas de petits avions comme les Dewoitine de chasse dont le train est à jambes en tubes torpédos de duralumin et ferrures acier, le cas des avions Nieuport du type 29 dans lesquels le train est en bois et les ferrures en acier.

Le train de l'avion Morane école type 43 par exemple (voir fig. 187) est constitué par deux V latéraux réunis par deux tubes entretoises. L'ensemble de la construction est en duralumin.

Les deux tubes du V latéral sont réunis à leur partie inférieure par une ferrure enveloppante formée par deux coquilles en duralumin. Elle



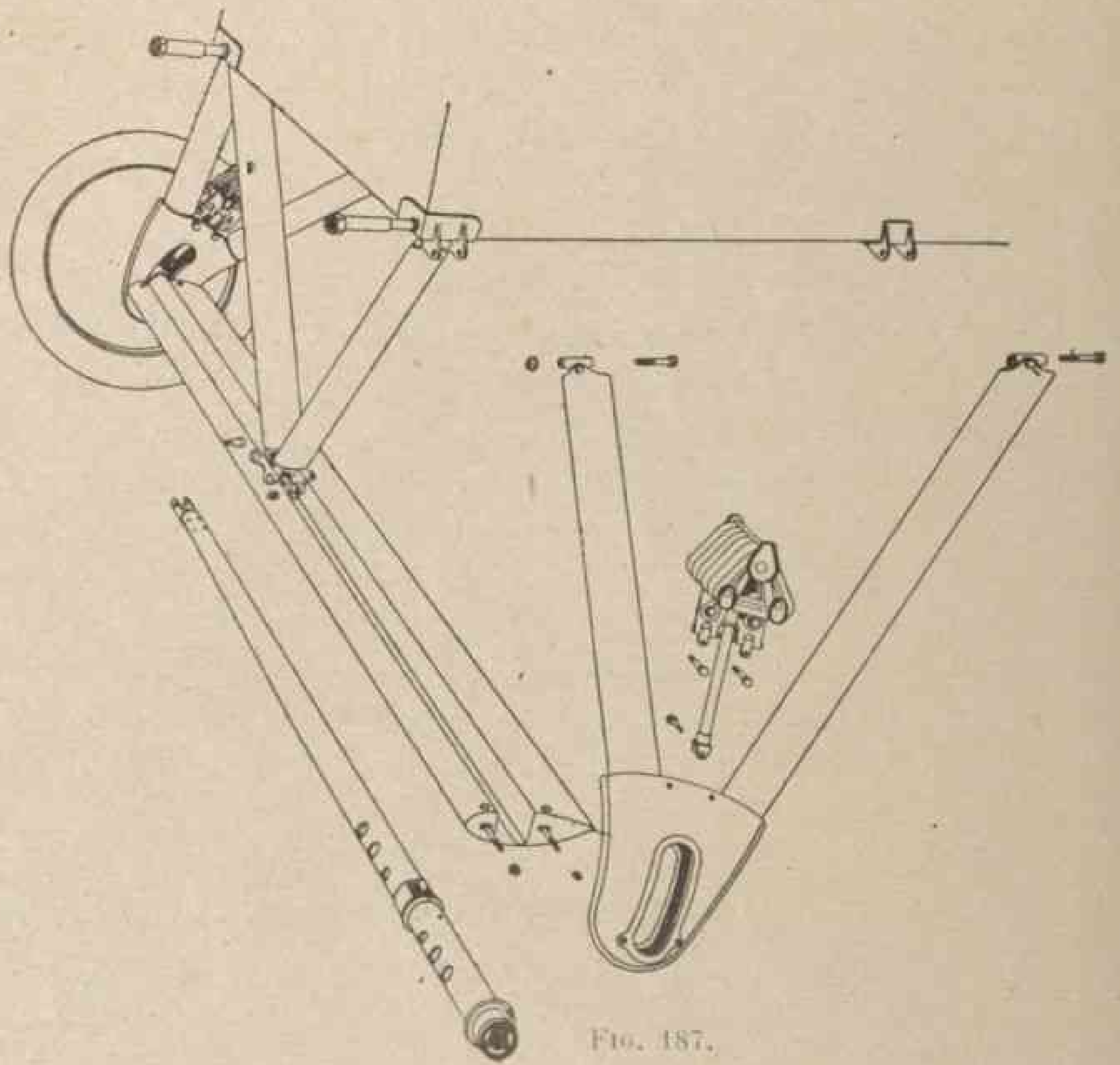
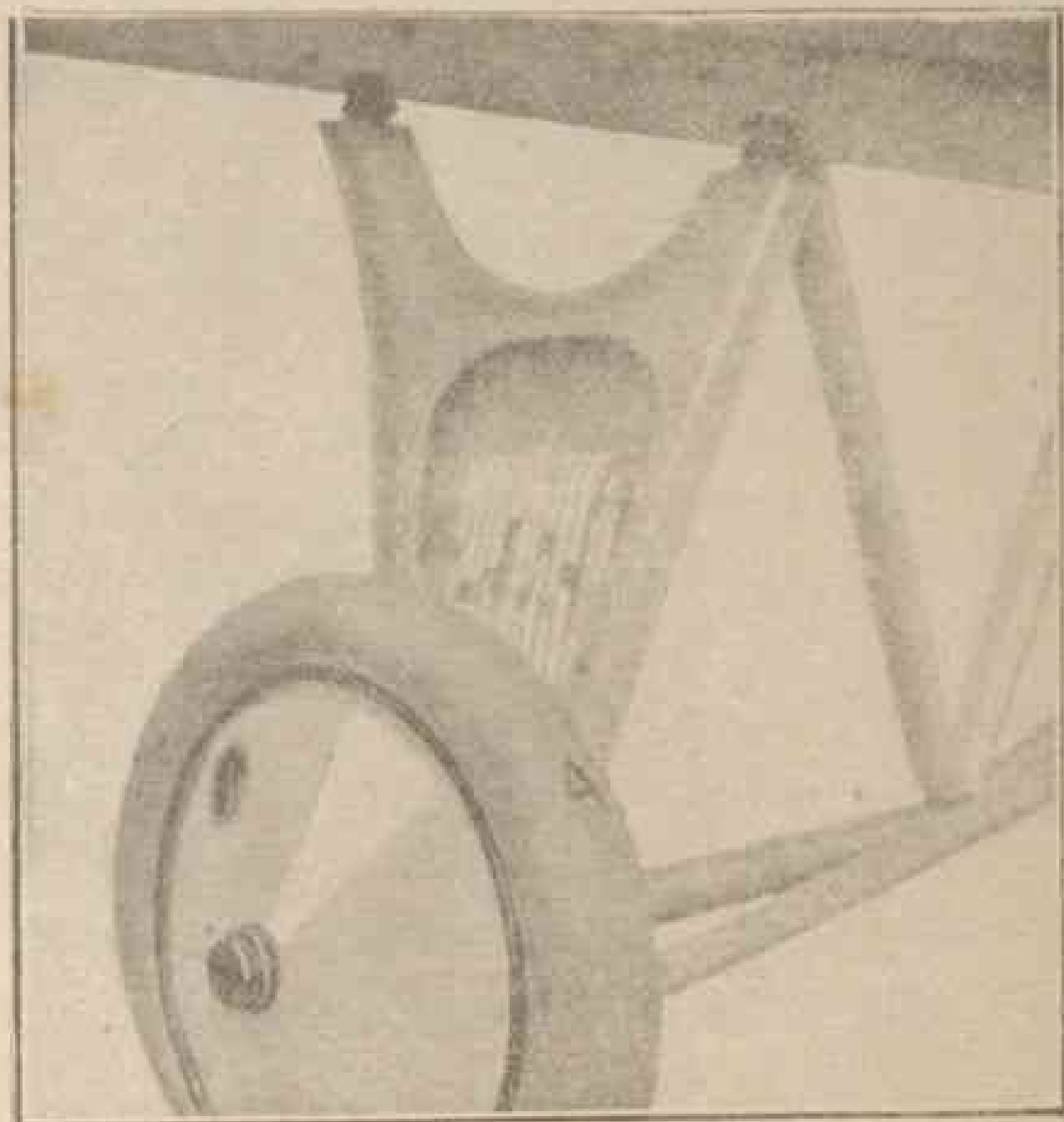


FIG. 187.



porte une lumière permettant à l'essieu de se mouvoir verticalement. Celui-ci est en deux parties articulées dans le plan de symétrie vertical de l'avion. En ce point arrivent deux jambes tubulaires en duralumin formant V transversal.

Les tubes entretoises qui travaillent de ce fait normalement à la traction sont carénés par une tôle en duralumin.

Le système amortisseur très spécial est visible en détail sur la fig. 187.

Les sandows sont enroulés comme le montre la vue perspective sur deux axes solidaires d'une ferrure de forme spéciale fixée au train. La tension des sandows sous le choc d'atterrissage est obtenue par l'intermédiaire d'une bielle solidaire de l'essieu et qui monte avec lui ; cette bielle porte à sa partie supérieure une tige transversale sur laquelle les sandows viennent passer.

La bielle est fixée par articulation sur l'essieu. Elle est convenablement guidée dans sa course.

Dans les avions Morane récents le dispositif est perfectionné comme suit (voir photo) :

1^o Les deux jambes des V latéraux sont remplacées par un caisson unique en duralumin qui contient le système amortisseur lequel peut être ainsi isolé de l'extérieur. (Sur la photographie la porte de visite est enlevée pour montrer la disposition et le fonctionnement du système amortisseur).

2^o Dans l'ancien train, le dispositif amortisseur était constitué par un sandow unique convenablement enroulé.

On lui a substitué des anneaux de sandows indépendants (4 de chaque côté de la bielle sur la photo), ce qui présente les avantages suivants : facilité de montage et de rechange, possibilité d'avoir un train qui reste élastique si l'un des anneaux se rompt.

3^o Le système d'articulation de la bielle sur l'essieu a été perfectionné afin de permettre à cette pièce de travailler normalement et sans choc violent.

Le train d'atterrissage Potez est caractérisé par la suppression des extenseurs sujets à une usure trop rapide (fig. 188).

L'essieu est supporté par deux jambes de force. Celle d'avant pivote autour de l'axe A. Celle d'arrière est constituée par deux tubes T et T' qui télescopent l'un dans l'autre, leur mouvement provoquant l'écrasement de rondelles de caoutchouc C très épaisses. Un ressort R réglable empêche le retour brutal après le choc d'atterrissage.

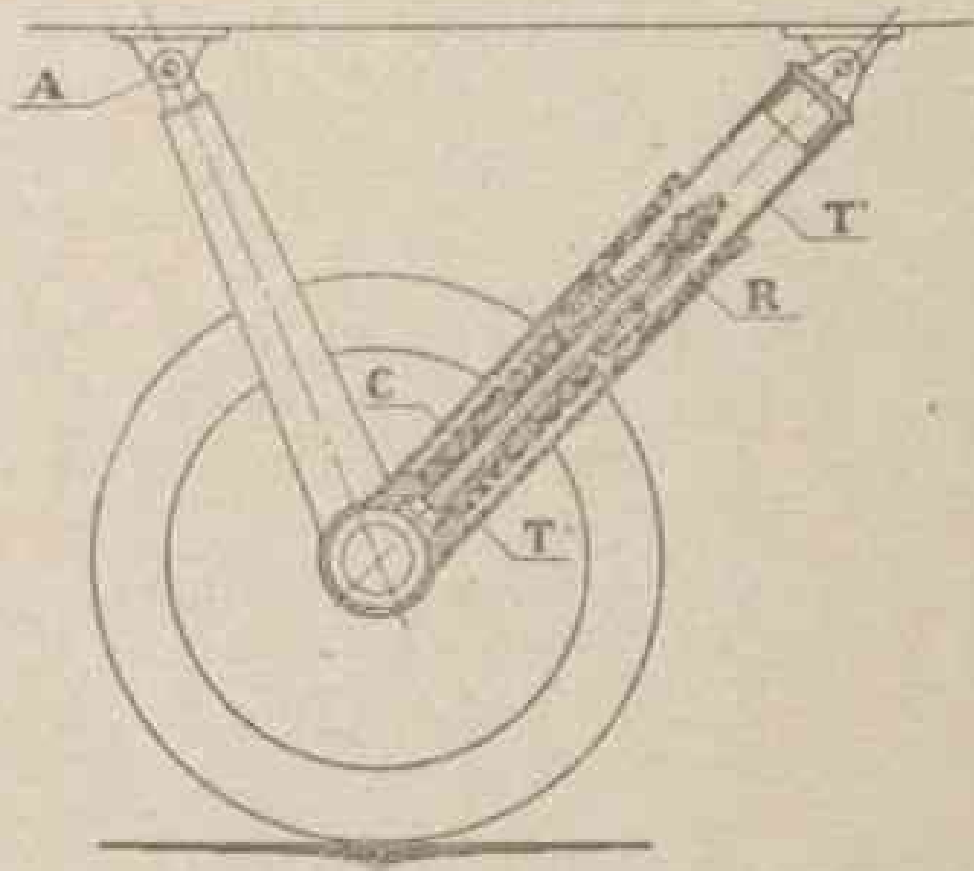


Fig. 188.

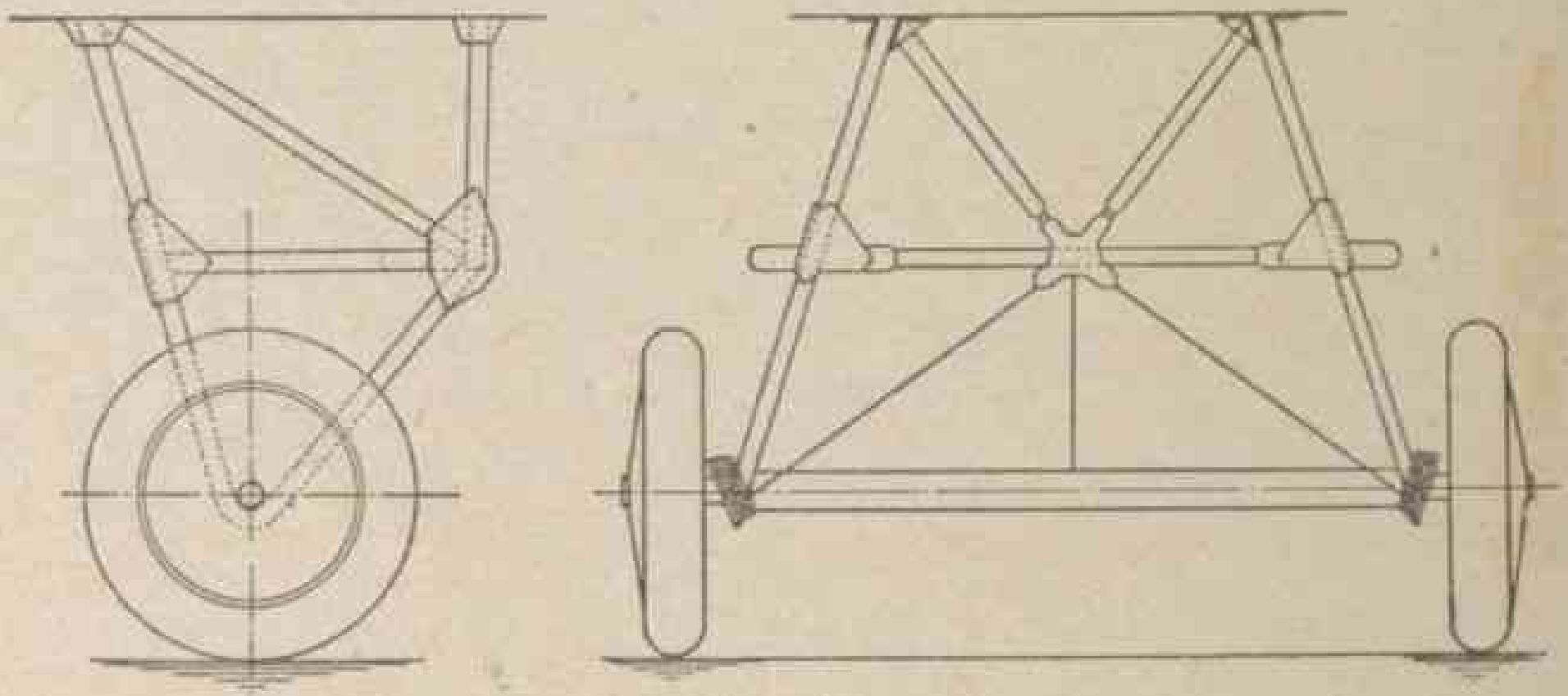


Fig. 189.

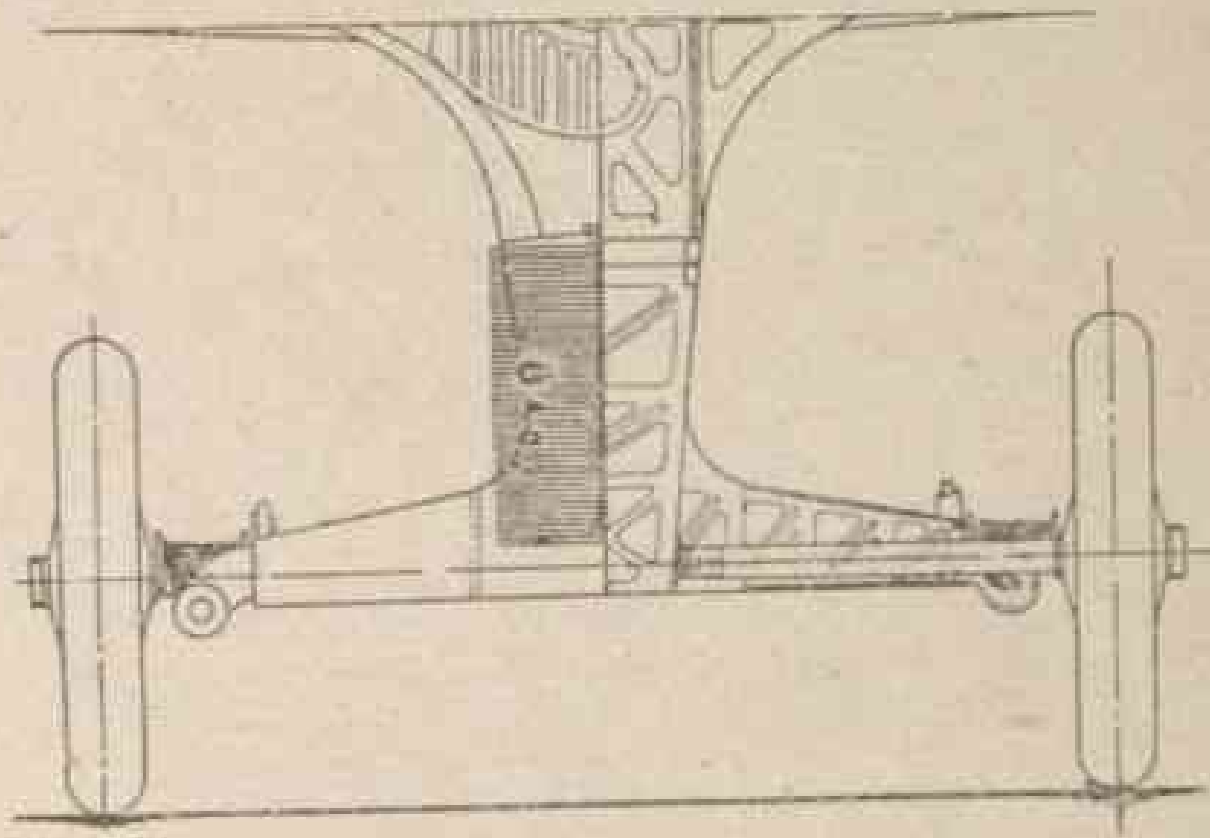


Fig. 190.

Un lubrifiant, huile épaisse ou graisse consistante est étalée sur le tube T' pour assurer un bon glissement des deux tubes. Les rondelles sont en caoutchouc de première qualité. Elles sont séparées par une couche de talc.

L'écrasement est d'environ 20 pour 100 de la longueur.

La fig. 189 donne l'exemple d'un *train d'avion Hanriot* où l'on a cherché par des liaisons appropriées à réaliser un train léger et très robuste.

Le dessin se lit de lui-même.

La fig. 190 est relative à un train original réalisé sur un *avion Bernard de chasse* dans le but de réduire au maximum les résistances à l'avant. Ce train entièrement métallique est constitué par une monomembrure qui est solidaire du fuselage et de l'aile formant avec ces organes une poutre continue.

C'est un caisson constitué par des éléments de poutre en treillis comme l'indique la demi-coupe située à droite sur la figure. La section par un plan horizontal de la poutre verticale et la section par un plan vertical du plan d'essieu est un profil biconvexe à faible résistance à l'avancement.

Le train comporte deux demi-essieux articulés au voisinage du centre de symétrie. Les sandows sont enroulés comme l'indique la figure sur une bobine portant deux flasques circulaires d'arrêt solidaires de l'essieu et d'autre part sur un tube perpendiculaire à l'essieu. Le radiateur est placé sur la jambe verticale de train comme le montre la demi-élévation.

Tous ces trains ont l'inconvénient de comporter des essieux allant d'une roue à l'autre. Pour certains avions, et notamment pour les appareils commerciaux ou de tourisme il est intéressant d'avoir des trains sans essieu continu. On donne ainsi à l'avion la possibilité de décoller et d'atterrir sans danger dans les terrains tourmentés, plantés d'herbes hautes... etc.

Le train de l'avion de chasse *Wibault* (fig. 191) n'a pas d'essieu. Il est constitué par deux pyramides triangulaires en tubes de duralumin articulés à leurs points d'attaches au fuselage et aux sommets de la pyramide. Ces deux pyramides réunies par leurs sommets sont complétées par un tube vertical formant poinçon, reliant ces sommets au fuselage. La jambe principale extérieure de la pyramide comporte un amortisseur à rondelles de caoutchouc comme dans le train de l'avion Potez précédemment décrit.

Les avions *Wibault* récemment sortis comportent au lieu et place

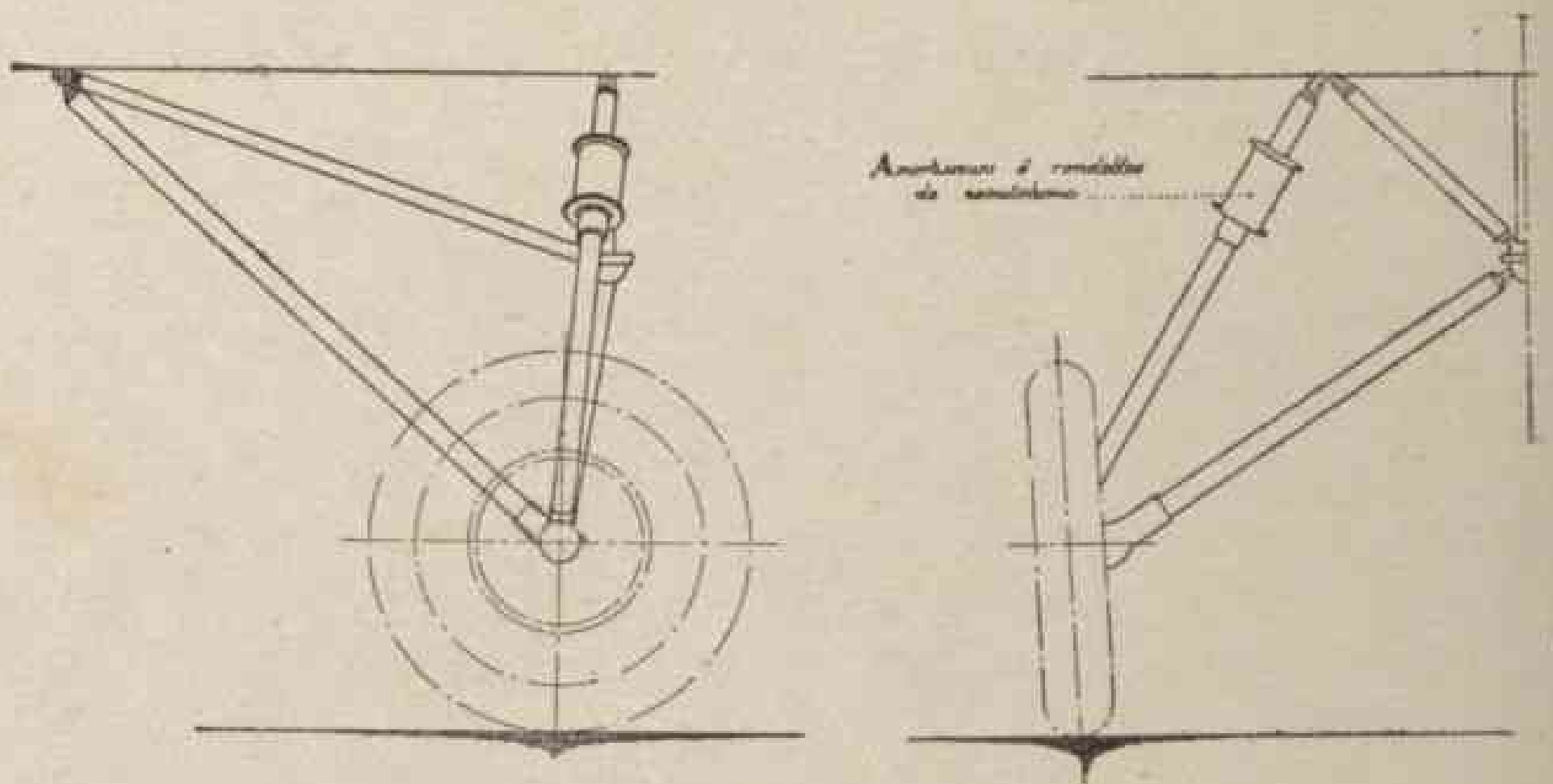


FIG. 191.

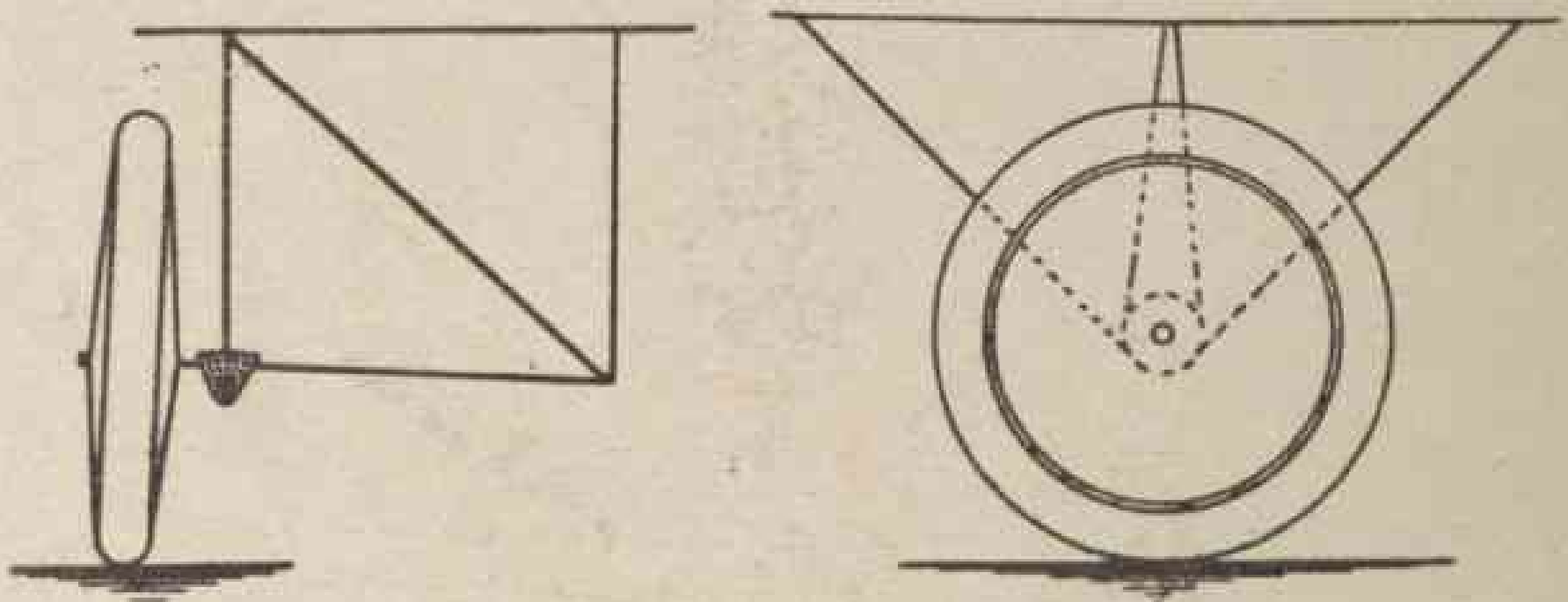


FIG. 192.

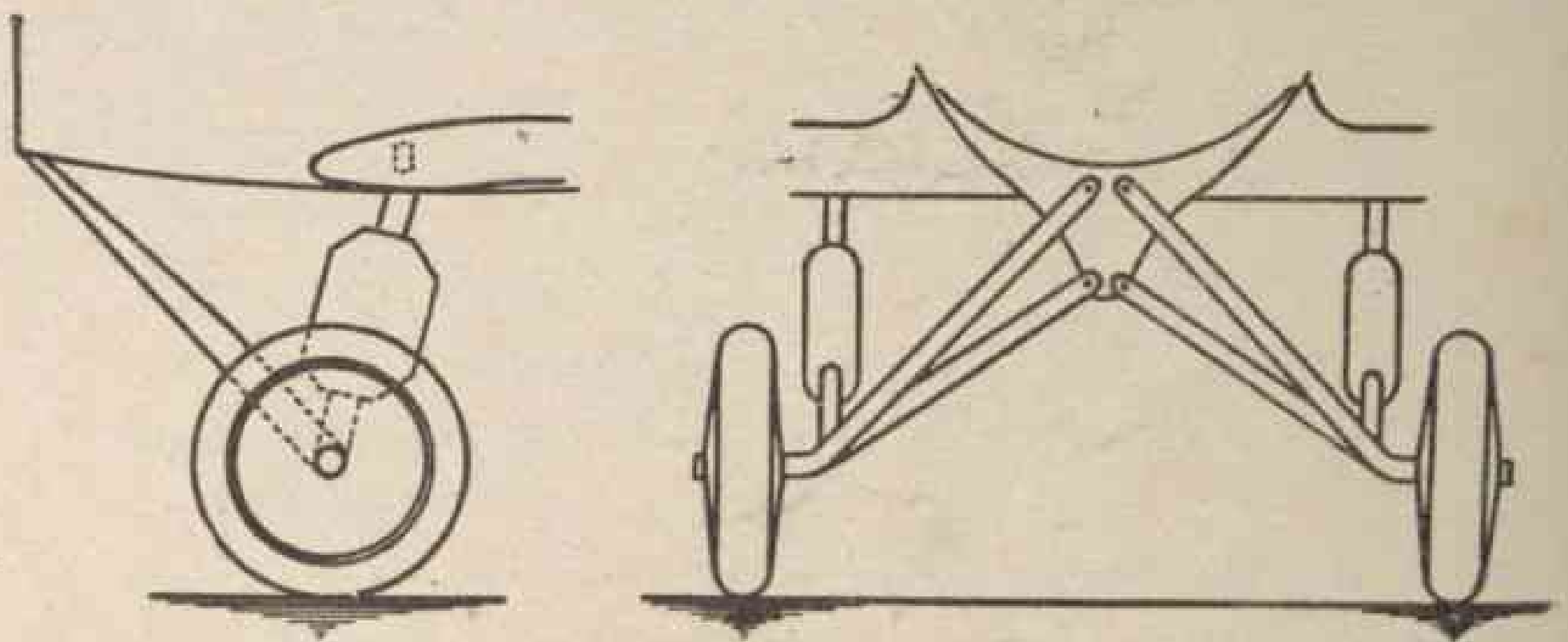


FIG. 193.

de ce système amortisseur un frein oléo-pneumatique Wickers dont il a été question plus haut.

La fig. 192 représente le train du petit avion de Monge de tourisme bimoteur type 7-5.

C'est un exemple curieux de poutre très légère supprimant l'essieu continu.

Les berlines de transport *Spad* sont munies maintenant de trains séparés sans essieu horizontal. La fig. 193 montre le principe du train qui est constitué par deux pyramides triangulaires indépendantes en tubes d'acier. La barre verticale de la pyramide comporte le système amortisseur qui est enfermé dans un capotage en tôle de duralumin constitué par deux coquilles amovibles.

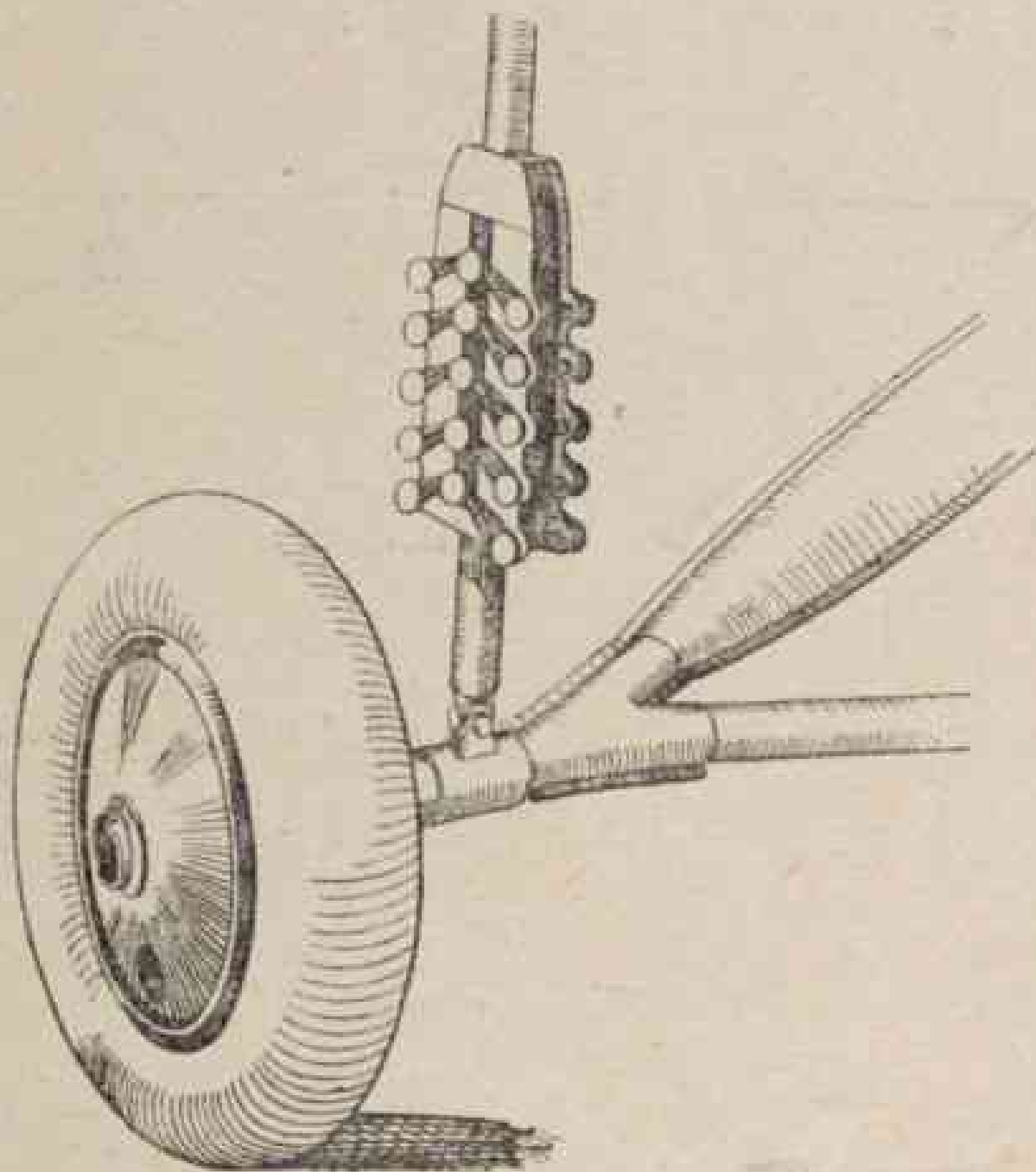


Fig. 194.

Les deux barres obliques de la pyramide se réunissent au sommet et l'une d'elles se prolonge pour former tube d'essieu. Elles sont articulées par des ferrures spéciales sur un panneau spécial du fuselage coque en bois.

Le système amortisseur comporte des sandows disposés comme l'indique la fig. 194. On y distingue un double système comportant des an-

neaux indépendants de sandows enroulés sur deux axes solidaires d'un plateau fixe par rapport à l'avion.

Un tube articulé sur l'essieu porte des axes sur lesquels reposent les sandows. Ce tube convenablement guidé dans les bobines fixes monte sous l'action du choc d'atterrissage ce qui provoque la tension des sandows.

L'ensemble du train est caréné par des tubes en duralumin.

2° *Trains d'avions multimoteurs.* — Les trains sont séparés et placés en dessous des groupes moteurs.

Le train des avions *Farman F60* et *F140* est très simplement constitué (fig. 195) par un panneau vertical articulé autour d'un axe horizontal et fixé par cet axe en dessous des bâtis moteurs.

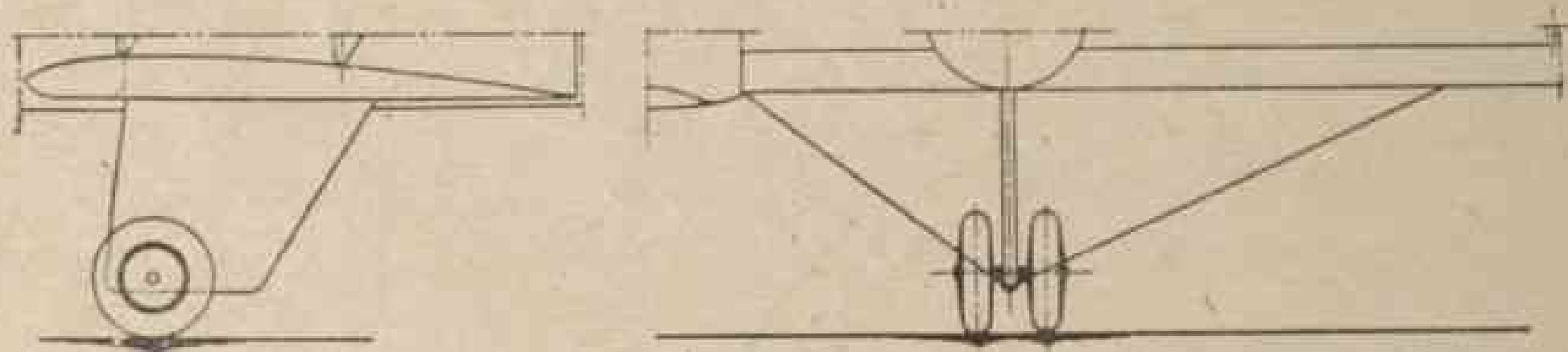


FIG. 195.

A l'avant et à l'arrière du panneau partent deux haubans fuselés lesquels vont s'attacher d'une part au fuselage et de l'autre à la voilure au pied d'un mât.

Le panneau est constitué par un cadre rigide en forme de parallélogramme constitué par quatre longerons en bois sur les bords extérieurs et une diagonale rigide également en bois. L'ensemble de cette armature est recouvert sur chaque face par des panneaux en contreplaqué.

Le train d'atterrissage de l'avion *Lioré-Olivier Bn2* comporte deux roues de 1100×220 placées chacune sous un moteur (voir fig. 192).

Elles sont maintenues en place par un système de tubes reliés à l'aile inférieure et au moteur.

Chaque roue tourne sur un moyeu 1 qui est solidaire d'un cadre 2 en tubes d'acier. Ce cadre coulisse dans quatre coussinets en acier 3 et 4, bagués de bronze solidaires de deux tubes également en acier 7.

Ces tubes sont fixés par leur partie supérieure au longeron inférieur d'aile,

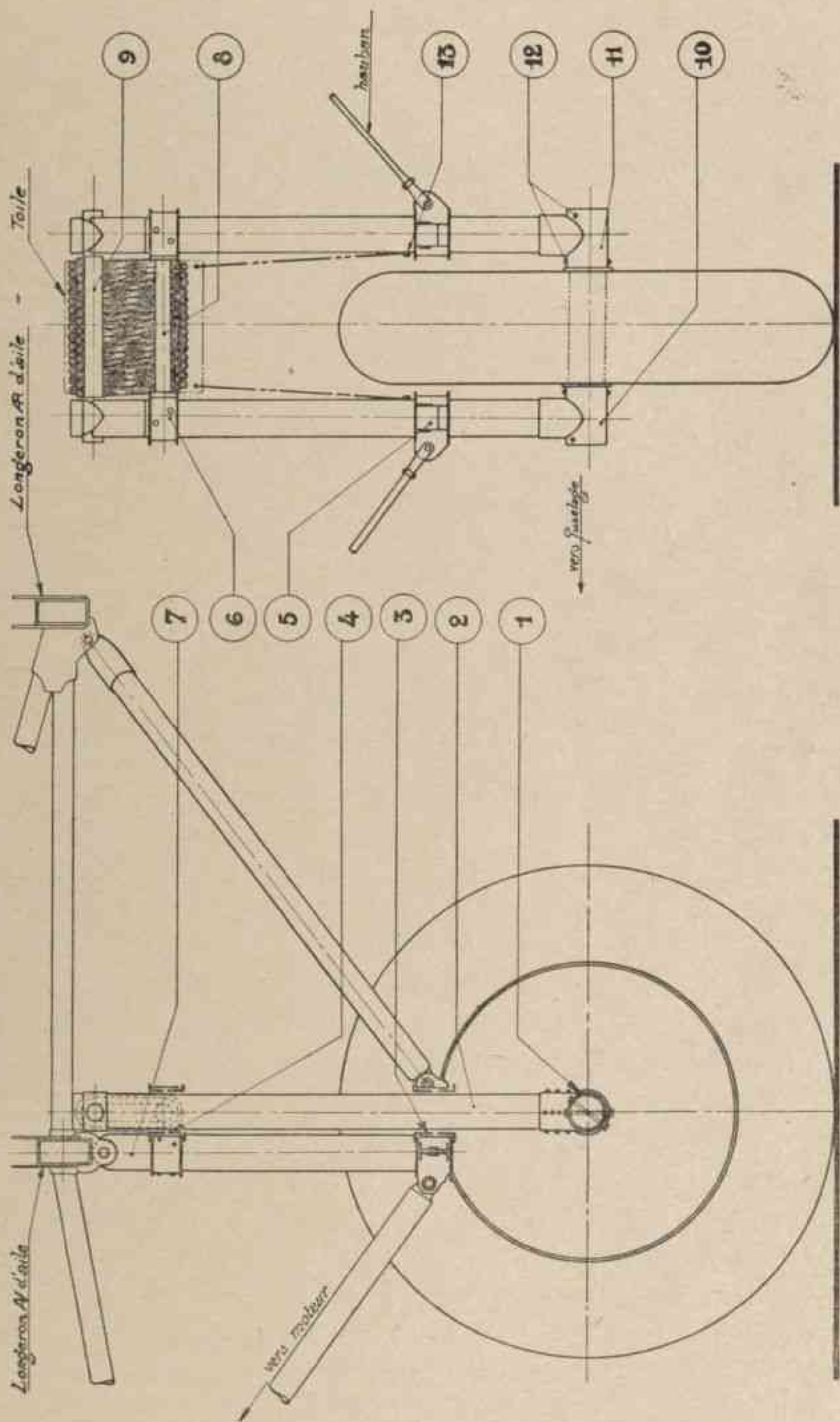


Fig. 196.

Les raccords placés aux extrémités inférieures 5 portent un certain nombre d'oreilles qui reçoivent un tube avant supportant le moteur, un tube arrière relié au longeron arrière de l'aile inférieure et sur les côtés deux haubans fuselés. Les deux glissières supérieures 6 portent une traverse en acier 8.

La liaison élastique est constituée par 60 brins de sandow de 19 millimètres de diamètre enroulés d'une part sur la traverse fixe 8 d'autre part sur la traverse 9 du cadre mobile. La course totale est de 255 millimètres pour une longueur totale de sandow de 15 mètres 70.

Le moyeu est tourné à deux diamètres différents, le diamètre central est égal à l'alésage de la roue et l'une des extrémités a un diamètre plus fort de 25 millimètres. Le raccord correspondant est alésé à un diamètre convenable. Cette précaution facilite le démontage du moyeu.

L'ensemble est enfermé dans un capot en aluminium.

Le train des avions Farman-Jabiru (fig. 197) est une pyramide triangulaire constituée par deux barres formant V latéral placées à l'aplomb des

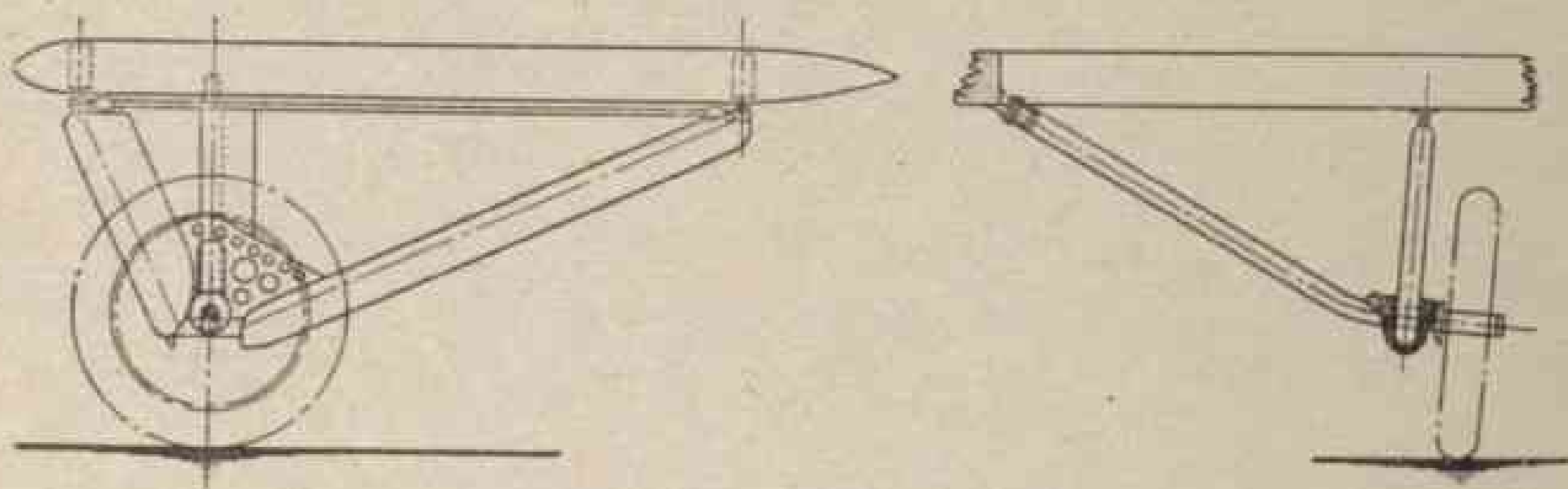


FIG. 197.

moteurs et un essieu coudé articulé sur le fuselage et de l'autre extrémité portant la roue. Les jambes des V latéraux portent une ferrure de réunion formant caisson avec une lumière permettant la course verticale de l'essieu. Les sandows sont enroulés comme l'indique la figure.

Les deux V latéraux sont reliés au plan d'aile par articulation autour d'un axe horizontal.

Les jambes de ce V sont des tubes d'acier carénés par des pièces en spruce qui participent à la résistance.

La fig. 198 est la représentation schématique du train d'atterrissage d'un avion bimoteur Schneider. Ce train est placé sous le moteur lui-même posé sur les longerons d'ailes de ce monoplan.

Il est constitué par un bâti C formant caisson rendu indéformable par le système triangulé t.

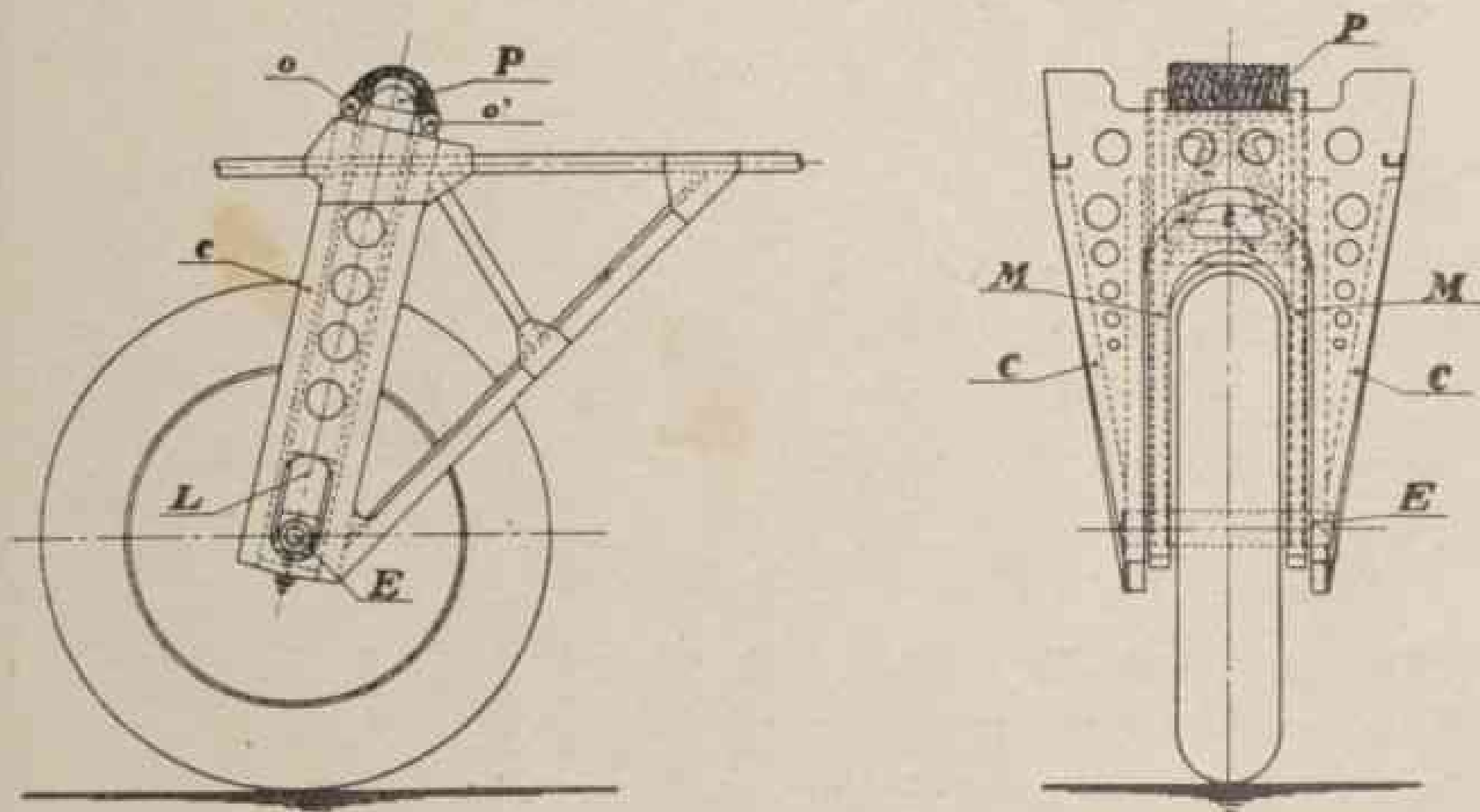


FIG. 198.

L'essieu E est solidaire d'un bâti mobile M qui coulisse dans le bâti C. Ce bâti mobile porte à son extrémité supérieure c'est-à-dire dans l'aile un tambour P qui supporte les sandows lesquels sont enroulés autour de deux axes transversaux O et O'. La levée de l'essieu entraîne le mouvement de M qui par l'intermédiaire de la pièce P tire sur les sandows.

Le bâti C porte une lumière L qui sert de limiteur à l'essieu.

L'ensemble du train est en alferium.

La figure 199 représente le train d'atterrissage d'un avion Dyle et Bacalan bimoteur. Il est placé sous chacun des moteurs. C'est une pyramide quadrangulaire rigide en duralumin portant avec des sandows un essieu et deux roues jumelées.

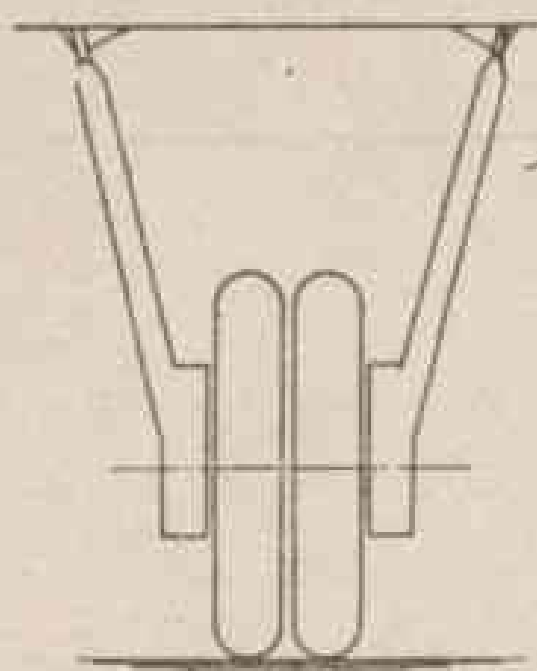


FIG. 199.

3° *Trains participant à la résistance de la cellule.* — Sur certains appareils (monoplans ou doubles-monoplans en particulier) le haubannage de la cellule prend appui sur les chevalets du train d'atterrissage. Ce procédé est plutôt à éviter car les chocs du départ et de l'atterrissage peuvent se répercuter fâcheusement dans la voilure. Cependant il s'emploie encore

assez fréquemment car il permet la réalisation de cellules très fines et très légères.

Dans l'avion *Breguet* type 19 le train est constitué comme il a été dit plus haut par deux monomâts formant caisson en duralumin reliés par un essieu. Cet essieu porte deux roues élastiques.

Sur l'essieu viennent se fixer par des attaches spéciales et de chaque côté, deux haubans fuselés qui vont joindre le pied du monomât de voilure en ses points d'attache avec les deux longerons du plan inférieur.

Le train d'atterrissage est par lui-même très résistant et très rigide, la présence de la roue élastique qui encaisse les efforts sans transmettre les déformations au train permet donc de dire que cette solution obvie à l'inconvénient signalé ci-dessus.

La fig. 200 représente le train de l'avion de chasse *Nieuport* type 42, il est constitué par deux N en tube, torpédos de duralumin, entretoisés par un système de deux tubes carénés pour former un plan d'essieu.

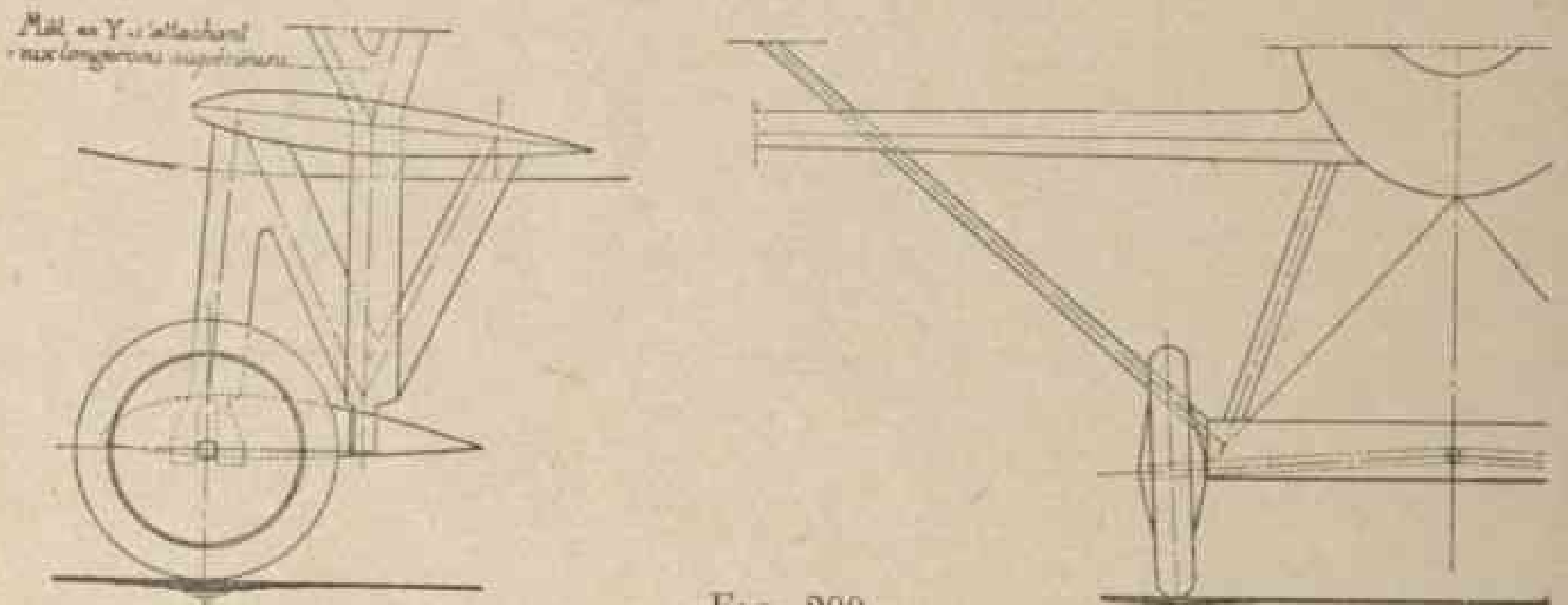


FIG. 200.

Du pied inférieur de chaque N et derrière la roue, part un monomât métallique en V en duralumin lequel traverse en s'y appuyant le plan inférieur de ce sesquiplan pour aller se fixer par ses deux branches aux deux longerons de l'aile supérieure.

Le train comporte deux essieux articulés, l'articulation se trouvant dans le plan de symétrie de l'appareil et deux haubans fuselés allant du pied des chassis en N au fuselage comme l'indique la vue de face.

Le système amortisseur d'un type classique est à sandows.

La figure 201 représente l'ensemble assez original du train *Koolhoven-de Monge*. Elle montre sur la vue de face la déformation de ce train. Le système amortisseur est constitué par des sandows disposés dans une boîte fermée comme dans le cas de l'avion *Spad*.

Dans l'avion *Dornier* le train est constitué par deux caissons séparés formant les jambes du train, continuant la poutre fuselage et qui sont entièrement rigides comme dans le cas du train Bernard décrit précédem-

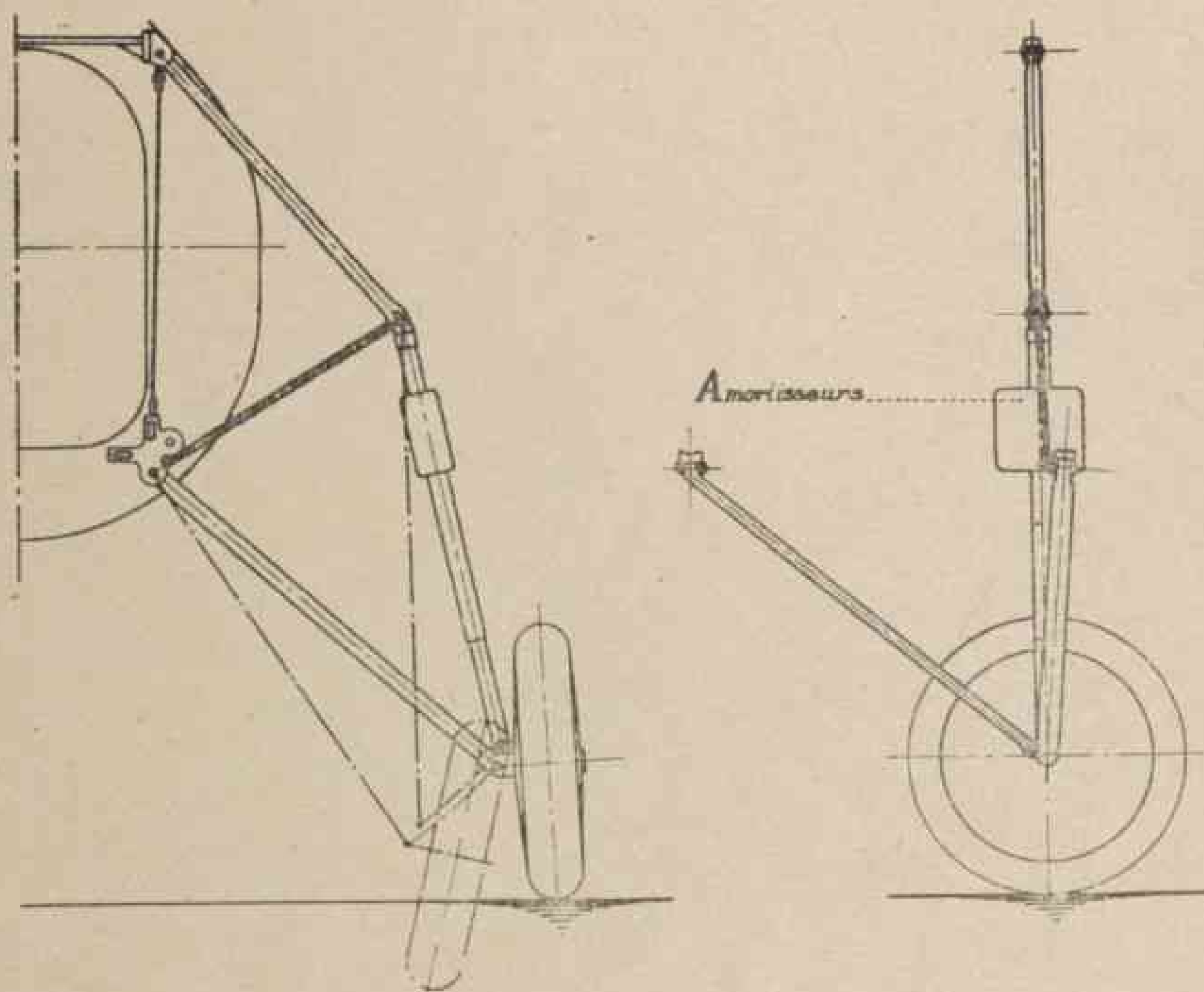


FIG. 201.

ment. Chaque jambe porte une roue sans essieu continu allant vers l'autre jambe. Sur ce caisson rigide viennent se fixer des mâts obliques qui s'en vont vers les longerons de voilure.

GROUPE MOTO-PROPULSEUR

I. — Bâtis supports-moteurs

On peut distinguer dans les bâtis supports-moteurs ceux qui font corps avec les fuselages (cas d'un avion mono-moteur-monofuselage) et ceux qui font partie de fuseaux moteurs (cas des multimoteurs avec fuseaux latéraux). Enfin l'établissement du bâti varie avec le type de moteur employé, moteur à cylindres alignés, moteur en étoile ou moteur rotatif.

1° FUSELAGES AVEC MOTEURS.

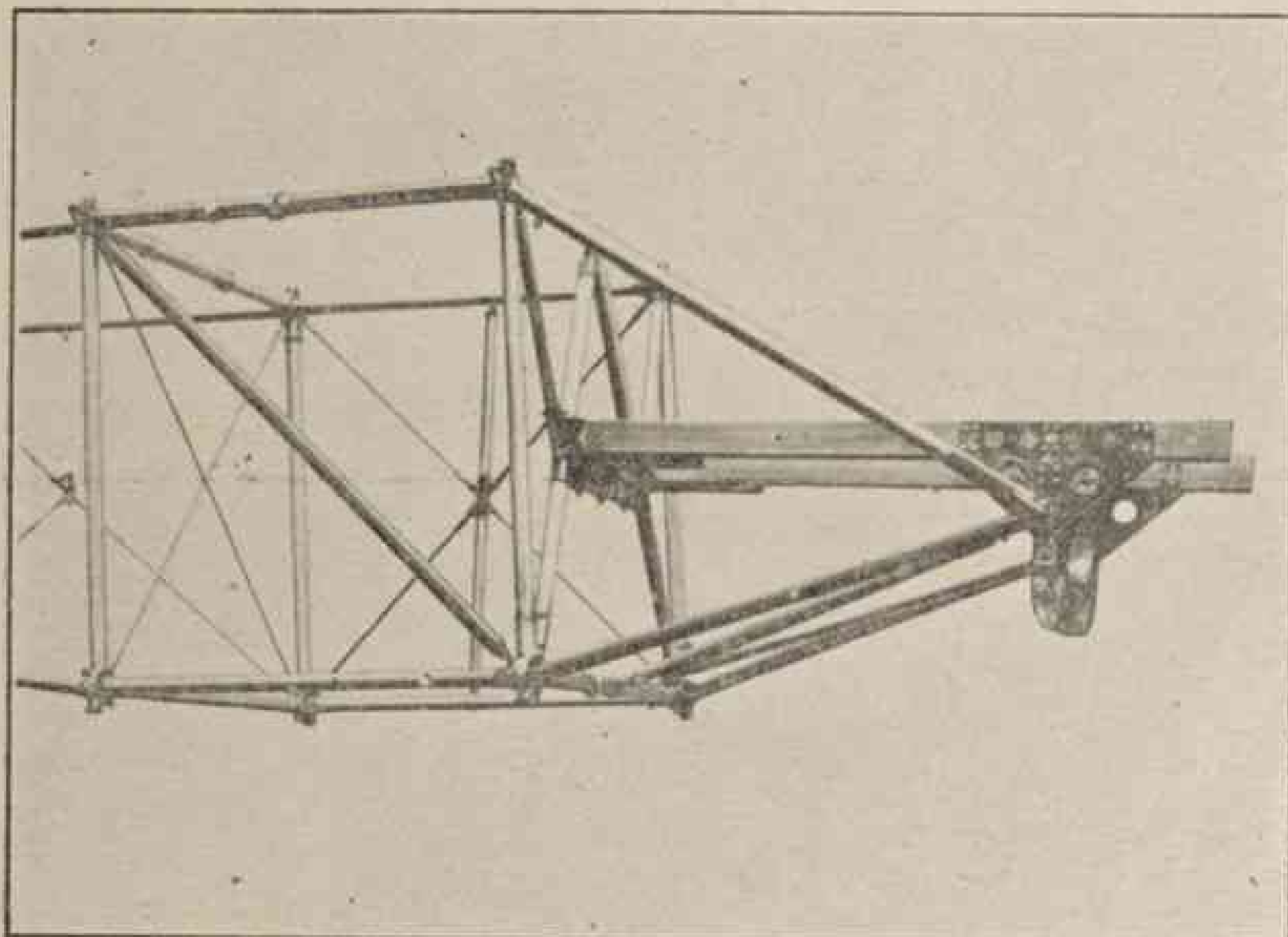
a) *Moteurs fixes à cylindres alignés.*

C'est le cas le plus général ; il semble devoir se généraliser encore plus dans l'avenir par l'emploi des moteurs de grande puissance qui ne sauraient être des moteurs rotatifs ou en étoile.

Les moteurs fixes à cylindres alignés portent de chaque côté des pattes d'attache venues de fonderie avec le carter. Ces pattes sont percées de trous alignés parallèlement à l'axe du moteur. Pour sa fixation, on fait reposer le moteur par ses pattes d'attache sur deux longerons qui sont en principe parallèles à l'axe du fuselage. Ces longerons peuvent être faits en bois : dans ce cas, on utilise un bois dur comme le frêne ou l'orme ; on leur donne une section rectangulaire, la grande dimension du rectangle étant verticale. Des trous sont percés avant montage pour permettre le passage des boulons de fixation des pattes d'attache. Le serrage se fait au moyen d'écrous avec interposition de rondelles de grand diamètre ou parfois d'une plaque recouvrant toute la face inférieure des longerons.

Actuellement, les longerons se font surtout en métal, généralement en duralumin. On se sert de profilés en U, employés l'âme verticale et les ailes dirigées du côté opposé à l'axe du moteur.

Les longerons sont fixés au fuselage, soit au moyen de barres (des tubes généralement) qui les relient aux nœuds de la dernière travée de fuselage, soit au moyen de supports, soit enfin à l'aide d'une combinaison de ces deux solutions.



Bati moteur du Breguet 19 A 2

Dans le Breguet 19A2 (voir photo), les deux longerons sont des tubes rectangulaires en duralumin. Ils sont reliés à l'avant par un support ayant la forme d'un U, et dont la section est un double T à âme ajourée. L'attache du support et des longerons est renforcée de chaque côté par un gousset. De ces goussets partent deux tubes qui vont, de chaque côté, aux nœuds du premier cadre de fuselage. La fixation sur ces points se fait par le raccord en duralumin Breguet dont nous avons parlé par ailleurs. Il part également de chaque gousset et en bas un tube en duralumin. Ces deux tubes vont se réunir au milieu de la traverse inférieure du premier cadre du fuselage.

La fixation à l'arrière des longerons supports moteurs se fait sur deux tubes principaux partant des nœuds inférieurs du premier cadre de fuselage pour se joindre au milieu de la traverse supérieure de ce cadre.

Deux tubes de diamètre plus faible partent de ces points de jonction pour aboutir aux nœuds supérieurs du premier cadre.

Le bâti se présente ainsi comme très rigide et particulièrement résistant aux efforts de torsion.

La table porte des cales de fixation du moteur dont le changement permet sans toucher au bâti lui-même le montage des moteurs Lorraine 400 CV, Lorraine 450 CV, Renault 480 CV, et Hispano 500 CV. Tout le bâti est en duralumin.

Ces supports peuvent être faits également en tôle découpée, convenablement ajourée, et emboutie avec bords tombés pour lui donner de la rigidité. Ils ont également été faits en bois, soit plein, soit caisson, mais cette construction tend à disparaître.

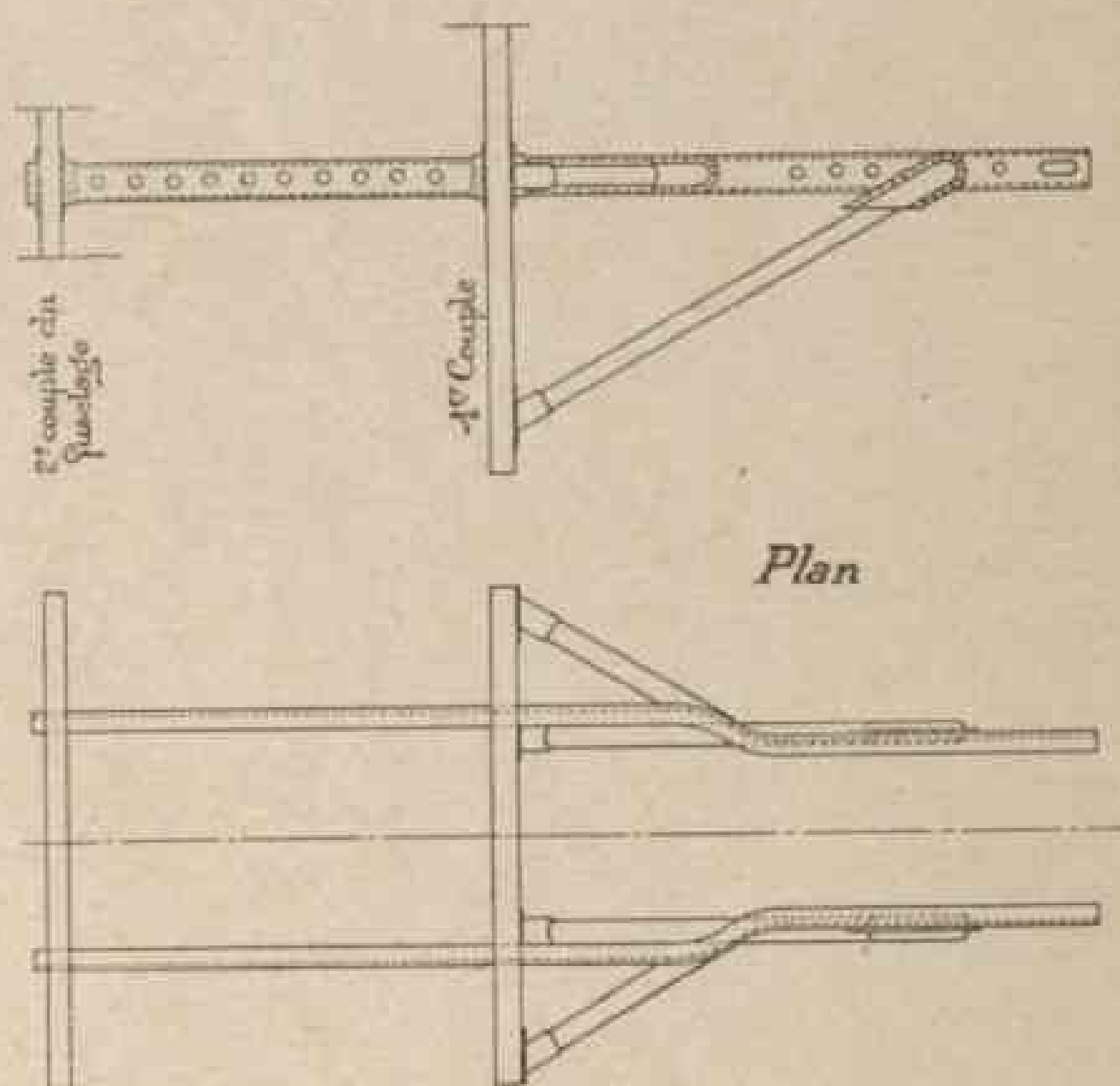


FIG. 202.

L'entretoisement des longerons n'est pas indispensable, le carter du moteur suffit à assurer la liaison entre les deux longerons. En outre, quand les longerons sont fixés au fuselage par des supports analogues à ceux que l'on vient de décrire ; ces supports servent d'entretoises.

Dans les avions à fuselages monocoques, la fixation des longerons se fait par des supports qui s'appuient sur toute la partie inférieure de la co-

que, renforcée d'ailleurs à cet endroit par des cerces en métal ou en bois.

Signalons la simplicité du bâti moteur des avions Dewoitine de chasse qui se compose de deux longerons supports en tubes rectangulaires de duralumin fixés sur les deux couples de coque et étayés seulement par deux tubes obliques allant du milieu de la table support aux nœuds du 1^{er} couple et en plan par deux tubes obliques. Les longerons sont cintrés à l'avant pour réaliser l'écartement imposé par la fixation du moteur (fig. 202).

b) *Moteurs rotatifs et moteurs fixes en étoile.*

La fixation est sensiblement la même pour ces deux types de moteurs.

La partie arrière du carter de ces moteurs porte en effet une couronne plane percée de trous pour la fixation par boulons : dans le cas des moteurs fixes, cette couronne est de plus grandes dimensions que dans le cas des moteurs rotatifs.

En général, le moteur est fixé par le carter arrière à une tôle-moteur, elle-même fixée par des ferrures aux longerons de fuselage. Nous décrivons à titre d'exemple, la fixation du moteur Salmson Cuz9 sur avion Salmson (fig. 203).

Le support du moteur est un caisson en duralumin formé de deux tôles planes découpées à la forme voulue et reliées sur tout leur pourtour par une tôle de duralumin en U. L'assemblage se fait par rivetage des tôles sur les ailes des U.

A l'intérieur, au passage des boulons de fixation, le caisson est renforcé par un U circulaire en duralumin, entretoisant les deux flasques. Les boulons d'attache du moteur traversent les deux flasques et les ailes de l'U. Les âmes des U sont ajourées pour diminuer le poids. La fixation du support-moteur aux longerons de fuselage se fait très facilement. A cet effet, les quatre bras de la tôle-moteur sont découpés à la forme des longerons et les U de consolidation ont leurs âmes pliées de façon à venir s'appliquer sur les faces des longerons. La fixation se fait par des boulons traversant les longerons et les âmes des U.

Une solution particulièrement simple avait été réalisée sur l'avion Farman 110 A2 à moteur Salmson Cuz9 (voir fig. 204). Le bâti moteur était découpé dans une seule tôle découpée comme l'indique le croquis et pliée pour former les faces de la pyramide formant le bâti-moteur. Des renfor-

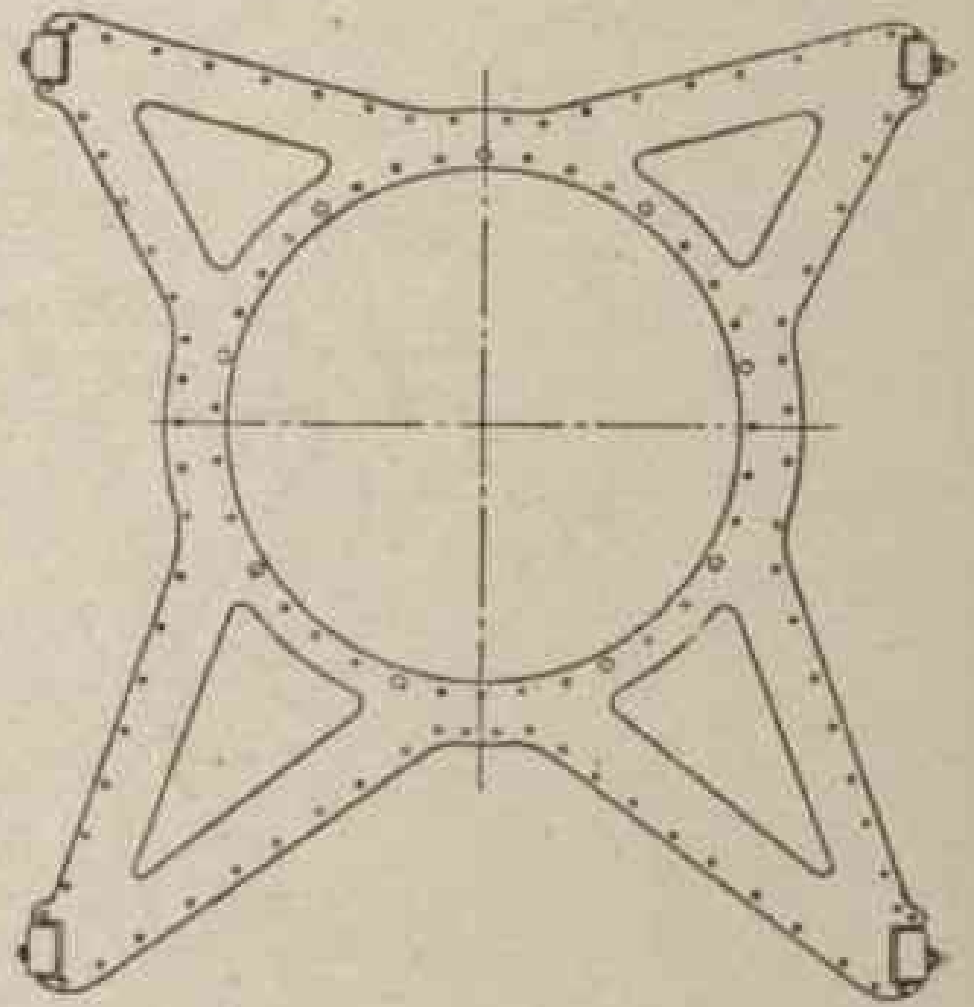
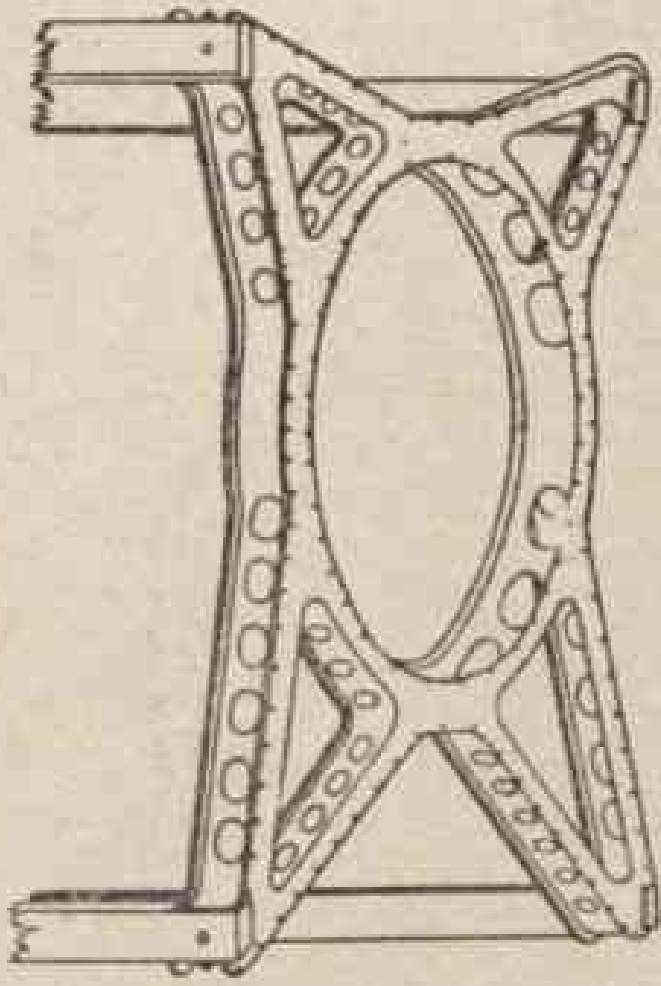
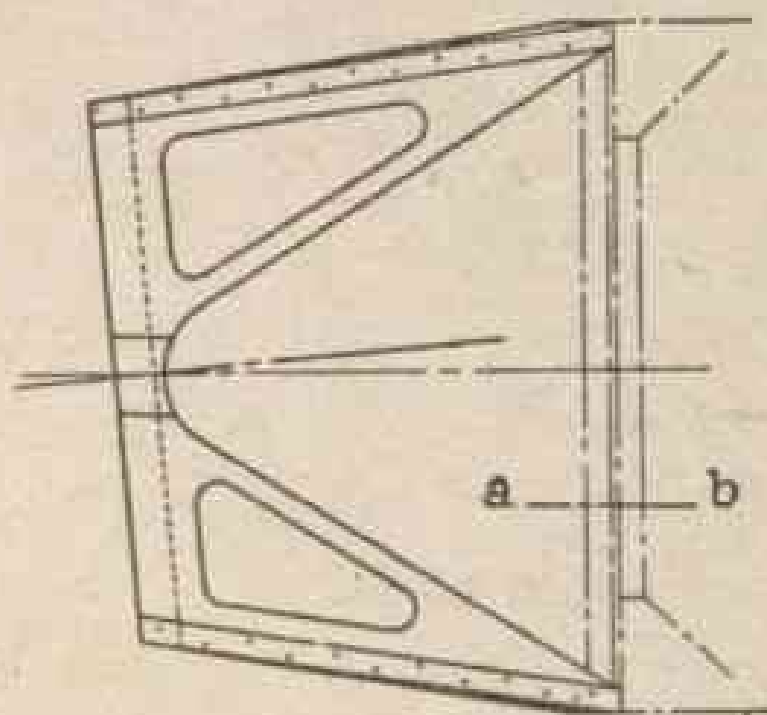
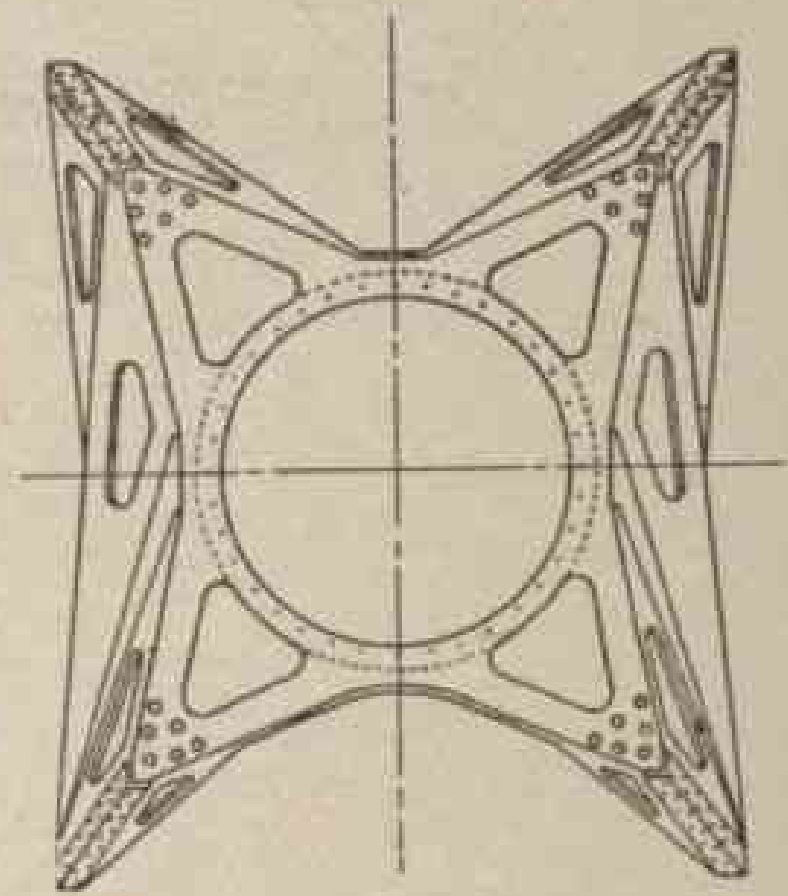
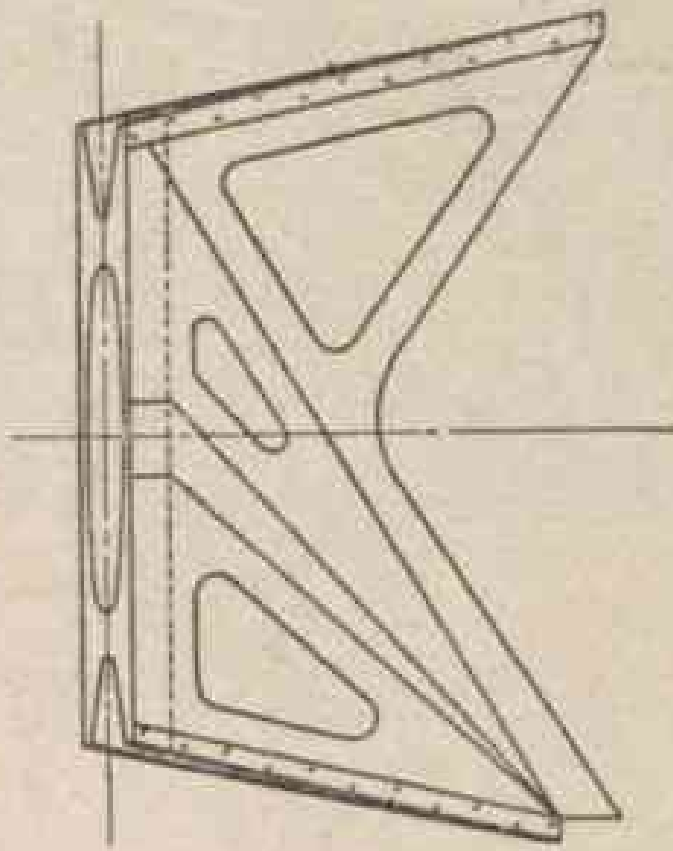


FIG. 203.



