

Titre : Nos avions. L'essor et l'atterrissage (ou l'amerrissage)

Auteur : Percheron, Maurice

Mots-clés : Avions*France*1870-1914

Description : 1 vol. (XII-143 p.) ; 23 cm

Adresse : Paris : E. Dunod et E. Pinat, 1914

Cote de l'exemplaire : CNAM-BIB 8 Ca 461

URL permanente : <http://cnum.cnam.fr/redir?8CA461>

L'ESSOR
ET
L'ATTERRISSAGE
(ou L'AMERRISSAGE)

Tous droits de traduction, reproduction et adaptation réservés
pour tous pays.
Copyright by H. Dunod et E. Pinat 1914.

NOS AVIONS

8^o Ca 461

L'ESSOR ET L'ATERRISSAGE

(ou L'AMERRISSAGE)

PAR

Maurice PERCHERON

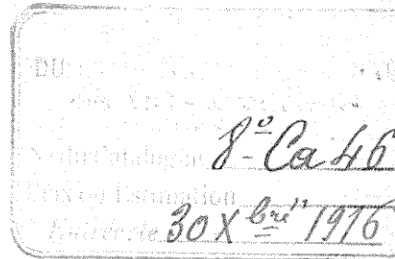
DIPLÔMÉ DE L'ÉCOLE SUPÉRIEURE D'AÉRONAUTIQUE ET DE CONSTRUCTION MÉCANIQUE
INGÉNIEUR ATTACHÉ A L'ÉTABLISSEMENT CENTRAL D'AÉRONAUTIQUE MILITAIRE



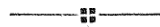
H. DUNOD & E. PINAT, Editeurs
47 et 49, Quai des Grands-Augustins
PARIS

1914

IMPORTÉ DE BELGIQUE



P R É F A C E



Lorsque M. Percheron est venu me demander d'écrire une préface pour son ouvrage, j'ai été embarrassé pour deux raisons : d'abord, parce qu'il est ancien élève de l'Ecole supérieure d'Aéronautique et de Construction mécanique, et que je puis, par conséquent, être soupçonné de quelque partialité dans mon jugement ; ensuite, parce que je ne suis guère compétent en technique d'aviation, et que je me trouve dès lors mal venu à donner des avis sur des questions que, tant pendant son séjour au laboratoire aérodynamique de M. Eiffel que depuis son entrée à Chalais-Meudon, M. Percheron a étudiées de très près.

Néanmoins, malgré les accusations de partialité et d'incompétence dont je pouvais être l'objet, j'ai accepté la proposition qui m'était faite, mais en me promettant bien de n'émettre qu'avec prudence des opinions sur la technique de la locomotion aérienne et sur l'ouvrage lui-même.

Ce dernier est à la portée de tous ; pas ou presque pas de formules ; de nombreuses figures schématiques permettant de suivre avec facilité les explications du texte. Comme théorie, juste ce qu'il faut pour comprendre les descriptions qui les suivent.

Départ, atterrissage, amerrissage, ce sont aujourd'hui les questions les plus importantes de l'aviation, et en même temps les plus difficiles à résoudre. L'auteur les a traitées avec un profond souci de la logique, et en nous faisant profiter de sa documentation remarquable.

Tant que l'appareil se trouve en plein vol, tout se passe sans difficulté, surtout si le pilote est prudent, — car, il faut bien le dire, on impute aux remous nombre d'accidents, dûs à la seule inexpérience ou aux folies des aviateurs. Mais, lorsque l'on part ou que l'on atterrit, tout ne marche plus aussi régulièrement. L'aviation est le seul genre de locomotion où le véhicule change de milieu en passant du repos au mouvement ou réciproquement ; or, la vitesse dont sont animés nos aéroplanes rend le problème encore plus difficile. Aussi devons-nous savoir gré à l'auteur de nous avoir montré ces questions de l'envol et de l'atterrissage avec tant de clarté et tant de détails.

L'arrivée sur l'eau présente des difficultés plus grandes que sur terre, puisque non seulement il y a là un changement de milieu, mais que l'arrêt s'effectue sur une surface presque toujours agitée. Comme pour l'atterrissage, M. Percheron s'attache à nous présenter avec un soin minutieux toutes les questions relatives à l'amerrissage.

Dans l'état actuel de la navigation par-dessus les mers, on se demande s'il ne serait pas bon, provisoirement s'entend, de renoncer aux flotteurs et de se former à voler au-dessus de l'eau avec des aéroplanes terrestres, comme l'a fait Garros dans sa traversée de la Méditerranée. Certaines personnalités pensent qu'il faut, en même temps, chercher, pour notre future flotte aérienne marine, de vastes appareils,

susceptibles de porter comme nacelles, de véritables bateaux qui, en cas de panne, seraient rapidement débarrassés de leurs ailes gênantes, et transformés ainsi en grands canots capables de tenir la mer. — L'auteur nous discute cela, et nous indique bien d'autres solutions auxquelles le lecteur attachera le plus vif intérêt.

Je viens de parcourir ci-dessus l'ouvrage de M. Percheron, de voler au-dessus de lui, avec une vitesse comparable à celle de nos plus rapides oiseaux mécaniques. Malgré la promesse que je m'étais faite au début, j'ai touché à quelques questions d'ordre technique, c'est-à-dire à des obstacles qui pouvaient présenter pour moi un certain danger : peut-être m'y suis-je un peu contusionné. Mais me voici arrivé à la fin de ce vol, à l'atterrissage ou à l'amerrissage ; et, de ce voyage, il reste dans mon esprit un souvenir de points de vue tout particulièrement intéressants, auxquels le pilote Percheron m'a conduit avec une science consommée, dont je lui sais gré de m'avoir fait profiter.

Commandant ROCHE,
Directeur de l'École supérieure d'Aéronautique
et de Construction mécanique.

AVANT-PROPOS



*Monsieur Maurice PERCHERON,
Ingénieur attaché à l'Etablissement central
d'Aéronautique militaire,
109, Avenue Mozart,
PARIS.*

Cher Monsieur,

*Vous avez bien voulu me demander mon avis sur
un intéressant ouvrage par lequel vous venez de coordonner
des notions générales de mécanique, aérodynamique et
hydrodynamique indispensables à tous ceux qui veulent
s'intéresser tant soit peu à notre industrie.*

*Je profite de cette très agréable occasion pour vous
remercier bien cordialement de l'initiative que vous avez
prise de la sorte.*

*Les phénomènes devant les difficultés desquels nous,
constructeurs d'avions, nous nous trouvons à chaque pas
chaque jour ne sont déconcertants que parce qu'ils ne
sont pas encore suffisamment connus, et il est bon d'en
exposer d'une façon claire et autant que possible élémen-
taire les données, pour guider dans leurs travaux tous nos
collaborateurs et nous faciliter aussi notre tâche propre.
Votre livre doit être entre les mains de tous les pilotes
civils ou militaires, de tous les chefs mécaniciens et
ouvriers qui participent de près ou de loin à l'entretien
ou au montage de nos avions et je lui souhaite le succès
quel il a droit, car il vient à son heure et correspond
à un besoin.*

*Recevez, cher Monsieur, avec mes compliments sin-
cères, l'assurance de mes sentiments les meilleurs.*

Louis BREGUET.

PREMIÈRE PARTIE

Avions terrestres

CHAPITRE I

ESSOR ET ATERRISSAGE

Théorie de l'essor de l'avion.

L'aéroplane doit sa sustentation à l'action de l'air qui agit presque tangentiellement sur les ailes. On doit également atterrir et partir tangentiellement au sol, condition souvent impraticable, car il faut de grands espaces sans obstacles : arbres, piquets, haies, champs de céréales, etc. L'atterrissage peut néanmoins s'effectuer comme nous le verrons plus loin en abordant la terre sous un angle assez prononcé, quitte ensuite à redresser l'appareil ou à absorber le choc. La condition la plus importante est donc de restreindre la lancée. Sous la traction de l'hélice, l'appareil passe de la position repos à une vitesse de roulement telle que celle-ci permette la sustentation de l'appareil. Les Wright obtenaient cette vitesse suffisante au vol en lançant leur biplan au moyen de la chute de deux poids. Cette solution très séduisante, qui réduisait la piste de lancée à quelque 40 mètres, fut abandonnée, car il était presque impossible à l'appareil de repartir sans son pylône de lancement.

L'avion doit emporter son appareil de lancement constitué généralement par un train de roues. Pour s'envoler l'appareil prend sa vitesse en ayant l'incidence la plus petite, ce qui est obtenu en mettant le gouvernail à la descente. Au moment où la vitesse est suffisante, l'appareil quitte le sol sur un coup d'équilibre mis à la montée. Le départ est donc, on le voit, on ne peut plus simple.

Comment doit-on disposer les roues du chassis sur l'avion ?

En vol les forces sont à rapporter à trois axes d'oscillation passant par le centre de gravité ; à l'essor toutes les forces seront ramenées à l'axe d'oscillation que constitue l'essieu.

Il faut examiner les forces agissant pendant la lancée et les comparer à celles agissant en vol. Les mouvements de lacet, les virages, se font autour d'un axe vertical passant par le milieu de l'essieu ; les oscillations longitudinales s'effectuent autour de l'axe lui-même. Or comme il faut passer du régime de roulement au régime de vol sans perturbations, on conçoit qu'il faut placer l'essieu à l'aplomb et le plus près possible du centre de gravité. On conçoit aussi que cette disposition présente en outre l'avantage de faire obéir l'aéroplane roulant aux mêmes manœuvres que l'aéroplane volant ; le premier en effet est en équilibre sur ses roues, comme l'avion en vol s'équilibre autour de son centre de gravité. Cependant il faut que le centre de gravité et l'essieu ne soient pas à une trop grande distance, car si les manœuvres sont identiques pendant la lancée et le vol, elles doivent être réduites à l'essor pour éviter une amplitude dangereuse.

Comment faut-il placer l'essieu par rapport au centre de dérive latérale ? Celui-ci étant confondu avec le centre de gravité, il suffira de placer l'essieu à son aplomb. Néanmoins il ne faut pas le placer sur la verticale même qui passe par le centre de gravité de l'appareil, mais en avant, sans quoi au départ, la traction de l'hélice fait capoter l'appareil qui n'a pas de vitesse.

Calculons sa distance d au centre de gravité. Supposons celui-ci très haut comme dans le Bréguet : 1^m90 environ au-dessus de l'essieu. La traction de l'hélice, $F = \frac{1}{5}$ du poids, au départ. Les moments devant être égaux ; on aura :

$$1,90 \times \frac{P}{5} = d \times P$$

donc :
$$d = \frac{1,90}{5} = 0,38 \text{ m.}$$

A mesure que la vitesse augmente, la résistance de l'air entre en jeu : sa composante R_x se retranche de la traction F en réduisant le couple de capotage ; la composante R_y diminue les chances de capotage par force vive, car l'aéroplane se soulève peu à peu et la résistance au roulement, qui est fonction du poids, diminue.

Théorie de l'atterrissage.

L'atterrissage est la manœuvre la plus délicate à exécuter. En dehors de tous les accidents qui peuvent la troubler (remous, obstacles), elle est très complexe par sa nature même.

On peut diviser l'atterrissage en deux phases :

1^o passage du régime de vol au régime de roulement sans perturbation ;

2^o absorption de la force vive et arrêt de l'appareil sur le plus petit espace. (Fig. 1).

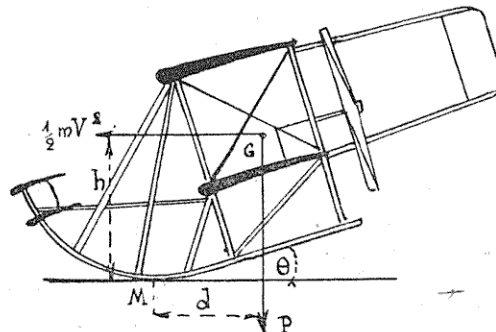


Fig. 1.

Si l'appareil atterrit par vent nul : il est soumis aux forces suivantes en vol : traction de l'hélice, résistance de l'air, poids. Selon le théorème de d'Alembert, la force d'inertie faisait équilibre aux forces appliquées.

A l'atterrissage, il est soumis aux forces suivantes :

Poids P appliqué au centre de gravité ;

R_x appliqué au centre de poussée ;

T effort supporté par les roues ou le patin.

On voit donc qu'il entre en jeu une nouvelle force qui doit amorcer un couple tendant à faire capoter l'appareil. Au moment même où l'appareil prend contact, il tend à tourner autour de son centre de gravité. Le moment de la résistance des roues ou du patin est :

$$T \times h$$

Quand le contact s'est établi, soit par écrasement des pneus, soit par augmentation de la surface du patin, les mouvements s'effectuent autour de l'essieu ou du point de contact du patin. La force d'inertie tend alors à faire capoter l'appareil.

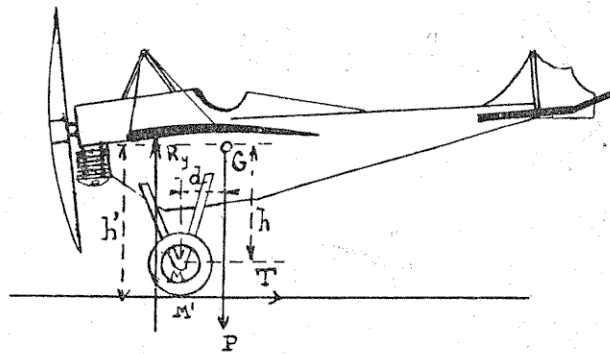


Fig. 2.

Ce mouvement de rotation est combattu par : le moment de la composante horizontale R_x de la résistance de l'air, par rapport au centre de rotation ; le moment de P par rapport au centre de rotation, en admettant qu'il soit positif, c'est-à-dire que l'essieu soit en avant du centre de gravité.

Le contact étant obtenu avec le sol, il faut alors absorber la force vive.

Quand l'appareil descend en vol plané, il suit une trajectoire inclinée, d'une pente variant entre $\frac{1}{4,4}$ (Blériot côte à côte) à $\frac{1}{9}$ (Maurice Farman) ; la pente moyenne est $\frac{1}{6,1}$. La vitesse peut augmenter beaucoup et des diagram-

mes significatifs ont été relevés au cours du concours militaire Anglais 1913 (1). L'augmentation de vitesse est d'environ $\frac{1}{12}$ de la vitesse de vol. La force vive de l'appareil est dirigée suivant son axe qui est lui-même incliné ; il y aura donc une composante verticale tendant à plaquer l'appareil sur le sol d'autant plus violemment que la trajectoire sera plus inclinée. C'est cette composante verticale que l'on absorbe au moyen d'amortisseurs ; la composante horizontale doit être amortie le plus rapidement possible. Les forces de ralentissement R_x ou T entrent alors en jeu pour éteindre rapidement la vitesse de l'appareil.

Nous allons examiner plus loin en détails les systèmes employant T ou R .

Auparavant on peut étudier le cas où il existe un vent quelconque. Supposons-le soufflant dans l'axe de l'appareil : la force vive deviendra :

$$\frac{1}{2}m (V \pm v)^2$$

Pour diminuer cette force vive, on a intérêt à diminuer la vitesse relativement au sol, donc à atterrir vent debout.

Si le vent vient de travers, il s'exerce une force appliquée au centre de dérive coïncidant avec le centre de gravité. L'appareil atterrira avec un mouvement de translation de dérive, et abordera le sol suivant une direction donnée par la composition des vitesses du vent et de l'avion, c'est-à-dire dans des conditions très défectueuses.

(1) Technique Aéronautique, 15 mars 1913.

CHAPITRE II

AMORTISSEURS

Nous entreprendrons plus loin, avec un essai de classification, une étude détaillée des amortisseurs ; mais il convient dès à présent de fixer les idées surtout sur les divers genres d'amortisseurs proprement dits. On peut les classer en quatre groupes principaux.

1° Les amortisseurs basés sur l'absorption de la composante verticale de la force vive par un système travaillant à l'extension ; ce système est représenté par Blériot, l'amortisseur employé étant le plus souvent l'extenseur Sandow. Celui-ci est formé par des faisceaux de brins de caoutchouc parallèles réunis à leurs extrémités, et gainés dans une étoffe extensible. Il est difficile de les calculer, car le caoutchouc est plus au moins serré, plus ou moins pur, etc. ; on peut néanmoins prendre une section totale en cm^2 telle que

$$S = \frac{P}{10} \quad P = \text{poids en kg.}$$

répartie en plusieurs Sandow. On ne prend que rarement des ressorts travaillant à l'extension, car les efforts peuvent atteindre de grandes valeurs et amener des déformations permanentes.

2° Les amortisseurs employant des ressorts travaillant à la compression, ceux-ci risquant moins de se déformer. M. Soreau a signalé que l'aéroplane atteignant obliquement le sol, il serait naturel que l'amortisseur travaillât dans la direction de la trajectoire et fût soumis à un effort dirigé suivant son axe. (Maurice Farman 1910) (Fig. 3). On peut donner un aperçu du calcul d'un tel ressort.

Chaque ressort a une tension primitive ;

$$P_0 = \frac{P}{N}$$

N = nombre de ressorts employés.

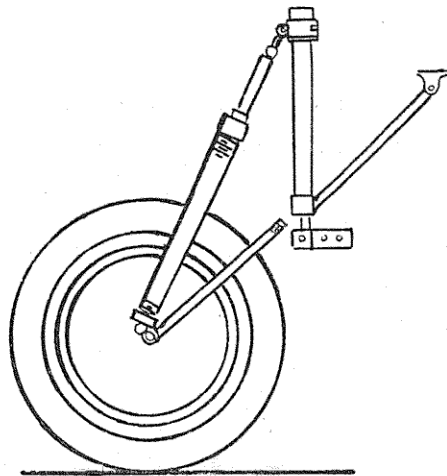


Fig. 3.

La charge finale peut être comptée double :

$$P_1 = 2 P_0$$

D'après la formule de Reuleaux :

$$P_1 = S \frac{\pi}{16} \cdot \frac{d^3}{R} \cdot S = \text{charge pratique par m/m}$$

$$P_1 = 7.85 \frac{d^3}{R} \text{ avec } S = 40.000$$

d'où on tire R (rayon extérieur), d = diamètre du fil.

Il faut calculer la perte de flèche :

$$f_1 = \frac{32 P_1 R^2 l}{\pi G d^4}$$

f_1 = flèche totale sous la charge P_1 ;

l = longueur développée = $2 \pi n R$;

$G = 8000$ module d'élasticité,

ce qui conduit en remplaçant P_1 par sa valeur, à :

$$f_1 = 0,0628 \frac{R^2 n}{d}$$

Il y a la même relation entre f_1 et f_0 qu'entre P_1 et P_0 , d'où f_0 . On peut tirer ainsi n en fonction de d , ou inversement. Enfin il faut connaître pour avoir f_1 , la longueur initiale du ressort = Z .

Elle comprend n fois le diamètre du fil, plus la course admise, plus le jeu nécessaire entre chaque spire (variable selon le diamètre extérieur du ressort : 15 m/m environ).

La déformation f_1 dans le sens de l'axe du cylindre sur lequel les ressorts sont enroulés est proportionnelle à la charge P_1 . Pour un ressort en fil rond de diamètre d faisant n spires dans sa longueur l on a :

$$P_1 = \frac{\pi}{16} \frac{d^3}{R} S$$

et

$$f_1 = \frac{64}{G} \frac{n}{d^4} \frac{P_1 r^3}{d^4}$$

Mais le plus souvent des irrégularités de fabrication, dues à la trempe ne permettent de se servir de ces formules que comme moyens de comparaison.

3° Une troisième solution consiste à adopter les ressorts à lames travaillant à la flexion (Nieuport).

Le calcul de ceux-ci est très facile car on a à considérer le calcul d'une pièce encastrée. Les ressorts en acier au silicium ou au tungstène ont une flèche initiale de $\frac{1}{12}$ à $\frac{1}{17}$ et une flexibilité de

25 à 30 c/m pour $P_0 < 750$

Afin d'éviter aux déplacements latéraux, on emploie des étoquiaux, petits goujons placés à la partie inférieure des ressorts, se logeant dans des rainures pratiquées dans la lame qui vient au-dessous. Cela affaiblit la section et il faut préférer les nervures dorsales s'emmanchant les unes dans les autres comme l'a fait Nieuport.

Lorsqu'il s'agit de calculer un ressort à lames on se donne : la largeur a des feuilles.

La flexion par unité de poids : V (flexibilité).

La charge normale $2 P_0$.

L'allongement α correspondant à la charge normale.

La longueur développée de la feuille $2L$.

Les charges étant proportionnelles aux allongements, la charge $2P_1$ capable de produire l'aplatissement complet est :

$$2 P_1 = 2 P_0 \frac{\alpha}{\alpha} \quad (1)$$

La valeur P_1 étant connue, on en déduit la flèche de fabrication :

$$f_1 = 2 K P_1$$

et le rayon moyen des feuilles :

$$r = \frac{L^2}{2 f_1} = \frac{L^2}{4 K P_1}$$

enfin leur épaisseur :

$$e = 2 r i = i \frac{L^2}{2 K P_1} = \frac{\alpha L^2}{2 K P_0} \quad \left(\text{car } P_1 = P_0 \frac{i}{\alpha} \right)$$

l'étagement se détermine ensuite par la formule :

$$l = \frac{E I}{P_1 r} = \frac{E \alpha e^3}{12 P_1 r} \quad (E = 2 \times 10^{10})$$

(I = module d'inertie)

Le nombre de feuilles est :

$$n = \frac{L}{l}$$

n sera entier ; si le nombre est fractionnaire, on prendra le nombre entier immédiatement en-dessous, car il n'y a aucun inconvénient à diminuer cette valeur, les dernières feuilles n'ayant sur la flexibilité et la résistance du ressort qu'une influence négligeable.

4° Enfin nous avons les amortisseurs hydrauliques et hydropneumatiques.

(1) i allongement des fibres situées sur les faces extrêmes.

$$i = \frac{e}{2} \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{r'} \right)$$

e = épaisseur.

r = rayon de courbure de fabrication.

r' = » » après flexion.

Sir Hiram Maxim a combiné un amortisseur purement pneumatique composé d'un long cylindre hermétique, dans lequel se meut un piston dont la tige se fixe au moyeu de la roue. Au repos on comprime de l'air au dessus du piston, avec une pompe de bicyclette, de manière à faire sortir la tige du cylindre, tout en supportant la charge de l'appareil. Au moment du choc, le piston est repoussé : il comprime l'air et lorsque le piston arrive au milieu de sa course et que la pression atteint 23 Kg. par cm^2 , un orifice très étroit s'ouvre, par lequel l'air s'échappe, en absorbant la force vive de la descente.

L'amortisseur Bréguet est oléo-pneumatique. Il s'agit comme dans tous les appareils de ce genre, d'un piston glis-

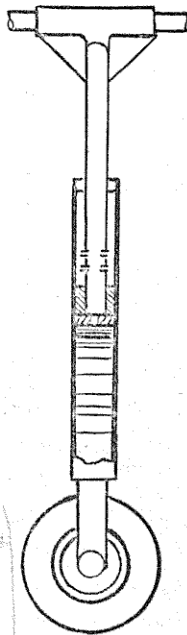


Fig. 4.

sant dans un cylindre allongé faisant corps de pompe. La tige est constituée par un tube creux percé de lumières ; au moment du vol, le corps de pompe, sollicité par son propre poids et celui de la roue, descend ; le piston est en haut.

de sa course. L'huile remplit la cavité inférieure, en dessous du piston. Lorsqu'à la descente la roue vient heurter le sol, le système tend à se raccourcir ; le piston presse sur l'huile qui, par un petit orifice, passe dans la tige creuse et de là, par les lumières dans l'espace annulaire, au-dessus du piston. La force vive de l'aéroplane se trouve ainsi amortie progressivement, pendant que le piston descend dans le cylindre et se trouve transformée en calories échauffant le liquide.

A orifice constant, la vitesse de descente du piston est proportionnelle à la vitesse d'écoulement du liquide, c'est-à-dire à la racine carrée de la pression sur le liquide.

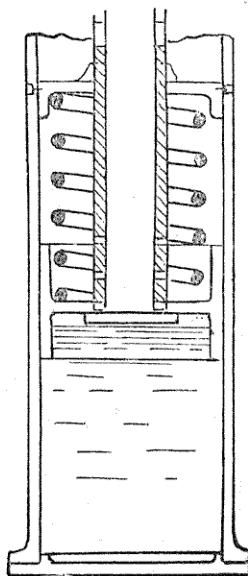


Fig. 5.

Pour un amortissement rationnel, il serait bon que la vitesse de refoulement fut plus rapide au moment du choc et tant que la pression est la plus forte. M. Louis Bréguet a perfectionné son appareil en rendant la descente du piston proportionnelle à la pression et même à son carré. Il

suffit qu'à chaque instant les orifices d'écoulement aient une section convenable. On a disposé un assez grand nombre de lumières se démasquant suivant la pression. L'appareil se compose de deux disques, l'un fixe sur le cylindre, l'autre pouvant coulisser ; entre les deux un ressort à boudin. Quand la pression de l'huile augmente, le disque mobile remonte en comprimant le ressort et démasque successivement les lumières par lesquelles l'huile pénètre dans la tige creuse, pour aller gagner au-dessus du disque fixe, les orifices de la tige du piston qui lui permettront de se répandre dans l'espace périphérique. Quand, sous un effort très violent, le piston va à fond de course, il reste un ressort à boudin qui entre en jeu et, en se comprimant, absorbe l'excès de force vive.

CHAPITRE III

ETABLISSEMENT DES CHASSIS

Avant d'entreprendre l'étude détaillée des chassiss, nous allons rappeler quelques conditions que tous les chassiss doivent remplir.

Le chassiss doit tout d'abord reprendre contact avec le sol, en donnant immédiatement à l'aéroplane une base de sustentation dans les deux sens, longitudinal et latéral. A cette condition, absolument nécessaire, on évitera le bris d'une aile et le capotage. On peut prendre comme exemples les chassiss à essieux élémentaires orientables et ceux dont les roues sont disposées en triangle. On place généralement deux roues à l'avant et une à l'arrière. Toutefois la queue de l'appareil se soulevant dès le début de l'envol, on peut remplacer la roue arrière par un simple patin qui fait frein à l'atterrissage. La base du triangle doit être grande et l'essieu avant doit avoir un empattement assez large pour maintenir l'aéroplane horizontal, malgré les efforts qui tendent à le faire osciller transversalement (3 mètres environ). Dans quelques anciens appareils du début, de grande envergure, le bout des ailes venait dans ces oscillations toucher le sol ; on avait pourvu ces ailes à leur extrémité de petites roues. Sur l'Antoinette, elles étaient au bout de poinçons placés au milieu des ailes. On adopta plus tard le cerceau d'acier (Voisin).

Le nombre des points d'appui sur le sol doit être multiplié dans une certaine mesure proportionnellement au poids de l'appareil, car il est essentiel qu'une longueur suffisante du

fuselage soit intéressée au choc de l'atterrissage. Ces points d'appui seront reliés à l'appareil par des organes un peu souples (amortisseurs).

Le châssis doit fonctionner dans des terrains accidentés et encombrés ; le programme du Concours militaire anglais était très sévère sur les atterrissages en divers terrains. Le châssis doit à chaque instant se mouler par ses différents points d'appui sur le sol le plus accidenté, et les amortisseurs à retour lent sont ici très inférieurs. Le Farman répond très bien à cette condition : son essieu à deux roues permet à l'une d'elles de descendre dans une dénivellation en réduisant de moitié l'inclinaison transversale de l'appareil. Le Nieuport est aussi monté de telle façon que le roulis ne soulève jamais une des roues, l'essieu de celles-ci étant constitué par un ressort à lames.

CHAPITRE IV

CHASSIS A ROUES

Les chassis à roues sont les ancêtres des chassis d'atterrissage. Ce n'est que beaucoup plus tard que l'on adopta les patins.

Ader avait sur l'Eole, trois roues de faible diamètre disposées en triangle, et dont l'empattement d'avant était très petit.

Santos Dumont avait muni son 14 *bis* d'un ingénieux chassis, mais assez fragile. Ainsi que le montre la fig. 6, l'essieu formait la grande base d'un cadre trapézoïdal et pouvait

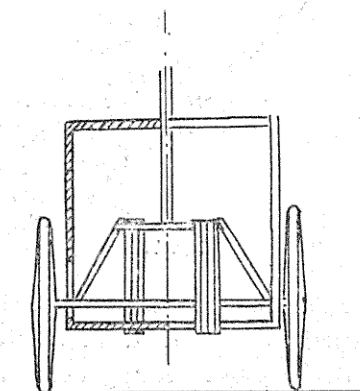


Fig. 6.

coulisser dans les montants ajourés d'un cadre rectangulaire fixé à l'aéroplane. Deux exercices Sadow réunissaient la barre inférieure du rectangle à la petite base du trapèze.

Les roues se présentaient toujours normalement au sol grâce à l'existence de rainures pratiquées dans le bâti rectangulaire ; elles permettaient les atterrissages penchés ; mais, dans les atterrissages de travers, l'empattement étant petit, les exercices travaillaient mal à partir d'un certain angle. Enfin les roues étaient trop légères, de trop grand diamètre, et étaient montées sur des essieux trop courts sans aucune orientabilité.

Voisin apporta un grand progrès aux châssis en adoptant l'orientabilité des roues.

Le châssis se composait d'un cadre à peu près vertical, dont les montants encadraient le fuselage et pouvaient coulisser en comprimant deux ressorts à boudins (fig. 7). Pour éviter le flambage de ces montants, on les avait munis de poinçons et de haubans.