*Fixation du bâti-moteur
sur le fuselage
Coupe ab*



FIG. 204.

cements sont rapportés sur la table support, et aux quatre arêtes de la pyramide. La fixation sur le fuselage particulièrement simple se fait par rivetage de deux cornières. Les cadres et les longerons du fuselage de cet appareil étaient en effet constitués par des cornières en duralumin.

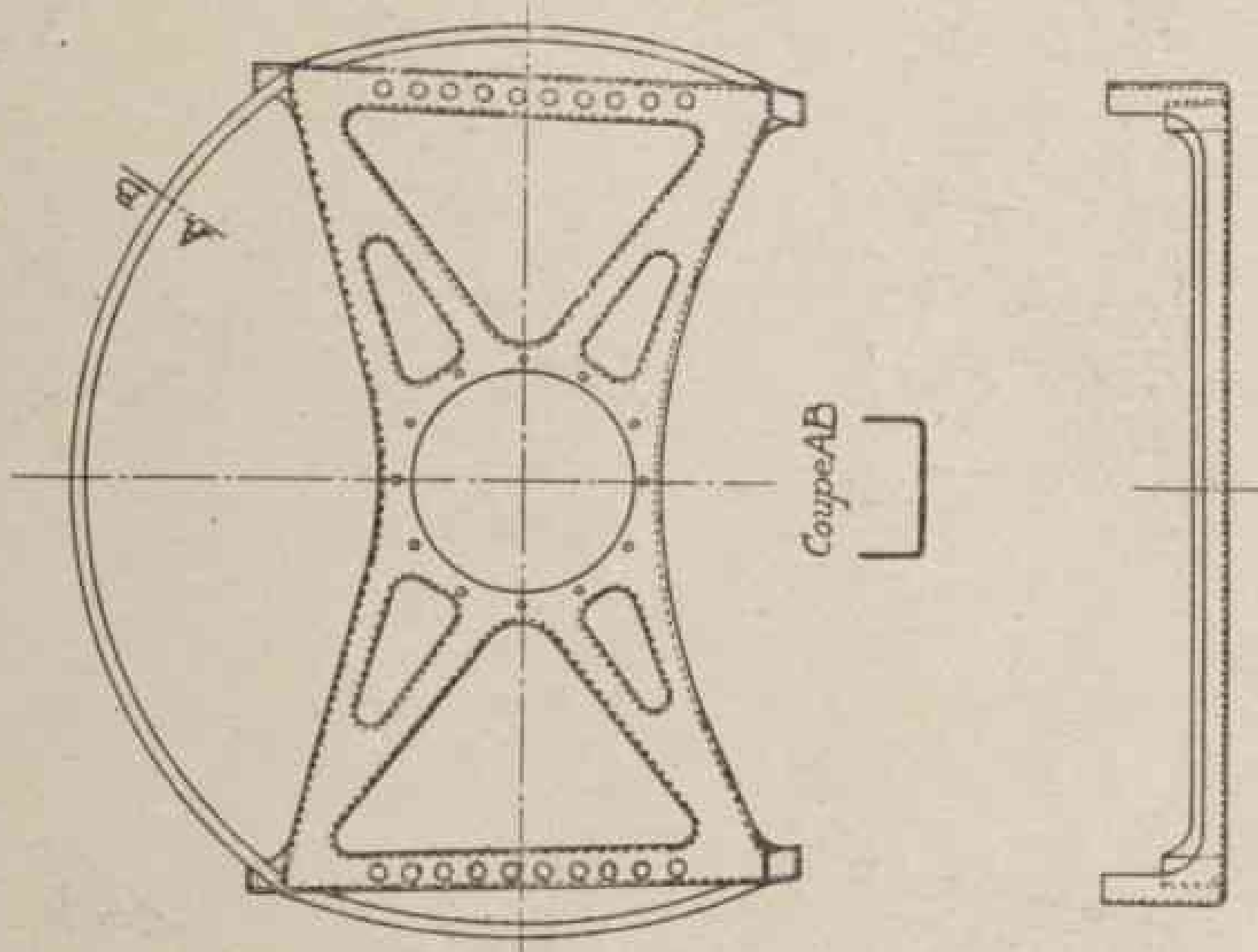


FIG. 205.

Comme on le voit sur la vue en plan l'axe du moteur est incliné par rapport à l'axe de l'avion ce qui permet de compenser le couple de l'hélice.

La fig. 205 particulièrement simple est un exemple de bâti-moteur pour moteur rotatif.

2° FUSEAUX-MOTEURS LATÉRAUX.

Dans le cas des moteurs rotatifs ou en étoile, la fixation est la même que celle qui vient d'être décrite ci-dessus. Le fuseau-moteur est un petit fuselage ayant quatre longerons auxquels se fixe la tôle support-moteur. Le fuseau-moteur lui-même peut reposer sur l'aile ou être placé dans la cellule ainsi qu'on l'a vu dans le chapitre sur la constitution générale des avions. Dans le cas des moteurs fixes à cylindres alignés, ceux-ci sont toujours portés par des longerons en bois ou en métal. La façon de supporter ces longerons peut être très variable.

Le fuseau-moteur peut, comme dans le Goliath Renault, par exemple, être construit comme un petit fuselage ordinaire. Dans ce cas, la fixation du moteur est la même, que celle qu'on a vue pour un avion monomoteur.

Les moteurs peuvent être placés au niveau de l'aile. Dans ce cas, les longerons support-moteurs s'appuient directement sur les longerons d'ailes, auxquels ils sont fixés par des ferrures appropriées.

Pour soulager le poids du moteur qui se trouve en porte à faux en avant de l'aile, on place souvent des contrefiches reliant par exemple les longerons support-moteur au bâti de l'élément de train d'atterrissage qui se trouve généralement à l'aplomb du fuseau-moteur.

Le support-moteur de l'avion Lioré-Olivier Bn2 (fig. 206) est constitué par deux longerons principaux supportant le moteur et reliés entre eux

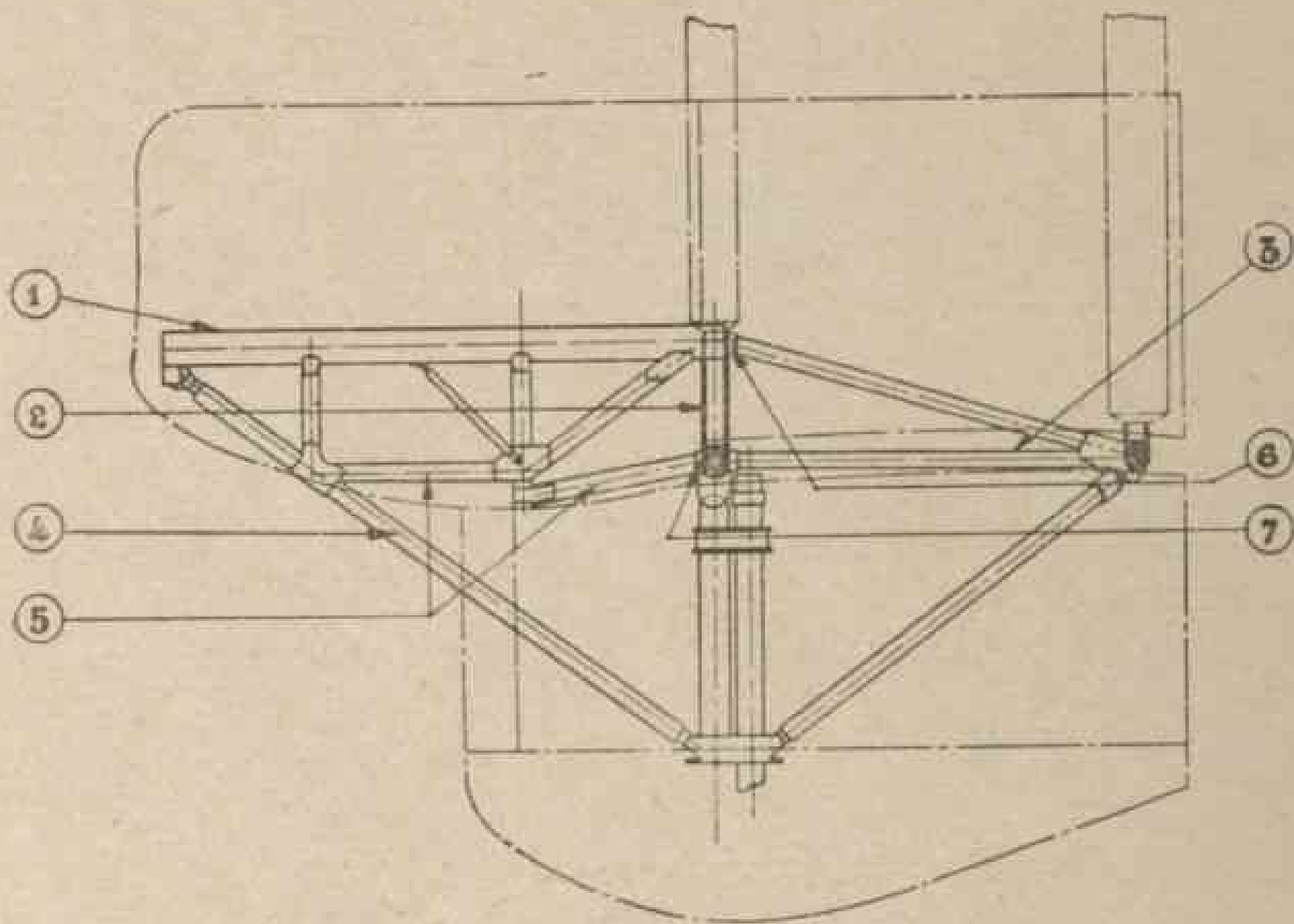


FIG. 206.

par une série de tubes carrés qui constituent le support proprement dit. Cet ensemble est amovible et interchangeable.

Le support proprement dit est relié à l'aile inférieure par le caisson 2 et la pyramide 3 et au châssis par les tubes 4. Le support est à barres surabondantes c'est à dire qu'un tube quelconque peut casser sans entraîner la chute du moteur.

La fixation des tubes est particulièrement étudiée pour obvier à l'effet des vibrations qui tendent à ovaliser les trous de fixation, par boulons.

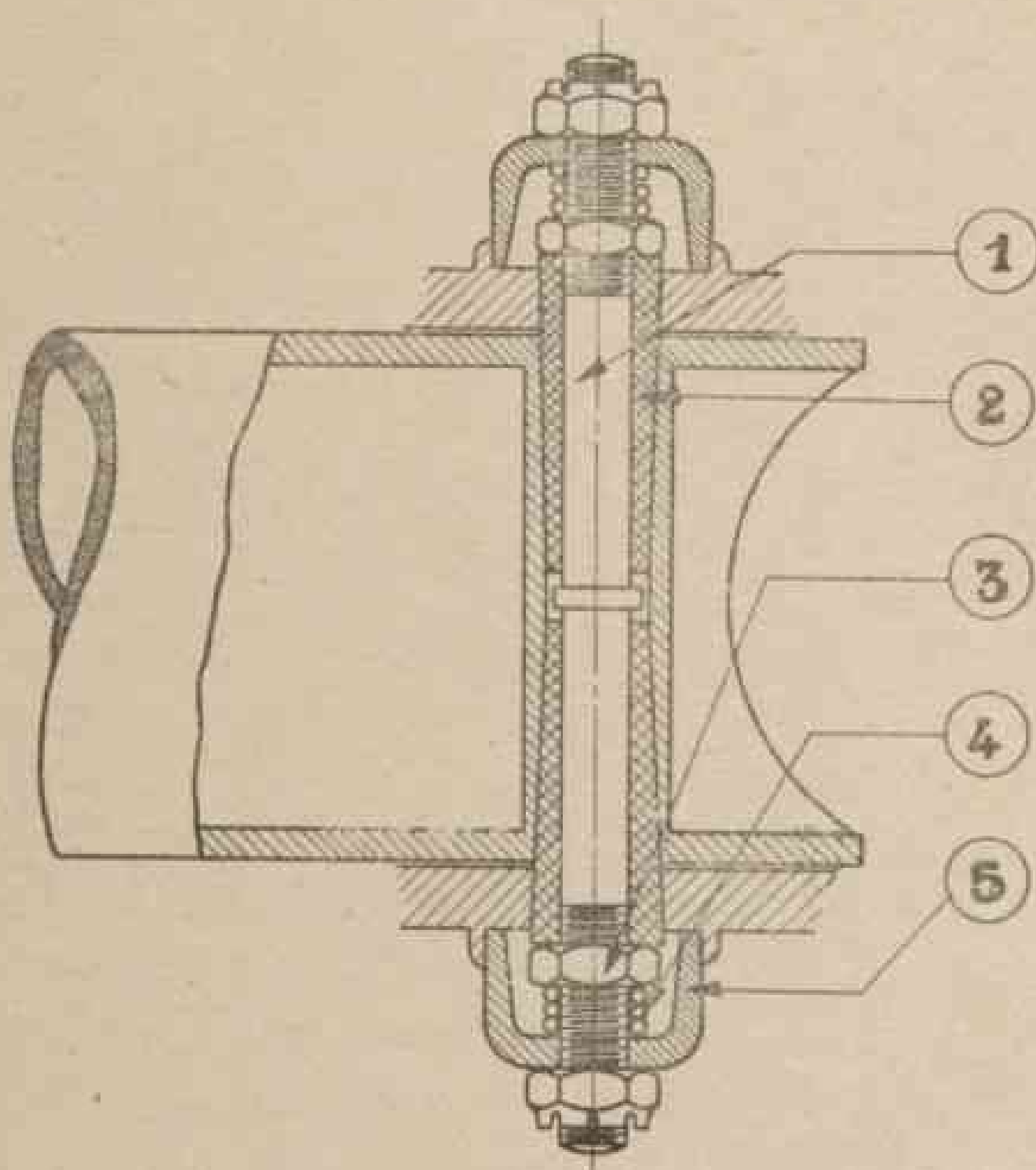


FIG. 207.

Le boulon ordinaire a été remplacé ici par un boulon extensible. Il se compose d'un axe 1 portant en son milieu un épaulement et un filetage à chaque extrémité. Cet axe passe dans deux cônes 2 qui peuvent coulisser sur lui, l'écrou 3 permet de serrer le cône, le ressort 4 sert à empêcher l'écrou de se dévisser, la cuvette 5 permet de faire serrage sur les flasques de la pièce sur laquelle s'appuient les cônes.

Les écrous 3 doivent être serrés modérément. Si par erreur, le cône n'était pas enfoncé les trépidations et le ressort 4 feraient visser l'écrou et le cône reprendrait sa place.

Les moteurs sont placés parfois entre les plans. Dans ce cas, les longerons support-moteur sont portés par les mâts avant et arrière de la cellule. Ces mâts peuvent être en V comme dans le Potez Bn2, ou être parallèles et rapprochés à l'écartement voulu comme dans le Wickérs Vimy, par exemple (voir fig. 208).

Enfin, on peut également fixer les longerons support-moteur directe-

ment aux longerons d'ailes par l'intermédiaire de barres en tubes d'acier comme dans le Schneider.

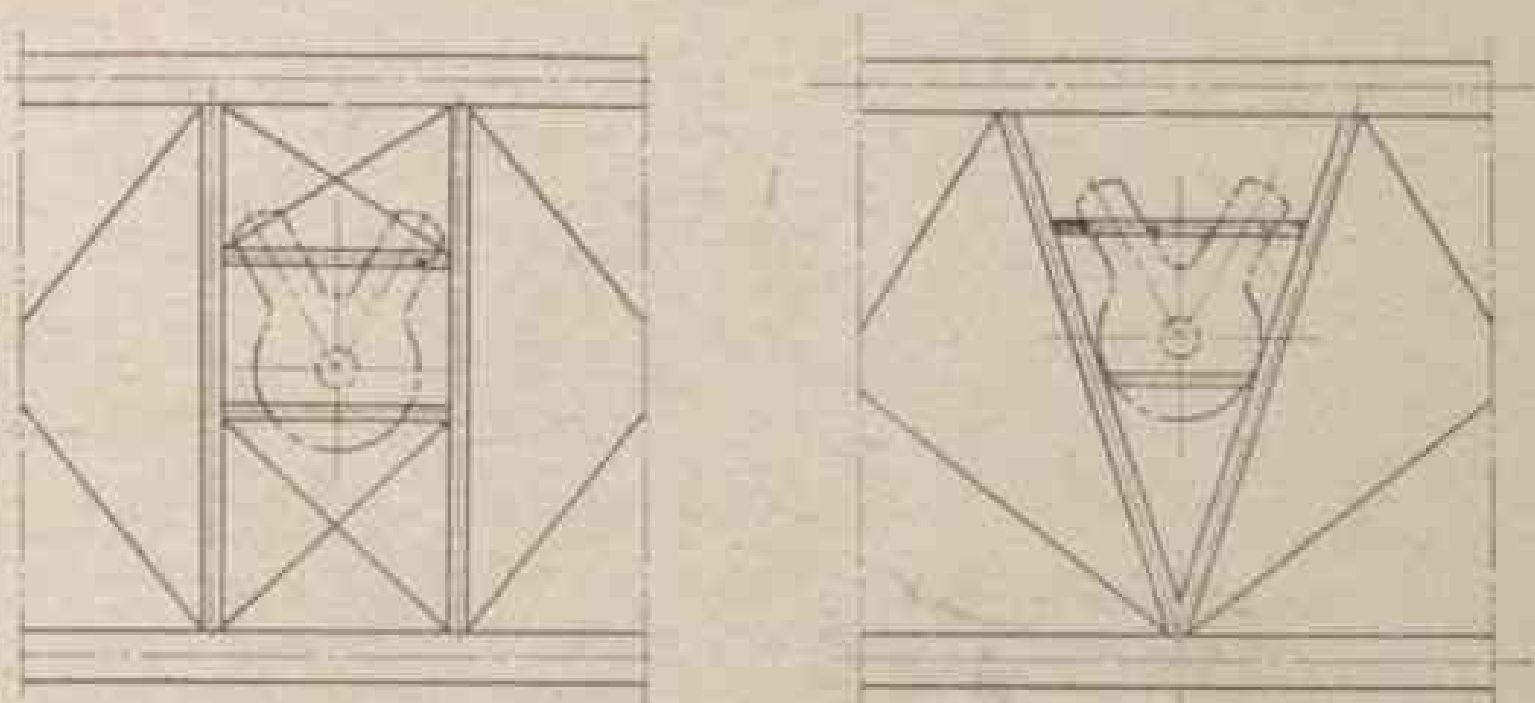


FIG. 208.

Bâti-moteur démontable.

Pour faciliter l'entretien, la réparation ou le changement du moteur, il est pratique d'avoir un bâti-moteur démontable. Ces bâtis se fixent aux longerons de fuselage ou de fuseau-moteur par des chapes et des boulons. (Potez, Morane, Fokker). Grâce à cette disposition, on a également la faculté de changer facilement le type même du moteur monté sur un avion donné (voir fig. 205 et photo).

Dans le cas des moteurs en étoile qui se fixent sur une tôle-moteur, celle-ci peut non seulement être démontable mais aussi être articulée autour des deux boulons de fixation latéraux par exemple (Lioré-Olivier 20). De cette façon pour l'entretien et les réparations courantes, il suffit de faire tourner la tôle autour de l'axe d'articulation pour pouvoir aborder très facilement toute la partie arrière du moteur.

Dispositifs pour éviter les vibrations des supports-moteurs.

On interpose souvent entre la table support de moteur et les longerons du support moteur des éléments de liège aggloméré. Ce matériau est constitué par des morceaux de liège agglomérés au moyen d'un goudron spécial. Il se présente sous forme de plaques dont l'épaisseur atteint facilement 4 centimètres. Il résiste facilement à des pressions de 4 à 5 kilogrammes au centimètre carré et son écrasement sous cette charge est d'environ 10 %. A l'endroit du passage des boulons de fixation du moteur on interpose une rondelle de liège aggloméré. Pour éviter que la présence du

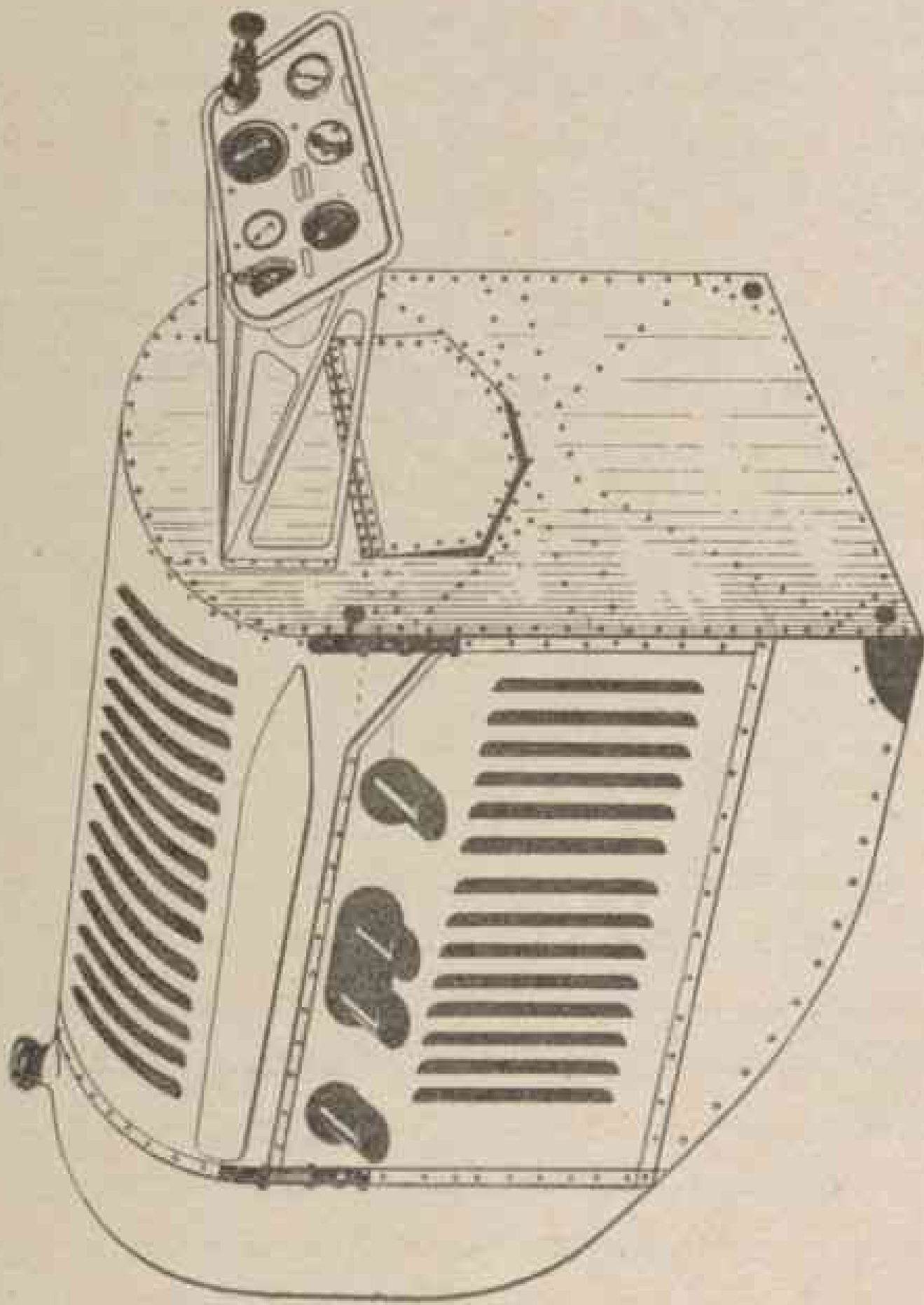
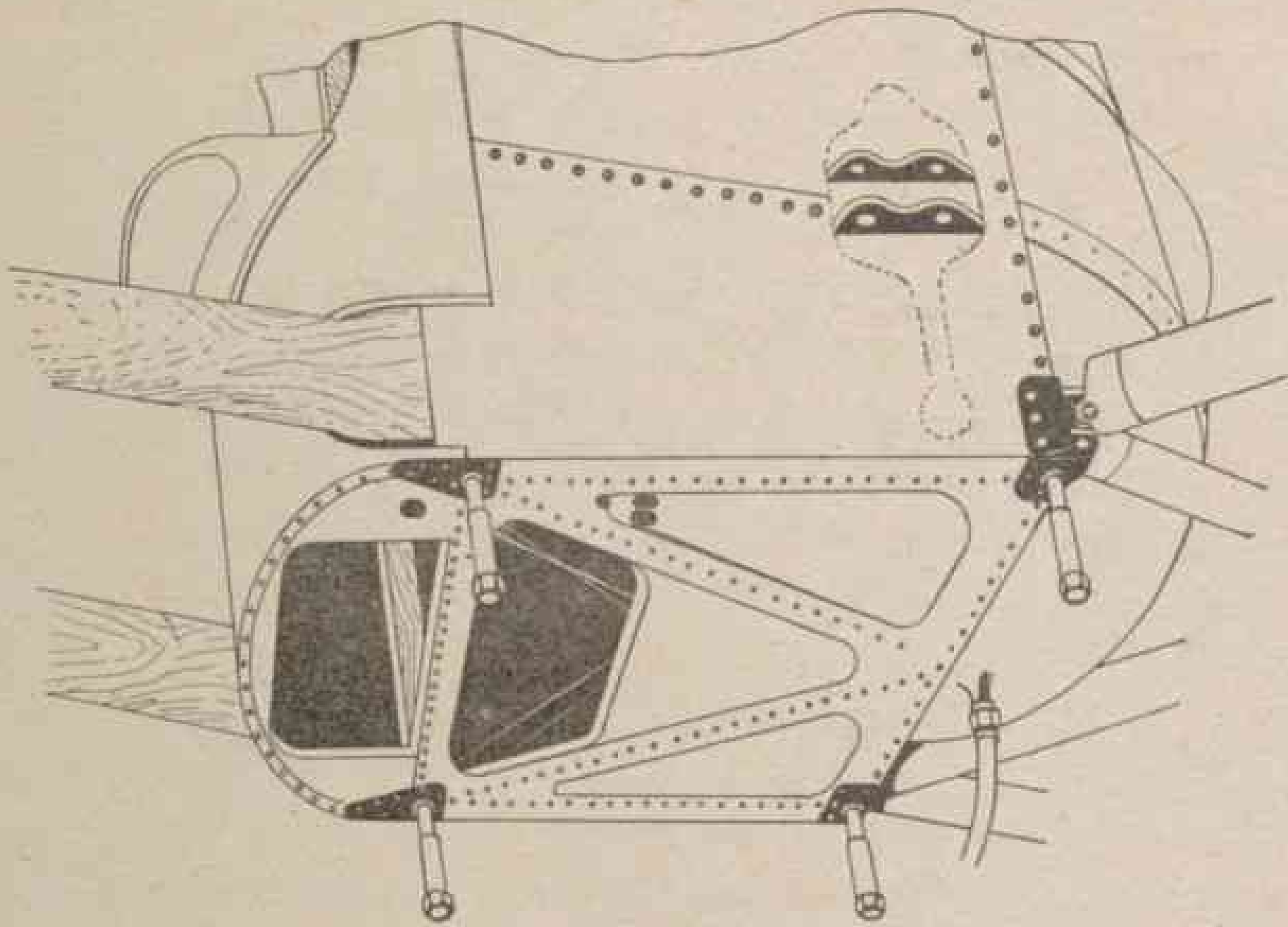


FIG. 209.

liège n'occasionne un début d'incendie (très improbable d'ailleurs) on enveloppe pour plus de sécurité le liège dans un feuillard d'aluminium qui l'isole complètement à l'extérieur, sans lui faire perdre son élasticité.

Dans d'autres cas on interpose une lame de caoutchouc entre les longerons du support moteurs et la table moteur. On fixe quelquefois les boulons en interposant des rondelles Belleville.

Dans le cas où les vibrations du moteur seraient très fortes et qu'aucun des dispositifs préconisés ne donnerait satisfaction on pourrait employer le *tricotpièze* sorte de matelas contenant à l'intérieur des matières souples (crins, coton, etc.) qui s'interpose entre les longerons du support et le moteur. A l'endroit de la fixation on interpose des cubes de «tricotpièze» que les boulons traversent.

Il convient d'isoler par du clinquant d'aluminium cette matière inflammable.

ADAPTATION DU MOTEUR A L'AVION

L'adaptation du moteur à l'avion est une opération très complexe et qui doit être réalisée avec beaucoup de soin. Le moteur doit être équipé du minimum d'accessoires nécessaires pour assurer son fonctionnement à toutes les altitudes en toute saison à toutes les vitesses possibles de l'avion et à des températures très variables.

Le moteur devra en outre être équipé de tous les accessoires nécessaires pour contrôler à chaque instant sa bonne marche, et éviter les causes et la propagation d'incendies à bord.

On devra en outre chercher à réaliser des installations aussi légères que possibles et offrant le minimum de résistance à l'avancement.

I. — ALIMENTATION EN ESSENCE

Le procédé d'alimentation le plus simple est celui qui est basé sur la gravité. L'essence est placée dans un réservoir en charge sur le carburateur et y arrive par l'intermédiaire d'une tuyauterie de diamètre approprié. La hauteur de charge doit être d'au moins 0^m 45 pour toutes les évolutions possibles de l'avion.

Il n'est pas toujours possible de mettre un volume d'essence important en charge à une telle hauteur.

Il faut alors amener l'essence au carburateur par un système comportant soit :

1^o Une pompe à air établissant une pression dans le réservoir suffisante pour amener l'essence au carburateur.

Ce système est prohibé en France.

2° Une pompe à essence qui envoie l'essence au carburateur directement ou par l'intermédiaire d'une petite nourrice.

C'est le seul procédé actuellement en usage.

Pompes à essence.

Il est difficile de réaliser une pompe à essence du fait que l'essence dissout les corps gras et gêne ainsi la lubrification des organes de la pompe.

C'est pour cette raison qu'il existe peu de pompes à essence à pistons, peu de pompes à engrenages ou à palettes. Noter seulement la *pompe à palettes imaginée par M. Tampier*. Cette pompe est constituée, comme les pompes à huile par un arbre mù par le moteur portant deux rainures opposées où coulissent des palettes rectangulaires poussées par des ressorts. L'arbre et ses palettes tournent dans un cylindre excentré. Le cylindre comporte deux orifices, un pour l'entrée, l'autre pour la sortie. Une toile métallique assure le filtrage de l'essence. La pompe est posée au fond du réservoir et fonctionne sans graissage. Son débit est de 72 litres à 720 l/m pour une hauteur de refoulement de 15 mètres. La pompe étant constamment noyée dans l'essence son débit est à peu près indépendant de l'altitude. La commande est prévue rigide coupée par des cardans ou des pignons d'angles légers. L'ensemble pèse environ 2 kilos.

Le dispositif d'élévation de l'essence du réservoir dans la nourrice de la société *Weymann* (brevet Badin) a pour principe l'utilisation de la dépression produite soit par l'aspiration du moteur, soit par une trompe de Venturi V se déplaçant avec l'avion. L'exhausteur est placé au sommet de la nourrice. Il est constitué par une cuve cylindrique B qui est mise en communication avec l'extérieur suivant deux trajets distincts et qui réalisent automatiquement les deux opérations suivantes :

1° aspiration de l'essence qui entre alors dans l'exhausteur.

2° écoulement de l'essence de l'exhausteur dans la nourrice.

Les principaux organes qui constituent l'appareil sont les suivants : Un flotteur F peut osciller le long d'une tige verticale entre une butée inférieure b_2 fixée à la tige, et une butée supérieure b_1 formant pointeau d'admission de l'air. Les oscillations du flotteur sont amorties par deux ressorts convenablement tarés.

Une prise de vide fermée par un pointeau agissant en sens inverse du précédent, est commandée par le mouvement du pointeau d'air de telle sorte que l'admission de l'air ferme le pointeau à vide et réciproquement.

Le fonctionnement de l'appareil est le suivant : Au début le flotteur par son poids repose sur sa butée inférieure, la prise d'air S_e est fermée, la prise de vide S^1 est ouverte, la soupape d'évacuation de l'essence qui possède un contrepoids est fermée. Le vide fait entrer l'essence dans l'exhausteur. Au fur et à mesure que l'essence arrive dans l'exhausteur elle provoque la montée du flotteur qui en fin de course soulève le clapet de prise d'air en même temps qu'il entraîne la fermeture de la prise de vide.

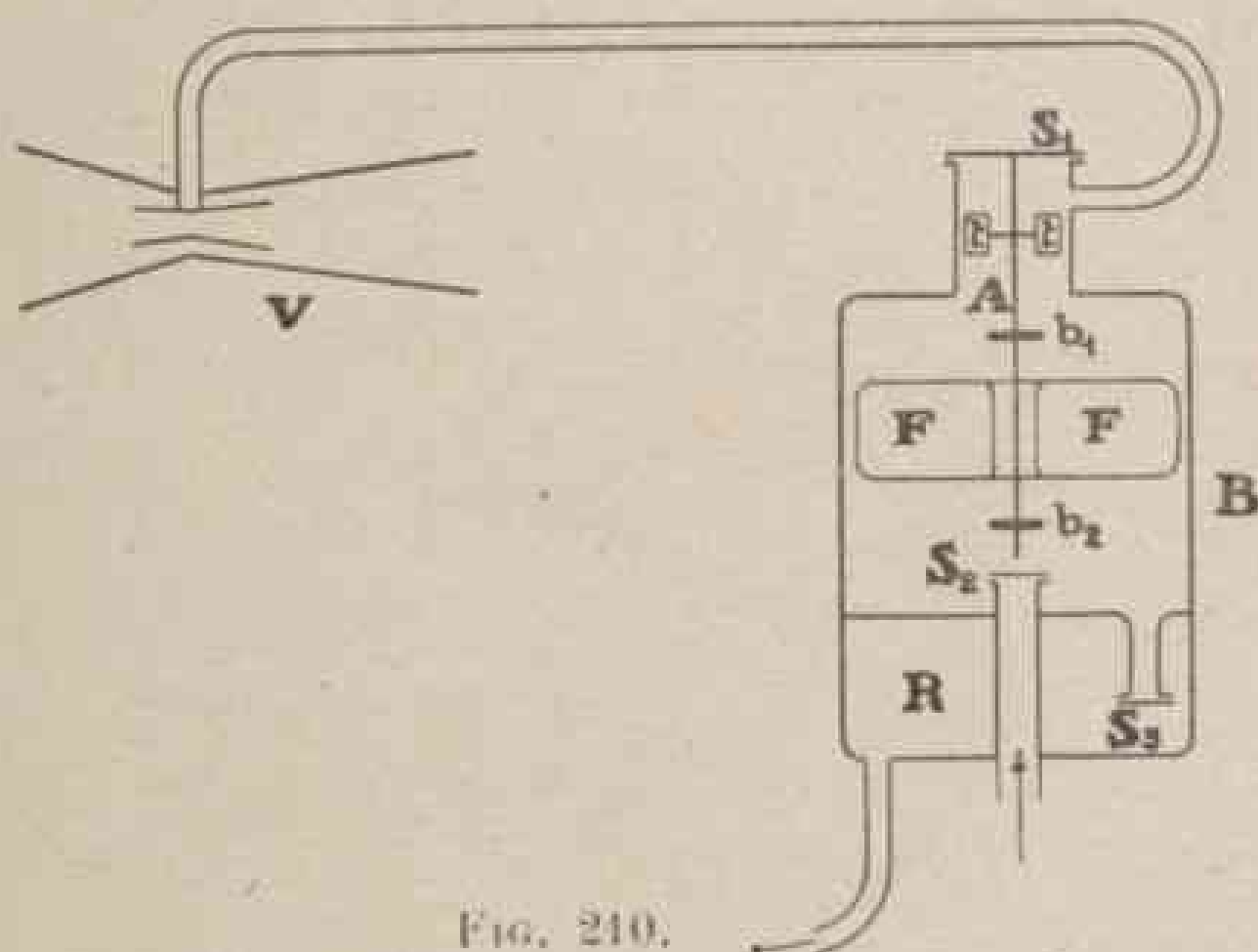


FIG. 210.

A ce moment, sous l'action de la pesanteur et de la pression d'air la soupape d'évacuation de l'exhausteur s'ouvre et l'essence s'écoule dans la nourrice. Le flotteur descend et en fin de course le remplissage de la nourrice cesse et l'aspiration reprend. On peut combiner par une entrée double la dépression produite par un double venturi avec une dépression venant du moteur. Pour augmenter la pression de l'air on s'arrange pour que la prise d'air soit dirigée vers l'avant pour bénéficier de la pression dynamique due au déplacement de l'avion. Le rendement du double venturi permet pratiquement malgré l'influence de la diminution de la densité de l'air d'assurer l'arrivée de l'essence dans la nourrice aux altitudes de vol actuellement atteintes. Le poids total de l'exhausteur est d'environ 1 kilo. Le débit décroît théoriquement comme la racine carrée de la pression atmosphérique, alors que la consommation varie sensiblement comme cette pression, on a donc avec l'altitude un excédent de débit qui va en croissant. Ce dispositif est à peu près complètement abandonné à l'heure actuelle.

La pompe *AM* mue par le moteur est constituée par un piston défor-

mable créant des volumes variables dans le corps de pompe et supprimant tout mécanisme de frottement.

Elle se compose de deux parties principales :

- 1° La pompe proprement dite.
- 2° Le mouvement auto-régulateur.

La pompe proprement dite comprend une enveloppe extérieure métallique rigide A. Cette enveloppe contient un piston élastique B affectant la forme d'un soufflet ce qui lui assure une certaine élasticité dans le sens perpendiculaire à l'axe et par suite une possibilité de déformation. Entre ces deux enveloppes, reliées à leur base d'une façon étanche circule le liquide. Contre l'enveloppe extérieure A se trouvent deux boîtes C et D dont l'une contient le clapet d'aspiration et l'autre le clapet de refoulement.

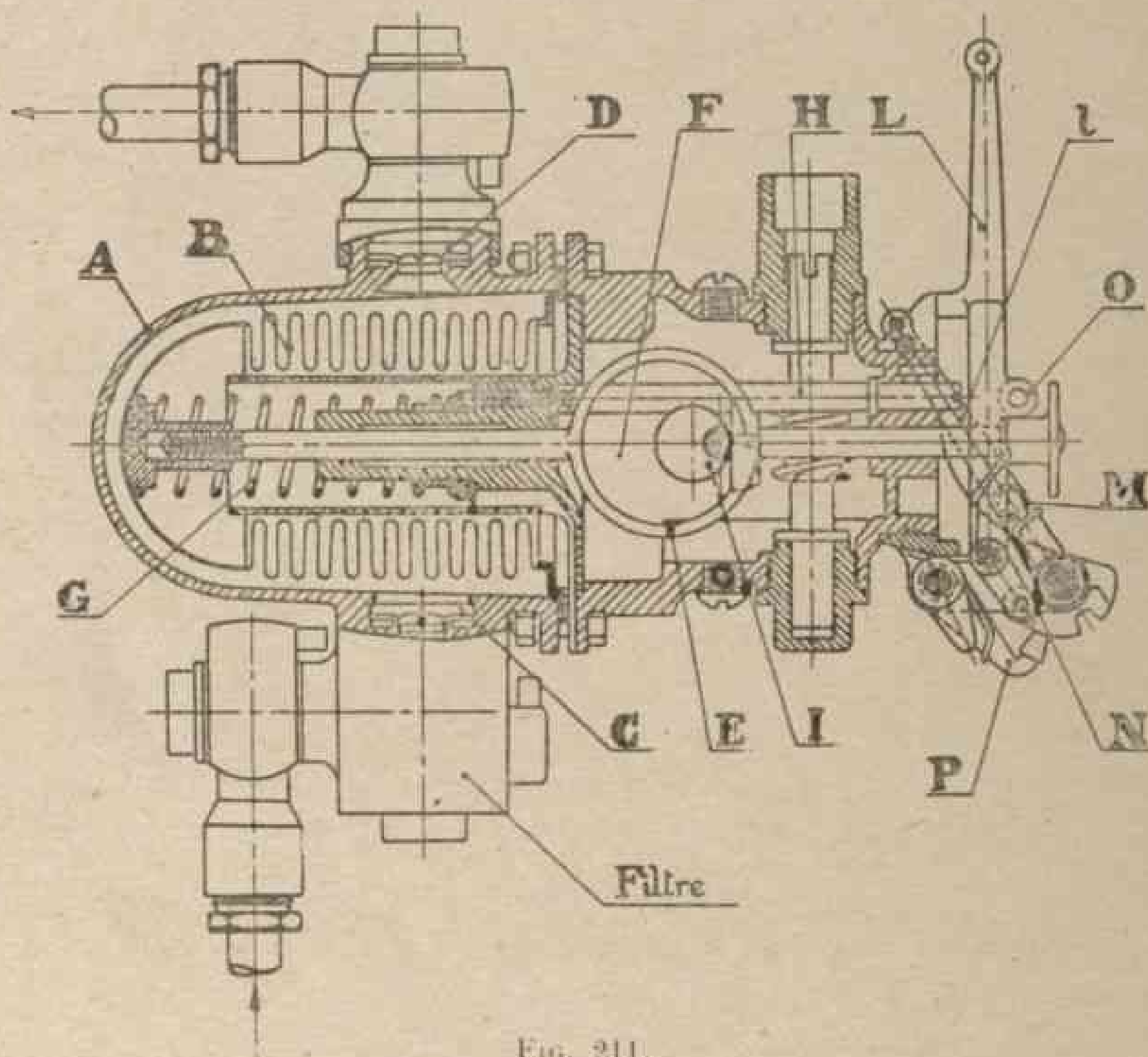


FIG. 211.

Le système auto-régulateur comporte une bielle E, solidaire du piston élastique, guidée à frottement doux dans le sens longitudinal, et qui présente une ouverture F dans sa partie moyenne, un ressort G qui s'appuie par l'une de ses extrémités sur le fond du piston élastique et par l'au-

tre sur une partie fixe de l'appareil par l'intermédiaire d'un organe de réglage de tension H, une came I excentrée sur l'axe de la bielle maintenue en contact avec elle par l'intermédiaire du ressort.

La came reçoit son mouvement par un système pignon hélicoïdal et vis tangente qui le reçoit lui-même de l'extérieur.

Le fonctionnement est le suivant. La came I en tournant entraîne le déplacement longitudinal de la bielle en arrière pendant un demi-tour; le ressort G se comprime et le piston se tasse sur lui-même. Il en résulte une augmentation de la capacité comprise entre l'enveloppe A et le piston B et le liquide est aspiré. La came I continuant à tourner le rappel, en avant s'opère sous l'action du ressort et du piston élastique qui se détendent et le liquide est refoulé pendant cette phase. L'auto-régulation est obtenue comme suit. Si la demande des moteurs est inférieure à la variation volumétrique donnée par la course totale, la phase de refoulement ne s'opère que partiellement en raison de l'incompressibilité du liquide; la came perd le contact de la bielle et continue, à tourner à vide jusqu'à ce qu'elle vienne attaquer de nouveau la bielle et provoquer une admission réduite rigoureusement équivalente à la quantité de liquide consommé dans la phase précédente.

La pompe « AM » très simple présente donc les avantages suivants :

Grippage impossible puisqu'il n'y a pas d'organes de friction dans l'essence.

Grande étanchéité (pas de joints coulissants ou de presses étoupes dans l'essence).

Automatisme et autorégulation du débit.

Indépendance du débit avec l'altitude.

Réglage commode de la pression d'alimentation.

Appareil simple, robuste, indé réglable, incombustible (toutes les pièces sont métalliques.)

Les pompes « AM » se font pour toutes les puissances de 0 à 800 CV à raison de un type de pompe par fraction de 100 CV. Nous donnons sur le tableau de la fig. 212 les caractéristiques principales des différents modèles de pompe (puissance d'adaptation, débit maxima, poids, encombrements maximum.)

Les types I comportent une prise de mouvement par raccord standard.

POMPES " A. M. "

DÉSIGNATION P. R. S - prise de mouvement par raccord Standard P. B. A. D - prise de mouvement par bride avec démultiplication P. B. S. M - prise de mouvement par bride sans démultiplication	PUISSANCE MAXIMUM ALIMENTÉE	NOMBRE DE TOURS MAXIMUM	DÉBIT MAXIMUM	POIDS	ENCOMBREMENT MAXIMUM		
					Longueur	Largeur	Hauteur
Série A type 1 (P. R. S.)	400 cv	1000 ^{1/2} / _m	180 ^{1/2} / _m	2,800 ^{1/2} / _m	352 ^m / _m	110 ^m / _m	239 ^m / _m ⁵
Série A type 2 (2 P. R. S.)	400	1000	180	2,900	354,5	139	235
Série A type 3 (P. B. A. D.)	400	1000	180	2,920	352	126	239,5
Série A type 4 (P. B. S. D.)	400	120	180	2,700	360	126	235
Série B type 1 (P. R. S.)	800	1000	340	4,350	375	142	278
Série B type 2 (2 P. R. S.)	800	1000	340	4,450	375	142	278
Série B type 3 (P. B. A. B.)	800	1000	400	4,300	376	145	278
Série B type 4 (P. B. S. D.)	800	120	340	4,300	374	150	278
Série C type 1 (P. R. S.)	200	1000	150	2,000	327	102	226
Série C type 2 (2 P. S. B.)	200	1000	140	2,600	337	144	228,5
Série C type 3 (P. B. A. D.)	200	1000	150	2,000	326	178	216
Série C type 4 (P. B. S. D.)	200	120	150	2,300	327	115	225
Série D type 1 (P. R. S.)	600	1000	280	2,850	349	128	255
Série D type 2 (2 P. R. S.)	600	1000	300	3,950	349	150	245
Série D type 3 (P. B. A. D.)	600	1000	280	4,000	349,5	142	250
Série D type 4 (P. B. S. D.)	600	110	285	3,600	350	134	256,5
Série RB (P. R. S.)	500	900	330	4,400	376	170	278
Série V type 2 (P. R. S.)	100	1000	100	2,000	312	142	168
Série V type 3 (P. B. A. D.)	100	1000	100	1,900	291,5	128	171
Série V type 4 (P. B. S. D.)	100	100	100	2,000	314	129	171
Série W type 4 (P. B. S. D.)	100	140	70	1,800	307	120	172

POMPES A MAIN " A. M. " (orientation unique)

Série G (1)	600 cv	temp 2 1/2 sec.	600 ^{1/2} / _m	3,000 ^{1/2} / _m	304 ^m / _m	142 ^m / _m	277 ^m / _m
Série H (1)	450	1, 1/2	450	2,550	281	128	255
Série K (1)	150	—	150	1,800	276	102	236
Série P (1)	300	—	300	1,800	282	110	239
Série P.P. (1)	120	—	120	1,540	246	108	165,5

Fig. 212

L'installation des pompes « AM » comporte en outre :

1° Un *renvoi universel à plateau* pour prise de mouvement sur le moteur qui est à monter quand la pompe « AM » n'est pas installée et livrée avec le moteur.

Le renvoi comporte quatre prises : une prise mâle côté plateau pouvant s'adapter sur tous moteurs par une pièce de rattrapage appropriée fixée sur le plateau, une prise de compte-tours, opposée au plateau et deux prises supplémentaires.

Encombrement : longueur : 92 millimètres 5, hauteur : 122 millimètres, largeur : 67 millimètres, Poids : 660 grammes.

2° Un arbre de transmission à rotules pour une longueur de 400 à 800 millimètres et un autre modèle raccourci pour une longueur de 200 à 400 millimètres. Le poids de cet arbre pour une longueur de 400 millimètres est sensiblement de 550 grammes. Pour une longueur plus grande il suffit de majorer ce chiffre du poids de la tige de transmission proprement dite qui varie seule et qui est constituée par un tube de $11,5 \times 8,5$ en duralumin.

3° Dans le cas où l'on doit dépasser la longueur de 800 millimètres on interpose en cours de transmission un *renvoi type « A M » renforcé* dont le poids est de 710 grammes et dont l'encombrement maximum est sensiblement : longueur : 122 millimètres, hauteur : 67 millimètres, largeur : 80 millimètres.

La maison « AM » a également étudié la possibilité d'une double alimentation obtenue par l'action simultanée de deux pompes.

Cette disposition permet de supprimer les nourrices, une entière sécurité de fonctionnement étant obtenue par l'adaptation à chaque moteur de deux pompes dont une seule est suffisante pour assurer la marche.

Les réservoirs d'essence peuvent ainsi être centralisés dans une région moyenne ou basse de l'appareil ce qui facilite l'installation de dispositifs de langage de tout le combustible, permet d'effectuer le centrage et l'installation des aménagements dans de meilleures conditions.

La maison « AM » a prévu pour l'installation de la double alimentation :

1° un support à commande double pour adaptation directe sur moteur de pompes « AM » type 4 de toutes séries à prise de mouvement unifiée.

Le régime maximum de moteur admissible étant de l'ordre de 2000 t. m.

La disposition des pompes sur le support permettant un calage pré-

cis à 180° il est possible avec ce montage de *supprimer l'amortisseur* sans nuire à la régularité de l'alimentation.

L'encombrement total du système des deux pompes et de leur support est sensiblement : longueur 356 millimètres, largeur 385 millimètres, hauteur 250 millimètres. Poids : 1 kilog 500 (support seul).

2° Un support à commande double pour adaptation de pompes d'alimentation « A M » type 4 de toutes séries à prise de mouvement unifiée.

Ce support permet l'adaptation des dites pompes lorsque l'installation directe sur moteur n'est pas prévue. Il se place de préférence à la partie arrière du moteur et se fixe simplement à l'avion par une bride prévue à cet effet.

Il reçoit son mouvement d'une prise du moteur par l'intermédiaire d'un arbre à rotules « A M ».

Ce support a été établi en quatre types différant par leur démultiplication.

Le système complet (pompes et support) a l'encombrement maximum suivant : longueur : 273 millimètres, hauteur : 280 millimètres, largeur : 325 millimètres. Poids du support seul : 1 kilo.

La pompe *Lamblin* est un pulsateur à pistons. Ces pistons créent par leur déplacement une aspiration et un refoulement. L'étanchéité est assurée au moyen de *membranes multiples maintenues* sur leur pourtour.

Les membranes multiples maintenues entre les pistons sont inattaquables par l'huile et par l'essence.

On verra sur le schéma ci-joint (fig. 213) que la pompe *Lamblin* est jumelée. Elle comprend au centre un carter d'organes mécaniques *a* et de chaque côté, un couvercle *j* contenant les organes de distribution.

Dans le carter central, un arbre *b* reçoit son mouvement du moteur par un moyen quelconque et sa vitesse peut être démultipliée par l'intermédiaire d'un train d'engrenages droits, logés à l'intérieur du carter *a* et commandant une came *d*.

La came *d* est logée dans un étrier *e* sur lequel sont vissés symétriquement les pistons *g-g* maintenant les membranes *h*.

Le carter central rempli d'huile, est étanche grâce à ces membranes. Tous les organes mécaniques sont ainsi parfaitement lubrifiés.

Dans chacun des deux couvercles symétriques se fait l'arrivée d'essence en *k* et la sortie en *k'*.

Entre les sièges de clapets d'aspiration et de refoulement *m* et *n*, dé-

bouchent les trous de communication p avec la chambre à volume variable i .

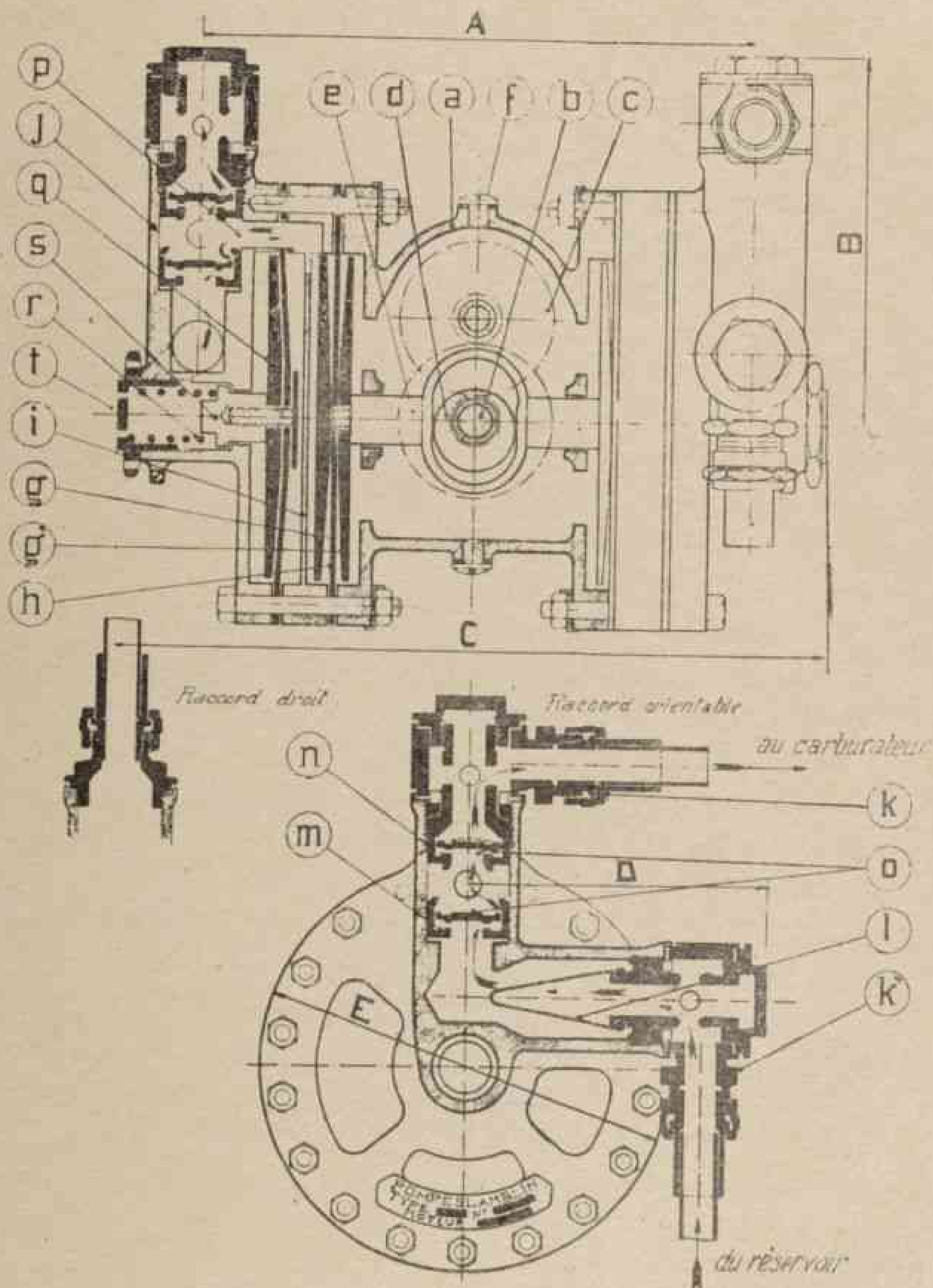


FIG. 213.

Le fonctionnement est le suivant :

L'arbre b et la came d tournant dans un sens quelconque font coulisser l'étrier e et à chaque demi-tour, l'un des côtés aspire pendant que l'autre refoule. Aux aspirations, le clapet du siège m se soulève et l'essence

pénètre dans la chambre *i*. Au demi-tour suivant, l'essence est refoulée vers le carburateur par le clapet du siège *n*. Il y a donc refoulement dans le conduit du carburateur deux fois plus souvent, pour la pompe jumelée *Lamblin* que pour les pompes simples ordinaires, d'où une grande régularité de débit et la suppression des amortisseurs.

Entre la rondelle limitant la chambre *i* et le couvercle *j* un deuxième jeu de piston et membranes *q* identiques au système moteur comme dimensions et comme composition est maintenu à fond de course par le ressort de réglage *r* agissant sur la butée *s*.

Le ressort *r* est réglé de l'extérieur au moyen de l'écrou *t* de façon que pour une demande normale du moteur, la membrane reste à fond de course.

Si la demande du moteur devient inférieure, cette variation se traduit par une surpression qui équilibre la pression du ressort *r* et le piston *q* suit les pistons-moteurs *g* dans leur course de façon à diminuer complètement ou en partie la variation de volume de la chambre *i*. Par suite, le débit diminue automatiquement jusqu'au moment où le moteur augmentant sa demande, le piston *q* reste à nouveau à fond de course et permet à la pompe de donner son débit maximum pour le réglage prévu.

La pompe *Lamblin* peut servir pour tous les moteurs de 300 à 800 CV. Elle se monte sur les moteurs par une seule bride d'accouplement. Elle pèse 4^k 300 et son encombrement maximum est de 210 × 178 × 145 (en millimètres).

Étant à double corps elle donne un régime plus continu que la pompe simple, elle supprime l'amortisseur et ne risque pas de se désamorcer fréquemment en cas d'arrêt du moteur.

L'installation de la pompe *Lamblin* se complète par une pompe à main d'amorçage utilisant les clapets de la pompe jumelée et d'une pompe à main de secours quand les hauteurs d'aspiration sont grandes.

La pompe *Lamblin* se monte aisément par une bride de raccordement établie pour les différents types de moteurs en service en France et à l'étranger.

Pompes à main. — Les pompes à main sont utilisées spécialement pour l'amorçage des pompes alimentaires et le cas échéant comme pompes de secours.

Nous avons donné les caractéristiques des pompes à main « AM » qui peuvent être utilisées au départ pour l'amorçage des pompes alimen-

taires et en particulier lorsque la hauteur d'aspiration de ces organes est supérieure à un mètre. Son emploi est facultatif pour les hauteurs inférieures. Pour les avions multimoteurs, il y a avantage à l'utiliser dans tous les cas.

La maison *Lamblin* a également étudié une pompe à main de secours permettant l'amorçage de la pompe alimentaire.

La pompe peut assurer un débit de 250 à 300 litres à l'heure. Elle pèse environ 1 kilogramme.

Les établissements *Aéra* construisent et exploitent commercialement une pompe à main à essence type Mansuy comportant une palette oscillante combinée avec des boîtes à soupapes qui engendre quatre chambres à volume variable communiquant deux à deux en croix et formant pompe aspirante et foulante. Son poids est de 1^k 230.

Réservoirs d'essence.

Les réservoirs, d'un volume correspondant à un vol à l'altitude d'utilisation au nombre d'heures fixés par les programmes doivent être placés de manière à ce que le centre de gravité de la charge totale se confonde autant que possible avec le centre de gravité de l'appareil.

Le réservoir est généralement complété par une nourrice, l'alimentation par gravité n'étant pas possible sur presque tous les avions.

Les réservoirs doivent comporter des cloisons ajourées pour éviter un trop grand ballotement de l'essence au cours des évolutions acrobatiques que tout avion est appelé à exécuter.

Les réservoirs étaient construits autrefois en cuivre rouge, ou tôle plombée de 8/10. L'emploi de la tôle plombée est aujourd'hui complètement abandonné.

On exécute actuellement presque tous les réservoirs en duralumin à cause du gain de poids intéressant qui en résulte. L'épaisseur de tôle employée est généralement de 8/10 d'épaisseur.

L'exécution du réservoir en duralumin est difficile : le métal ne se soudant pas jusqu'à présent d'une manière satisfaisante, il faut réaliser par rivetage une liaison des toles étanche et résistant bien aux vibrations.

L'étanchéité des rivures peut être obtenue par interposition d'un joint métaloplastique au plomb écrasé entre deux lignes de rivets. Les efforts de ces rivets sont répartis sur une large surface de paroi par des rondelles en acier (procédé *Vincent André*).

Dans d'autres cas l'étanchéité est obtenue par interposition de liège goudronné ou de gomme laque.

La maison *Breguet* réalise des réservoirs en duralumin d'une étanchéité satisfaisante en interposant un joint en fibre de coton lequel par suite d'un moletage des bords se trouve fortement écrasé par le rivetage. Les rivets sont placés à environ 10 millimètres les uns des autres, le joint est enduit de gomme-laque, comme l'intérieur du réservoir d'ailleurs. Elle a construit des réservoirs de 1.300 litres pesant 29 kilogrammes.

Un procédé de soudure du duralumin appliqué aux réservoirs a donné des résultats intéressants.

Le réservoir était constitué par des tôles agraffées, le métal à l'endroit des soudures était préalablement revêtu de zinc par pulvérisation sous pression (procédé Schoop), la soudure s'effectuait ensuite à l'étain. Le réservoir dans ces conditions a résisté sans fuir à une pression de liquide de 700 grammes pour éclater sous 1 kg. 100 au centimètre carré. Le zinguage a condition qu'il soit bien fait permet donc d'obtenir une soudure très adhérente.

Une solution très intéressante également est celle préconisée par la maison *Chausson* (fig. 214).

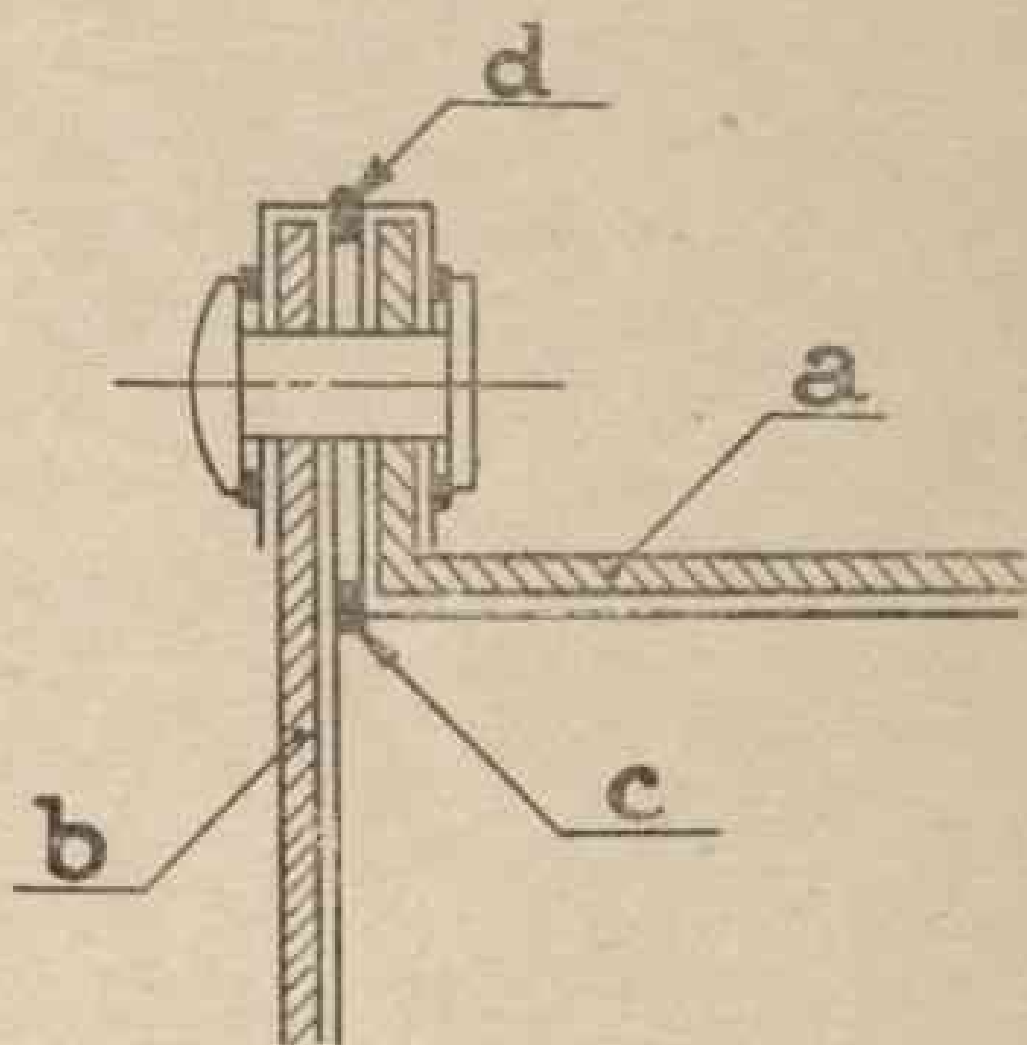


FIG. 214.

Les deux bords du réservoir en duralumin *a* et *b* qui sont à raccorder sont pliés en équerre et recouverts d'une bande extra-mince de clinquant en cuivre qui s'enroule comme l'indique le croquis. On soude alors aux points *c* et *d*, puis on rive avec des rivets en cuivre et l'on peut donner un

point de soudure autour des rivets. L'étanchéité est ainsi parfaite. Le duralumin qui constitue la partie résistante du réservoir peut être facilement employé en 7/10 de millimètre d'épaisseur ; le gain réalisé sur le réservoir correspondant en cuivre de même épaisseur est de la moitié du poids de ce dernier.

On a réalisé également dans de bonnes conditions des réservoirs en cupro-aluminium soudés par un procédé spécial. Ces réservoirs peuvent être exécutés en très faible épaisseurs (3 et 4/10) sans être beaucoup plus lourds que les réservoirs en duralumin.

Le cahier des charges relatif à la réception des réservoirs fixe un certain nombre de conditions dont nous extrayons les plus importantes :

— Entretoisements des surfaces planes ayant plus de 0^m 50 sur une de leurs dimensions.

— Cloisons de renforts pour réservoirs cylindriques à une distance au plus égale à 2 fois le diamètre.

— Interdiction d'exécuter des moulures et des moletages.

— Fixation des réservoirs de préférence par ceinture.

— Pour les réservoirs mixtes contenant l'essence et l'huile par exemple la séparation des liquides devra se faire par des cloisons doubles à intervalle de 10 millimètres avec trous d'aération et de vidange.

— Le bouchon d'essence sera standard, fixé par une chaînette et comportera une prise d'air dont l'ouverture sera disposée en dehors de toute zone de dépression produite par les ailes de l'avion.

— Essai à l'air comprimé sous pression de 200 grammes par centimètre carré.

Canalisations.

Les canalisations d'essence sont généralement en tubes de cuivre rouge. On peut également les réaliser en aluminium.

Les diamètres courants sont les suivants (en millimètres) : 8×10, 10×12, 12×14, 14×16 et 16×18 suivant la puissance à alimenter.

La disposition et le cheminement des canalisations présente un gros intérêt pour le bon fonctionnement du système d'alimentation en essence. Éviter les dos d'âne et les joints hauts d'où l'air ne peut trouver un dégagement naturel et où s'accumulent les vapeurs d'essence à partir d'une certaine altitude. Vérifier également que la pente des tuyauteries reste toujours suffisante pour permettre le bon écoulement de l'essence pour

les différentes inclinaisons que l'avion est susceptible de prendre fréquemment.

Le ballotement des tuyauteries altère l'écoulement du liquide et crée des ruptures. Les tuyauteries doivent être maintenues par des colliers assez rapprochés mais permettant néanmoins grâce à leur propre élasticité les déformations accidentelles des pièces sur lesquelles elles sont fixées.

La maison « AM » a réalisé un collier élastique pour éliminer cette insécurité et pour donner plus de commodité dans les opérations de démontage des tuyauteries.

Il est constitué par une lame métallique découpée et repliée sur elle-même suivant la forme de la figure 215 et d'une goupille spéciale qui pénètre dans les oreilles en fermant le collier sur la tuyauterie.

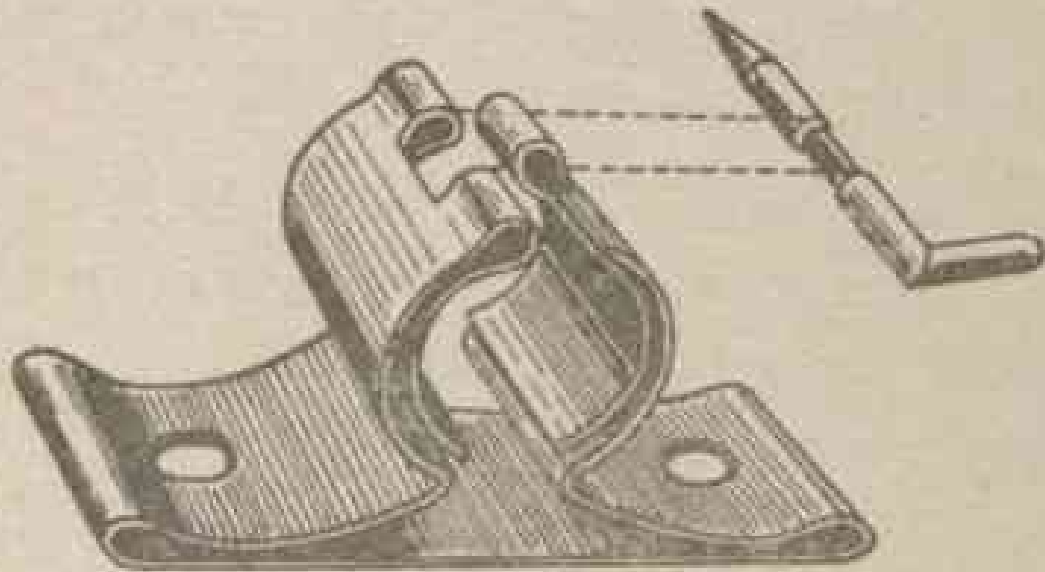


FIG. 215.

Il se fait pour tous les diamètres courants, son poids est de quelques grammes seulement (4, 5, 6, 7, 9, 10, 12 grammes pour tuyaux de 4/6, 6/8, 8/10, 10/12, 12/14, 14/16 et 16/18). On a essayé de réaliser des canalisations d'essence entièrement souples. Ce problème ne semble pas avoir été résolu d'une manière complète sauf en ce qui concerne la circulation d'eau, (voir plus loin).

Raccords de tuyauteries d'essence. — Le raccordement des tuyauteries se fait avec des durits ou mieux avec des raccords métallosouples.

La durit est le raccord souple par excellence. Malheureusement son emploi est à prohiber sur les canalisations d'essence pour les multiples raisons suivantes :

Action des combustibles liquides (benzol et essence minérale en particulier) qui désagrègent le caoutchouc de la durit et introduisent dans la circulation d'essence des boues et des déchets préjudiciables à son bon fonctionnement.

Étanchéité souvent défectueuse par suite du serrage irrégulier des colliers et de la pression.

Danger d'incendie du fait que le caoutchouc imprégné d'essence après quelques jours de mise en service s'enflamme de l'extérieur très facilement.

On atténue ces inconvénients en protégeant les durits par des gaines métalliques et en les enduisant intérieurement d'une couche métallique, à l'étain par exemple (S. E. C. M.).

Le raccord *Aïvaz* est constitué par un tube durit avec olive renforcé par une gaine métallique extérieure en bandes d'aluminium tressées. Il est fixé sur les tuyauteries par deux colliers comme les durits ordinaires. Son montage est facile et son étanchéité satisfaisante.

La meilleure solution du problème du raccord de tuyauterie d'essence semble être celle du raccord métallosouple « AM ».

Ce raccord se compose : d'une douille A renfermant un joint de matière plastique B (de section rectangulaire à l'état libre) entouré sur trois côtés d'un revêtement de métal malléable de faible épaisseur. Ce joint est suivi d'une bague métallique C dont la section présente deux côtés inclinés à des pentes convenables.

Un presse-point D manœuvrable de l'extérieur se visse dans la douille, et porte à son extrémité une face biseautée venant s'appuyer sur un des biseaux de la bague. Ce presse-joint est fendu en plusieurs endroits perpendiculairement au filetage.

Après avoir introduit l'extrémité du tuyau lisse jusqu'à profondeur convenable on visse le presse-joints D qui pousse la bague et comprime le joint jusqu'à lui donner la forme de section trapézoïdale représentée.

La matière élastique refoulée fait gonfler son enveloppe métallique, et cette dernière vient s'appliquer sur le tube en l'enserrant étroitement.

La réaction de l'effort fait ouvrir le presse-joint, dont les filets entrent en contact intime avec ceux de la douille, provoquant automatiquement un freinage élastique de tout le système sur lequel les trépidations deviennent sans influence.

Comme il existe un certain jeu entre le tuyau et les organes métalliques, l'extrémité du tube est exclusivement maintenue par le joint

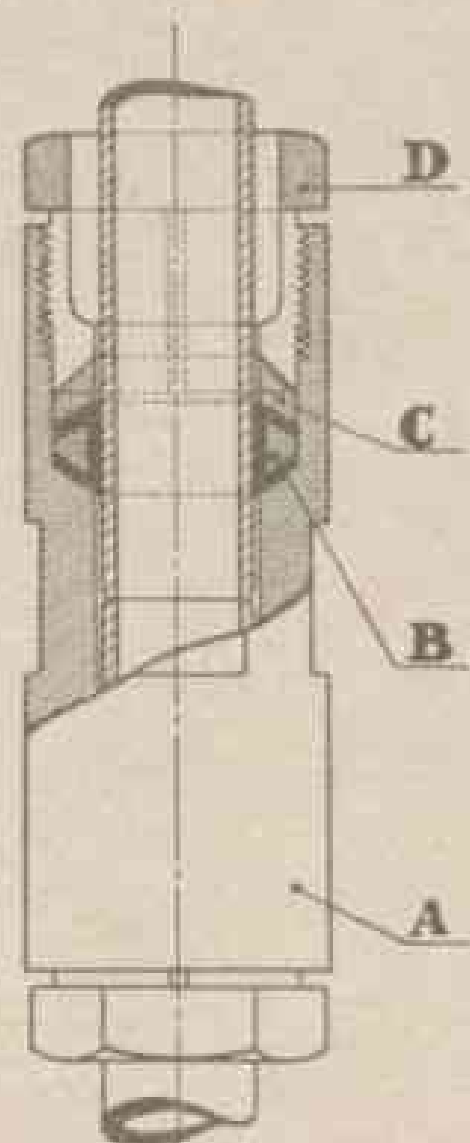


FIG. 216.

spécial qui conserve une certaine souplesse grâce au produit contenu.

Cette précaution est suffisante pour amortir l'effet des vibrations et rompre la rigidité de la canalisation sans toutefois exagérer la souplesse et rendre le balottement des tubes possibles.

Pour le raccordement de deux tubes bout à bout, la douille comporte deux dispositifs pareils à celui décrit.

Le raccord « A M » se livre également sous forme de branchement en T à 3 voies et en croix à 4 voies. Ces modèles sont établis pour les diamètres courants.

Nous donnons ici quelques renseignements sur ces raccords :

Raccords « AM » pour jonction bout à bout :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR TOTALE en m/m	DIAMÈTRE le plus grand (en m/m)	POIDS du raccord en gr.
4/6	63	16	35
6/8	63	18	50
8/10	67	20	60
10/12	67	22	67
12/14	75	25	85
14/16	76	28	103
16/18	76	30	112

Raccords « AM » pour tube d'un côté et accessoire de l'autre :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR TOTALE en m/m	LARGEUR TOTALE en m/m	POIDS du raccord en gr.
4/6	48	16	22
6/8	48	18	27
8/10	49,5	20	35
10/12	51,5	22	40
12/14	55,5	25	54
14/16	57,5	28	63
16/18	58,5	30	72

Raccords « AM ». Branchements en T :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR maxima en m/m	LARGEUR maxima en m/m	DIAMÈTRE COMMUN DES BRANCHES DU T	POIDS en gr.
4/6	73	44,5	16	60
6/8	75	46,5	18	80
8/10	83	51,5	20	103
10/12	86	54	22	117
12/14	95	60	25	148
14/16	99	63,5	28	185
16/18	103	66,5	30	205

Raccords « AM ». Branchements en croix (+) :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m m	LONGUEUR maxima en m/m	LARGEUR maxima en m/m	DIAMÈTRE COMMUN DES BRANCHES	POIDS en gr.
4/6	73	73	16	77
6/8	75	75	18	103
8/10	83	83	20	135
10/12	86	86	22	153
12/14	95	95	25	198
14/16	99	99	28	239
16/18	103	103	30	265

La maison « AM » a également réalisé des raccords orientables d'un nouveau modèle (fig. 217).

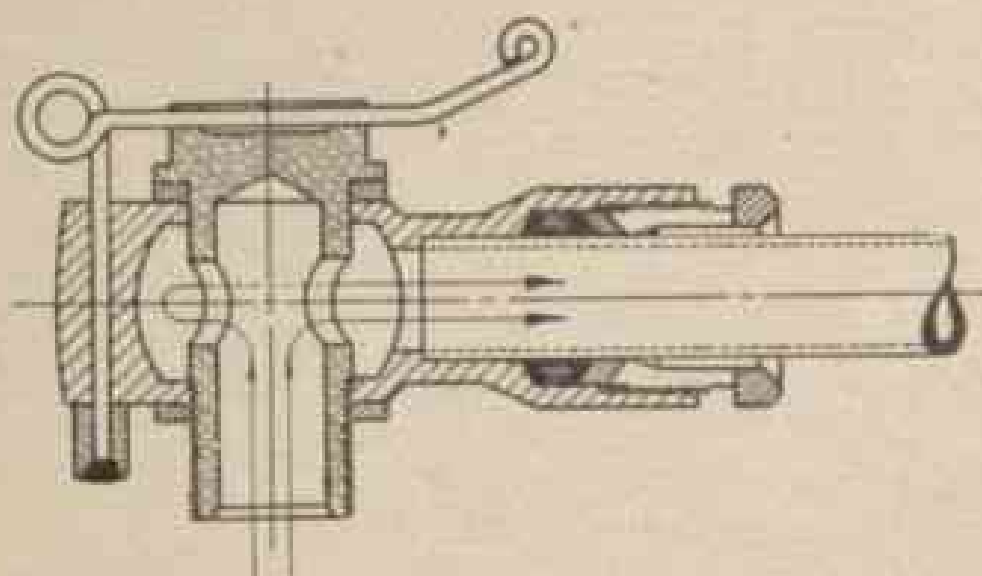


FIG. 217.

Ces raccords sont simples (un tuyau d'arrivée et un de départ) ou doubles (un tuyau d'arrivée et deux de départ). Nous en donnons les caractéristiques principales.

Raccords orientables « AM » (simples) :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR en m/m	LARGEUR en m/m	POIDS en gr.
8/10	72	38	80
10/12	79	44	100
12/14	85	49	135
14/16	98	54,5	170

Raccords orientables « AM » (doubles) :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR en m/m	LARGEUR en m/m	POIDS en gr.
8/10	92	48	110
10/12	104	54	135
12/14	114	59	165
14/16	120	64,5	210

Robinets d'essence. — Les robinets à essence doivent être étanches et faciles à manœuvrer en vol sans risques de coincements.

En particulier le robinet chargé de « couper » l'alimentation doit être placé à proximité du carburateur et sa manœuvre aussi rapide que possible rend intéressante l'emploi d'un robinet fermant et ouvrant au 1/4 de tour.

L'action de l'essence sur presque tous les matériaux et sa fluidité extrême rendent très difficiles le problème de l'étanchéité absolue. En particulier la solution des robinets à vis et à pointeau est à prohiber pour les robinets sujets à des manœuvres fréquentes.

Le robinet « AM » se compose d'un corps A contenant un tiroir B de forme spéciale. Ce tiroir qui forme clapet est rodé sur un siège et coulisse à frottement libre dans un guide C.

Entre les deux faces internes du tiroir B s'ajuste une came circulaire excentrée sur la tige de manœuvre D manœuvrable de l'extérieur par une manette solidement assujettie.

Cette manette est rappelée dans ses deux positions extrêmes par un ressort F fixé sur une boîte orientable G.

Le guidage de la tige s'opère dans une tête de robinet E vissée sur le corps, et l'étanchéité avec l'extérieur est obtenue à l'aide d'un raccord métallo-souple « AM ».

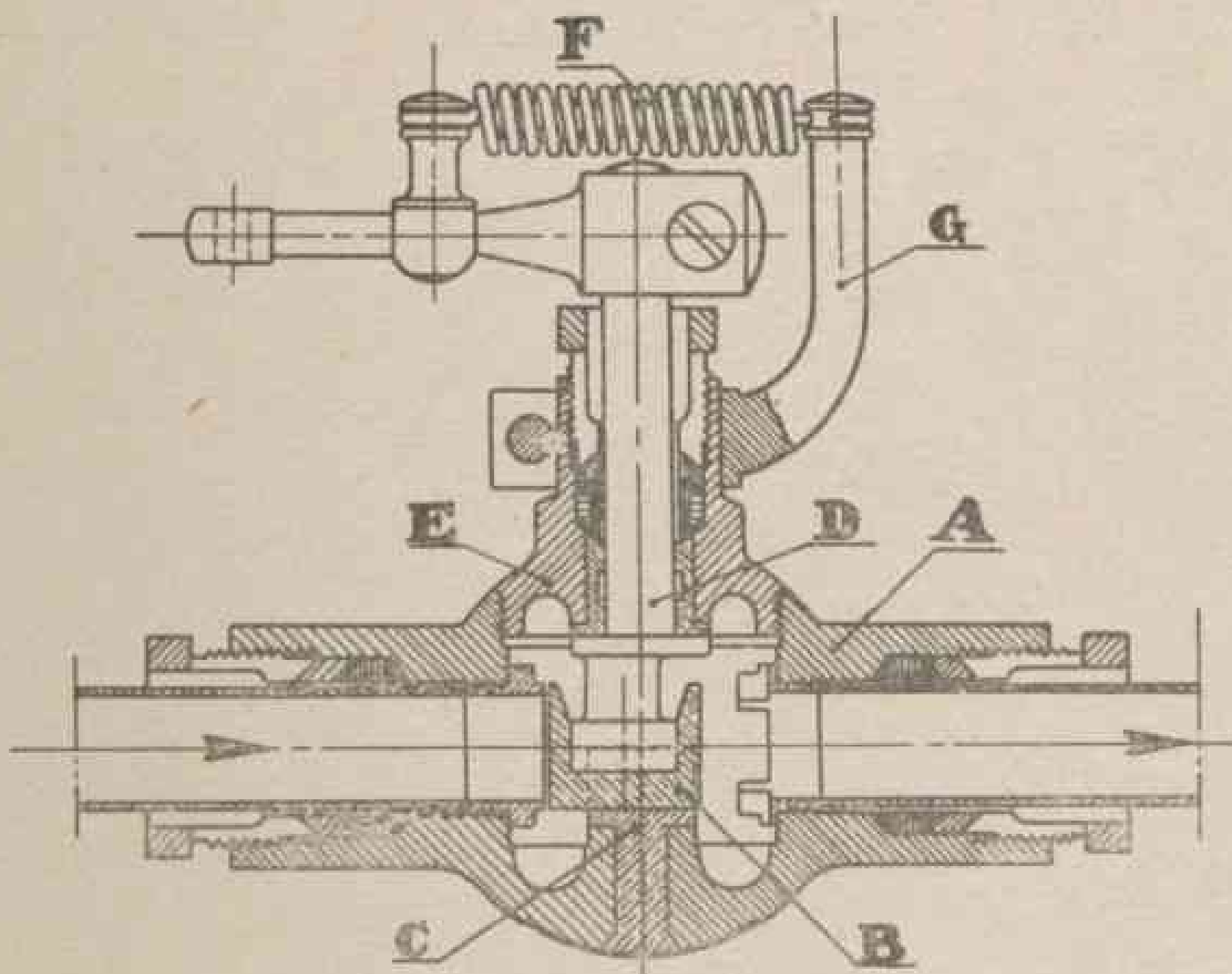


FIG. 218.

En tournant la manette à gauche, la came pousse le tiroir-clapet qui vient s'appliquer sur son siège et opérer l'obturation. La position de fermeture et celle d'ouverture sont maintenues fixes malgré les trépidations par le ressort de rappel qui tire la manette à fond de course dans un sens ou dans un autre. Ce dispositif permet un certain jeu (inévitables d'ailleurs), dans les transmissions à distance.

Le robinet est fabriqué en employant toutes les fois qu'on le peut des alliages légers à haute résistance.

Il se fabrique couramment en deux séries : la série « T » pour raccorder deux tubes bout à bout et la série « R » pour raccorder un tube à un réservoir ou à un organe quelconque de canalisation.

Robinetts « AM » série « T » et série R :

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR en m/m	LARGEUR en m/m	DIAMÈTRE COMMUN DES BRANCHES DU T	POIDS en gr.
8/10	104	82	38	260
10/12	109	86	40	300
12/14	115,5	96	34	350
14/16	120	100	46	410
16/18	125	104	48	490

Les robinets peuvent être manœuvrés soit par rotation soit par traction.

La maison construit également des robinets à six branches pouvant rendre de grands services sur les avions multimoteurs.

Le robinet *Le Bozec* est un robinet à clapet, qui est une pièce plane extra-légère reposant sur une arête appropriée, les clapets sont commandés par des cames. Cette disposition permet dans le cas de robinets à voies multiples, d'avoir des combinaisons très variées de liaison entre les diverses voies.

Nous donnons le poids des robinets à deux voies :

Diamètres de tubes :	10 mm.	12	14	16	20
Poids :	0 ^k 165	0,210	0,260	0,300	0,580

Avec raccord trois pièces compter 60 grammes en plus.

Pour les robinets à multiples voies compter un poids supplémentaire d'environ 80 grammes par branche supplémentaire.

Filtres et robinets filtres, Décanteurs, Viseurs. — L'essence au cours de sa circulation se charge de boues, et d'ingrédients (résidus de durits, limailles, etc.) qui peuvent provoquer l'encrassement des gicleurs de carburation et dans bien des cas arrêter le fonctionnement des pompes alimentaires.

Une bonne précaution consiste à filtrer l'essence introduite dans le réservoir avec une peau de chamois. Ceci n'empêche pas de mettre un filtre au fond des réservoirs avant le départ de l'essence dans les tuyauteries et un autre filtre avant l'arrivée au carburateur.

Il convient également de débarrasser l'essence de l'eau qu'elle peut

contenir par l'emploi d'un décanteur. On utilise à cet effet la plus grande densité de l'eau comparée à l'essence et on ménage dans tous les points bas des canalisations un robinet purgeur permettant d'expulser l'eau qui vient s'y condenser.

Les filtres les plus couramment employés sont des filtres métalliques à mailles très ténues en fils de maillechort. On utilise également des fibres spéciales, sortes de feutres ténus et la peau de chamois.