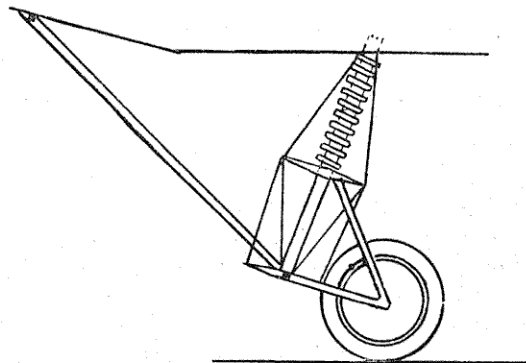


Fig. 7.

Les roues, montées sur fourches triangulaires, pouvaient osciller latéralement autour de deux montants parallèles aux montants principaux. Il n'y avait aucune liaison élastique entre les roues et le châssis. Un système de parallélogramme assurait le parallélisme des roues, suivant leur orientation. Enfin deux bielles articulées au fuselage et au châssis limitaient le recul de celui-ci. Ce châssis est encore, sans grandes modifications, le châssis actuel. Une paire de petites roues placées à l'avant sous le fuselage prévient le capotage.

Le chassis Blériot est constitué par deux roues parallèles orientables. Chacune d'elles est montée sur deux fourches articulées de longueurs invariables (fig. 8).

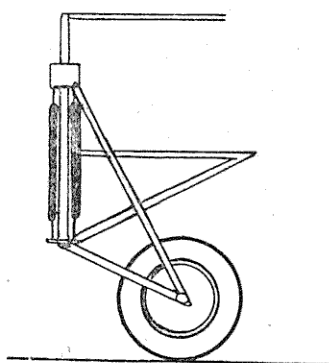


Fig. 8.

La fourche inférieure est rattachée par un joint à la cardan à la base d'un montant vertical du chassis. La fourche supérieure est articulée sur un collier pouvant coulisser le long du montant et réunie par deux extenseurs à la base du cadre. Comme dans le Voisin, les roues reculent et remontent. Le parallélisme des roues est maintenu par une entretoise d'accouplement ; les roues sont rappelées au point mort par un des deux modes suivants (fig. 10).

Le cadre rectangulaire est formé de deux planches reliées par des tubes verticaux. Depuis l'accident du lieutenant de Ville d'Avray, que certains attribuèrent à la rupture de

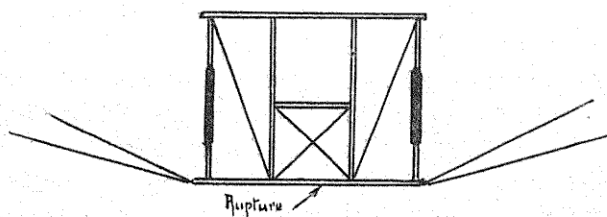


Fig. 9.

la planche inférieure, cette dernière a été renforcée par un tube en U. Un sanglage en ruban d'acier assure au cadre une certaine rigidité (fig. 9).

En général le Blériot est bien centré pour décoller. A l'essor, l'orientabilité des roues peut faire faire les chevaux de bois ; la souplesse de l'amortisseur est également un peu grande.

Au Concours Militaire de 1911, Blériot avait adopté sur un appareil des roues triples, et sur l'autre de gros pneus, destinés à répartir la pression sur une plus grande surface. Un défaut de centrage semble avoir provoqué le capotage des appareils, qui n'ont pu ainsi montrer leur facilité, d'atterrissage et surtout d'envol.

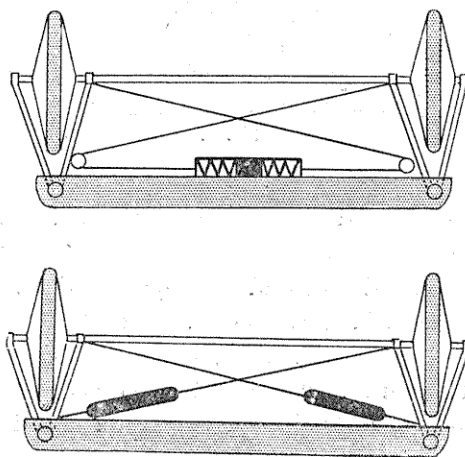


Fig. 10.

A propos de grande surface de contact, on peut rappeler le chassis de l'Astra (triplan) du Concours Militaire. Il était constitué par quatre grandes roues de front, dont l'axe coïncidait avec le bord d'attaque du plan inférieur, montées directement sur le bâti sans interposition d'aucun amortisseur. Ces roues étaient énormes, et munies de pneus volumineux gonflés à 2 Kg 5 de pression intérieure. La surface d'appui sur le sol était très grande et l'amortissement des chocs obtenus par l'élasticité du matelas d'air des roues, très suffisant.

Le Rep primitif de 1909 est à citer pour mémoire : il comportait une roue centrale très robuste, disposée à

l'aplomb du centre de gravité et montée sur un frein oléo-pneumatique.

M. Gagneux a proposé l'adoption de fortes roues montées sur un triangle indéformable en tubes, un gros ressort à boudin travaillant à la compression peut donner une grande course à tout le système.

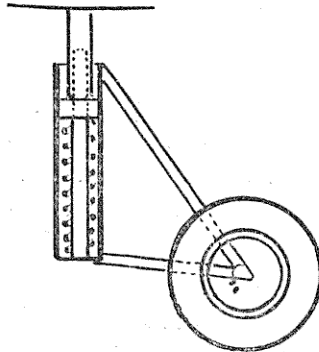


Fig. 11.

Ce chassis présente le gros inconvénient de ne pas faire travailler le ressort et les tubes télescopés suivant leur axe, leur guidage supportant des efforts inadmissibles (fig. 11).

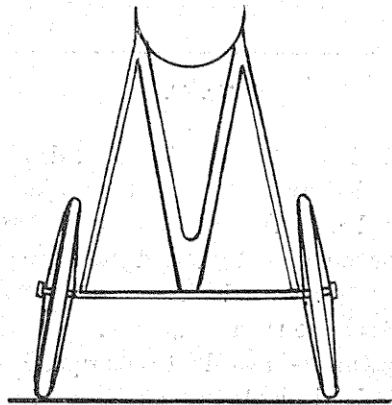


Fig. 12.

Santos Sumont avait monté sur sa Demoiselle, deux roues sans amortisseurs (fig. 12). Aux extrémités d'un essieu

horizontal étaient calées obliquement vers le haut, deux fusées pour donner de la stabilité au châssis.

En cas d'atterrissage penché, ce carrossage à l'envers permettait à la roue touchant la première le sol de le rencontrer normalement sans risquer de se déformer.

Sur le Morane cross-country 1912, le châssis ne comportait aucun amortisseur et les pneus étaient de diamètre normal. Il fallait atterrir très tangentiellement pour ne pas avoir de composante verticale de la force vive à amortir. Ce dispositif a été abandonné ; à présent le châssis en tubes en ogive est formé de 4 tubes dans le même plan présentant l'aspect d'un M (fig. 13). Deux jambes de force obliques viennent se rattacher près des fusées.

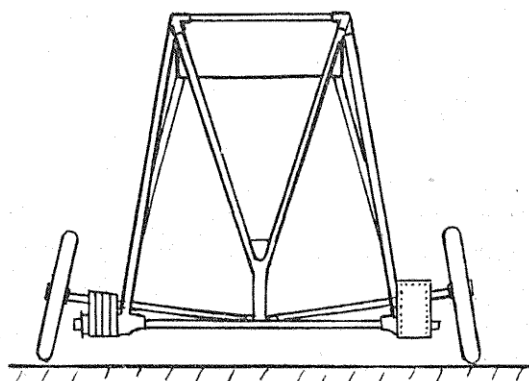


Fig. 13.

A la base de l'M sont articulés deux demi-essieux passant par une glissière ménagée entre les jambes de force, ils portent en dehors de l'M une roue de 600×65 , reliée au châssis par un enroulement d'exerciseur protégé par une boîte. Il n'y a pas de haubannage et c'est là une solution à retenir pour sa simplicité.

Le châssis Clément-Bayard est remarquable de simplicité et de facilité de démontage. Il se compose de 4 tubes obliques attachés au fuselage, et se raccordant deux par deux aux extrémités d'un tube entretoise fixe (fig. 14)

Au-dessus de ce dernier, est un tube-essieu qui lui est relié par deux paires de compas, il reçoit les deux roues montées folles à ses extrémités. L'essieu est maintenu par des amortisseurs en caoutchouc et peut coulisser dans deux glissières verticales. Il y a un léger haubannage.

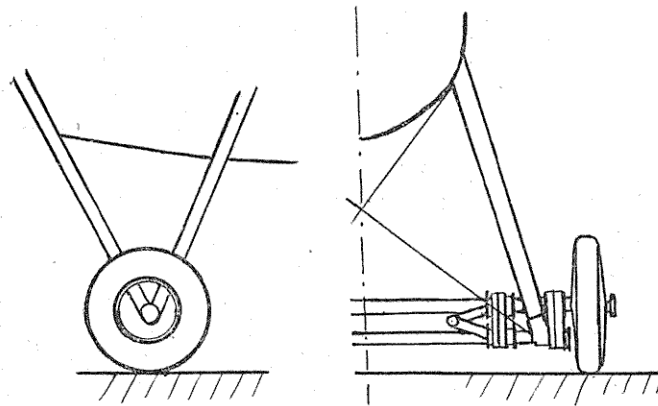


Fig. 14.

Enfin nous terminons cette étude par le Deperdussin. Deux jambes de force d'une seule pièce, en bois contre-

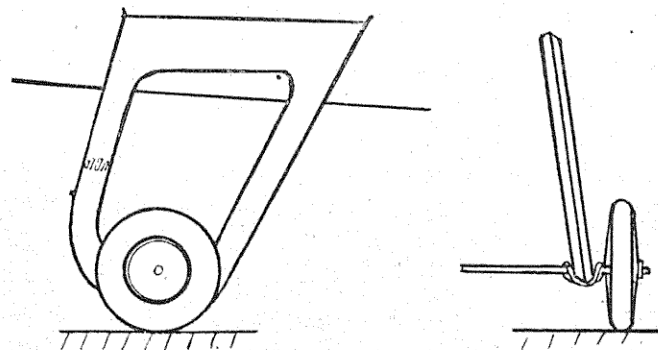


Fig. 15.

plaqué profilé, sont réunies par deux essieux fixes et par des câbles (fig. 15).

Un essieu porte-roues est retenu par un tortillage d'exerciseur, au bas arrondi de ces jambes de force, qui sont plutôt des joues.

Les châssis à roues sont ceux qui font probablement conviennent le mieux à l'envol, mais ils permettent difficilement, surtout pour un appareil rapide, l'atterrissage sûr et l'arrêt rapide en terrains variés. Le Deperdussin de Prévost mettait à la coupe Gordon-Benett, un kilomètre pour s'arrêter ; ou bien l'arrêt est trop rapide et l'appareil capote. Mais de tous les systèmes à roues devenus si en faveur depuis dix mois, il faudrait bannir les traverses à proximité du sol, reliant les roues ou les jambes de force ; cela pour éviter le capotage provoqué par l'arrêt brusque amené par la rencontre d'une barre avec une aspérité du sol. Le système à roues est le plus doux et le moins fatigant pour l'armature de l'appareil, car sous la flexion des amortisseurs, les roues s'effacent puis rebondissent jusqu'à ce que la force vive verticale soit absorbée par leurs frottements internes.

CHAPITRE V

CHASSIS A PATINS

De multiples causes peuvent provoquer le capotage d'un appareil muni d'un chassis à roues. Nous avons vu que la barre d'essieu peut être calée brusquement par un obstacle; l'accident est évitable. Dans des terrains herbeux: luzerne, céréales, les tiges très résistantes peuvent s'accrocher aux rayons, aux jambes de force et faire culbuter l'aéroplane par arrêt brusque; on prévient ces accidents en adoptant des roues hautes munies de flasques pleins. Mais il existe des inconvénients irrémédiables: la force vive horizontale est très difficile à absorber et l'appareil ne s'arrête qu'au bout d'un temps très long; en outre en terrain accidenté, le chassis à roues est nettement inférieur, car les sillons doivent être pris en travers aussi bien qu'en long.

Dans ces conditions un biplan tend moins à capoter, mais il s'effondre; le monoplan au contraire fait le pylône ou « se met à genoux ».

Des patins bien prolongés en avant préviennent ces accidents. En effet, le chassis se trouvant brusquement immobilisé, l'appareil continue toujours à avancer avec la vitesse qu'il avait, et le système tend à effectuer une rotation autour de son point d'appui. Au cours de la trajectoire ascendante du centre de gravité, il se produit un travail se déduisant de la force vive. Si la somme des deux est nulle avant que le centre de gravité soit à l'aplomb du point fixe, l'appareil revient à sa position normale.

Comme nous l'avons vu dans l'étude théorique de l'atterrissage, on ne peut concilier le problème de l'essor et celui

de l'atterrissage. Si l'appareil n'a que des roues, il faudrait que celles-ci, bien placées pour le départ, puissent être reportées en avant pour l'atterrissage ; sinon il faut que quelque chose, placé assez loin en avant, oblige le centre de gravité à décrire, avant de capoter, un arc de cercle de grand rayon. Nous verrons plus loin l'utilité du patin pour le freinage.

Ce système mixte : roues pour le lancement, patins pour le freinage et contre le capotage, a été préconisé par le Lieutenant-Colonel Bouttiaux, et est fréquemment employé. Il est bon de donner aux patins une large voie, et de les terminer par une volute assez prononcée. Le freinage agissant sur l'avant, l'arrière peut très bien se soulever et à la limite l'appareil capote ; lorsque la volute se développe à l'avant, le point de rotation sur le sol s'éloigne de plus en plus des masses pesantes, qui par suite ramènent tout le système vers la terre (Wright, Maurice Farman).

1° Patin central indépendant.

Le chassis de l'Antoinette peut servir de type dans cette classe. Il était constitué par un essieu horizontal porteur de deux roues et monté sur une frein pneumatique. Ce dernier comprenait un piston relié à l'essieu et un corps de pompe relié au chassis (fig. 16).

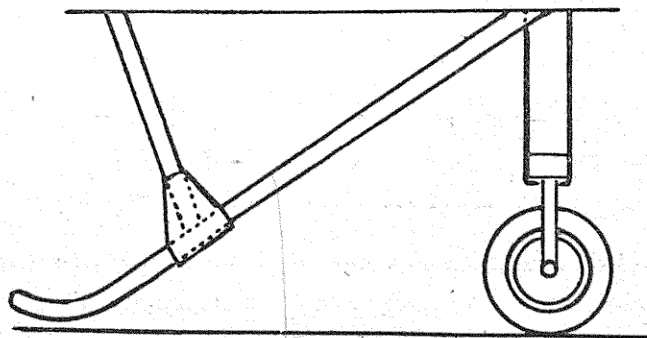


Fig. 16.