Plusieurs constructeurs ont eu l'idée de grouper en un même appareil le robinet d'essence, le filtre et le décanteur.

Les robinets « Bloctube » Tampier permettent le filtrage de l'essence, l'arrêt de l'essence par fermeture du robinet, la vidange de l'eau en dépôt. Ils sont commandables à distance et peuvent au besoin freiner le débit du liquide progressivement.

Voici les caractéristiques de ces robinets :

Robinets « bloc-tubes » Tampier (alliage léger),

TUBES CORRESPONDANTS diam. en m/m	LONGUEUR en m/m	LARGEUR en m/m	POIDS en gr.
10/12	164	107	0,450
12/14	164	107	0,480
14/16	164	107	0,500
16/18	182,5	119	0,550
18/20	182,5	119	0,580
20/22	182,5	119	0,600

Ces robinets s'exécutent également en bronze.

Le robinet *R. F. D.* (Établissements Malivert) est une combinaison de trois appareils en un seul : filtre à essence à grande surface, chambre de décantation et purgeur, robinet d'arrêt proprement dit.

Le principe de l'appareil est de permettre à volonté l'ouverture ou la fermeture du passage de l'essence au moyen d'un pointeau ou clapet analogue au dispositif employé dans les carburateurs mais avec cette différence que dans ce robinet, le pointeau au lieu d'être libre est constamment soumis à l'action d'un ressort venant l'appliquer sur son siège et l'essence peut alors s'écouler librement sans aucun freinage.

Il faut éviter que des impuretés ne viennent près du pointeau, risquant de le coincer ou d'occasionner des fuites ou rentrées d'air. A cet effet tout le système mobile du pointeau est enfermé dans un large filtre cylindrique

dont la fonction est d'arrêter les impuretés de l'essence qui retombent dans une vaste chambre de décantation d'où elles peuvent être évacuées au dehors par un purgeur.

Tout l'appareil qui peut être commandé à distance, est démontable en dévissant un seul écrou.

Le robinet s'adapte facilement aux sections des tuyauteries couramment employées. Son poids est d'environ 0^k540 et son encombrement de diamètre 60^m/_m, hauteur 170^m/_m.

Le nouveau filtre *Malivert* en cristal spécial résistant à des variations de température de plusieurs centaines de degrés, permet de voir le filtrage de l'essence, et sa circulation normale (fig. 219).

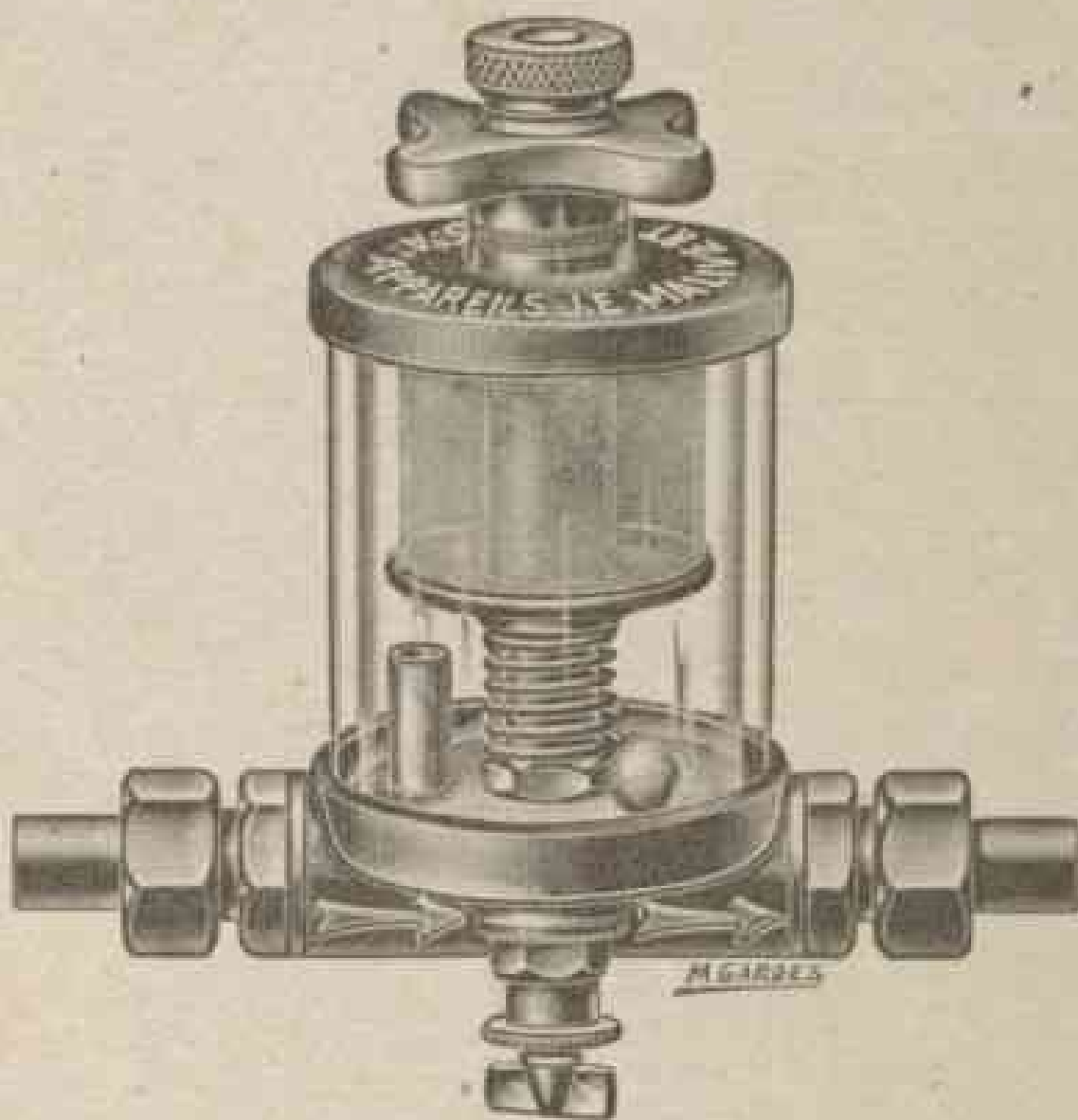


FIG. 219

Le démontage complet du filtre, la vidange des impuretés s'opèrent en dévissant un seul écrou.

Cet appareil arrête toutes les impuretés ; un dispositif spécial permet de reconnaître la présence de l'eau dans l'essence, car quelque bien filtrée que soit cette dernière, il se dépose toujours, par suite de condensation, des quantités d'eau appréciables, dans les réservoirs.

Diamètre de la cuve : 65 millimètres. Poids 700 grammes. Hauteur, 130 millimètres.

Les viseurs d'essence *Le Bozec* permettent le contrôle de la circulation d'essence. S'il y a arrêt ou si le débit descend au-dessous d'un minimum déterminé, un obturateur rouge apparaît dans les fenêtres du viseur.

Diamètres de passage :	8 mm.	10 mm.	12 mm.	14 mm.
Poids du viseur :	0 ^k 125	0,130	0,135	0,150
Poids avec raccords 3 pièces :	0 ^k 155	0,170	0,205	0,240

Amortisseurs.

Le but de cet accessoire est de régulariser la pression d'alimentation et d'amortir les pulsations des pompes.

Le principe de ces appareils est de couper la circulation d'essence en un endroit et à l'intérieur d'une capacité formant matelas d'air amortisseur.

L'amortisseur, s'il est branché sur le refoulement, doit être le plus bas possible ; s'il est monté en contre-bas sur un piquage peu importe la hauteur.

La maison « AM » a construit deux amortisseurs basé sur ce principe :

1° Un amortisseur horizontal qui est un cylindre de 90 millimètres de diamètre environ et 160 millimètres de hauteur comportant une prise pour robinet d'isolement et une prise pour robinet purgeur. Son poids est d'environ : 0^k 420.

Il peut en particulier se brancher entre deux pompes.

2° Un amortisseur vertical sans clapet central, avec une prise par dessus, une prise par dessous pour manomètre de pression, deux ou trois prises par dessous.

Son encombrement est celui d'un cylindre de 70 millimètres de diamètre et de 138 millimètres de hauteur. Il pèse 0^k 340.

Manomètres. — Il n'est pas inutile de brancher un manomètre sur la circulation d'essence, de manière à contrôler à chaque instant sa bonne marche.

La maison « AM » a établi un manomètre se montant sur planchette de bord dans un trou de 56 millimètres de diamètre (encombrement extérieur : diamètre 85 millimètres) et dont le poids est de 0^k 190.

Collecteurs. — Pour centraliser les tubes d'arrivée d'essence provenant de plusieurs réservoirs, la maison « AM » a établi des collecteurs d'équilibre.

Ils permettent une plus grande commodité dans les manœuvres éventuelles des robinets et simplifient l'installation des tuyauteries.

Ces collecteurs simples peuvent comporter le nombre de prises que l'on veut.

Ils sont constitués par un espace tubulaire comportant à chaque extrémité une entrée et une sortie d'essence, sur un des côtés arrivent le

tuyauteries en nombre variable. Chacune d'elle peut être obturée par un robinet-pointeau.

La maison « AM » a également établi un type de collecteur à clapets comportant à l'entrée et à la sortie de l'essence des clapets et des filtres à grand passage.

Il se place de préférence au-dessous du fond du réservoir le plus bas de façon à être noyé dans le cas le plus défavorable.

Circulation d'essence.

Le problème est particulièrement simple dans le cas des réservoirs en charge : un tube amène l'essence du réservoir au carburateur. On interpose sur le trajet deux filtres, un dans le réservoir et l'autre à l'entrée du carburateur, un amortisseur, un décanteur avec purgeur.

Dans le cas le plus fréquent où l'alimentation se fait par pompes alimentaires le schéma d'installation est un peu plus compliqué. L'alimentation peut se faire par une simple pompe à double effet (type Lamblin par exemple) ou par deux pompes type « AM » l'une d'elle étant suffisante dans tous les cas pour assurer automatiquement l'alimentation, l'autre étant placée pour raison de sécurité.

Circuit allant des pompes à essence aux carburateurs.

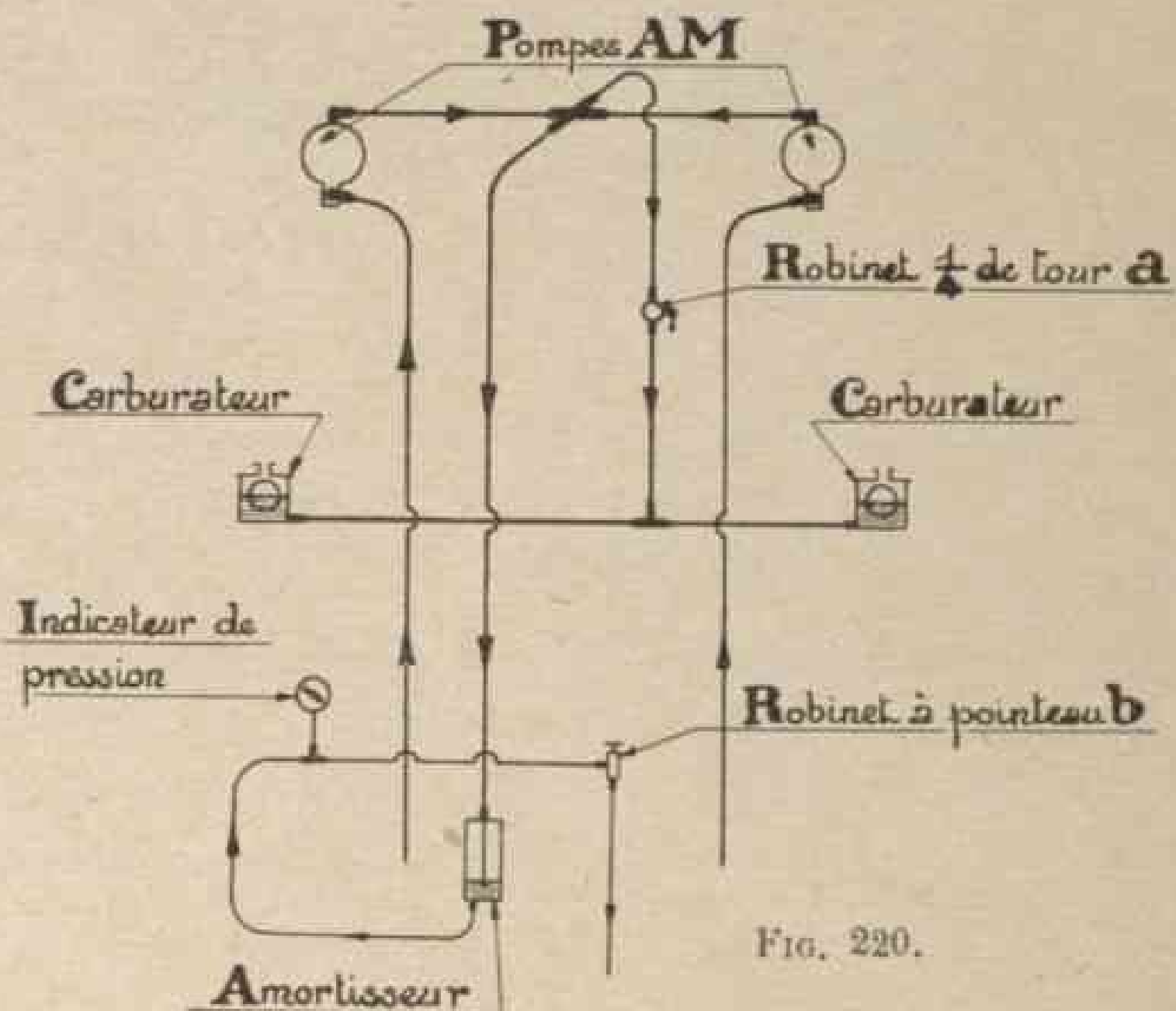


FIG. 220.

Le schéma de la figure donne la disposition d'une installation dans le cas d'un système à deux pompes.

Les flèches indiquent le trajet de l'essence.

Le robinet *a* à fermeture aussi rapide que possible permet de couper l'alimentation. Ce robinet qui doit être manœuvré fréquemment ne sera pas un robinet pointeau ordinaire mais de l'un des types décrits plus haut.

Le robinet *b* doit être à portée de la main du pilote. C'est un robinet de dégagement (à pointeau par exemple) devant faciliter l'amorçage des pompes au départ.

Équipement d'un avion monomoteur. (Pas de nourrice).

Nous donnons (figure 221) le schéma d'une installation dans le cas où l'on a plusieurs réservoirs séparés.

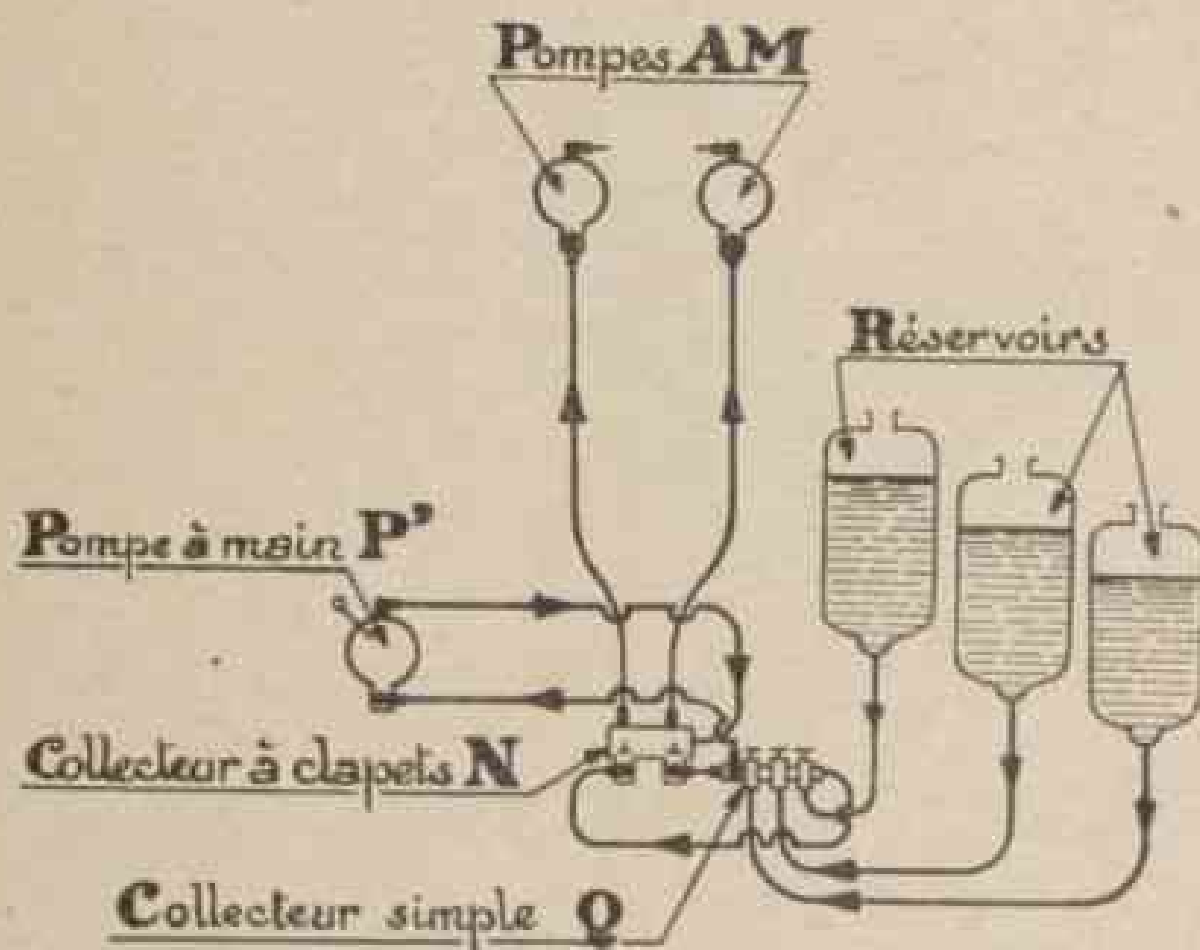


FIG. 221.

Dans le cas étudié la hauteur d'aspiration des pompes alimentaires par rapport au point le plus bas du réservoir, le plus bas est supérieure à environ un mètre. L'installation comporte alors une pompe à main pour l'amorçage au départ et par suite un collecteur à clapet **N** en plus du collecteur simple.

Dans le cas où la hauteur d'aspiration est faible (inférieure à un mètre) on peut supprimer la pompe à main et le collecteur à clapets.

Dans les deux cas le schéma d'alimentation des pompes aux carburateurs est analogue à celui de la figure 220.

La figure 221 bis donne un ensemble d'installation sur avion Morane école (180 CV.).

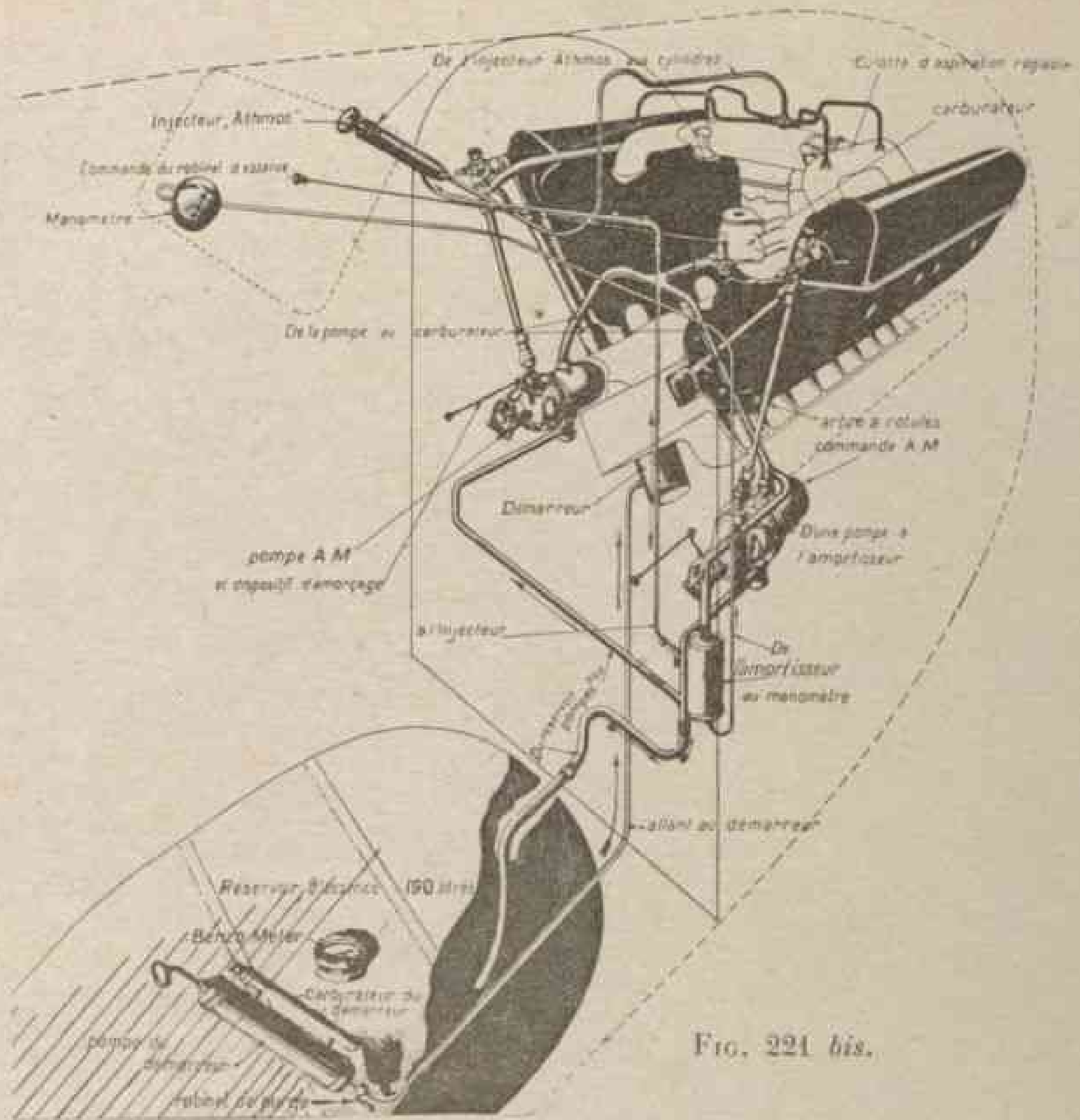


FIG. 221 bis.

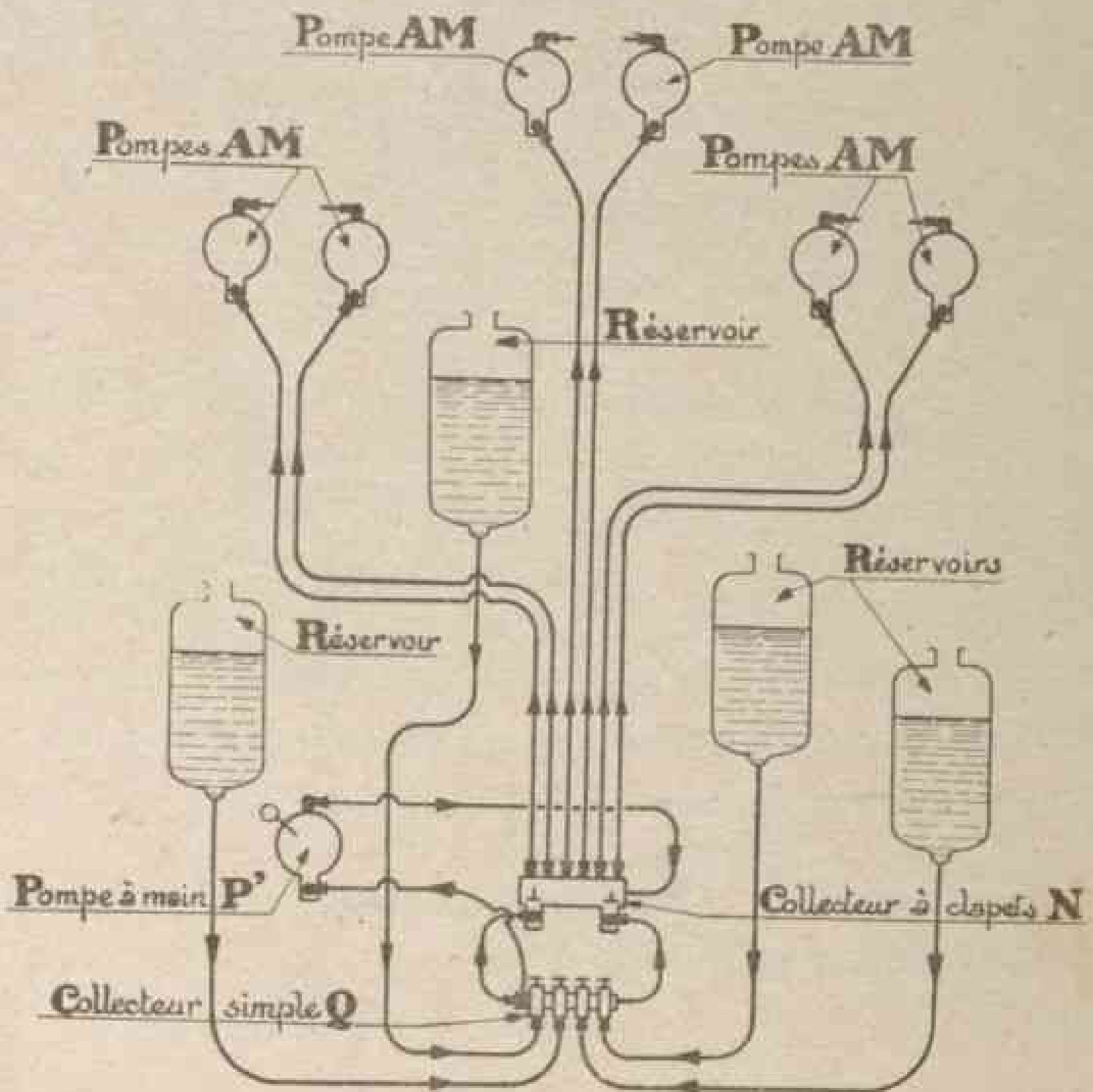


FIG. 222.

Équipement d'un avion multimoteur.

La fig. 222 donne un schéma général de circulation comportant trois groupes de deux pompes et quatre réservoirs séparés. Il permet de passer sans modification de principe à une installation comprenant n pompes et m réservoirs d'essence.

Le circuit comporte une pompe à main qu'il y a lieu de prévoir dans tous les cas sur les avions multimoteurs.

Comme dans le cas précédent le schéma de circulation allant des pompes aux carburateurs se continue comme sur la fig. 220.

Équipement avec nourrice (voir fig. 223).

Le circuit comprend :

- | | |
|---|--|
| 1. Filtre ; | 10. Injecteur « Athmos » ; |
| 2. Amortisseur ; | 11. Pompe alterno-rotative à main ; |
| 3. Indicat. d'écoulement d'essence ; | 12. Tube plongeur Nivex ; |
| 4. Prise d'air ; | 13. Réservoir à essence ; |
| 5. Nourrice à essence ; | 14. Robinet d'isolement ; |
| 6. Trop-plein ; | 15. Tubulure de vidange ; |
| 7. Indicateur Nivex de l'amort ^r | 16. Pompe alimentaire méc. « AM » ; |
| 8. Indicateur Nivex ; | 17. Robinet 4 voies ; |
| 9. Pompe de Nivex ; | 18. Tubulures d'évacuation des fuites. |

Réchauffage du carburateur.

Il y a lieu de réchauffer le carburateur par temps froids et aux hautes altitudes pour favoriser la vaporisation de l'essence mais sans dépasser 10° environ.

Le réchauffage du carburateur est obtenu par branchement d'une tuyauterie soit sur la circulation d'eau chaude du moteur (voir chapitre nourrice d'eau), soit sur l'échappement des gaz venant réchauffer l'air entrant dans le carburateur.

Dans le cas où l'on se branche sur l'échappement, prévoir une toile métallique dans la tuyauterie pour éviter la propagation des flammes d'échappement.

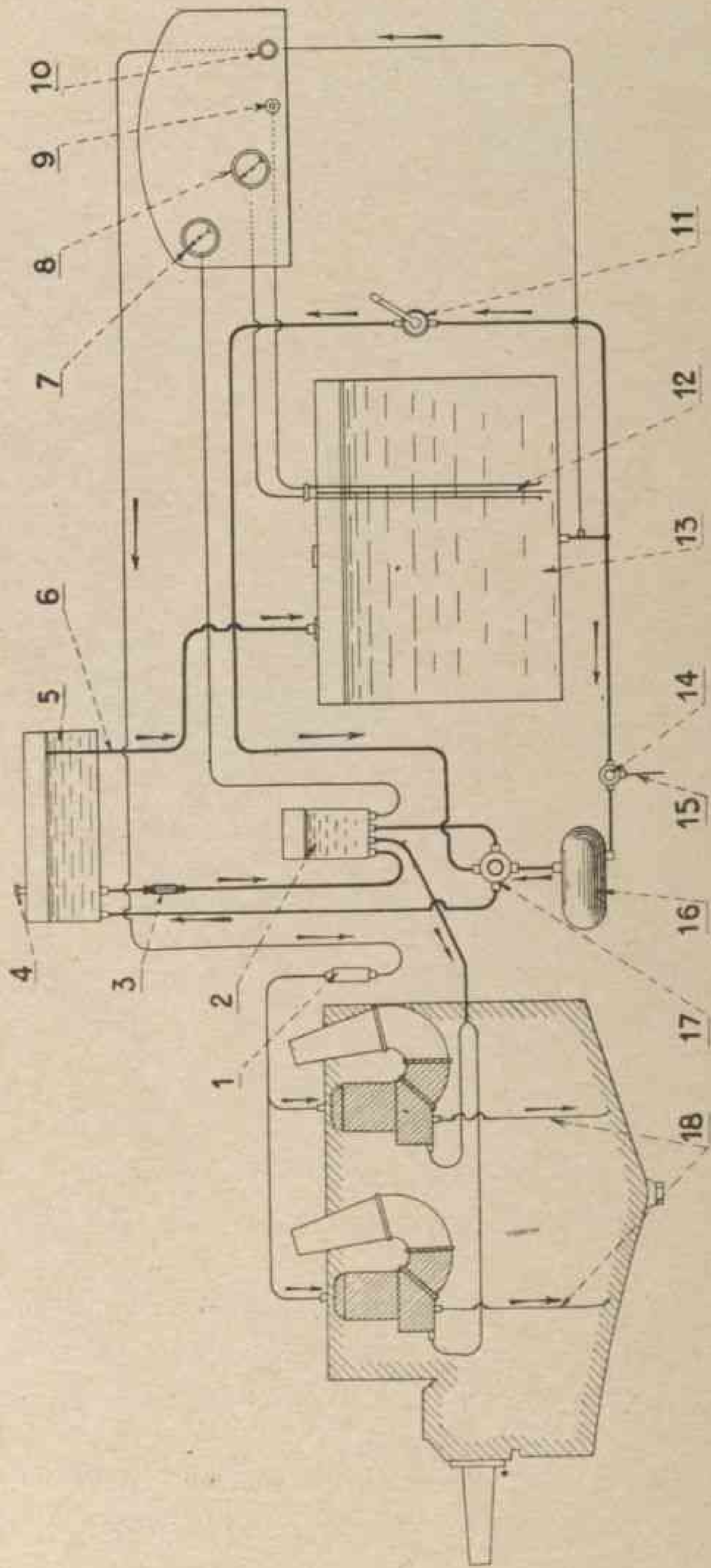


Fig. 223.

Le réchauffage peut être arrêté par le pilote, il n'est pas jusqu'à présent automatiquement réglable.

Jaugeurs d'essence. — Il est intéressant de pouvoir connaître à chaque instant à terre et en vol le volume de l'essence contenue dans les réservoirs.

Il existe deux types principaux d'indicateurs :

des *jaugeurs à flotteurs* ;

les *jaugeurs à pression*.

Tous ces appareils doivent permettre la lecture du niveau du poste de pilotage.

Aucun dispositif ne permet actuellement de garantir une précision suffisante pour les grands angles d'attaque de l'avion. Les appareils actuels sont réglés et gradués pour un angle d'attaque déterminé correspondant à l'avion en ligne de vol.

Cet inconvénient n'est pas très grave si le pilote prend soin de ne faire ses lectures qu'en vol horizontal.

Jaugeurs à flotteurs.

L'indicateur de niveau « *Stop* » de la maison *Tampier* permet de déterminer à distance la quantité d'essence que contient un réservoir.

Il se compose d'un flotteur plongé dans un réservoir agissant au moyen d'un levier sur une came placée à la partie supérieure du réservoir. Les déplacements de la came sont proportionnels à ceux du flotteur.

Si au moment où l'on désire connaître le niveau on applique sur la came un doigt ou levier qui est au repos toujours au même point, ce doigt s'arrêtera sur la came après avoir parcouru des distances qui varieront suivant la position de la came et qui seront proportionnelles à son déplacement et par suite à celui du flotteur.

Une manette *Tampier* avec genouillère à rattrapage de jeu et tringle rigide permet d'agir à distance sur le doigt. On lit sur le secteur gradué en litres la quantité d'essence restant dans le réservoir. Poids 1^k540.

La transmission mécanique rigide permet d'éviter les erreurs qui seraient dues à l'allongement d'un câble sur lequel on tire (tube 8/10 en duralumin).

Cet indicateur se place sur la collerette Standard du S. T. A. La commande du doigt se faisant de l'extérieur à l'intérieur au moyen d'un axe

qui traverse une presse étoupe, aucune fuite n'est possible et le réservoir reste toujours étanche.

Le *jaugeur Corset* est également du type à flotteur.

Il se compose d'un flotteur en liège aggloméré recouvert d'un enduit spécial inattaquable par l'essence guidé par deux lames rectilignes parallèles qui plongent dans le réservoir.

Le flotteur en montant écarte une lame flexible dite lame de sabre. Le déplacement de cette lame proportionnel à la course du flotteur est transmis à l'indicateur gradué par un système original comprenant de petits éléments en forme d'osselets appelés poussoirs logés avec un jeu convenable dans un tube de cuivre de $4,5 \times 6$ millimètres de diamètre.

Poids de l'appareil : 1^k 500 pour une distance de deux mètres entre le milieu du réservoir et le pilote.

Le *jaugeur Sécur* (Société Impar.) est constitué par un flotteur chargé de suivre le niveau du liquide et relié par un cordonnet à un tambour enrouleur à axe horizontal.

L'axe de ce tambour étant fileté on conçoit aisément que tout mouvement vertical du flotteur transformé en mouvement circulaire du tambour se traduira par un déplacement transversal de celui-ci sur son axe fileté.

Ce déplacement, toujours rigoureusement proportionnel au mouvement du flotteur est reproduit par une aiguille indicatrice sur le cadran du récepteur. Cette aiguille est commandée soit par une transmission genre Bowden actionnée par le pilote au moment de la lecture, soit directement par un organe lié au tambour dans les modèles à lecture directe. Une graduation convenable du cadran indique le volume d'essence correspondant à la position du flotteur révélée par l'aiguille.

L'appareil se présente sous deux formes :

Bouchon-jaugeur à lecture directe.

Modèle à lecture à distance sur un cadran placé près du pilote.

Poids du modèle complet : 1^k 200 à 1^k 600.

Le *Spirobloc* (fig. 224) comprend :

Un plongeur P, constitué par un cylindre en tôle de laiton perforé, est introduit verticalement dans le réservoir à l'endroit de la plus grande profondeur. Sur la face interne de ce cylindre est fixée, en saillie, une rampe hélicoïdale R. Un flotteur F muni d'un ergot horizontal E coulisse librement le long d'un montant vertical M de section rectangulaire.

A la partie supérieure du plongeur un câble G s'enroule sur la poulie

Q solidaire de l'axe A qui termine le montant M. Ce montant est ramené au point mort quand on tire sur le câble G par le ressort spirale S dont l'action est limitée par le dispositif de butée B. Le montant M étant au point mort le flotteur suivra librement les variations de niveau, mais avec son ergot toujours dirigé suivant la même direction.

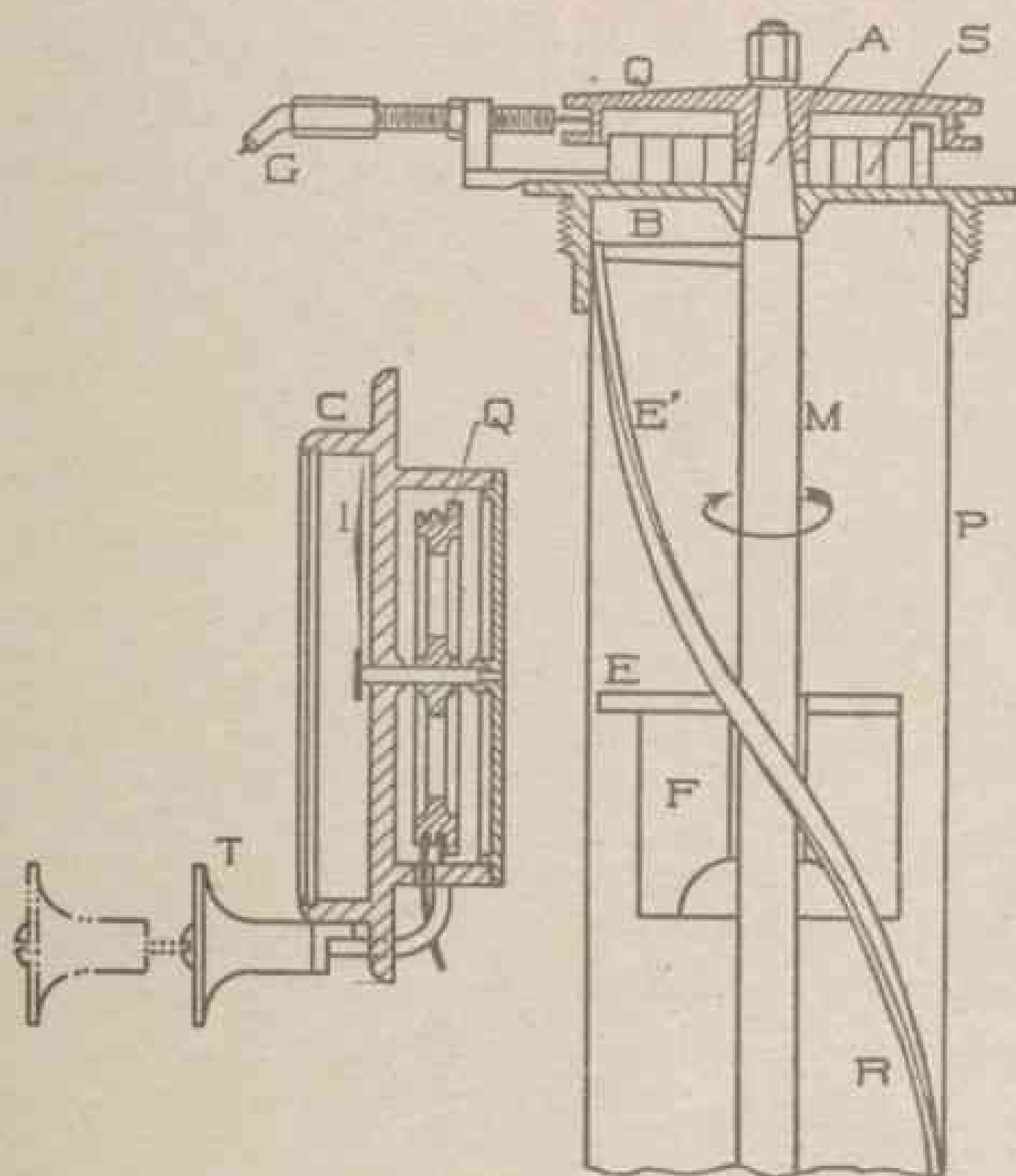


FIG. 224.

Le câble G, sans gaine, s'enroule à son autre extrémité sur une poulie Q¹ à deux gorges fixée dans le boîtier du cadran indicateur C. Un autre câble s'enroule dans la deuxième gorge et se termine par le bouton-tirette T.

Quand on tire sur le bouton T, la combinaison des câbles et des poulies Q et Q¹ fait tourner le montant M dans le sens des aiguilles d'une montre à partir de la position point mort, jusqu'à ce que la rotation soit arrêtée par la butée de l'ergot E contre la rampe hélicoïdale RE¹. Cette rotation fonction du niveau du flotteur donc du niveau du liquide est transmise par le câble G à la poulie Q¹. L'aiguille indicatrice I fixée sur cette poulie, se déplace devant le cadran lequel est gradué en volumes.

Le cadran se fixe sur la planche de bord (diamètre maximum : 120 millimètres ; épaisseur, 40 millimètres). Poids total de l'appareil : 1^k570.

Jaugeurs à pression.

Le *jaugeur à distance Aéra-Badin* ne comporte pas de flotteur. C'est un perfectionnement d'une jauge à pression d'air système Badin. Le principe de l'appareil est le suivant : la pression hydrostatique du liquide est équilibrée par une pression d'air sans aucun contact entre les deux fluides, grâce à un dispositif de détenteur. La pression commune est mesurée à distance par un manomètre dont le cadran porte une graduation en volume correspondant aux diverses hauteurs de liquide.

L'appareil comprend donc un manomètre M (fig. 225) et une pompe P qui sont reliés à un dispositif détenteur D fixé au fond du réservoir.

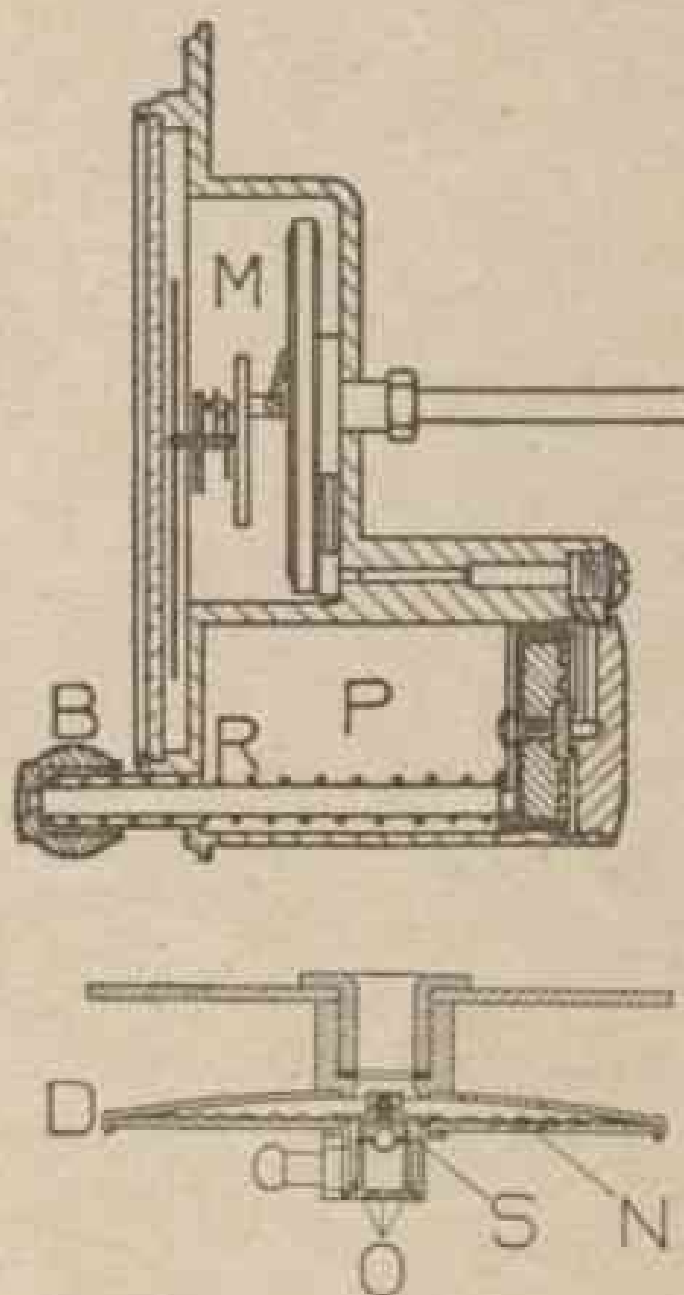


FIG. 225.

Ce détenteur consiste essentiellement en une membrane métallique N séparant absolument le liquide de l'air et une soupape S de décharge d'air, commandée par la membrane.

Quand on tire puis lâche le bouton de la pompe, le ressort de rappel R oblige le piston à comprimer de l'air dans la canalisation. La pression monte rapidement dans celle-ci et devient égale puis supérieure à la pression de la colonne liquide. Mais à ce moment la différence des pressions soulève la membrane N, qui entraîne la soupape de décharge S, l'air comprimé s'échappe par les ouvertures O, la membrane retombe. La pression remonte à nouveau et le cycle recommence, un équilibre s'établit d'ailleurs très rapidement.

Ce système qui oblige simplement à actionner la pompe pour lire le niveau d'essence a l'avantage de réaliser une entière séparation du liquide et des organes de mesure. Il est en outre tout à fait indiqué pour le jaugage des liquides visqueux tels que les huiles.

La maison Aéra a établi deux types :

Un appareil à cadran standard de 90 millimètres et un diamètre de collerette de 120 millimètres pesant (appareil complet) 0^k975.

Un modèle à cadran de 75 millimètres, diamètre de collerette = 85 millimètres pesant 0^k950 tout compris.

CIRCULATION D'HUILE

L'huile doit passer avec une bonne fluidité et un débit convenable en tous les points de la circulation quelle que soit la température extérieure.

Les huiles de ricin comme les huiles minérales qui commencent à être employées en aviation ont des propriétés physiques telles que la température fait varier leur fluidité dans de très grandes proportions.

Aux environs de 0° pour l'huile minérale et —5° pour l'huile de ricin la viscosité devient excessive, la circulation peut s'obstruer et la pression dans les différents organes peut atteindre 100 kilogrammes au centimètre carré. Vers 80° ou 100° la viscosité devient trop faible et le pouvoir lubrifiant insuffisant.

Il est donc nécessaire de maintenir l'huile de graissage à une température convenable correspondant à des qualités lubrifiantes optima. Pour l'huile de ricin ces limites sont 30° et 70° (1). En deçà il y a lieu de prévoir le réchauffage ou le refroidissement.

Réchauffage de l'huile.

1° *Calorifuges.* — On peut employer tout d'abord des dispositifs qui empêchent l'huile de se refroidir (calorifuges). A cet effet on entoure le réservoir d'huile et les tuyauteries exposées au froid d'une substance calorifuge. Une des meilleurs est le liège de 5 millimètres d'épaisseur convenablement verni. Le feutre peut également être employé. L'huile est alors

(1) Pour une étude plus approfondie du graissage consulter l'ouvrage de M. l'Ingénieur Champsaur *La pratique du graissage dans les moteurs d'aviation* chez Béranger éditeur.

versée tiède dans le réservoir et sa température se conserve. Ces dispositifs ont l'inconvénient de n'être efficaces que pour certaines températures maxima au-dessous desquelles l'huile se congèle. Les calorifuges sont d'autre part très combustibles et souvent très lourds.

2° *Réchauffage par l'eau du moteur.* — On assure quelquefois le réchauffage de l'huile par une circulation d'eau chaude venant du moteur autour d'un tuyau de large section placé en shunt sur le moteur.

Il faut 0 calories 8 pour élever la température de 1 litre d'huile de 1°.

3° *Réchauffage électrique.* — Ce sont de petits raidateurs électriques alimentés par la génératrice de bord venant réchauffer les réservoirs.

Ils seront établis en tenant compte qu'il faut 1 watt /heure pour réchauffer 1 litre d'huile de 1 degré.

Les Établissements *L'Équipement électrique de Puteaux* ont étudié un réchauffeur d'huile au sol constitué par un boudin souple à l'intérieur duquel se trouve une résistance isolée à l'aide de fils d'amiante et de toile métallique fonctionnant sous 110 ou 85 volts absorbant 165 watts et qui permet le réchauffage rapide des réservoirs d'huile au départ. Ils étudient d'après les modèles de réservoir des réchauffeurs de vol.

Refroidissement de l'huile.

1° *Réservoirs-radiateurs.* — Le réservoir a quelquefois été utilisé (à l'étranger surtout) comme radiateur. A cet effet l'huile chaude qui entre dans le radiateur est isolée par une cloison de la masse de l'huile. La face extérieure correspondante du réservoir est ondulée par moletage.

2° *Radiateurs d'huile.* — Des radiateurs d'huile très simples et pouvant donner satisfaction dans certains cas sont tout simplement des capacités très plates portant des ondulations à l'extérieur.

La maison *Potez* équipe ses avions avec des radiateurs très simples. Le radiateur est un tube de large section sur lequel on a fixé des ailettes longitudinales dans lesquelles l'huile pénètre et se refroidit. Le radiateur peut également être constitué par un tube d'une seule pièce dont les profondes ondulations sont obtenues directement par moletage. Ce tube étant fermé sur une génératrice longitudinale par un raccordement soudé ou brasé.

Les constructeurs de radiateurs d'avions ont presque tous établi des radiateurs d'huile d'un type analogue à ceux imaginés pour le refroidissement de l'eau.

La maison *Lamblin* construit des radiateurs à ailettes, *Chausson* et *André* font des radiateurs nids d'abeilles.

Nous allons décrire en outre un modèle de radiateur d'huile particulièrement résistant :

Le radiateur d'huile type AD n° 2 modèle STAé 1926, est formé par une vis d'Archimède creuse en métal laminé de faible épaisseur (cuivre rouge, cupro-aluminium, aluminium, duralumin), formée d'éléments hélicoïdaux séparés entre eux par une plaque P.

L'ensemble est soudé sur un tube distributeur D.

L'arrivée et la sortie de l'huile se font par des raccords C orientables à la demande.

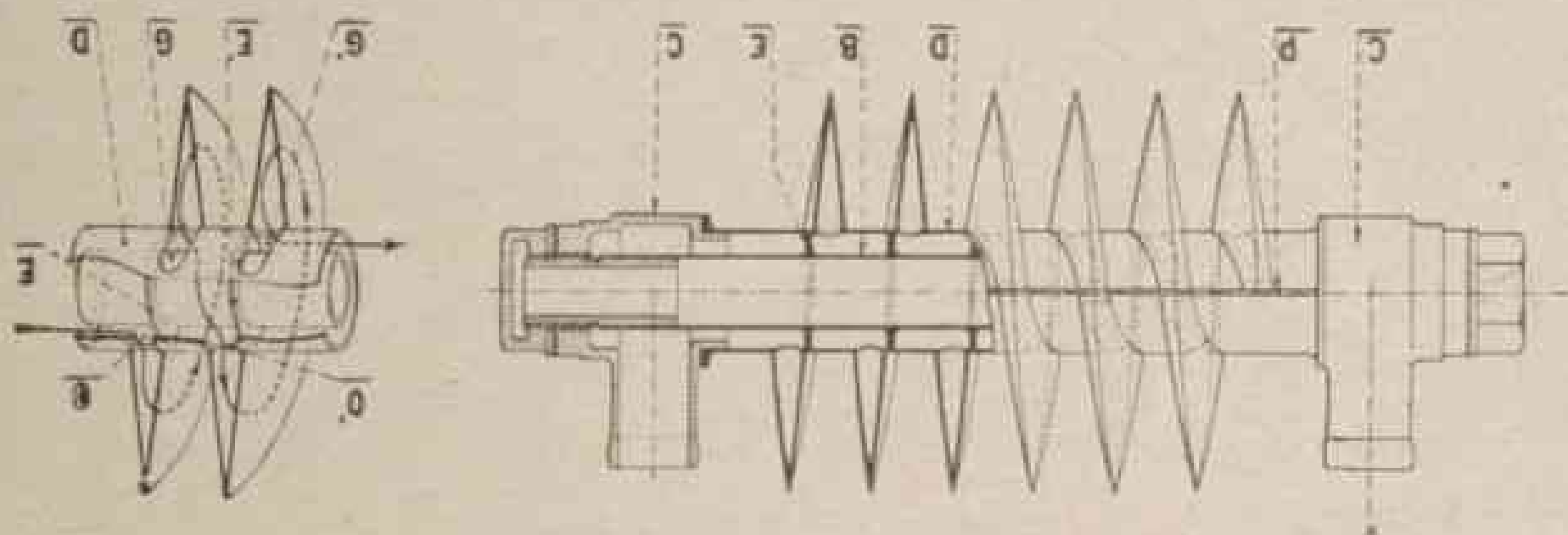


FIG. 227.

Le serrage des raccords C sur le tube distributeur est obtenu à l'aide du tube B portant les disques séparateurs E, serré à l'extérieur des raccords C.

L'huile arrivant par le raccord C, passe dans le tube D, et est arrêtée par le disque E, qui l'oblige à passer par l'orifice O, dans les ailettes où elle passe en prenant contact avec toute la surface radiante.

La plaque P, interrompant le circuit dans la vis force l'huile à rentrer dans le tube D, par l'ouverture G derrière le disque E. Le disque E' fait passer l'huile dans le 2^e élément par l'orifice O'. Elle en ressort ensuite par l'ouverture G' et ainsi de suite.

Radiateur-régulateur de température et épurateur d'huile type André.

La maison *André* a étudié un radiateur d'huile très simple à réglage de température automatique dans de certaines limites. Ce radiateur est complété par un épurateur d'huile qui s'adapte à lui, et qui peut être employé séparément.

Le réglage dans le radiateur André s'obtient par la forme et la disposition du collecteur d'huile. L'huile qui arrive en E se sépare suivant sa fluidité tel que l'indique les flèches de la fig. 228.

S'il fait froid l'huile du radiateur oppose une résistance à l'écoulement qui fait qu'une partie de l'huile ne passe pas dans le radiateur mais suit directement le trajet E. S. L'inverse a lieu s'il fait chaud c'est-à-dire si la fluidité est grande.

L'épurateur *André* comporte un premier filtre F constitué par des lames longitudinales convenablement écartées dont le but est de donner un premier filtrage.

L'huile descend ensuite à travers des chicanes constituées par des tiges O portant des lamelles de feutre *f*. L'huile s'évacue en E pour pénétrer dans le radiateur par exemple.

Capacité des réservoirs d'huile, caractéristiques des radiateurs.

La quantité d'huile à emporter est proportionnelle à la puissance des moteurs, au nombre d'heures de vol et à la consommation du moteur en huile (par cheval-heure).

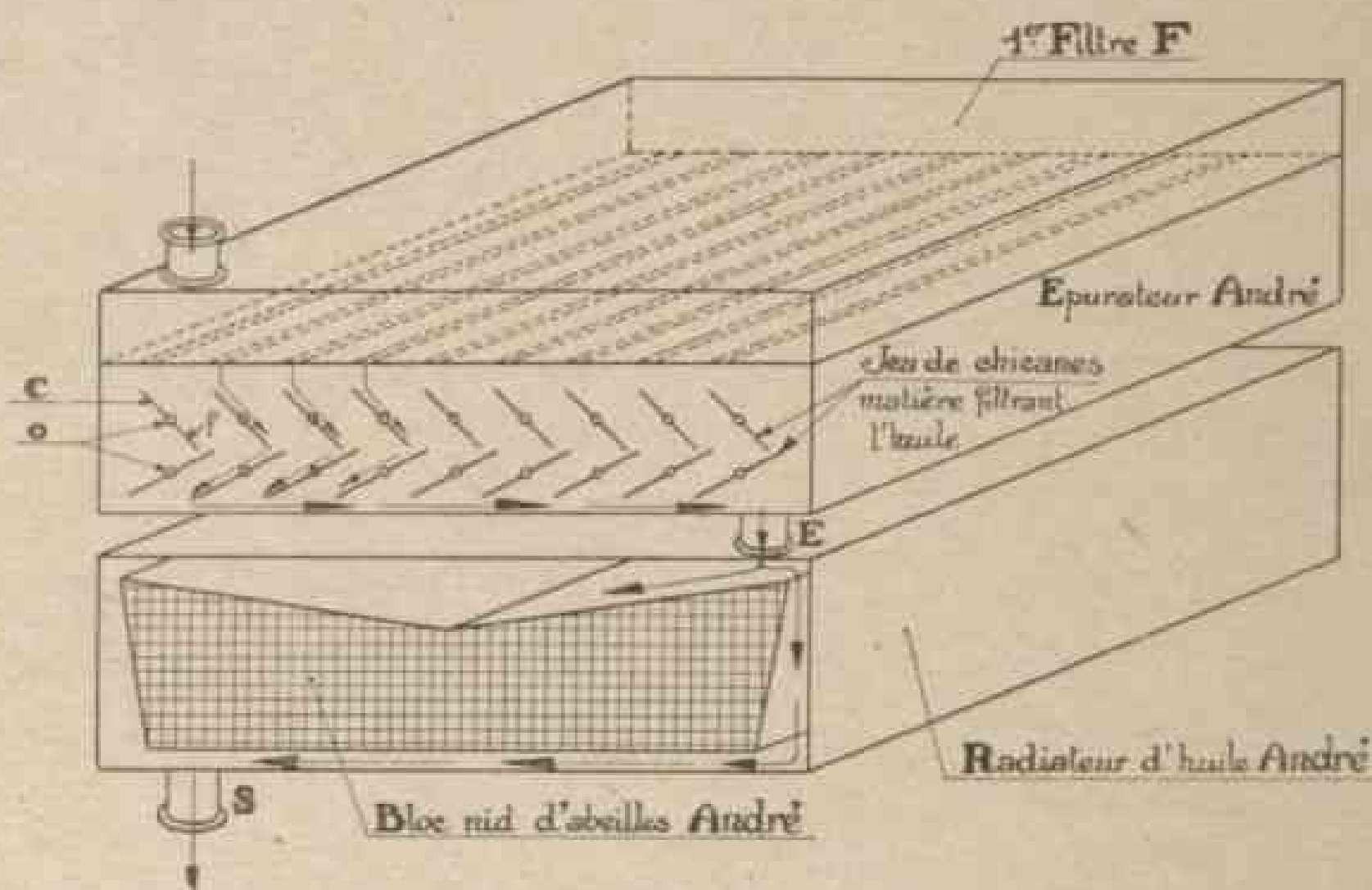


FIG. 228.

Ce dernier facteur peut varier du simple au double avec le type de moteur adopté.

Il y a donc lieu dans chaque cas de connaître la consommation en huile.

On majorera le poids obtenu d'une certaine quantité qui correspond à l'huile nécessaire pour le remplissage des tuyauteries du radiateur et du moteur. Cette quantité peut être prise égale à 6 kilogrammes sans inconvénients.

Le choix du radiateur d'huile s'inspire des mêmes méthodes que celui du radiateur d'eau. La comparaison est d'autant plus logique que les deux types sont généralement établis par le même constructeur et avec le même système de refroidissement. (Voir au chapitre : Circulation d'eau)

Nous donnons ci-dessous à titre d'exemple les caractéristiques de quelques radiateurs d'huile *Lamblin* pour quelques moteurs :

MOTEURS	PUISSANCE EN CV.	NOMB. ÉLÉM. STANDARD	POIDS	CONTENANCE
Hispano.....	300-400	20	4 k. 200	1 l. 300
		20	6, 300	1, 950
Lorraine.....	400	30	6, 300	1, 950
	450	35	7, 300	2, 300
Salmson.....	120	15	3, 150	0, 975
	230	20	4, 200	1, 300
Jupiter.....	380	30	6, 300	1, 950
	420	35	7, 300	2, 300
	520	80	8, 400	2, 600

Tuyauteries d'huile. — Elles se font généralement en cuivre rouge. Leur diamètre intérieur varie de 14 à 28 pour les différents moteurs de 150 à 600 CV.

Pour les raccords on peut utiliser les raccords métallosouples « AM » (voir au chapitre Circulation d'eau).

Manomètres de pression d'huile. — Contrôleurs de circulation. — Raccords de remplissage.

Ces appareils sont nécessaires pour vérifier que la pression de l'huile, qui croît comme on l'a vu, très vite au fur et à mesure que la fluidité diminue, reste dans des limites maxima permises, 5 à 10 kilogrammes au centimètre carré. (Voir au chapitre Accessoires de moteurs et divers.)

La maison *Malivert* a imaginé un indicateur d'huile à voyant visible à distance qui peut rendre les plus grands services. Le principe est de faire

encaisser la pression d'huile par une sorte de poussoir-soupape sollicité par un ressort taré à la pression au-dessous de laquelle l'indicateur doit avertir. L'action du poussoir-soupape provoque la rotation d'un disque qui derrière quatre secteurs évidés fait apparaître une couleur blanche si

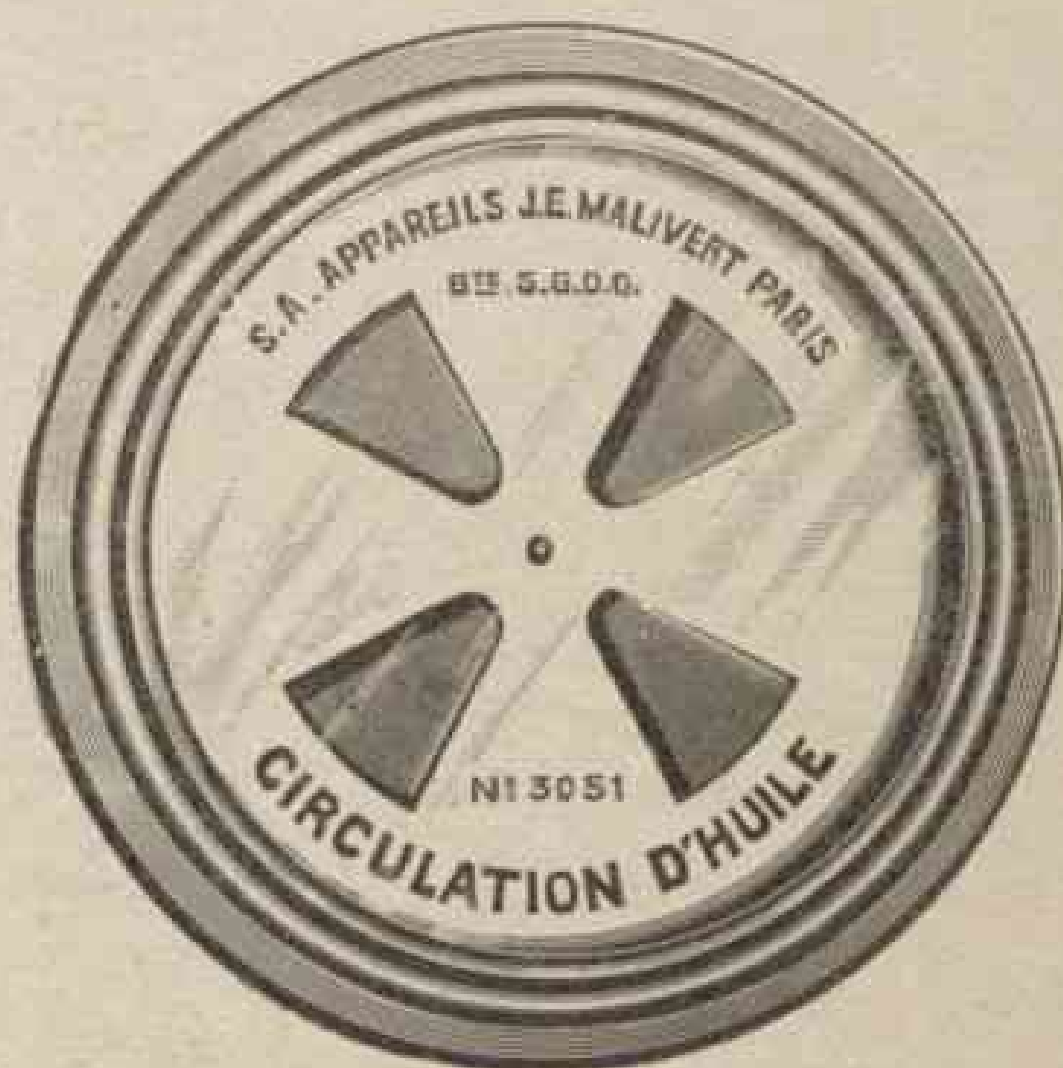


FIG. 229

la pression d'huile est suffisante pour chasser en avant le poussoir (circulation normale) une couleur rouge si la pression est tombée au-dessous du minimum toléré.

Encombrement du boîtier circulaire : 65 m/m poids : 250 gr.

L'appareil peut résister à des surpressions de plus de 100 kgs.

La maison *Rellumit* qui s'est spécialisée dans la fabrication des distributeurs d'huile et d'essence a réalisé un dispositif appelé *Accrocheur Rellumit* se plaçant à la partie inférieure des réservoirs et permettant d'assurer le remplissage sous pression dans toutes conditions.

Poids approximatif : 800 grammes. Encombrement approximatif diamètre : 50 millimètres, hauteur : 80 millimètres.

Le même dispositif peut être utilisé également pour le remplissage par-dessus et se monte à cet effet sur le bouchon Standard.

Limiteur de température d'huile.

Le dispositif suivant imaginé par M. l'ingénieur Champsaur permet automatiquement d'assurer le passage du refroidissement au réchauffage. Il est basé sur le fait que la viscosité de l'huile augmente très rapidement

à mesure que la température s'abaisse. Par conséquent l'huile en refroidissant éprouve une résistance de plus en plus grande pour traverser les tuyauteries et le radiateur. L'installation qui en résulte est la suivante :

Le refroidissement de l'huile est assuré par un radiateur placé sur la tuyauterie de refoulement d'huile du moteur au réservoir.

Le réchauffage est assuré par une circulation d'eau chaude venant du moteur autour d'un tuyau de large section (30 millimètres au minimum) placé en shunt sur le radiateur.

Un clapet taré se trouve sur le shunt. Dès que la résistance de circulation de l'huile dans le radiateur atteint une certaine valeur le clapet décharge l'huile du radiateur dans le réchauffeur.

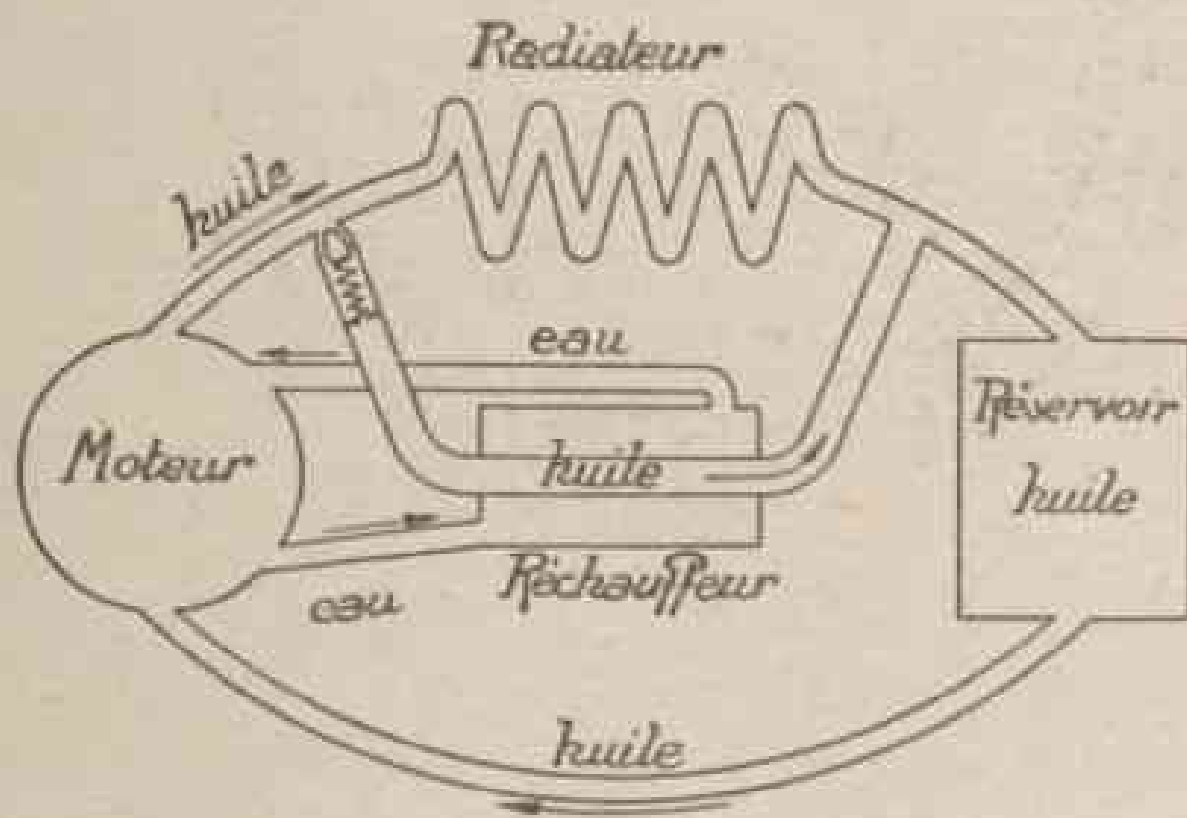


FIG. 230.

Il est facile de se rendre compte que le dispositif fonctionne, en dehors de son utilisation normale dans les vols à haute altitude ou par temps très froids, quand le radiateur d'huile est gelé, pour la mise en marche par temps froid, et quand une cause quelconque a produit l'obstruction de la circulation d'huile dans le radiateur.

Installation générale du graissage du moteur sur l'avion.

Le système comporte :

Le réservoir placé en charge sur la pompe à huile, les tuyauteries entre les pompes, le moteur et le radiateur dans presque tous les cas, (fig. 231).

Les tuyauteries doivent être disposées comme pour l'eau et l'essence en tenant compte très largement des lois de l'hydraulique.

Des robinets et des gouttières doivent être prévus pour l'écoulement de l'huile qui suinte.

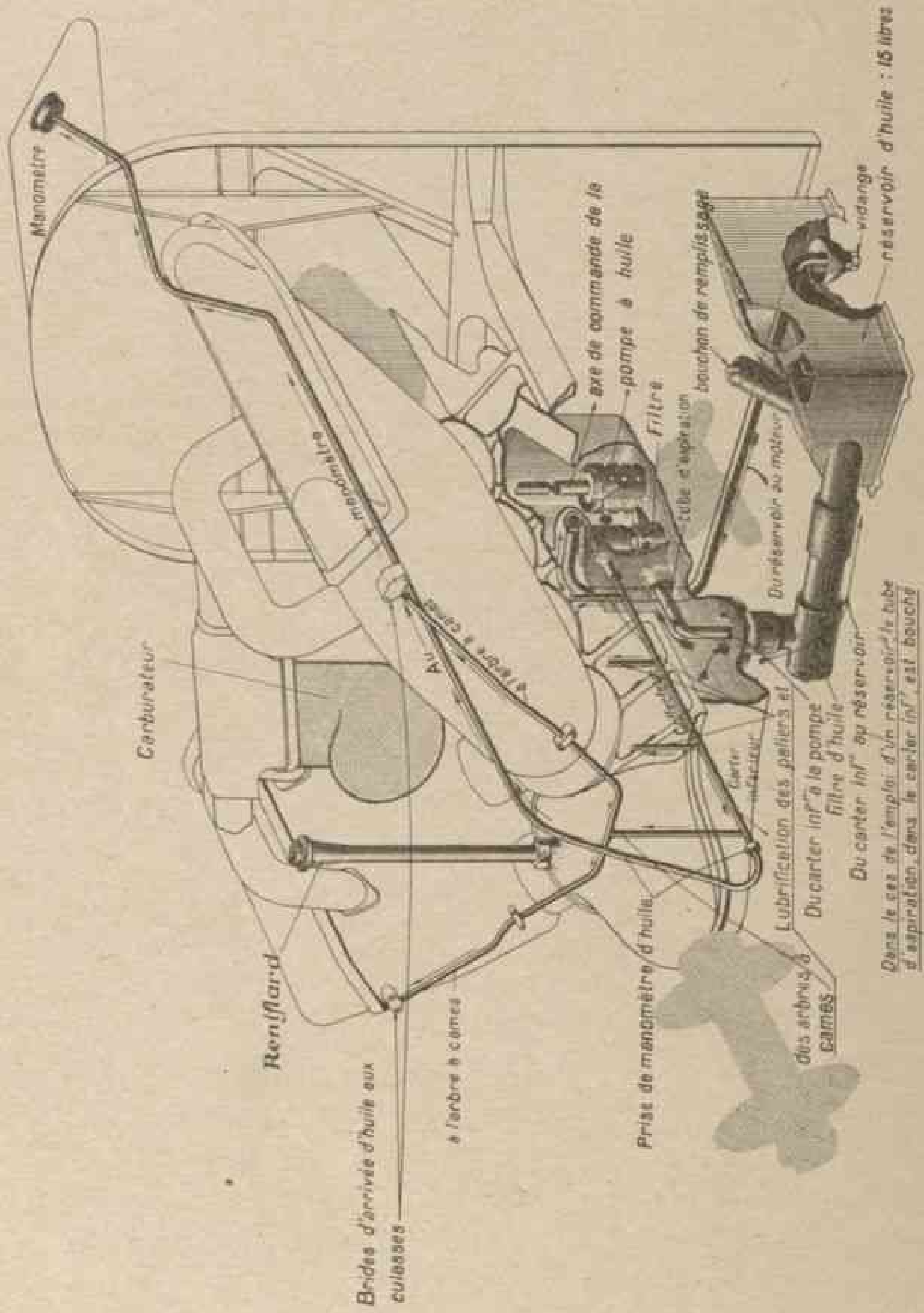


FIG. 234. — Circulation d'huile.

Des filtres sont à prévoir sur le trajet, à la sortie du radiateur s'il y en a un, et à l'entrée de la pompe.

Les manomètres de pression sont nécessaires à l'entrée et la sortie de l'huile du moteur. Le viseur peut le remplacer.

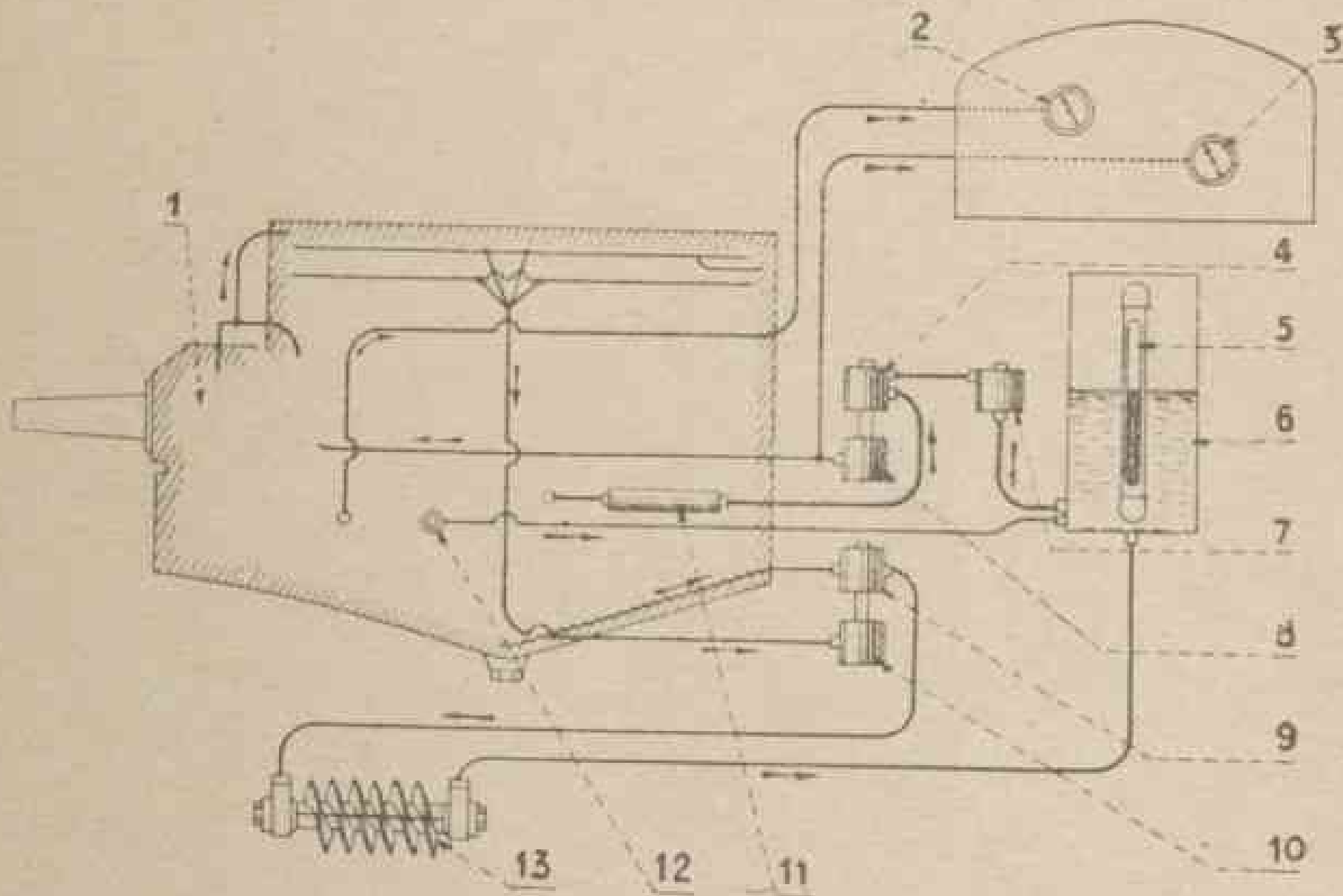


FIG. 232.

Le schéma de la fig 232 comporte :

1. Réducteur,
2. Manomètre 5 à 10 kilogrammes.
3. Manomètre 0 à 5 kilogrammes.
4. Pompe du vilebrequin.
5. Niveau.
6. Réservoir.
7. Filtre.
8. Pompe de l'arbre à cames.
9. Pompe de vidange du vilebrequin.
10. Pompe de vidange de l'arbre à cames.
11. Filtre sous pression.
12. Régulateur de pression d'huile.
13. Radiateur.

CIRCULATION D'EAU

La circulation d'eau doit permettre un refroidissement convenable du moteur pour des différents régimes de vol de l'avion.

En particulier, il convient de remarquer que le refroidissement est difficile à réaliser dans les cas suivants avec la même installation.

1° en vol à la vitesse maxima au sol.

2° en vol à haute altitude et en montée du fait de la variation importante de température qui se produit malgré l'effet compensateur d'une réduction de la puissance.

3° dans un vol piqué ou la vitesse de l'avion croît rapidement et la puissance du moteur est réduite.

Il est donc nécessaire de procéder à un réglage du refroidissement. C'est ce que nous examinerons plus loin.

En principe la circulation d'eau comporte un circuit qui s'établit comme suit : l'eau chaude du moteur refoulée par la pompe à eau s'en va dans un radiateur qui la refroidit, elle est ensuite aspirée par la pompe et retourne au moteur, une nourrice est placée en charge sur la circulation et est destinée à compenser les fuites.

Radiateurs.

Il y a lieu de distinguer deux types les seuls usités à l'heure actuelle :
les radiateurs à lames (type Lamblin) ;
les radiateurs nid d'abeilles (André, Chausson).

Radiateurs à lames type Lamblin. — Ces radiateurs sont établis suivant différents modèles.

Les premiers radiateurs étaient constitués par deux collecteurs circulaires à l'avant et à l'arrière réunis par des lamelles disposées en étoile.

Le type 1923 était un radiateur de mât à lamelles horizontales.

Le type 1924 est constitué par des lamelles horizontales montées sur un collecteur profilé traversé par le tube entretoise servant de support au radiateur.

Tous ces modèles sont connus.

La maison *Lamblin* a également établi un type de radiateur d'aile à lames destiné plus particulièrement aux avions de vitesse. Il se compose de deux collecteurs *a* et *b* situés complètement à l'intérieur de l'aile ainsi

que les tubulures *d* et *c* (fig. 233). Les collecteurs sont reliés par des lamelles *e* très minces à section triangulaire et dont le profil fuyant augmente la pénétration.

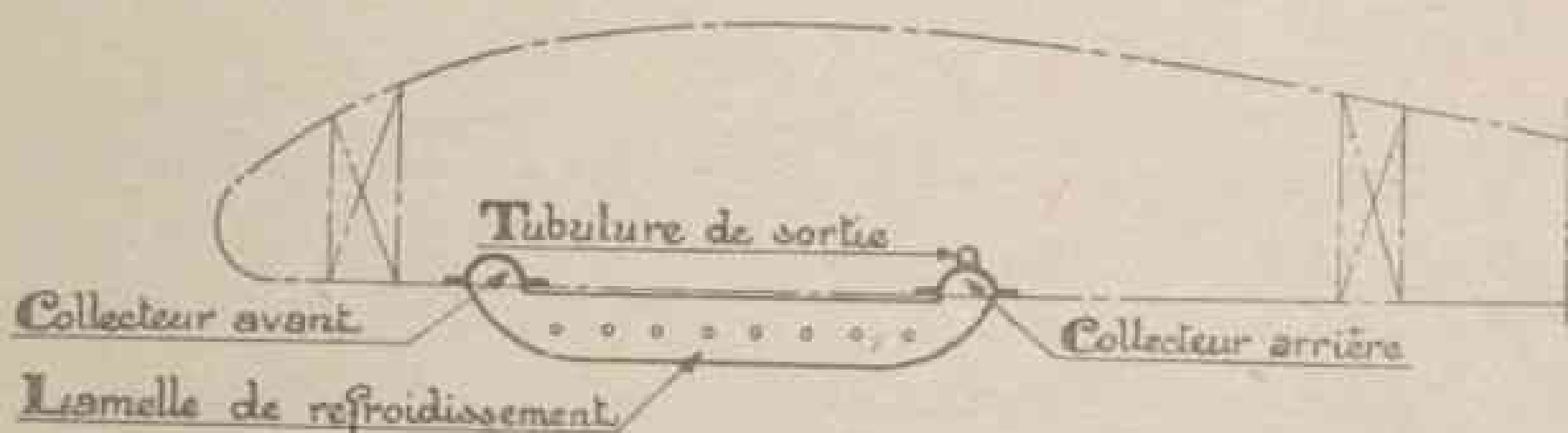


FIG. 233.

Ces radiateurs présentent de très faibles résistances à l'avancement. Le nouveau modèle type 1925 est un radiateur à maître-couple et profondeur variables, pouvant rentrer dans le fuselage.

Ce radiateur est un appareil à lamelles d'une forme particulière (fig. 234). Il comprend deux collecteurs *a* et *b* des éléments de refroidissement *c*, deux tubulures d'arrivée et de sortie d'eau, l'oscillation se fait autour de l'axe situé vers l'avant.

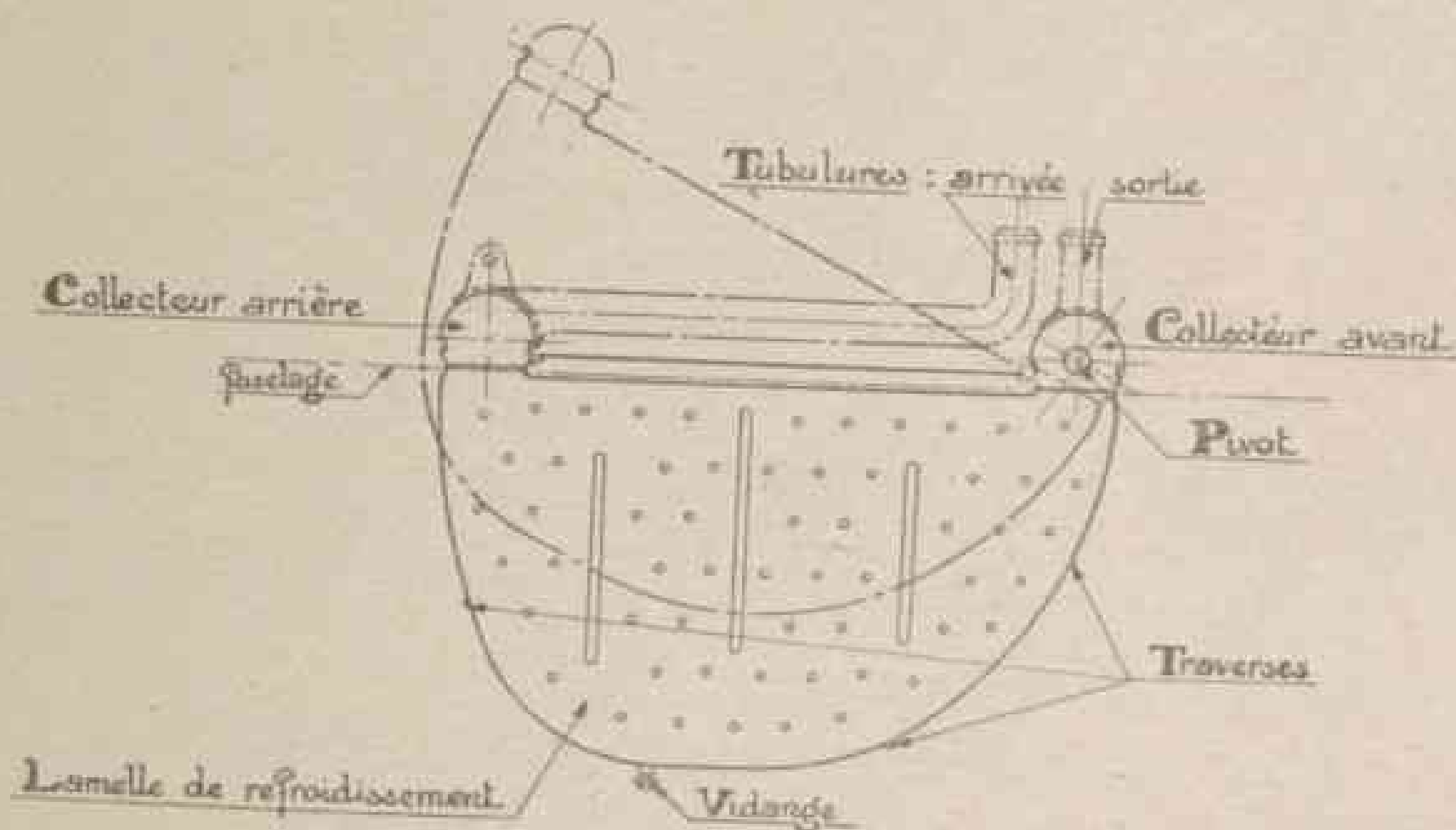


FIG. 234.

Radiateurs d'eau nid d'abeilles type André.

M. André a augmenté le rendement du nid d'abeilles en substituant aux tubes cylindriques épanouis aux extrémités (l'eau circule entre

les tubes), des tubes spécialement profilés (fig. 235) ce qui permet d'augmenter le rendement et par suite de réduire la surface radiante et le poids.

Un radiateur nid d'abeilles qui en 1918 avec l'ancien système pesait 253 grammes au cheval ne pèse plus en radiateur André 1925 que 130 grammes au cheval, ce chiffre étant encore susceptible d'être amélioré.

M. André a mis au point récemment un radiateur nid-d'abeilles pour avions rapides. Il est constitué en tubes André dans lesquels le diamètre des tubes pour accroître l'efficacité aux grandes vitesses et leur longueur, qui atteint, 800 millimètres ont été considérablement augmentés.

Cette disposition permettra de profiler l'ensemble du radiateur suivant une forme de moindre résistance.

Les radiateurs André peuvent être placés derrière l'hélice et devant le moteur (radiateurs frontaux) sur les côtés du fuselage ou en dessous.

Ils peuvent être escamotés en partie dans le fuselage (Avions Spad). Ils sont fabriqués par pièces estampées et soudure à l'étain.

Radiateurs nid d'abeilles type Chausson.

La maison *Chausson* a étudié elle aussi une nouvelle forme, de tube de radiateur (voir fig. 236). Le tube est constitué par deux hexagones séparés. Le tube est agraffé en *a* et la forme de la section est obtenue par une série de passes d'emboutissage réalisant en principe un double tube dont les deux nervures s'appuient l'une sur l'autre sous l'action des pressions extérieures.

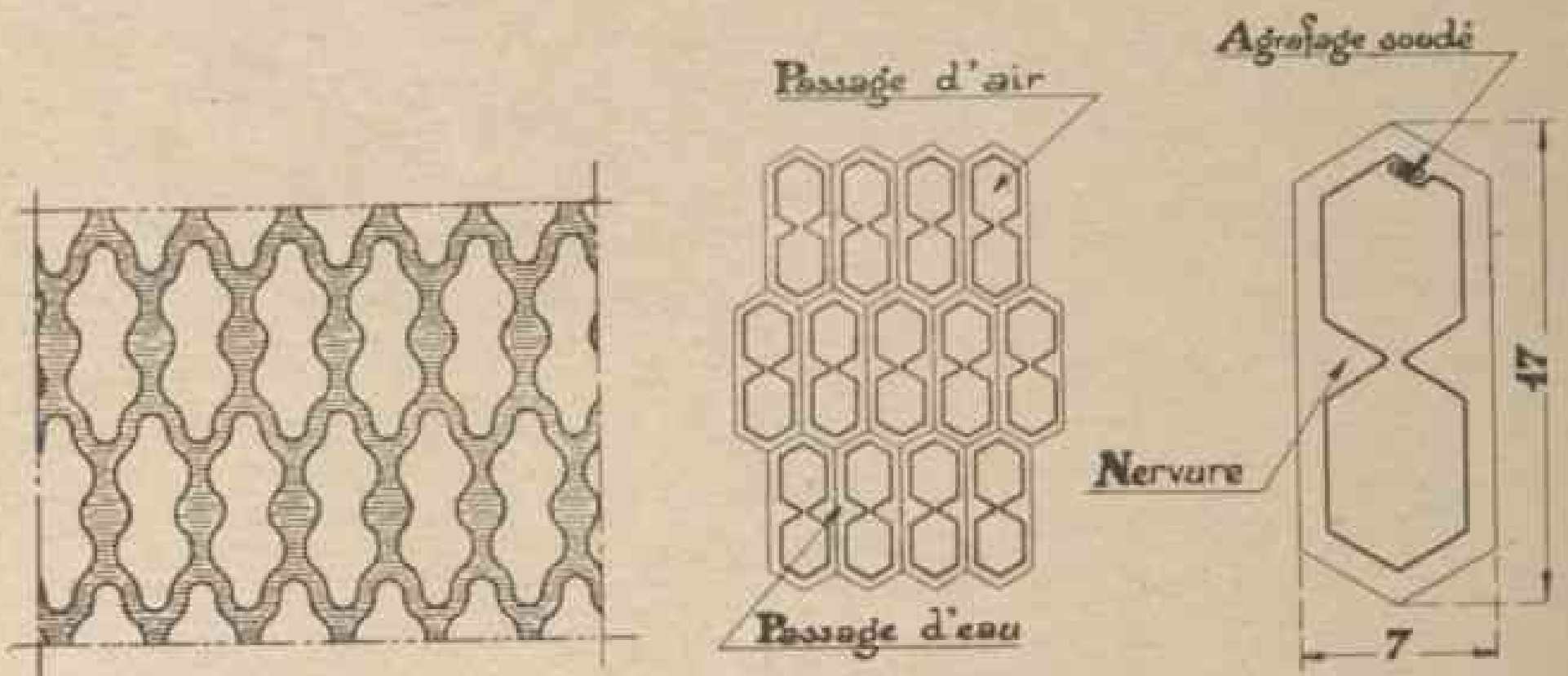


FIG. 235.

FIG. 236.

Cette forme a été choisie pour améliorer le rendement et parce que la forme de chaque nervure se rapproche du cercle, forme la plus favorable au point de vue résistance.

L'épaisseur des tubes (15/100 de millimètre) a pu être réduite par rapport aux anciens modèles de la marque.

Réglage du refroidissement.

Le réglage peut se faire sur l'eau et sur l'air.

Deux solutions sont possibles par action sur l'eau :

1° le *shunt* qui consiste à dériver dans un tuyau auxiliaire en dehors du radiateur une proportion variable de l'eau débitée par la pompe.

Cette proportion est assez difficile à définir et il y a lieu de craindre le gel par les très grands froids.

2° l'action d'un robinet sur circulation de façon à diminuer le débit de la pompe.

Le réglage sur l'air plus sensible et moins brutal est presque exclusivement employé.

Les radiateurs sont munis de volets équilibrés commandés à distance. Cette solution doit être préférée à celle qui consiste à placer des rideaux venant masquer une partie du radiateur, leur fonctionnement n'étant pas toujours satisfaisant.

La meilleure solution est l'effacement d'une partie du radiateur dans le corps de l'avion. Elle est très employée à l'heure actuelle et les constructeurs de radiateurs s'orientent dans ce sens.

Le poids total des volets et de leur commande varie entre 3 et 4 kilogrammes en employant l'aluminium.

Fabrication des radiateurs.

Les radiateurs sont constitués par des tubes de laiton dont l'épaisseur est généralement de 15/100, le diamètre 6 à 8 millimètres et la profondeur de 90 à 150 millimètres.

Ils doivent être étamés avec beaucoup de soin. L'assemblage des tubes se fait par soudure à l'étain (50 % d'étain au minimum).

Les radiateurs sont maintenant fabriqués en grande série. Les tubes sont obtenus par étirage, emboutissage ou filage. Même les formes les plus compliquées (André, Chausson) sont réalisées par des passes successives d'estampage.

Les radiateurs sont généralement essayés à la pression sous 2 kilogrammes par centimètre carré à la température de 40° centigrades.

Caractéristiques des radiateurs. — La surface radiante nécessaire au bon refroidissement d'un moteur dépend d'un grand nombre de variables :

- position des radiateurs,
- vitesse de l'avion,
- tube du radiateur,
- débit en eau.

Ceci suppose que l'on ne tient pas compte des variations de la température extérieure, lesquelles conduisent comme on l'a vu à envisager le réglage du refroidissement.

Le meilleur procédé consiste à déterminer un radiateur par comparaison avec les types existants placés dans les mêmes conditions.

Nous donnons dans le tableau de la fig. 237 quelques caractéristiques qui aideront les recherches des ingénieurs et leur permettront dans un avant-projet de connaître la surface radiante et le poids de radiateur et d'eau qui leur est nécessaire avec une approximation très suffisante.

Les vitesses qui y figurent sont approximatives et ne correspondent pas dans bien des cas aux performances officielles réalisées par les appareils.

Le type de radiateur et son emplacement étant choisis, il peut se faire que la puissance du moteur, comme la vitesse escomptée ne figurent pas dans le tableau. Si l'on veut serrer la question de plus près on admettra :

- 1° que le nombre de calories à évacuer est proportionnel à la puissance.
- 2° que le nombre de calories évacuées par le radiateur en fonction de la vitesse V est de la forme :

$$Q = A + BV \quad (\text{en m. k. s.})$$

A représentant le nombre de calories évacuées par convection, B le coefficient de proportionnalité de V .

On déterminera A et B par deux exemples pris dans le tableau de la figure 237 qui encadrent celui étudié.

Position des radiateurs.

Les différentes positions des radiateurs rencontrées jusqu'à présent sont les suivantes :

- 1° A l'avant entre le moteur et l'hélice (radiateur frontal.)
- 2° Au-dessus du moteur en charge sur la pompe.
- 3° en dessous du moteur sous le fuselage ou sur les mâts de train.

AVION	MOTEUR	ÉQUIVALENT de Puissance	QUANTITÉ d'eau en Kgs	CONTENANCE du Radiateur en litres	VITESSE maxima	TYPE DU RADIATEUR ET MAITRE-COUPLE
Radiateurs frontaux						
D. 21 C ₁	Hispano 12 Gb	575 cv	56*	17 ¹	248 k/h	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 32
Gourdou 33 C ₁	Lorraine 12 Eb	470 cv	47*	24 ¹	238 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 46.
Spad 61 ¹ C ₁	Lorraine 12 Eb	470 cv	46*	22 ¹	216 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 40.
Spad 61 C ₁	Hispano 12 Gb	575 cv	58*	22 ¹	240 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 40.
Spad 61' C ₁	Lorraine 12 Fs	550 cv	41*	22 ¹	231 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 40.
D. 12 C ₁	Lorraine 12 Eb	470 cv	43*	20 ¹	239 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 34.
Ni. 46 C ₁	Hispano 12 Gb	575 cv	67*	19,5	252 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 33.
Ni. 44 C ₁	Lorraine 12 Eb	470 cv	42*	20,3	241 "	André, nid d'abeilles 0 ^{m3} 32.
SE. CM. 12 B ₀₁	Renault 12 Ms	625 cv	58*	30 ¹	194 "	André, nid d'abeilles 1 ^{m3} 02.
Gourdon ET ₁	Hispano 8 Ab	200 cv	38*	13 ¹	198 "	Radiateur Gourdou
Morane 53 ET ₁	Hispano 8 Ac	208 cv	30*	8 ¹	197 "	Chausson, nid d'abeilles 0 ^{m3} 26.
D. 21 C ₁	Hispano 12 Gb	575 cv		18 ¹ ,5	250 "	Chausson. 0 ^{m3} 364.
Radiateurs sous fuselage (ou sous moteur)						
Breguet 19 A ₁	Lorraine Ew	470 cv	41*	18 ¹ ,250	220 km/h	Radiateur Chausson sous fuselage. 0 ^{m3} 243.
Breguet 19 A ₂	Lorraine 12 Ew	470 cv	40*	17 ¹ ,600	220 "	Radiateur Chausson sous fuselage. 0 ^{m3} 227.
Wibault 9 C ₁	Hispano 12 Jb	450 cv	53*	16 ¹ ,4	233 "	Lamblin sous moteur 0 ^{m3} 16.
Breguet 19 B ₁	Lorraine 12 Ew	470 cv	51*	16 ¹	213 "	Radiateur Moroux, nid d'abeilles, sous moteur. 2 × 0,44 × 0,27.
Breguet 19 B ₂	Renault 12 Kd	500 cv	42*	16 ¹	222 "	Radiateur Moroux, nid d'abeilles, 1 sous moteur. 2 × 0,44 × 0,27.
Breguet 19 A ₃	Lorraine 12 Eb	470 cv	43*	12 ¹	217 "	Radiateur Moroux, nid d'abeilles, 1 sous moteur. 2 × 0,44 × 0,27.
Breguet 19 A ₄	Lorraine 12 Db	400 cv	54*	16 ¹	210 "	Radiateur Moroux, nid d'abeilles, 1 sous moteur. 2 × 0,44 × 0,27.
Spad 81 C ₁	Hispano 8 Fb	310 cv	30*	15 ¹	232 "	Lamblin, 2 sous moteur.
Radiateurs dans le train d'atterrissage						
D. 19 C ₁	Hispano 12 Jb	450 cv	48*	13 ¹	225 km/h	Lamblin, 2 dans le train d'atterrissage, 8 ^{m3} 11 pour 1 radiateur.
D. 15 C ₁	Hispano 12 Hb	595 cv	58*	14 ¹	232 "	Lamblin, 2 au train d'atterrissage, 8 ^{m3} 18 pour 1 radiateur
Nieuport 29 C ₁	Hispano 8 Fb	310 cv	40*	13 ¹	224 "	Lamblin à lamelles, 2 dans les V d'atterrissage
Radiateurs sous le plan inférieur						
Hanriot 31 C ₁	Salmson CM.18	525 cv	63*	32 ¹	218 km/h	Lamblin, 1 sous plan inférieur 0 ^{m3} 30.
Radiateurs sur les mâts						
Farman 130 Bn ₁	Farman 18 Wd	740 cv	93*	2 × 16	164 km/h	2 Radiateurs André sur les mâts.
Radiateurs au-dessus des moteurs						
Farman 62	2 Lorraine 12 Db	$\frac{2 \times 400 \text{ cv}}{= 800 \text{ cv}}$	104*	2 × 16	197 km/h	2 Radiateurs André, nid d'abeilles au-dessus des moteurs

FIG. 237.

4° sur les côtés du fuselage et symétriquement par rapport à son axe longitudinal.

5° Sous les ailes.

La première solution exige le radiateur nid d'abeilles ; elle simplifie l'installation, réduit les longueurs de tuyauteries, permet le groupement du bloc-moteur. Au point de vue aérodynamique elle est avantageuse pour l'avion, le radiateur continuant vers l'avant la ligne naturelle du fuselage, mais au point de vue refroidissement, à cause des remous de l'hélice, elle oblige à plus de surface radiante et fait perdre du poids.

On peut penser par contre que la présence du radiateur derrière l'hélice permet plus facilement l'évacuation de l'air refoulé par cet organe et augmente ainsi son rendement.

Dans les autres cas, il faudra pour placer le radiateur s'inspirer des considérations suivantes :

Ne pas placer l'appareil dans une zone de dépression.

Ne pas gêner la visibilité du pilote et des observateurs.

Si le radiateur est de côté ou en dessous du moteur, c'est-à-dire non en charge sur la pompe il faudra prévoir une nourrice d'eau de volume plus important.

Ne pas placer le radiateur trop près du sol afin d'éviter qu'au décollage et à l'atterrissage les projections de cailloux et autres matières dures ne le détériorent.

Chercher à obtenir par la position du radiateur dans les limites du possible une régulation automatique pour les principales évolutions de l'avion (palier, montée, descente). Cette condition est réalisée automatiquement par le radiateur d'aile : la circulation d'air augmente avec l'angle d'attaque, c'est-à-dire en montée, elle diminue en descente, l'angle d'attaque devenant plus faible.

Le radiateur *Lamblin* type 1925, escamotable de par sa forme et en le plaçant sous le fuselage en bonne place permet d'obtenir une sorte d'auto-régulation sans y toucher pour la montée. Pour la descente on peut l'escamoter.

Signalons que sur l'avion *Farman de transport 170*, les radiateurs d'eau sont placés très loin du moteur latéralement sur le fuselage et très près des empennages. Cette solution qui conduit à de très longues tuyauteries a été adoptée pour faciliter le centrage de l'appareil et permettre le réchauffage de la cabine que les tuyauteries traversent.

Contrairement à ce que l'on aurait pu supposer cette disposition s'est révélée pratiquement très satisfaisante.

Au point de vue aérodynamique pour obtenir le minimum de résistance à l'avancement compatible avec un radiateur léger et refroidissant bien on ne devra pas oublier de considérer en plus de la résistance propre de cet organe, l'interaction qu'il donne avec les éléments voisins de l'avion.

Le radiateur peut être placé dans différentes positions ou son refroidissement est bien assuré, mais ces emplacements ne sont pas tous comparables au point de vue aérodynamique.

Pour des avions très étudiés et dont on exige des qualités très poussées de vitesse et de plafond par exemple un essai de maquette complète effectué en faisant varier la position des radiateurs sera nécessaire pour définir la position la meilleure au point de vue aérodynamique. On vérifiera ensuite qu'elle reste satisfaisante pour le refroidissement.

Des essais de maquette ont révélé sur de gros appareils que la perte de finesse $\left(\frac{R_z}{R_x}\right)$ causée par un mauvais emplacement des radiateurs peut atteindre 10 %.

Cet essai montre en outre que l'interaction produite est variable avec l'angle d'attaque, c'est-à-dire pour l'avion, avec l'altitude de vol.

Raccord de remplissage pour radiateurs.

Le *raccord de remplissage Malivert*, permet de remplir immédiatement les radiateurs d'eau, par la partie inférieure en vissant simplement le rac-

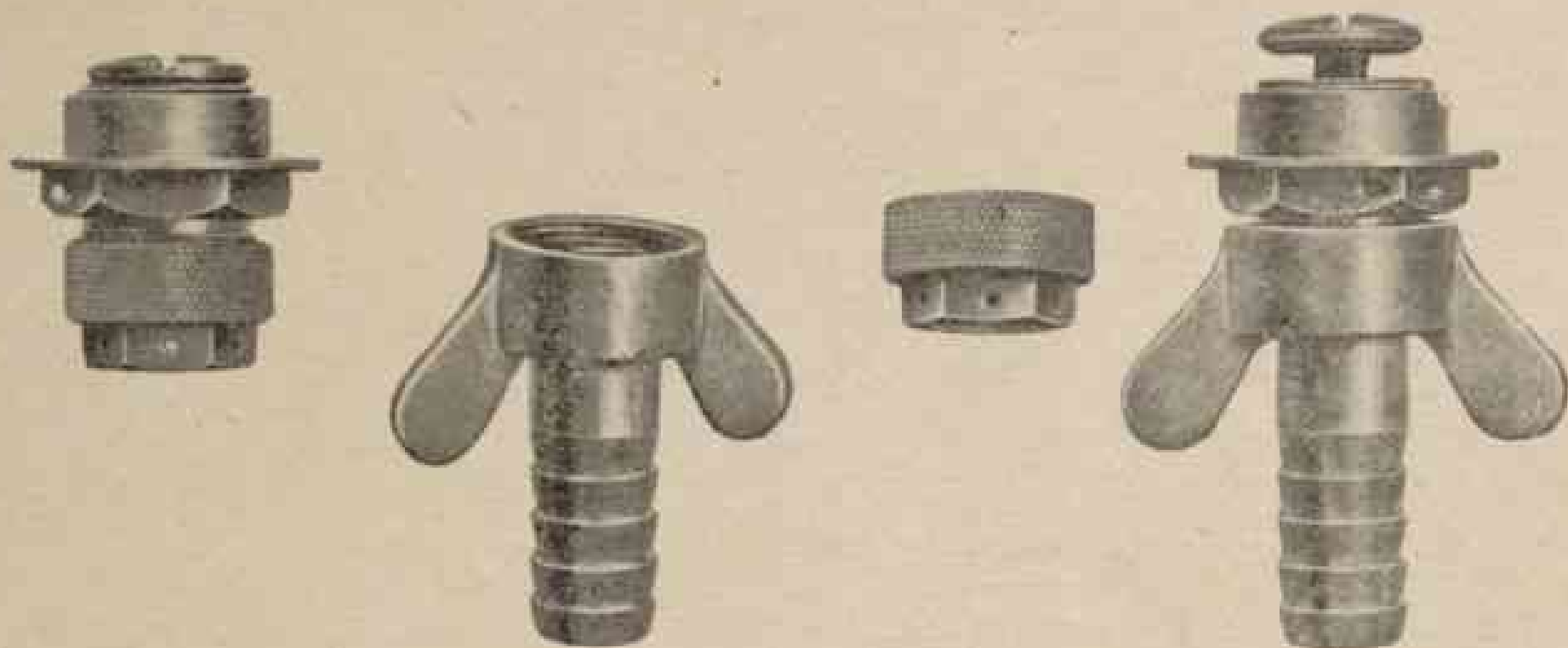


FIG. 238

cord du tuyau d'arrivée d'eau, sur la pièce soudée à la base du radiateur. Ainsi sont évitées les poches d'air dans les cylindres.

Le clapet de l'appareil est soulevé automatiquement par le vissage du raccord du tuyau d'eau ; il se ferme de même le tuyau enlevé ; un bouchon de sécurité garantit contre toute fuite.

Grâce à ce dispositif, la vidange des radiateurs est très rapide et il est possible de récupérer les solutions antigel.

Ce raccord est un appareil simple, pratique, sûr.

Poids : 100 grammes.

Tuyauteries d'eau. Raccords.

Les tuyauteries d'eau se font en cuivre ou en aluminium.

Le diamètre intérieur des tuyauteries pour moteurs d'une puissance allant de 150 à 600 CV varie de 30 à 40 millimètres, l'épaisseur est généralement de 10/10 ou 15/10 de millimètre.

Canalisations souples.

Elles avaient été établies pour obvier à l'influence des trépidations qui détériorent à la longue les tuyauteries rigides et dessoudent les brasures. Elles doivent permettre en outre de supprimer les durits, en conservant leur avantage à savoir la possibilité de faire suivre à la tuyauterie un trajet suffisamment tourmenté tout en obviant à leurs inconvénients : mauvaise étanchéité, désagrégation par l'essence.

Jusqu'à présent seul des tuyauteries flexibles ont pu être utilisées pour les canalisations d'eau (Levasseur, Presto... etc.) Elles sont constituées par des spires en tôle d'acier profilé, chaque spire recouvrant sa voisine avec interposition d'un joint en cordelette d'amiante. L'intérieur est étamé pour éviter la rouille.

Les raccords pour circulation d'eau sont généralement constitués par des tubes de *duril* assemblés par colliers en laiton.

La maison « AM » a établi pour l'eau, l'huile et l'air comprimé des raccords métallo-souples analogues à ceux décrits au chapitre « Circulation d'essence ».

Voici quelques renseignements sur ces raccords.

Raccords AM pour l'eau, l'huile et l'air comprimé :

DIAMÈTRE EXTÉRIEUR de tuyauterie	LONGUEUR MAXIMA du raccord en m/m	DIAMÈTRE MAXIMUM en m/m	POIDS en gr.
20	80	33	135
22	80	35	150
24	82	37	170
26	84	39	200
28	86	41	215
30	88	45	225
35	94	50	255
40	102	55	350
45	110	61	370
50	120	68	450

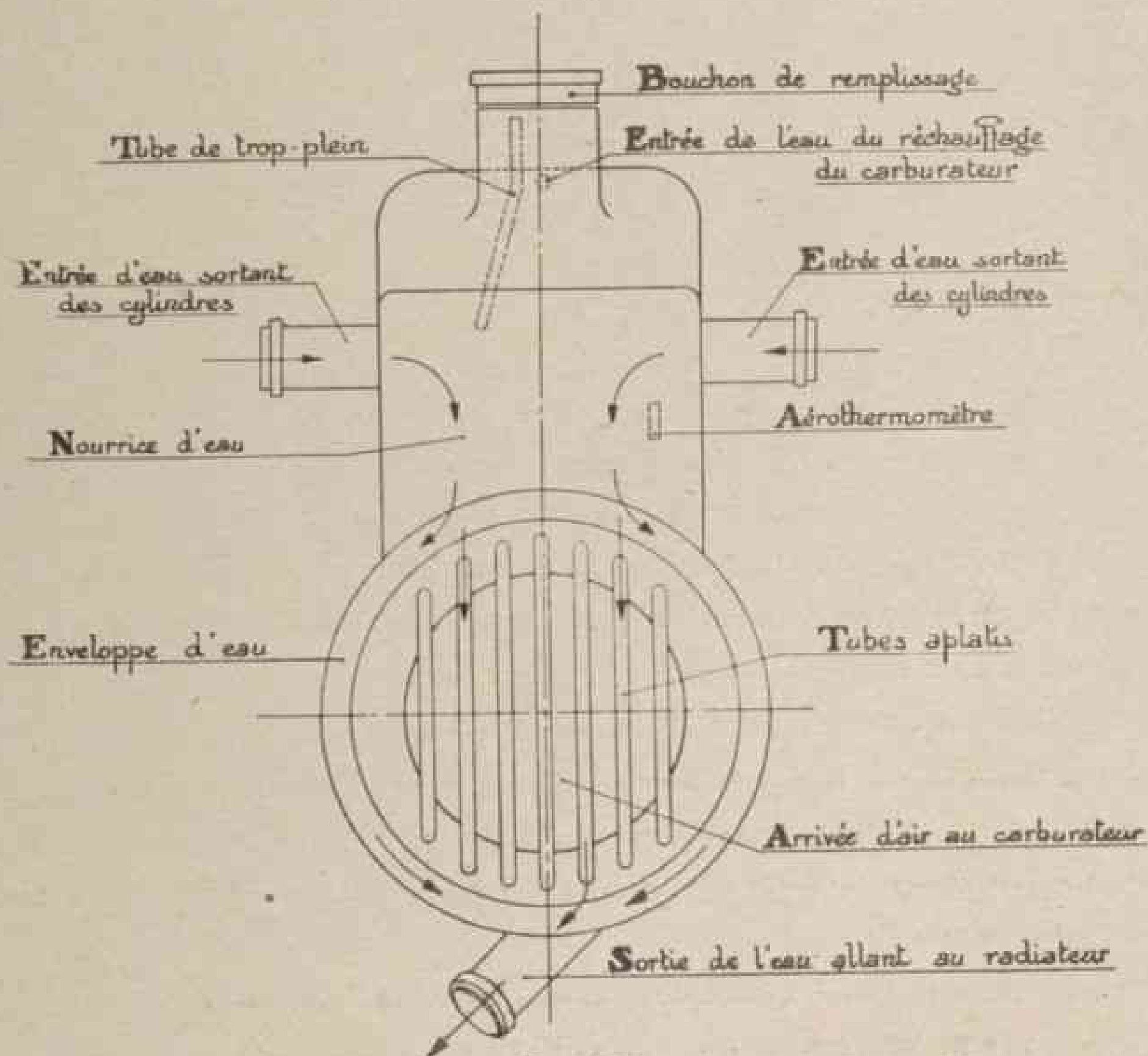


FIG. 239.

Nourrices d'eau.

La nourrice d'eau intervient pour compenser les fuites d'eau et quand les radiateurs ne sont pas en charge sur la pompe ou ne le sont pas suffisamment (50 centimètres).

La contenance des nourrices d'eau est variable. Nous donnons sur le tableau quelques chiffres (fig. 237) qui permettront dans chaque cas, en procédant par comparaison, de déterminer le volume de la nourrice la quantité d'eau entrant dans les chemises du moteur étant connue.

Les nourrices peuvent se faire en cuivre rouge ou mieux en cupro-aluminium et en duralumin comme les réservoirs d'essence.

La maison *Lamblin* a établi un modèle breveté de *nourrices d'eau avec enveloppe servant de réchauffage de l'air arrivant au carburateur* (fig. 239).

La manche d'arrivée d'air *a* est entourée d'une enveloppe et traversée par des tubes aplatis *c* dans lesquels l'eau chaude sortant du moteur passe avant d'aller au radiateur.

La nourrice d'eau proprement dite *d* est montée sur cette enveloppe. Cette disposition permet de simplifier la tuyauterie. L'ensemble peut servir de réservoir d'eau ordinaire, permettre l'arrivée d'air réchauffé au carburateur, refroidir l'eau de circulation ce qui permet de diminuer la surface du radiateur, servir éventuellement de condensateur pour la vapeur.

La nourrice proprement dite comporte les éléments habituels : *e* entrée d'eau venant des cylindres, *f* sortie allant au radiateur, *g*, bouchon de remplissage, *h*' tube de trop plein, *i* arrivée de l'eau du réchauffage du carburateur, *j*, aérothermomètre.

Installation générale du système de refroidissement.

Nous donnons deux exemples d'installation (fig. 240 et 241). Un circuit général comprend :

— Les radiateurs avec leur dispositif de réglage de refroidissement commandé du poste de pilotage. La fixation des radiateurs se fait par colliers avec interposition d'une matière élastique, (feutre, liège aggloméré, etc.). Le radiateur devra être suffisant pour qu'au sol à la puissance nominale du moteur la température de l'eau sortant des cylindres ne dépasse pas de plus de 65° la température ambiante (55° pour les colonies).

— Le radiateur est doté d'un bouchon de remplissage par le haut et souvent d'un autre par le bas. Il comporte une prise d'air, quand il est en charge.

— La *nourrice* placée en charge et comportant une prise d'air.

— *Des tuyauteries* largement calculées en débit, cintrées à de larges rayons, et comportant en tous les points bas des robinets de vidange.

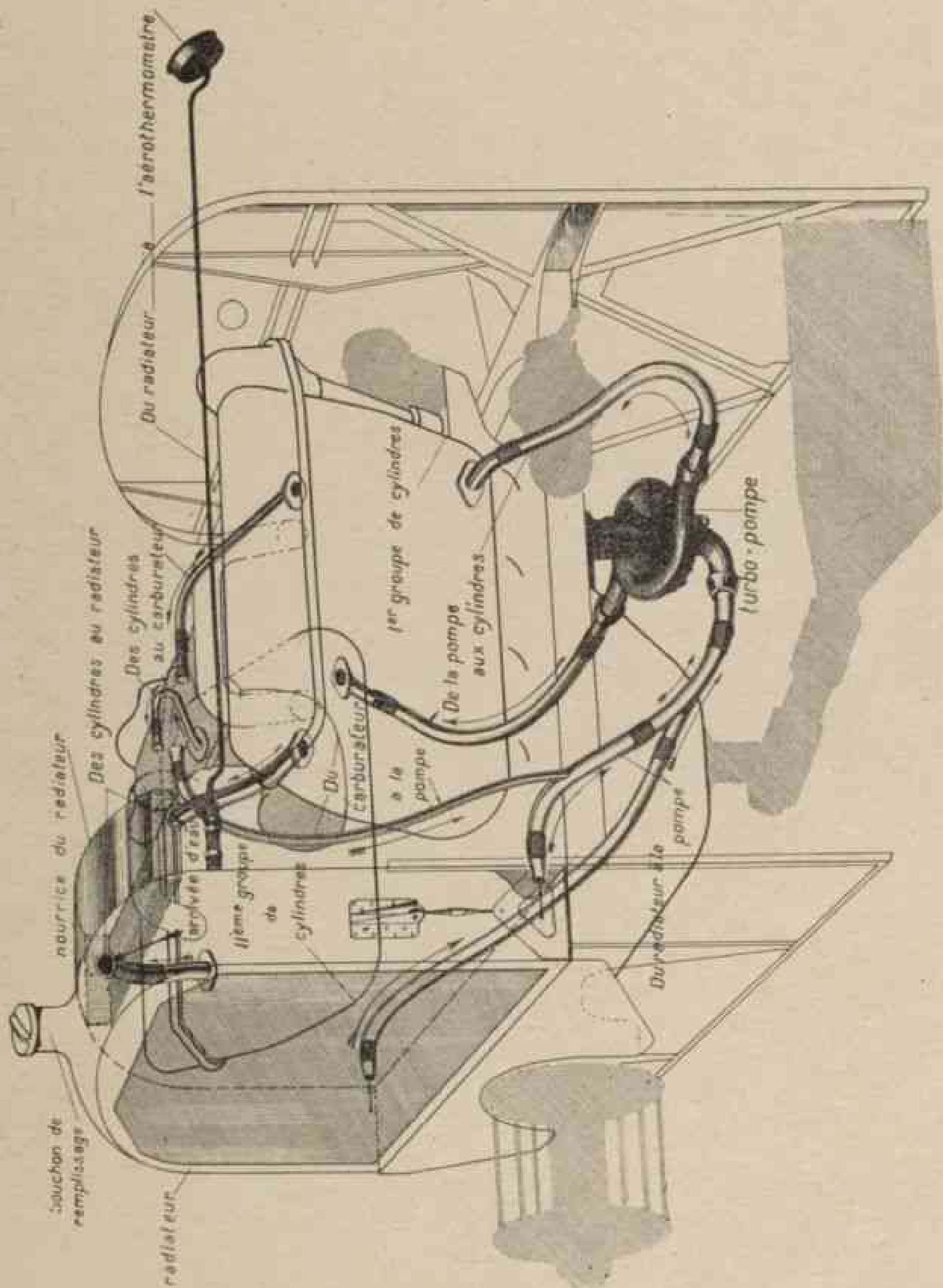


FIG. 240. — Circulation d'eau.

En tous points où des poches de vapeur peuvent se produire prévoir un système d'évacuation.

L'installation générale des tuyauteries doit être telle que l'eau chaude tende toujours à monter et que la vapeur d'eau puisse toujours trouver un chemin de sortie.

Des filtres. — Un très fin au-dessus du radiateur visitable.

Un plus gros en dessous pour arrêter les parcelles de soudure qui peuvent être entraînées par l'eau dans son trajet à travers le radiateur.

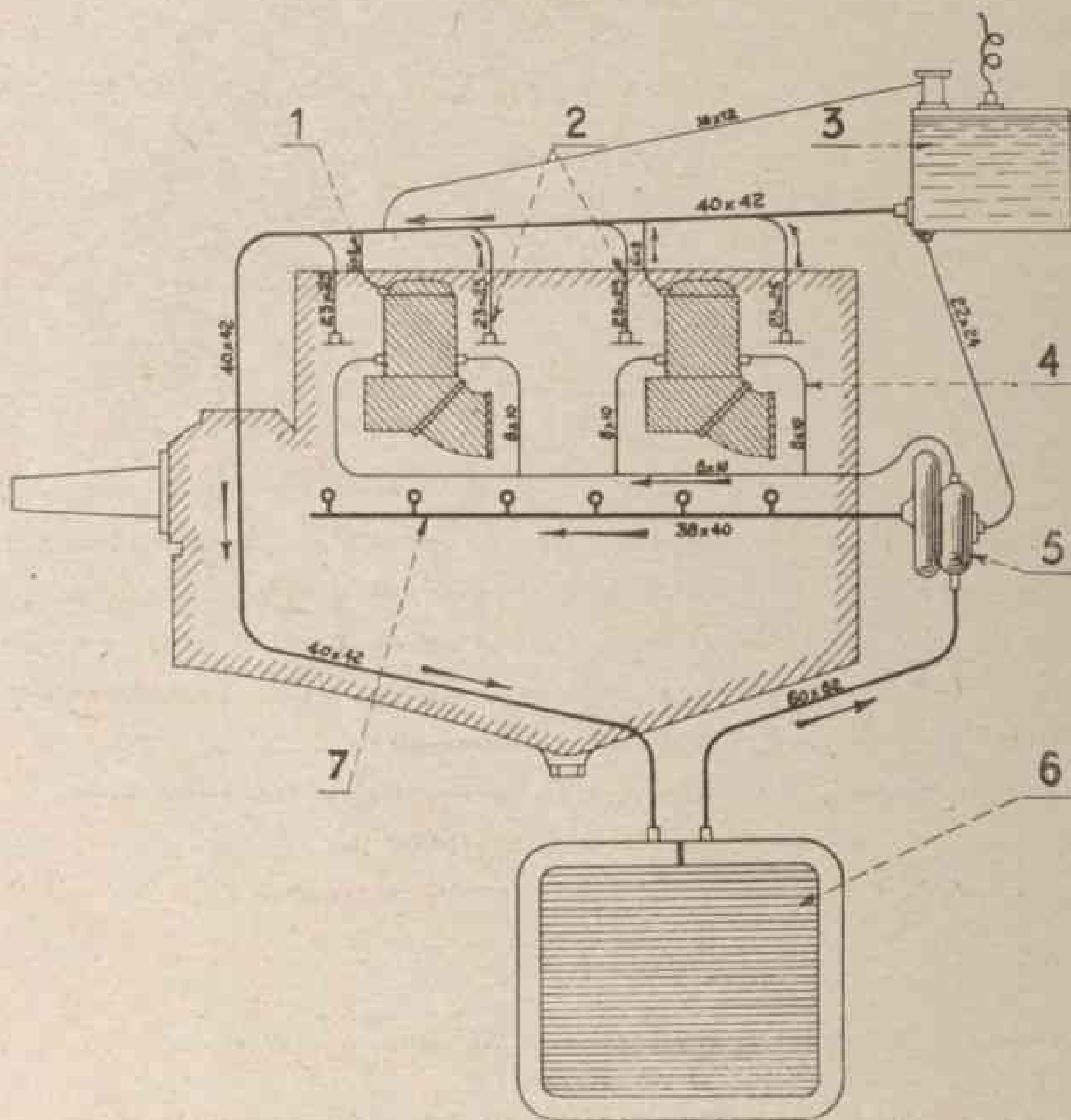


FIG. 241.

Des thermomètres de prises de température de l'eau dont les indications peuvent être lues par le pilote. On place en général un thermomètre à l'entrée et un à la sortie du radiateur.

La fig. 241 donne un schéma de circulation classique :

1. Réchauffage des carburateurs (sortie).
2. Sortie d'eau des enveloppes.
3. Réservoir à eau.
4. Réchauffage des carburateurs (entrée).
5. Pompe à eau.
6. Radiateur d'eau.
7. Entrée d'eau à la base des enveloppes.

Démarreurs

L'installation d'un système de démarrage à bord des avions est obligatoire en France.

Les qualités à exiger des démarreurs sont comme pour les accessoires de moteurs en général, la légèreté et la sécurité de fonctionnement.

On doit également leur demander d'être économiques d'achat et surtout d'entretien, d'être d'un emploi commode et rapide, d'assurer le démarrage des moteurs à froid et plus particulièrement en hiver et de permettre la mise en marche du moteur en vol.

Il est certain d'autre part qu'à égalité de poids et sous réserve d'un fonctionnement satisfaisant la priorité devra être accordée au démarreur mécanique n'entraînant pas une consommation d'air liquide, de gaz carbonique... et autres ingrédients coûteux nécessitant un approvisionnement qui n'est pas toujours possible et une surveillance supplémentaire.

Nous classerons les démarreurs comme suit :

- 1^o démarreurs à gaz autres que l'essence et l'air atmosphérique.
- 2^o démarreurs à essence et air atmosphérique.
- 3^o démarreurs mécaniques, à moteur en particulier.
- 4^o démarreurs électriques.

Démarreurs à gaz autres que l'essence et l'air atmosphérique.

Un système de démarrage simple consiste à injecter dans les cylindres du moteur un mélange d'essence pulvérisée. L'impulsion de départ est donnée par l'action d'une bouteille à air comprimé venant agir sur un cylindre du moteur en position de fin de compression. Le départ est également favorisé par l'action d'une magnéto de départ manœuvrée à la main qui produit des étincelles chaudes et d'une fréquence convenable.

L'installation de ce système de démarrage peut être réalisée dans

des conditions de fonctionnement satisfaisantes comme suit : On installe à bord une bouteille d'air comprimé à 150 kilogrammes. Cette bouteille est mise en relation avec un cylindre du moteur et la détente est manœuvrée par un robinet coup de poing. L'injection d'essence peut être faite à l'aide de l'« atomiseur » Malivert qui donne une pulvérisation parfaite. Il se compose d'une petite pompe à piston placée à proximité du pilote et manœuvrée à la main. Cette pompe aspire l'essence dans le réservoir par exemple et la repousse par l'intermédiaire d'une tuyauterie vers un « atomiseur » vissé dans le cylindre du moteur. L'atomiseur est un étranglement conique comportant des parties saillantes sur lesquelles l'essence comprimée se pulvérise par détente brusque dans la chambre de compression du cylindre.

On peut prévoir par un système de robinetterie convenable à plusieurs voies le rechargement de la bouteille de bord par une grosse bouteille d'aérodrome.

Cette installation pour un moteur de 300 CV pèse environ 6 kgs et permet 10 démarrages.

Signalons à cet effet, l'intérêt des appareils spéciaux de la maison Malivert appelés « Atomiseur ». Ces appareils sont posés en des points choisis, sur la canalisation d'aspiration, une pompe à portée de la main refoule dans ces appareils l'essence prélevée sur le tube qui alimente le carburateur.

Sous l'influence du refoulement de la pompe, l'essence sort des Atomiseurs sous forme d'un brouillard extrêmement léger.

Ainsi la première aspiration des pistons, ceux-ci trouvent dans les canalisations mêmes, un mélange tout préparé très riche et qui, comprimé détone à la première étincelle.

De cette manière le départ des moteurs est obtenu sans difficulté, même par les temps les plus froids.

L'« Athmos » permet d'économiser, d'une façon considérable, l'énergie nécessaire aux démarreurs, puisque ces derniers sont appelés à ne fonctionner que dans un temps extrêmement court.

Poids, la pompe *Athmos* pour moteur 180 CV : 420 grammes

Longueur totale 190 millimètres. Diamètre : 18 millimètres.

Poids, la pompe *Athmos* pour moteur 400 CV type Lorraine AM et au-dessus : 570 grammes.

Longueur totale 240 millimètres. Diamètre : 32 millimètres.

Atomiseur type *Hispano-Suiza* 180 CV.

Poids : 20 grammes. Longueur : 30 millimètres.

Nourrice à 4 directions pour dito : Poids 70 grammes.

Atomiseur spécial type *Lorraine-Dietrich* (long. 35/19).

Poids, complet avec raccord : 50 grammes.

Longueur : 35 millimètres. Filetage 10 pas de 100.

Filtres pour pompes *Athmos* : Poids 30 grammes.

Longueur : 90 millimètres. Diamètre : 16 millimètres.

Tube 2×3 pour *Athmos*. Poids, le mètre : 35 grammes.

Tube 3×4,4 pour *Hispano Suiza*. Poids, le mètre : 90 grammes.

Tube 4×6. Poids, le mètre : 140 grammes.

Le démarreur *Venon* n'utilise pas de mélange explosif. La première impulsion sur le piston d'un cylindre du moteur est donnée par de l'acide carbonique fourni par une bouteille de gaz comprimé installée dans la carlingue. La manœuvre s'opère par un robinet coup-de-poing, le gaz arrive dans un ajutage spécial avec clapet de retenue pratiqué dans une pièce qui sert en même temps de support de bougie.

L'installation du démarreur *Venon* pour un moteur de 300 CV pèse environ 7 kgs pour 10 démarrages.

L'inconvénient des démarreurs précédents est de nécessiter une manœuvre convenable de l'hélice pour amener un piston du moteur dans la position de fin de compression (un peu après le point mort haut).

Le démarreur *Luchard-Letombe* à air comprimé obvie à cet inconvénient. Il comporte en effet un distributeur rotatif, entraîné par l'arbre à cames canalisant l'air comprimé fourni par une bouteille de bord dans les cylindres dans la position du début de la détente. Le moteur est ainsi transformé pendant la période de démarrage en moteur à air. Chaque cylindre comporte un bossage spécial muni d'un clapet de retenue. Le distributeur se compose d'un tiroir circulaire percé d'une lumière se déplaçant sous l'action de l'air comprimé devant une glace portant circulairement autant de lumières qu'il y a de cylindres. Chacune des lumières de la glace est reliée par une tuyauterie de faible diamètre à la soupape d'admission fixée sur le cylindre correspondant. Le distributeur doit être suffisamment étanche pendant son fonctionnement de façon à ne pas envoyer d'air comprimé dans le cylindre en compression. L'air peut être remplacé par de l'acide carbonique.

Le poids du démarreur Letombe-Luchard pour un moteur de 300 CV est de 12^k 900 pour 30 démarrages.

Le démarreur *Viet-Schncebeli* utilise un mélange convenable d'acétylène et d'air que l'on fait exploser dans deux cylindres par les étincelles d'une magnéto de départ. On injecte au préalable de l'essence dans tous les cylindres de manière à ce que la rotation continue après l'impulsion donnée par l'explosion de l'acétylène dans deux cylindres. L'installation complète du démarreur comporte : une bouteille d'acétylène dissous communiquant avec une poche de détente en caoutchouc, une pompe à deux pistons, aspirante et foulante qui, en traversant des tuyauteries de sections convenables aspire l'air et l'acétylène, pour les refouler dans les différents cylindres (la proportion optimum du mélange air-acétylène est ainsi automatiquement réalisée), une magnéto de départ reliée à un distributeur d'allumage, et une pompe d'injection d'essence complémentaire.

L'acétylène présente l'avantage sur l'air comprimé allié à l'essence de ne pas être sensible aux variations de température extérieure. La consommation en acétylène est faible ce qui conduit à une bouteille plus légère que dans les cas précédents.

Pour un moteur de 400 CV l'installation complète du démarreur pèse 10^k 500 à 13^k 500 suivant que la bouteille donne 30 ou 50 démarrages.

Le démarreur de carlingue *Blériot* diffère des autres types de démarreurs par son action directe sur le moyeu d'hélice. Son installation ne nécessite donc aucune modification d'un organe de moteur.

Il comporte une bouteille de 3 litres d'air comprimé (de 20 à 50 kilogrammes) ou de gaz carbonique, une chambre de détente munie d'un clapet « coup-de-poing », un cylindre spécial où l'air détendu partiellement agit sur un piston à tige creuse dont l'extrémité est attachée à un câble souple lequel vient se fixer sur une grande poulie à l'avant du moteur solidaire du vilebrequin.

Le gaz en faisant avancer le piston tire sur le câble qui entraîne la grande poulie et par suite le moteur.

Une bouteille de cinq litres permet 40 lancements d'un moteur de 300 CV. environ. Poids total du démarreur : 18 kgs.

Démarreurs à essence et air atmosphérique.

Le démarreur *Viet* nouveau modèle utilise l'essence comme moyen de démarrage (fig. 242).

Le principe consiste à distribuer dans un cylindre dans la position du point mort haut un mélange carburé qui est enflammé par la suite par une magnéto de départ connectée avec les bougies.

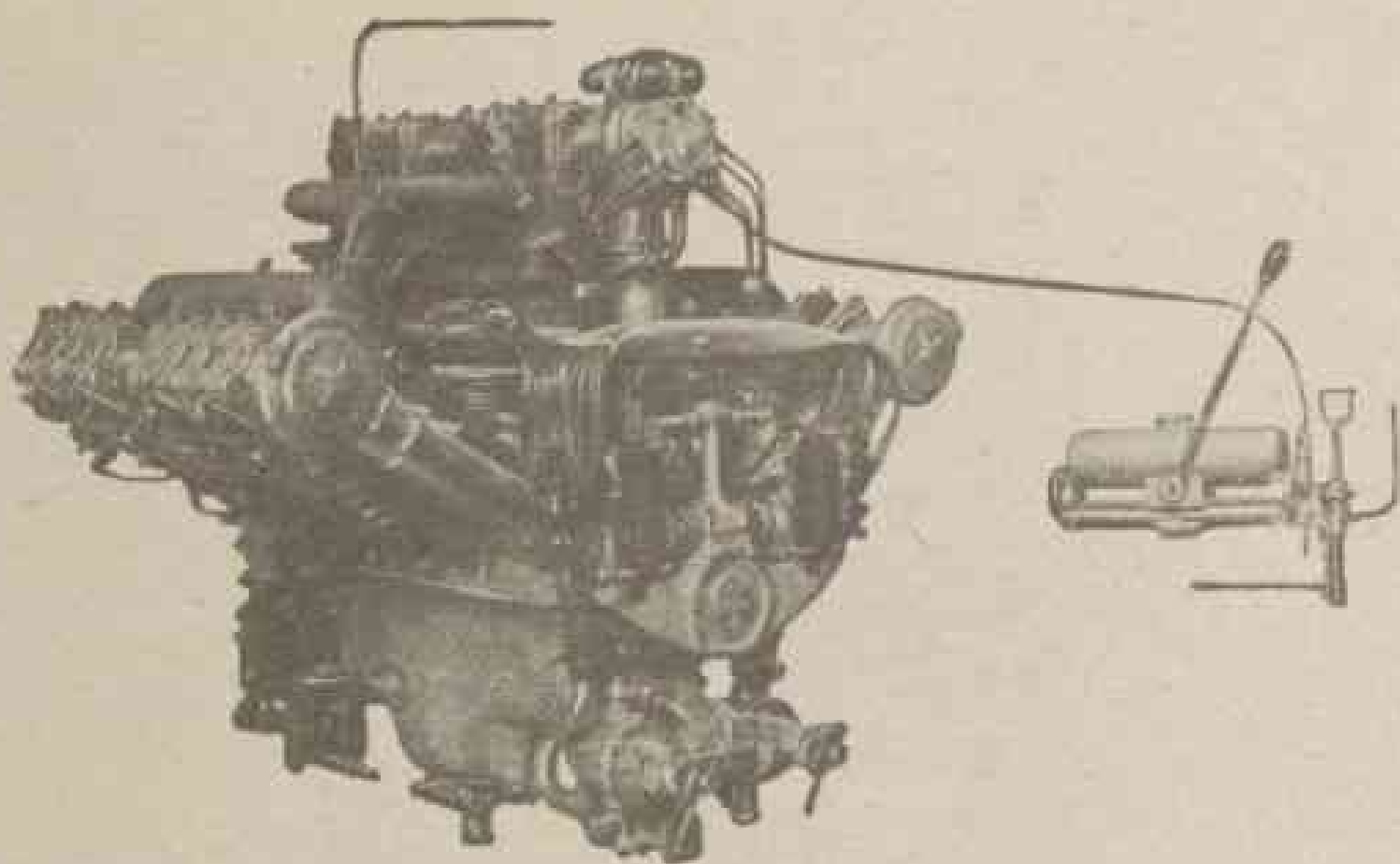


FIG. 242.

Le démarreur conserve le distributeur et les clapets du précédent modèle-type Viet-Schneebeli à acétylène. Il comporte un dispositif d'injection préalable d'essence dans les cylindres par pompe à main, une première pompe à air à haute pression qui débite sur un pulvérisateur d'essence et une pompe à air à basse pression qui assure la formation et le transport aux cylindres du mélange carburé approprié, air et essence produite par le pulvérisateur.

L'appareil au complet pèse 8 kilogrammes. Encombrement de la partie principale : diam. : 140 m/m, haut : 260 m/m.

Le démarreur *Herzmarck* utilise de l'essence et de l'air. L'air peut être puisé soit dans une bouteille spéciale à 150 kilogrammes soit dans une pompe à main qui le comprime à environ 10 kilogrammes.

L'appareil se compose : du démarreur proprement dit, qui permet de mélanger l'air obtenu comme il vient d'être dit avec de l'essence provenant du réservoir de bord en proportions convenables avant de l'envoyer dans deux cylindres du moteur ; d'un distributeur entraîné par l'arbre à cames qui dirige le mélange dans un cylindre en cours de détente et dans un cylindre en cours de compression ; d'un ensemble de tuyauteries reliant les cylindres au distributeur et d'ajutages se vissant dans les bos-

sages de bougies munies d'un clapet à bille assurant l'étanchéité des cylindres pendant le fonctionnement normal du moteur, d'une magnéto de départ dont l'étincelle enflamme le mélange dans les deux cylindres, dans l'ordre convenable.

Poids de l'appareil proprement dit : 5 kilogrammes ; bouteille : 4 kilogrammes ; fixation et divers : 1 kilogramme.

Nombre de démarrages possibles à la bouteille et pour un moteur de 300 à 400 CV : 50.

Démarrateurs mécaniques et à moteurs auxiliaires.

Le démarreur *S. M. N.* est un démarreur mécanique constitué par un petit moteur à explosion auxiliaire monocylindrique. Le piston du petit moteur est lié rigidement à une bielle guidée parallèlement à l'axe du cylindre, celle-ci porte une crémaillère engrenant avec un pignon solidaire d'une noix hélicoïdale entraînant l'arbre moteur.

Le départ est obtenu par injection dans le cylindre du petit moteur d'un mélange tonnant. La pression obtenue en favorisant la vaporisation de l'essence assure le contact des dents de la crémaillère et des engrenages ; le départ obtenu par l'action sur une magnéto de départ peut être réalisé sans chocs. La course du piston correspond à un tour complet du vilebrequin du moteur. Le rappel du piston du petit moteur est obtenu par un ressort, l'échappement des gaz brûlés par une soupape automatique qui entre en action quand la détente n'est plus suffisante pour résister à l'action du ressort de rappel du piston.

Ce dispositif se complète d'une pompe à essence avec tuyauteries correspondantes pour une injection préalable dans les cylindres du moteur à démarrer.

Le moteur *Tampier* de démarrage direct actionnant la dynamo *T. S. F.* se place derrière le moteur à démarrer. Il attaque le vilebrequin du gros moteur au moyen d'un croc d'embrayage tournant de 30 à 100 tours à la minute (fig. 243).

Le moteur *M. T. 1* est à deux cylindres horizontaux, la circulation d'eau est commune aux moteurs. Le *M. T. 1* est à 4 temps vilebrequin vertical ; sa cylindrée est de 400 centimètres cubes ; sa vitesse de rotation dépasse 3.500 tours.

Des engrenages droits et une vis sans fin permettent une réduction de vitesse de 3.500 à 80 tours. Des limiteurs de couple sont intercalés dans

la transmission ; ils permettent par exemple en cas de retour du moteur à démarrer de laisser tourner le moteur de démarrage, l'hélice recommençant automatiquement à tourner dans son sens normal lorsque l'effet du retour ne se fait plus sentir.

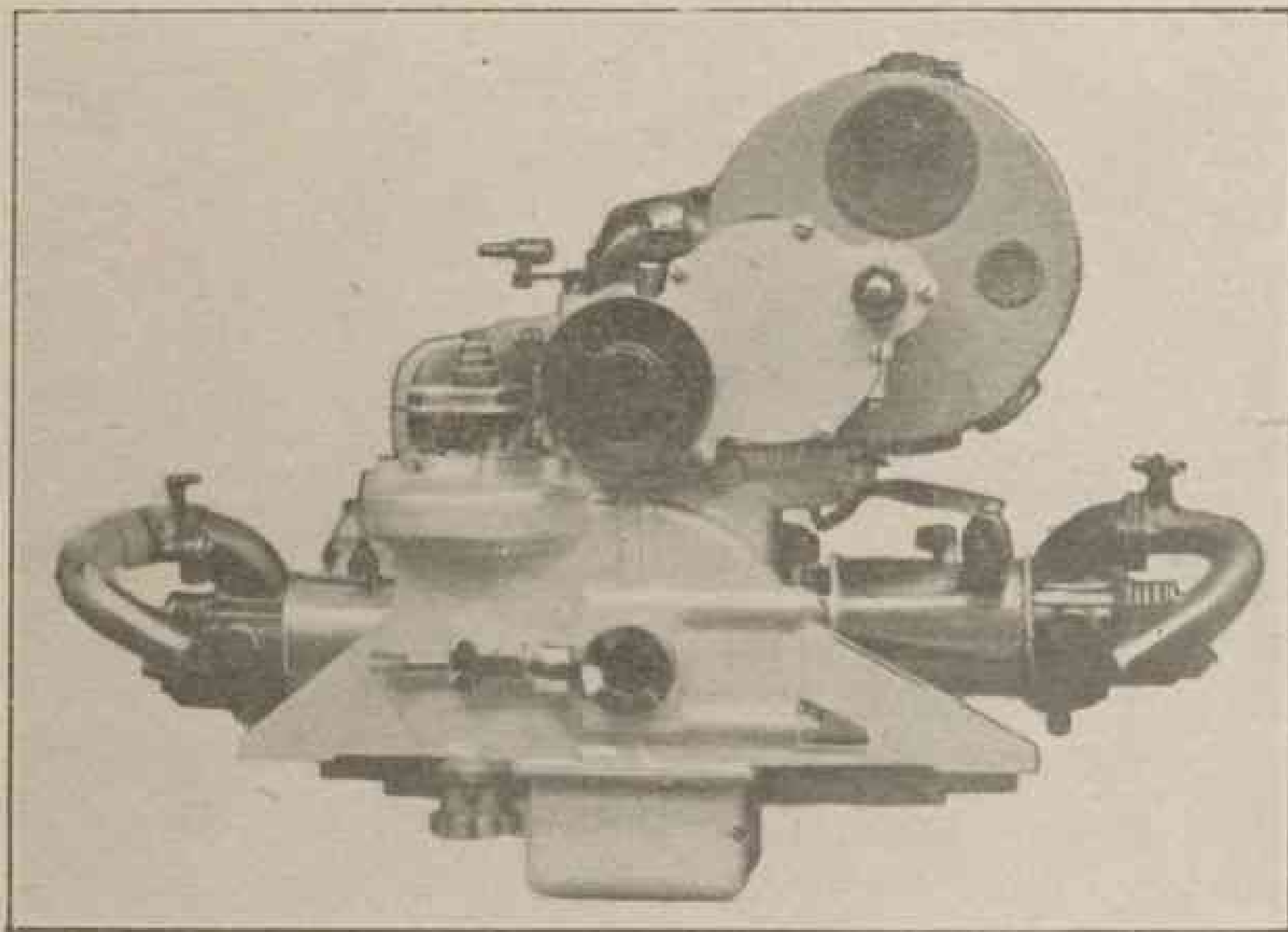


FIG. 243.

L'embrayage se fait par le croc, à vitesse ralentie, le pilote accélère progressivement. Le limiteur de couple est réglé de telle sorte que les organes de liaison entre le moteur de démarrage et celui à mettre en route ne souffrent pas du retour.

Le moteur deux cylindres commande la dynamo de T. S. F. par engrenages.

Ce moteur a assuré tous les départs du 300 CV Hispano monté sur l'avion Tampier T4.

Son limiteur de couple peut être réglé pour la mise en route de très gros moteurs.

Encombrement : $750 \times 431 \times 407$ millimètres. Vitesse : 3.600 t/m.

Poids : 38 kilogrammes.

M. Tampier a encore étudié un autre moteur type automobile à cylindres en ligne.

Ce moteur dérivé du Moteur Tampier de l'avion automobile R. 3 est un 4 cylindres de 350 centimètres cubes de cylindrée, à circulation d'eau. Sa vitesse de rotation dépasse 3.500 tours. Il comprend une première démultiplication et une commande de la dynamo de T. S. F. Des renvois orientables fixés sur le carter du moteur permettent à des transmissions de s'orienter vers la droite et vers la gauche pour les bi-moteurs, vers l'avant, l'arrière la droite et la gauche pour les tri-moteurs, vers le haut pour les hydravions (cas du moteur de démarrage dans la coque).

La transmission par cardan aux moteurs à démarrer aboutit à un deuxième carter fixé sur le gros moteur renfermant une deuxième démultiplication et un limiteur de couple.

Ce moteur permet d'exécuter à bord toutes les manœuvres pour lesquelles un moteur auxiliaire est utile ; montée des bombes ; accrochage, lancement, chauffage, éclairage, servo-moteurs, etc...

Il est monté avec changement de vitesse et marche arrière sur l'avion automobile Tampier T3.

Encombrement : longueur : 825 millimètres ; largeur : 370 millimètres ; hauteur : 542 millimètres. Nb. de t/m : 3.600. Poids : 50 kilogrammes.

Le groupe démarreur *Gnome et Rhône* comprend un moteur Bristol à deux temps pouvant également servir au démarrage des moteurs par envoi d'air carburé (carburateur *Zénith*, magnéto *Lavalette*, refroidissement par volant-turbine).

Le lancement s'opère par un secteur denté.

Une génératrice de 1000 watts entraînée par une courroie-chaîne peut être montée sur le moteur.

Poids sans génératrice : 25 kilogrammes.

Le micromoteur *des Établissements Labinal* est un petit moteur à deux temps pouvant être monté avec une génératrice de 350 watts. Il ne pèse que 8 kilogrammes 300.

Démarrers électriques. — Le démarreur *Farman* est électrique. Ce démarreur est établi pour le lancement du moteur *Farman* 500 CV. Il comprend un petit moteur de lancement pesant 5 kilogrammes, un dispositif mécanique d'embrayage et de débrayage automatique, (ce dernier entrant en action quand le moteur est lancé) complété par un système mécanique évitant les efforts anormaux sur la commande du démarreur en cas de retour en arrière du moteur, et des accumulateurs.

Le dispositif mécanique pèse 9 kilogrammes et la batterie 26^k 500.

La batterie permet sans être rechargée une vingtaine de démarrages à froid. Poids total : 40^k 500.

Protection contre l'incendie

Les causes d'incendie à bord des avions sont de plusieurs sortes. Elles proviennent :

1^o du moteur et de ses accessoires.

2^o des défauts des installations réalisées à bord (installations électriques défectueuses, fusées mal protégées ou d'un emploi malaisé... etc.)

3^o des accidents survenus dans l'utilisation de l'avion (capotage à l'atterrissage, atteintes de projectiles... etc.)

Nous n'étudierons ici que les causes d'incendie provenant du moteur et de ses accessoires et les dispositifs d'extinction pouvant rendre service dans tous les cas.

En dehors de l'étude des causes d'incendie, il faut encore examiner les circonstances qui favorisent leur propagation et leur développement à bord des avions.

Propagation de l'incendie. — Ces dernières sont d'ordre divers. Elles proviennent principalement :

1^o *de l'avion lui-même.* Il est certain par exemple que sur l'avion en bois et à revêtement en toile, l'incendie a plus de chance de se propager rapidement que sur l'avion intégralement métallique. Il y a lieu dans l'étude d'un avion de ne rien négliger pour éviter la propagation de l'incendie. A cet effet toutes les parties de l'avion susceptibles de s'imbiber d'essence devrait être sinon métalliques, tout au moins protégées par des revêtements métalliques, en aluminium par exemple. En particulier le bâti-moteur devrait être entièrement métallique.

2^o *de l'entretien de l'avion.* — Toutes les parties de l'avion vulnérables au feu doivent être entretenues dans un état de propreté scrupuleuse. Prévoir à ce sujet des portes de visites en nombre suffisant pour permettre au mécanicien d'aller visiter tous les coins où l'essence et l'huile peuvent pénétrer. Visiter la circulation d'essence le plus souvent possible pour voir si tout est étanche. Canaliser les fuites pour les vidanges en un point convenable loin des gaz d'échappement ou de toute autre cause d'incendie.

3° *de la position de l'essence.* — Il est d'un élémentaire bon sens de placer l'essence aussi loin que possible du foyer d'incendie, le moteur. Cette vérité est loin d'être comprise par tout le monde. Il n'est d'ailleurs pas toujours très commode pour des raisons de centrage, d'emplacement, etc., de mettre l'essence loin des moteurs. On *devrait cependant interdire* formellement qu'il en fut autrement. Bien des avions dont les réservoirs d'essence étaient loin des moteurs ont eu des commencements d'incendie en l'air ou à l'atterrissage. Presque tous se sont sauvés. Il n'y a pas d'exemple à notre connaissance qu'il en ait été de même pour les autres.

Sur les avions où le réservoir est près du moteur, prévoir une cloison pare-feu, étanche, composée de deux tubes d'aluminium avec interposition d'amiante entre elles.

Causes d'incendie dues au moteur ou à ses accessoires

L'incendie peut être occasionné :

- 1° par les gaz d'échappement,
- 2° l'allumage,
- 3° les retours de flamme au carburateur,
- 4° les échauffements de différents organes du groupe-moteur et une mauvaise alimentation du moteur.

1° *Gaz d'échappement.* — Canaliser les flammes à l'extérieur de l'avion. Isoler le fuselage et les organes combustibles de l'avion, par des toiles métalliques ou de l'amiante.

Prévoir des pots d'échappement spéciaux qui captent les gaz et empêchent les flammes.

2° *Allumage.* — Surveiller les magnétos et les canalisations qui doivent être bien isolées et fixées par des attaches-fils indécrochables. Faire passer autant que possible les canalisations électriques loin des foyers de vapeur d'essence.

Les courts circuits dans les canalisations d'allumage peuvent être évités par l'isolement des fils, déjà isolés eux-mêmes, dans des canalisations tubulaires et de petits carters en aluminium (rampe C. I. C. B. ou rampe Guérin par exemple).

Pour l'atterrissage le pilote doit avoir un interrupteur de courant sûr et très accessible permettant l'arrêt certain des moteurs.

Retours de flammes au carburateur. — Les retours de flammes sont dus

à un mauvais fonctionnement du moteur (étanchéité des soupapes, carburation, allumage, défaut d'alimentation).

On les évitera par la suppression des défauts signalés. Mais on doit chercher, s'ils se produisent, à anihiler leur effet.

On emploie à ce sujet des obturateurs spéciaux.

Obturateurs. — Ces appareils s'opposent aux retours de flammes aux carburateurs.

L'obturateur *Botali-Lebeau* est constitué principalement par une soupape interposée sur le trajet des gaz allant du moteur au carburateur. Cette soupape vient obturer la tuyauterie en cas de retour de flamme du côté du carburateur et canalise la flamme à l'extérieur de l'avion.

Dans l'obturateur *Farcot* la soupape percée de trous suffisamment petits réalise la toile métallique des lampes de mineurs et arrête la flamme.

Dans l'obturateur *Pierre* la soupape est remplacée par un moulinet portant des aubes métalliques percées de trous. Ce moulinet entre en rotation sous l'action du courant gazeux d'admission. En cas de retour il agit à la manière d'une toile métallique. Les trous sont calculés pour n'offrir qu'une faible résistance à l'écoulement des gaz aspirés par le moteur.

On ne peut cependant éviter comme pour les appareils décrits une certaine perte de puissance due au freinage de l'aspiration.

Dispositifs contre les courts-circuits d'allumage. — Les courts-circuits dans les canalisations d'allumage peuvent être évités en disposant soigneusement les fils et surtout en les isolant convenablement.

La rampe de fil *Guerin* est en tubes souples d'aluminium et protège les fils d'allumage d'une manière très efficace.

Moyens à mettre en œuvre en cas d'incendie. — Pour éviter qu'un commencement d'incendie ne se communique à l'essence des réservoirs et ne prenne des proportions dangereuses, deux moyens peuvent être mis en œuvre :

1° La vidange ou le larguage des réservoirs.

2° L'extincteur.

Vidange des réservoirs. — Des dispositifs de vidange rapide (système Mauve) comportant une soupape de libération de l'essence, placée à la partie supérieure du réservoir et manœuvrable à distance ont été imaginés. Leur fonctionnement mécanique est satisfaisant. Mais en vol et quand l'avion se déplace, l'essence qui tombe verticalement si elle est en quantité suffisante dans le réservoir se répand par la suite, quand son potentiel est insuffisant, chassée par le courant d'air sur les différents organes de

l'avion. De telle sorte que le *dispositif est finalement plus dangereux qu'utile.*

Il constitue d'ailleurs un danger permanent de fuite d'essence à bord de l'avion, l'étanchéité de la soupape étant difficile à obtenir et à conserver à l'usage.

Largage des réservoirs. — Il est intéressant que le pilote en cas de commencement d'incendie ait la possibilité de projeter son réservoir d'essence dans le vide. Cette mesure si recommandable s'accompagne cependant d'une réserve d'une exceptionnelle importance. On peut en effet se demander jusqu'à quel point il est permis d'autoriser le largage d'un réservoir qui peut tomber en feu sur une ville, sur une forêt et provoquer un désastre.

Il semble que ce point de vue n'ait pas retenu l'attention, car le largage du réservoir est un moyen de défense contre l'incendie qui se généralise sur tous les avions.

Les dispositifs de largage de réservoirs sont assez nombreux. Ils procèdent tous du même principe cependant.

Nous allons décrire à titre d'exemple le dispositif de largage de réservoir monté sur les avions *Lioré-Olivier type 12* (fig. 244).

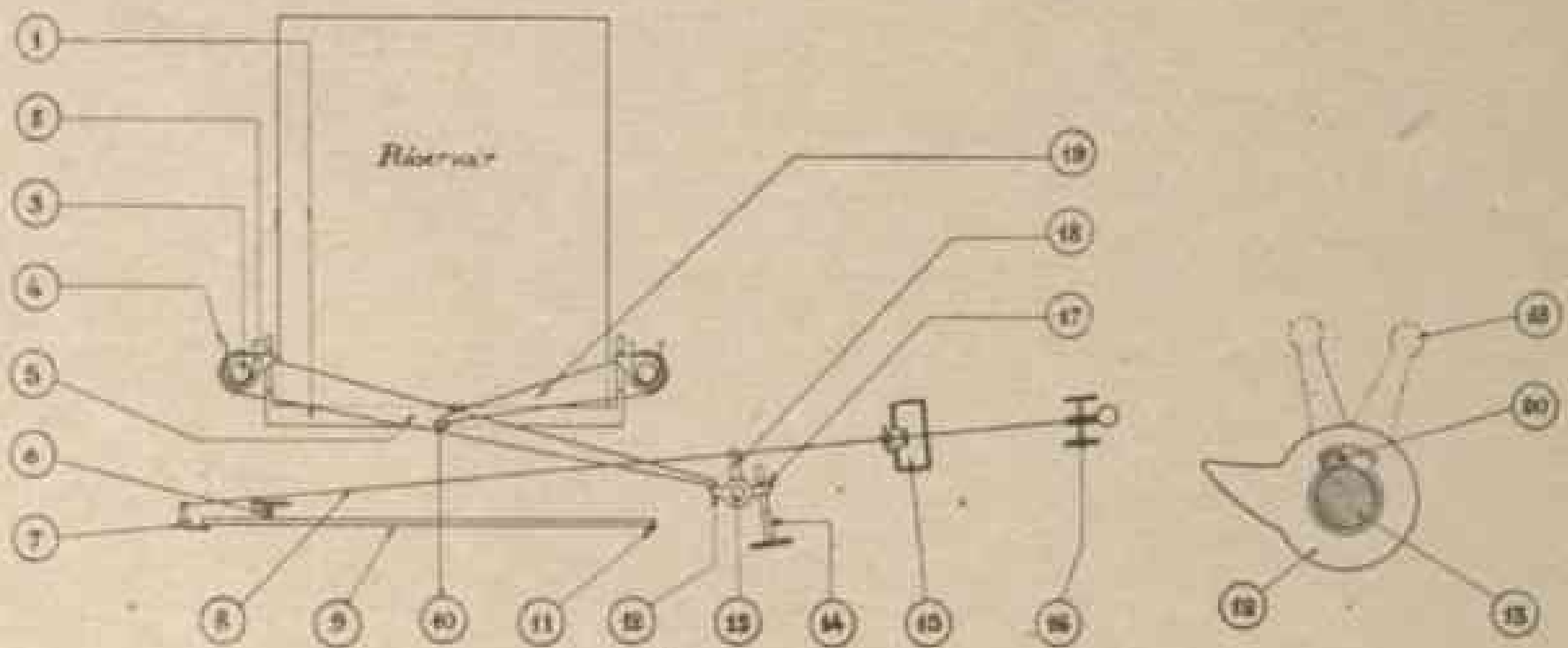


FIG. 244.

Le réservoir repose sur six paliers 4. L'un d'eux est immobilisé par un levier 5 qui repose à son tour sur un grain d'acier 12. L'autre est immobilisé d'une façon analogue mais son extrémité repose sur le premier levier 10. Le grain 12 se trouve aux deux extrémités d'un tube 13 qui a son tour repose sur 3 paliers peut pivoter sur lui-même et est immobilisé par un cran 17 pris dans une pièce 14.

Le tube 13 porte en son centre un levier 18 sur lequel s'attache un

câble allant jusqu'au pilote et à chaque extrémité un levier relié par un câble 8 au crochet 7.

Pour fermer l'ouverture destinée au passage du réservoir à essence une trappe 9 repose d'une part en 11 et d'autre part sur les crochets 7.

Elle est poussée vers l'extérieur par les ressorts 6.

Une tôle de sûreté 15 empêche le levier commandé par le pilote de basculer trop facilement.

Enfin l'anneau est lui-même immobilisé par la goupille 16.

Lorsque le pilote veut décrocher le réservoir il doit tirer assez fort sur l'anneau pour cisailer la goupille 16, plier la tôle 15 et faire tourner le levier 17.

Ce levier entraîne dans la première partie de sa course le crochet 7 qui bascule et la trappe poussée par les ressorts bascule à son tour, est happée par le vent et tombe.

Dans la deuxième partie de la course du levier, le grain 20 fixé sur l'arbre 13 vient en contact avec la came 12.

Celle-ci tournant dans le sens des aiguilles d'une montre force le levier 5 à fléchir, continue à tourner et dégage finalement le levier qui tombe en libérant à son tour le levier 19.

Les leviers en tombant font tourner les arbres 3 et les cames 2 qui s'échappent de leur logement sur les traverses.

Le réservoir n'étant plus maintenu tombe en entraînant dans sa chute les traverses qui le soutenaient.

Enfin le tube en cristal qui relie le réservoir à la nourrice se brise lorsque le réservoir commence à tomber.

Signalons encore à titre d'exemple le système de décrochage pour réservoir d'essence placé dans l'aile réalisé sur les avions *Nieuport 42* de chasse.

La figure 245 indique très clairement le fonctionnement du système. Le réservoir est fixé à l'arrière par un certain nombre de tétons d'arrêt A s'emmanchant avec un jeu convenable dans une ferrure support B solidaire du longeron d'aile. La fixation à l'avant se fait par une ferrure dite de décrochage G terminée par une pièce avec entaille spéciale. Dans cette entaille s'engage un verrou I manœuvré du poste de pilotage par un câble souple.

Noter la disposition très ingénieuse de la prise d'essence laquelle permet de supprimer le sectionnement du tube au moment du décrochage, le

tube plongeur s'enfonce dans un guide solidaire du réservoir et pénètre jusqu'au point le plus bas du réservoir d'essence.

Au moment où le réservoir est projeté dans le vide (schema n° II) le tube de prise d'essence reste à demeure et ne gêne en rien le larguage.

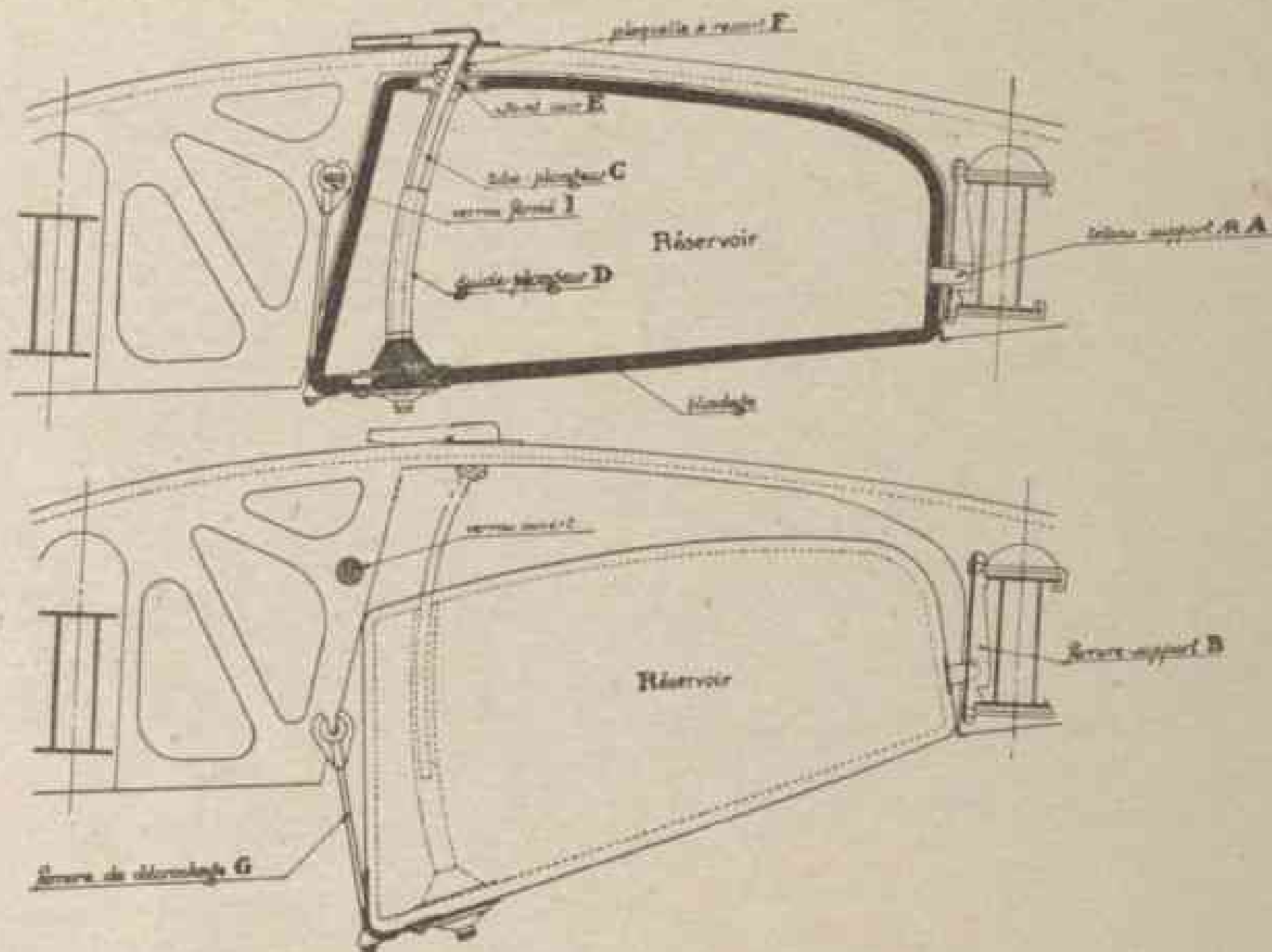


FIG. 245.

Raccord de libération instantanée pour réservoirs larguables.

Dans les systèmes de libération communément employés le sectionnement de la tuyauterie près du réservoir est obtenu :

par l'action d'une pièce qui brise un tube en cristal interposé sur le trajet de l'essence très près du réservoir,

par la libération du tuyau solidaire du réservoir dans le raccord durit, la chute du réservoir permettant un effort suffisant pour le glissement de ce tube dans la durit.

Le raccord que nous allons décrire, très simple (il ne comprend que cinq pièces) permet de réaliser un sectionnement mécanique instantanément et sûrement (fig. 246).

Il comporte une pièce solidaire du réservoir A comportant une terminaison conique laquelle vient se raccorder avec la terminaison conique d'une autre pièce B semblable, solidaire de la tuyauterie. Les deux parties

sont réunies par une pièce spéciale C formant chapeau. Elle assure la fermeture du raccord par une prise baïonnette (encoches de la pièce C rentrant dans les ergots de la pièce A.)

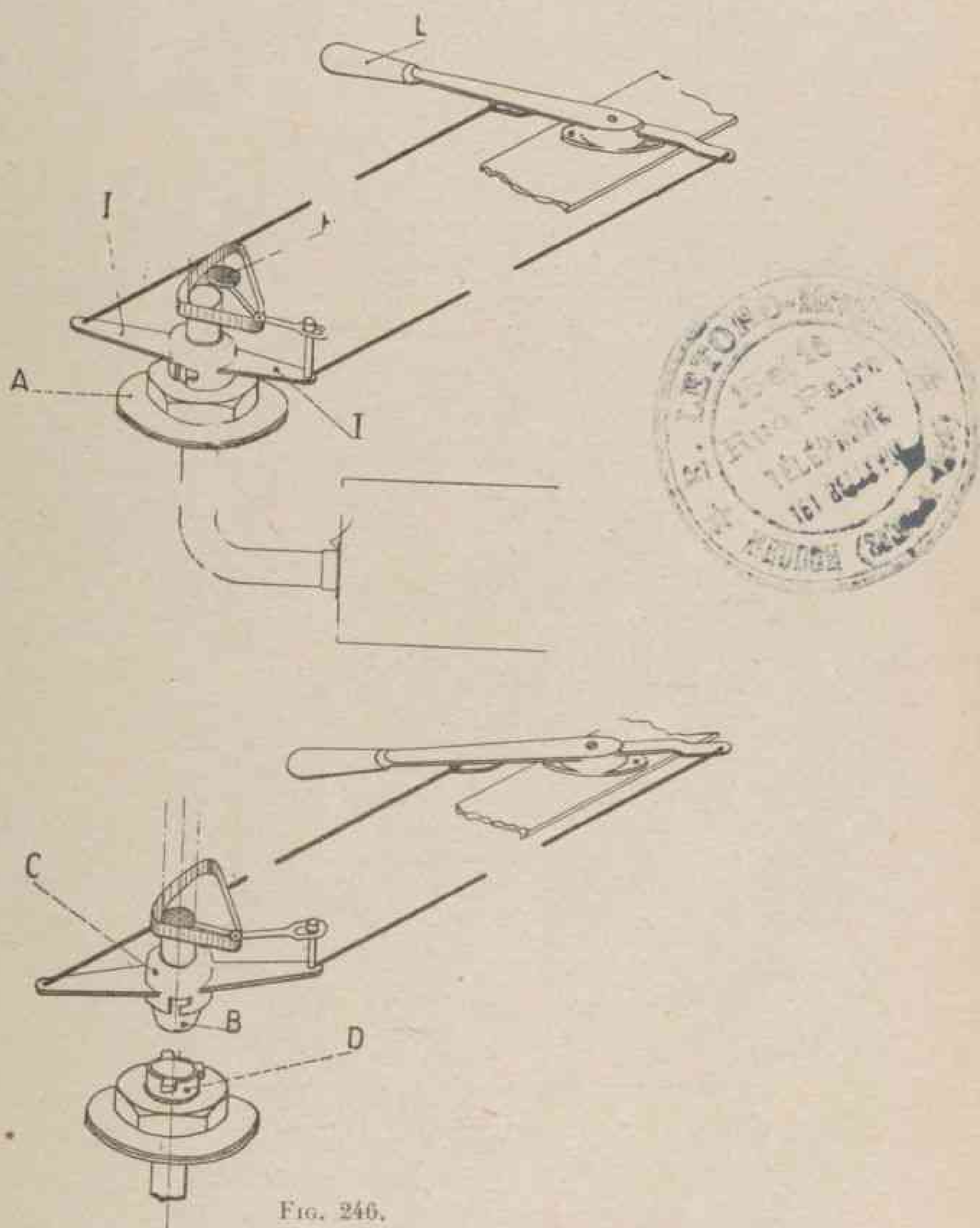


FIG. 246.

Cette pièce porte 2 leviers I pouvant être manœuvrés par un autre levier L placé dans le poste-pilote. En tirant sur le levier dans le sens convenable on agit sur la pièce C, la prise à baïonnette s'ouvre et les deux pièces A et B ne sont plus retenues.

Cette traction peut-être combinée avec un petit décalage de temps avec la libération du réservoir (commandable par traction dans tous les cas). Elle permet également d'actionner un dispositif P complémentaire comportant un papillon qui obture la tuyauterie restée sur l'avion, évitant ainsi que l'essence de la tuyauterie se répande dans l'appareil.

Extincteurs.

Les extincteurs utilisés à l'heure actuelle sont chargés d'un liquide à base de tetrachlorure de carbone ($C.Cl^4$).

Nous allons décrire les différents modèles d'extincteurs étudiés par la maison *Bouillon frères*.

Appareil standard (fig. 247).

Description. — Cet appareil comprend essentiellement :

1. Une bouteille de gaz sous pression.
2. Un poste de commande avec un bouton pour commander la marche (2a) et un pour l'arrêt (2b).
3. La canalisation de conduite de gaz.
4. Un réservoir contenant le liquide « Knock-Out ».
5. Le liquide extincteur.
6. Une soupape automatique de départ.
7. La canalisation de conduite du liquide.
8. Les pulvérisateurs en nombre différent suivant chaque appareil.

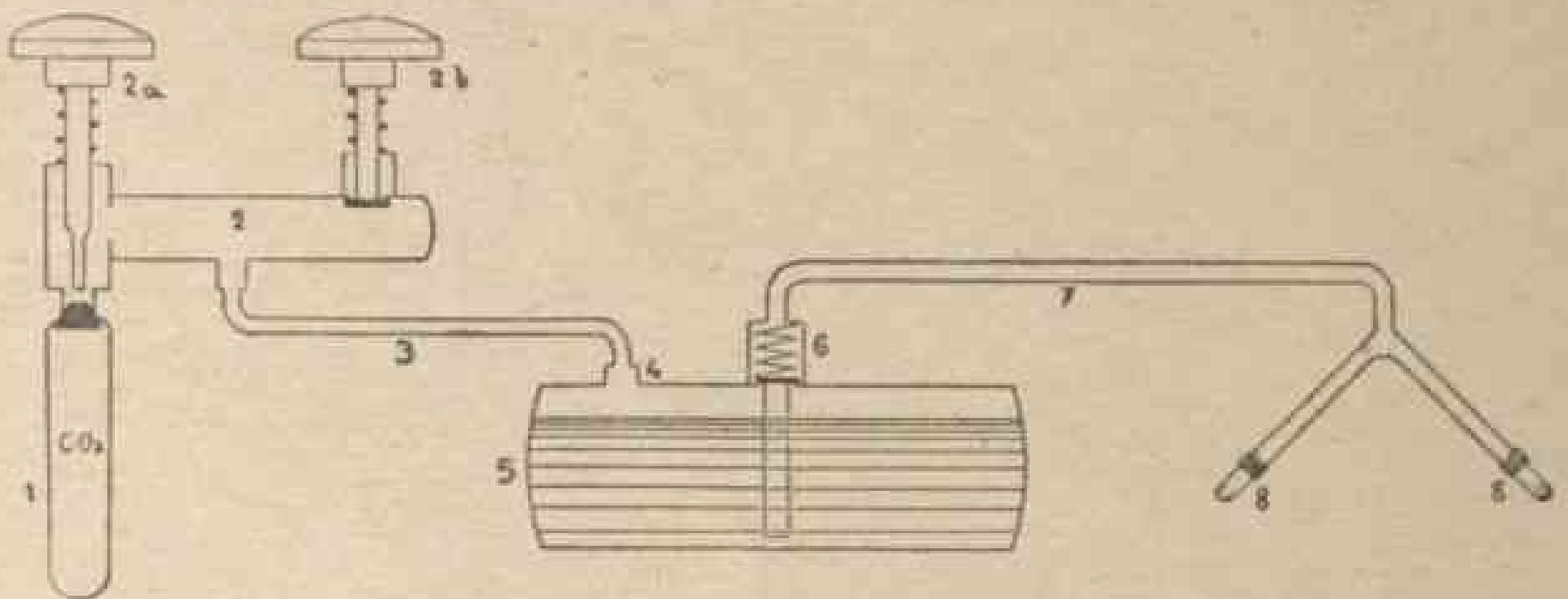


FIG. 247.

Fonctionnement. — En appuyant sur le bouton 2a, la bouteille de gaz comprimé se vide en partie dans le réservoir à liquide qu'elle met sous

pression. Le liquide est projeté par les pulvérisateurs et arrose toutes les parties en feu.