Une béquille en frêne protégeait l'hélice et faisait frein ; une crosse en tôle évitait l'engagement du patin dans la

terre. Les roues étaient à l'aplomb du centre de gravité, ce qui était bon pour le départ, mais ce qui nécessitait pour l'atterrissage un organe plus sûr que la béquille, et fait d'un bois plus robuste que le frêne. Le piston et l'essieu étaient haubannés avec le fuselage et le patin.

La maison anglaise Martin-Handasyde avait eu l'idée de supprimer cette béquille trop fragile et l'avait remplacée par un patin de frêne très puissant, sans sabot. L'amortisseur proprement dit est constitué par un ressort à lames, transversal, en bois, plus tard remplacé par de l'acier, et fixé en son milieu à un poinçon vertical. Du point de jonction des roues au ressort, partent deux tubes qui vont s'attacher au sommet du poinçon et qui peuvent se télescoper en comprimant un ressort à boudin. Enfin au pied du poinçon s'articulent deux demi-essieux fixés tout le long du ressort et permettant aux roues de se déplacer verticalement.

Le châssis Zodiac se compose d'un essieu mobile portant deux roues de 600×90 , monté sur un tube vertical central, par l'intermédiaire d'un triangle en tubes d'acier. (fig. 17).

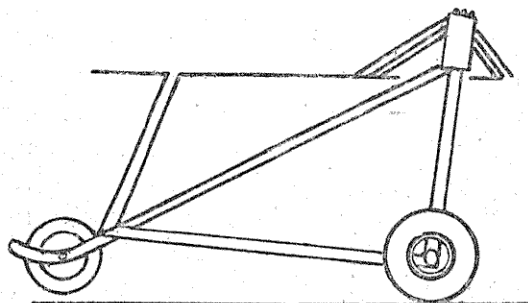


Fig. 17.

Ce tube central de grande section supporte tout l'appareil. Il entre dans le fuselage, et transmet les chocs à une série d'amortisseurs en caoutchouc placés dans le fuselage. Des bielles de connexion permettent des mouvements latéraux et longitudinaux. A l'avant est fixé un patin central très robuste qui protège l'hélice même pour des atterrissages très piqués. Ce patin très recourbé au

bout, porte deux petites roues l'empêchant de s'engager dans les terres meubles.

Le chassis du Savary est extrêmement robuste et bien étudié. Il se compose d'un patin central de section en T, relié à l'aéroplane par deux longerons en tubes d'acier s'arc-boutant sur le bord avant de la cellule. Des jambes de force verticales viennent se fixer sur le ski (fig. 18 plan).

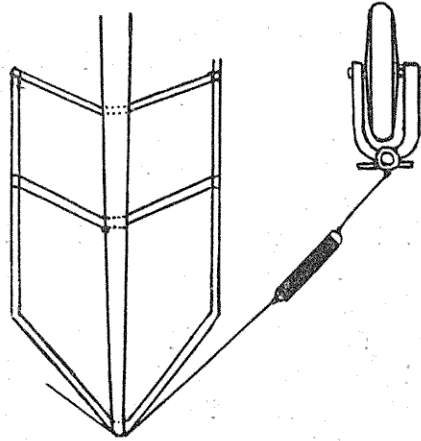


Fig. 18.

De part et d'autre du patin se trouvent deux roues munies de gros pneus et montées dans des fourches en tubes d'acier, mobiles autour de leurs deux axes, l'un vertical l'autre horizontal. Des extenseurs fixés à la pointe avant du ski les rappellent. La voie de 4^m permet les atterrissages penchés ; les roues indépendantes permettent l'essor dans les plus mauvais terrains. Le seul défaut de ce chassis est qu'il est un peu lourd.

L'inconvénient de tous ces chassis est la fragilité de la béquille qui cède souvent à un atterrissage piqué.

2° Roues protégées par des patins.

Ce système est caractérisé par le fait que les roues sont effaçables chacune derrière un patin avancé.

Dans le Goupy, les roues sont montées sur un triangle

indéformable, constitué par deux fourches embrassant la roue, et par un tube creux coulissant sur un montant du cadre. Deux exercices rappellent le système (fig. 19).

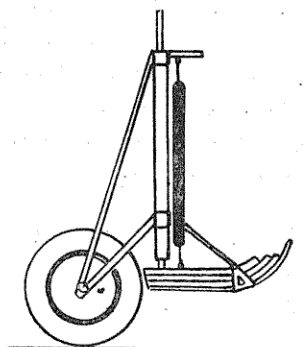


Fig. 19.

A l'avant deux patins s'emmanchent dans les montants prolongés du cadre. Ils se composent d'une semelle en frêne, renforcée en-dessous par une lame d'acier et dessus par un ressort à 4 lames en noyer ; une jambe de force s'articule sur le patin et le cadre du chassis. Ces patins quoique un peu courts, empêchent l'appareil de se caler dans un fossé ou un sillon, mais ils ne préviennent pas le capotage et cassent quelquefois. De même, l'absence de tout développement longitudinal des roues se fait sentir dans les terrains accidentés, où les atterrissages sont durs.

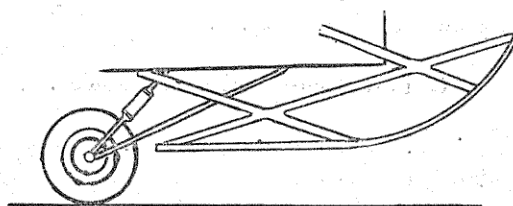


Fig. 20.

Le chassis Maurice Farman (1910), quoique abandonné, était très bien compris. Deux roues couplées, montées élastiquement et orientables, étaient fixées à un large cadre en tubes d'acier (fig. 20). Les roues étaient montées sur des

triangles déformables ; le côté oblique supérieur du triangle formant fourche, se composait de deux tubes à l'intérieur desquels coulissaient deux pistons dont la course est limitée par des ressorts à boudin comprimés ; de gros pneus (700×100) s'ajoutaient pour amortir le choc. L'avantage de ce système était que les ressorts travaillaient très efficacement suivant leur axe, mais le châssis travaillait obliquement. Il y avait en avant deux grands patins de frein dont les volutes avaient 1 m. de rayon et étaient écartés de 3^m10.

Le dernier en date, le Clément Bayard 1911, est constitué par deux roues montées sur des triangles rigides oscillant dans les deux sens autour d'un de leurs sommets (fig. 21).

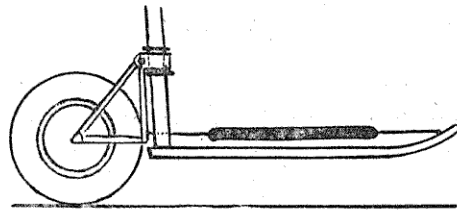


Fig. 21.

Le rappel des roues se fait par trois extenseurs posés horizontalement sur un patin en frein.

Presque tous ces dispositifs ont été abandonnés, car les chocs sur les patins étaient mal distribués, et amenaient régulièrement le bris de ceux-ci.

3° Patin central et roues isolées.

Nous entendons par roues isolées, des roues latérales indépendantes et effaçables.

Le Savary semble un peu se rattacher à cette solution, mais le Nieuport est plus typique encore. Un ressort à lames forme l'essieu qui porte à ses extrémités des fusées, sur celles-ci sont montées les roues présentant un grand contre-carrossage. Un patin central complète le châssis et est supporté par deux ou trois consoles en V, fixées au fuselage et qu'on a réduites à une dans le type 1913.

(fig. 23) ; il porte une bêche pour éviter l'engagement dans la terre. Il sert surtout à protéger l'hélice et pas beaucoup à éviter le capotage (fig. 22).

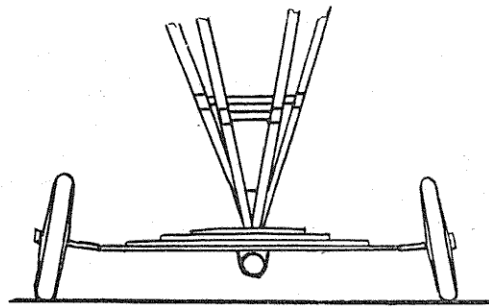


Fig. 22.

Son freinage est insuffisant à cause de la grande puissance des ressorts qui fait rebondir l'appareil à chaque contact avec le sol ; néanmoins ce châssis s'est toujours bien comporté, et a gagné entre autres le Concours

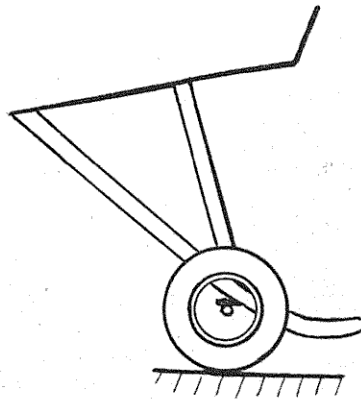


Fig. 23.

Militaire de 1911. Un des gros avantages de l'amortisseur à lames de ressort, est de ne pas être à la merci de la rupture d'une bague de caoutchouc ou d'une spire de ressort à boudin.

Même en cas de rupture d'une lame, comme le ressort est ficelé de place en place, le dégât serait limité. Enfin, les roues sont bien indépendantes, car le ressort forme en réalité deux demi-essieux.

La C^{ie} Bristol avait adopté autrefois un système semblant un peu fragile ; un tube essieu et deux tubes d'acier verticaux venant s'articuler par des bagues de caoutchouc sur le bord supérieur du fuselage. Devant la rupture systématique de ces bagues, on ajouta un patin maintenu par deux V, sur lequel l'essieu était retenu par un troisième anneau de caoutchouc. Malgré tout, on abandonna ce système pour adopter celui que nous étudierons plus loin.

4° Roues et patin élastique.

Les chassis mixtes, roues et patins protecteurs ne sont guère avantageux qu'avec un atterrissage tangentiel ; les patins occupant en effet par rapport au fuselage une position fixe, subissent le premier choc, et sous un atterrissage un peu piqué, ils se brisent et font capoter l'appareil. De plus au moment où les roues s'effacent, ils doivent amortir la composante verticale restante de la force vive, et s'ils sont fixés rigidement à l'appareil, ils sont soumis à des efforts et des déformations anormales.

Enfin si l'atterrissage est normal, les patins n'atténuent la composante horizontale de la force vive que très imparfaitement, quand les amortisseurs des roues sont à fond de course. Comme le point de contact a lieu en avant, on peut craindre le capotage.

M. Pierre Rivière a imaginé un très ingénieux dispositif basé sur les remarques précédentes. Il est composé d'un patin articulé au fuselage à l'aplomb du centre de gravité, à l'avant d'une paire de roues (fig. 24), à l'arrière d'un ressort travaillant à la traction entre le patin et le fuselage.

Quel que soit l'angle d'atterrissage, sous l'action du choc subi par les roues, le patin oscillera autour de sa console,

il se mettra parallèlement au sol, le ressort se tendra et ramènera le fuselage à sa position normale.

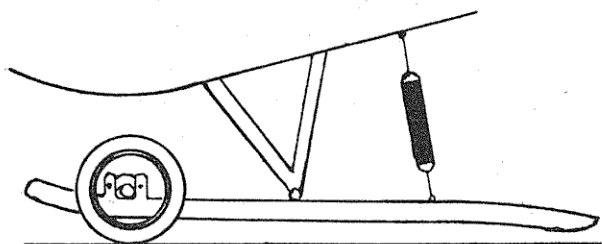


Fig. 24.

Avec ce dispositif de leviers, le freinage est énergique ; aussi, en reparlerons-nous plus loin. Une application sur un appareil actuel aurait été très intéressante.

La patin Rep est le type de cette catégorie. Le chassis se compose de deux roues de 600, indépendantes l'une de l'autre, se déplaçant autour d'un point d'articulation

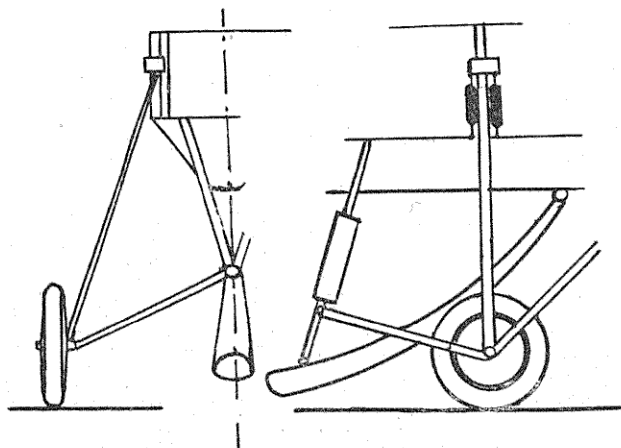


Fig. 25.

commun, et ayant leur course freinée par des Sandow (fig. 25). Un patin, situé dans le plan de l'appareil peut osciller autour de son attache, et a sa course limitée par un frein oléo-pneumatique.

Les roues de 600×90 sont montées à l'extrémité de tubes formant essieu brisé. Une bielle articulée sur une glissière coulisseau, est fixée à demeure par une de ses extrémités à chaque fusée. Un faisceau de caoutchouc réunit le coulisseau et le fuselage. Les roues, et c'est là l'inconvénient du système, ne peuvent se déplacer longitudinalement.

Le patin en bois creux a une section de 200×120 et est renforcé en dessous par une lame en acier. Le frein oléo-pneumatique possède un ressort contre les chocs violents.

5° Roues et patins solidaires.

Nous avons étudié précédemment le système Rivière ; il pourrait plutôt se rattacher à cette catégorie à leviers ; mais nous prendrons comme type le Bréguet. En dessous de la cellule est fixé, un peu obliquement, un trapèze indéformable en tubes d'acier. Autour du tube horizontal inférieur de ce trapèze, oscille au bout de deux bielles

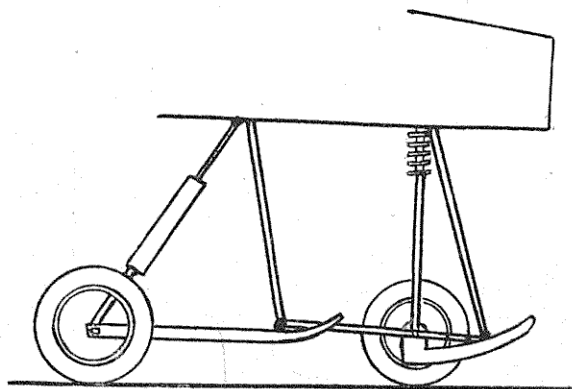


Fig. 26.

horizontales, un essieu portant les roues, qui s'effacent sous le choc en étant freinées par des freins oléo-pneumatiques tels que ceux que nous avons étudiés plus haut. Les bielles servent de patins et viennent se plaquer sur le sol quand les roues s'effacent.

Une roue unique, à l'avant, agit de même en s'effaçant et comprimant un ressort, et en faisant jouer un large patin. En vol les roues pendent ; elles peuvent remonter de 40 c/m à l'atterrissage. Cette grande course permet d'amortir des chocs très violents, et en même temps permet à l'appareil d'épouser les petites inégalités du sol.