Lorsque l'extinction est obtenue, en appuyant sur le 2^e bouton, 2b, on met le réservoir en communication avec l'extérieur, la pression tombe et la projection s'arrête.

Avantages :

1. *Rapidité de manœuvre.* — En cas d'incendie, il n'y a qu'à appuyer sur un bouton et l'appareil fonctionne instantanément.

2. *Possibilités de manœuvres successives.* — Le bouton d'arrêt permet d'arrêter la projection du liquide sitôt l'extinction obtenue et limiter ainsi la consommation à la stricte quantité nécessaire permettant ainsi de faire fonctionner l'appareil plusieurs fois au cours du même vol.

3. *Sécurité de fonctionnement.* — L'appareil, très simple, ne comporte aucun mécanisme, aucun robinet, aucun dispositif susceptible de s'enrayer ou de gripper.

La soupape de départ qui commande la sortie du réservoir évite toute perte de liquide pendant les acrobaties. La projection du liquide ne peut avoir lieu qu'à la volonté du pilote.

4. *Équilibrage de pression.* — Le bouton d'arrêt sert en même temps pour l'équilibrage de pression, afin d'éviter une surpression inutile dans l'appareil dans le cas où par suite d'une température extérieure trop grande, il y aurait vaporisation du liquide dans le réservoir.

Les extincteurs Standard sont établis en deux modèles :

Type 6 K^o pour avion monoplace monocarburateur. Poids complet : 8 kilogrammes.

Type 10 K^o pour avion multicarburateurs. Poids complet : 13^k 500.
Canalisations (Breguet 19 A2) : 2^k 200.

Commande automatique pour extincteur Standard (système Bouillon).

Principe. — Le fonctionnement de l'extincteur est obtenu par l'ouverture automatique de la bouteille de CO₂, en utilisant la détente d'un ressort à boudin (fig. 248).

Cette détente est provoquée par la rupture d'un ou plusieurs fusibles placés en des points convenables sur le câble qui maintient le ressort dans la position « Armé ».

Ce dispositif de commande est destiné à doubler le dispositif à main. Il ne modifie en rien l'emploi ou l'entretien de ce dernier.

Description. — Le poste complet comprend :

1^o La bouteille de CO₂ (70 grammes) du modèle employé dans les postes à coup-de-poing.

2^o Le carter du ressort de percussion portant les rainures guides de percuteur et les encoches d'accrochage des poignées d'armement fixées sur la tête du percuteur. Le ressort de percussion est maintenu bandé par le câble de traction guidé par une poulie placée sur la tête du carter, et donne à la position « Arme », une tension d'environ 12 à 15 kilogrammes.

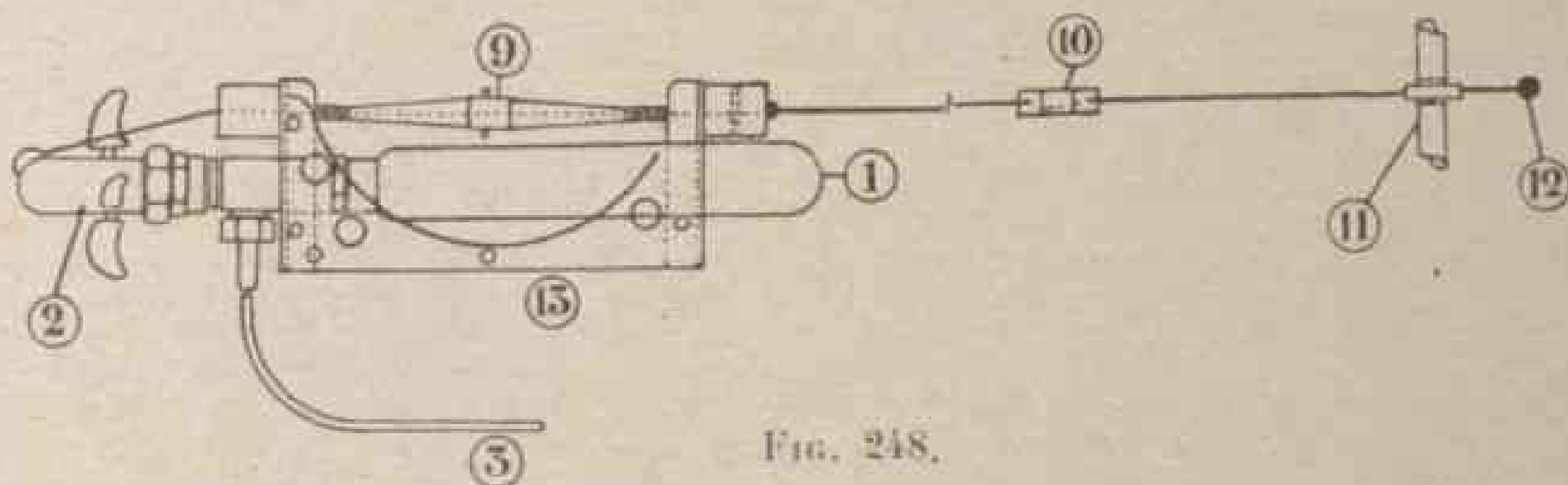


FIG. 248.

3^o La canalisation de 3×5 m/m en cuivre et ses deux écrous de fixation raccordant l'arrivée de CO-2 au réservoir de C. C. L. 4. Les deux raccords cônes de chaque extrémité ne nécessitent aucun joint.

4^o Le raccord à deux directions d'arrivée de C. O. 2 au récipient de C. C. L.⁴.

Ce raccord à deux directions porte à sa partie inférieure un 6 pans permettant son blocage sur le récipient, il reçoit d'une part la canalisation venant de la bouteille de C. O.² du poste de commande automatique, et d'autre part la canalisation venant de la bouteille de C. O. 2 du poste de commande à main.

L'ensemble (n^o 5) réservoir de C. C. L.⁴, (6) boîte à clapet, (7) tuyauterie d'amenée du C. C. L.⁴, (8) crepine d'arrosage ne nécessitent aucune modification par rapport à l'installation effectuée pour la commande à main.

9^o Le tendeur réglable avec ses deux guides montés par écrou sur le support, cette disposition permet le réglage de la tension du câble sans crainte de torsion, les têtes des vis du tendeur ne pouvant pivoter.

10^o Les fusibles destinés à provoquer par leur rupture au contact de la flamme le fonctionnement automatique de l'extincteur.

Un nombre frappé au poinçon sur chaque fusible indique la température à laquelle le fusible doit se rompre sous l'effort du ressort du poste de commande.

11° Le guide-câble permettant une déviation du câble de traction.

12° Le point fixe sur lequel est attaché l'extrémité du câble.

13° Le support en aluminium fondu destiné à recevoir le dispositif et assurer sa fixation en un endroit quelconque de l'avion.

En un point convenable déterminé par l'emplacement de l'appareil sur l'avion et fixé sur le câble de commande un anneau permettant la fixation de l'extrémité de l'avertisseur.

Avertisseur d'incendie (Bouillon Frères).

Principe. — L'indication de l'existence d'une flamme dans l'habitacle moteur est donnée par un voyant rouge qui vient jaillir brusquement sous les yeux du pilote dès que la flamme est entrée en contact avec un ou plusieurs des fusibles convenablement placés sous le capotage, ou que cette flamme, sans même toucher un fusible a provoqué un élèvement suffisant de la température de l'habitacle moteur.



FIG. 249.

Description. — L'appareil comprend (fig. 249) :

- a) Un carter dont la collerette est percée de trous pour la fixation.
- b) Un ressort à boudin, qui en position détendue à une longueur environ de 80 millimètres plus grande que la profondeur du carter.
- c) Une cuvette en bout du ressort et de son boulon d'attache du câble.
- d) Un boulon creux avec écrou pour guidage du câble et fixation du ressort au fond du carter.
- e) L'enveloppement du ressort en toile rouge.
- f) Un câble de commande avec ses S d'attache.
- g) Un tendeur de réglage.
- h) Les fusibles en nombre variable.

Montage et réglage :

a) Fixer le carter au moyen de sa collerette, en un point bien visible du pilote, si possible à la planche des instruments de bord.

b) Déterminer au moyen d'une ficelle par exemple, le parcours du câble de commande dans le fuselage jusqu'à l'habitacle moteur, disposer

aux points convenables des guides câbles constitués par des fragments de tubes, des anneaux, ou des petites poulies, et prévoir le point d'attache de l'extrémité.

c) Déterminer sur la ficelle utilisée pour le gabarit de montage, les positions convenables des fusibles et du tendeur de réglage, puis préparer le câble de commande rigoureusement conforme aux indications données par la ficelle.

Il est très important de remarquer que pour chaque type de moteur, suivant la position des carburateurs et la forme du capotage les positions des fusibles sur le câble peuvent varier ; les fusibles doivent être placés dans les zones de passage des flammes en cas de feu aux carburateurs, ou aux pompes. Il est important de disposer un ou plusieurs fusibles au point haut arrière du capotage.

d) Monter le câble de commande en maintenant le voyant rouge dans son logement, régler très exactement le câble à longueur convenable en le tirant par son extrémité ; le tendeur doit au montage être à son maximum de longueur, et ne doit être utilisé que pour rattraper un allongement du câble.

e) Libérer la tête du voyant qui doit alors rester dans son logement, étant maintenue par le câble.

Dans le cas des montages de câbles à 2 ou 3 brins dans l'habitacle moteur, nécessités par les moteurs à plusieurs carburateurs, il est indispensable que la rupture d'un fusible quelconque sur un seul des brins entraîne la détente du câble. Pour la correction de ce montage s'inspirer du croquis ci-dessous de la fig. 250 :

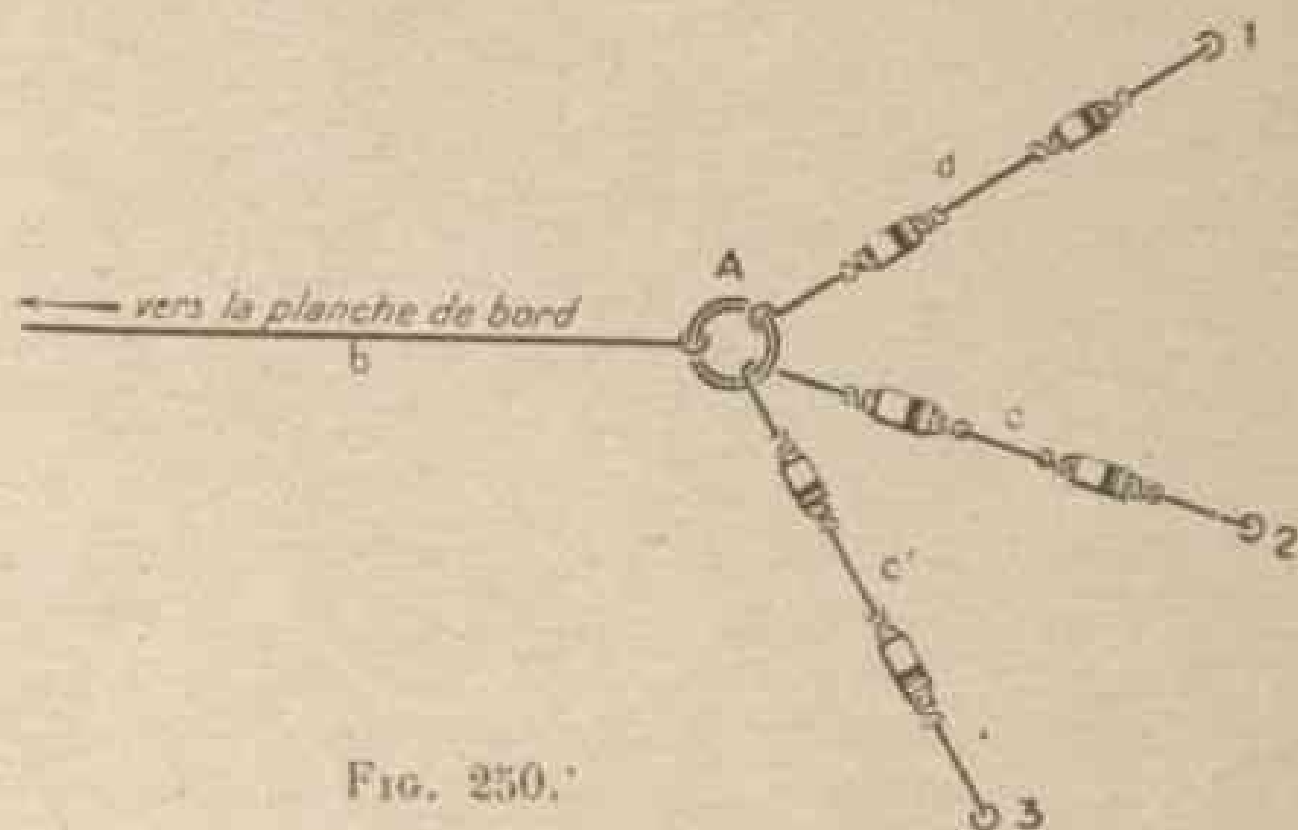


FIG. 250.

Le câble *b*) comporte un anneau en *A*, et est fixé par la câble en *d* 1. Le câble *c*) passe dans l'anneau *A* et est fixé en 2 et 3.

En aucun cas, le câble *b* ne doit être dans le prolongement de *d* ou de la bissectrice de l'angle formé par les deux brins de *C* dans le plan de ces brins.

Accessoires moteur divers

Commandes moteurs.

Les commandes de moteurs doivent être rigides.

Elles peuvent être actionnées soit en traction ou compression, soit en torsion.

Ce sont de petits tubes en duralumin ou en acier, pleins ou creux terminés par des chapes d'articulation avec leviers de renvoi dans les cas où le trajet doit être dévié. Le duralumin permet de gagner du poids sur l'acier et son emploi est à préconiser.

Dans le cas où les tiges travaillent en compression il y a lieu de prévoir leur guidage dans des anneaux pour éviter leur flambage.

Elles servent à commander :

- les différents robinets,
- les volets de radiateurs,
- l'admission des gaz,
- la correction altimétrique,
- l'allumage et l'avance à l'allumage.

Dans le poste de pilotage elles viennent s'attacher sur des secteurs de commande portant des manettes.

Secteur à 1 manette. Poids : 0^k 270 et 0,320 (courte ou longue).

Secteur à 2 manettes. Poids : 0^k 470 et 0,520 (d^o)

Secteur à 3 manettes. Poids : 0^k 600.

Silencieux :

Les buts du pot d'échappement sont multiples : Il doit :

- 1^o adoucir le bruit des gaz d'échappement,
- 2^o évacuer les gaz loin des yeux du pilote et loin des matières combustibles.
- 3^o couvrir les flammes.

Le bruit dépend du nombre d'explosions par seconde. Il varie donc avec le régime du moteur. On obtient en général un nombre de vibrations variant entre le *ut* 1 et le *ut* 3.

Le silencieux pour être efficace doit donner :
 une détente progressive des gaz,
 leur refroidissement,
 une diminution de leur pression,
 leur écoulement régulier,
 l'étouffement du bruit dans une enceinte peu sonore.

Ces conditions peuvent être réalisées par des collecteurs à chicanes, des fentes ou ailettes, des tuyères, des trompes venturi à prises d'air de refroidissement, une distribution de l'échappement par des ouvertures distantes d'une demi-longueur d'onde qui correspond au son produit, lui-même défini par le nombre d'explosions à la seconde.

Signalons comme silencieux ayant donné des résultats les appareils *Schneebeli*, *Tailleferre* et *Romino*.

Le poids d'un silencieux varie entre 10 et 18 kilogrammes pour un moteur de 400 ou 500 CV.

Tachymètres :

Tachymètres Delta (Aéra) : Poids 0^k 540, diamètre du cadran : 120 millimètres.

Transmission le mètre avec raccords : 0^k 260.

Renvois d'angle : 0^k 220.

Tachymètre Delta (Aéra) pour bimoteurs, centralisant sur un même cadran les indications des deux moteurs par deux aiguilles différentes qui tournent dans le même sens :

Poids : 0^k 890 ; diamètre du cadran : 120 millimètres.

Tachymètre Amyot-Le Prieur, a turbine reliée au moteur laquelle entraîne sans débit une masse d'huile dont la pression centrifuge est transmise à un manomètre récepteur par l'air,

Poids : 2^k 500 (avec 10 mètres de canalisation). Diamètre du cadran : 120 millimètres.

Tachymètre enregistreur Delta (Aéra). — La variation de nombre de tours s'inscrit sur un cylindre enregistreur chargé pour 30 heures (fig. 242) :

Encombrement : 176 × 110 × 62 millimètres. Poids : 2 kilogrammes.

Thermomètre à distance (eau et huile). — Ils sont presque tous à tétrachlorure de carbone. Leur précision est de l'ordre de 2 à 3° (Aéra, Fournier, L. T. I.).

Thermomètre Aéra : Poids : 0^k 700 ; diamètre du cadran : 85 et 120.

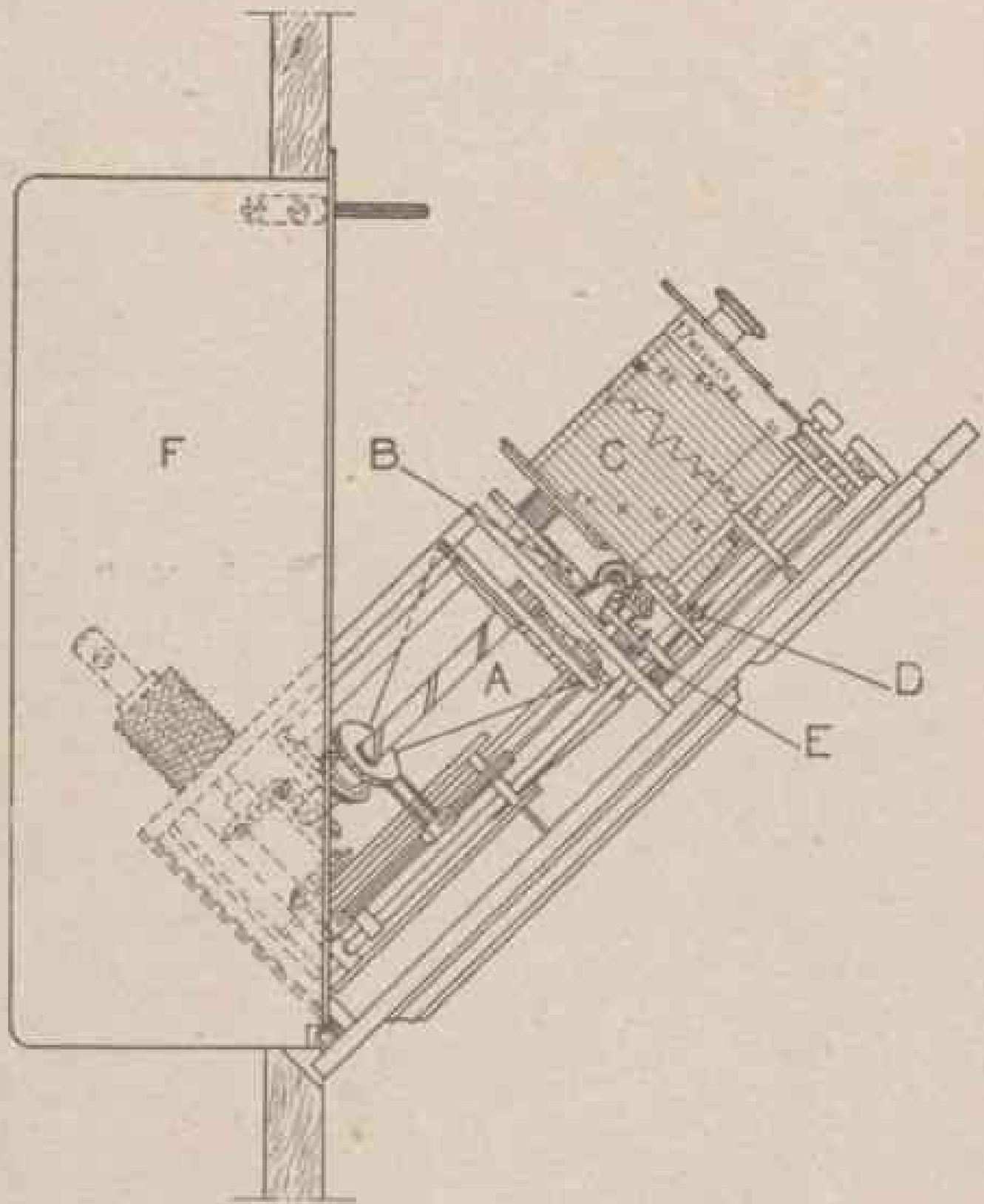


FIG. 251.

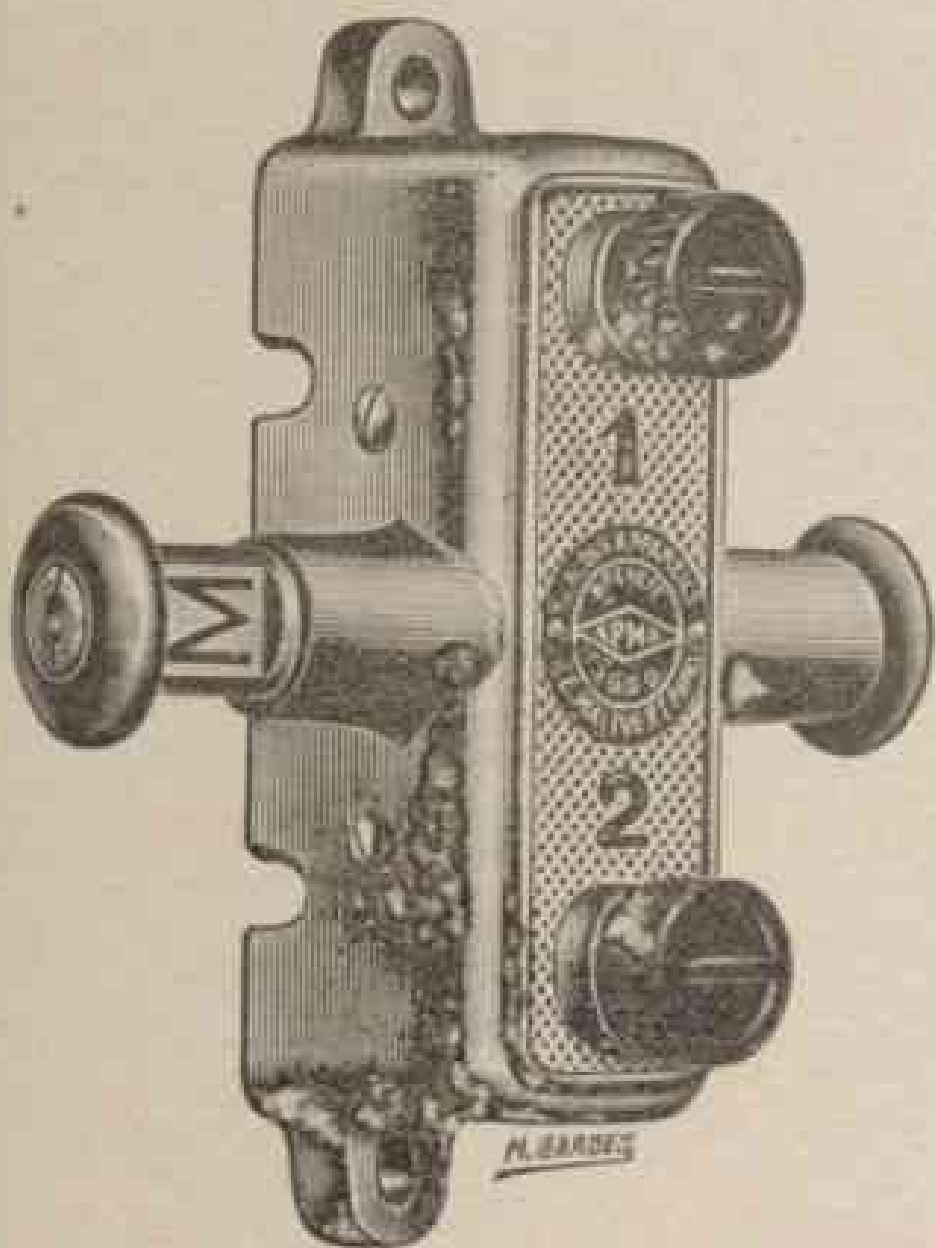


FIG. 252.

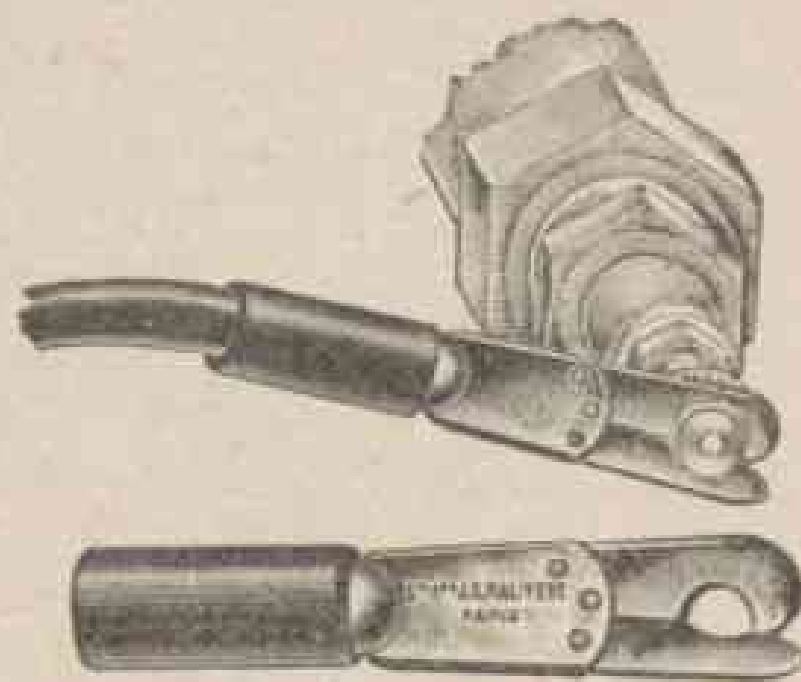


FIG. 253.

Le nouveau *thermomètre L. T. I.* est livré avec une prise de température spéciale et une transmission isolée qui donnent une plus grande sensibilité et une précision meilleure.

Manomètres.

Manomètre de pression d'huile normal : de 0 à 5 kilogrammes ou de 0 à 10 kilogrammes. Poids 0^k 390 ; diamètre du cadran : 120.

Indicateurs de pression. — Système Amyot pour l'huile et l'essence (transmission de la pression par un liquide auxiliaire).

Appareil complet avec 10 mètres de canalisation. Poids : 1^k 400 ; diamètre du cadran : 120 millimètres.

Contrôleurs de moteur.

Contrôleur à tachymètre simple type Aéra comprenant :

- 1 Tachymètre,
- 1 Thermomètre à eau,
- 1 Thermomètre à huile,
- 1 Manomètre d'huile,
- 1 Jaugeur d'essence.

Poids : 3^k 100. Encombrement : 235 × 235 × 75.

Contrôleur à tachymètre enregistreur, type Aéra comprenant les mêmes appareils et une lampe électrique.

Poids : 4 kilogrammes. Encombrement : 235 × 310 × 75.

Contacts d'allumage.

A poussoirs.

- 1 poussoir : poids : 0^k 045.
- 2 poussoirs : poids : 0^k 095.
- 3 poussoirs : poids : 0^k 140.
- 4 poussoirs : poids : 0^k 190.

A manette et permettant de couper ou de mettre en contact et d'essayer séparément les magnétos d'un seul ou de plusieurs moteurs.

bipolaire : 0^k 240.

tetrapolaire : monomoteur : 0^k 460.

tetrapolaire bimoteur : 0^k 480.

Commutateur Malivert pour deux magnétos et deux jeux de bougies.

L'appareil que présente la figure 252 possède quelques avantages que nous avons crû intéressant de signaler.

Le plot central sert à l'arrêt du moteur.

Les plots partiels marqués 1 et 2 permettent la vérification de chacune des magnétos, prise séparément.

Cette vérification peut être faite rapidement en appuyant le doigt sur le bouton ou plus longuement en faisant tourner ce même bouton de 90 °.

Dans cette position la magnéto correspondante est mise à la masse et le moteur ne fonctionne que sur l'autre magnéto.

On peut donc vérifier pendant tout le temps nécessaire le fonctionnement normal des appareils d'allumage.

Attaches-fils pour bougies.

Des divers modèles d'*Attache-fils* utilisés dans l'Aviation, l'*Attache-fils Malivert* est un des plus simples et des plus pratiques (fig. 253).

Il comporte l'avantage de n'avoir qu'une seule pince mobile, la pince fixe formant crochet et supportant à elle seule les efforts de traction des fils d'allumage.

La disposition heureuse donnée à l'appareil a permis de lui donner une grande légèreté, en même temps d'obtenir la mise en place et l'enlèvement presque instantanément. En marche, cet attache-fil est rigoureusement indétachable.

Poids de l'appareil complet avec cosses isolantes : 8 grammes.

Longueur : 67 millimètres.

L'HÉLICE

L'hélice est l'agent de liaison entre le moteur et l'avion ; elle sert à imprimer à ce dernier le mouvement de translation nécessaire à la sustentation. Elle doit être *adaptée* à l'avion : c'est-à-dire qu'à l'altitude d'utilisation et à pleine admission du moteur, elle doit tourner au nombre tours correspondant à la puissance nominale du moteur, à une tolérance de 50 tours près.

Caractéristiques des Hélices

L'hélice peut se définir géométriquement par un certain nombre de caractéristiques toutes également nécessaires à la construction, mais que l'on a coutume de classer en trois catégories suivant leur rôle particulier. Ce sont :

1^o Les caractéristiques d'adaptation à l'avion, qui sont le diamètre et le pas ;

2^o Les caractéristiques de forme, qui sont la forme de la pale et le profil des sections ;

3^o Les caractéristiques de construction proprement dites, qui sont la forme et la position de la fibre neutre, et la loi de décroissance de la surface des sections.

Les caractéristiques de forme et de construction définissent ce qu'on est convenu d'appeler une famille d'hélices qui, comme on le voit, sont, au pas près, toutes géométriquement semblable entre elles. Les caractéristiques d'adaptation définissent, dans la famille, l'hélice particulière spécialement choisie pour un avion donné et un moteur particulier.

La famille d'hélices étant choisie, le calcul aérodynamique du projet permet de déterminer le diamètre et le pas qu'il convient d'adopter : nous n'aborderons pas l'examen des méthodes qui permettent d'obtenir ce résultat.

Les caractéristiques de forme et de construction sont très variables et diffèrent sensiblement d'une marque à une autre. Dans une hélice, la partie qui travaille au point de vue aérodynamique est la partie extérieure allant du milieu de la pale environ à l'extrémité, tandis que le moyeu et le bras n'ont qu'un rôle d'attache capital, il est vrai, au point de vue mécanique. Malgré l'importance toute particulière de la forme de la pale et du profil des sections, il n'y a pas de loi qui permette de choisir les formes optima.

Les différents paramètres sur lesquels le constructeur pourra agir sont les suivants :

1° *Pour la forme de la pale :*

La position du maximum de largeur, en général à 0,50 ou 0,55 R à partir du centre. (R. rayon de l'hélice).

La valeur de ce maximum, est en général voisine de 0,16 R.

La loi de décroissance de la largeur de la pale depuis son milieu jusqu'à l'extrémité.

Les formes du bord d'attaque et du bord de sortie.

2° *Pour le profil des sections :*

Le choix du profil qui sera en général voisin de celui d'une bonne aile ayant une bonne finesse.

La valeur et la variation le long de la pale du rapport $\frac{e}{L}$ de l'épaisseur à la largeur, ce rapport variant généralement entre 0,10 et 0,12.

Enfin, intimement liées à ces divers paramètres, la loi de décroissance des sections, la forme et la position de la fibre neutre, déterminent comme nous allons le voir, le taux de travail des matériaux pour une hélice donnée.

Calcul de résistance d'une Hélice

Malgré que les calculs de résistance des matériaux ne rentrent pas dans le cadre général de cet ouvrage, nous exposerons une méthode de cal-

cul des hélices. De très nombreux avionneurs font actuellement leurs hélices eux-mêmes et il nous a paru intéressant de réunir à la fois les renseignements de fabrication aux données élémentaires du calcul des hélices.

Les efforts auxquels l'hélice doit résister sont de deux sortes :

- 1° Les efforts centrifuges ;
- 2° Les efforts dus aux actions de l'air sur les pales.

A. — Efforts centrifuges.

Considérons, dans une pale d'hélice, un élément compris entre des sections distantes de l'axe de r et $r+dr$. Soient ω la vitesse angulaire de rotation de l'hélice, $\frac{\delta}{g}$ la masse spécifique du matériau constituant l'hélice S la surface de la section.

La force centrifuge dF agissant sur l'élément est :

$$dF = \frac{\delta}{g} \omega^2 S r dr.$$

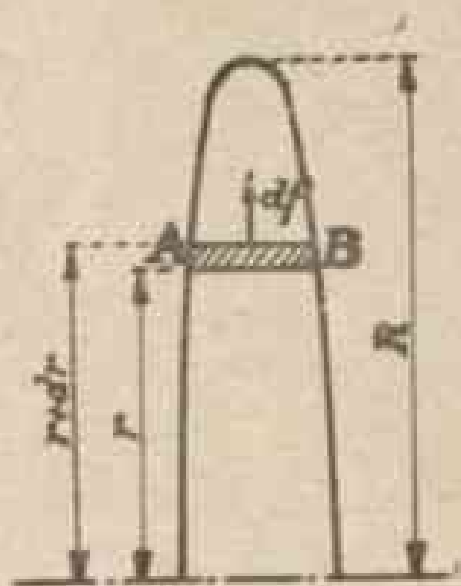


FIG. 254.

Dans la section AB, la force centrifuge due à la partie de la pale comprise entre l'extrémité et cette section est donc :

$$F = \frac{\delta}{g} \omega^2 \int_r^R S r dr.$$

et le taux de travail à la traction simple sera donc pour cette section particulière de surface S_r :

$$t = \frac{F}{S_r} = \frac{\delta}{g} \frac{\omega^2}{S_r} \int_r^R S r dr.$$

Ces intégrales se calculent graphiquement, grâce à la connaissance de la loi de variation des sections le long de la pale, qui permet d'exprimer S en fonction de r .

A cet effet, on trace la courbe de la surface des sections en fonction de leur distance à l'axe de rotation (caractéristique de construction). On en déduit la courbe Sr .

Pour le point M correspondant à la section AB située à la distance r de l'axe, la surface hachurée Σ représentera donc l'intégrale

$$\int_r^R S r dr.$$

$$\Sigma = \int_r^R S r dr.$$

En mesurant cette surface au planimètre, on pourra tracer, à une échelle convenable, la courbe des efforts centrifuges, en portant sur une parallèle à l'axe des r des longueurs telles que

$$MF = \frac{\delta}{g} \omega^2 \Sigma.$$

Enfin, on en déduira et on tracera, à une échelle convenable également, la courbe donnant le taux de travail de la matière dans laquelle est faite l'hélice.

$$t = \frac{MF}{MS}$$

Ce taux de travail, nul à l'extrémité de la pale, est maximum au moyeu (on devra s'efforcer de ne jamais dépasser un taux de 1 kg/mm^2 pour les hélices en bois).

Il est possible de rechercher une loi de variation des sections conduisant à un taux de travail constant à la traction.

Pour cela, il suffit que, si t est le taux de travail imposé,

$$St = \frac{\delta}{g} \omega^2 \int_r^R S r dr.$$

d'où l'on tire :

$$\frac{dS}{S} = -r \frac{\delta}{g} \frac{\omega^2}{t} dr$$

et

$$S = S_0 e^{-\frac{\delta}{g} \frac{\omega^2 r^2}{2t}}$$

c'est-à-dire la loi de variation des sections à partir de la section correspondant à $r = 0$.

Cette loi ne saurait s'appliquer tout le long de la pale, car il n'existe pas de valeur finie de r correspondant à une section nulle. On l'utilisera donc seulement pour le bras de l'hélice, la loi faisant varier les sections de l'extrémité de la pale étant déterminée par la meilleure forme à donner au contour de la pale.

B. — Efforts dus aux actions de l'air.

Si on considère une section de pale en mouvement, on sait que a résultante des actions de l'air sur cette section est une force F passant par le centre de poussée du profil et qui peut se décomposer en deux forces

élémentaires : l'une parallèle à l'axe de l'hélice (poussée), l'autre perpendiculaire à cet axe (traînée).

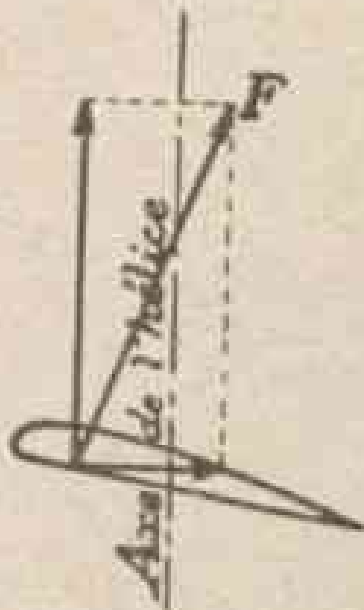


FIG. 255.

Il en résulte un travail de flexion de la pale dans un plan parallèle à l'axe de l'hélice, de beaucoup le plus important, un travail de flexion de la pale dans le plan de l'hélice, et enfin un travail de torsion si la résultante des actions de l'air ne passe pas par le centre de gravité de la section.

La détermination exacte des efforts de torsion demanderait un calcul assez long et, comme elle ne conduit qu'à une fatigue très faible en regard des fatigues de flexion, on se dispense en général d'en tenir compte dans les projets d'hélice.

a) *Calcul des efforts dus aux forces parallèles à l'axe.* — Soient V la vitesse de translation de l'avion et ω la vitesse angulaire de l'hélice, la théorie de Drzewiecki établit que la poussée dF de l'air sur une section de pale située à la distance r de l'axe est de la forme :

$$dF = K l (V^2 + \omega^2 r^2) dr$$

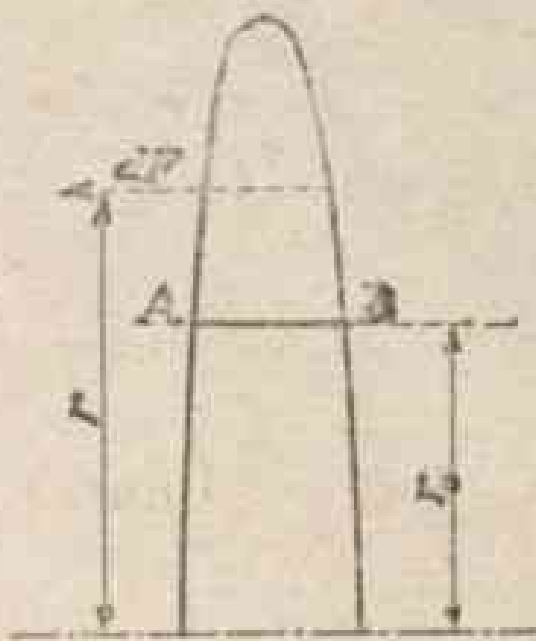


FIG. 256.

où l est la largeur de la pale et K un coefficient qu'il est permis de considérer comme constant tout le long de la pale. Dans ces conditions, le moment fléchissant dans une section AB située à la distance r_0 de l'axe est :

$$M_0 = \int_{r_0}^R (r - r_0) dF$$

$$\text{ou} \\ M_0 = \int_{r_0}^R K (r - r_0) l (V^2 + \omega^2 r^2) dr.$$

La largeur de la pale est une fonction de r donnée par les caractéristiques de forme ; il est donc possible de calculer l'intégrale précédente.

Le coefficient K se détermine expérimentalement de la façon suivante :

On mesure par l'essai au tunnel la poussée fournie par une hélice petit modèle semblable à l'hélice que l'on calcule.

Les formules fondamentales des hélices établissent que cette poussée est donnée par la formule :

$$F = a n^2 D^4$$

où n est le nombre de tours, D le diamètre de l'hélice α , un coefficient constant pour toutes les hélices géométriquement semblables, à égalité du rapport $\frac{V}{nD}$.

L'essai au tunnel permet donc de déterminer α .

On en déduit, pour une hélice bipale, que la poussée sur une pale est

$$F_1 = \frac{\alpha n^2 D^4}{2} = \int_0^R K l (V^2 + \omega^2 r^2) dr$$

d'où

$$K = \frac{\alpha n^2 D^4}{2 \int_0^R l (V^2 + \omega^2 r^2) dr}$$

La fatigue maximum dans chaque section se déduit par la relation connue :

$$f = \frac{M v}{I}$$

où I est le moment d'inertie de la section par rapport à son axe perpendiculaire à la poussée et v la distance du point le plus éloigné de cet axe.

b) *Calcul des efforts dus aux forces perpendiculaires à l'axe.* — Ce calcul se conduit exactement de la même façon que le précédent. La théorie de Drzewiecki établit que la poussée est de la forme :

$$d\Phi = K' l (V^2 + \omega^2 r^2) dr,$$

Le moment de flexion dans la section AB sera donné par la formule :

$$M'_o = \int_{r_o}^R (r - r_o) d\Phi = \int_{r_o}^R K' l (V^2 + \omega^2 r^2) dr.$$

Le coefficient K' se détermine par les essais au tunnel d'un petit modèle.

Les formules fondamentales des hélices établissent en effet que la puissance absorbée par une pale d'hélice bipale est donnée par la formule :

$$P_m = \frac{\beta}{2} n^3 D^5$$

dans laquelle β est un coefficient constant pour des hélices géométriquement semblables à égalité de $\frac{V}{nD}$. L'essai au tunnel donne donc β .

D'autre part, c'est le travail de la traînée qui équilibre la puissance fournie par moteur :

On a donc également :

$$P_m = 2 \pi n \int_0^R \Phi dr$$

d'où :

$$2 \pi n \int_0^R K' lr (V^2 + \omega^2 r^2) dr = \frac{\beta}{2} n^2 D^5$$

et

$$K' = \frac{\beta n^2 D^5}{4 \pi n \int_0^R lr (V^2 + \omega^2 r^2) dr}.$$

Les fatigues correspondant aux efforts de flexion ainsi calculés sont en général faibles, aussi les néglige-t-on souvent dans les projets d'hélices.

c) *Méthode graphique.* — Dans la pratique, les intégrales se calculent graphiquement.

Nous nous contenterons d'exposer la méthode pour le calcul des flexions dues aux forces parallèles à l'axe, qui conduit aux fatigues les plus importantes et qui sont les seules dont on tienne compte dans la pratique.

On commence par tracer la courbe représentant la loi de variation de la largeur de la pale.

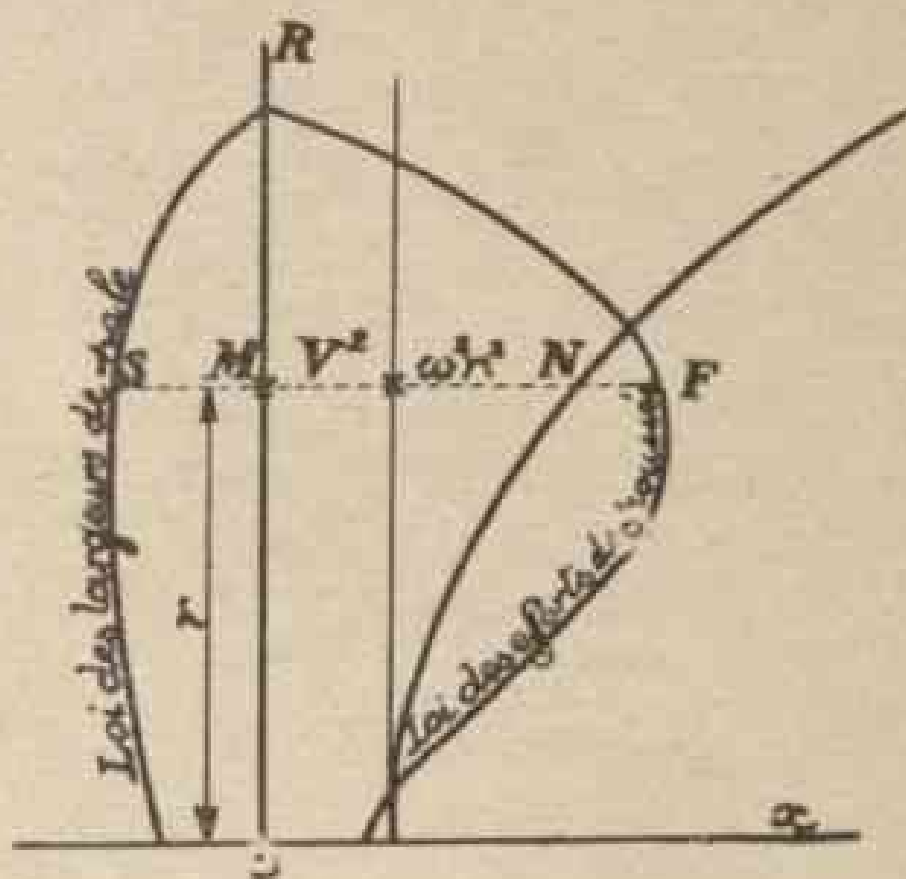


FIG. 257.

Traçons également la droite

$$x = V^2$$

et la parabole

$$x - V^2 = \omega^2 r^2,$$

soit M le point figuratif de la section de pale située à la distance r on a donc :

$$\begin{aligned} MS &= l \\ MN &= V^2 + \omega^2 r^2. \end{aligned}$$

En portant sur une parallèle à l'axe des x , à une échelle convenable, le vecteur

$$MF = MS \times MN.$$

on tracera, au facteur K près, la courbe des efforts de poussée sur des éléments de pale de hauteur égale à 1.

On en déduira facilement la loi des moments de flexion, ainsi que celle du taux de travail.

Pour cela, on partage la pale en un certain nombre de parties égales, 8 par exemple.

Les Forces $F_1, F_2, F_3 \dots$ représentent sensiblement la poussée moyenne sur les portions de pales considérées.

Les moments de flexion dans les sections S, S_2, S_3, \dots , sont égaux à :

$$\frac{R}{16} F_1, \quad \frac{R}{16} (3 F_1 + F_2), \quad \frac{R}{16} (5 F_1 + 3 F_2 + F_3), \text{ etc.}$$

On tracera donc facilement la courbe des moments fléchissants.

Connaissant, grâce aux caractéristiques de construction, la courbe des rapports $\frac{l}{V}$, il est facile d'en déduire la courbe donnant la loi des taux de travail tout le long de la pale.

Toutefois, l'échelle de ces différentes courbes contient en facteur le coefficient K qui est donné, nous l'avons vu, par la formule :

$$K = \frac{a n^2 D^4}{2 \int_0^R l (V^2 + \omega^2 r^2) dr}$$

l'intégrale $\int_0^R l (V^2 + \omega^2 r^2) dr$

est mesurée par la surface comprise entre les axes ox et oR et la courbe des efforts de poussée. Il est donc facile de calculer le coefficient K et de déduire de la lecture des graphiques la valeur numérique exacte du taux de travail.

Pour les hélices en bois, le taux de travail total de la fibre la plus fatiguée $\frac{F}{S} + \frac{Mv}{I}$ ne devra pas dépasser 2 kg à 2,5 kg/mm², ce qui correspond à un coefficient de sécurité de 4 environ pour les bois résistants, tels le noyer, le frêne ou le hêtre.

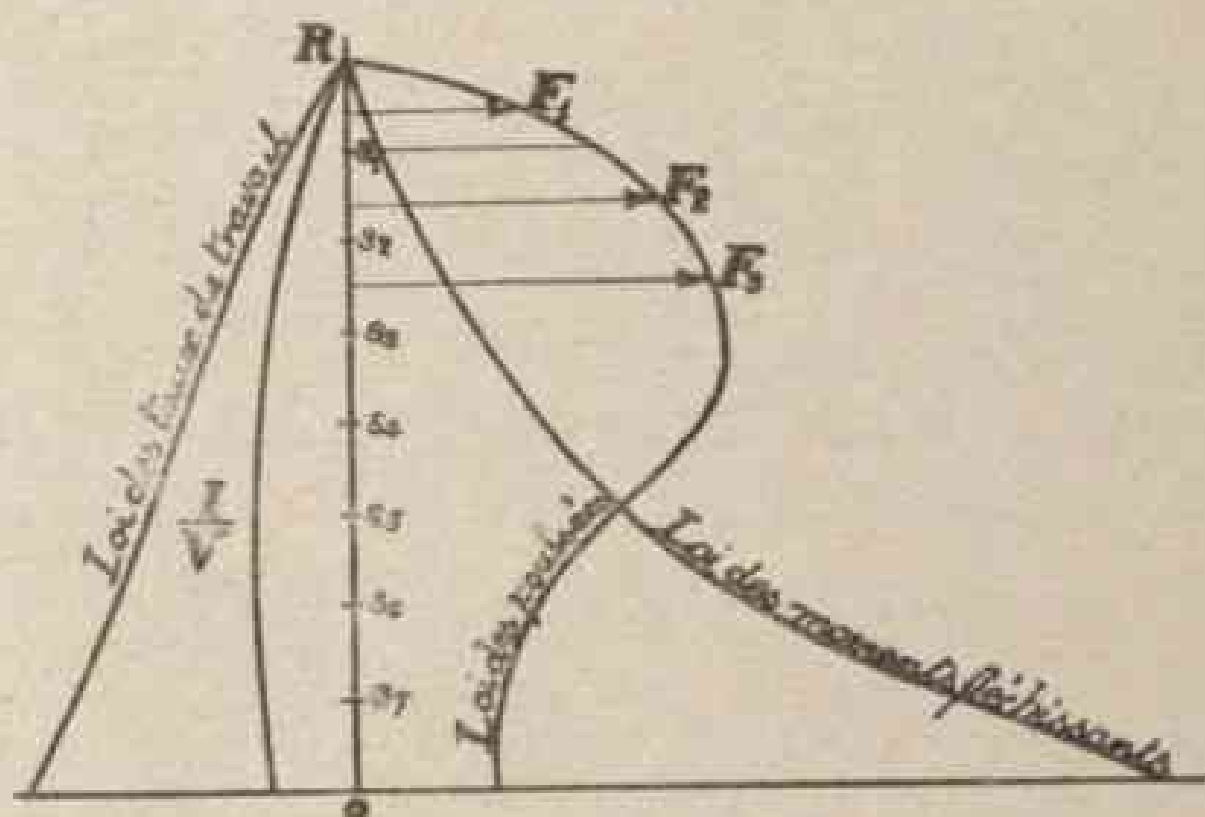


FIG. 258.

d) *Équilibrage de l'hélice.* — En choisissant convenablement la forme et la position de la fibre neutre, il est possible d'équilibrer l'hélice de façon à ce que, abstraction faite des efforts de torsion, les pales ne soient soumises qu'aux seuls efforts centrifuges.

Cet équilibrage ne peut se faire bien entendu que pour l'altitude et le régime d'utilisation et, au point fixe ou au plafond, il restera toujours des couples résiduels, mais cependant la variation considérable des taux de travail du bois auquel conduit l'équilibrage en justifie pleinement l'intérêt.

Considérons en effet une pale d'hélice dont la fibre neutre serait oblique par rapport à l'axe de rotation, l'angle α formé par cette ligne et l'axe de l'hélice étant aigu.

Soit Q la force centrifuge agissant sur la pale : elle crée un moment fléchissant égal à Qb et qui est de signe contraire au moment fléchissant Fa dû à la poussée de l'air sur l'hélice.

L'hélice sera équilibrée si

$$Fa - Qb = 0.$$

on a vu que :

$$Fa = \text{moment fléchissant} = \int_0^R Klr (V^2 + \omega^2 r^2) dr$$

d'autre part, la force centrifuge

$$Q = \frac{\delta}{g} \omega^2 \int_0^R S r dr$$

et l'ordonnée y de son point d'application est donnée par

$$Qy = \int_0^R r dQ.$$

Comme $y = b \operatorname{tg} \alpha$, on en tire facilement

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{y}{b} = \frac{\frac{\delta}{g} \omega^2 \int_0^R S r^2 dr}{\int_0^R K l r (V^2 + \omega^2 r^2) dr}$$

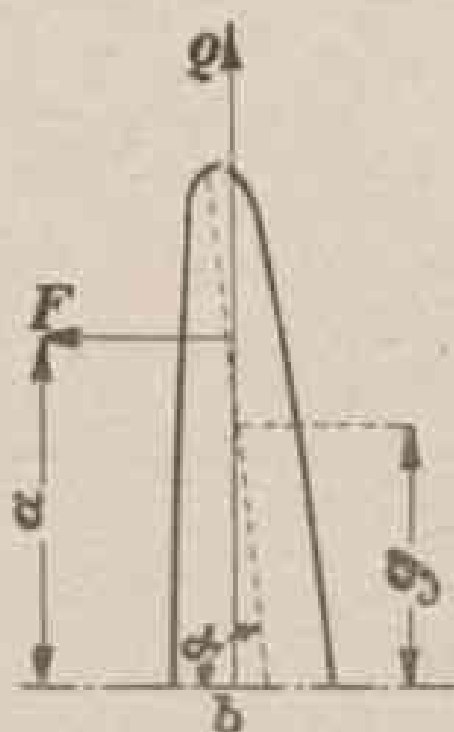


FIG. 259.

d'où la valeur de α , assurant l'équilibrage des efforts de poussée.

Le même calcul peut se faire pour l'équilibrage des efforts de traînée.

Construction des Hélices

Les hélices se font en bois ou en métal. Jusqu'à ces dernières années, le bois avait été exclusivement employé pour la fabrication des hélices à cause de sa faible densité et de son aptitude à résister aux efforts de traction dans le sens des fibres, ce qui convient particulièrement pour un organe soumis à des efforts centrifuges. Cependant l'emploi du métal tend maintenant à se généraliser de plus en plus, car plus qu'aucune autre partie de l'avion l'hélice est sujette à usure rapide et une hélice métallique fait beaucoup plus d'usage qu'une hélice en bois. D'un autre côté, il est possible avec le métal d'adopter des profils minces et d'obtenir une certaine souplesse de la pale, telle que la déformation de la pale en rotation soit favorable au rendement. C'est du moins ce qui semble ressortir des résultats obtenus avec les hélices en duralumin type Reed.

Les métaux employés pour la fabrication des hélices sont l'acier (Nieuport - Lumière - Leitner) le duralumin (Reed), le magnésium (Chauvière). Nous reviendrons plus loin sur la description et la fabrication des hélices métalliques.

1° HÉLICES EN BOIS

Malgré les avantages du métal, le bois est encore de beaucoup le matériau le plus employé dans la fabrication des hélices. Nous allons résu-

mer succinctement les règles de cette fabrication telles qu'elles sont définies en France par les cahiers des charges.

Les matières premières entrant dans la fabrication d'une hélice en bois sont : le bois, les colles et les vernis.

La nature et les qualités à exiger des bois utilisés sont spécifiées dans le « Cahier des charges spéciales provisoire relatif à la fabrication des hélices rigides en bois destinées aux appareils volants » du 5 août 1922.

Le bois doit être caractérisé par une grande homogénéité dans sa structure anatomique, une grande dureté en flanc, un faible retrait et la facilité de son collage.

Les essences répondant à ces desiderata autorisées par le Cahier des charges sont principalement les acajous et les noyers et, en second ordre, le grisard, les hêtres, les platanes, les érables, les chênes, les ormes.

Les hélices peuvent être faites de plusieurs essences différentes à condition que ces essences aient des retraits analogues : toutefois les deux lames de rive, c'est-à-dire les lames sur lesquelles s'appliquent les flasques du moyeu métallique, sont toujours faites en bois dur d'au moins 12 mm. d'épaisseur.

Les seules colles autorisées pour l'assemblage des différents feuilletés sont les colles fortes de Lyon et de Givet, à base de gélatine d'os ou de peaux, et la caséine.

L'emploi des colles de fibrine, de poisson, ou de colles végétales est rigoureusement proscrit.

L'hélice est protégée et polie à l'aide d'un enduit dont aucune composition spéciale n'est imposée par le Cahier des charges : on exige simplement de la pellicule protectrice une parfaite imperméabilité, une bonne adhérence au bois et une résistance convenable aux agents chimiques (eau de mer, huiles, essence).

Il n'existe actuellement aucun vernis qui donne entièrement satisfaction, et seule la laque indochinoise permet d'obtenir une pellicule possédant toutes les qualités requises par le Cahier des charges. C'est la raison pour laquelle toutes les hélices de série françaises sont laquées, le vernissage au tampon n'étant toléré que pour les hélices d'essais. Mais l'emploi de la laque indochinoise demande pour sa préparation et son utilisation une main-d'œuvre tout à fait spécialisée et les ouvriers annamites seuls arrivent à en obtenir toutes les qualités. Aussi le laquage des hélices se fait dans une seule maison française, la Société d'expansion d'Extrême-

Orient, qui, ayant la main-d'œuvre nécessaire, s'est constituée de cette façon une sorte de monopole.

Toutefois, des essais de vernis spéciaux, notamment l'isol-émail à base de bakélite ou gomme synthétique, permettent de penser que l'on aura bientôt un enduit susceptible de concurrencer efficacement la laque.

La fabrication d'une hélice peut se décomposer en trois groupes d'opérations principales : la préparation des lames constituant l'hélice, leur assemblage sous forme d'un bloc capable de l'hélice terminée, enfin l'usinage du bloc et le finissage de l'hélice.

a) On commence donc par débiter des lames en feuillets d'épaisseur appropriée variant de 5 à 20 mm. environ. Les lames sont découpées suivant un gabarit convenable de façon que le contour épouse au mieux le fil du bois, en tranchant le moins de fibres possibles. Elles sont ensuite passées au séchoir ou à la chambre chaude dans le but d'obtenir une dessiccation complète qui facilite le collage et contrebalance l'humidité introduite par la colle. Les feuillets secs sont parfaitement dégauchis avec une tolérance de 1 millimètre sur l'épaisseur puis passés au rabot à dents fines poussé dans le sens des fibres du bois ;

b) Les lames terminées sont ensuite assemblées par collage, en les décalant légèrement les unes par rapport aux autres, de façon à obtenir un bloc dont la surface extérieure enveloppe la surface extérieure de l'hélice terminée. En principe, cet assemblage doit être fait au plus tard trois jours après le dégauchissage des feuillets qui, passé ce délai, pourraient n'être plus suffisamment secs ou s'être légèrement voilés.

Si l'assemblage est obtenu à la colle forte, il se fait à chaud et doit être conduit rapidement pour que la colle reste fluide pendant toute la durée de l'opération. Si, au contraire, on utilise la caséine, le collage est fait à froid. Dans les deux cas, un serrage du bloc pendant douze heures au moins est exigé. Enfin, après desserrage, le bloc est abandonné pendant quarante-huit heures avant débillardage à la scie, puis séché pendant au moins vingt jours à l'air libre avant perçage et finissage.

c) Pour l'usinage, on commence par dresser le moyeu, puis on taille les pales au profil voulu au moyen des outils courants de menuisier. Après avoir vérifié le centrage et retravaillé le moyeu s'il y a lieu, on perce celui-ci à l'aide d'un moyeu métallique de vérification dont les broches montées simultanément doivent passer à frottement doux, avec une tolérance en plus dans les trous de 0,5 millimètres au maximum pour tenir compte de la réduction de diamètre due au laquage ou au vernissage.

L'hélice finie est enfin poncée de façon que toutes les surfaces, y compris l'intérieur des trous du moyeu, soient parfaitement lisses, sans creux ni bosses.

On procède ensuite à l'équilibrage autour du moyeu à l'aide d'un mandrin spécial : la tolérance généralement admise est celle qui correspond à 2 grammes placés à l'extrémité de la pale horizontale.

L'hélice en blanc ainsi obtenue est alors envoyée au laquage, opération qui a pour but, en isolant le bois de l'hélice, de lui conserver son humidité du moment et par conséquent d'immobiliser sa forme. Aussi cette opération doit-elle être faite dès que l'hélice en blanc a été équilibrée et on devra prendre toutes précautions pour que, pendant les transports, aucune absorption d'eau ne vienne déséquilibrer l'hélice ou voiler les pales.

Après laquage, l'hélice est à nouveau équilibrée et la tolérance permise n'est plus que de 1 gramme à l'extrémité de la pale horizontale.

En principe, les différents feuillets constituant l'hélice doivent être d'une seule pièce, les deux pales étant prises dans le même plateau. Cependant, par raison d'économie, le Cahier des charges autorise les joints. Les joints transversaux peuvent se faire dans le moyeu ou hors du moyeu. Dans le cas de joints dans le moyeu, le nombre de joints ne doit pas dépasser la moitié du nombre des feuillets, les lames de rive étant toujours d'une seule pièce et les lames en deux pièces alternant avec les lames d'un seul tenant.

Quand les joints sont faits en dehors du moyeu, leur centre doit être à moins de 0^m 30 de l'axe du moyeu et le chevauchement de deux lames voisines doit être assuré sur au moins 50 centimètres. Enfin, et seulement à l'intérieur du moyeu et à l'exception des lames de rive, on tolère les joints longitudinaux, à condition qu'ils soient alternés d'une lame à l'autre.

Blindage des hélices.

Le bord d'attaque des hélices s'use très rapidement en service sous l'action des poussières, de la pluie, des embruns qui rongent véritablement la pale quand celle-ci vient à les rencontrer pendant sa rotation. Aussi est-il indispensable de parer à cette usure en protégeant efficacement le bord d'attaque au moyen d'un blindage.

On a essayé autrefois d'obtenir cette protection par un marouflage de la pale, par le blindage du bord d'attaque en peau de porc ou plus simplement par le laquage lui-même. Ces divers procédés se sont montrés

insuffisants en service et on n'utilise plus en France que le blindage métallique des hélices.

Ce blindage est constitué par une feuille métallique recouvrant le bord d'attaque et, en outre pour les hydravions, toute la largeur de la face d'attaque à l'extrémité des pales. Cette protection s'étend depuis l'extrémité de la pale sur une longueur qui varie entre les $\frac{2}{5}$ et les $\frac{3}{5}$ du rayon suivant le cas.

Pour les avions terrestres, le métal employé est le duralumin qui allie à une haute résistance une faible densité. Pour les hydravions, le duralumin attaqué par l'air marin est remplacé par le cuivre ou le laiton.

Les feuilles métalliques doivent avoir une épaisseur minimum de 1 millimètre. On leur donne la forme exacte de la surface à recouvrir par matricage ou simplement par cambrage à chaud ou à froid. Mais, spécialement dans le cas du duralumin formé à chaud, il est indispensable de recuire le blindage obtenu, afin de détruire l'érouissage du métal et de lui rendre à l'état d'emploi les qualités de conservation et de durée nécessaires.

Pour obtenir un appui parfait du blindage sur la pale, on interpose entre le bois et le métal un garnissage convenable, généralement en peau de porc. Certains constructeurs remplacent la peau de porc par du mastic de laque obtenu en mélangeant de la laque avec une terre spéciale du Tonkin, ou, dans le cas des hélices vernies à l'isolémail, par une surépaisseur d'enduit. En outre, afin de donner au blindage une élasticité lui permettant de se plier aux déformations de la pale en rotation, on le fend transversalement de place en place et jusqu'au voisinage du bord d'attaque.

Les procédés de fixation varient suivant la nature du métal qui constitue le blindage. Les blindages en laiton ou en cuivre sont fixés par des rivets en cuivre rouge à tête fraisée et traversant l'hélice de part en part.

Pour les blindages en duralumin, moins lourds et plus résistants, on alterne des rivets de duralumin, avec des pointes ou simplement des vis.

Il y a lieu, dans le calcul de résistance des pales, de tenir compte de la diminution de section résultant des trous de rivet ; en outre le diamètre des rivets doit être tel que la force centrifuge appliquée au blindage et transmise au bois par les rivets n'entraîne pas un effort de compression supérieur à 1 kilogramme par millimètre carré.

Enfin les différentes attaches doivent être espacées les unes des autres de 22 millimètres.

L'enduit imperméable recouvrant l'hélice doit recouvrir également le blindage au moins sur une largeur de 0,01 le long de ses lèvres.

Taillage mécanique des hélices.

Le très grand nombre d'hélices fabriquées pendant la guerre avait conduit les constructeurs à chercher à en diminuer le prix de revient grâce au taillage mécanique des blocs.

Un certain nombre de machines ont été réalisées à cet effet : en France les machines Wassmer et Chauvière, à l'étranger les machines Wadkins, Ransom, Défiance et Matison.

Toutes ces machines sont des machines à reproduire. Elles se composent en principe d'un châssis mobile, présentant d'une part une roulette qui suit la surface d'une hélice modèle en bois dur et d'autre part une fraise à grande vitesse de rotation dont le déplacement est le même que celui de la roulette. Le déplacement du châssis peut se faire soit en long soit en travers. Ces machines ne font que dégrossir les blocs qui doivent être toujours finis à la main.

Il en résulte que l'économie de main-d'œuvre n'est intéressante que pour la fabrication en grande série d'hélices toutes du même type. Les besoins actuels ne justifient plus leur emploi qui a été à peu près complètement abandonné.

2° HÉLICES MÉTALLIQUES.

Les hélices métalliques présentent des qualités indéniables de longévité, et d'indéformabilité et elles sont en général réparables, alors que les hélices en bois accidentées doivent être remplacées.

Ces hélices se font en duralumin, en acier et en magnésium.

HÉLICES EN DURALUMIN

Les hélices en duralumin sont actuellement des pièces pleines obtenues par le travail d'ébauches en forme de bandes coulées, puis forgées. Ces ébauches découpées d'après la forme de l'hélice sont ensuite tordues pour leur donner du pas.

Les hélices en duralumin de ce type sont construites en France, par

la maison Levasseur qui exploite les brevets Reed. Cette maison s'est assurée le concours des Établissements Schneider (Le Creusot) pour résoudre les problèmes complexes de métallurgie qui se posaient.

Les premières ébauches coulées et forgées présentaient en effet de sérieux défauts compromettant leur résistance (criques, stratifications). Pour obtenir un métal homogène on dut employer des procédés de coulée et de forgeage spéciaux. A l'heure actuelle la question est résolue et les résultats obtenus dans la production des ébauches sont tout à fait satisfaisants.

La mise en évidence de ces défauts a conduit à définir des méthodes de contrôle faisant l'objet d'un cahier des charges spécial.

Les ébauches sont réunies en lots provenant d'une même coulée et ayant subi un forgeage identique. Les essais de réception comportent :

1° vérification de la densité (une opération par lot).

2° vérification de la texture du métal à raison de une par ébauche.

On prélève à cet effet sur les bords de l'ébauche un certain nombre de barettes d'une longueur de 200 millimètres environ d'une largeur de 25 et de l'épaisseur de la pièce. Ces barettes subissent un traitement thermique identique à celui que l'ébauche doit avoir dans la suite.

Les barettes sont d'abord envoyées au laboratoire pour examen macrographique. A cet effet elles subissent le traitement habituel du duralumin : attaque par une solution de soude à 10 %, lavage à l'eau, passage dans une solution diluée d'acide azotique et nouveau lavage.

L'examen ne doit révéler sur aucune barrette l'existence de criques, gerçures, fissures ou tous autres défauts nuisibles à l'emploi. Les défauts très localisés sont admis sous réserves d'essais mécaniques très satisfaisants.

Les barettes longitudinales et transversales sont découpées en éprouvettes de dimensions identiques à celles spécifiées dans les cahiers des charges pour la réception du duralumin en tôles, bandes et profilés.

Les moyennes des résultats sur les éprouvettes longitudinales devront être au minimum les suivantes :

Charge de rupture : 39 kgs/mm².

Limite élastique : 22 kgs/mm².

Allongement : 16 %.

Sur l'éprouvette transversale les caractéristiques mécaniques relevées à titre indicatif devront se rapprocher des chiffres ci-dessus.

Les ébauches ainsi contrôlées arrivent sous forme de bandes plates

pour être transformées en hélices par un usinage convenable, qui comporte les opérations suivantes :

1^o découpage à la fraise pour donner à la bande un contour convenable. Les hélices Levasseur-Reed sont à largeur de pale décroissante du centre à la périphérie et se terminent par des pointes très effilées. Leur largeur moyenne de pale est inférieure à celle des hélices de même diamètre construites en bois.

2^o torsion progressive du centre vers les extrémités pour donner à l'hélice un pas convenable.

Cette opération a lieu à froid.

3^o un rabotage à la fraise assurant à la section de pale un profil convenable (profil d'aile mince à bord d'attaque arrondi, bord de fuite en pointe, intrados plat).

Toutes ces opérations sont réalisées à la maison Levasseur par des machines spéciales qui donnent un travail régulier et précis, sans altération du traitement du métal. L'outillage permet à un ouvrier expérimenté de transformer une ébauche arrivant de forge en hélice complètement terminée en deux heures de travail.

L'hélice est protégée comme le duralumin par un vernis spécial, le Lionoil par exemple répandu en trois couches.

Les hélices métalliques *Levasseur* actuellement construites utilisent les moyeux d'hélices normalement livrés avec les moteurs. Pour compenser l'épaisseur réduite de l'hélice métallique par rapport à l'hélice en bois, des câles intermédiaires de serrage sont ajustées sur la partie centrale. Les cales sont en bois protégé par un vernis imperméable à l'humidité (isolémail). Elles sont fixées en place par deux petits boulons et le perçage des boulons du moyeu est effectué à travers l'hélice et les câles. Elles forment bloc avec la partie métallique et n'ont pas à être démontées séparément.

Il est certain que ce système de fixation est assez rudimentaire. Un moyeu spécial, entièrement métallique, plus léger et plus rationnel lui sera substitué prochainement.

Tolérances de fabrication.

En ce qui concerne le calcul des sections et l'exécution des plans les hélices métalliques sont comparables aux hélices en bois.

Les pales d'une même hélice doivent être identiques dans les limites de tolérances indiquées ci-après.

La forme et les épaisseurs de la pale seront vérifiées à l'aide d'un jeu de gabarits ou calibres dont les contours seront établis en tenant compte des tolérances maxima en largeur et épaisseur.

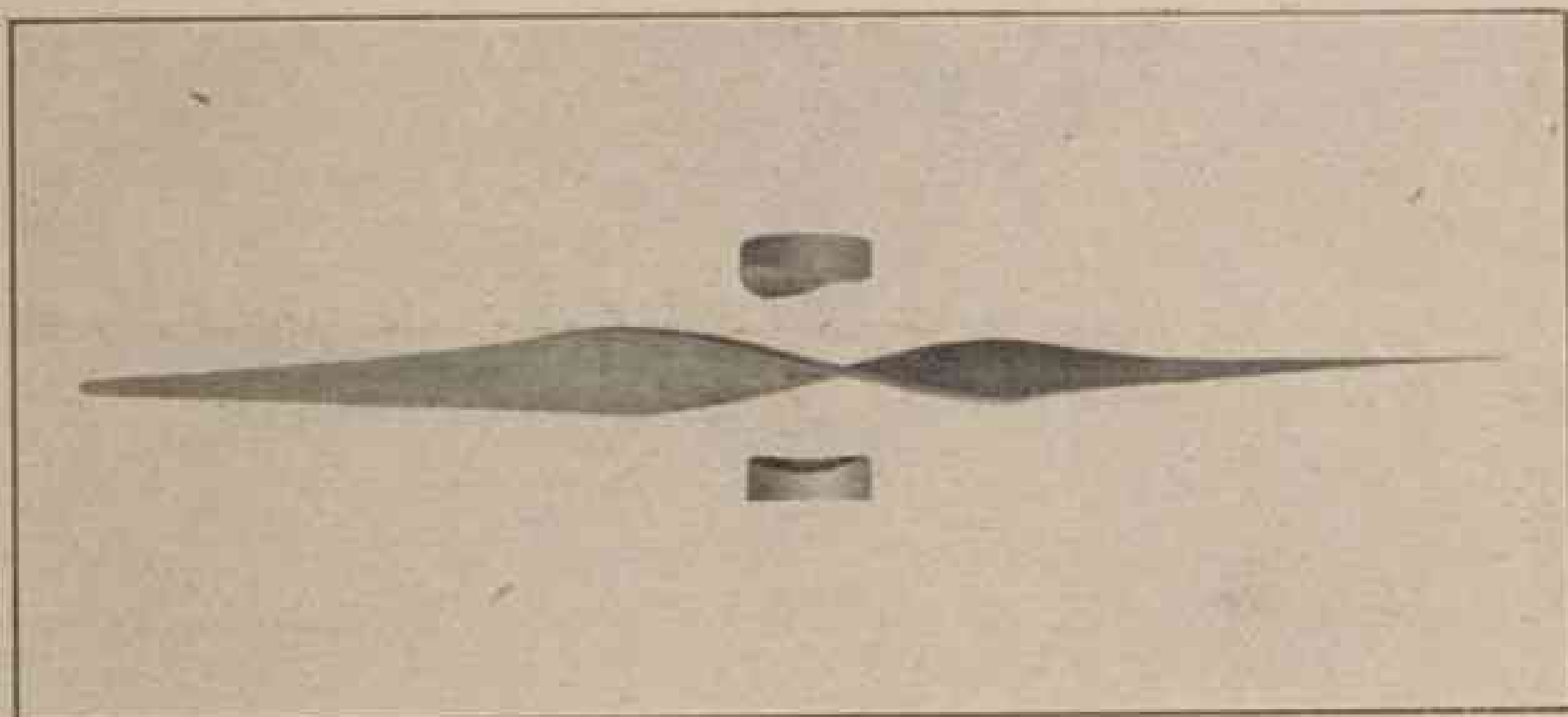


FIG. 260.

Les tolérances permises sur les dimensions indiquées sur les côtés des plans sont les suivantes :

Diamètre : ± 2 mm. sans que la différence de longueur d'une pale à l'autre soit supérieure à $0 \text{ m/m } 5$.

Pas : ± 30 minutes sur la valeur de l'angle aux diverses sections comprises du centre à la moitié du rayon, $\pm 15'$ au delà et jusqu'à la périphérie.

Largeur de pale : $\pm 1\%$ avec maximum de ± 2 mm.

Épaisseur maximum de section : $+ 1\%$ — pas de tolérance en moins.

Hauteur de la pale : ± 2 mm. la mesure en hauteur étant prise au-dessus du marbre sur lequel repose l'hélice à plat et au même point que le pas.

Équilibrage : 1 gramme à $1 \text{ m } 50$ du centre.

Des tolérances de moindre importance sont encore fixées pour l'alésage du moyeu, et des trous de boulons ($0 \text{ m/m } 5$ à 1 m/m) diamètre des bossages en bois ($\pm 5 \text{ m/m}$), rayon du congé de raccordement de l'alésage avec les faces ($+ 20\%$ zéro en moins), serrage du moyeu ($- 5$ mm. et zéro en +.)

Avantages des hélices en duralumin.

Des essais comparatifs entre une hélice Levasseur en bois et une hélice Levasseur-Reed en duralumin sur un même avion ont révélé un avantage très net pour la dernière (10 kilomètres de vitesse en plus à 4.000 mètres, gain de 2'30" sur le temps de montée à cette altitude). Il ne faudrait pas d'ailleurs conclure de là à une supériorité générale de l'hélice métallique. Les questions de rendement et d'adaptation de l'hélice sur les avions, sont beaucoup trop complexes pour permettre une semblable conclusion. Il est remarquable cependant qu'avec des profils si spéciaux, des largeurs de pales si faibles, notamment vers les extrémités, on arrive à obtenir des résultats aussi intéressants.

Le gros avantage de l'hélice métallique provient en définitive de sa résistance à l'usure et aux intempéries, de son indéformabilité, des commodités de stockage et de réparation qu'elle offre.

Il en résulte que les hélices métalliques plus coûteuses d'achat que les hélices en bois sont finalement, à cause de leur longévité, plus avantageuses.

Des essais d'endurance ont montré leur remarquable tenue.

Une hélice métallique type Levasseur-Reed, qui à la suite d'un choc aurait été tordue ou déformée peut dans presque tous les cas être réparée en usine.

Une hélice qui, après une certaine durée de vol présenterait des éraflures ou des aspérités provenant de chocs de cailloux ou autres peut être remise en état à froid au marteau ou avec une lime, en opérant très légèrement. Il pourrait être dangereux de chauffer les pales, même superficiellement car le métal aurait subi un commencement de recuit, amoindrissant sa résistance. Il est évident qu'avant de remettre l'hélice réparée en service on doit vérifier son équilibrage.

Le stockage ne comporte aucune précaution spéciale. Les hélices métalliques en duralumin forgé de par la complication actuelle du moyeu sont légèrement plus lourdes que les hélices en bois.

Elles ont encore l'inconvénient de ne pouvoir s'employer sur les avions marins ou hydravions tant qu'un système de protection du duralumin à l'eau de mer n'aura pas été mis au point. Il semble qu'ici le principe du zinguage appliqué par le procédé Schoop devrait donner de bons résultats tout en étant d'une exécution facile.

HÉLICES EN ACIER

Une hélice intéressante dans ce type est l'hélice *Nieuport-Delage*.

La première conception de l'hélice métallique « *Nieuport-Delage* » a été la suivante :

« Prendre une tôle d'épaisseur constante, la cintrer pour lui donner une courbure de rayon constant, puis la découper pour donner à chaque section un angle d'attaque approprié :

L'hélice était alors d'une seule pièce, mais nécessitait pour le montage sur le moyeu, des sections se présentant face au vent. Toute la région vers le moyeu était donc mauvaise.

Malgré cela, les essais faits au laboratoire *Eiffel* sur de petits modèles de 1 mètre de diamètre donnèrent de bons résultats, puisque sur six modèles essayés, sur le même principe, mais avec des pas différents, le rendement pour quatre d'entre eux dépassa 0,7.

L'hélice grandeur réelle fut essayée sur l'appareil *Nieuport-Delage*, type 33. 180 CV Hispano-Suiza.

Elle était construite en acier traité à 120 kilos de résistance et se composait de deux pales identiques terminées par un talon s'engageant dans une gorge du moyeu.

Le montage permettait de faire tourner chaque pale autour de l'axe du cylindre générateur, ce qui donnait la possibilité d'augmenter ou de diminuer d'une constante, les angles d'attaque de toutes les sections.

Les résultats obtenus furent sensiblement comparables à ceux obtenus avec les hélices en bois. La vitesse réalisée avec les hélices en bois variait de 183 à 186 kilomètres à l'heure, alors qu'avec l'hélice métallique et suivant le pas qui était donné, cette vitesse maxima variait de 180 à 183 kilomètres heure.

Mais l'hélice ainsi conçue présentait un inconvénient. Ayant une épaisseur constante, tout le long de son envergure, il était nécessaire de la faire très pointue à son extrémité, pour éviter les fatigues trop grandes dans les sections de base.

On eût l'idée de se servir d'une tôle d'épaisseur décroissante qui permettait de donner plus de largeur à l'extrémité de la pale, sans toutefois fatiguer davantage les sections de base.

Cependant, pour une section quelconque, l'hélice présentait l'inconvénient d'avoir une épaisseur constante tout le long de sa profondeur. On

y remédia en donnant aux cylindres extérieur et intérieur, des axes différents, ce qui permit de faire varier l'épaisseur du bord d'attaque au bord de fuite, et de donner aux sections, une véritable allure de profil utilisé pour les ailes.

Dernier perfectionnement, les axes des cylindres générateurs de chaque pale au lieu de passer par l'axe de rotation de l'hélice, sont symétriques, par rapport à cet axe, ce qui permet de donner de bons angles d'attaque aux sections de base.

Les dernières hélices métalliques *Nieuport-Delage* sont construites sur ces principes fig. 261.

Pour la réalisation : On prend une tôle d'épaisseur constante que l'on cintré à chaud sur un cylindre de rayon choisi. Cette tôle cintrée est ensuite traitée (Trempe et revenu).

Le cylindre est alors monté entre pointes sur une raboteuse, de telle façon que son axe fasse par rapport aux plans horizontal, et vertical, passant par la trajectoire de l'outil, les angles appropriés pour chaque hélice.

Un synchronisme entre le déplacement de la raboteuse et la rotation du cylindre assure un usinage automatique.

La face intérieure de l'hélice est simplement décapée.

Le moyeu d'hélice permet de plus, de donner à la pale une inclinaison vers l'arrière, ce qui autorise à placer les centres de gravité des sections dans une position telle que les taux de fatigue soient sensiblement les mêmes pour les différents régimes.

Par suite de sa variation d'épaisseur, l'hélice métallique *Nieuport-Delage* avec son moyeu est sensiblement du même poids que les hélices en bois.

Un modèle réduit de 1^m 20 a été essayé au Laboratoire *Eiffel* et a donné de très bons résultats, puisque le rendement obtenu a été de 0,79.

La maison *Lumière* avait présenté et expérimenté des hélices métalliques construites d'après le procédé Anglais *Leitner-Watt*. Le procédé consistait à former des pales au moyen de deux tôles d'acier doux ordinaire découpées, chaudronnées soudées à l'autogène suivant le bord d'attaque et le bord de fuite et fixées à un moyeu métallique en acier demi-dur par un rivetage approprié. Les tôles étaient renforcées intérieurement par des flasques découpées et chaudronnées, soudées sur les premières. Les tôles formant pales étaient entretoisées de distance en distance par des rivets tubulaires.

L'inconvénient de ce mode de fabrication était la soudure qui diminue la résistance propre du métal dans de notables proportions et qui ne per-

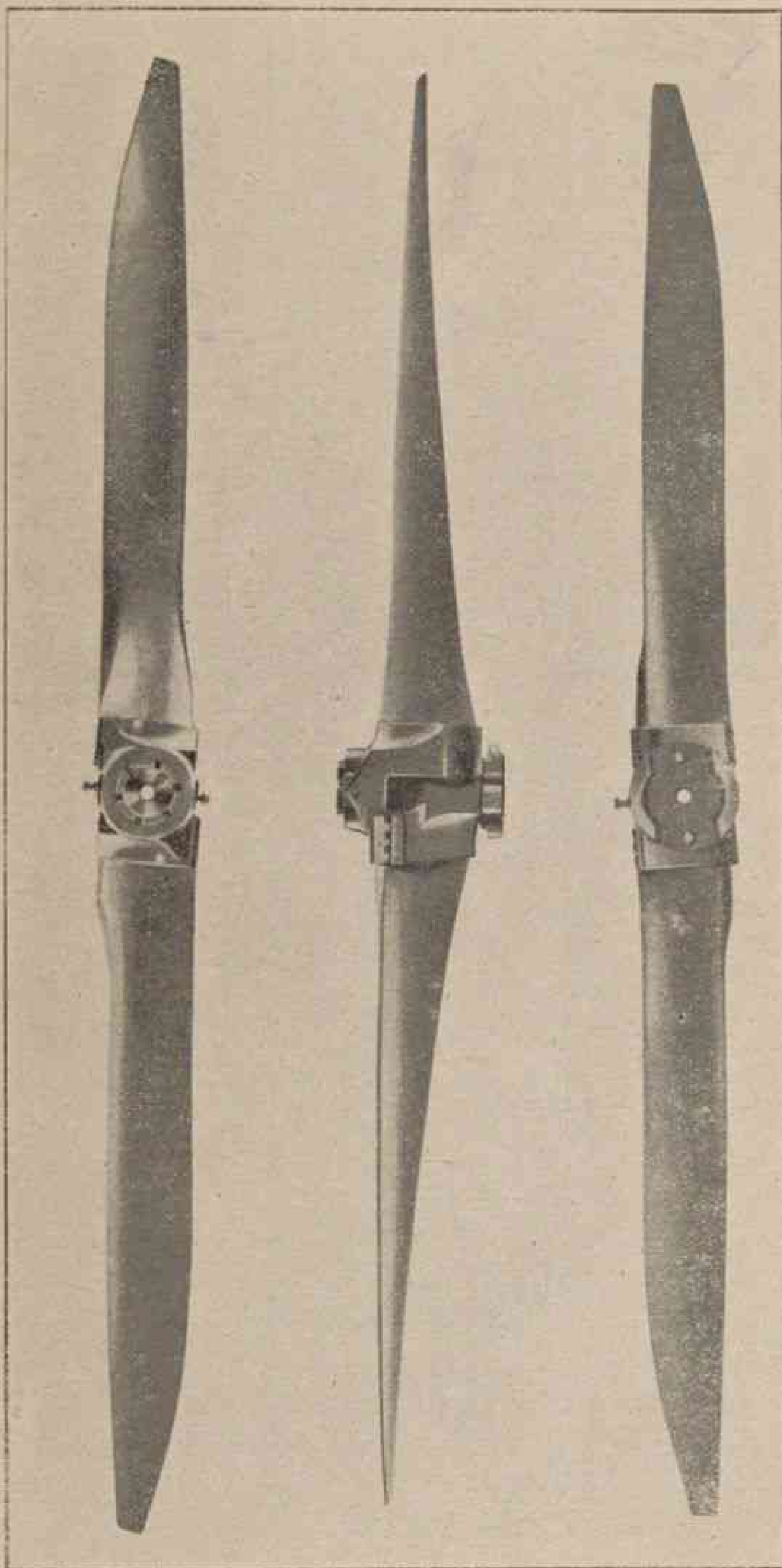


FIG. 261.

met pas de garantir pour la série une résistance homogène. C'est ainsi que des essais méthodiques sur des éprouvettes soudées prises au hasard d'une fabrication en série ont révélé des résistances variant de 45 à 80 % de la résistance de la tôle elle-même.

HÉLICES EN MAGNÉSIUM

M. Chauvière a étudié deux types d'hélices en magnésium :

Une hélice à pales articulées en magnésium avec moyeu et axes en acier.

Une hélice en monobloc forgé en magnésium :

Le constructeur était arrivé finalement à choisir le magnésium en examinant du point de vue théorique et étant donné les fatigues d'une hélice, le matériau le plus apte de par sa résistance à la rupture et sa densité à donner la solution la plus économique au point de vue poids.

Il a d'abord réalisé une hélice à pales articulées sur un moyeu central en acier à haute résistance. Cette solution qui devait permettre l'orientation automatique de la pale dans la position donnant le minimum de fatigue à la flexion et de réduire l'effet des déformations et des efforts internes sur des pales aussi minces conduisait de par la présence d'un moyeu et d'un système d'articulation des pales en acier à une hélice trop lourde et d'une construction hétérogène.

M. Chauvière a donc construit avec l'aide de la société « Le magnésium industriel » une hélice monobloc en magnésium forgé non traité. Cette hélice rappelle par sa conception l'hélice Levasseur-Reed en duralumin forgé. Seul le matériau est changé et c'est là un point capital. Le magnésium employé est presque pur (99,5 %) Les caractéristiques (densité : 2,72, résistance : 20 kgs.) sont constantes et ne varient pas avec les vibrations.

Hélices à pales orientables à pas variables et hélices déformables.

Les caractéristiques d'une hélice doivent être modifiées pour les différentes évolutions de l'avion si l'on veut garder dans tous les cas le rendement optimum.

Une hélice à pas et diamètre fixes ne peut donner en effet le rendement optimum dans le vol au sol et dans le vol d'altitude, en montée et en descente, par exemple.

Beaucoup de constructeurs ont cherché à réaliser des hélices déformables.

Les recherches ont porté sur les problèmes suivants.

- Hélices à pales orientables (Blériot, Ratier, etc.)
- Hélices à pas variables (Dzerwicki, Chauvière, Levasseur, Leparmentier, etc.)

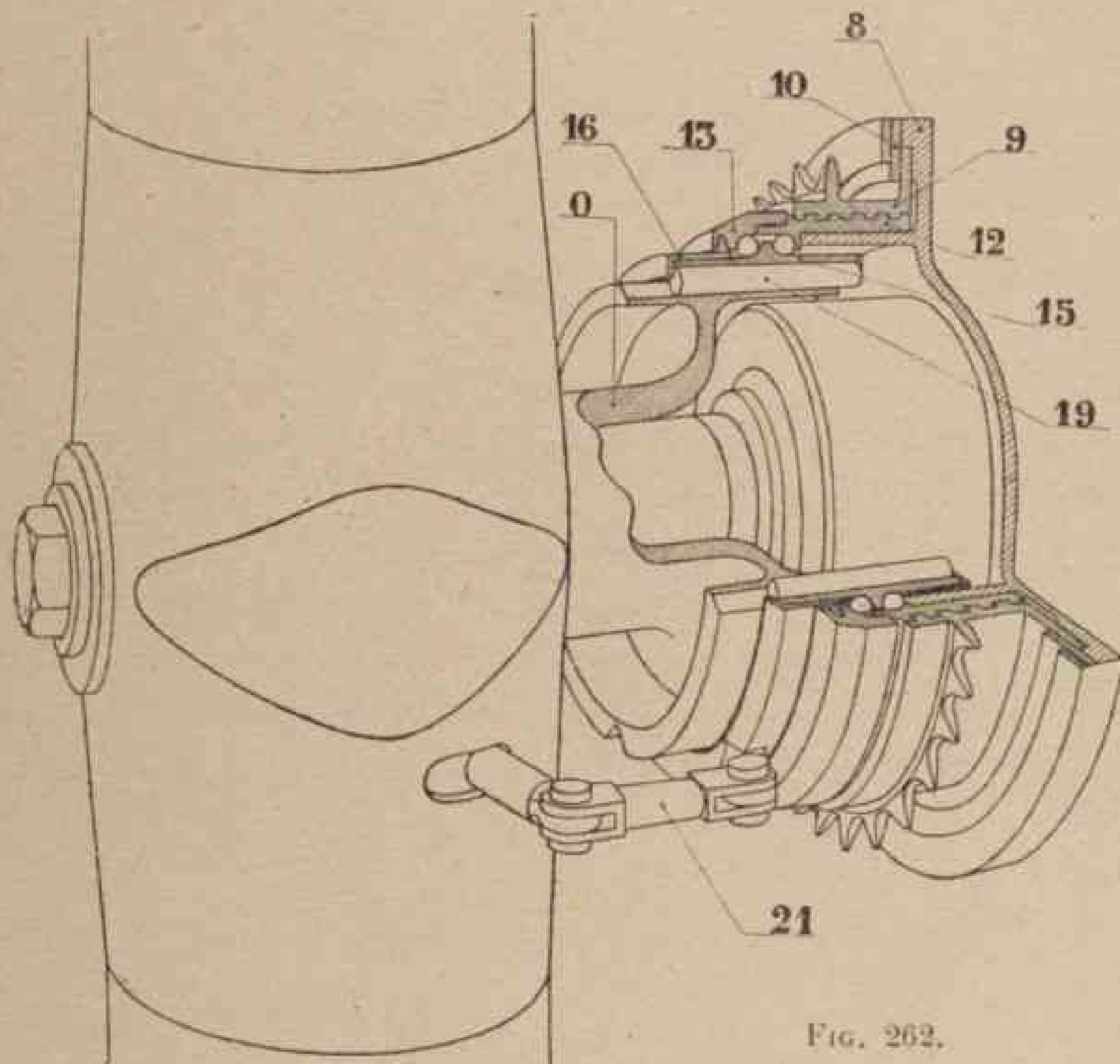


FIG. 262.

- Hélices à pas et diamètres variables (C^{dt} Jacomy).
- Hélice embrayable Desmons (hélice à quatre pales dont deux peuvent être débrayées ou embrayées).

Ces hélices pouvaient être envisagées commandées par le pilote ou à déformation automatique.

Dans les hélices automatiques citons : l'hélice Dzerwicki à pas variable, la variation étant commandée par effet centrifuge sur deux masselottes, hélice Lorengen à variation commandée par la déformation d'une membrane en caoutchouc gonflée d'air, suivant l'altitude, hélice Garuda à pas modifié par un régulateur à force centrifuge et un servo-moteur hydraulique de telle sorte que le nombre de tours reste constant.

Tous ces dispositifs sont d'une réalisation délicate dans des limites de poids et d'encombrement satisfaisantes.

Les hélices à pales orientables, à variation commandée par le pilote sont les plus faciles à réaliser.

Nous décrirons, à titre d'exemple, une hélice de ce type dont le fonctionnement et la résistance sont satisfaisants : *l'hélice Blériot*.

L'hélice à pas variable « Blériot » fig. 262 se compose de deux éléments séparés :

- 1° Une douille centrale comportant les pales.
- 2° Le système de variation de pas.

Douille centrale :

Cette douille comporte à son centre un trou conique se montant sur le cône du moteur. Les deux extrémités de la douille reçoivent les pales en bois ou en duralumin.

Les pales sont montées dans la douille sur plusieurs rangées de billes servant au centrage et à tenir l'effort centrifuge.

Chaque pale possède à sa base un levier qui traverse la paroi de la douille par une lumière et permet de faire pivoter de l'extérieur la pale par rapport à la douille.

Système de variation de pas.

Le principe est basé sur le déplacement longitudinal qui résulte du mouvement d'un système vis et écrou.

L'écrou est représenté par la pièce 9 actionnée par une chaîne ; cet écrou tourne mais ne peut se déplacer horizontalement car il est pris entre la glace 8 et 10. Il déplace longitudinalement la vis 12. Cette vis constitue en même temps la cage extérieure d'une double butée 13.

L'ensemble des pièces citées ci-dessus est fixé au moteur et ne tourne pas avec l'hélice.

Nous allons examiner la partie tournant avec l'hélice.

La partie intérieure de la butée est constituée par un anneau 15 qui est entouré par le moyeu porte-hélice 0, par l'intermédiaire de clavettes cylindriques 19 ; ces clavettes ayant pour but de permettre le coulissement de l'anneau intérieur de butée par rapport au moyeu porte-hélice.

On conçoit qu'il suffit de relier par les bielles (21) l'anneau 16 aux leviers sortant de la douille centrale pour commander la variation de position des pales.

Une hélice de ce type a été essayée sur moteur 450 CV. Jupiter et a effectué des essais officiels d'endurance de 35 heures.

AMÉNAGEMENTS

Les aménagements intérieurs dépendent essentiellement de la mission à laquelle l'avion est destiné et, pour chaque type d'appareil, les programmes du service technique de l'aéronautique imposent des aménagements particuliers.

On peut comprendre dans les aménagements l'installation proprement dite du fuselage et de l'habitacle du pilote et des passagers ainsi que les différents accessoires que l'avion doit recevoir, variables d'ailleurs selon la mission à remplir : instruments de bord, parachutes, équipement électrique, photographie, armement, etc.

Nous ne saurions entrer dans le détail de tous les accessoires que peut recevoir un avion. Nous nous contenterons de donner quelques renseignements généraux à leur sujet ainsi que les directives à observer dans l'aménagement d'un avion.

Avions militaires.

Les *sièges* des pilotes et des passagers doivent être réglables en hauteur et en profondeur ; ils doivent permettre l'emploi des parachutes soit en sac dorsal soit en sac siège.

Des *bretelles* solidement fixées au fuselage doivent maintenir les pilotes ou les passagers sur leur siège, quels que soient les mouvements de l'avion. Elles doivent être établies de façon à ne pas gêner la liberté de mouvement des épaules. Elles seront munies d'une boucle à décrochage instantané.

Les sièges doivent être confortablement rembourés ; s'il est fait usage de coussins, ceux-ci ne devront pouvoir glisser en aucun cas.

Les bords de l'habitacle du pilote, ainsi que toutes les arêtes ou saillies auxquelles il risquerait de se heurter, en cas de capotage par exemple, doivent être également rembourrés. Le caoutchouc-mousse a donné d'excellents résultats dans la confection de ces rembourrages.

Des marchepieds doivent permettre l'accès facile de l'équipage sans risque de détériorer la cellule ou aucun accessoire. Les marchepieds ne doivent occasionner aucune rentrée d'air dans le fuselage. Sur les gros appareils, l'accès à l'intérieur du fuselage se fait par une porte latérale. Cette porte devra être établie de façon à pouvoir être ouverte en vol afin de pouvoir être utilisée pour le saut en parachutes en cas d'accident.

Une *ouverture à persienne* avec volets commandés par le pilote installée dans le plancher du fuselage devra permettre à celui-ci, toutes les fois que la chose est possible, de voir le terrain à la verticale au-dessous de lui.

Le pilote et les passagers à l'air libre doivent être protégés du vent ainsi que des projections d'eau et d'huile par des pare-brise. Ces saute-vent sont constitués par une matière transparente. L'emploi du verre ordinaire, dangereux par ses éclats en cas de rupture, est interdit. On le remplace avantageusement par le verre Triplex qui ne donne quand il se casse aucun éclat à arêtes vives susceptible de blesser.

L'avion doit pouvoir emporter autant de *parachutes* qu'il y a de personnes à bord. L'emplacement de ces parachutes et la façon de quitter l'avion pour en faire usage devra faire l'objet d'une étude très approfondie.

Devant le pilote (et le passager sur certains appareils possédant une double commande) est installée une *planchette de bord* sur laquelle sont installés les instruments indispensables : instruments de contrôle du moteur et indicateurs divers nécessaires au vol.

Cette planche doit être bien éclairée de jour par de larges ouvertures et, la nuit, par des lampes électriques, munies d'écrans pour ne pas aveugler le pilote. La face arrière de la planche doit être assez accessible pour permettre la visite des joints et le réglage des instruments. En outre les instruments doivent avoir une graduation lumineuse. La suspension de la planche au fuselage doit être élastique afin de soustraire les instruments qu'elle porte aux vibrations. La répartition des instruments sur la planchette de bord doit être ordonnée, en particulier on groupera ensemble d'un même côté de la planche tous les instruments propres à renseigner le pilote

sur la marche de l'avion proprement dit ; on groupera d'autre part les instruments relatifs au moteur.

Sur les avions militaires à grand rayon d'action, il doit être prévu un poste spécial de navigateur disposant au minimum d'un compas, d'un altimètre, d'un porte-cartes et d'un dérivomètre.

L'éclairage et le chauffage sont fournis par des génératrices d'électricité. Ces génératrices sont en principe à courant continu. Elles peuvent être commandées par le moteur ou un moteur auxiliaire spécial, à défaut de cette disposition, elles sont actionnées par un moulinet à vitesse constante. Dans ce dernier cas, les génératrices sont placées soit sur un des mâts du train d'atterrissage, soit sur une ferrure spéciale fixée aux ailes ou au fuselage. Les ruptures de moulinet étant relativement fréquentes, on choisira l'emplacement de la génératrice de façon qu'aucune partie vitale de l'avion ne se trouve dans le plan balayé par le moulinet.

Le courant produit sert à assurer l'éclairage à bord.

Le chauffage du pilote et des passagers (vêtements chauffants).

Le chauffage des armes.

Le réchauffage éventuel de l'huile.

Cas particulier des avions civils.

Toutes les prescriptions précédentes s'appliquent intégralement aux avions commerciaux. Voici les exigences particulières imposées en France pour le transport des passagers.

La cabine des passagers doit avoir au moins 1^m 80 de hauteur. Les sièges doivent être confortables et retenus au plancher solidement afin qu'ils ne se déplacent pas en cas de mouvement brusque de l'avion. Des bretelles doivent permettre d'attacher les passagers à leur siège en cas de mauvais temps.

En principe les sièges doivent être disposés les uns derrière les autres, les passagers assis étant tournés vers l'avant de l'avion ; leur largeur doit être d'au moins 0^m 55 et la distance de dossier à dossier de deux sièges consécutifs d'au moins 0^m 90.

La cabine des passagers doit pouvoir être à volonté ventilée ou chauffée, de préférence à l'air chaud. Toutes les fenêtres seront garnies de verre genre Triplex ne donnant pas d'éclats en cas de rupture.

La cabine doit être isolée du poste de pilotage, le pilote pouvant communiquer avec les passagers, par une ouverture de la cloison par exemple,

mais à son seul gré. Enfin il doit être prévu, outre la porte d'accès normal, des dégagements de secours permettant aux passagers de sortir de la cabine en cas d'accident quelle que soit la position du fuselage au sol.

Dans les avions de transport, il doit être prévu une cale à bagages, aucun bagage n'étant admis dans la cabine des passagers. Cette cale à marchandises aura une entrée distincte de celle de la cabine. Ses parois devront être résistantes et, étant donné que son chargement est très variable, on cherchera autant que possible à la placer dans la région du centre de gravité de l'avion.

Ces conditions générales étant remplies et constituant un minimum indispensable il convient, dans la conception d'un avion de transport, de tenir compte autant que possible des desiderata suivants :

1^o La cabine des passagers doit être placée au centre de gravité de l'avion pour conserver en toutes circonstances un centrage convenable, et éviter des secousses fatigantes pour les passagers.

2^o Dans le même ordre d'idée l'avion devra posséder une inertie suffisante et être conçu pour ne pas être influencé par les moindres remous tout en restant manœuvrable en toutes circonstances.

3^o La visibilité des pilotes devra être bonne vers le bas, l'aération toujours facile.

4^o Il serait désirable que les moteurs soient placés suffisamment loin de la cabine pour ne pas importuner les passagers, par le bruit, les vibrations et les mauvaises odeurs qu'ils provoquent. Il y a également un point de vue moral à ne pas négliger, il convient donc de concevoir une cabine bien dégagée et isolée des organes lourds de telle façon que le passager ait l'impression qu'en cas d'accident il ne se trouve pas irrémédiablement écrasé et englouti.

5^o Réaliser une cabine confortable avec lavabo et W-C isolés. Nous donnons ci-dessous quelques poids d'accessoires pour avions commerciaux rencontrés sur un appareil Dewoitine bien installé :

Siège passager avec accoudoirs :	6k 600
W-C avec couvercle	3k 240
Glace du lavabo	2k 900
Support verre et carafe d'eau	0k 255
Cuvette	0k 500
Porte - bagage	0k 550
Réservoir d'eau potable	2k 000
Ferrures de siège	0k 100

Ces poids s'entendent avec des appareils construits avec le duralumin ou l'aluminium toutes les fois que l'emploi de ces matériaux est possible.

Instrument de bord et Équipements

Nous allons donner quelques renseignements sur les principaux appareils devant ou pouvant être installés sur avion et principalement au point de vue de l'encombrement et du poids.

Nous considérerons :

Dans les instruments de bord en dehors des appareils de contrôle des moteurs dont il a été question plus haut :

Les appareils de Pilotage.

Les appareils de Navigation.

Dans les équipements en dehors de l'Armement et de l'équipement moteur.

L'Équipement électrique.

L'Équipement de sécurité.

La T. S. F.

La Photographie.

APPAREILS DE PILOTAGE

Indicateurs de vitesse. — *Badin* à pompe venturi, à cadran 90 millimètres standard ; collerette de 120 millimètres ; poids : 0^k 470.

Les indications de cet appareil dépendent de la densité de l'air.

Anémomètres Badin, à tube de Pitot, pour la mesure des grandes vitesses, plus précis que le précédent mais dépendant toujours de la densité de l'air. Cadran de 90 millimètres ; collerette : 120 millimètres ; poids : 0^k 550.

Correcteur allométrique, pour corriger l'indication des précédents (densité de l'air), diamètre de collerette : 78 millimètres ; poids 0^k 200.

Avertisseur de perte de vitesse Aéra. — Un manomètre branché sur l'anémomètre commande un contact électrique quand la vitesse de l'avion atteint une limite fixée par le pilote, ce contact allume une lampe à feu rouge.

Diamètre ext. : 100 millimètres ; épaisseur : 48 millimètres ; poids : 0^k 460.

Indicateur d'incidence Constantin, pour la mesure des angles d'attaque (système à girouette).

Cadran diamètre extérieur : 120 (standard) ; poids : 1^k 400.

Indicateur de glissement Constantin, pour la mesure des angles de glissement latéral.

Cadran standard (90 et 120 millimètres) ; poids : 1^k 400.

Indicateurs de virage.

Pioneer à gyroscope à air commandé par Venturi monté pour être insensible aux mouvements de tangage et roulis.

Diamètre : 78 millimètres ; épaisseur : 100 millimètres ; poids : 0^k 900.

Clinomètres. — *A liquide* ; poids : 0^k 300 (Aéra).

— *Clinomètre gyroscopie* donnant le plan d'horizon. Système Badin-Bonneau : sphère de 50 millimètres ; poids : 0^k 420.

— *Gyroclinomètre Bonneau, Le Prieur, Derrien, à rayon lumineux*, lequel en se réfléchissant sur un miroir gyroscopique produit sur un cadran translucide un spot lumineux dont les déplacements sont fonction de ceux de l'avion.

Contrôleur de vol. — Système *Badin-Pionnier* (Aéra), indicateur de vitesse relative, de virage et de pente transversale.

Dimensions : 100 × 160 × 110. Poids : 1^k 950.

Montres, à cadran lumineux, colerette standard : 120 × 90 millimètres. Poids : 0^k 300.

Retroviseur.

circulaire. Poids : 0^k 390.

rectangulaire. Poids : 0^k 650.

Altimètres.

Gourdou-Lesseure. Poids : 0^k 390. Colerette standard 120 — 90 mm. épaisseur : $e = 40$ millimètres.

Type normal, poids : 0^k 410 ; colerette standard 120 — 90 mm.

Variomètre altimétrique Badin, pour la mesure des faibles altitudes type différentiel à réservoir d'air antithermique.

Poids : 2^k 500. Diamètre : 165 ; épaisseur : 66 millimètres.

Barographes. Dimensions : 175 × 90 × 125. Poids : 1^k 050.



FIG. 263. — Contrôleur de vol.



FIG. 264. — Anémomètre à tube de Pétot.]



FIG. 265. — Compas de navigation Standard A. M. 1.

Aménagement du poste de pilotage d'un

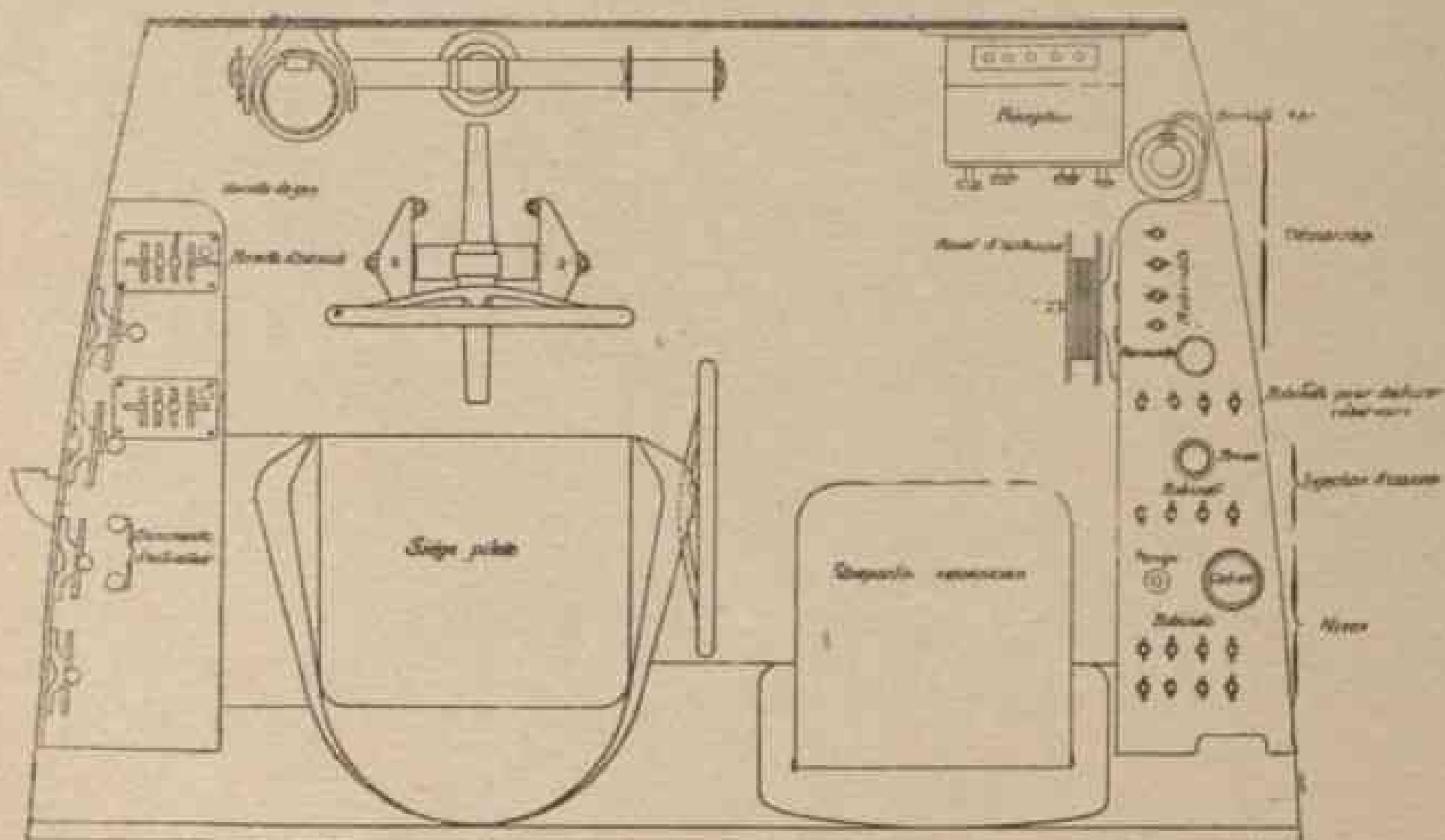
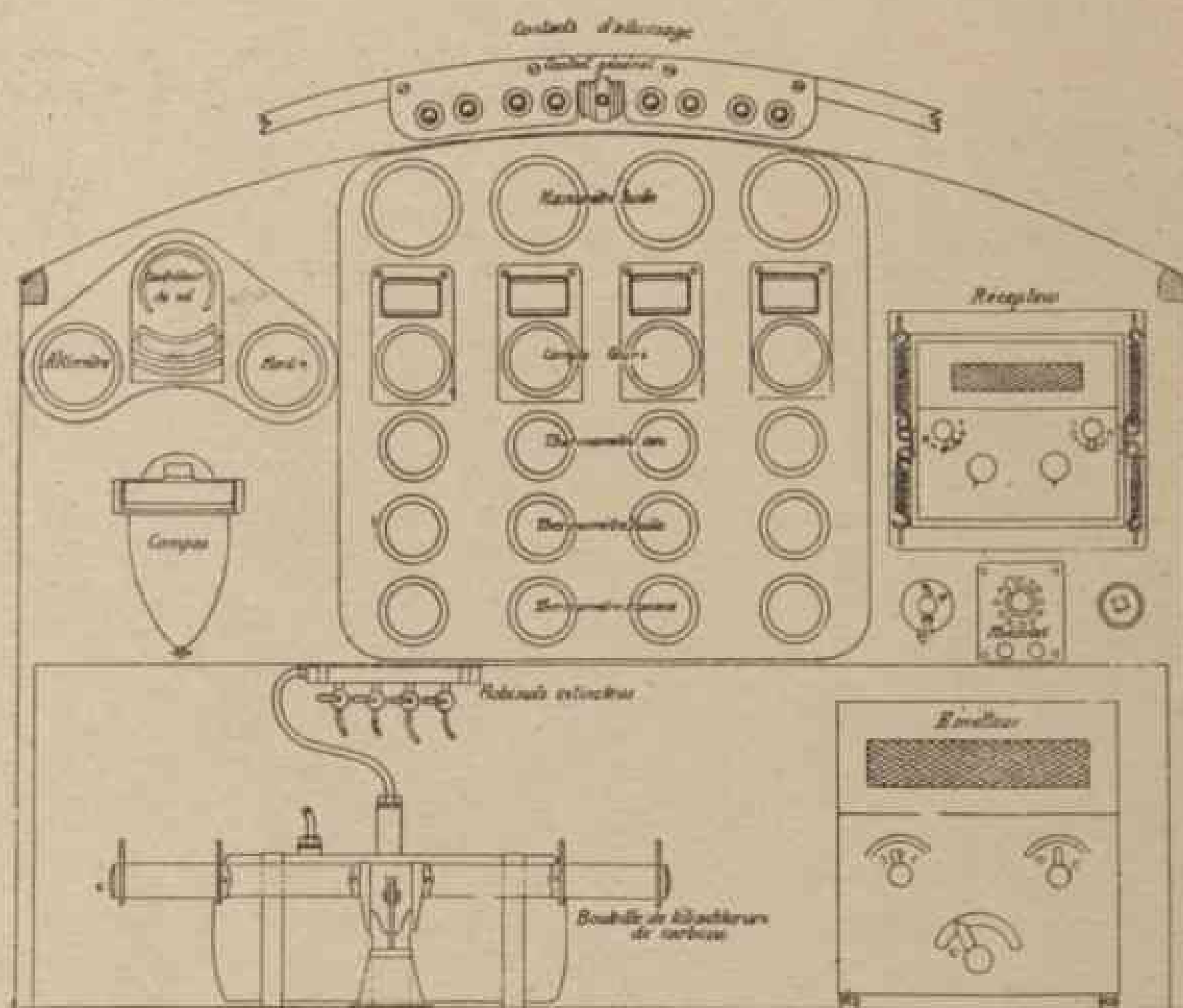
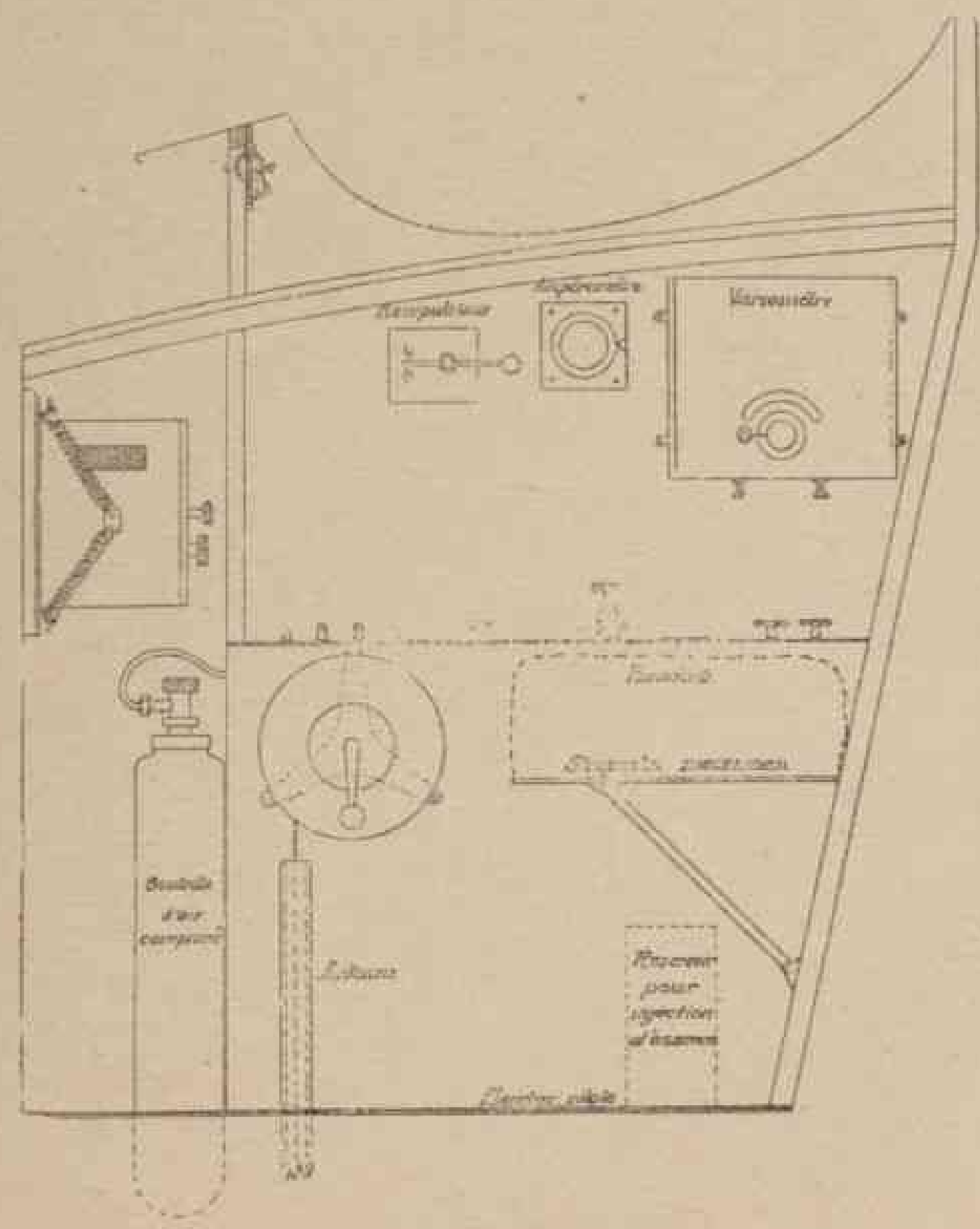
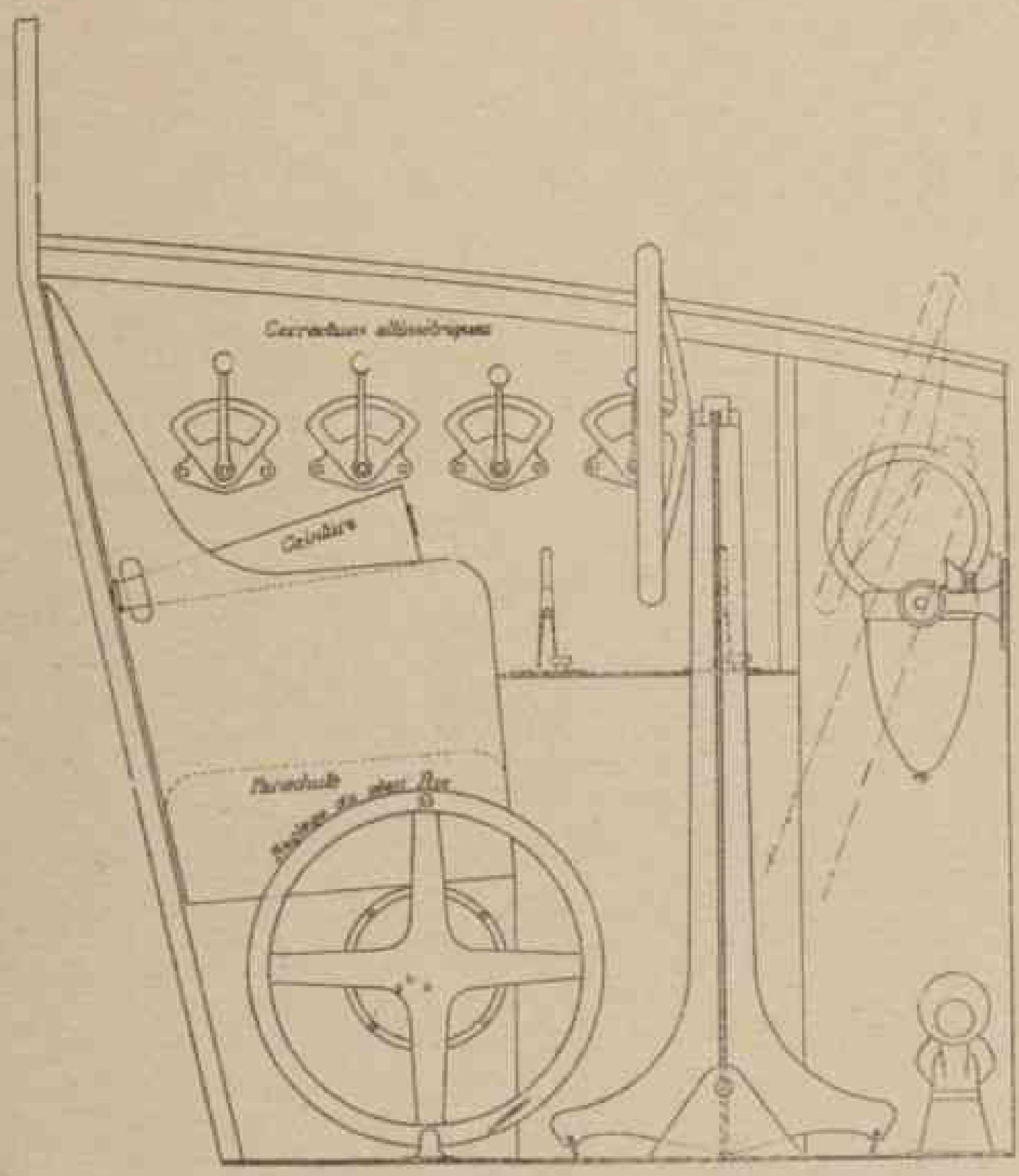


FIG. 266.

avion de transport de gros tonnage



Inhalateurs. — Système Gourdou-Leseurre. Poids sans la bouteille : 1^k 070. Avec la bouteille et les accessoires : 7^k 040.

APPAREILS DE NAVIGATION

Taximètres. — Ces appareils permettent de faire le point par segments capables, de vérifier la variation du compas, de mesurer la dérive par l'avant ou par l'arrière, de relever les astres ou planètes.

Taximètre *du Cluzel S^{te} Impar* : 500 gr.

Taximètre *Claude et Halton* : 310 gr.

Compas de navigation.

Compas de navigation, Standard à rose de 75 millimètres (Standard A. M. 1.) Poids : 2 kilogrammes ; diam. max. : 160. Longueur : 275 millimètres.

Compas de navigation Standard (Grande Navigation) à rose de 140 millimètres.

Poids : 6^k 500.

Déroule-carte lumineux. — Encombrement : 270 × 320 ; poids : 1^k 250.

Cinéma-Dérivomètre (mesure de la vitesse et de la dérive quand on voit le sol).

Cinéma-dérivomètre S.T. Aé type Badin.

petit modèle : diamètre de glace 300 mm. Poids : 3^k 500.

grand modèle : diamètre de glace 500 mm. Poids : 7^k 250.

Cinéma-dérivomètre Impar (s'installant sur le côté du fuselage.)

Poids : 1^k 700.

Navigraphe Le Prieur, pour la mesure de la dérive, du vent, du cap à tenir, et de la vitesse au sol. Poids : 4^k 350.

Sextants. — *Système Continho* à horizon artificiel permettant de faire le point si l'horizon est invisible. Poids : 1^k 400.

Aviophone, pour la communication à la voix entre pilote et passagers. Poids (avec 2 parleurs, 2 écouteurs et des tubes de 1 mètre) : 2^k 120, pour un mètre de tube supplémentaire le poids à ajouter est de 0^{gr}. 160.

Transmetteur d'ordres Aéra-Badin, constitué par deux manomètres de précision, portant tout autour du centre du cadran les ordres courants. Un manomètre est installé près du pilote, l'autre près de l'observateur.

En appuyant sur un bouton l'aiguille du manomètre de l'observateur, se met à la position de l'aiguille du pilote. Diamètre extérieur : 100 millimètres ; épaisseur : 63. Poids complet : 0^k 600.

Installation des Appareils de pilotage.

Les appareils doivent être installés dans le poste du pilote de manière à être visibles et accessibles commodément. Ils doivent être groupés d'après leur fonction, suivant l'importance des indications qu'ils donnent et leur dépendance mutuelle.

Nous donnons à titre d'exemple fig. 266 un exemple d'installation très simple réalisée sur un avion commercial Blériot quadrimoteur.

Ferrures de fixation. — Les exécuter autant que possible en duralumin. L'acier beaucoup plus lourd a de plus une influence sur la précision des compas.

Compter pour le poids des ferrures environ 8% du poids des appareils.

ÉQUIPEMENT ÉLECTRIQUE

L'équipement électrique à bord des avions comporte :

1° *Une génératrice* commandée par moulinet mu par le déplacement de l'avion sur les petits avions, ou par un petit moteur servant également au démarrage des moteurs de l'appareil (Tampier, Bristol-Jupiter, Labinal, etc.)

2° *Un régulateur de tension*, dont le but est de maintenir le voltage variable fourni notamment par la génératrice à moulinet qui suit les variations de l'avion.

3° *Des accumulateurs* dont la présence est nécessaire pour compléter le régulateur quand les variations de voltage sont importantes.

4° *Un conjoncteur-disjoncteur*, nécessaire pour mettre automatiquement la batterie d'accus et la génératrice en parallèles lorsque la tension de cette dernière est normale, et pour couper la génératrice et brancher sur les accus quand la tension de la génératrice tombe trop bas.

5° *Les canalisations et les appareils électriques de bord.*

GÉNÉRATRICES A COURANT CONTINU

Type 300 watts pour avions de chasse.

La génératrice de l'*Équipement Électrique de Puteaux* a les caractéristiques suivantes :

Débit 12 ampères 5.

Poids : 6^k500.

Type 600 watts. — Une génératrice intéressante dans ce type est a *600 watts S. E. V.*

La dynamo *S. E. V.* type D-600 (photo) a remporté le premier prix au Concours de Générateurs 600 watts pour avions, organisé par le Service Technique de l'Aéronautique en janvier 1926.

La dynamo D-600 est destinée à assurer le chauffage d'une part, l'éclairage de bord d'autre part.

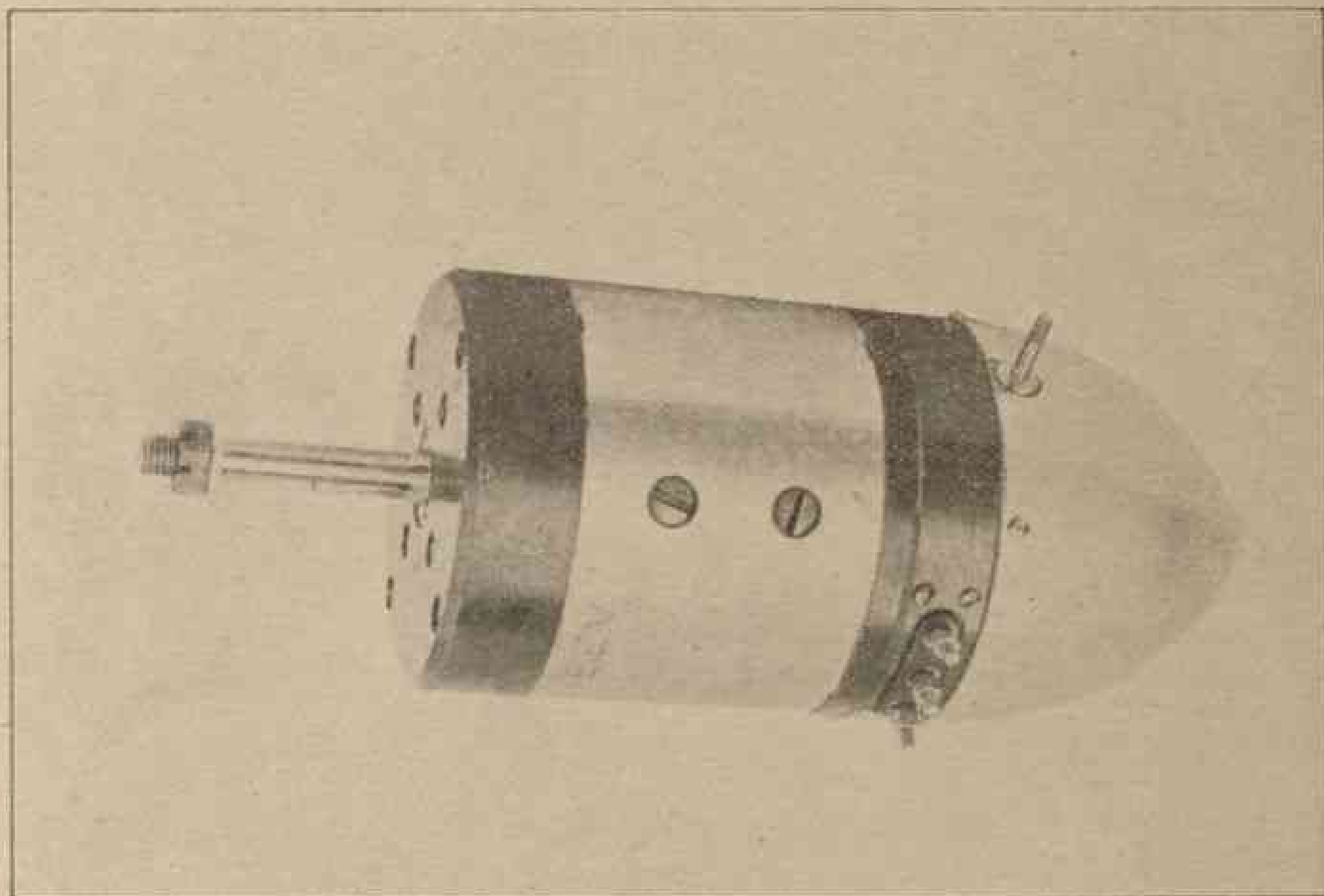


FIG. 267.

Elle peut tourner dans toutes les positions, avec entraînement par moulinet ; un système mécanique de freinage commandé à distance permet de l'arrêter en vol s'il y a lieu.

Elle peut marcher soit en parallèle avec une batterie, soit sans bat-

terie et dans ce cas la tension est maintenue constante à 24 volts par le régulateur de voltage breveté S. E. V.

Un dispositif très simple permet de passer de la marche sans batterie à la marche avec batterie et vice-versa. En parallèle avec batterie, la tension peut varier de 22 à 32 volts, suivant l'état de charge des accumulateurs, mais dans aucun cas le débit n'est supérieur à 5 ampères dans les batteries d'accumulateurs.

La dynamo a été étudiée particulièrement pour que son élévation de température reste faible (au maximum 65°).

Au moment de l'atterrissage, dans le cas de la marche avec batterie en parallèle, un commutateur isole complètement la batterie de la dynamo et la branche sur les phares d'atterrissage.

Tous les appareils d'utilisation autres que la batterie sont branchés sur le circuit de la dynamo en avant du conjoncteur.

Les appareils de réglage, régulateur de voltage et conjoncteur-disjoncteur, sont réunis avec deux fusibles (fusible de ligne et fusible d'excitation) sur un tableau de contrôle, qui facilite beaucoup l'installation sur avions.

Caractéristiques :

<i>Voltage</i>	24 volts
Puissance	600 watts (24 volts, 25 ampères).
Vitesse minimum	3.200 t/m
Vitesse maximum	6.000 t/m
Vitesse normale d'utilisation	4.500 t/m
Diamètre de la dynamo	137 m/m
Poids de la machine seule ..	9.300 gr.
Poids des appareils de réglage	1,040 gr.
Poids total	10 ^k 340
Encombrement : 381 × 137.	

L'Équipement Électrique de Puteaux construit également une dynamo de 600 watts.

Type 1200 watts. — La maison S. E. V. a mis au point une dynamo de 1200 watts dérivée de la précédente.

Poids : 16^k 300, sans régulateur et 17^k 330 avec régulateur.

L'Équipement Électrique de Puteaux construit également une dynamo 1200 watts.

Moulinets de génératrice.

Moulinets à pales orientables.

diamètre 60 millimètres pour génératrice de 300 et 600 watts. Poids : 0^k 800.

Moulinet auto-régulateur : pale équilibrée par des masselottes.

diamètre 60 millimètres. Poids : 1^k 030.

Moulinet régulateur de vitesse Delta (dispositif à friction commandée par force centrifuge.)

Poids avec l'hélice : 2^k 500.

Accumulateurs (Équipement Électrique de Puteaux, Aéra, Labinal etc.)

Les accus pour avion sont des batteries monobloc à décharge rapide. On les prévoit en :

1^o 24 volts, 20 ampères, 10 minutes fonctionnant avec les génératrices de 600 watts. Encombrement : 690 × 220 × 145. Poids : 27^k 500.

2^o 24 volts, 40 ampères, 10 minutes fonctionnant avec les génératrices de 1200 watts.

Encombrement : 700 × 260 × 170. Poids : 48^k 500.

Conjoncteur-disjoncteurs.

types : 25 Ampères pour génératrices de 600 watts et au-dessus.

— : 50 Ampères pour génératrices de 1200 watts et au-dessus.

Modèle S. E. V. pour 600 w — 1200 w Poids : 800 gr.

Modèle Ducellier, pour 600 w Poids : 560 gr.

Modèle Éq^t électr. Puteaux, pour 1200 w Poids : 730 gr.

Feux de route et Feux de bord.

Les *feux de nuit* sont imposés par les conventions internationales de navigation aérienne : un feu rouge à gauche, un feu vert à droite, un feu blanc à l'avant et à l'arrière.

Un *feu dit de signalisation*, à l'avant de l'avion, avec lampe rouge et verte que le pilote allume et éteint à volonté permet de communiquer avec le sol par signaux.

Les *feux de bord* servent à l'éclairage des différents instruments de l'habitacle.

Les feux de nuit et de signalisation sont obtenus avec des lampes de 50 bougies, les feux de bord avec des lampes de 3 bougies seulement.

Feux de route (Équipement Électrique de Puteaux, Labinal, etc.)

Le jeu de 4 feux poids moyen : 980 gr. Encombrement : 65 × 165 millimètres.

Feux de bord (Éq^t Électr. de Puteaux, Aéra, etc.)

Poids moyen : 0^k 165.

Les établissements *Labinal* ont une lampe de bord à rotule et serrage réglable permettant d'éclairer en toutes directions.

Encombrement max. : 77 × 90 mm. Poids : 150 gr.

Feux de signalisation (Aéra, Éq^t Électr. de Puteaux, Labinal, etc.)

Poids moyen : 1^k 950.

La maison Labinal a construit un projecteur de signalisation en alliages légers destiné à être encastré dans l'avion particulièrement léger :

Poids : 800 gr. Encombrement : 300 × 145 × 120 mm.

Projecteurs d'atterrissage.

Brandt et Fouilleret, miroir parabolique elliptique, lampes de 500 et 1.000 bougies. Poids :

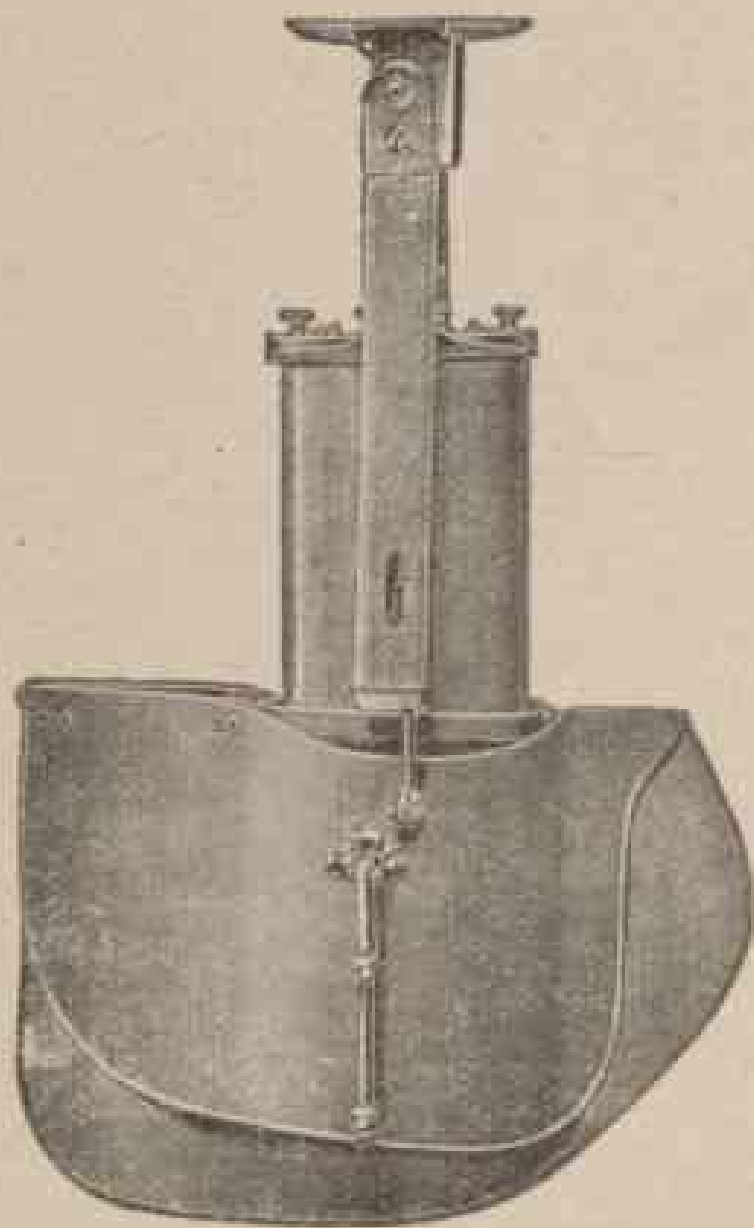


FIG. 268. — Feux d'atterrissage Holt avec protection contre l'éblouissement.

Verain à trois miroirs parabolique, sphérique et lentille convergente, pour utiliser toute la lumière rayonnée par une lampe de 800 ou 1.000 bougies. Poids : 3^k 200.

Fusées Holt, type perfectionné H. 9 permettant au pilote par le lancement d'une fusée d'éclairer lui-même son terrain.

Poids : 3^k 400.

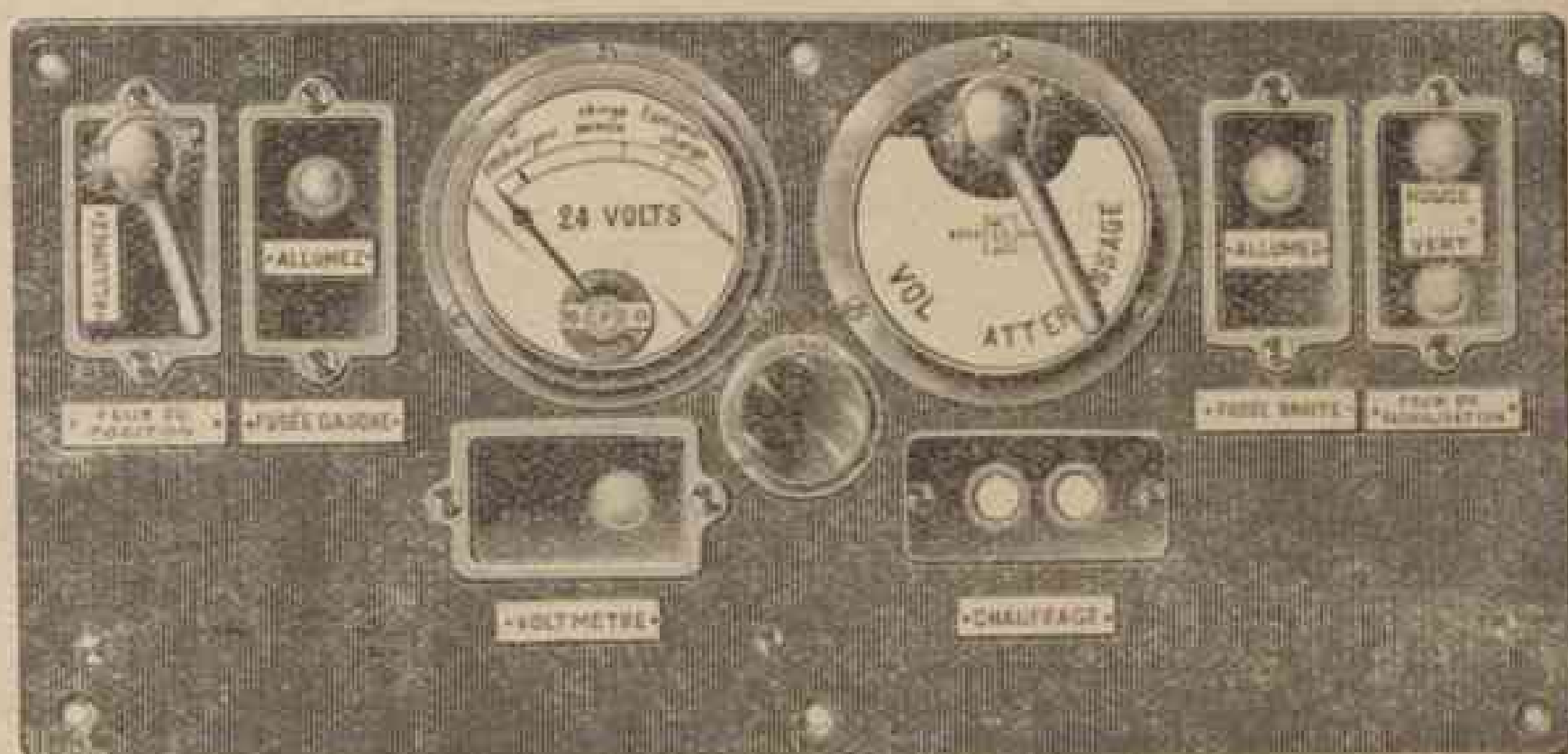


FIG. 269. — Tableau électrique pilote (Aéra)

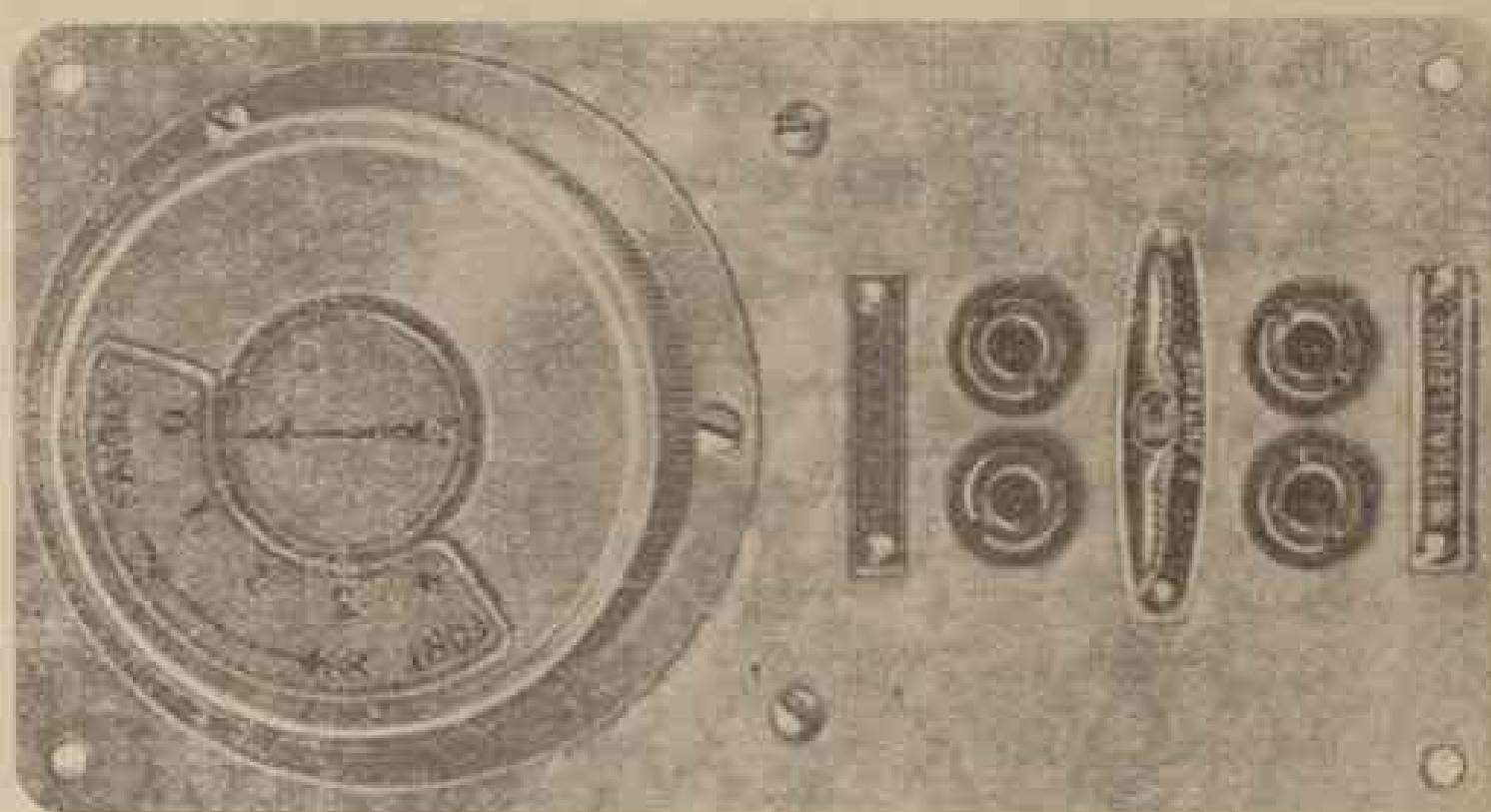


FIG. 270. — Tableau de chauffage (Équipement électrique de Puteaux)

Tableaux électriques de bord.

Les différents accessoires suivants : commutateurs, interrupteurs à rappel ou sans rappel, prises de courant, appareils de commandes des feux de signalisation, voltmètres, shunts pour voltmètres, rhéostats pour vêtements chauffants sont groupés sur deux tableaux électriques.

Le *tableau pilote* (voltmètre, shunt, commande de feux de signalisation, interrupteurs divers, lampe témoin).

Le *tableau de chauffage* (rhéostat, deux prises de courant pour vêtements chauffants, deux pour les mitrailleuses et une éventuellement pour le réchauffage d'huile).

Les différentes maisons (Éq^t Électr. de Puteaux, Labinal, Aéra, etc.) ont établis des tableaux modèles, comportant des accessoires également originaux.

Tableaux pilote:

Éq ^t Électr. de Puteaux.	Poids : 1 ^k 300
Aéra : Encombrement :	Poids : 1 ^k 500 environ
Labinal : Encomb ^t : 300 × 145 × 55.	Poids : 1 ^k 250.

Tableaux de chauffage.

Éq^t Électr. de Puteaux, modèle nouveau, (voir photo) étudié spécialement comme les appareils de cette marque pour être manœuvrés commodément avec de gros gants :

Poids : 1^k 365

Labinal : Encombrement : 150 × 80 × 50. Poids : 300 gr.

Vêtements chauffants.

Les vêtements doivent posséder les qualités suivantes : être chauds, légers, résistants à l'incendie, ne pas gêner les mouvements.

Un cahier des charges a été établi qui fixe les caractéristiques que doivent avoir les vêtements chauffants et les essais de réception auxquels ils doivent être soumis. Le vêtement complet comprend : un manteau, un pantalon, un gilet chauffant et un pantalon chauffant. Le poids de l'équipement complet est de 5^k 8 pour la petite taille, 6^k 3 pour la taille moyenne et 6^k 5 pour la grande taille.

Parmi les vêtements chauffants répondant au cahier des charges nous indiquerons les vêtements confectionnés par les établissements *Lemercier*.

INSTALLATION GÉNÉRALE DE L'ÉQUIPEMENT ÉLECTRIQUE

Les fig. 271, 272 et 273 montrent des schémas qui se lisent d'eux-mêmes.

Chauffage seul avion monoplace (fig. 271).

A génératrice 300 - 600 watts.

B tableau de contrôle avec : régulateur, coupe-circuit et planchette-support.

C tableau de chauffage.

Poids : 13 kilos (câbles en plus).

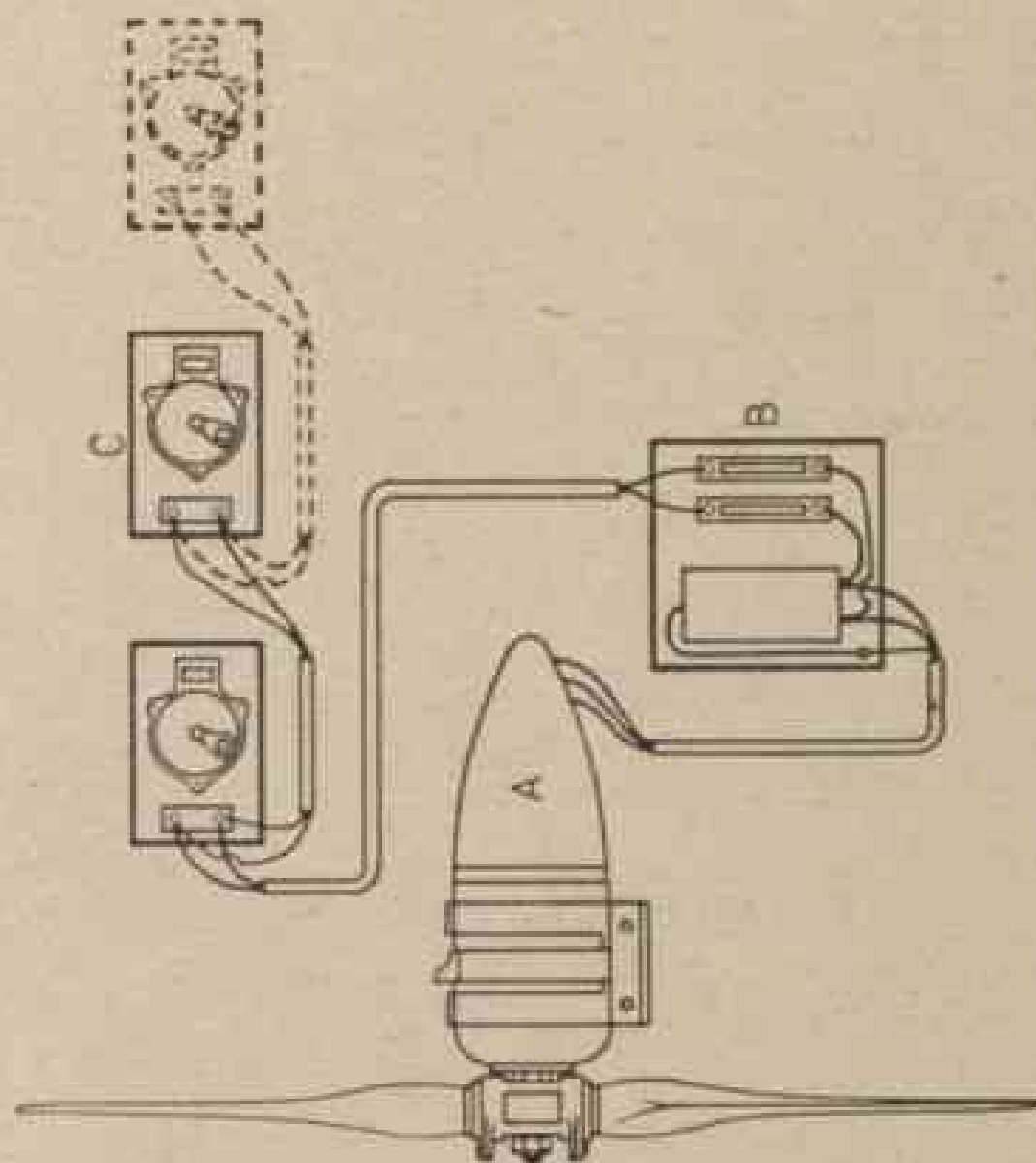


FIG. 272.

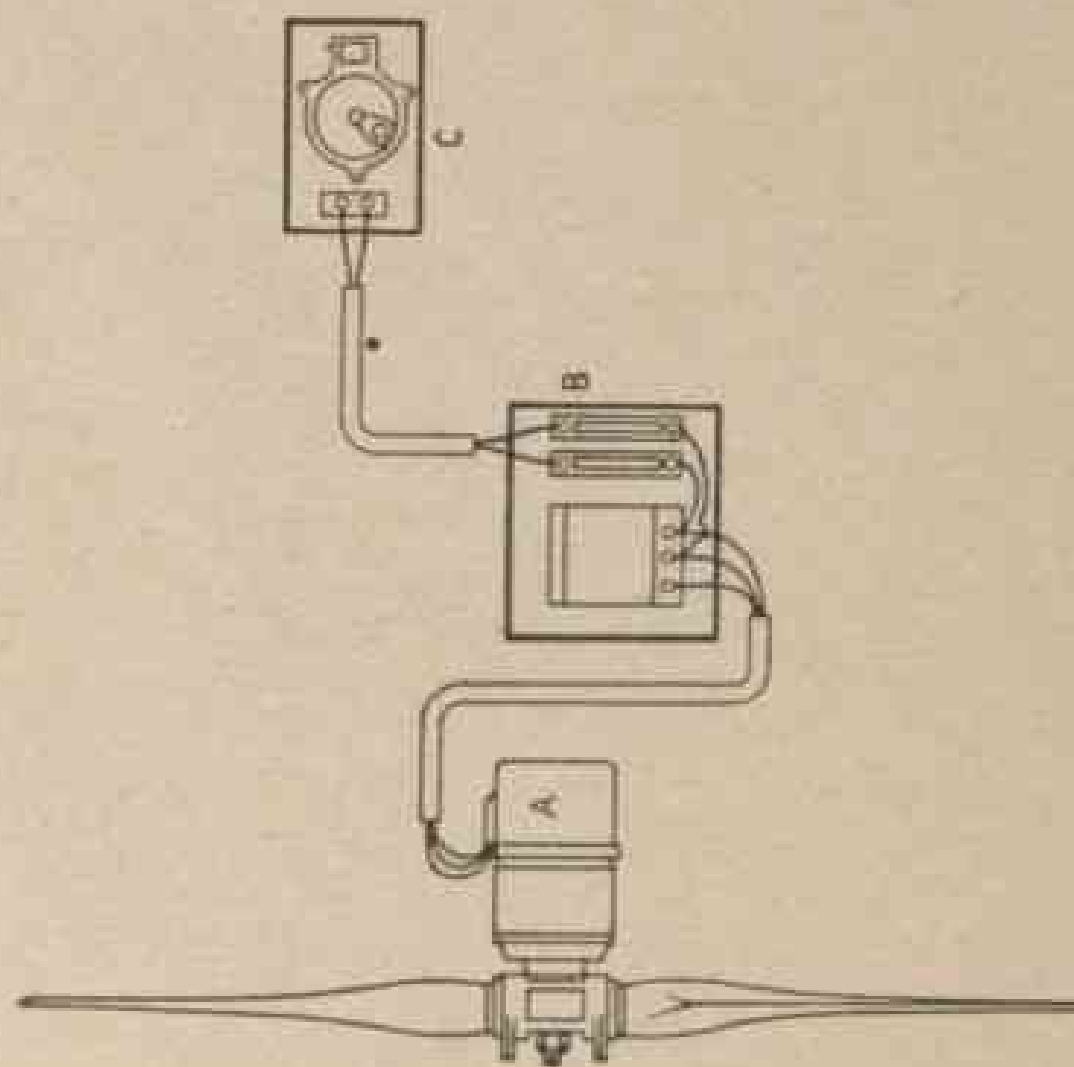


FIG. 271.

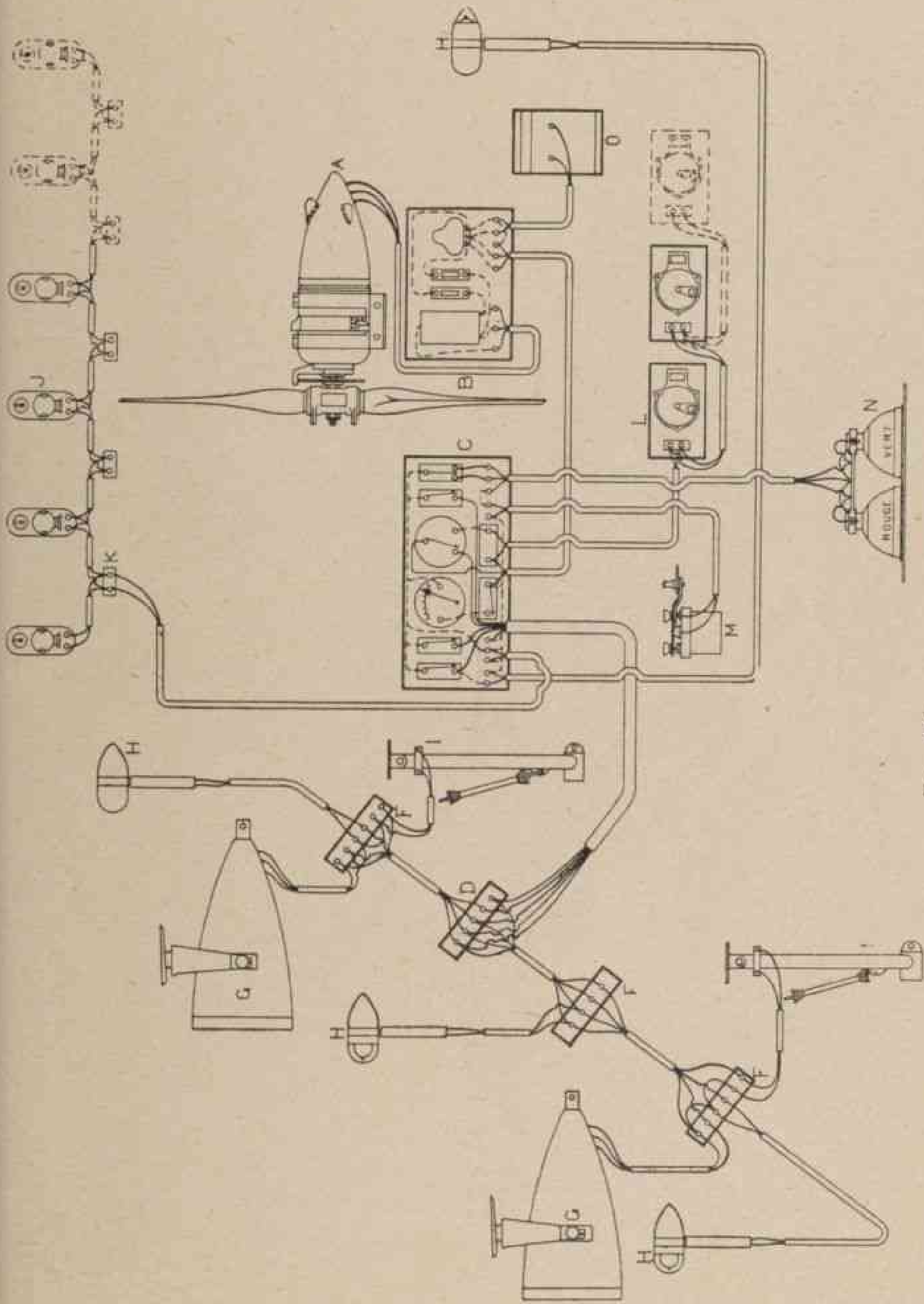


FIG. 273.

Chauffage seul sur avion multiplace moyen (fig. 272).

- A génératrice 300 - 600 watts.
- B tableau pilote.
- C tableaux de chauffage.
- Poids : 13^k 500 (câbles en plus).

Chauffage et éclairage de nuit sur avion monoplace (fig. 273).

- A génératrice 300 - 600 watts.
- B tableau pilote.
- C tableau pilote.
- D boîte de raccordement 5 bornes.
- E boîte de raccordement 4 bornes.
- F 2 boîtes de raccordement 6 bornes.
- G projecteur d'atterrissage. Poids : 52^k 500 (câbles en plus).
- H feux de position.
- I Fusées Holt.
- J Feux de bord.
- K Prise de courant.
- L Tableau chauffage.
- M Manipulateur.
- N Feux signalisation.
- O Accus. 24 v. 20 amp. 10 minutes.

Chauffage et éclairage de nuit Avion moyen porteur. — Même schéma général mais avec génératrice 500-600 watts. Poids : 57 kg. 500 (câbles en plus).

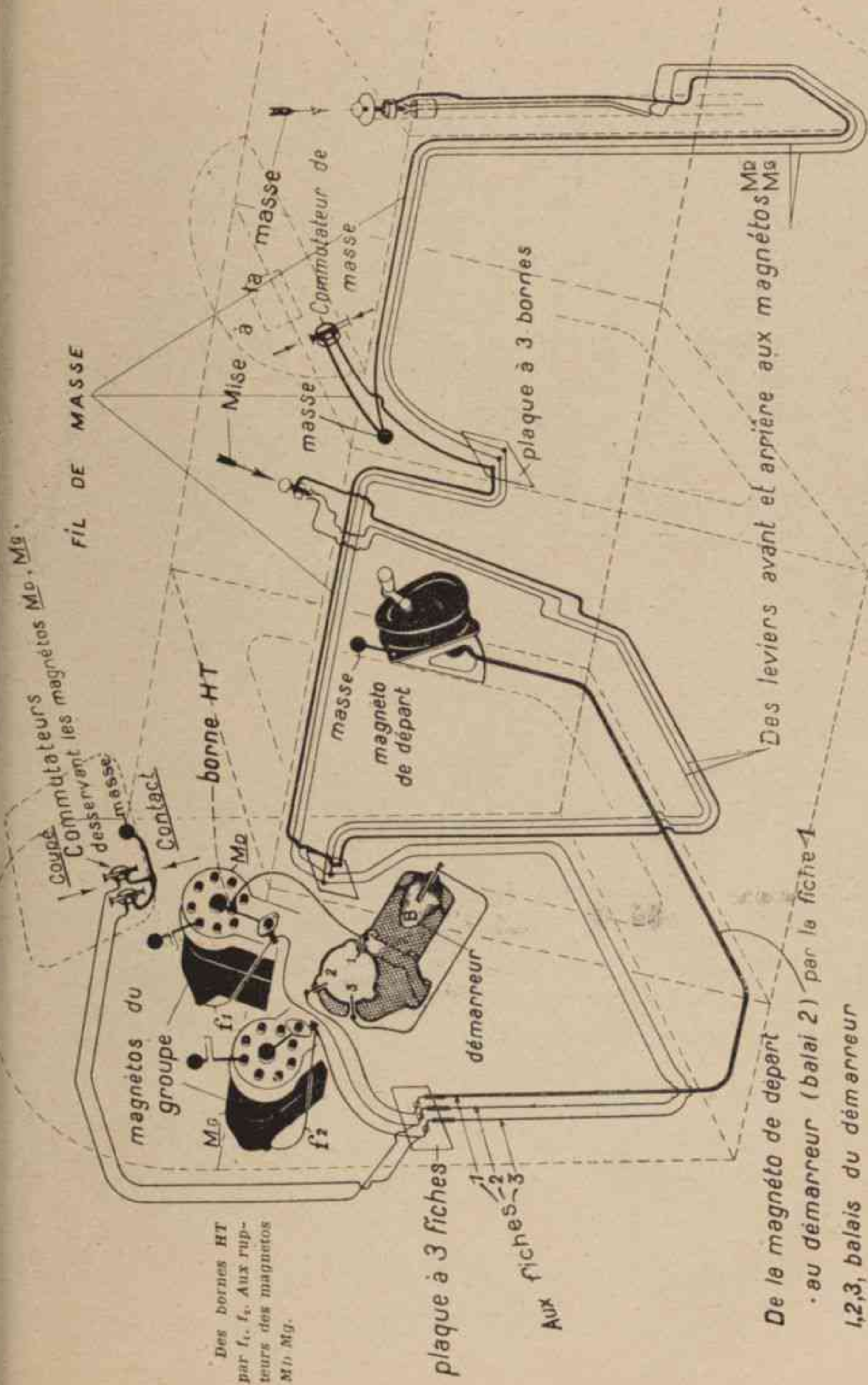
Chauffage et éclairage de nuit sur avion gros porteur. — Même schéma général, mais avec génératrice de 1200 watts et accus de 24 v. 40 amp. 10 minutes. Poids : 87 kilogrammes.

Équipement électrique moteur.

La fig. 274 donne le schéma d'une installation sur avion *Morane école*.

Appareils de T. S. F. de bord

Les anciens postes de T. S. F. en ondes amorties se sont révélés insuffisants et l'on emploie maintenant des postes d'émissions à ondes entretenues d'une portée beaucoup plus grande et permettant la téléphonie, ce qui évite d'avoir un observateur spécialiste en radio-télégraphie.



Des bornes HT par f_1 , f_2 . Aux rupteurs des magnétos M_1 , M_2 .

plaque à 3 fiches
Aux fiches 1-2-3

De la magnéto de départ
au démarrneur (balai 2) par le fiche 1
1, 2, 3, balais du démarrneur
B, bougie d'allumage (démarrneur)

Fig. 274. Equipement électrique moteur sur avion Morane
Fil de masse des leviers : 9 / 10 — 300 mégohms. — Fils reliant les leviers et les magnétos M_1 , M_2 : 9 / 10 — 300 mégohms. — Fils secondaire magnéto départ : 12 / 10 | de masse : 5 brins de 4 / 10 (torsade) (26 brins en torsade).

Les postes à ondes entretenues en usage sont à la fois émetteurs et récepteurs de téléphonie, télégraphie entretenue et télégraphie modulée.

Le passage de l'émission à la réception et inversement comme le passage de l'émission en téléphonie à l'émission en télégraphie modulée ou entretenue se font par un commutateur.

L'antenne est unifilaire et s'enroule autour d'un rouet.

L'alimentation du poste émetteur se fait au moyen d'une génératrice à double circuit entraînée par hélice aérienne.

Avec un poste 6 lampes et une antenne sur mât de 12 mètres on obtient actuellement les portées suivantes :

téléphonie : 350 kilomètres.

télégraphie modulée : 400 kilomètres.

télégraphie entretenue : 600 kilomètres.

Nous donnons fig. 275 le schéma d'installation générale d'un poste émetteur-récepteur de bord.

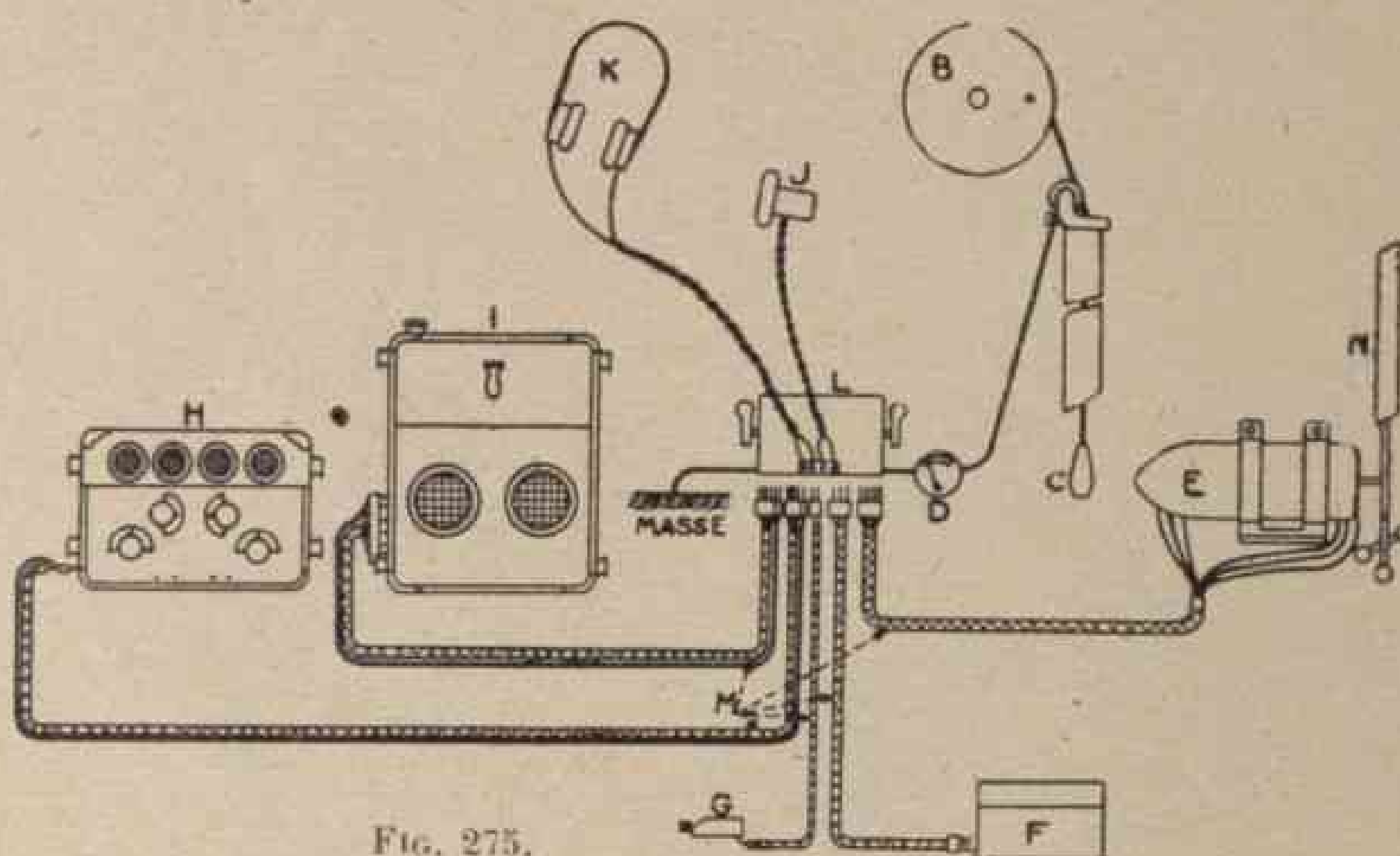


FIG. 275.

A tube de sortie d'antenne	1,200
B Rouet d'antenne avec antenne	9,500
C Câble d'antenne avec contrepoids	0,180
D Ampèremètre d'antenne	0,340
E Génératrice	12,500
F Batterie d'accus et piles	11,550
G Manipulateur	0,330
H Récepteur	7,190
I Émetteur	4
J Microphone	0,325

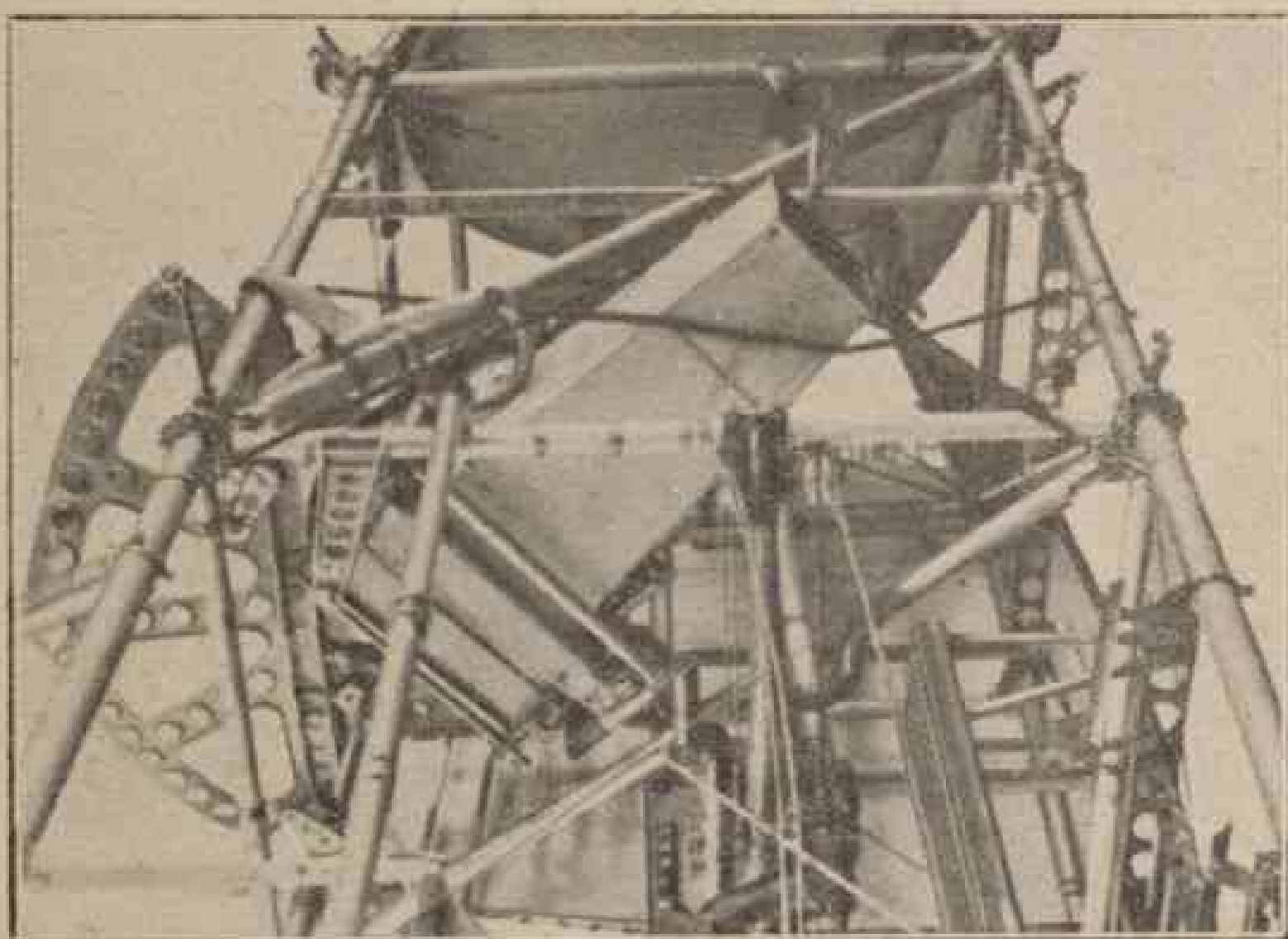
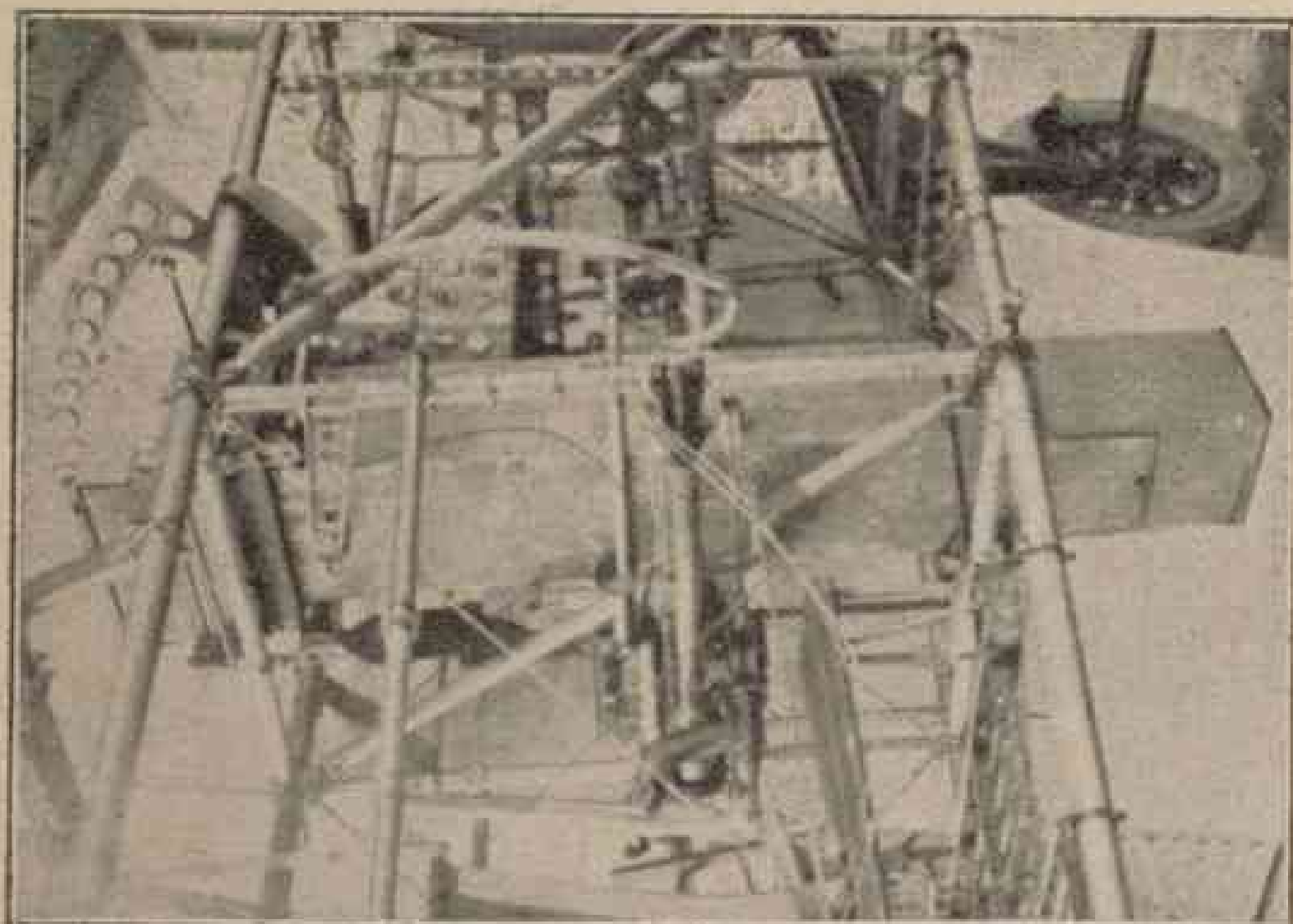


FIG. 276. — Installation photographique (verticale et oblique) sur avion Breguet 19 A 2

K Casque récepteur	0,600
L. Combinateur	1
M Cables sous gaine métallique avec fiches à prises multiples	
N Moulinet régulateur.....	2,500

Poids total de l'installation (46 kg.) plus rechanges : 59 kilogrammes.