Les roues arrière sont à l'aplomb du centre de gravité. Au départ la traction de l'hélice et la résistance au roulement créent un couple qui fait prendre contact la roue avant avec le sol. Cette roue est montée par un palonnier sur la même commande que le gouvernail de direction, et sert à conduire l'appareil sur le sol. On a muni la fourche avant d'un gouvernail de direction dont l'action s'ajoute au gouvernail arrière.

Pour éviter le capotage, on a mis deux petites roues côte à côte à l'avant, tout au moins sur les triplaces. Le patin très large et près du sol se relève devant un obstacle. Mais dans un atterrissage piqué, il se bloque quelquefois dans le sol et peut faire capoter l'appareil.

Nous citerons pour mémoire le Vendôme dont le châssis provoquait le capotage fréquent.

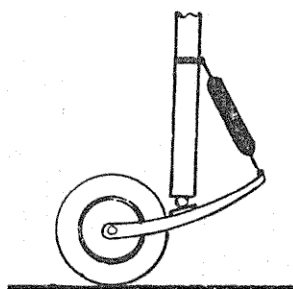


Fig. 27.

L'appareil était suspendu par un arc en hickory courbé encastré à son sommet. Aux extrémités inférieures s'articulaient deux fourches qui étaient le prolongement de patins en hickory (fig. 27).

Le patin était en avant du point d'articulation, et son extrémité avant était reliée à l'arc par un exerciseur; la roue était montée en arrière dans le prolongement en fourche. Ces patins ne servaient guère que de point d'attache aux amortisseurs; ils ne pouvaient remplir le rôle de patins, n'étant pas munis de ressorts contre-choc. Comme les roues étaient à l'aplomb du centre de gravité, l'appareil tournait fréquemment autour du point de contact, qui était très peu en avant.

6° Deux patins et deux trains de roues indépendants.

Nous entrons ici dans une des catégories les plus chargées. Nous allons étudier seulement une dizaine de ces chassis, quoique les solutions, la plupart très ingénieuses, aient abondé.

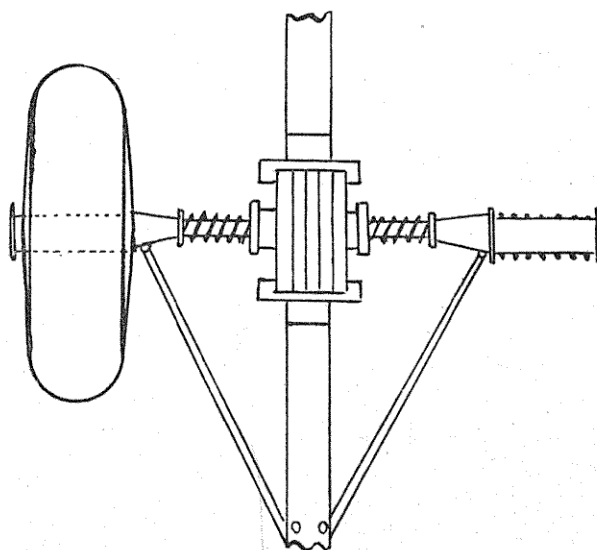


Fig. 28.

Le chassis type est le Henri Farman, qui est un modèle de sécurité. Deux patins espacés de 4 mètres sont montés sous la cellule par des montants verticaux; à l'aplomb du centre de gravité, chacun des patins porte des bagues de

caoutchouc maintenant un tube-essieu portant à chaque extrémité une fusée et une roue folle (fig. 28).

Pour empêcher les roues d'osciller d'avant en arrière, les fusées sont retenues par deux biellettes s'articulant sur une patte fixée au patin par un boulon vertical. La maison anglaise Howard Wright a remplacé le boulon vertical, par un boulon horizontal qui ne travaille pas à l'arrachement. L'essieu élémentaire permet à une roue de descendre dans une dénivellation en réduisant de moitié l'inclinaison transversale de l'appareil. Le manque d'orientabilité est le défaut de ce châssis ; par atterrissage de côté le ripage des roues occasionne toujours des avaries graves ; il faut toujours emporter une ou deux roues de rechange. On peut reprocher aux patins des anciens Farman d'être courts ; à notre avis la meilleure solution est adoptée sur le Maurice Farman, avec patins à volutes et quatre roues de front ; il reste toujours bien la question des bagues de caoutchouc qui cèdent souvent...

L'orientabilité des roues a été un peu résolue dans le monoplan Walkyrie, où les biellettes rigides du Farman sont remplacées par des câbles souples.

Paulhan avait résolu sur sa machine à voler, le problème de la proportionnalité de la force de rappel des exercices à la charge emportée.

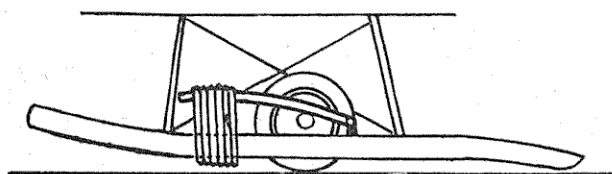


Fig. 29.

Les patins étaient en hickory cintré ; ils recevaient les sabots des jambes de force dans des étriers, ce qui fait qu'ils n'étaient affaiblis par aucun trou. A l'avant, les biellettes articulées empêchaient le choc brutal ; à l'arrière, une crosse ferrée formait bêche d'arrêt (fig. 29).

Les roues orientables étaient rappelées par un levier démultiplicateur maintenu par un Sandow antagoniste ; ce Sandow s'attachait tout le long du patin ; on peut à volonté démultiplier l'effort de l'atterrissage à volonté par le levier, et atteler le Sandow à tension réglable. On a ainsi un double réglage, par déplacement de l'essieu le long du balancier, et par modification de la tension du Sandow.

M. Paul Zens a apporté un perfectionnement au Farman. Sur un patin central, (on peut disposer de deux patins) est montée à cardan une biellette, articulée à son autre extrémité par un joint, à la cardan également, à un essieu pourvu de deux roues folles : la biellette est rappelée sur le patin par un enroulement de Sandow (fig. 30).

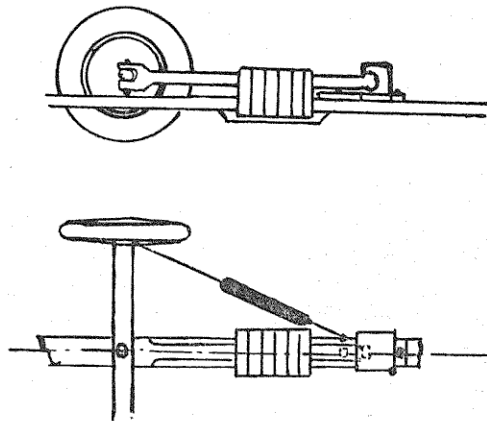


Fig. 30.

D'autre part les deux extrémités de l'essieu sont attachées à l'avant du patin, par deux ressorts ramenant les roues dans leur position normale. Enfin pour freiner les oscillations trop grandes du fuselage autour d'un axe longitudinal, des câbles d'acier, avec extenseurs caoutchouc interposés, le relient aux extrémités de l'essieu. Ce système est un peu trop souple ; mais il permet au chassis de bien se mouler sur le terrain. Les amortisseurs anti-choc semblent cependant contrarier l'action des amortisseurs proprement dits.

Le biplan Sommer 1913 était bien conçu : huit montants supportaient quatre petits patins en acier, fourrés en bois de champ. Ces patins supportaient ensuite deux petits essieux fourrés de bois, sur lesquels étaient montées les roues et les caoutchoucs amortisseurs ; quatre rondelles fixées aux axes-supports des caoutchoucs, limitaient les mouvements latéraux et verticaux des essieux.

Il nous faut rappeler le châssis Coanda, mal établi, mais très personnel et peut-être précurseur d'un système futur. Il est enfermé dans une enveloppe soigneusement carénée, et se compose de deux larges patins en tôle d'acier emboutie d'une largeur de 0^m50, percés d'une ouverture par où passent les roues de lancement, et articulés à l'arrière.

Chaque patin est relié au bâti de l'appareil par un ressort et un frein oléo-pneumatique à l'avant (fig. 31) ; la roue

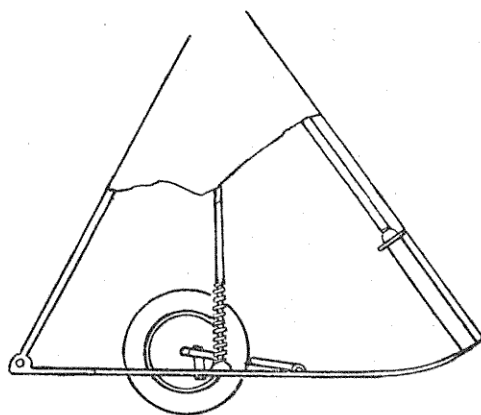


Fig. 31.

est montée sur un essieu auquel s'articulent deux bielles fixées d'autre part au patin ; ces bielles sont retenues par des bagues de caoutchouc. En vol, la roue est remontée, et une plaque de tôle vient obturer l'ouverture ; l'atterrissage se fait sur les patins. Cet appareil n'a fait que des bonds et il n'a pas été possible de le juger ; mais disposé très en arrière, et exerçant un énergique freinage à l'atterrissage, le châssis devait avoir une tendance au capotage.

Le châssis d'atterrissage de la torpille Tatin n'a des patins que pour la forme, pour supporter les roues.

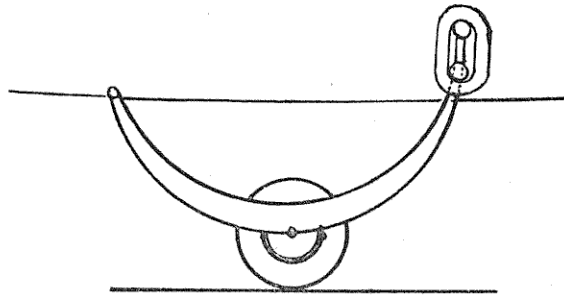


Fig. 32.

Celles-ci sont en effet montées sur essieu unique, (ou séparées comme dans la Torpillette), porté par deux arcs articulés au fuselage ; les extrémités postérieures de ces arcs pénètrent dans le fuselage et sont réunies par une barre de bois horizontale reliée par des anneaux de caoutchouc à une poutre du fuselage. Le véritable patin est constitué par le dessous avant du fuselage, qui rabote le sol à chaque atterrissage.

Le Hanriot qui autrefois avait un essieu unique, a maintenant les roues jumelées. Deux patins en frêne reliés aux montants, qui s'enfoncent dans une encoche, par des brides en acier, supportent les roues montées à bagues de caoutchouc.

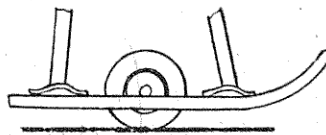


Fig. 33.

Enfin nous citerons avec ce châssis, l'Albatros, dans lequel les montants sont réunis aux patins par l'intermédiaire de ressorts à lames (fig. 33).

7° Deux patins et des roues montées sur un essieu unique..

Le premier en date fût Sommer. L'essieu, placé au-dessus des patins, était relié à ces derniers par des caoutchoucs et des biellettes, et portait deux roues folles montées entre les patins. Afin que le tube-essieu ne fléchisse pas, deux poinçons perpendiculaires et des haubans en assuraient la rigidité ; les patins, d'une courbe mal étudiée, se prolongeaient en avant. L'essieu avait l'inconvénient, comme tous les essieux uniques d'ailleurs, de faire capoter l'appareil en butant sur les obstacles.

Sur le Borel (ancien Borel-Morane) on avait deux patins en frêne écartés de 1^m45 et qui ne semblaient pas très efficaces ; les deux roues étaient montées avec exercices. (fig. 34).

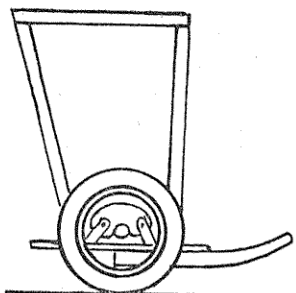


Fig. 34.

Le Deperdussin ordinaire a un châssis très soigné. Les roues sont montées sur un seul axe, relié aux patins courts par du ruban de caoutchouc. La partie avant, la crosse du patin, est un prolongement des jambes de force ; un ruban d'acier la double en-dessous et la relie au patin proprement dit. Malgré les roues très hautes, il arrive à l'appareil de capoter ; cela est dû à la disposition trop basse des patins, qui freinent brusquement, et cela trop près du centre de gravité. - Le montage des jambes de force sur le fuselage par bretelles en câbles d'acier, est remarquable (fig. 35).

Il faut citer le châssis Melin (appareil Bertaud), intéressant en ce qu'il n'attache pas le haubannage des ailes sur le châssis ; mais lui fait traverser un tube horizontal ; l'entretoise est alors consolidée.

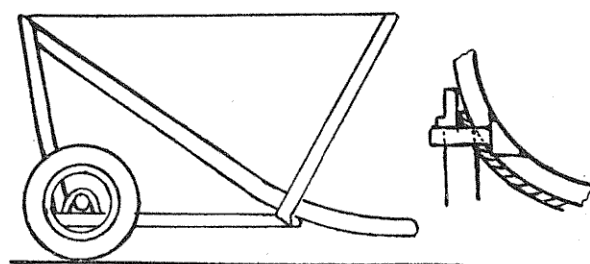


Fig. 35.

Nous rappellerons en passant le châssis de l'Antoinette Monobloc, constitué par des montants et des patins, auxquels s'adaptaient à droite et à gauche trois roues montées sur ressorts et fixées sur le même essieu (fig. 36). En avant du patin se trouvait une autre petite roue ; le tout

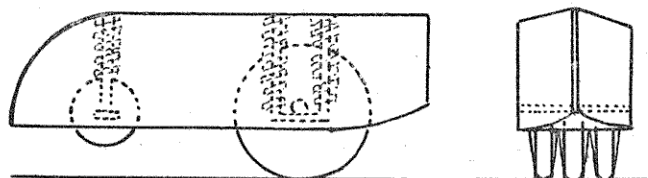


Fig. 36.

était gainé dans une enveloppe fuselée en toile. Le dispositif était intéressant mais mal étudié, et se serait probablement brisé à l'atterrissage.