POSTES DE T. S. F.

Radio-Industrie. — Poste avec une lampe oscillatrice et une lampe modulatrice de 50 watts, gamme de longueurs d'ondes entre 350 et 1000 m.

Poste de réception à 4 lampes Radio-micro alimenté par une batterie d'accus de 4 volts et deux blocs de piles de 40 volts.

Poids total avec génératrice : 41^k 500.

Type S. F. R. — Réalise sensiblement les mêmes conditions que le précédent. Ce poste peut donner 5 ondes au choix entre 200 et 1000 m avec passage instantané de l'une à l'autre. Poids total : 47 kilogrammes.

Poste Aéra. — Il donne une gamme comprise entre 350 et 1000 m. Un commutateur permet de prendre en vol deux ondes quelconques préalablement réglées au sol.

Poids total du poste : 46 kilogrammes.

Photographie

L'installation photographique prend de plus en plus d'importance à bord des avions (voir fig. 276).

La tendance très accusée dans l'industrie des appareils photographiques est la recherche de l'automatisme, dans le but de simplifier le travail du photographe aérien et de permettre au pilote seul d'accomplir une mission photographique dans de bonnes conditions.

Appareils photographiques simples.

Demaria-Lapierre (13/18 cm. ou 18/24 cm).

Foyer 26 et 13/18. Poids avec magasin vide : 6^k 600.

Foyer 26 cm. et 18/24. Poids avec magasin vide : 18 kilogrammes.

Gaumont.

F. 50 et 18/24 cm. Poids avec magasin vide : 19 kilogrammes.

F 120 et 18/24 cm. Poids avec magasin vide : 22 kilogrammes.

Magasin : 6^k 500.

Appareils semi-automatiques. — Les prises de vue sont commandées à la main par le pilote ou l'observateur.

Aérophote D-I normal (Gallus). 100 vues en 18/24.

Poids avec magasin vide : 21^k 400 en Foyer 26 cm.

— : 23^k 400 — 50 cm.

Suspension caoutchouc mousse en plus : 1^k 500.

Appareils automatiques. — Prennent les vues automatiquement à intervalles égaux déterminés à l'avance.

Aérophote D III (Gallus). — 500 vues à pellicules 13/18. Poids : 24 kg.

Appareil Labrély. — A 60 plaques 18/24. Poids avec magasin vide : 52 kilogrammes.

Équipement de sécurité

PARACHUTES

L'emploi des parachutes est actuellement réglementaire en France sur les avions militaires ; il n'a pu être imposé sur les avions civils pour des raisons d'ordre psychologique mais il y aurait lieu de combler cette lacune et de doter également les appareils de transport de ce moyen de sauvetage qui a maintenant complètement fait ses preuves.

Un parachute se compose essentiellement d'une voilure sensiblement hémisphérique à laquelle le passager est suspendu par l'intermédiaire d'un certain nombre de *suspentes* réparties sur la périphérie de l'appareil. La résistance de l'air qui s'engouffre dans la voilure freine la descente à une vitesse de chute qui sur les parachutes français est de l'ordre de 4^m40 par seconde. Le parachute est percé à son sommet d'un orifice central ou cheminée qui, en permettant un écoulement de l'air, s'oppose aux oscillations.

Le parachute est logé dans un sac que le passager porte sur le dos par un harnachement spécial si c'est un sac dorsal, ou sur lequel il est assis si c'est un sac siège. Toutes les suspentes sont réunies en une boucle transfilée qui sort du fond du sac et qui se fixe solidement à un harnachement à bretelles disposé de telle façon que quand le passager est suspendu au parachute il soit soutenu à la fois par les cuisses et par les épaules. Ce harnais se fixe par une boucle à décrochage instantané de façon à ce que l'aviateur puisse, à l'arrivée au sol, se libérer de son parachute et éviter ainsi d'être traîné.

Pour utiliser le parachute, le passager saute hors de l'avion, entraînant avec lui le sac contenant le parachute. Celui-ci peut s'ouvrir de deux façons différentes ; c'est-à-dire que son ouverture peut être automatique ou commandée.

Dans le cas de l'ouverture commandée (parachute américain), une cordelette terminée par un anneau permet au parachutiste d'opérer le déclanchement.

Dans le cas de l'ouverture automatique : le sac est relié à l'avion par une corde de déclanchement. Quand cette corde est tendue sous le poids du parachutiste, elle ouvre le sac et déploie, par exemple, le parachute qui lui est attaché par un simple fil à casser. Celui-ci cède et le parachute se trouve entièrement libéré (parachute S. T. Aé). Sur d'autres modèles, dès que le sac est ouvert, un tout petit parachute auxiliaire se déploie et l'action de l'air sur ce parachute suffit à sortir le parachute principal de son sac (parachute Holt).

Les parachutes se font en soie ou en coton. La soie permet plus de légèreté et moins d'encombrement que le coton, malheureusement elle coûte trois fois plus cher et se conserve très difficilement. Aussi est-ce le coton qui est de beaucoup le plus employé pour la fabrication des voilures.

Les principaux parachutes autorisés en France sont les parachutes modèle S.T. Aé, Blanquier, Ors et Robert. Nous donnons ci-dessous leur poids et leur encombrement avec les divers types de sac employés.

TYPE DE PARACHUTE	POIDS	ENCOMBREMENT		
		Sac siège	Sac dorsal	Sac observateur
S. T. Aé.	8 kg. 495	42 × 37 × 15	62 × 35 × 13	
Blanquier.	8 kg. 560	40 × 35 × 13	60 × 35 × 11	40 × 35 × 13
Ors.	7 kg. 950	40 × 35 × 13	60 × 35 × 10	40 × 35 × 13
Robert	8 kg. 990	42 × 37 × 14	62 × 35 × 12	

MONTAGE ET RÉGLAGE DES AVIONS

Les procédés de montage des avions diffèrent beaucoup suivant la forme des appareils ou leur type de construction.

D'une façon générale, chaque partie de l'avion est construite séparément, soit dans un atelier spécial, soit dans une partie de l'atelier bien distincte :

Les *ailes* sont complètement montées avec leurs longerons, nervures et haubannage. On procède ensuite à l'entoilage, et aussitôt après à l'enduisage et au vernissage.

Pour les *fuselages*, on construit d'abord leur charpente, que l'on monte ensuite sur le train d'atterrissage. On met également en place la béquille.

On place ensuite le moteur et ses accessoires divers, ainsi que les empennages, et on procède à l'aménagement intérieur. On termine par l'entoilage une fois que tout l'équipement intérieur du fuselage est terminé.

Il ne reste plus alors qu'à assembler les ailes au fuselage et à faire le réglage de l'appareil.

Dans le cas des avions multimoteurs avec fuseaux-moteurs dans la cellule, on procède, ainsi qu'il vient d'être dit pour le fuselage central. Puis on assemble les ailes au fuselage, et on procède à l'aménagement des fuseaux-latéraux sur l'avion complètement monté.

Le *règlage* de l'avion ne présente aucune difficulté, si la construction a été faite en observant scrupuleusement les dessins.

Le réglage consiste à donner à la cellule et à la queue l'incidence convenable. Cette incidence se mesure toujours par rapport à l'axe de l'hélice ; on évite ainsi les erreurs dues aux déformations du fuselage et du bâti-moteur.

On se sert pour cette opération de gabarits trapézoïdaux ou triangulaires, construits de façon que, lorsque l'un des côtés est horizontal, l'autre donne l'inclinaison de la pièce à régler : longeron, aile par exemple.

On procède de la façon suivante :

1^o L'avion est *mis en place* en ligne de vol. Il repose sur son train d'atterrissage et la queue est posée sur un tréteau. On le cale de façon que l'axe du moteur soit horizontal, ainsi que les traverses supérieures du fuselage.

2^o On procède ensuite au réglage de la cellule.

On commence par régler la cabane, s'il y a lieu. A cet effet, on donne au haubannage les longueurs indiquées sur les dessins, et on vérifie que les diagonales des compartiments rectangulaires ont bien la même longueur.

On règle ensuite les longerons avant et arrière.

Le réglage des longerons avant se fait à l'aide d'un gabarit placé sous le longeron quand les ailes forment un V en élévation. On peut également se contenter de vérifier la longueur des haubans de la poutre avant : cette vérification se fait à l'aide des piges, tiges de fer réglables portant deux pointes recourbées à leurs extrémités. — Le réglage des longerons arrière se fait par la tension des haubans de la poutre arrière suivie de la tension modérée des haubans parallèles au fuselage. L'incidence de l'aile est vérifiée à l'aide d'un gabarit. Quand les ailes sont gauchies, pour corriger l'action du couple moteur par exemple, on place entre l'aile et le gabarit des cales d'épaisseur variable.

3^o On termine par le réglage des *empennages*.

Le réglage du plan fixe horizontal se fait à l'aide d'un gabarit spécial.

Pour le gouvernail de profondeur, on le cale dans le prolongement du plan fixe ; on cale également le manche à balai dans sa position normale de vol, en le repérant par rapport à un point fixe du fuselage, par exemple, et on règle les câbles de commande en égalisant bien leur tension. Le réglage du gouvernail de direction se fait de la même façon. La dérive fixe est en général dans le plan vertical de symétrie de l'appareil. Cependant, on lui donne parfois une légère incidence pour compenser l'action de l'hélice. Dans ce cas, on la règle à l'aide d'un gabarit spécial, ainsi qu'il a été dit pour le plan fixe horizontal.



APPENDICE

TABLEAUX D'UNIFICATION

LISTE DES TABLEAUX D'UNIFICATION

donnés dans l'appendice

FILS D'ACIER A HAUTE RÉSISTANCE.....	3
ACIERS BRUTS EN BARRES, BLOOMS ET BILLETTES.....	4
TUBES RONDS EN CUIVRE POUR CANALISATIONS.....	6
TUBES CIRCULAIRES EN ALUMINIUM ET ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE	7
TENDEURS	8
BOULONS ET ÉCROUS	10
EXTENSEURS	12
MOYEUX MÉTALLIQUES D'HÉLICES EN BOIS (SÉRIE COURTE).....	14
<i>d</i> ^o	
(SÉRIE LONGUE).....	16
TUBES PROFILÉS EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE.....	18
TOLES EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE.....	19
CORNIÈRES A AILES ÉGALES EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSIS- TANCE	20
CORNIÈRES A AILES INÉGALES EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSIS- TANCE	22
PROFILS EN T EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE.....	24
PROFILS EN V EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE.....	26
PROFILS EN I EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE.....	28
TIGES FILETÉES. ÉCROUS. CONTRE-ÉCROU, RONDELLES ET COSSES.	30
ROUES D'AVION	31
ROUE DE 900/165	32
ROUE 1000/180	33
ROUE 1100/220	33
CHAPES POUR HAUBANS FUSELÉS	34
CHAPES RÉGLABLES POUR HAUBANS FUSELÉS	38
HAUBANS FUSELÉS POUR L'AVIATION	40
PLAQUAGES ET CONTREPLAQUÉS	42
APPAREILLAGE ÉLECTRIQUE	43

Caractéristiques
des
FILS D'ACIER A HAUTE RÉSISTANCE
(Cordes à Piano)

TABLEAU D'UNIFICATION

DIAMÈTRE en mm ou en in.	MULTIPLI- CATION en mm ²	RÉSISTANCE unitaire à la rupture en kg/cm ²	CHARGE en tonnes maximum en kg/cm ²	ALLONGEMENT en % à la rupture	POIDS NETTES en tonnes de 100 m de fil par câble.	LONGUEUR maximum en mètres de filage de fil par câble.	ROUNDE MAXIMUM de l'extrémité en mm.	TOLÉRANCES en mm.	
0,25	0,03	200	0,0	Pas de mesure d'allongement.	0,38	2616	90	- 0,01	
0,30	0,07	200	13,2		0,55	1811	91		
0,35	0,10	200	18,2		0,78	1332	85		
0,40	0,13	180	21,5		0,95	1022	80		
0,50	0,20	180	33,9		1,52	653	70		
0,60	0,28	180	49,2		2,00	454	61		+ 0,02
0,70	0,38	180	67,3		3	333	53		0,01
0,80	0,50	180	88,2		3,92	255	46		
0,90	0,64	180	112		4,96	201	40		
1	0,79	180	138		6,13	163	35		
1,5	1,77	180	314	13,8	72,60	20			
2	3,14	175	544	24,5	40,85	30	+ 0,03		
2,5	4,91	175	832	38,3	26,10	21	- 0,01		
3	7,07	170	1102	8%	59,1	18,15	13		
3,5	9,62	170	1617	8%	75	13,50	8		
4	12,57	160	1990	9%	98	10,20	6		
4,5	15,90	150	2382	9%	126	8,06	5		
5	19,63	150	2921	9%	153	6,45	4	+ 0,05	
5,5	23,74	140	3383	10%	185	5,16		- 0,02	
6	28,26	135	3815	10%	220	4,24			
7	35,16	130	5009	10%	300	3,33			

ACIERS BRUTS EN BARRES, BLOOMS ET

(Les caractéristiques à l'état d'emploi sont

NUMÉROS de catégories	DESIGNATIONS courantes adoptées	TRAITEMENT thermique d'essai	CARACTERISTIQUES MECANIQUES				
			R	E	A % min.	ρ minim.	Δ
Classe 1. — Aciers							
10	Acier de cémentation.....	Trempé à l'eau à 850° sans revenu.....	50±5	≥28	20	22	<0.15
11	Acier extra-doux.....	Recuit à 900°, trempé à l'air.....	38±4	24±2	27		0.05 à 0.15
12	Acier doux.....	Recuit à 875°, refroidi lentement en air calme.....	44±4	26±2	24		0.15 à 0.25
13	Acier demi-doux.....	Recuit à 825°, refroidi en air calme.....	50±5	32±2	20		0.25 à 0.40
14	Acier demi-dur.....	Recuit à 800°, refroidi en air calme.....	60±5	34±2	16		0.40 à 0.60
15	Acier dur.....	Recuit à 780°, refroidi dans le four à 600°, portes du four ouvertes, puis lentement.....	70±5	40±2	10		0.60 à 0.70
16	Acier extra-dur.....	Recuit à 750°, refroidi dans le four jusqu'à 600°, portes du four ouvertes, puis lentement.....	>75				0.70 à 1.20
Classe 2. — Aciers							
21	Acier de cémentation.....	Trempé à l'eau à 850°, sans revenu.....	60 $\left\{ \begin{array}{l} +10 \\ -5 \end{array} \right.$	≥35	15	20	<0.12
22	Acier à 6 % de nickel.....	Trempé à 850°, sans revenu.....	120±10	100±10	8	8	0.07 à 0.20
23	Acier à 23-25 % de nickel amagnétique.....	Trempé à l'eau ou recuit à 950°.....	Cahier des charges spéciales.				
Classe 3. — Aciers							
31	Acier nickel-chrome de cémentation.....	Après trempé à l'huile à 850°.....	≥85	≥70	12	12	<0.12
32	Acier nickel-chrome nuance demi-dur.....	Trempé à l'huile de 820 à 850°, revenu à 650°.....	≥80	≥70	12	13	0.28 à 0.35
33	Acier nickel-chrome nuance dur.....	Trempé à l'huile de 800 à 850°, revenu à 650°.....	≥90	≥75	12	12	0.30 à 0.35
34	Acier nickel-chrome trempant à l'air.....	Trempé à l'air à 900°.....	≥165	≥140	5	6	0.25 à 0.40
35	Acier à 30-33 % de nickel..	Trempé à l'eau ou recuit à 950°.....	≥75	≥45	30	15	0.55 à 0.65
36	Acier nickel-chrome pour engrenages.....	Trempé à l'huile à 780°, revenu à 250°.....	≥165	≥145	4	4	0.40
Classe 4. — Aciers							
41	Acier mangano-siliceux.....	Trempé à l'huile à 900°, revenu à 500°.....	130-10	-90	6	5	0.45
42	Acier à 4 % de Si pour tôles d'induits.....	Recuit.....	Cahier des charges spéciales.				
Classe 5. — Aciers							
51	Acier pour roulements.....	Cahier des charges spéciales.				
Classe 6. — Aciers spéciaux au							
61	Acier à 6 % de Tu pour aimants.....	Recuit.....	Cahier des charges spéciales.				
62	Acier à 15 % de Tu pour soupapes d'échappement..	Trempé vers 925°, revenu à 550°.....	Cahier des charges spéciales.				0.50 à 0.80
Classe 7. — Aciers spéciaux							
71	Acier pour soupapes.....	Trempé à l'air à 900°.....	200±20	180±15	5	4	0.20 à 0.30

(1) Les teneurs en chiffres soulignés constituent des conditions de réception; les autres sont données à titre d'indication.

BILLETES — TABLEAU STANDARD

définies par des Cahiers des charges spéciales)

COMPOSITION MOYENNE (1)								EXEMPLES d'applications	NUMÉROS de catégorie	
Mn	P maxim.	S maxim.	Si	Ni	Cr	Van	Tu			
ordinaires au carbone										
< 0.50	0.040	0.040							Arbres à cames, axes de pistons, poussoirs, bagues de butée, pièces cémentées.	10
0.40	0.040	0.040							Tôles de cylindre.	11
0.30 à 0.50	0.040	0.040							Tôles de cylindre, ferrures d'avions susceptibles de soudure.	12
0.30 à 0.50	0.040	0.040							Boulonnerie, visserie, ergots, chevilles, goupilles, clavettes, ferrures d'avions non susceptibles de soudure.	13
0.30 à 0.60	0.040	0.040							Cylindres, plateau d'accouplement de magnéto, bouchons de bougies, rondelles de ressort, carters de rotatif, moyeux d'hélice, boulons, tendeurs et chapes	14
									Ressorts, haubans fuselés	15
0.30 à 0.60	0.040	0.040							Outils divers.	16
0.30 à 0.70	0.040	0.040								
spéciaux au nickel										
< 0.50	0.040	0.040		1.80 à 2.50					Pièces de cémentation de fatigue moyenne.	21
0.35	0.040	0.040		4 à 7					Bielles de rotatif, tubes spéciaux, essieux.	22
				23 à 25					Boulons spéciaux.	23
spéciaux au nickel-chrome										
< 0.50	0.040	0.040	0.09	2.50	0.60				Pièces soumises à de grands efforts et à des chocs, engrenages de démultiplicateur	31
0.40	0.040	0.040	0.20 à 0.30	2.50 à 2.80	0.70				Pièces de fatigue, vilebrequins, bielles.	32
0.25	0.040	0.040	0.30	3 à 3.50	1 à 1.50				Pièces de fatigue, vilebrequins, bielles.	33
0.40 à 0.60	0.040	0.040	0.20 à 0.30	3.50 à 5	1.20 à 2				Bielles, engrenages, galets	34
0.04	0.040	0.040	0.20 à 0.30	30 à 33	2 à 3				Pièces soumises à des températures élevées, à l'oxydation, soupapes	35
0.40	0.040	0.040		2.60	0.70				Engrenages spéciaux	36
spéciaux au silicium										
0.50	0.040	0.040	1.80						Arbres travaillant à la torsion ou flexion, ressorts.	41
			4						Tôles d'induits de magnétos.	42
spéciaux au chrome										
0.30	0.040	0.040			0.50	0.20 à 0.30			Anneaux de roulements à billes, galets de culbuteur.	51
tungstène et au chrome-tungstène										
								6	Aimants.	61
0.15	0.040	0.040			2.85	0.40		15	Conserve la dureté à chaud, soupapes d'échappement pour moteurs poussés.	62
au nickel-chrome-tungstène										
0.30	0.040	0.040	0.30	4.50	0.30			2.40	Conserve la dureté à chaud, soupapes d'admission et d'échappement.	71

TUBES RONDS EN CUIVRE POUR CANALISATION

TABLEAU D'UNIFICATION

NUMÉROS des TUBES	DIMENSIONS EN M/M	ÉPAISSEURS EN M/M	TOLÉRANCE		SECTION intérieure en m ²	POIDS AU MÈTRE en grammes	LONGUEUR par kilogramme en mètres.
			sur le diamètre extérieur	sur l'épaisseur			
1	4×6	1	± 0 m/m 12	± 0 m/m 075	12.5	138	7.600
2	6×8	—	—	—	28.2	193	5.100
3	8×10	—	—	—	50.2	249	4.000
4	10×12	—	—	—	78.5	304	3.200
5	12×14	—	—	—	113.1	359	2.700
6	14×16	—	—	—	153.9	414	2.300
7	16×18	—	—	—	201.0	470	2.100
8	18×20	—	± 0 m/m 16	—	245.4	525	1.900
9	22×24	—	—	—	380.1	634	1.500
10	26×28	—	—	—	530.9	746	1.300
11	30×32	—	—	—	706.8	853	1.100
12	34×37	1.5	± 0 m/m 20	—	907.9	1478	0.677
13	38×41	—	—	—	1134.1	1637	0.611
14	42×45	—	—	—	1385.4	1804	0.554

TUBES CIRCULAIRES

en Aluminium et en Alliages légers à haute résistance

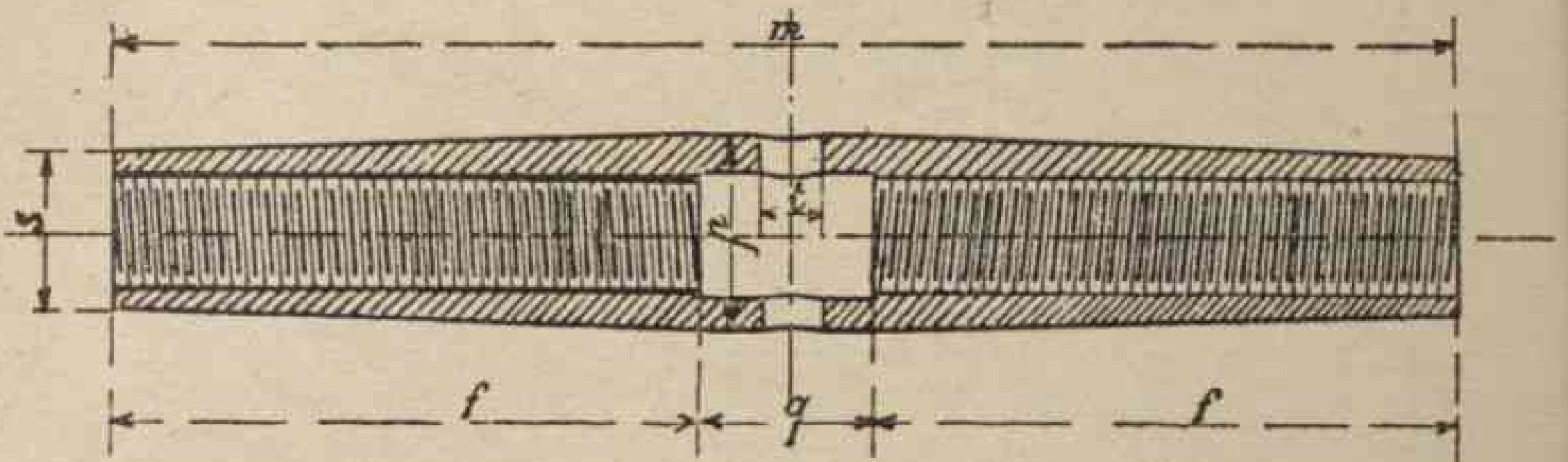
TABLEAU D'UNIFICATION

NOTA : Exceptionnellement, les longueurs (L) pourront être majorées de 0^m50.

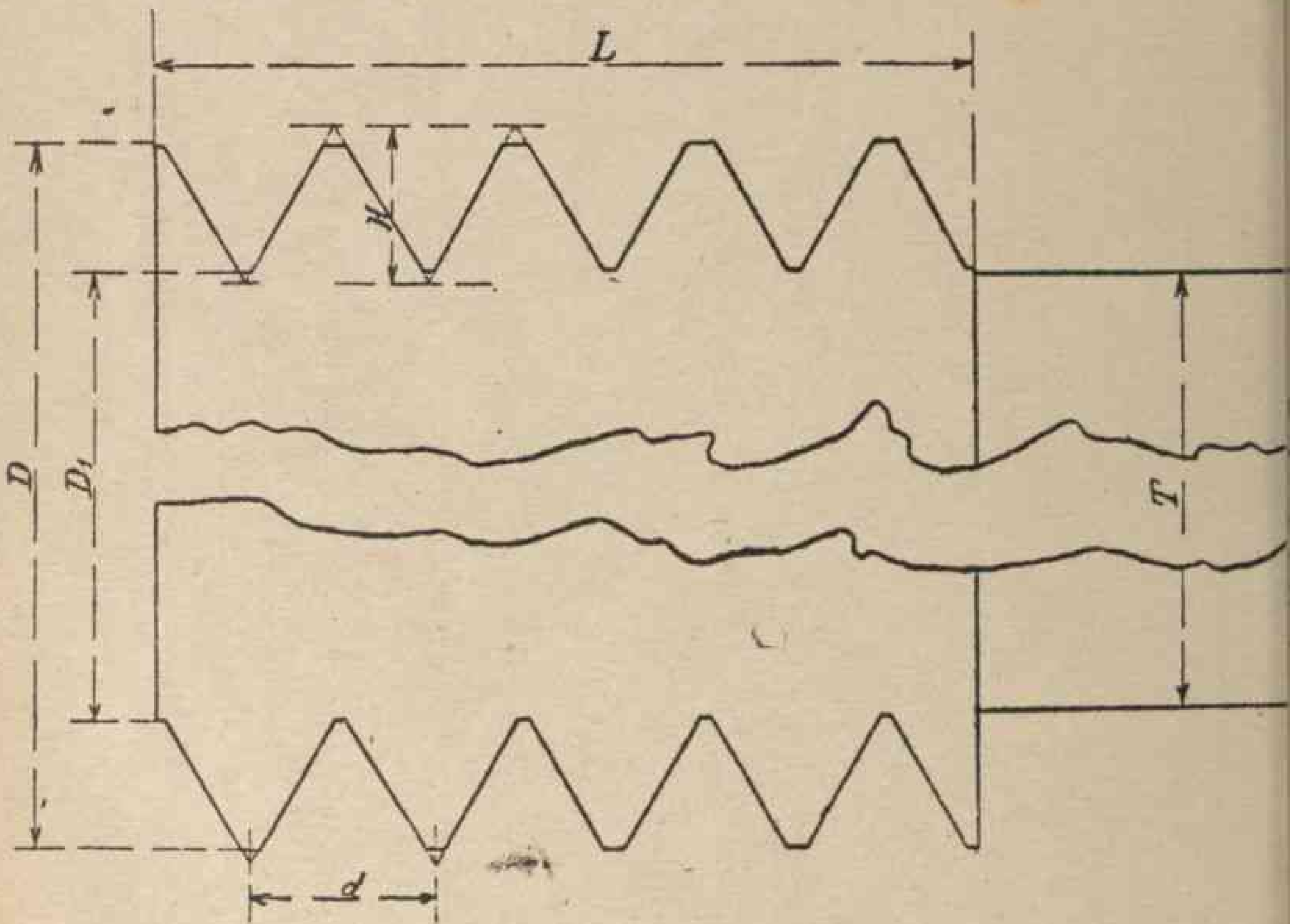
EN MILLIMÈTRES			EN MÈTRES		TOLÉRANCES T	
DIAMÈTRE extérieur D.	SÉRIE DES ÉPAISSEURS E.			LONGUEUR (L) maxima	sur LE DIAMÈTRE D.	sur L'ÉPAISSEUR E.
	Mince $E = \frac{D}{40}$	Normale $E = \frac{D}{20}$	Épaisse $E = \frac{D}{10}$			
10			1	5 ^m 50	$\pm \frac{3}{100} D$	$E \leq 3^{\text{e}} /^{\text{e}}$ $E \leq 5^{\text{e}} /^{\text{e}}$ $E > 5^{\text{e}} /^{\text{e}}$
11,2			1,12			
12,5			1,25			
14			1,40			
16			1,60			
18		0,90	1,80			
20		1,00	2,00			
22,4		1,12	2,24			
25		1,25	2,50			
28		1,40	2,80			
32	0,80	1,60	3,20	4 ^m 50	$\pm \frac{2}{100} D$	$T = \pm \frac{10}{100} E$ si..... $E \leq 3^{\text{e}} /^{\text{e}}$ $T = \pm \frac{7}{100} E$ si..... $3^{\text{e}} /^{\text{e}} < E \leq 5^{\text{e}} /^{\text{e}}$ $T = \pm \frac{5}{100} E$ si..... $E > 5^{\text{e}} /^{\text{e}}$
36	0,90	1,80	3,60			
40	1,00	2,00	4,00			
45	1,12	2,24	4,50			
50	1,25	2,50	5,00			
56	1,40	2,80	5,60			
63	1,60	3,20	6,30	3 ^m 50	$\pm \frac{1,5}{100} D$	$T = \pm \frac{10}{100} E$ si..... $E \leq 3^{\text{e}} /^{\text{e}}$ $T = \pm \frac{7}{100} E$ si..... $3^{\text{e}} /^{\text{e}} < E \leq 5^{\text{e}} /^{\text{e}}$ $T = \pm \frac{5}{100} E$ si..... $E > 5^{\text{e}} /^{\text{e}}$
71	1,80	3,60				
80	2,00	4,00				
90	2,24	4,50				
100	2,50					
112	2,80					
125	3,20					

T = — 0 et + 10^m /^m au delà de 3 mètres.

Tendeur de 10. Échelle 1,1



Filetage



TENDEURS. — TABLEAU D'UNIFICATION

Les tiges doivent se visser à frottement gras dans les douilles. — Tous les filets de la tige doivent être en prise. — Le numéro du tendeur (diamètre extérieur du filet D) doit être inscrit sur le milieu de la douille. — Le côté de la douille fileté à droite sera marqué de façon apparente.

	DIAMÈTRE EXTÉRIEUR DU FILET (après tronçature)															TOLÉRANCE en m m
	D.	4.	5.	6.	7.	8.	10.	12.	14.	16.	18.	20.	22.	24.		
File- tage de la tige.	P (système international) S. L.	0,75	0,75	1	1	1	1,25	1,25	1,5	1,5	2	2	2,5	2,5	+0 —0,05	
	Hauteur du filet 0,865 P.	0,65	0,65	0,865	0,865	0,865	1,08	1,08	1,30	1,30	1,73	1,73	2,16	2,16		
	Diamètre du noyau $D - \frac{26H}{16} = D - 1,407P$ (profil limite)	2,95	3,95	4,59	5,59	6,59	8,24	10,24	11,9	13,9	15,89	17,89	18,48	20,48	20,48	+0 —0,05
	Longueur du filetage 2 D.	8	10	12	14	16	20	24	28	32	36	40	44	48	48	—0 +0,05
Partie lisse	Diamètre de la partie cylindrique de la tige D-1,5 P.	2,85	3,85	4,5	5,5	6,5	8,1	10,1	11,7	13,7	15,7	17,7	18,25	20,25	+0 —0,05	
	Section de la partie cylindrique de la tige $\frac{\pi T^2}{4}$	6,37	11,6	15,9	23,7	33,1	51,5	80,1	107,5	147,4	193,5	246	262	322		
	Résistance de la tige.	351	640	874,5	1396	1,825	2834	4406	5913	8107	10647	12302	14400	17700		
	Longueur de la partie filetée de chaque côté { Douille longue 5 D. { Douille courte 3 D.	20	25	30	35	40	50	60	60	70	80	90	100	110	120	
Douille	Course de la tige dans la douille. { Douille longue / — L = 3D. { Douille courte f' — L = D.	12	15	18	21	24	30	36	42	48	54	60	66	72	72	
	Longueur du renfort cylindrique médian 1,5 D.	6	7,5	9	10,5	12	15	18	21	24	27	30	33	36	36	±0,1
	Longueur de la douille. { Douille longue 2 / + q. { Douille courte 2 f' + q.	46	57,5	69	80,5	92	115	138	161	184	207	230	253	276	276	±0,5
	Diamètre du renfort cylindrique médian.	7	8,5	10	11,5	13,5	16,5	20	23	27	30	33	36,5	40	40	±0,1
Diamètre minimum de la partie tronçonnée.	5,5	7	8	9,5	11	13,5	16	19	22	24	27	29,5	32	32	±0,1	
Diamètre du trou de manoeuvre.	3	4	4	4,5	4,5	5	5	5	7	7	9	9	12	12	±0,1	

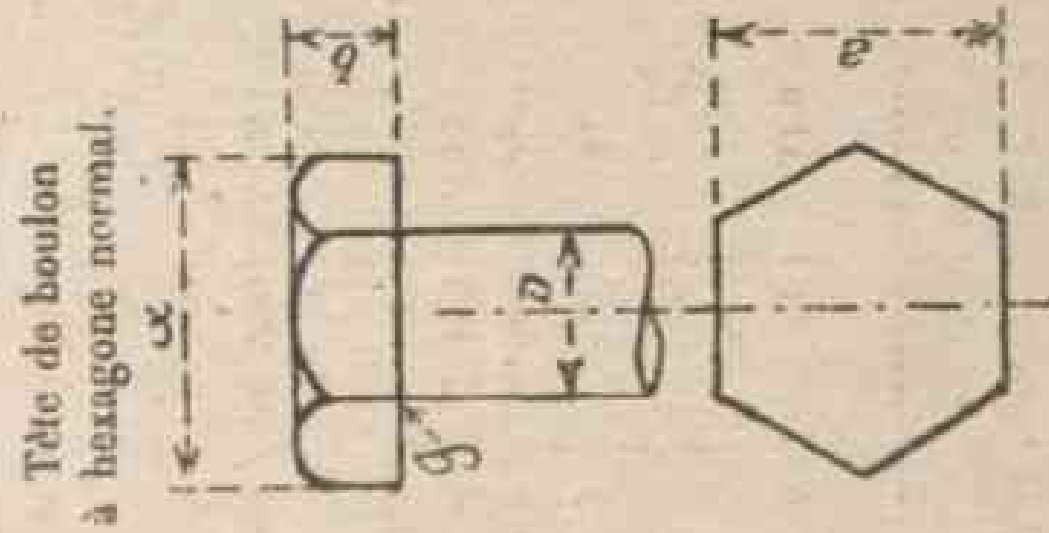
NOTES : La section de la tige a été calculée au diamètre de sa valeur minima. — La résistance de la tige R a été calculée en prenant sa valeur minima ainsi calculée et donnant au métal sa résistance minima, 55 kilogrammes. — La douille est munie intérieurement, s'il y a lieu, d'une chambre de dégagement pour permettre le filetage.

Boulons et Écrous spéciaux à l'Aviation

TABLEAU D'UNIFICATION

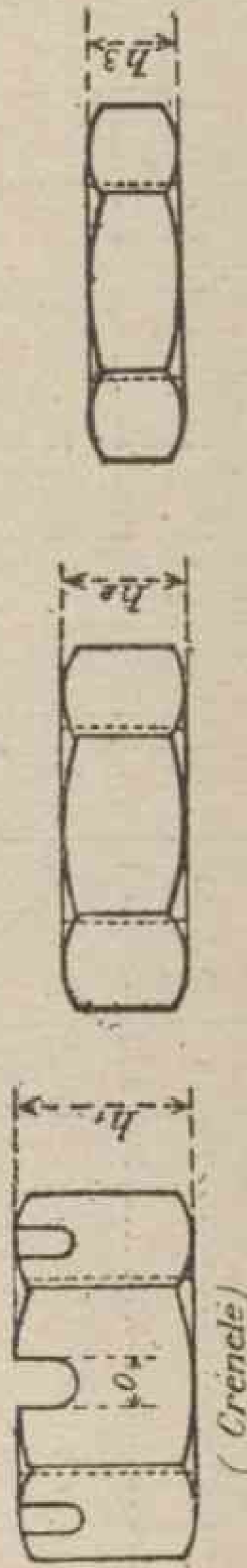
Acier n° 13 demi-doux recuit : $R = 50 \pm 5$.
 Acier n° 13 demi-dur recuit : $R = 60 \pm 5$.
 Filetage = Système international.

Nota. — Les résistances ont été calculées en prenant pour R les résistances minima (acier n° 13 : $R = 45$ acier n° 14 : $h = 55$).
 Les dimensions sont exprimées en millimètres.



Tête de boulon à hexagone normal.

Écrous hexagonaux.



(Crenclé)

Longueur de filetage spéciale à l'Aviation : $1,5 D$.

Les têtes de boulons pourront être chanfreinées en dessus et en dessous seulement. S'il y a lieu, la tête du boulon pourra être à hexagone réduit, choisi parmi les hexagones de la série normale.

Tolérances (autres que les filetages) :

Sur la longueur comprise entre l'extrémité de la tige et le dessous de la tête : $\pm 0,5$ m/m.

Sur la longueur du filetage : $\pm 0,5$ m/m.

Sur la partie lisse du corps (diamètre D) : $+ 0$ et $- 0,1$ m/m.

Boulons à tête rainée :

Assemblage métaux, angle de fraisure : 90° .

Assemblage bois, angle de fraisure : 120° .

BOULONS.

Diamètre normal D	Résistances minima.		Pas P	CORPS.				TÊTE HEXAGONALE.				ÉCROUS hexagonal.				LARG. CLIV. c
	Acier n° 13.	Acier n° 14.		Diamètre à flancs de filet $\Delta = D - \frac{3\sqrt{3}P}{8}$	Diamètre du noyau : D-1,407P	Surface du noyau : $S = \frac{d^2}{4}$ en m/m ²	Largeur ou ouverture de clef a.	Diamètre $\alpha = 1,15 a$	Hauteur			Largeur a	Hauteur			
									Normal h ₁	Bas h ₂	Très bas h ₃		Normal h ₁	Bas h ₂	Très bas h ₃	
3	160	200	0,60	2,610	2,15	3,65	5	5,75	3	0,3	5	3	5	3	2,5	
4	310	370	0,75	3,513	2,94	6,79	7	8,1	4	0,4	7	4	7	4	2,5	
5	490	600	0,90	4,415	3,73	10,93	8	9,2	4	0,5	8	4	8	5	2,5	
6	740	910	1,00	5,350	4,59	16,55	10	11,55	6	0,6	10	6	10	6	3,5	
7	1.100	1.350	1,00	6,350	5,50	24,54	12	13,80	7	0,7	12	7	12	7	2,5	
8	1.380	1.680	1,25	7,188	6,24	30,58	14	16,1	8	0,8	14	8	14	8	3,5	
10	2.200	2.690	1,50	9,026	7,80	48,89	17	19,5	10	1,0	17	10	17	10	3,5	
12	3.210	3.920	1,75	10,863	9,53	71,33	21	24,2	12	1,2	21	12	21	12	4,5	
14	4.420	5.400	2,00	12,701	11,18	98,16	23	26,4	14	1,4	23	14	23	14	4,5	
16	6.140	7.500	2,00	14,701	13,18	136,37	26	29,9	16	1,6	26	16	26	16	5,5	
18	7.410	9.060	2,5	16,376	14,48	164,66	29	33,4	18	1,8	29	18	29	18	5,5	
20	9.600	11.730	2,5	18,376	16,48	213,28	32	36,8	20	2,0	32	20	32	20	5,5	
22	12.070	14.750	2,5	20,376	18,48	268,20	35	40,5	22	2,2	35	22	35	22	5,5	
24	13.810	16.880	3,00	22,051	19,77	306,97	38	44,0	24	2,4	38	24	38	24	6,5	

EXTENSEURS, Employés en aviation

TABLEAU D'UNIFICATION

Les extenseurs employés en aviation seront définis par un nombre égal à l'effort minimum en kilog capable de produire un allongement de 100%.

Matière Employée — Ils seront constitués par des fils de caoutchouc (pure gomme et soufre) n° 24 (section carrée de 1/24 pouce de côté, 1 m/m environ), dont le nombre est fixé pour chaque type à titre d'indication dans le tableau Standard à la colonne 3.

La grosseur des fils et leur nombre pourront être modifiés après autorisation spéciale.

La tresse intérieure sera en fil de coton écru avec une marque distinctive indiquant l'origine, marque adoptée par le fabricant, d'accord avec le S. F. A.

La tresse extérieure sera en fil glacé et teinté en noir avec deux filets colorés l'un à côté de l'autre.

La couleur, variable pour chaque type, est indiquée dans le tableau Standard, à la colonne 5.

Contrôle. — Les pièces porteront un numéro de sortie du métier et ne seront présentées au contrôle qu'un mois après leur fabrication.

Chaque pièce sera contrôlée chez le fabricant et marquée après réception.

A cet effet, les fabricants devront mettre à la disposition des contrôleurs une machine à étirer le caoutchouc dont le dynamomètre aura été vérifié au préalable.

Un échantillon de 32 centimètres environ de longueur sera prélevé dans le corps de chaque pièce.

Deux repères seront tracés à 0 m. 20 de distance.

L'échantillon sera ensuite serré fortement entre les mâchoires de la machine, ses extrémités débordant légèrement.

On étirera d'une façon continue jusqu'à produire un allongement de 100% (distance entre repères : 0,40).

Aucun craquement, indice de rupture de quelques fils de tresse ou de quelques brins de caoutchouc, ne devra être entendu.

Trois tractions successives seront exercées et on notera lors de la troisième traction l'effort développé au dynamomètre.

N°	Tension en kilos donnant un allongement de 100%		Nombre de fils de gomme N° 24	Poids au mètre linéaire en grammes		Couleur des filets	Diamètre approxim en m/m
	minim.	maxim.		minim.	maxim.		
130	30	40	135	70	80	Vert	10
75	75	90	270	120	135	Rouge	13
125	125	150	450	170	190	Jaune	15
180	180	220	630	220	245	Bleu clair	18

Le nombre trouvé devra être compris entre les tensions minima et maxima indiquées dans la colonne n° 2 du tableau Standard

Après un repos de dix minutes la distance entre les repères devra être revenue à 0 m. 20 avec une tolérance en plus de 2 millimètres

L'échantillon sera pesé et son poids, ramené au mètre linéaire, devra être compris entre les limites indiquées à la colonne 4 du tableau Standard

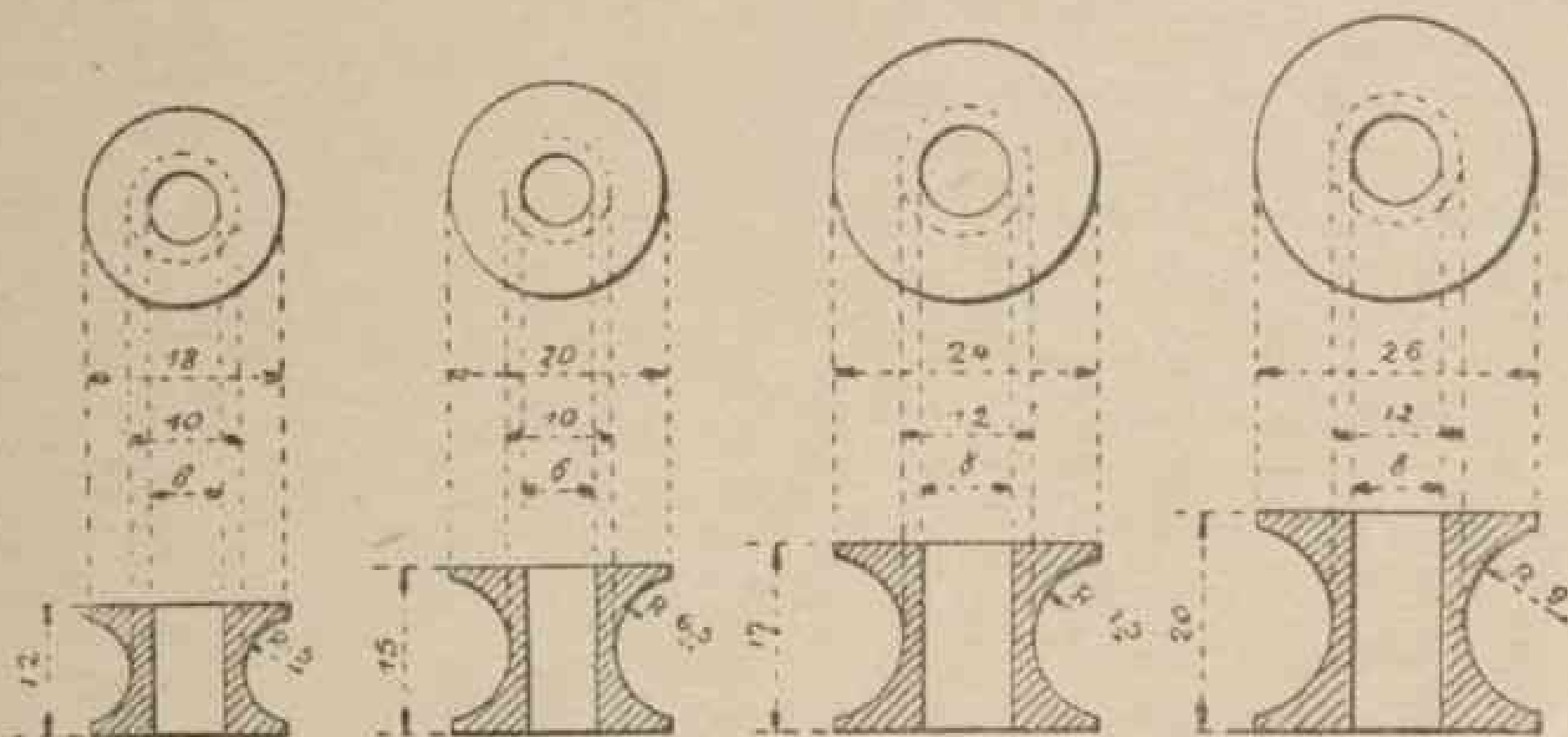
ATTACHES D'EXTENSEURS

Les attaches des extenseurs employés en aviation seront constituées par une boucle munie d'une cosse d'aluminium fondu.

La boucle sera ligaturée avec un fil de chanvre résistant, le serrage sera suffisant aucun jour ne sera laissé entre la cosse et le câble. Le câble sera protégé sur la cosse par un transfil effectué avec le fil employé pour la ligature. Un vernis à base de goudron empêchera toute infiltration liquide.

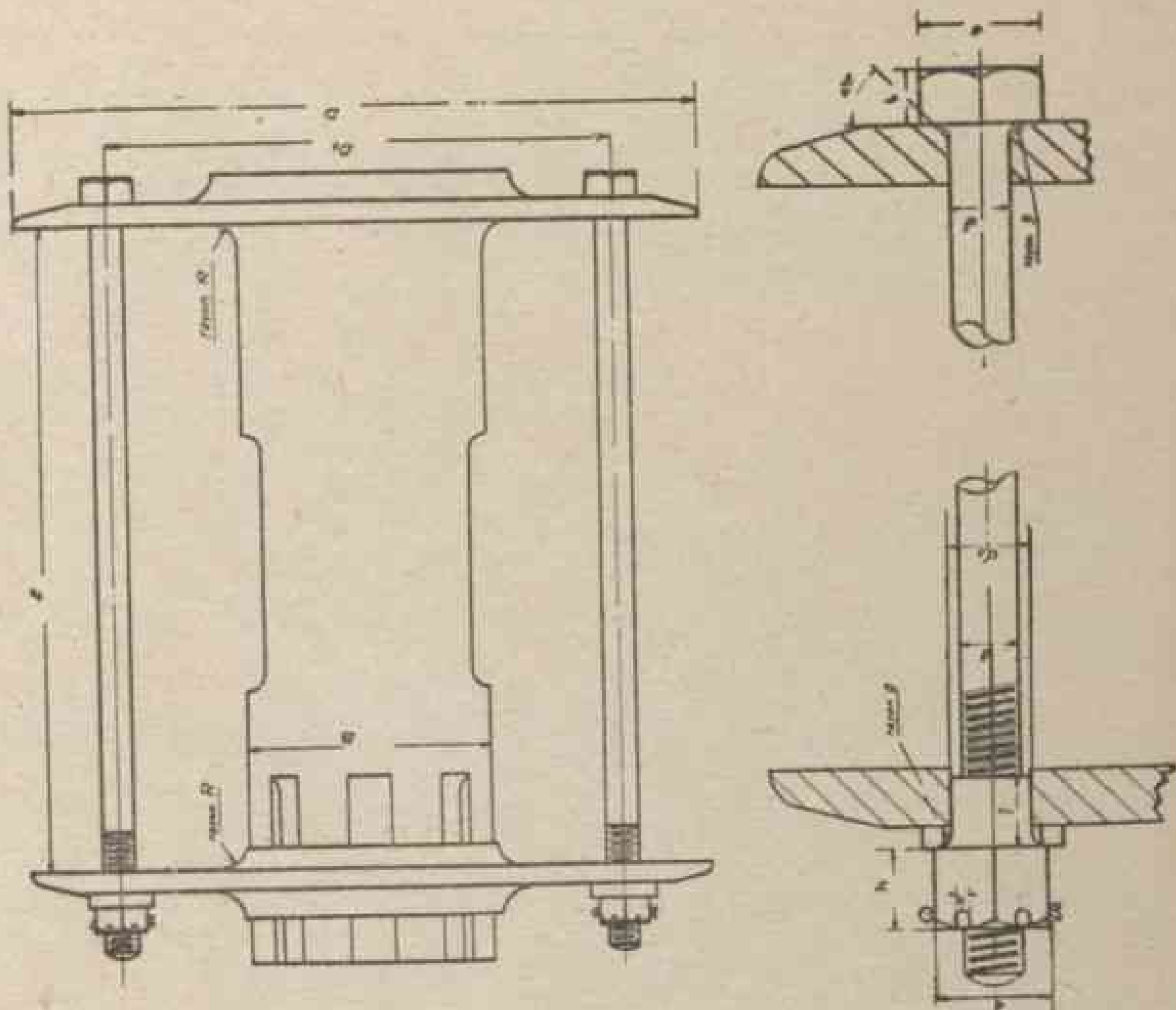
Le tableau suivant donne pour chaque extenseur les dimensions de la cosse et la longueur de la ligature

Numéro de l'extenseur	COSSE				Longueur de la ligature
	Epaisseur	Diamètre	Profondeur de gorge	Diamètre de l'axe	
	Millimètres	Millimètres	Millimètres	Millimètres	
30	12	18	4	6	25
75	15	20	5	6	40
125	17	24	6	8	50
180	20	26	7	8	60



MOYEUX MÉTALLIQUES D'HÉLICES EN BOIS POUR AÉRONEFS

TABLEAU D'UNIFICATION. — 1^{re} partie : Série courte



NOTA. — Les dimensions des boulons et écrous sont celles du « Tableau Standard » S 8 ter des « boulons et écrous d'aviation ».

Le fût peut-être chambré extérieurement sur une longueur égale au maximum à 1/2 E.

Il devra subsister une région alésée de diamètre B, à mi-distance des flasques.

Le nombre des rainures d'emboîtement du flasque mobile sur le fût doit être égale au nombre de boulons ou sous-multiple de ce nombre.

Un chanfrein à 45° sera ménagé au débouché extérieur des trous de flasque pour le logement des congés de tête de boulon.

La longueur des boulons doit permettre le montage entre flasque et écrous d'une griffe de démarreur de 5 mm. d'épaisseur; en cas d'inutilisation, cette griffe est remplacée par des rondelles d'égale épaisseur.

La longueur de la collerette d'écrou (l) est égale à l'épaisseur du flasque + 4 mm.

Lorsque le moyeu est bloqué par écrou et contre-écrou, ceux-ci doivent : 1° Tendre à se visser par rotation du moteur; 2° Être à créniaux.

Lorsque le moyeu est fixé au vilebrequin par clavette, le logement de cette dernière doit être dans un plan passant par l'axe du moyeu et celui d'un boulon.

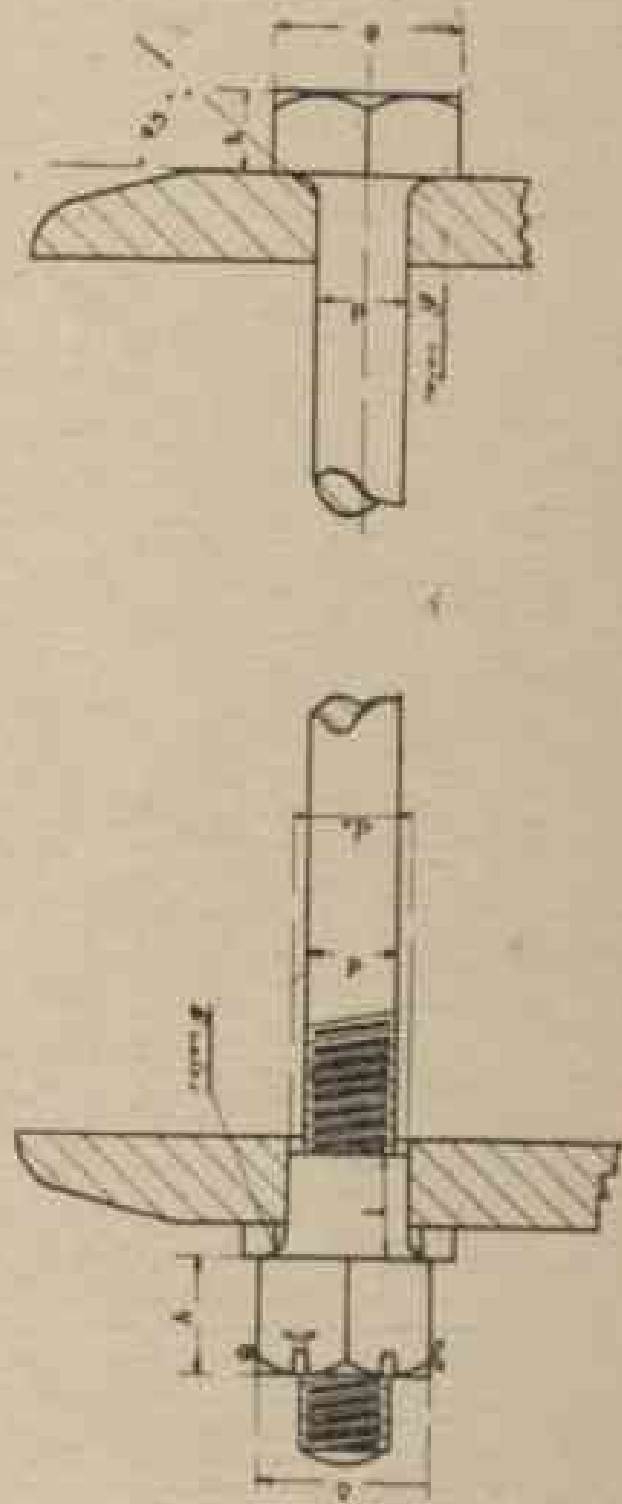
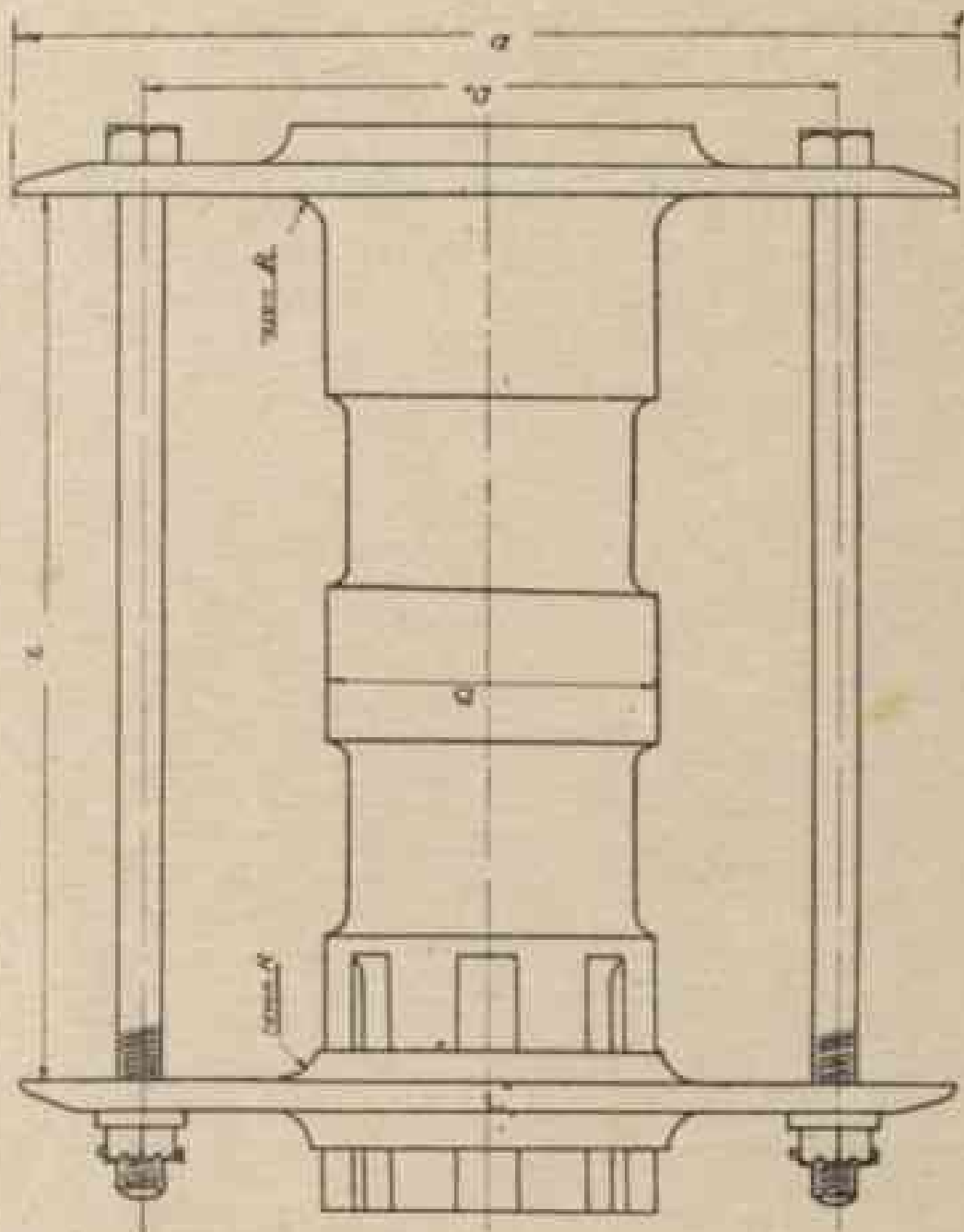
(1) Le centre des trous de boulons doit être à ± 0 mm. 4 de sa position théorique.

DÉSIGNATION DES TYPES	Z cours	Y cours	X cours	W cours	V cours	T cours	S cours	R cours	Q cours	P cours	TOLÉRANCES	
											MAXIMUM mm.	MINIMUM mm.
Couple nominal moyen de l'hélice W N en kgm soit 7/16	20-30	30-40	40-55	55-75	75-110	110-150	150-180	180-220	220-280	280-310		
	25-35	35-50	50-70	70-95	90-140	140-190	190-230	230-280	280-325	325-385		
	30-40	40-55	55-75	75-105	105-155	155-210	210-250	250-310	310-390	390-425		
	35-50	50-70	70-100	100-140	140-200	200-280	280-330	330-400	400-470	470-560		
	40-55	55-75	75-110	110-150	150-220	220-310	310-360	360-440	440-520	520-615		
Diamètre extérieur des flasques en mm.....(D)	160	180	200	224	250	280	300	320	340	360		
Diamètre extérieur du fût en mm.....(E)	50	56	64	72	80	90	95	100	106	112	+ 0,05	- 0,05
Écartement maximum des flasques en mm.....(F)	125	140	160	175	190	210	220	230	250	250	+ 2	- 2
Rayon du congé de raccordement des flasques au fût à l'intérieur du moyeu en mm.....(G)	10	10	10	10	20	20	20	20	20	20	+ 10 %	0
Diamètre du cercle des centres des trous de boulons en mm.....(D ₀)	125	140	160	180	200	224	235	250	265	280	+ 0,20	- 0,20
Nombre des trous de boulons.....(n)	8	8	8	8	10	10	10	12	12	12		
Diamètre des trous de boulons (flasque côté tête) en mm.....(d)	9	10	11	12	12	14	14	14	16	16	+ 0,25	+ 0,15 ⁽¹⁾
Diamètre des trous de boulons (flasque côté écrou) en mm.....(d ₀)	13	14	15	16	16	18	18	18	20	20	+ 0,25	+ 0,15 ⁽¹⁾
Diamètre des boulons en mm.....(d)	9	10	11	12	12	14	14	14	16	16	+ 0	- 0,10
Ouverture de clef (tête et écrou) en mm.....(a)	16	17	19	21	21	23	23	23	25	26	$\begin{matrix} d > 12 \\ + 0 \end{matrix}$	$\begin{matrix} d > 12 \\ - 0,60 \end{matrix}$
Hauteur de la tête en mm.....(b)	7	7	8	9	9	10	10	10	12	12	+ 0,25	+ 0,30
Hauteur de l'écrou en mm.....(b)	9	10	11	12	12	14	14	14	16	16	+ 0,25	- 0,30
Diamètre de la collerette d'écrou en mm.....(d ₀)	13	14	15	16	16	18	18	18	20	20	+ 0,25	- 0,30
Largeur des créneaux d'écrou en mm.....(a)	2,5	3,5	3,5	3,5	3,5	4,5	4,5	4,5	4,5	4,5	+ 0	- 0,10
Rayon du congé de raccordement en mm.....(g)	1	1	1	1	1	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5		
Pas du filetage (système international).....	1,25	1,50	1,50	1,75	1,75	2	2	2	2	2		
Diam. de la goupille : a - 0 mm, b											Voir tableau S. 8 ter	

MOYEUX MÉTALLIQUES D'HÉLICES EN BOIS POUR AÉRONEFS

16

TABLEAU D'UNIFICATION. — 2^e partie : Série longue



NOTA. — Les dimensions des boulons et écrous sont celles du « Tableau Standard » S 8 ter des « boulons et écrous d'aviation ».

Le fût peut être chambré extérieurement sur une longueur égale au maximum à 1/2 E.

Le nombre des rainures d'emboîtement du flasque mobile sur le fût doit être égal au nombre de boulons ou sous-multiples de ce nombre.

Un chanfrein à 45° sera ménagé au débouché extérieur des trous de flasque pour le logement des congés de tête de boulon

La longueur des boulons doit permettre le montage entre flasque et écrou d'une griffe de démarreur de 5 mm. d'épaisseur; en cas d'inutilisation, cette griffe est remplacée par des rondelles d'égale épaisseur.

La longueur de la colerette d'écrou (D) est égale à l'épaisseur du flasque + 4 mm.

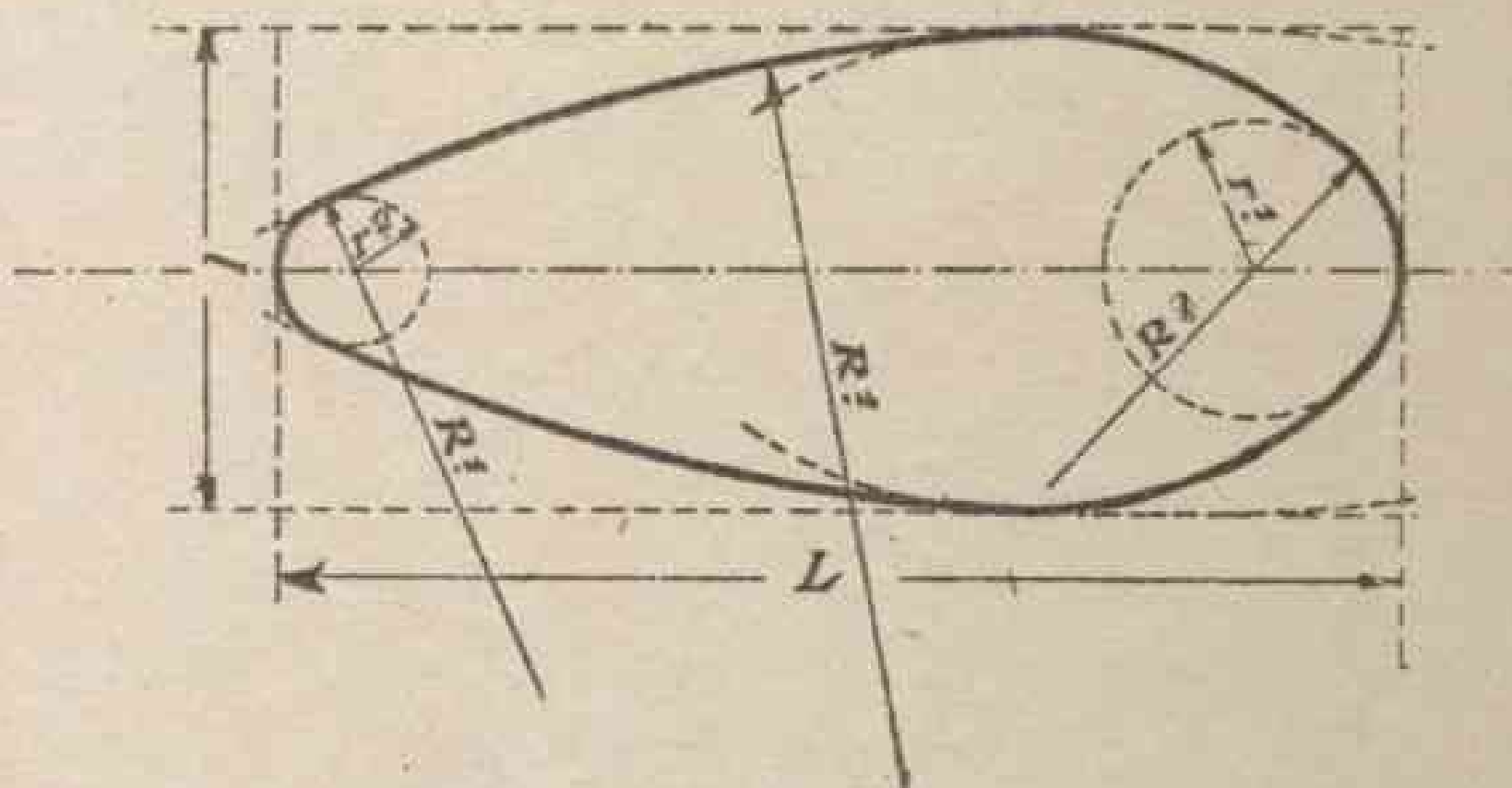
Lorsque le moyeu est bloqué par écrou et contre-écrou, ceux-ci doivent : 1° Tendre à se visser par rotation du moteur ; 2° Être à créneaux.

Lorsque le moyeu est fixé au vilebrequin par clavette, le logement de cette dernière doit être dans un plan passant par l'axe du moyeu et celui d'un boulon.

(1) Le centre des trous de boulons doit être à + 0 mm. 1 de sa position théorique.

DÉSIGNATION DES TYPES	T long	S long	R long	Q long	P long	TOLERANCES	
						MAXIMUM mm.	MINIMUM mm.
Couple nominal moyen de l'hélice W N en kgm. soit 716	Moteur 6 cylindres.....	110-150	180-220	220-260	260-310		
	Moteur 8 cylindres.....	140-160	230-280	280-325	325-385		
	Moteur 9 cylindres.....	155-210	250-310	310-360	360-425		
	Moteur 12 cylindres.....	230-280	330-400	400-470	470-560		
	Moteur 16 cylindres et au-des. sus.....	220-310	360-440	440-520	520-615		
Diamètre extérieur des flasques en mm.....(D)	280	330	380	340	360		
Diamètre extérieur du fût en mm.....(B)	90	95	100	105	112	+ 0,05	- 0,05
Écartement maximum des flasques en mm.....(E)	260	280	300	320	340	+ 2	- 2
Rayon du congé de raccordement des flasques au fût à l'intérieur du moyeu en mm.....(R)	20	30	20	20	20	+ 10 %	0
Diamètre du cercle des centres des trous de boulons en mm.....(Do)	214	235	250	265	280	+ 0,20	- 0,20
Nombre des trous de boulons.....(n)	10	10	12	12	12		
Diamètre des trous de boulons (flasque côté tête) en mm.....(d)	16	18	18	18	20	+ 0,25	+ 0,15 ⁽¹⁾
Diamètre des trous de boulons (flasque côté écrou) en mm.....(d ₀)	20	22	22	22	24	+ 0,25	+ 0,15 ⁽¹⁾
Diamètre des boulons en mm.....(d)	16	18	18	18	20	+ 0	- 0,10
Ouverture de clef (tête et écrou) en mm.....(a)	26	29	29	29	32	+ 0	- 0,80
Hauteur de la tête en mm.....(b)	12	13	13	13	14	+ 0,30	- 0,30
	16	18	18	18	20	+ 0,30	- 0,30
Hauteur de l'écrou en mm.....(h)	20	22	22	22	24	+ 0	- 0,10
Diamètre de la collerette d'écrou en mm.....(d ₀)	4,5	5,5	5,5	5,5	5,5	Diam. de la goupille : 0 - 0 mm. 5	
Largeur des crêneaux d'écrou en mm.....(o)	1,5	1,5	1,5	1,5	2		- 0
Rayon du congé de raccordement en mm.....(g)	2	2,5	2,5	2,5	2,5	Voir tableau S 8 ter	
Pas du filetage (système international).....							

TUBES PROFILÉS



Tubes profilés en acier

N° des Tubes	DIMENSIONS en m/m						ÉPAISSEURS en m/m	Sections du métal en m ²	POIDS en kilos par mètre	I (× 10 ⁷)	TOLÉRANCE		
	L	l	R ₁	R ₂	r ₁	r ₂					sur le grand axe	sur le petit axe	sur l'épaisseur
91	26	11	45	11	3,5	1,75	1	56	0,440	615	m/m ±0,5	m/m ±0,25	±1/10 ^e de l'épaisseur
92	33	14	56	14	4	2	1	72	0,560	1430	—	—	—
93	42	18	70	18	5,5	2,75	1	95	0,740	3095	—	—	—
94	52	22	90	22	6	3	1	116	0,950	5930	—	—	—
95	65	28	110	28	8	4	1,2	174	1,360	15830	—	—	—
96	82	35	140	35	10	5	1,6	264	2,260	35930	—	—	—
97	93	40	170	40	12	6	1,8	390	3,040	62950	—	—	—

Tubes profilés en alliages légers à haute résistance

NUMÉROS DES TUBES	DIMENSIONS EN m/m						ÉPAISSEURS EN m/m	SECTIONS DU MÉTAL en m ²	POIDS EN KILOGRAMMES par mètre.	I (× 10 ¹⁰)	TOLÉRANCES		
	L	l	R ₁	R ₂	r ₁	r ₂					sur le GRAND AXE	sur le PETIT AXE	sur L'ÉPAISSEUR
191	65	28	110	28	8	5	1,25	174	0,539	16,378	±0 m/m = 60	±0 m/m = 30	±7/100 de l'épaisseur
192	82	35	140	35,75	10	5	1,6	264	0,817	36,120	—	—	—
193	93	40	170	40	12	6	1,78	391	1,183	65,106	—	—	—
194	116	50	200	50	15	8	2,25	585	1,802	168,314	—	—	—

Les I et les Sections sont calculés en tenant compte des tolérances qui donnent la section la plus faible.

Les Poids sont calculés à partir des dimensions nominales.

TOLES EN ALLIAGES LÉGERS A HAUTE RÉSISTANCE

TABLEAU D'UNIFICATION

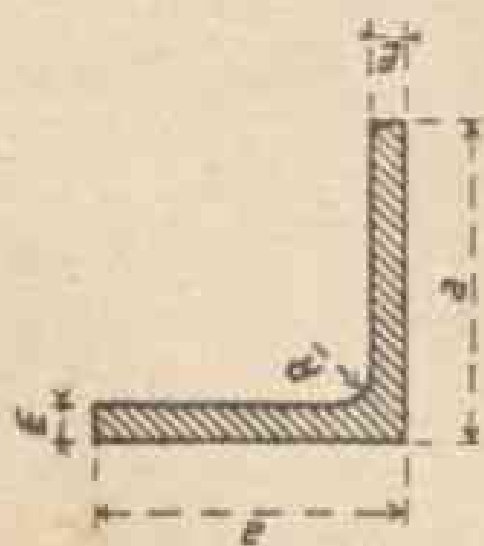
	EN DIMIÈMES DE MILLIMÈTRES.			EN MÈTRES.	EN MILLIMÈTRES.	
	Épaisseur E ₁	Tolérance T ₁	E _{min.} $E - \frac{T}{2}$		E _{max.} $E + \frac{T}{2}$	Tolérances sur l et L.
Toles minces.	4	1	3,5	4,5		Toles de dimensions exactes.
	5	1	4,5	5,5		
	6,3	1	5,8	6,8		
	8	1	7,5	8,5		
	10	1	9,5	10,5		
Toles normales.	12,5	1,25	11,87	13,13	Pas de maximum. -0 $+ 3$ m/m.	Toles de dimensions courantes.
	16	1,6	15,2	16,8		
	20	2	19	21		
	25	2,5	23,75	25,25		
	32	3,2	30,4	33,0		
	40	4	38	42		
	50	5	47,5	52,5		
	63	6,3	59,85	66,15		
	80	8	76	84		

Cornières à ailes égales en alliages légers à haute résistance

TABLEAU D'UNIFICATION

LONGUEUR (L) MAXIMA :

Valeurs courantes : 5^m 50; Exceptionnelles : 6^m 00.



EN MILLIMÈTRES. SÉRIE NORMALÉ.			EN MILLIMÈTRES. SÉRIE MINCE.			EN MILLIMÈTRES. SÉRIE EXTRA-MINCE.		
a	E	R	a	E	R	a	E	R
10	1	2						
12,5	1,25	2,5						
16	1,6	3,2	16	1	2			
20	2	3,2	20	1,25	2,5			
25	2,5	3,2	25	1,6	3,2	25	1	2
32	3,2	3,2	32	2	3,2	32	1,25	2,5
40	4	4	40	2,5	3,2	40	1,6	3,2
50	5	5	50	3,2	3,2	50	2	3,2
63	6,3	6,3	63	4	4	63	2,5	3,2
80	8	8	80	5	5	80	3,2	3,2

TOLÉRANCES :

Sur le côté a	$\pm \frac{3}{100} a$	si.....	$10^{\text{mm}} < a \leq 30^{\text{mm}}$,
	$\pm \frac{2}{100} a$	si.....	$30^{\text{mm}} < a \leq 50^{\text{mm}}$,
	$\pm \frac{1,5}{100} a$	si.....	$50^{\text{mm}} < a \leq 80^{\text{mm}}$,
	$\pm \frac{1}{100} a$	si.....	$a > 80^{\text{mm}}$,
Sur le rayon R	$\pm \frac{1}{10} R$		
Sur l'épaisseur E	$\pm \frac{10}{100} E$	si.....	$E \leq 3^{\text{mm}}$,
	$\pm \frac{7}{100} E$	si.....	$3 < E \leq 5^{\text{mm}}$,
	$\pm \frac{5}{100} E$	si.....	$5 < E \leq 8^{\text{mm}}$,

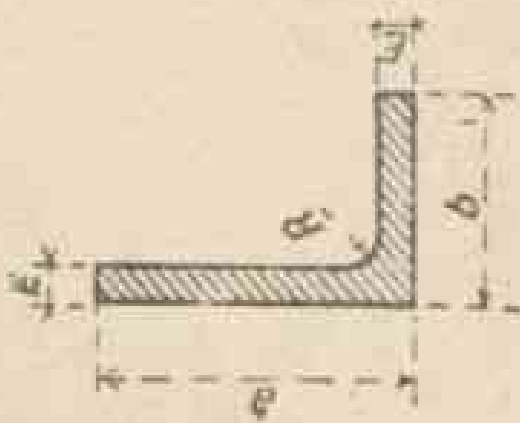
Sur la longueur L - 0 et $+ 10^{\text{mm}}$,

Cornières à ailes inégales en alliages légers à haute résistance

TABLEAU D'UNIFICATION

LONGUEUR (L) MAXIMA :

Valeurs courantes : 5^m 50, Exceptionnelles : 6^m 00.



EN MILLIMÈTRES.				EN MILLIMÈTRES.			
SÉRIE NORMALE.				SÉRIE MINCE.			
a	b	E	R	a	b	E	R
16	10	1	2				
20	12,5	1,25	2,5				
25	16	1,6	3,2	25	16	1	2
32	20	2	3,2	32	20	1,25	2,5
40	25	2,5	3,2	40	25	1,6	3,2
50	32	3,2	3,2	50	32	2	3,2
63	40	4	4	63	40	2,5	3,2
80	50	5	5	80	50	3,2	3,2
100	63	6,3	6,3	100	63	4	4

TOLÉRANCES :

Sur les côtés <i>D</i> (à savoir <i>a</i> et <i>b</i>)...	$\pm \frac{3}{100} D$	si.....	$10^{\text{mm}} < D \leq 30^{\text{mm}}$.
	$\pm \frac{2}{100} D$	si.....	$30^{\text{mm}} < D \leq 50^{\text{mm}}$.
	$\pm \frac{1,5}{100} D$	si.....	$50^{\text{mm}} < D \leq 80^{\text{mm}}$.
	$\pm \frac{1}{100} D$	si.....	$D > 80^{\text{mm}}$.
Sur le rayon <i>R</i>	$\pm \frac{1}{10} R$.		
Sur l'épaisseur <i>E</i>	$\pm \frac{10}{100} E$	si.....	$E \leq 5^{\text{mm}}$
	$\pm \frac{7}{100} E$	si.....	$3^{\text{mm}} < E \leq 5^{\text{mm}}$.
	$\pm \frac{5}{100} E$	si.....	$5^{\text{mm}} < E \leq 8^{\text{mm}}$.
Sur la longueur <i>L</i>	- 0 et + 10^{mm} .		

TOLÉRANCES :

Sur les côtés *D* (à savoir *a* et *b*) :
 $\pm \frac{3}{100} D$ si $10^m < D \leq 30^m$
 $\pm \frac{2}{100} D$ si $30^m < D \leq 50^m$
 $\pm \frac{1,5}{100} D$ si $50^m < D \leq 80^m$
 $\pm \frac{1}{100} D$ si $D > 80^m$

Sur le rayon *R* :
 $\pm \frac{1}{10} R$

Sur l'épaisseur *E* :
 $\pm \frac{10}{100} E$ si $E \leq 3^m$
 $\pm \frac{7}{100} E$ si $3^m < E \leq 5^m$
 $\pm \frac{5}{100} E$ si $5^m < E \leq 8^m$

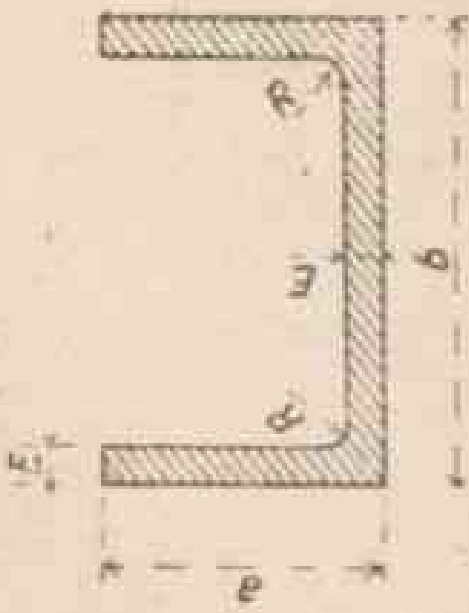
Sur la longueur *l* :
 - 0 et $\pm 10^m$

Profils en U en alliages légers à haute résistance

TABEAU D'UNIFICATION

LONGUEUR (L.) MAXIMA :

Valeurs courantes : 5^m 50; Exceptionnelles : 6^m 00.



EN MILLIMÈTRES.						EN MILLIMÈTRES.								
SÉRIE À LARGES SEMELLES.						SÉRIE À SEMELLES ORDINAIRES.								
Série normale.			Série mince.			Série normale.			Série mince.					
a	b	E	a	b	E	a	b	E	a	b	E	a	b	R
12,5	20	1,6				16	20	1,6	20	25	1,25	20	25	2,5
16	25	2				20	25	2	25	32	1,6	25	32	3,2
20	32	2,5				25	32	2,5	32	40	2	32	40	3,2
25	40	3,2				32	40	3,2	40	50	2,5	40	50	3,2
32	50	4				40	50	4	50	63	3,2	50	63	3,2
40	63	5				50	63	5	63	80	4	63	80	4
50	80	6,3				63	80	6,3	80		4	80		4

TOLÉRANCES:

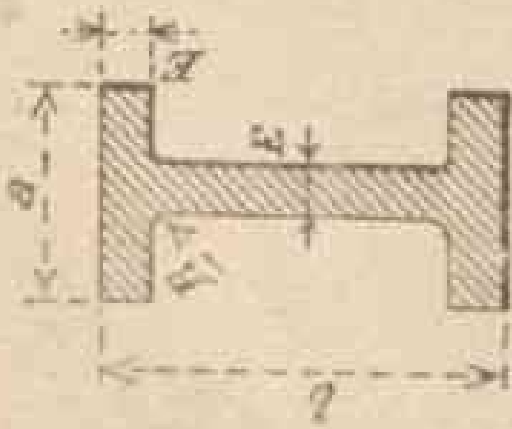
Sur les côtés D (à savoir a et b)...	$\pm \frac{3}{100} D$	si.....	$10^m/m < D \leq 30^m/m$.
	$\pm \frac{2}{100} D$	si.....	$30^m/m < D \leq 50^m/m$.
	$\pm \frac{1.5}{100} D$	si.....	$50^m/m < D \leq 80^m/m$.
	$\pm \frac{1}{100} D$	si.....	$D > 80^m/m$.
Sur le rayon R	$\pm \frac{1}{10} R$.		
Sur l'épaisseur E	$\pm \frac{10}{100} E$	si.....	$E \leq 3^m/m$.
	$\pm \frac{7}{100} E$	si.....	$3^m/m < E \leq 5^m/m$.
	$\pm \frac{5}{100} E$	si.....	$5^m/m < E \leq 8^m/m$.
Sur la longueur L	$- 0$ et $+ 10^m/m$.		

Profils en I en alliages légers à haute résistance

TABLEAU D'UNIFICATION

LONGUEUR (L) MAXIMA :

Valeurs courantes : 5^m 50, Exceptionnelles : 6^m 00.



EN MILLIMÈTRES.						EN MILLIMÈTRES.					
SÉRIE À SEMELLES ORDINAIRES.						SÉRIE À LARGES SEMELLES.					
Série normale.			Série mince.			Série normale.			Série mince.		
a	b	E	a	b	R	a	b	E	a	b	R
16	32	1,6	25	50	3,2	25	32	1,6	32	40	2,5
20	40	2	32	64	3,2	32	40	1	40	50	3,2
25	50	2,5	40	80	3,2	40	50	2,5	50	64	3,2
32	64	3,2	50	100	3,2	50	64	3,2	64	80	3,2
40	80	4	64	125	4	64	80	4	80	100	3,2
50	100	5	80	160	5	80	100	5	100	125	3,2
64	125	6,4	80	160	6,4	100	125	6,4	100	125	4
80	160	8	80	160	8	100	125	6,4	100	125	4

TOLÉRANCES :

Sur les côtés *D* (à savoir *a* et *b*)....