Le Canard Voisin est beaucoup mieux étudié et, un peu comme tout ce qui sort de chez Voisin, n'est pas loin de la perfection. Le châssis se compose de quatre roues et de deux patins ; les deux roues avant sont disposées sous l'équilibreur, et sont solidaires du gouvernail de direction ;

elles suppriment absolument le capotage, et permettent à l'aviateur de se tirer indemne d'un atterrissage trop piqué, en raison de tout l'avant à casser. Les roues arrière de 500×140 sont montées sur un essieu unique, suspendu par deux bielles articulées au fuselage (fig. 37) ; elles peuvent

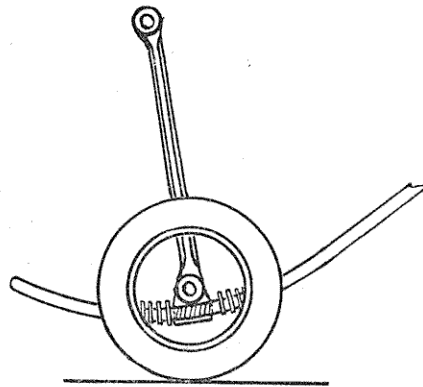


Fig. 37.

décrire un arc de cercle, et sont guidées dans ce mouvement de va-et-vient, par deux patins. Les chocs horizontaux sont absorbés par deux ressorts à boudin limitant le mouvement de coulisse de l'essieu le long des patins ; la force vive verticale est absorbée par les pneus, et surtout par un cabrage de l'appareil au moment du contact.

Cette idée d'amortir les chocs horizontaux se retrouve dans le monoplan Kauffmann, où les roues sont amorties dans tous les sens. Outre la mobilité exagérée qu'il y a lieu de craindre, ce système semble compliqué, résistant et lourd ; il y a là néanmoins un effort louable.

Sur le monoplan Bristol, les deux patins longitudinaux sont en frêne et composés de lames superposées sans solidarité, comme les lames de ressort de voiture. La lame maîtresse qui frotte quand les roues s'effacent, est garnie d'une bande d'acier.

En avant, la partie qui prolonge le patin est articulée autour d'un axe transversal, et maintenue par des ressort

à boudins, se comprimant quand ces patins viennent en contact avec le sol (fig. 38).

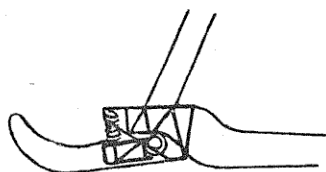


Fig. 38.

Le châssis Roux ne comporte aucun caoutchouc, ce qui est rare (fig. 39).

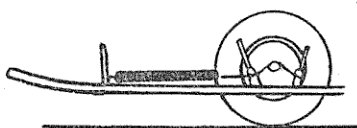


Fig. 39.

L'essieu passe entre les patins, et une courroie fixée d'une part au patin, de l'autre à un ressort horizontal travaillant à la traction dans son axe, appuie sur lui.

Nous terminerons cet exposé, par le châssis Moreau qui est très souple, et a de plus l'avantage de ne pas transmettre à la membrure les chocs reçus par le patin. Celui-ci est articulé et forme un parallélogramme dont les déformations.

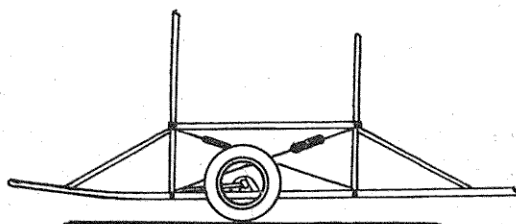


Fig. 40.

sont limitées par des extenseurs en diagonales ; de plus, un frein à ressort à l'avant absorbe la force vive. C'est une des plus jolies solutions du châssis d'atterrissage (fig. 40).

CHAPITRE VI

FREINAGE

1° Utilisation de la résistance de l'air.

Tous les pilotes effectuent une manœuvre consistant à diminuer la vitesse V , avant le contact avec le sol ; pour cela, on cabre l'appareil qui ralentit, mais qui peut être plaqué. Il ne faut donc pas trop compter sur ce moyen pour diminuer la force vive.

Pour bénéficier du freinage par résistance de l'air, il faut, le contact une fois établi, abaisser la queue de l'appareil pour le présenter sous sa plus grande incidence.

Malheureusement cette solution ne permet pas de dépasser sensiblement ce qui a été fait ; on est en effet limité par la résistance des ailes. On peut facilement calculer l'effort résistant suivant la trajectoire, avec une certaine incidence.

$$\text{On aura : } K_T = K_i \sin \theta = \frac{R_i \cdot \sin \theta}{SV^2}$$

pour valeur de la résistance suivant la trajectoire, en adoptant les notations de M. Eiffel ; toutefois sans dépasser un taux de travail sur les ailes de 150 Kg par mètre carré. Cette solution a été adoptée pour les appareils rapides, entre autres pour le Deperdussin qui, très court, se présente au repos sous un angle de 30° (fig. 41).

Les appareils utilisant la résistance de l'air sous une grande incidence peuvent au besoin se passer de patins ; mais ils doivent après le premier contact, abaisser l'arrière pour avoir une grande incidence des voilures principales.

Le point de contact arrière doit être à très petite hauteur; mais il faut éviter que l'arrière ne subisse aucun choc, ni aucune fatigue pour laquelle le fuselage n'a pas été prévu; les efforts en effet sont très variables comme intensité. Il est à peine admissible que le Blériot ait une béquille rigide composée de deux liens de jonc croisés; la seule légèreté de l'arrière du Blériot permet l'adoption du système fixe; mais il est bien préférable de posséder une béquille articulée sur un support, reposant sur le sol d'une part

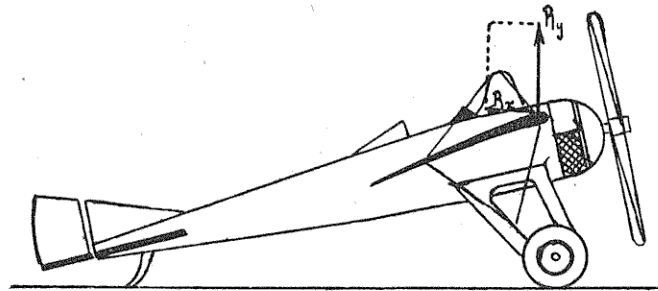


Fig. 41.

et étant, d'autre part, reliée au fuselage par un caoutchouc. Mais il faut éviter que ce système amortisseur soit trop souple, car le rebondissement de cette partie arrière tend, quand la vitesse est encore suffisante, à accroître les chances de capotage.

L'aile souple est assez intéressante pour l'absorption de la force vive par résistance des voilures, car son incidence est plus grande au départ ou à l'atterrissage, qu'en vol.

2° Utilisation des patins.

Le système opposé au précédent, consiste à produire sur le sol un freinage énergique au moyen de patins. Ceux-ci doivent être au nombre de deux et très écartés pour diminuer les oscillations latérales; ils doivent avoir une grande largeur, car le frottement est proportionnel à leur surface. Des patins striés augmentent l'adhérence.

Ce mode d'absorption de la composante horizontale de la force vive, présente beaucoup d'inconvénients.

Le choc est brutal et, par l'inertie de l'appareil, les moments de réunion du châssis au fuselage peuvent être fautiveux ; le capotage a lieu très souvent. Les patins, plats sous l'appareil, doivent aller en se recourbant, en observant la condition que, quelle que soit l'inclinaison d'atterrissage, le patin doit glisser sans bourrer.

Enfin, le freinage n'a lieu que quand les amortisseurs sont fléchis à fond ; ce qui est rare et n'a lieu que chaque fois que l'appareil se repose à terre après un bond. Ainsi le freinage diminue avec la vitesse ; un appareil lent et chargé est mieux freiné qu'un appareil léger et rapide.

Comme freinage par patins, nous citerons les Wright qui avaient des patins étroits ; ceux-ci n'arrêtaient pas brusquement l'appareil mais le freinaient assez progressivement ; le châssis Coanda qui n'a pas été essayé ; le Landers qui a un montage analogue au Farman et escamote ses roues en vol ; enfin le Moreau. Cette dernière solution montre qu'il faut relier élastiquement le patin au fuselage, sous peine de fatiguer exagérément ce dernier.

Nous citerons pour mémoire, le patinage Grémaud. Une courroie sans fin peut glisser sur le patin et des galets ; la courroie adhère au sol, du côté cuir et le châssis glisse

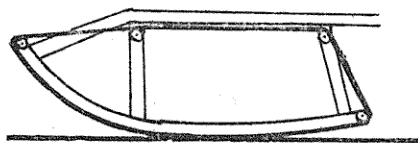


Fig. 42.

sur le côté cuir (fig. 42) ; un réglage des galets peut modifier la tension de la courroie, et amener un arrêt plus ou moins rapide. La courroie ne s'use pas puisqu'elle ne glisse pas sur le sol. Cette solution est curieuse, mais il manque à ce châssis des roues pour l'essor.

Nous rappellerons enfin les roues et patins solidaires, et surtout la solution Rivière, qui permet de freiner plus

énergiquement à mesure que la vitesse diminue. Il n'y a donc pas à craindre d'arrêt brusque en pleine vitesse ; on peut seulement redouter un freinage au départ.

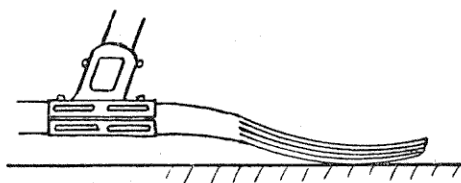


Fig. 43.

Une autre solution consiste à cabrer l'appareil pour faire reposer l'arrière des patins sur le sol (fig. 43) ; le Maurice Farman et le Bristol emploient ce dispositif.

3° Bêches d'arrêt et freins sur le sol.

Une solution assez répandue à l'Etranger consiste à freiner directement sur le sol en arrière du centre de gra-

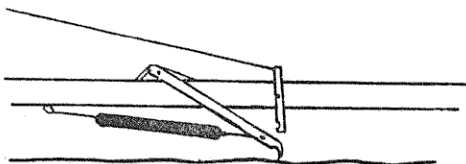


Fig. 44.

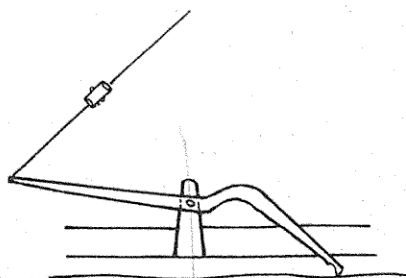


Fig. 45.

vité, en munissant la béquille de griffes (fig. 44), ou en déclanchant un système de bêche d'arrêt comme dans l'Albatros (fig. 45).

Ces solutions sont à appliquer en ne donnant pas de freinage maximum immédiatement.

Il faut rejeter à priori l'idée de l'ancre, qui est lourde et inconmode, et qui en outre pourrait causer un arrêt brusque.

4° Surfaces auxiliaires.

En attendant d'avoir les voilures à surface variable, on peut employer les surfaces auxiliaires ; cela est assez facile à réaliser sur des appareils comme le Savary (fig. 46) ou le Canard Voisin. Ce système présente en outre l'avantage

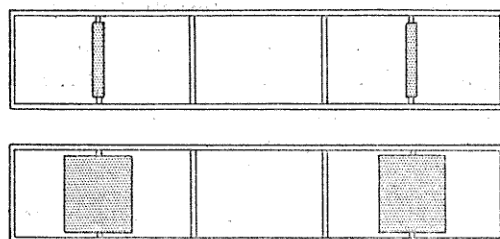


Fig. 46.

d'amorcer la diminution de vitesse en l'air, jusqu'à avoir une vitesse très réduite. Il faut que l'effet soit très progressif, et que les surfaces soit très solidement construites ; il faut en outre que les actions symétriques des surfaces soient conjuguées ; l'une étant bloquée, l'autre ne doit pas pouvoir fonctionner, sous peine de faire tourner l'appareil sur lui-même, ce qui peut être dangereux à l'atterrissage.

CONCLUSIONS

De l'étude précédente on peut tirer quelques conclusions.

Les amortisseurs doivent être robustes ; il faudrait en prohiber le caoutchouc ou les ressorts à extension, pour les raisons indiquées plus haut. Les amortisseurs rationnels seraient : le ressort à lames, le ressort à boudins comprimé et le faisceau d'exerciseur Sandow. Le frein oléopneumatique étant à retour lent, sera désavantagé en terrain accidenté ; il faudrait le munir d'un amortisseur de retour ; son emploi sera absolument nécessaire sur les appareils de plus d'une tonne.

Pour les biplans, l'utilisation d'un système genre Farman semble excellente. Les patins sont à recommander pourvu qu'ils servent à quelque chose — prévenir le capotage ou faire frein. — Pour le freinage, l'arrière du patin semble tout indiqué, surtout si les roues sont un peu en avant du centre de gravité ; à mesure que la vitesse décroît, la sustentation aérodynamique diminue, l'appareil pèse de plus en plus sur le patin qui freine progressivement. Éviter la bêche d'arrêt qui donne des coups de freins brusques et fatigue l'appareil.

Les roues seront munies de joues en tôle, pour que les herbes ne s'accrochent pas aux rayons ; elles seront isolées et non pas réunies par un essieu unique. Un patin judicieusement placé empêchera un accident grave au cas où une roue céderait ou s'échapperait ; la liaison entre ces patins et l'appareil devra être élastique.

Enfin le haubannage devrait se faire sur un pylône indépendant du châssis.

Dans cette étude, nous n'avons étudié que les dispositifs actuellement employés. Nous citerons néanmoins quelques solutions qui ont été proposées.

M. Levavasseur avait imaginé le départ par bonds. L'hélice étant lancée, on comprimait de l'air dans un corps de pompe supportant l'essieu ; sous la détente brusque de l'air, l'appareil faisait un bond puis se reposait ; à ce moment une nouvelle détente agissait. Au bout de trois ou quatre sauts, l'appareil, restant de plus en plus longtemps en l'air, finissait par n'être soumis qu'à l'action de l'hélice.

Pour l'atterrissage, l'inventeur avait imaginé des bagues accrochant l'appareil. Ces deux dispositifs n'ont été essayés que sur de petits modèles.

Plus près de nous, Blériot a imaginé le lancement et l'accrochage sur câble, et a réussi parfaitement ses expériences depuis juillet dernier.

L'appareil en vol file parallèlement à un câble horizontal de 80 m. de long ; d'un coup d'équilibre il remonte, le câble guidé par les deux branches d'un V vient s'engager

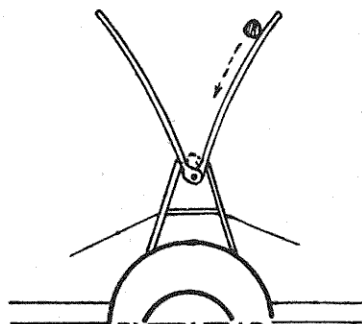


Fig. 47.

au fond de ce V, d'où un verrou l'empêche de sortir ; l'appareil freine de suite. Pour le départ, même manœuvre : dès que l'aéroplane a sa vitesse de vol, le verrou s'ouvre, l'appareil descend un peu de manière à dégager le V, et sort du plan du câble.

L'idée n'est pas encore assez au point pour en faire ressortir les inconvénients immédiats ; mais ce système aura peut-être une grande application dans l'aviation maritime, en cas de départ et de descente forcée par grosse mer (fig. 47).

DEUXIÈME PARTIE

Avions maritimes

CHAPITRE I

STATIQUE DU FLOTTEUR

Équilibre statique des corps flottants.