$\pm \frac{3}{100} D$	si.....	$10^m < D \leq 30^m$.
$\pm \frac{2}{100} D$	si.....	$30^m < D \leq 50^m$.
$\pm \frac{1.5}{100} D$	si.....	$50^m < D \leq 80^m$.
$\pm \frac{1}{100} D$	si.....	$D > 80^m$.

Sur le rayon *R*.....

$\pm \frac{1}{10} R.$

Sur l'épaisseur *E*.....

$\pm \frac{10}{100} E$

$\pm \frac{7}{100} E$

$\pm \frac{5}{100} E$

Sur la longueur *L*.....

$- 0 \text{ et } + 10^m$

si..... $E \leq 3^m$.

si..... $3^m < E \leq 5^m$.

si..... $5^m < E \leq 8^m$.

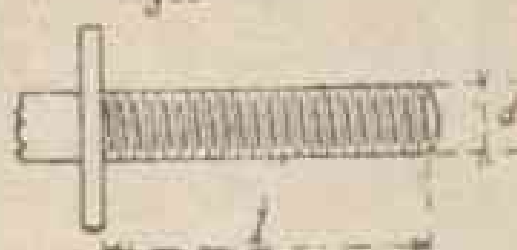



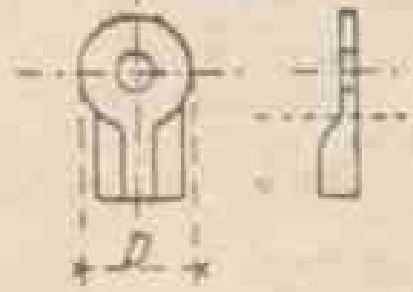
Tiges filetées, Écrous, Contre-Écrous, Rondelles et Cosses destinés aux connexions en attente et aux appareils entrant dans l'équipement électrique des aéronefs

La longueur utile des tiges filetées est prévue de façon à placer *seulement* 2 cosses sur la même tige.

Au cas où le raccordement comporterait plus de 2 cosses, il y a lieu de prévoir une 2^e tige filetée voisine. La jonction entre ces 2 tiges étant faite par une bande de cuivre d'une épaisseur maxima de 1 mm 5 et d'une section telle que la densité de courant ne dépasse pas 5^e par millimètre carré avec une tolérance de 10 0/0.

TABLEAU D'UNIFICATION

Matière employée : Laiton.

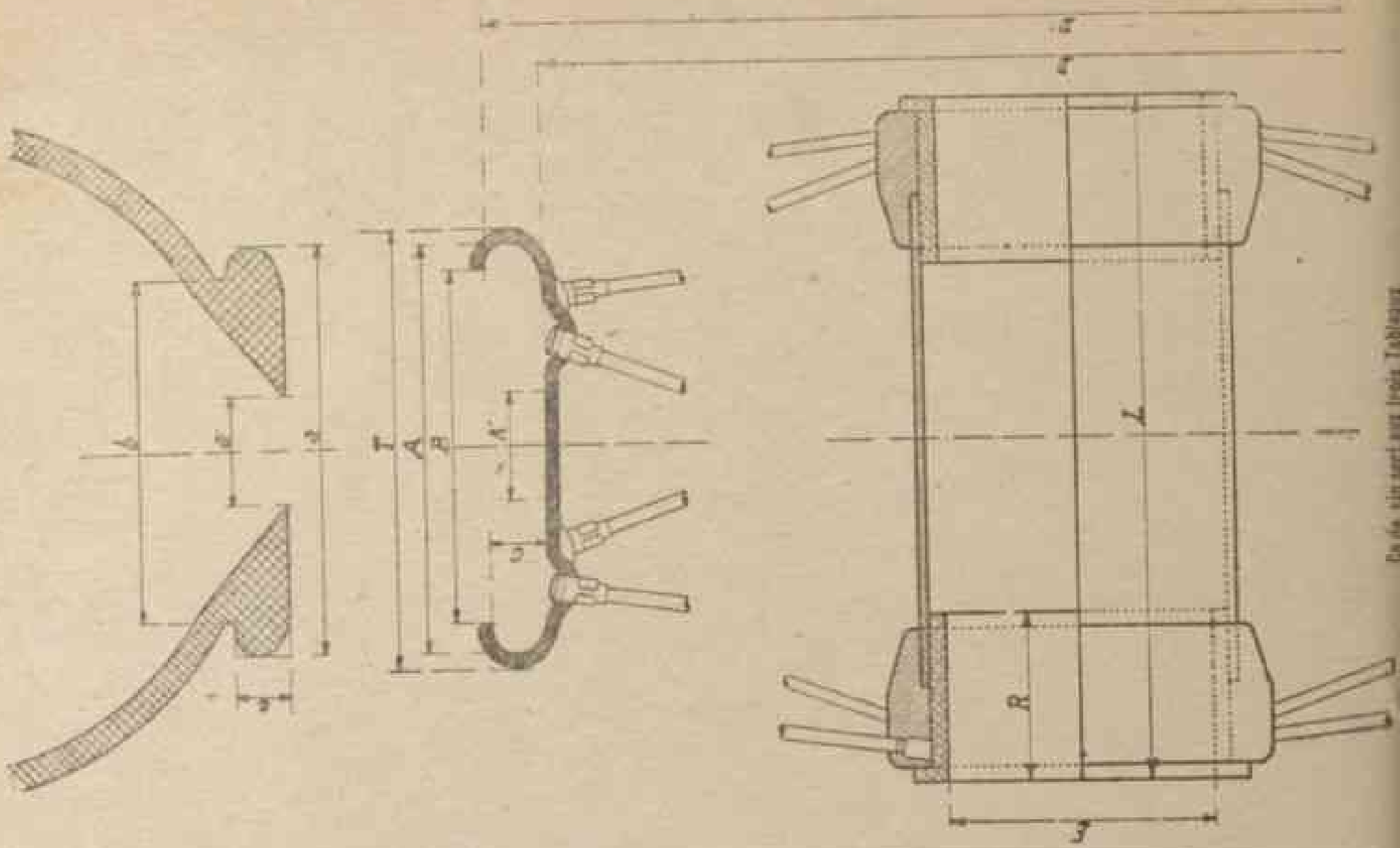
DÉSIGNATION.		INTENSITÉ EN AMPÈRES.		
		-0-15-	15-30	50-90
 <p><i>Tiges filetées</i></p>	Diamètre du filetage $d = \dots\dots\dots$	4	5	8
	Pas de $\dots\dots\dots$	0,75	0,90	1,25
	Longueur utile (Tolérance : $-0 + 1$) $\dots\dots$	10	12	16
 <p><i>Écrous</i></p>	Diamètre du taraudage $\dots\dots\dots$	4	5	8
	Pas de $\dots\dots\dots$	0,75	0,90	1,25
	Sur plat $p \dots\dots\dots$	6	8	12
	Hauteur $h \dots\dots\dots$	3	4	6
 <p><i>Contre-écrous</i></p>	Diamètre du taraudage $\dots\dots\dots$	4	5	8
	Pas de $\dots\dots\dots$	0,75	0,90	1,25
	Sur plat $p \dots\dots\dots$	6	8	12
	Hauteur $h \dots\dots\dots$	2	2,5	4
 <p><i>Rondelles</i></p>	Alésage du trou (Tolérance : $+0,2 - 0,1$) \dots	4,3	5,3	8,3
	Épaisseur $\dots\dots\dots$	0,5	0,5	1
	Diamètre (Tolérance : $+0 - 1$) $\dots\dots\dots$	9	11	17
 <p><i>Cosses</i></p>	Alésage du trou : (Tolérance : $+0,2 - 0,1$) \dots	4,3	5,3	8,3
	Épaisseur $\dots\dots\dots$	0,8	1	1,5
	Diamètre D (Tolérance : $+0 - 1$) $\dots\dots\dots$	9	11	17
	Entre-axes minimum des bornes sur les appareils non cloisonnés ($D + 1$) $\dots\dots$	13	15	21

ROUES D'AVION

TABLEAU D'UNIFICATION

DIMENSIONS DES PNEUMATIQUES		530 x 85	700 x 100	700 x 128	800 x 180	1000 x 180	TOLERANCES sur 30 mm 1,5 % sur 4 mm 3 %
MOYEU.							
COTES D'INTER- CHANGEABILITÉ DE LA ROUE.	Diamètre du tube de moyeu.....	65 x 65	65 x 65	65 x 65	65 x 65	80 x 92	
	Longueur totale.....	178	185	185	185	220	+ 0,1 - 0,0
	Alésage.....	45,5	55,5	55,5	55,5	80,5	+ 0,1 - 0
	Longueur minimum des bagues de roulement.....	25	30	35	40	50	
JANTE.							
COTES D'INTER- CHANGEABILITÉ DU PNEUMATIQUE.	Largeur extérieure.....	38	75	91	105	125	± 2
	Largeur intérieure entre crochets.....	38	52	64	80	95	± 1
	Profondeur à l'accrochage.....	13	13	15	15	18	± 1
	Épaisseur.....	20/10	30/10	23/10	25/10	30/10	+ 0,15
	Développement à l'ont de jante pris sur la partie plate de la jante (côté intérieur).....	1600	1525	1525	1525	2170	+ 6 - 0
	Développement à l'accrochage (à titre d'indication).....	1682	1619	1619	1619	2263	
ENVELOPPE.							
	Développement à l'accrochage (à titre d'indication).....	1650	1570	1570	1570	2225	
POIDS	De la roue nue.....	4 ^{kg}	4 ^{kg} 5	5 ^{kg} 8	6 ^{kg} 5	13 ^{kg} 5	± 5 %
	De la chambre à air.....	0 ^{kg} 650	0 ^{kg} 950	1 ^{kg} 150	1 ^{kg} 100	3 ^{kg} 000	± 5 %
	De l'enveloppe.....	2 ^{kg} 075	4 ^{kg}	3 ^{kg}	3 ^{kg} 700	10 ^{kg} 500	± 5 %
	De la roue complète.....	6 ^{kg} 725	9 ^{kg} 150	11 ^{kg} 950	13 ^{kg} 600	27 ^{kg}	± 5 %
	Pression de gonflement normal par centimètre carré.....	3 ^{kg}	3 ^{kg}	4 ^{kg}	5 ^{kg}	6 ^{kg}	
	Charge statique provoquant l'éplatissement complet du pneumatique gonflé à la pression ci-dessus.....	900 ^{kg}	1400 ^{kg}	3000 ^{kg}	4500 ^{kg}	7000 ^{kg}	
	Trajectoire des maxima provoquant l'éplatissement complet du pneumatique gonflé à la pression ci-dessus.....	45 ^{kg} cm	90 ^{kg} cm	200 ^{kg} cm	370 ^{kg} cm	680 ^{kg} cm	
	Effort statique latéral sur la jante provoquant la rupture de la roue nue.....	1400 ^{kg}	1700 ^{kg}	2200 ^{kg}	2500 ^{kg}	3600 ^{kg}	

ROUES D'AVION. — TABLEAUX D'UNIFICATION



ROUE DE 900 X 165		
Roue axée. — Alésage 65 mm 3		
LONGUEURS EN MILLIMÈTRES		
REPÈRES	VALEURS	TOLÉRANCES
L	220	± 0,5
E	65,3	- 0 et + 0,1
R	45	
A	100	± 2
A'	34	
B	15	Min. : 80; Max. : 85
C	1825	± 1
α D	1919	- 0 et + 6
α D'		- 0 et + 6
P ₁	1 kg. 820	± 3 %, cad. min. : 1 kg. 730 ; max. : 1 kg. 910
P ₂	8 kg. 950	± 3 %, cad. min. : 8 kg. 630 ; max. : 9 kg. 220
p max.	6 kg./cm ²	
p _n	4 kg./cm ²	
	900	+ 0 et - 10
	165	- 3 et + 5
P ₃	10 kg. 200	± 3 %, cad. min. : 9 kg. 820 ; max. : 10 kg. 700
P	20 kg. 970	Min. : 20 kg. 110; Max. : 21 kg. 830
	6.800 kg.	
	520 kgm.	
	19 kg./cm ²	
	1.050 kgm.	

MOYEU

- Longueur totale
- Alésage
- Longueur minima des bagues de roulement

JANTE

- Largeur intérieure
- Largeur minima du fond de jante
- Largeur entre crochets
- Profondeur de l'accrochage (fond de jante)
- Développement à fond de jante sous les talons
- Développement au-dessous des crochets

CHAMBRE A AIR ET ENVELOPPE

- Poids de la chambre à air
- Poids de l'enveloppe
- Pression de gonflement maxima par cm²
- Pression de gonflement normale

ROUE MONTÉE

- Hauteur totale
- Largeur du pneumatique (boudin)
- Poids de la roue nue
- Poids total P = P₁ + P₂ + P₃

ESSAIS

Charge statique minima provoquant l'aplatissement complet du pneumatique gonflé à la pression p max
 Travail statique minimum pour aplatissement complet du pneumatique gonflé à la pression p max.....
 Il ne doit pas y avoir éclatement, le pneumatique étant gonflé à la pression.....
 La roue nue doit résister à une charge statique (F), latérale, appliquée à une distance d du bord du moyeu, telle que le couple F > d soit = (0 m. 30 ± d) > 0 m. 33).

ROUE DE 1.000 X 180

Roue axée. — Alésage 80 m/m 5

LONGUEURS EN MILLIMÈTRES

REPÈRES	VALEURS	TOLÉRANCES
---------	---------	------------

L	220	± 0,5
E	80,5	- 0 et + 0,1
R	50	
A	120	± 2
A'	36	
B		Min 90 ; Max. : 95
C	18	± 1
α D	1966	- 0 et + 6
α D'	2079	- 0 et + 6

P ₁	2 kg. 500	± 5 % rad. min. : 2 kg. 450 ; max. : 2 kg. 550
P ₂	11 kg.	± 5 % rad. min. : 10 kg. 670 ; max. : 11 kg. 130
p max.	6 kg./cm ²	
P _R	4 kg./cm ²	
P ₃	1.000	± 5 % rad. min. : 12 kg. 840 ; max. : 13 kg. 170
P	180	Min. : 25 kg. 880 ; Max. : 28 kg. 120

	7.800 kg.	
	680 kgm.	
	10 kg./cm ²	
	1.400 kgm.	

MOYEU

Longueur totale.....
 Alésage.....
 Longueur minima des bagues de roulement.....

JANTE

Largeur intérieure.....
 Largeur minima du fond de jante.....
 Largeur entre crochets.....
 Profondeur de l'acrochage (fond de jante).....
 Développement à fond de jante sous les talons.....
 Développement au-dessous des crochets.....

CHAMBRE A AIR ET ENVELOPE

Poids de la chambre à air.....
 Poids de l'enveloppe.....
 Pression de gonflement maxima par cm².....
 Pression de gonflement normale.....

ROUE MONTÉE

Hauteur totale.....
 Largeur du pneumatique (boudin).....
 Poids de la roue nue.....
 Poids total P = P₁ + P₂ + P₃.....

ESSAIS

Charge statique minima provoquant l'aplatissement complet du pneumatique gonflé à la pression p max.
 Travail statique minimum pour aplatissement complet du pneumatique gonflé à la pression p max.....
 Il ne doit pas y avoir éclatement, le pneumatique étant gonflé à la pression.....
 La roue nue doit résister à une charge statique (F)_{latérale}, appliquée à une distance d du bord du moyeu, telle que le couple F x d soit = (0 = 30 ≤ d ≤ 0 = 33),....

ROUE DE 1.1000 X 220

Roue axée. — Alésage 80 m/m 5

LONGUEURS EN MILLIMÈTRES

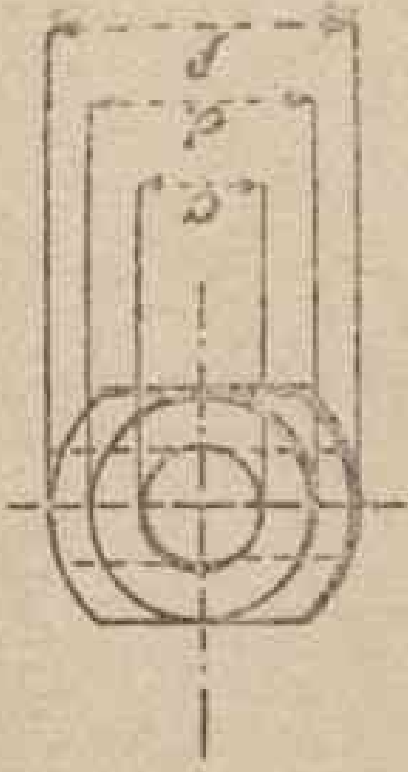
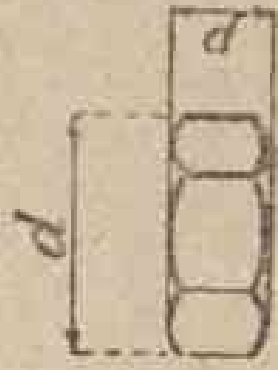
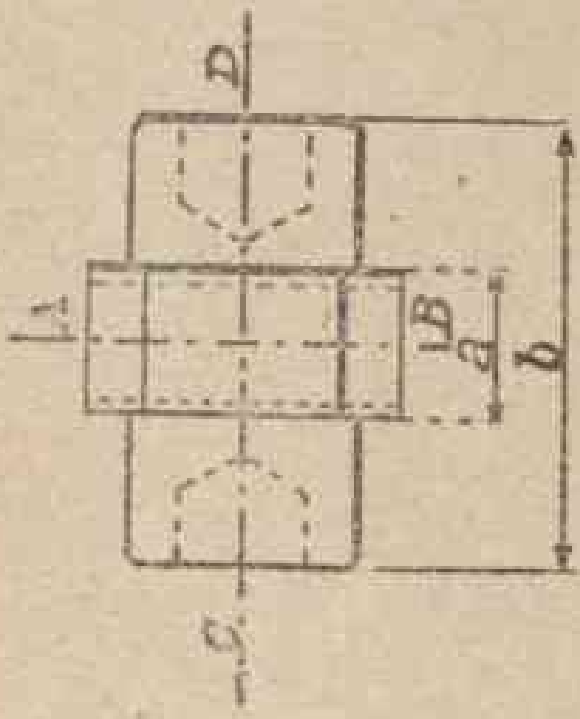
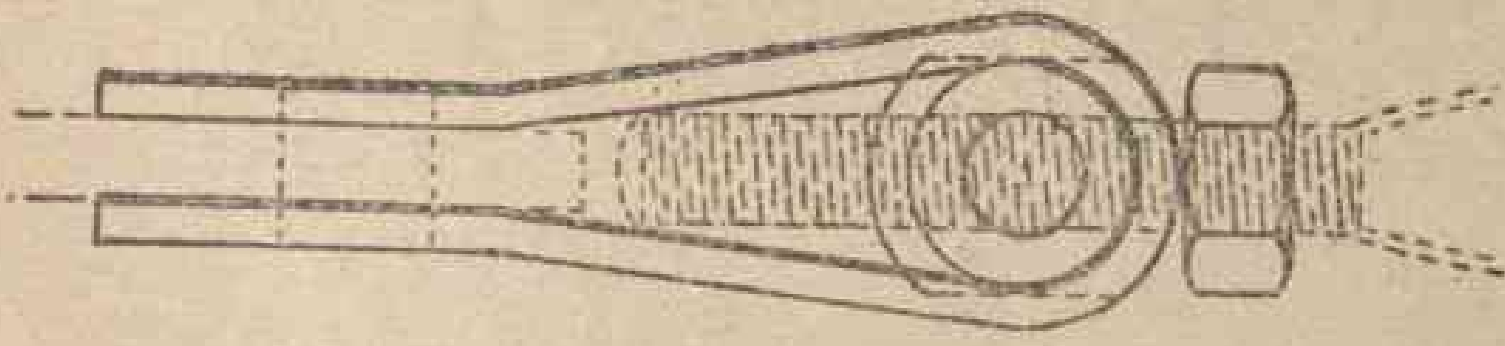
REPÈRES	VALEURS	TOLÉRANCES
---------	---------	------------

L	220	± 0,5
E	80,5	- 0 et + 0,1
R	50	
A	120	± 2
A'	40	
B		Min. : 95 ; Max. : 100
C	18	± 1
α D	2025	- 0 et + 6
α D'	2138	- 0 et + 6

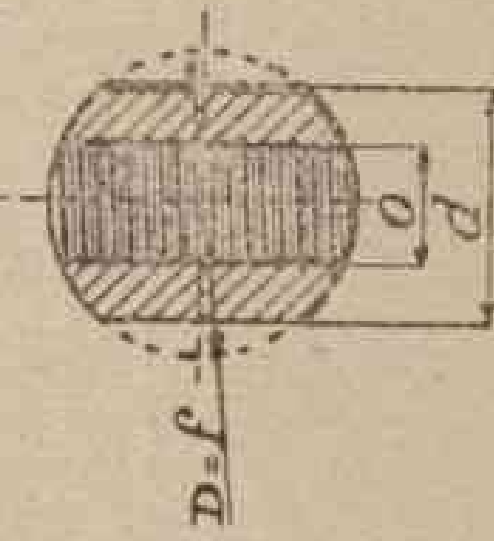
P ₁	5 kg. 340	± 5 % rad. min. : 5 kg. 280 ; max. : 5 kg. 400
P ₂	16 kg. 460	± 5 % rad. min. : 15 kg. 970 ; max. : 16 kg. 950
p max.	5 kg./cm ²	
P _R	4 kg./cm ²	
P ₃	1.100	+ 0 et - 16
P	220	- 3 et + 7

	18 kg. 250	± 5 % rad. min. : 17 kg. 250 ; max. : 19 kg. 150
	40 kg. 050	Min. : 38 kg. 400 ; Max. : 41 kg. 700
	9.000 k.	
	860 kgm.	
	9 kg./cm ²	
	2.000 kgm.	

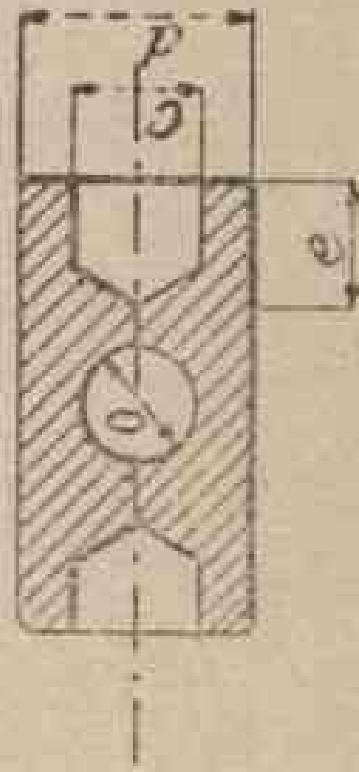
Chapes pour Haubans fuselés



Coupe AB



Coupe CD



Coupe EF

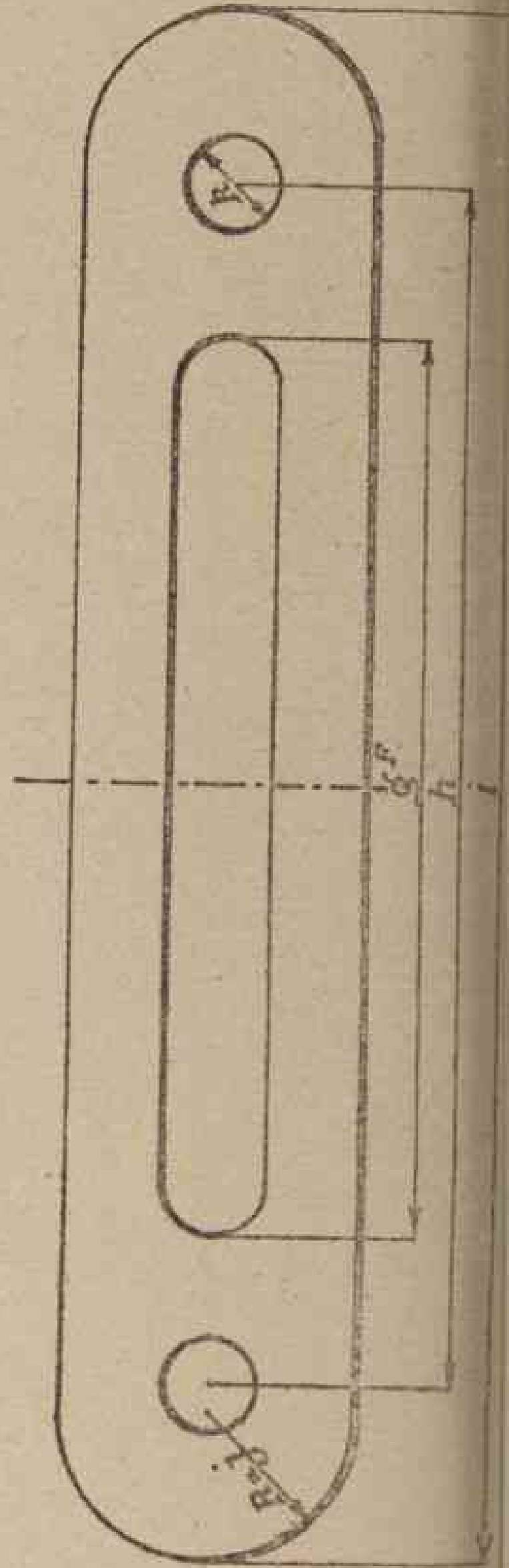
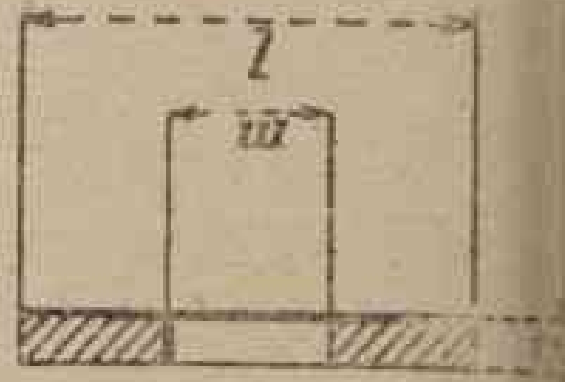


TABLEAU D'UNIFICATION

N°.	PAS.	CHARGE DE RESSORTS kg	a	b	c D =	d D =	e	f D =	g	h	i	l B =	k D =	l	m	n	o D =	p
90	75	900 ^{kg}	6,5	20	6	10	5	16	65	86	109	10	7	20	7	2	5	4
120	100	1200 ^{kg}	8	24	7	12	7	18	72	96	123	12	8	24	8,5	2	6	5
160	100	1600 ^{kg}	9	27	8	14	7	21	80	107	138	13,5	9	27	9,5	2,5	7	6
220	125	2200 ^{kg}	10	31	10	16	9	23	88	118	153	15,5	10	31	10,5	2,5	8	7
300	125	3000 ^{kg}	11	34	11	18	9	26	95	128	169	17	11	34	11,5	3	9	8
400	150	4000 ^{kg}	13	41	13	22	11	31	109	148	195	20,5	13	41	13,5	3,5	11	9
550	175	5500 ^{kg}	15	45	14	24	12	34	119	164	215	22,5	15	45	15,5	4	12	10
700	200	7000 ^{kg}	17	52	17	28	14	40	132	183	214	26,	17	52	17,5	5	14	12

AXES.

Acier n° 14 recuit.

R = 60 kgr. ± 5 A = 16 %.

ÉCROU.

Bronze ou laiton.

CHAPES.

Tôle recuite. Acier n° 11.

R = 32 kgr A = 21 %.

TOLÉRANCES sur les côtes d'usinage des axes : $\pm 0,1 \frac{m}{mm}$.

Les taraudages seront contrôlés au moyen de tampons vérifiés par le Laboratoire d'essais du Conservatoire national des Arts et Métiers.

Chapes pour Haubans fuselés

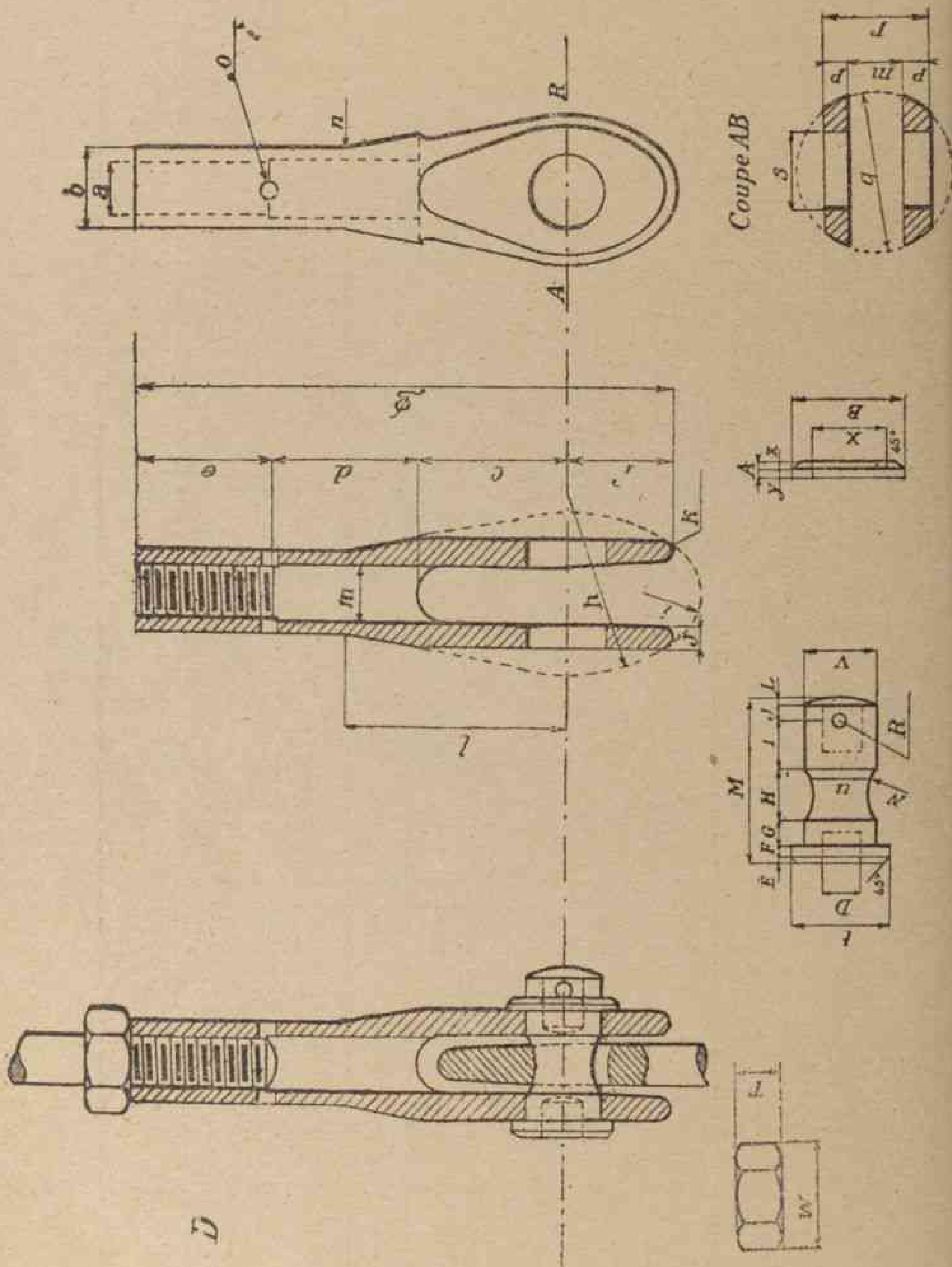


TABLEAU D'UNIFICATION

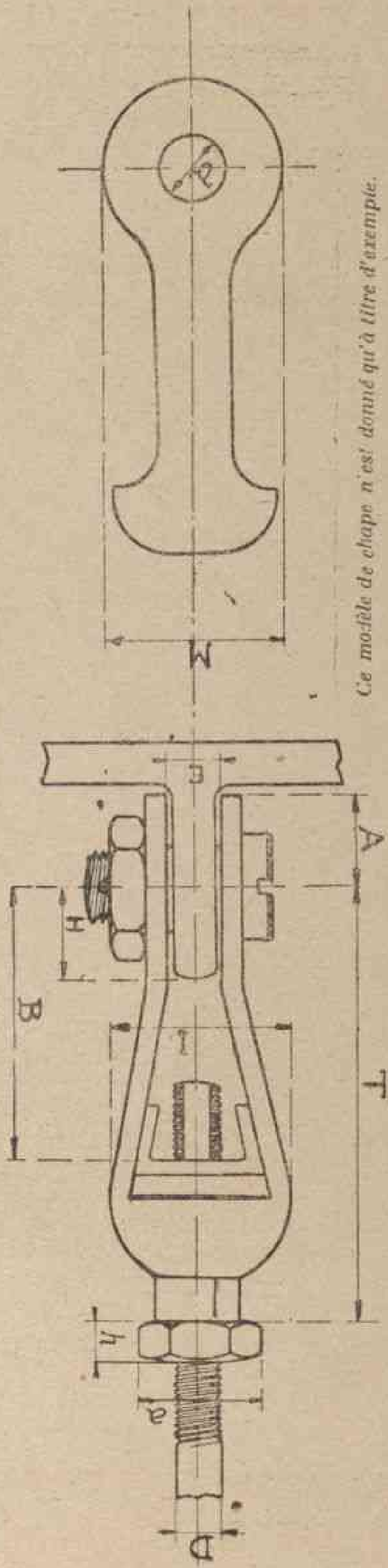
TOLERANCES.

$\left. \begin{array}{l} +0,1 \\ -0 \end{array} \right\}$ sur l'alésage des joues.
 $\left. \begin{array}{l} +0 \\ -0,1 \end{array} \right\}$ sur les portées de l'axe.
 $\left. \begin{array}{l} +0,1 \\ -0,1 \end{array} \right\}$ sur les autres dimensions.

NUMÉROS.	PAS.	CHARGE KGS.	TOLERANCES										TOLERANCES									
			a	b	c	d	e	f	g	h	i	j	k	l	m	n	o	p	q	r	s	
90	75	900	5	8	12,5	20	14	10	56,5	19	5	1,5	0,75	19,5	5,5	5	2	2,5	17	10,5	8,1	
120	100	1.200	6	9	15	20	16,5	12	63,5	22	6	1,5	0,75	23	6,5	6	2	2,5	19,5	11,5	9,1	
160	100	1.600	7	10,5	17,5	20	19	14	70,5	25	7	2	1	26,5	7,5	7	2	3	22	13,5	10,1	
220	125	2.200	8	12	20	20	22	16	78	28	8	2	1	30	8,5	8	2	3	24	14,5	11,1	
300	125	3.000	9	13,5	22,5	20	25	18	85,5	33	9	2,5	1,25	33,5	9,5	9	2,5	3,5	26,5	16,5	12,1	
400	150	4.000	11	16	27,5	20	30	22	99,5	43	11	3	1,50	40,5	11,5	11	2,5	4	31	19,5	14,1	
550	175	5.500	12	17,5	30	20	33	24	107	48	12	4	2	44	12,5	12	2,5	5	33,5	22,5	15,1	
700	200	7.000	14	20	35	20	38	28	121	58	14	5	2,5	51	14,5	14	2,5	6	38	26,5	17,1	

NUMÉROS.	t	u	v	x	y	z	TOLERANCES										TOLERANCES									
							A	B	D	E	F	G	H	I	J	L	M	N	R	T	W					
90	12	6	8	8,2	1	1	2	14	3	1	1,5	2,5	5,5	6	2	1	19,5	4	2	4	10					
120	13	7	9	9,2	1	1	2	15	4	1	1,5	2,5	6,5	6	2	1	20,5	5	2	5	12					
160	14	8	10	10,2	1	1	2	16	5	1	1,5	3	7,5	6,5	2	1	22,5	6	2	6	14					
220	15	9	11	11,2	1	1	2	17	6	1	1,5	3	8,5	6,5	2	1	23,5	7	2	7	16					
300	18	10	12	12,2	1,5	1	2,5	20	7	1	2	3,5	9,5	7,5	3	1	27,5	8	2,5	8	18					
400	20	12	14	14,2	1,5	1	2,5	22	8	1	2	4	11,5	8	3	1	30,5	10	2,5	9	22					
550	21	13	15	15,2	1,5	1	2,5	23	9	1	2	5	12,5	9,5	3	1	34	11	3	10	24					
700	23	15	17	17,2	1,5	1	2,5	25	10	1	2	6	14,5	10,5	3	1	38	13	3	12	28					

CHAPES RÉGLABLES POUR HAUBANS FILETÉS



Ce modèle de chape n'est donné qu'à titre d'exemple.

TABLEAU D'UNIFICATION

NUMÉRO de la craie.	DIAMÈTRE NOMINAL du filetage. D.	PAS ou PITCH SUR S. I. à droite. P.	COTES D'INTERCHANGEABILITÉ ET D'ENCOMBREMENT DE LA CHAPE.				COTES DE L'ÉCROU ou FREINAGE.		POIDS MAXIMUM de la chape sans axe. P.	CHARGE ou le premier arrondissement. B.		
			Diamètre du trou d'axe. d.	Distance du centre du trou d'axe au sommet de la chape. T.	Distance maxima du centre du trou d'axe à la base de la chape. A.	Encombrement maximum parallèlement à l'axe. I.	Encombrement maximum normalement à l'axe. M.	Distance minima du centre du trou d'axe au dispositif d'orientation. B.			Largeur sur plots. a.	Hauteur. b.
3	3	0,60	5	35	9	11,5	15	21	5	2,5	8	500
4	4	0,75	6	40	10,5	12,5	17	23	7	3	11	110
5	5	0,90	7	42,5	11,5	15,5	19	25	8	3,5	21	1600
6	6	1,00	8	47,5	12,5	18	21	28	10	4	28	2400
7	7	1,00	9	51	14	21	23	30	12	5	42	3000
8	8	1,25	10	56,5	15	23,5	26	33	13	6	60	1000
9	9	1,25	11	60,5	16	26,5	28	35	16	6	80	5000
11	11	1,50	13	70,5	18,5	32	32	40	19	7	135	7500
12	12	1,75	14	75,5	20	35	35	42	21	8	170	9000
14	14	2,00	15	85,5	22	40,5	40,5	47	23	10	275	12200

TOLÉRANCES (Millimètres)

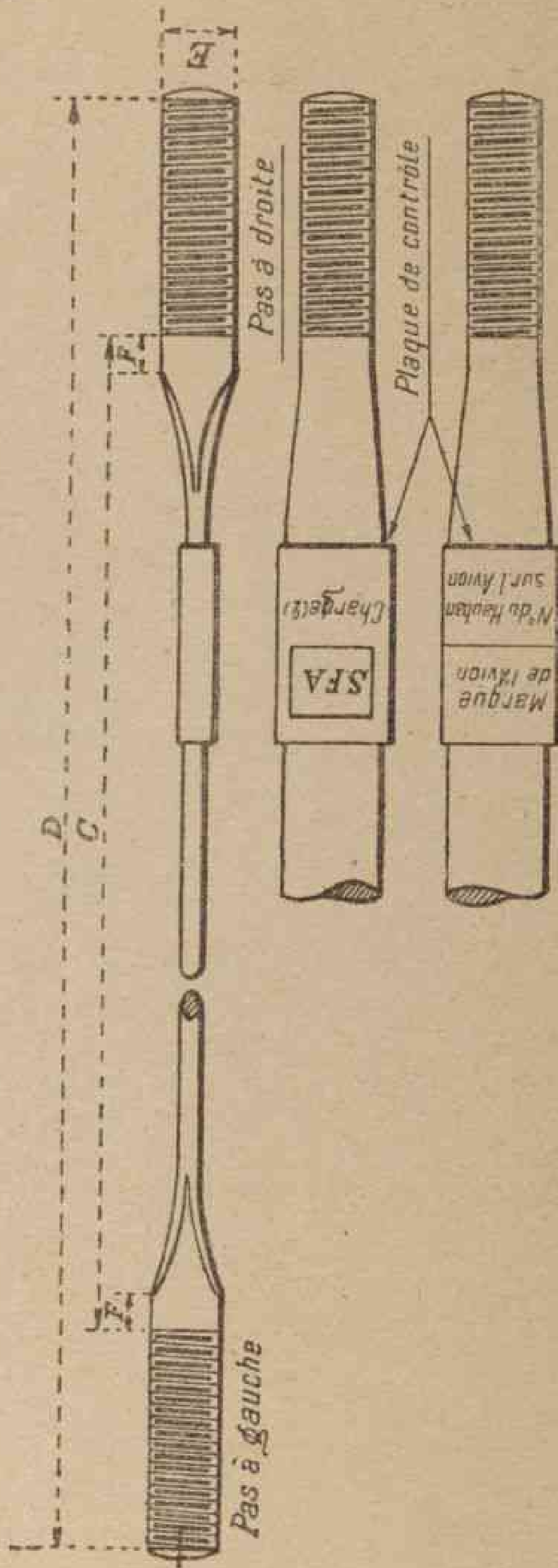
$Sur\ d \left\{ \begin{array}{l} + 0,1 \\ + 0,2 \end{array} \right.$ $Sur\ T \left\{ \begin{array}{l} Pour\ les\ chapes\ nos\ 3\ à\ 7 \\ Pour\ les\ chapes\ nos\ 7\ à\ 14 \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \pm 0 \\ \pm 2 \\ \pm 0 \\ \pm 3 \end{array} \right.$ $Sur\ a \left\{ \begin{array}{l} Pour\ les\ chapes\ nos\ 3\ à\ 12 \\ Pour\ la\ chape\ n^o\ 14 \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \pm 0 \\ \pm 0,6 \\ \pm 0 \\ \pm 0,8 \end{array} \right.$ $Sur\ h \left\{ \begin{array}{l} Pour\ les\ chapes\ nos\ 3\ à\ 12 \\ Pour\ la\ chape\ n^o\ 14 \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \pm 0,25 \\ \pm 0,30 \end{array} \right.$

Nota. — La chape est en acier au carbone recuit. L'érou de freinage est, soit en cuivre ou laiton, soit en acier.
 La hauteur utile de réglage minima est égale à la distance B moins la hauteur H de la ferrure.
 Sauf indication contraire spécifiée par la commande, l'écartement E des ailes de la chape sera égal à $D - 1 \frac{m}{w}$.

Haubans Fuselés pour l'Aviation

TABLEAU D'UNIFICATION

Acier recuit : R = 90 - 95 kgs; A = 8 %.



Le constructeur devra donner : 1° le numéro du hauban (G); 2° la longueur (D); 3° la longueur C
Observations. — Toutes les opérations de contrôle sont faites chez le fabricant de haubans, cependant les opérations 6, 7, 8, 9 10 pourront être faites chez le constructeur de l'avion, le cas échéant.
 A bord de tous les avions l'extrémité fileté à droite sera placée vers le bas ou en arrière.

CONTROLE

Numéro de l'opération de contrôle	NATURE DE L'OPERATION	NUMEROS DES HAUBANS (G)							
		900	1200	1600	2200	3000	4000	5500	7000
1	Vérifier la largeur A... } de à Et la largeur B..... } de..... à	7,3	8,8	10,2	11,4	13,5	16,6	19,6	22,4
		8,3	9,8	11,2	12,4	14,5	17,6	20,6	23,4
2	Après recuit dans le bain de plomb prendre 3% du lot essayer les haubans jusqu'à rupture. Les résistances minima sont..... L'acier doit avoir dans ces conditions un allongement minimum de..... Les haubans doivent pouvoir être pliés autour de mandrins de diamètre.....	1,8	2,1	2,4	2,7	3,2	3,9	4,6	5,2
		2,1	2,4	2,7	3,0	3,5	4,2	4,9	5,5
3	Mesurer la longueur F qui doit être comprise entre 0 et 5 m/m.	900 ^k	1200 ^k	1600 ^k	2200 ^k	3000 ^k	4000 ^k	5500 ^k	7000 ^k
4	Mesurer la longueur D. Tolérance sur D=+25-0m/m.	8%	8%	8%	8%	8%	8%	8%	8%
5	Attacher une plaque de contrôle portant le poinçon du contrôleur, la marque de l'avion, le numéro du hauban sur l'avion (sur l'extrémité fileté à droite).	5 m/m	6 m/m	7 m/m	8 m/m	9 m/m	11 m/m	12 m/m	14 m/m
6	Après filetage des bouts, mesurer le diamètre extérieur E..... Du filet et vérifier le pas.....	75	100	100	125	125	150	175	200
7	Visser les chapes ou écrous jusqu'à bout du filetage.								
8	Mesurer la longueur C (Entre filetages). Tolérance sur C=+0-10 m/m								
9	Essayer à la traction le hauban avec les chapes d'attache jusqu'à concurrence de la charge.....	360	480	640	880	1200	1600	2200	2800
10	Indiquer sur la plaque de contrôle la charge minima de rupture du hauban (2).								

Plaquages et contre-plaqués

TABLEAU D'UNIFICATION

TYPES.	ÉPAISSEUR				LARGEUR.	LONGUEUR.
	DES FEUILLES.	DES CONTREPLAQUÉS.				
		3 plis.	5 plis.	7 plis.		
1 ^o Bandes de placage pour arçons	1 ^{er} 2				2 ^{er} 0.	1 ^{er} 50 à 3 ^{er} 50.
	1 ^{er} 6.					
	2 ^{er} 0.					
	3 ^{er} 0.					
2 ^o Bandes de placage pour hydravious (bordis)	3 et 4 ^{er} 7.				6 à 10 ^{er} 7.	4 ^{er} 90 à 5 ^{er} 00.
	5 et 6 ^{er} 7.					
	7 et 8 ^{er} 7.					
	9 et 10 ^{er} 7.					
3 ^o Bandes de contreplaqué pour bords d'a taquet	0 ^{er} 6.	1 ^{er} 5.			30 à 40 ^{er} 7.	2 ^{er} 00 à 3 ^{er} 50.
	0 ^{er} 8.	2 ^{er} 0.				
4 ^o Panneaux de contreplaqué pour remplissage (avec joints) et 5 ^o Panneaux de contreplaqué pour revêtements extérieurs (sans joints), qualité hydravious	0 ^{er} 6.	1 ^{er} 5.			100 ^{er} 7.	100 ^{er} 7. 125 ^{er} 7. 160 ^{er} 7.
	0 ^{er} 8.	2 ^{er} 0.				
	0 ^{er} 8.	2 ^{er} 0.				
	1 ^{er} 2.	3 ^{er} 0.				
	1 ^{er} 6.	4 ^{er} 0.	8 ^{er} 0.	11 ^{er} 0.	160 ^{er} 7.	160 ^{er} 7. 200 ^{er} 7. 300 ^{er} 7.
	2 ^{er} 0.	5 ou 6 ^{er} 0.	10 ^{er} 0.	13 ^{er} 0.		
	3 ^{er} 0.	8 ou 9 ^{er} 0.	15 ^{er} 0.	21 ^{er} 0.		
6 ^o Formes moulées de contreplaqués	Dimensions suivant les gabaris.					

TOLÉRANCES :

La tolérance en plus ou en moins sur l'épaisseur du contreplaqué ou des diverses feuilles qui le constituent, ou du placage est de 10 p. 100.

La tolérance sur la largeur et la longueur est de 0 en moins et 10 centimètres en plus.

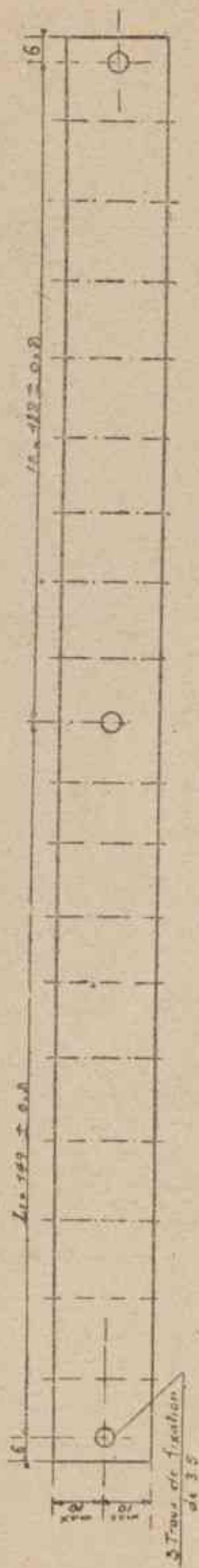
APPAREILLAGE ÉLECTRIQUE

Tension 24 volts

TABLEAU D'UNIFICATION

TABLEAU PILOTE DESTINÉ AUX AVIONS EFFECTUANT DES VOLS DE NUIT

Plaque à bornes du tableau pilote

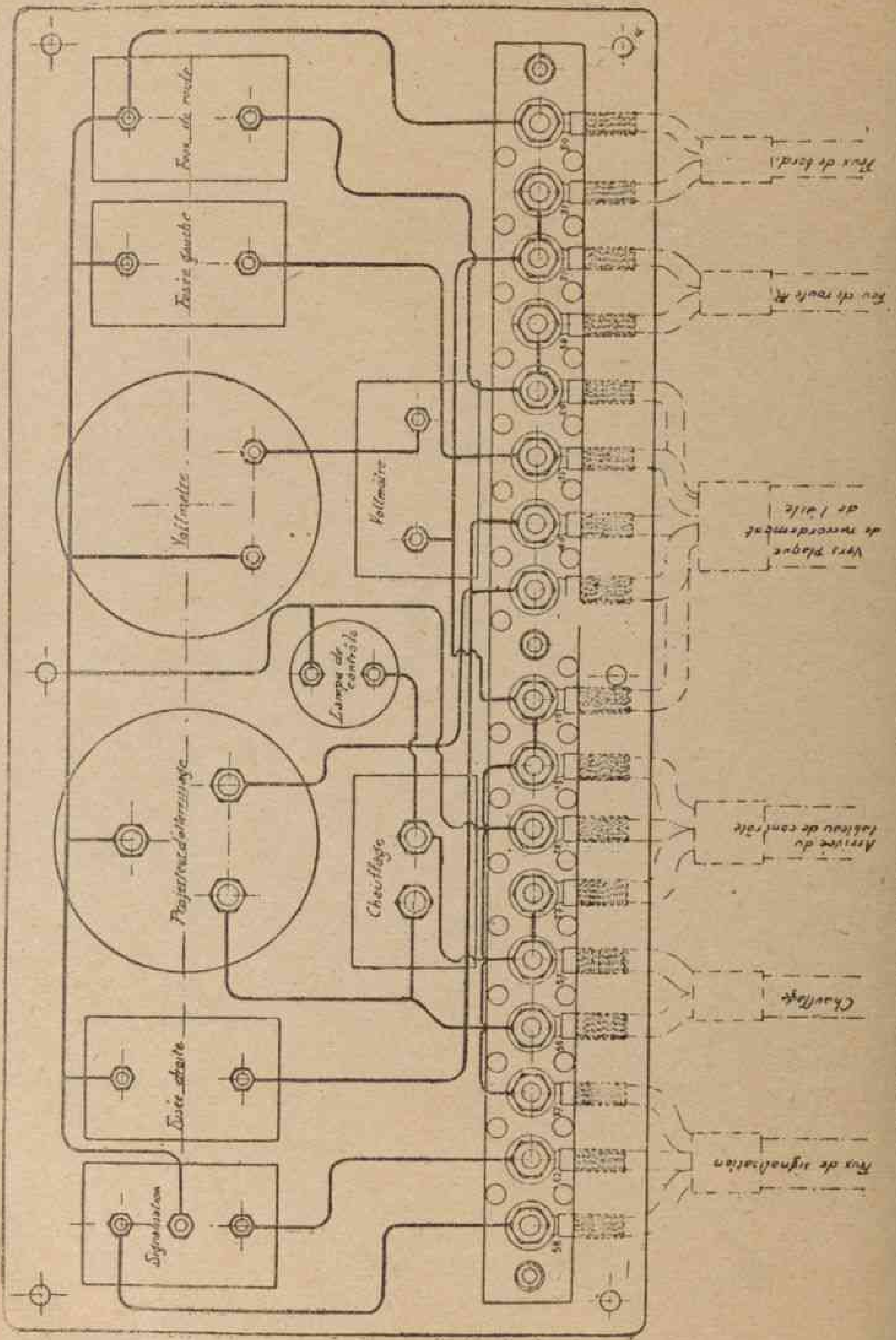


Longueur totale : $L = 285$; $l_1 = 144$; $l_2 = 129$. Tolérance : $\pm 0,2$.

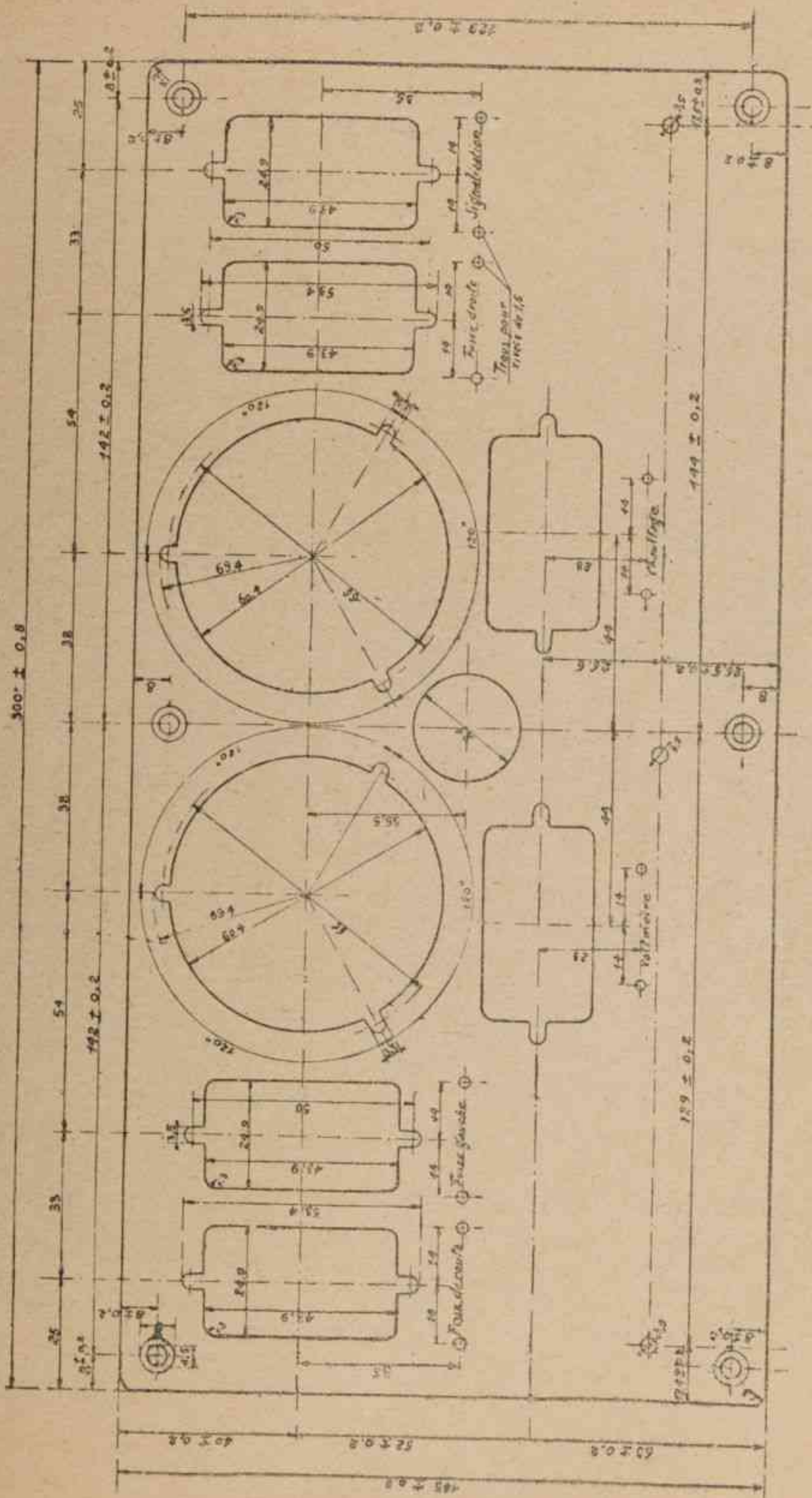
• Nota. — Les bornes sont constituées par des tiges filetées de $5^m/m$. — L'inclinaison de ces tiges filetées sur la platine est quelconque, la seule condition imposée est que toutes les connexions puissent être défaits facilement sans qu'on soit obligé de séparer la plaque à bornes de la platine.

Appareillage électrique (Tension 24 volts)

Tableau de pilote destiné aux avions effectuant des vols de nuit. Connexions et numérotage (vu par la face arrière)



Les connexions arrière du tableau seront rigides et isolées. — Les chiffres seront en creux et en blanc.



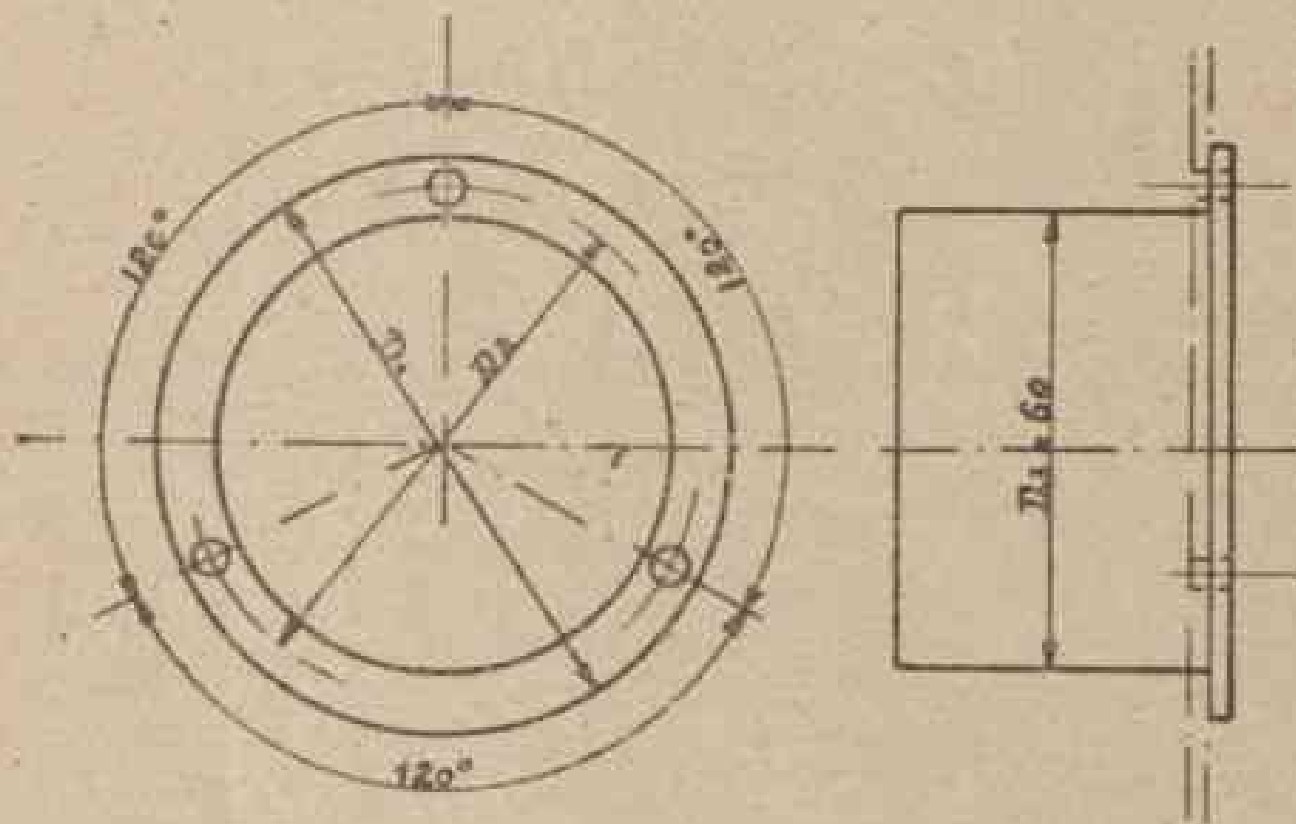
Nature du tableau pilote (vue sur la face avant)

Appareillage électrique (Tension 24 volts)

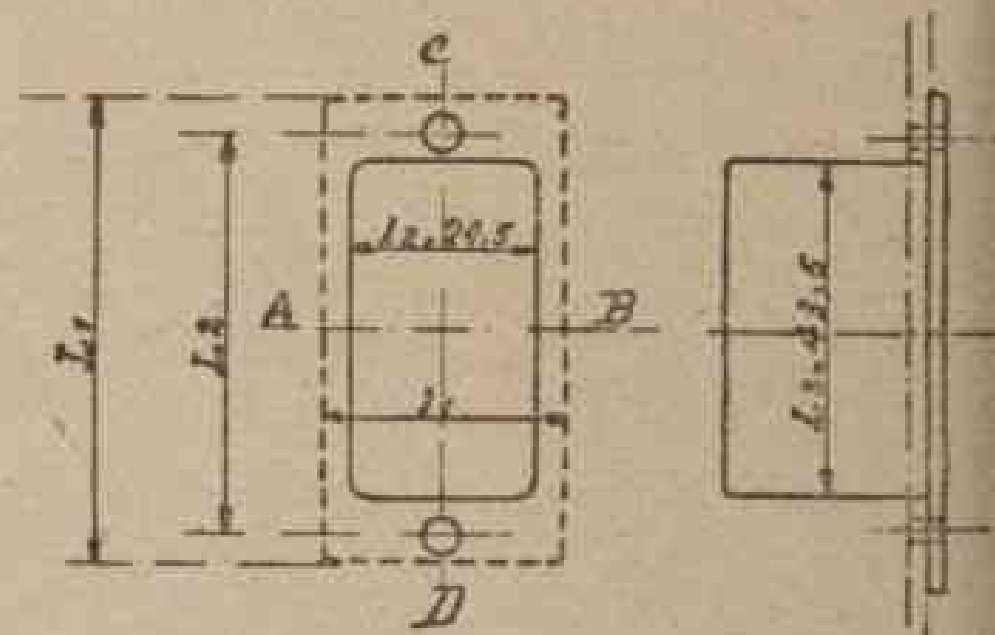
TABLEAU D'UNIFICATION. — Encombrement des appareils

VOLTMÈTRE ET COMMUTATEUR 50 a.

COMMUTATEUR, INTERRUPTEUR
AVEC OU SANS RAPPEL,
PRISE DE COURANT.



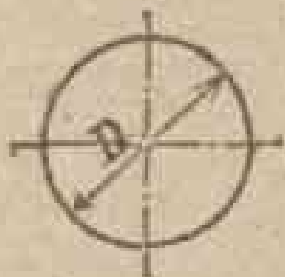
D_1 = Maximum : 72; Minimum : 70.
 D_2 = Maximum : 66; Minimum : 64.
 D_3 = 60 Diamètre maximum.



Dimensions axiales pour L_1, L_2, l_1 .

Suivant CD.	}	L_1 = Max. : 58; Min. : 56.
		L_2 = Max. : 50; Min. : 48.
Suivant AB.	}	L_1 = Max. : 30; Min. : 27.
		L_2 = 43,5 longueur maximum.
		l_1 = 24,5 largeur maximum.

LAMPE
DE CONTRÔLE.

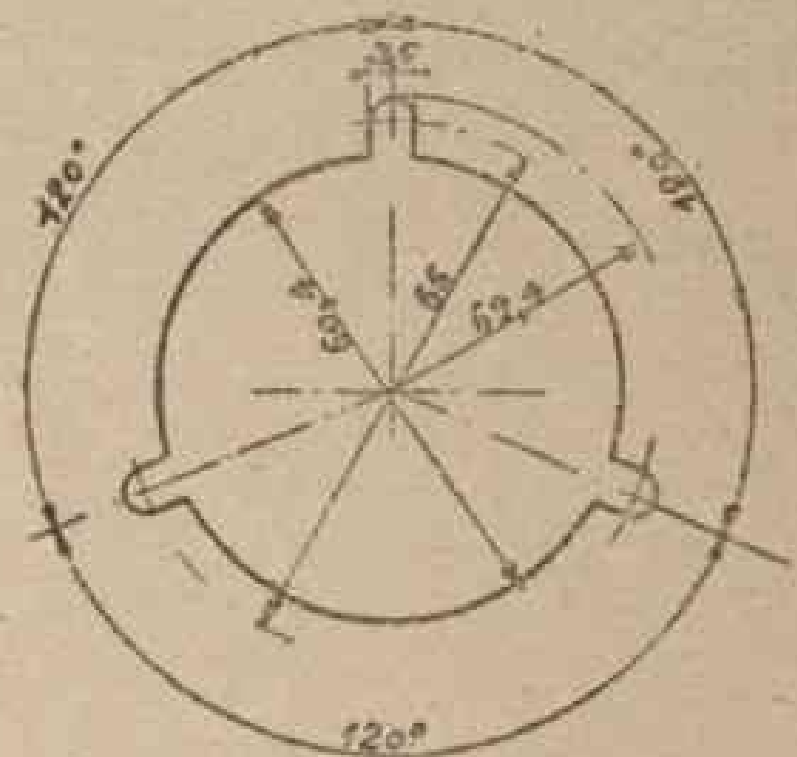
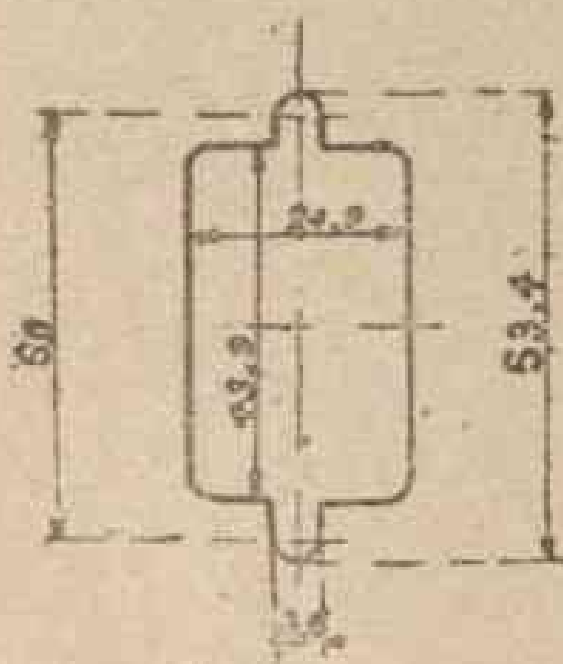


D : Diamètre de la collerette
ou de la bague
de fixation sur la platine.

Maximum : 30.
Minimum : 26.

ENCOCHES POUR L'ENCASTREMENT DE L'APPAREILLAGE ÉLECTRIQUE.

(Commutateurs, interrupteurs, prise de courant)

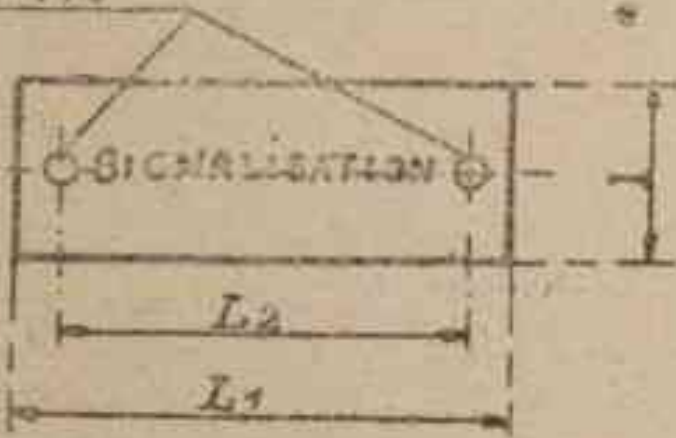


Tolérances : $\pm 0,1$.

Appareillage électrique (Tension 24 volts)

TABLEAU D'UNIFICATION. — Estampilles détachées

2. Troux de 1,6



$L_1 = 32$ Maximum.
 $L_2 = 28$ Tolérance $\pm 0,1$.
 $l = 12$ Maximum.

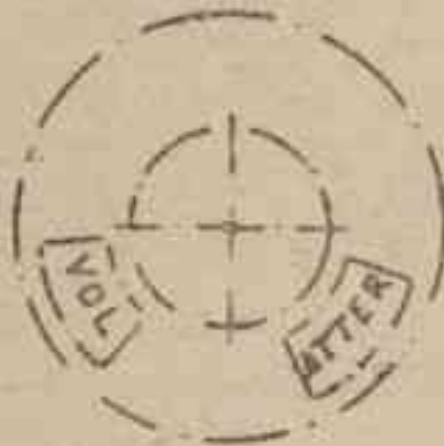
GRAVURES LETTRES MAJUSCULES.

FEUX DE ROUTE.
 FUSÉE GAUCHE.
 FUSÉE DROITE.
 SIGNALISATION.
 VOLTMÈTRE.
 CHAUFFAGE.

Descriptions figurant sur les appareils
 Commutateur 50 A

À ROTATION.

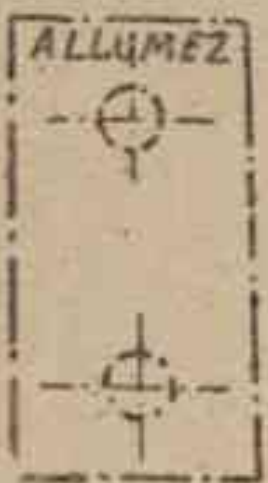
À TIRETTE.



INTERRUPTEUR À BOUTONS
 À EFFACEMENT.

INTERRUPTEUR
 À ROTATION.

INTERRUPTEUR
 FEUX DE SIGNALISATION



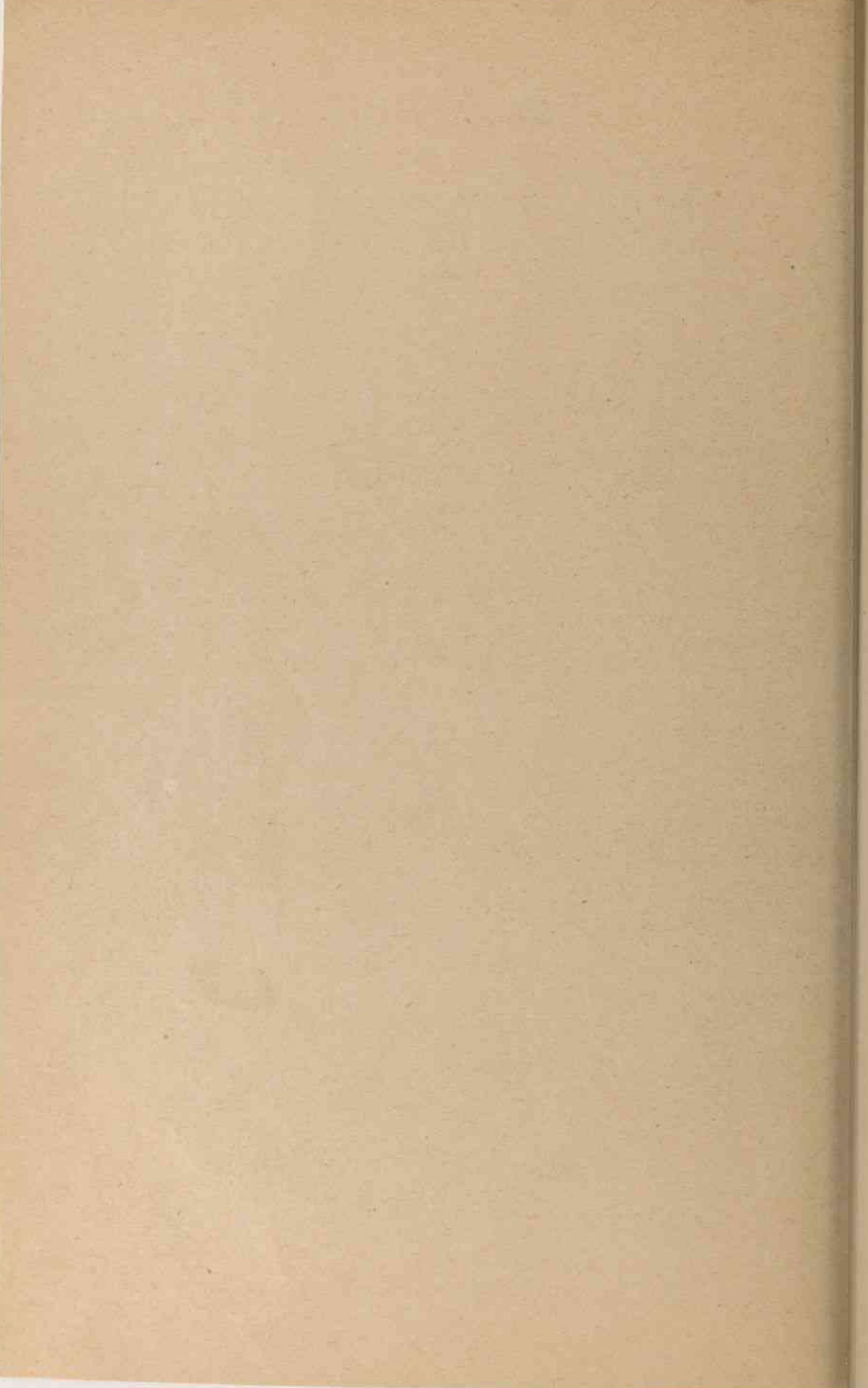


TABLE DES MATIÈRES

CHAPITRE PREMIER

LA CONSTITUTION GÉNÉRALE DES AVIONS

I. DÉFINITIONS GÉNÉRALES	1
II. L'AILE, SON CHOIX, SA FORME	2
III. CARACTÉRISTIQUES GÉNÉRALES DU PLANEUR D'UN MULTI- PLAN	10
1° LA CELLULE BIPLANE	10
2° LES GOUVERNES	19
I. <i>Gauchissement, Ailerons</i>	19
II. <i>Empennages</i>	23
3° LE FUSELAGE	30
4° L'ATTERRISEUR	40
IV. CARACTÉRISTIQUES PARTICULIÈRES AUX MONOPLANS	45
1° MONOPLANS A HAUBANNAGE	46
2° MONOPLANS CANTILEVER	50
V. DOUBLES MONOPLANS ET VARIANTES DIVERSES DE CEL- LULE	53
VI. DISPOSITIFS DE RÉDUCTION DE VITESSE A L'ATTERRISSAGE	56
1° ACTION SUR K_{ym}	57
VII. RAPPORTS DE POSITION ET DE SURFACES DES DIFFÉ- RENTS ÉLÉMENTS DE L'AVION	62
1° CENTRAGE	62
1° <i>Avions à centres confondus</i>	64

2° Avions à centres non confondus	68
Méthode générale pour l'étude de la stabilité et de la manoeuvrabilité des avions.....	71
Souffle des hélices.....	90
Stabilité à l'envol. Angle de garde.....	91
Charges au mètre carré. Dimensions relatives des gouvernes.....	93
Poids de construction des avions.....	100

CHAPITRE II

LES MATIÈRES PREMIÈRES

LES MÉTAUX.....	112
Choix du matériau à employer pour obtenir le minimum de poids.....	114
L'acier.....	131
L'aluminium et ses alliages.....	136
Alliages ultra-légers à base de magnésium.....	142
Cuivre et laitons.....	143
LES BOIS.....	144
Bois contreplaqués.....	152
Protection et stockage des bois.....	154
COLLES.....	155
TOILES ET FILS.....	157
ENDUITS ET VERNIS.....	160
Enduits.....	160
Vernis.....	163
Enduisage-Vernissage.....	164
CAOUTCHOUC.....	165

CHAPITRE III

DÉTAILS DE CONSTRUCTION DES DIFFÉRENTES PIÈCES D'AVIONS

I. VOILURE.....	169
1° LONGERONS ET FAUX LONGERONS.....	170
2° TRAVERSES OU ENTRETÔISES.....	191
3° HAUBANNAGE - FERRURES.....	194
4° NERVURES.....	194
5° REVÊTEMENTS.....	202

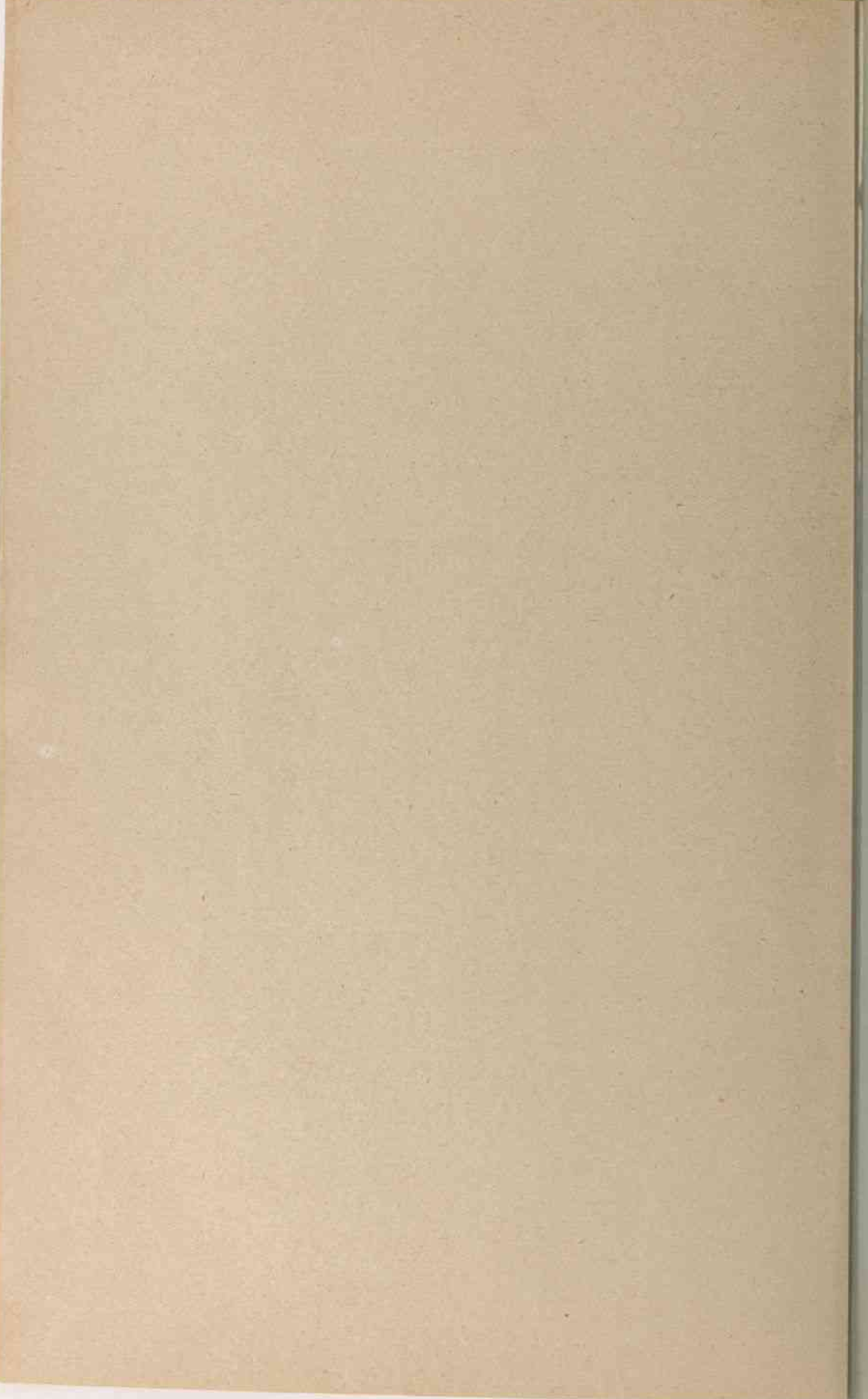
TABLE DES MATIÈRES		459
II. MATS		215
III. HAUBANNAGE		223
IV. FUSELAGES		233
1° Fuselages en treillis bois		233
2° Fuselages en treillis métallique		239
3° Coques en bois		245
4° Coques métalliques		247
V. FERRURES		254
VI. GOUVERNES		261
I. Ailerons		261
II. Empennage horizontal		264
III. Empennage vertical		266
VII. COMMANDES		268
I. Gouvernail de direction		270
II. Gouvernail de profondeur		273
III. Ailerons		276
VIII. ATERRISSEURS		280
I. Béquilles		280
II. Trains d'atterrissage		287
III. Roues et pneumatiques		293
GROUPE MOTO - PROPULSEUR		314
I. BÂTIS SUPPORTS-MOTEURS		314
ADAPTATION DU MOTEUR A L'AVION		325
Alimentation en essence		325
Circulation d'huile		357
Circulation d'eau		366
Démarreurs		379
Protection contre l'incendie		387
Causes d'incendie dus au moteur ou à ses accessoires		388
Accessoires moteurs divers		399
L'HÉLICE		404
Caractéristiques des hélices		404
Calculs de résistance d'une hélice		405
Construction des hélices		413
1° Hélices en bois		413
2° Hélices métalliques		418

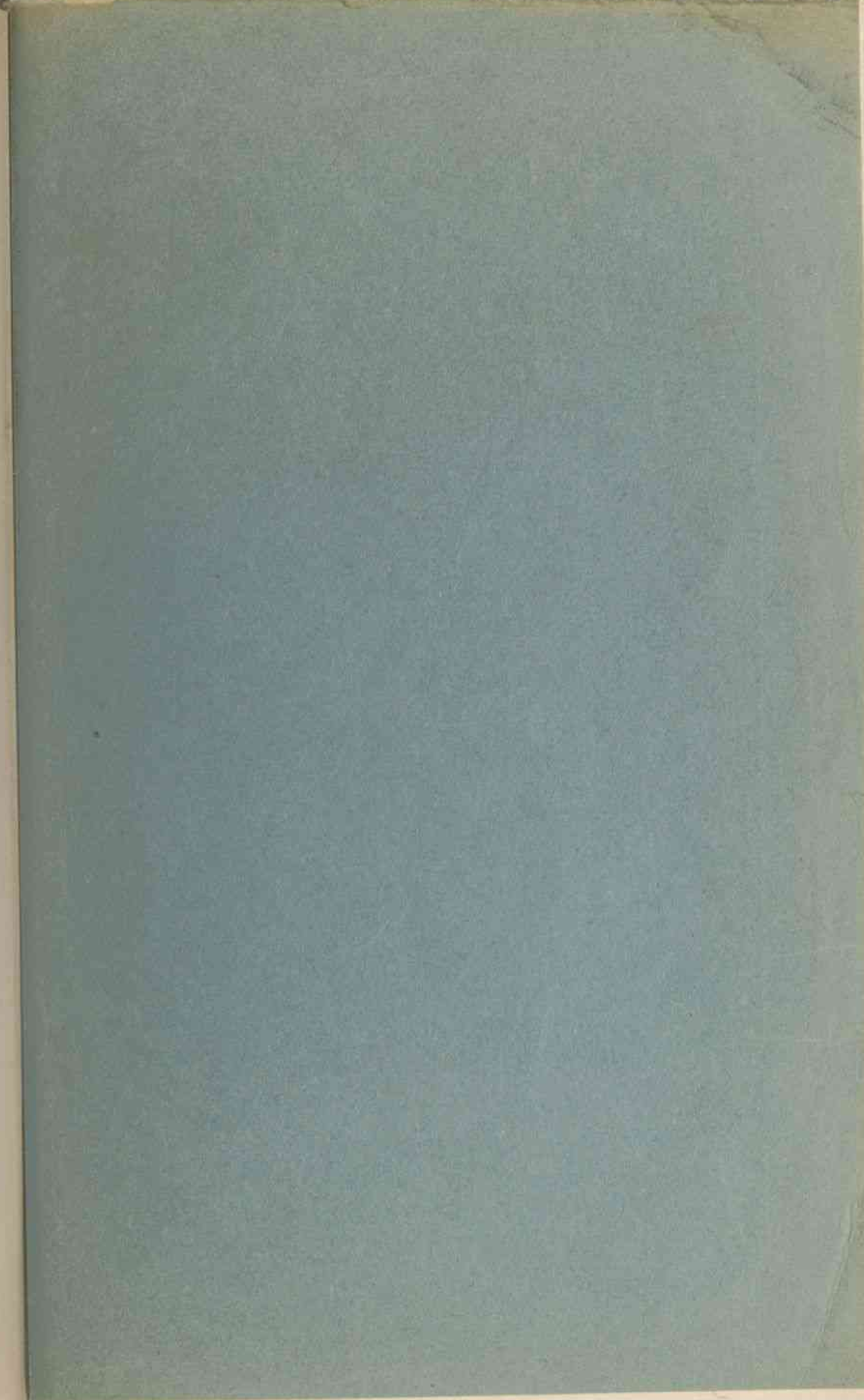
AMÉNAGEMENTS	429
INSTRUMENTS DE BORD ET ÉQUIPEMENTS.....	433
Appareils de pilotage	433
Appareils de navigation	438
Équipement électrique	439
Appareils de T. S. F. de bord.....	448
Photographie	452
Équipement de sécurité Parachute	453
MONTAGE ET RÉGLAGE DES AVIONS	455

APPENDICE.

TABLEAUX D'UNIFICATION	457
------------------------------	-----

CE LIVRE
A ÉTÉ IMPRIMÉ
PAR
MAURICE DARANTIERE
A DIJON
EN DÉCEMBRE
M. CM. XXVI





REVUE GÉNÉRALE DE L'AÉRONAUTIQUE

Revue technique publiant les
mémoires et les travaux des
techniciens les plus réputés de
l'Aéronautique paraissant sur
250 à 280 pages.

LA REVUE GÉNÉRALE DE L'AÉRONAUTIQUE

A publié des mémoires de

Alayrac (Lt.-Colonel), Breguet, Boel, Champsaur, Delbègue (Cap.),
Delcambre (Général), Escande et Rigaud, Fauconnier de Lannoy
(Dr.), Fleury (R. de), Franck (Commandant), Grand (Colonel),
Grimault (Cap.), Herrmann, Huguet (Cap.), Lamy (Cap.), Lapreste,
Lehr (Cap.), Létang, Magnus (Cap.), Monnin, Riabouchinsky, Richard
(P. et M.), Robert, Roca (Lieutenant), Rosaldy, Royer, Soulages,
Suffrin-Hébert (Cap.), Thouvenot, Verneuil (Cap.),
Witoszinski, Wolff et Koning

Le Numéro : 30 francs
Abonnement d'un an
France : 100 francs
Étranger : 120 francs

Librairie Aéronautique

Étienne CHIRON, Éditeur,
40, rue de Seine, PARIS (VI^e)

Chèques postaux : Paris 53-85