D'après le principe d'Archimède, « un corps plongé dans un fluide est soumis à l'action d'une force verticale dirigée de bas en haut, et égale au poids du fluide déplacé ». Le volume du fluide déplacé par le corps est égal au volume du corps ; donc si le corps est moins lourd, moins dense par unité de volume que le fluide, la force sera plus grande que le poids

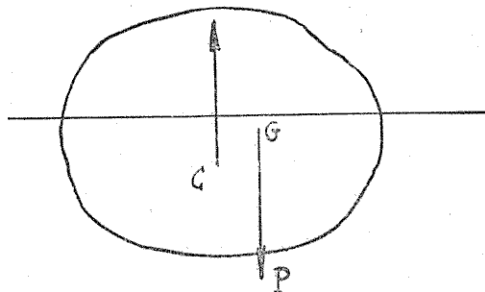


Fig. 48.

du corps, et celui-ci flottera. La surface du corps immergée est telle, que la force due à son immersion, est égale au poids du corps entier ; elle est appliquée au *centre de pression*.

La pesanteur, appliquée au *centre de gravité* du corps, doit être égale et directement opposée à la poussée, pour que le corps soit en équilibre (fig. 48). Il y a une infinité de posi-



tions possibles et une infinité de centres de pression répartis sur une *surface d'égale carène*.

Soit AB un plan de flottaison (fig. 49) ; considérons une rotation $d\alpha$ telle que le nouveau plan de flottaison soit A'B'

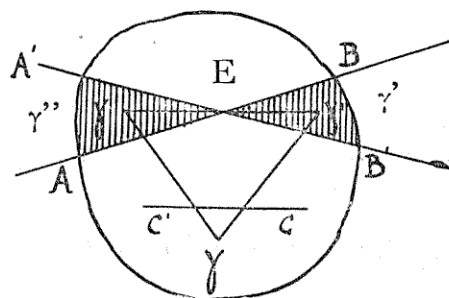


Fig. 49.

Soient γ'' et γ' les centres de pression des volumes $\overline{AEA'}$ et $\overline{BEB'}$; soit γ le centre de pression de \overline{AEB} , C et C' ceux de \overline{AEB} et de $\overline{A'EB'}$; pour \overline{AEB} , C sera sur $\gamma\gamma'$, et tel que :

$$\frac{C \gamma}{C \gamma'} = \frac{\overline{BEB'}}{W} \quad W = \overline{AEB'}$$

De même pour le volume $\overline{A'EB'}$, C' sera sur $\gamma\gamma''$ et tel que :

$$\frac{C' \gamma}{C' \gamma''} = \frac{\overline{AEA'}}{W}$$

et comme $\overline{BEB'} = \overline{AEA'}$ (*surfaces isocarènes*) :

$$\frac{C \gamma}{C \gamma'} = \frac{C' \gamma}{C' \gamma''}$$

relation exprimant le parallélisme de CC' à $\gamma'\gamma''$. Si les déplacements sont infiniment petits, à la limite ; CC' sera parallèle à une des droites du plan AB. Donc le plan tangent en C à la surface de carène est parallèle au plan de flottaison AB. Si nous construisons cette surface, le plan de flottaison sera donc parallèle au plan tangent à la surface de carène, au centre de poussée. Pour qu'il y ait équilibre, le centre de gravité doit être situé sur une des normales à la surface de carène en ce point.

Stabilité.

Il y a une position d'équilibre pour laquelle C et G sont sur la même verticale ; si on s'écarte de cette position C vient en C', et on a un couple formé par la poussée en C' et le poids P. Si ce couple tend à ramener le corps vers sa position d'équilibre, on dit que l'équilibre *est stable* ; ceci aura lieu tant que G sera au-dessous du point A (fig. 50).

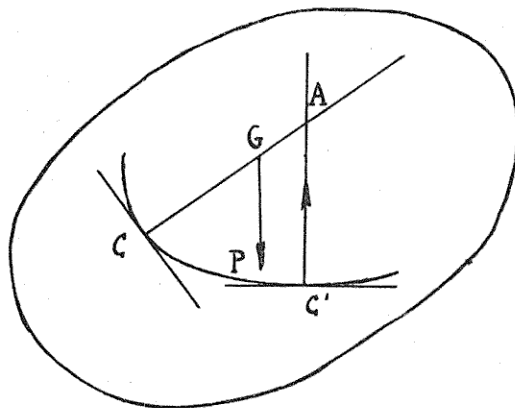


Fig. 50.

Donc, il suffira de savoir si le point G est au-dessus ou au dessous du point A, de rencontre des normales en C et C' à la surface de carène. Or, à la limite du déplacement, le point A est le centre de courbure de la surface de carène en C ; ce point s'appelle le *métacentre* et *l'équilibre sera stable ou instable suivant que le centre de gravité sera au-dessous ou au-dessus du métacentre*. Aux différentes sections correspondent différents rayons de courbure ; celui qui correspond au plus faible rayon est le *petit métacentre*. Il faut que G soit au-dessous du petit métacentre.

Volume des flotteurs.

Avant de poursuivre l'étude plus détaillée de la stabilité, nous allons rapidement examiner la détermination du volume des flotteurs. Ce volume V_u , doit être suffisant pour

soutenir l'appareil au repos. Le volume réel V doit être bien supérieur au volume utile, afin d'avoir une réserve de flottabilité ; la valeur minima serait :

$$V = 1,5 V_u$$

En réalité on prend facilement :

$$V = 5 V_u$$

Comme nous le verrons plus loin, la forme du flotteur n'est pas quelconque ; elle est asservie à des conditions de moindre résistance, de solidité, etc. Proposons-nous de calculer le volume d'eau déplacé par un flotteur de forme donnée, mais dont le volume ne peut se rattacher à aucune formule. Si nous coupons ce flotteur en deux par son plan longitudinal de symétrie, et si nous divisons ce demi-flotteur en tranches horizontales de hauteur très petite dx , et de largeur y ; l'aire d'un élément sera :

$$a = y dx$$

L'aire de flottaison est :

$$A = \int y dx$$

Le volume de la tranche considérée est :

$$V = \int y dx dz$$

dz = épaisseur de la tranche.

En calculant pour chaque tranche ($y dx$) entre les pointes, le déplacement sera :

$$D = \int V dz$$

On calculera par trapèzes, et troncs de cône si le corps est de révolution :

$$V = (R^2 + r^2 + Rr) \frac{\pi h}{3} \quad S = (R + r) \pi dx$$

Le plus simple est de prendre, soit un corps géométrique simple (parallélépipède rectangle ou oblique), soit un corps de révolution et dont la ligne de contour est donnée par une formule (paraboloïdes de degrés différents, ellipsoïdes, etc.). On le coupe par un certain plan tel, que la partie inférieure à ce plan corresponde au volume immergé,

volume très facile à calculer, si le corps est géométrique. Le tracé d'après calculs est bien supérieur, sous tous les points, au tracé au mur habituellement employé. Recherchons maintenant comment déterminer la ligne de flottaison du dit flotteur, étant donné le poids à supporter, et la position du centre de gravité de ce poids. Le volume de la carène est pour un poids P :

$$V = \frac{P}{1,026}$$

1,026 = densité de l'eau de mer.

On peut tracer 3 ou 4 lignes F, F', \dots découpant au dessous d'elles dans la carène, des volumes V . La verticale coupe F au centre de gravité de la surface de flottaison (g). Ces droites F, F', \dots enveloppent une courbe que l'on peut tracer; on détermine pour chacune de ces flottaisons le centre de

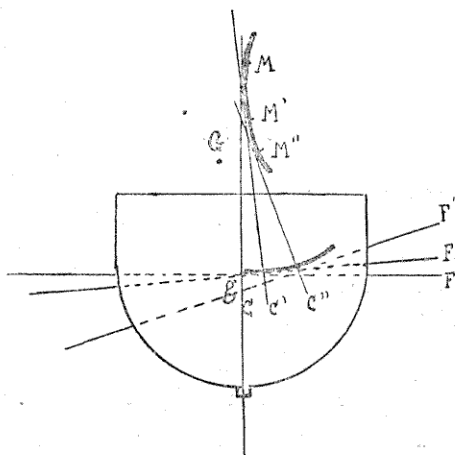


Fig. 51.

carène et le *rayon métacentrique* ρ correspondant (1); on mène de chaque point C , la perpendiculaire à la flottaison correspondante, et on porte sur cette droite une longueur égale au ρ correspondant (fig. 51).

(1) $\rho = \frac{I}{V}$, I : Moment d'inertie de la surface de flottaison par rapport à son axe longitudinal.

V = Volume immergé.

On a ainsi un faisceau de droites enveloppant une courbe appelée « *développée métacentrique* », (fig. 51) tangente à chacune de ces droites en M, M', M'... L'allure de cette courbe est la suivante (fig. 52).

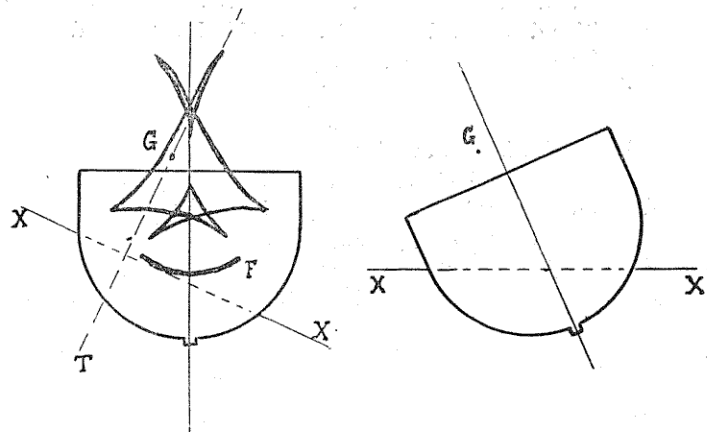


Fig. 52.

Il ne reste plus qu'à mener :

- 1° une tangente GT, de G à cette développée ;
- 2° une tangente XX' à la courbe enveloppe F, perpendiculairement à GT. Cette tangente XX' représente la flottaison d'équilibre, comme on le voit en redressant la figure.

Stabilité nautique.

Quoique nous nous soyons adonnés dans cet ouvrage à l'étude de l'essor et de l'amerrissage, il nous a paru intéressant de donner un aperçu pratique de la stabilité nautique d'un système de flotteurs arrêté, et des variations de cette stabilité sous des influences perturbatrices, telles que le vent et la houle. Ce problème de la stabilité prime en effet quelquefois ceux de l'essor et de l'amerrissage, et, en tous cas, limite souvent le nombre de solutions.

possibles pour ces derniers. Nous avons emprunté les éléments de cette étude à l'Ingénieur de la Marine J. Herck et à l'Enseigne de Vaisseau Delaunay. (1)

Un corps flottant (fig. 53) écarté de sa position d'équilibre, d'un angle θ , est rappelé dans sa position primitive par un couple de stabilité dont le moment est $P(h - a) \sin \theta$

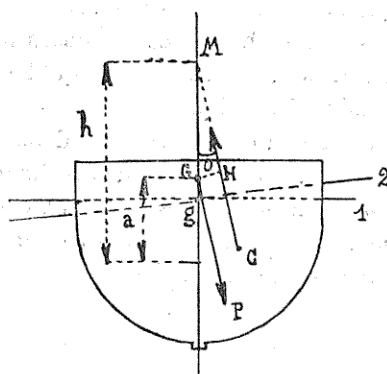


Fig. 53.

et la flottaison 2 qui détache au-dessous d'elle le même volume que la flottaison 1 (*flottaisons isocarènes*), passe, en projection, par le centre de gravité g de l'aire de la flottaison 1.

Ce couple de stabilité peut avoir à agir dans les cas suivants :

Houle sans vent,

Vent sans houle (clapotis),

Houle et vent.

La houle sans vent est fréquente au large, surtout après un coup de vent. L'hydravion se placera comme un bateau parallèlement aux vagues ; il en résultera un violent roulis qui ne sera combattu que par un énergique couple de stabilité. La houle peut atteindre très facilement 1^m50 ou 2^m00 de creux ; un hydravion, obligé d'amerrir, chavirerait bientôt, surtout si les ailes s'engageaient, et s'il se

(1) Technique Aéronautique, nos 75 et 81.

produisait des phénomènes de résonance, dûs à l'allongement de la période de roulis par la résistance de l'air sur les voilures.

Le vent avec faible clapotis placera l'appareil debout à la lame, et il faudra un fort couple de stabilité nautique longitudinale, généralement assez bien obtenu actuellement, pour que l'appareil ne puisse chavirer.

Enfin le vent et la houle réunis constituent le cas le plus fréquent. C'est à ce cas général qu'il faut ramener l'étude de la stabilité nautique.

Un vent régulier d'une vitesse V donne un couple inclinant, fonction de sa vitesse et de l'inclinaison de l'axe de l'hydravion. A chacune de ces vitesses V correspond une courbe spéciale. Ce couple est combattu par le couple de redressement $P (h - a) \sin \theta$.

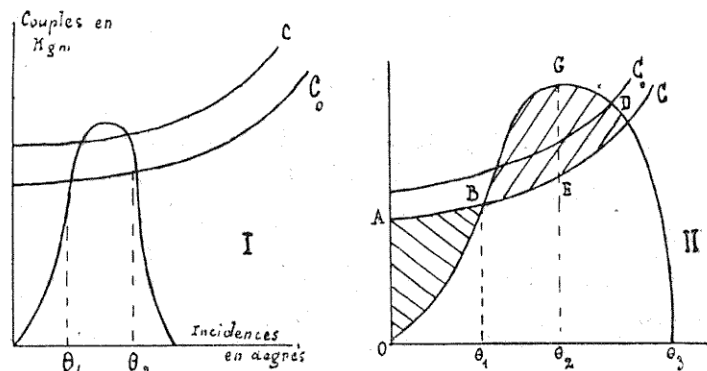


Fig. 54 (d'après M. Herck).

D'après la (fig. 54, I), les valeurs des deux couples sont égales pour $\theta = \theta_1$ (position d'équilibre stable) ; il reste en effet une réserve de stabilité représentée par la partie de la courbe située au-dessus de C_0 .

Il existe une autre position d'équilibre correspondant au point θ_2 (équilibre instable).

Avec une rafale, il faut appliquer brusquement le couple redresseur au système flottant ; c'est donc un travail

qu'il faut considérer, travail qui sera représenté par l'égalité des aires hachurées : travail résistant = travail moteur. θ_3 est l'inclinaison extrême (fig. 54, II) que pourra prendre sans danger l'appareil.

Il est assez facile de construire ces courbes; il suffit pour tracer celle du couple redresseur, de connaître deux ou trois points de la courbe. La tangente à l'origine est : $P(h - a)$; puis on déterminera pour deux ou trois inclinaisons, la position du centre de carène du système flottant, on mènera par chaque point une perpendiculaire à la ligne de flottaison correspondante, ce qui donnera le point H, et on mesurera graphiquement les valeurs de h et de a correspondantes (fig. 55).

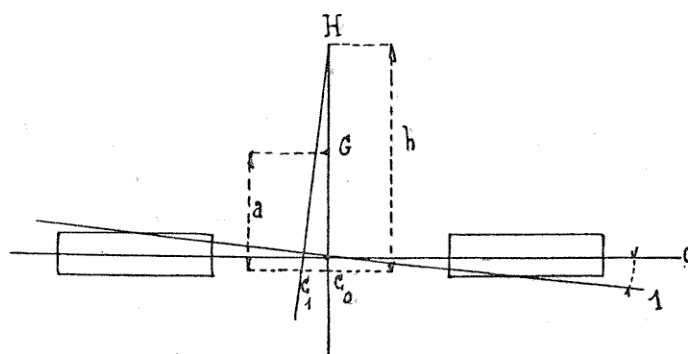


Fig. 55 (d'après M. Herck).

Considérons le couple inclinant ; l'appareil prend autour de son centre de gravité un mouvement dû aux forces suivantes, correspondant à l'inclinaison θ :

- Le poids P appliqué au centre de gravité G ;
- La poussée P appliquée au centre de carène ;
- La poussée de l'air : R ;
- La résistance de l'eau sur la carène : F , appliquée au centre de dérive ;

Les forces d'inertie appliquées en G ; ces dernières sont nulles, le mouvement étant régulier.

Pour avoir le couple résultant, prenons les moments de ces forces par rapport au centre de gravité.

L'hydravion qui dérive avec une vitesse v , sous l'action d'un vent de vitesse V , peut être considéré, d'après M. De-launay, comme tournant autour d'un point dépendant de la position des flotteurs. Atteint par une rafale, l'appareil prend, au bout d'un temps très court, une vitesse constante, et peut être à ce moment considéré comme immobilisé par l'un de ses flotteurs (celui sous le vent), qui serait venu buter contre un obstacle, et qui serait soumis à l'action d'un vent de vitesse $(V - v)$.

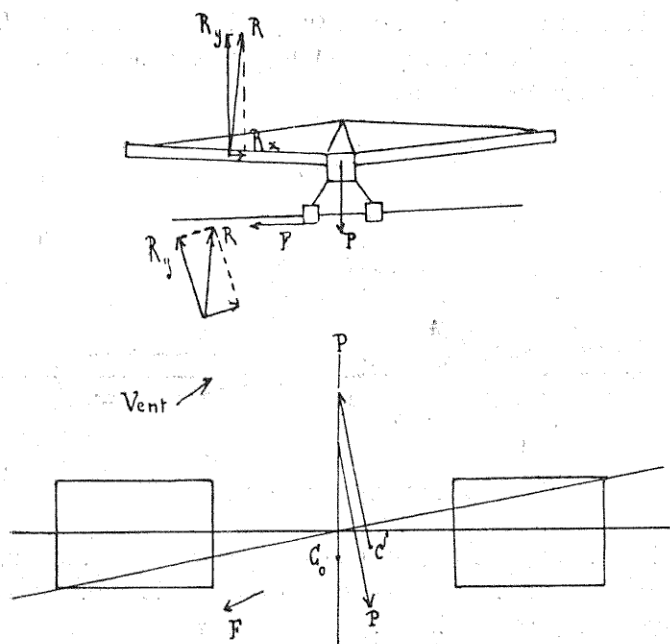


Fig. 36 (d'après M. Herck).

La résistance devient $K (V - v)^2$, et son moment est pris par rapport au centre de dérive des flotteurs.

Il faut donc considérer le couple $(F) [Kx (V - v)^2]$ (F = résistance de la carène), et le moment par rapport au centre de dérive des flotteurs, de la force $Ky (V - v)^2$.

Le centre de dérive ne s'obtient que par des essais au

bassin des carènes (1). Quant à v on peut le prendre égal à $\frac{V}{10}$, pour obtenir des résultats valables.

Pour chaque inclinaison, on déterminera R qui peut se décomposer en deux forces (fig. 56) :

1° la poussée sur le fuselage, le gouvernail et toute surface entoilée ;

2° la poussée sur les ailes ; celle-ci n'a pas de valeur appréciable au début. (Le mouvement ne doit s'amorcer que si l'appareil présente le V latéral).

Une demi-voilure doit être négligée car elle est masquée ; en tous cas, l'action du vent sur elle n'aurait pour effet que de diminuer l'inclinaison, en donnant des oscillations.

Stabilité latérale.

L'ensemble des trois flotteurs forme une carène possédant un centre de carène C , et un métacentre M , dont il faut déterminer les positions par rapport au centre de gravité de l'appareil. Négligeons le flotteur AR dont le volume immergé est très faible.

La théorie du navire nous fait poser :

$$CM = \rho = \frac{I}{V} \text{ (fig. 57).}$$

I = moment d'inertie de la flottaison totale par rapport à l'axe longitudinal X passant par le centre de cette flottaison ;

V = volume immergé.

$$I = 2 I_1 + 2Sh^2$$

I_1 = moment d'inertie par rapport à X_1 , de l'aire S ;

S = aire de flottaison d'un flotteur ;

h = distance de l'axe X_1 , à l'axe principal X .

(1) On prendra comme centre de dérive pratique, le centre de gravité des aires des portions immergées du plan longitudinal de chaque flotteur.

D'après M. Herck, le calcul donne pour l'hydravion Bréguet :

$$I = 0,143$$

$$S = 1,71 \text{ m}^2$$

$$V = 2 \times 0,466 \text{ m}^3 = 0,932 \text{ m}^3$$

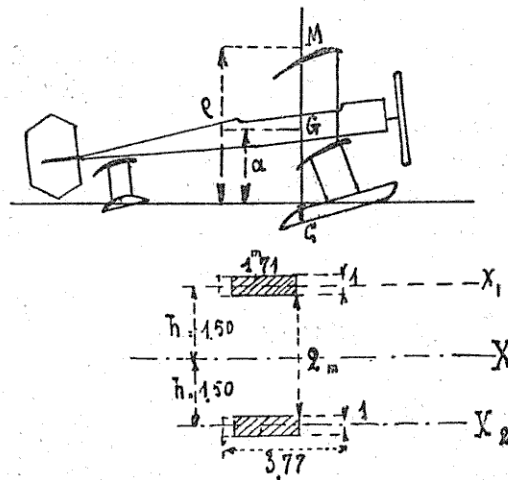


Fig. 57.

Le poids de l'appareil = 0,950 tonne, et l'on voit que :

$$V \times 1,026 = 0,950 \text{ tonne}$$

(1,026 = densité de l'eau de mer).

$$\rho = \frac{I}{V} = 8^{\text{m}33}$$

Comme a , distance du centre de gravité au centre de carène est égale à 1^m90, on aura :

$$\rho - a = 6,43 \text{ m. et } P(\rho - a) = 0,950 \times 6,43 = 6,10 \text{ tonne-mètre.}$$

Il faut examiner à présent les différentes solutions permettant de rendre un hydravion stable.

Soit un appareil schématique coupé transversalement par un plan passant par le centre de gravité G ; toutes les forces sont dans ce plan ; soit S la courbe des centres de carène. D'après l'examen de la figure, l'appareil est stable pour une position de flottaison 2 (metacentre M_2) (fig.58) ;

mais il chavire pour la position 3 (metacentre M_3) ; c'est donc que $P(h - a) \sin \theta$ est trop faible ou même négatif. Il faudra donc augmenter $(h - a)$, c'est-à-dire augmenter

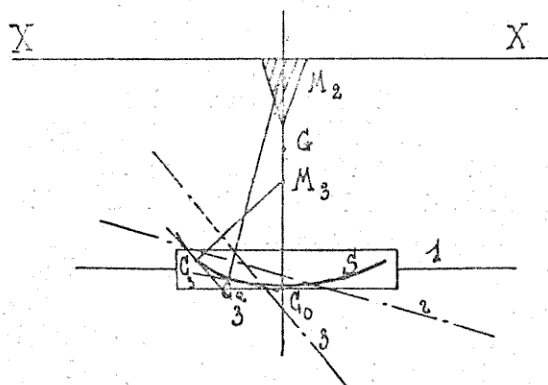


Fig. 58.

h ou diminuer a . La première solution consistera à diminuer a , en abaissant considérablement le centre de gravité (fig. 59); comme la position de ce dernier est déterminée par l'étude aérodynamique et est fixée par rapport aux ailes, il

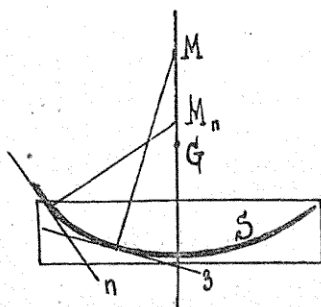


Fig. 59.

faudrait donc abaisser la voilure ; on aurait une sorte de canot automobile à ailes. L'envol serait très pénible surtout en cas d'une mer un peu grosse, où l'on risquerait d'engager sa voilure sous une lame.

La seconde solution consiste à augmenter h , c'est-à-dire augmenter $\rho = \frac{I}{V}$ (augmentation du rayon métacentrique, traduite en pratique par une augmentation de l'écartement des flotteurs) pour obtenir une courbe des centres très peu courbée. On arrivera à avoir ainsi un large flotteur très plat. On ne peut adopter un pareil flotteur ; car la diminution de hauteur en vue de lui conserver un volume constant, amènera fatalement la moindre lame à passer par dessus et à le faire capoter ; d'autre part, des considérations de solidité conduiront à des poids prohibitifs. On peut tourner la difficulté en employant deux flotteurs parallèles écartés comme le fit Henri Fabre ; la surface de carène est très aplatie et ne se relève qu'aux extrémités. L'inconvénient capital est la fatigue de l'aile au point de raccordement du flotteur, quand ce dernier reçoit les coups de bélier des vagues.

Enfin, il existe une troisième solution : l'adjonction de flotteurs latéraux ne commençant à toucher l'eau que pour une inclinaison donnée (fig. 60). Soit A le petit flot-

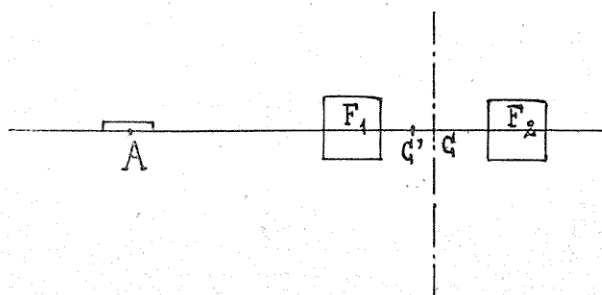


Fig. 60.

teur ; S aire de flottaison d'un grand flotteur = 1,71 m² ; s aire de flottaison d'un petit flotteur = 0,3 m².

Le centre de gravité de la flottaison était en C avec les seuls deux grands flotteurs ; il passe en C' avec un flotteur latéral, le point C' étant tel que :

$$\frac{CC'}{CA} = \frac{s}{2S + s} \quad \text{d'où } CC' = 0,52 \text{ m.}$$

Si on calcule le moment d'inertie des flotteurs, en procédant selon la méthode du calcul précédent, on voit que :

$$P (\rho - a) = 15,7 \text{ tonnes-mètres.}$$

Le couple de stabilité obtenu est presque triple ; ou pour un couple donné, l'inclinaison est trois fois moindre, ce qui permet de déplacer le pilote ou de répartir différemment la charge. Comme la valeur de h est notablement augmentée, l'angle de chavirement dynamique est sensiblement plus élevé que dans l'appareil primitif. Le temps pendant lequel devra souffler la rafale avec cette vitesse critique devra être plus grand ; il y aura donc une amélioration de ce côté.

Étude de deux flotteurs écartés, soumis à l'action des vagues.

Sous l'action du vent, l'eau prend un mouvement plus ou moins régulier connu sous le nom de vagues : la distance d'une crête à l'autre est :

$$l = 30 \sqrt{V}$$

et le creux :

$$d = 0.68 V^{\frac{2}{3}}$$

où V = la vitesse du vent (formules de l'Amiral Coupvent-Desbois).

On peut rechercher la tenue des flotteurs sous plusieurs vitesses de vent. Supposons que la distance d'une crête à l'autre $l = 2m$, écartement des flotteurs, d'après la fig. 53 :

$$l = 2 h \operatorname{tg} \theta = 2 \left(a + \frac{\overline{GH}}{\sin \theta} \right) \cdot \operatorname{tg} \theta$$

L'hydravion sera soumis à un mouvement vertical alternatif, et la vitesse de vent correspondant à ce mouvement sans oscillations latérales est :

$$V = \left[\frac{\left(a + \frac{\overline{GH}}{\sin \theta} \right) \cdot \operatorname{tg} \theta}{15} \right]^2$$

Si la longueur de la lame est égale ou supérieure à $2m$, le cas peut devenir très défavorable. Si la distance entre

une crête et un creux égale l'écartement des flotteurs, l'appareil prendra des positions brusquement opposées ; ce qui peut amener d'abord un chavirement latéral, par inertie de l'appareil tendant à continuer son mouvement de rotation sur lui-même ; puis l'inertie des ailes fatiguera beaucoup le point d'attache des flotteurs, surtout si la période d'oscillation des vagues est courte. Cette période d'oscillation peut s'exprimer en fonction du vent suivant :

$$2 T = 4,4 \sqrt{V}$$

Cas d'un flotteur central.

En reprenant le calcul précédemment effectué pour l'appareil à deux flotteurs et en les supposant accolés, on a

$$\text{si } a = 1,90 : I = 2 I_1 + 2 S \times 0,5^2 = 1,101$$

$$\rho = \frac{I}{V} = 1^{\text{m}},19$$

$$\rho - a = -0^{\text{m}},71 < a$$

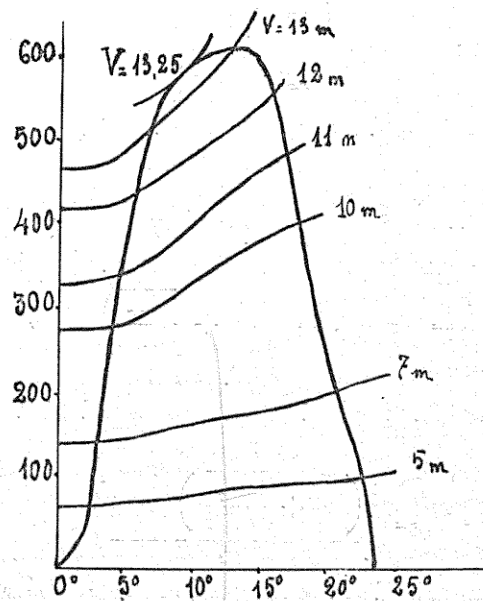


Fig. 61 (d'après M. Delaunay).

Le couple de stabilité est donc négatif, et l'appareil doit chavirer ; il faut donc ajouter deux flotteurs latéraux ; le flotteur central semble donc assez désavantagé au point de vue stabilité ; celle-ci peut, néanmoins, être assurée avec un tel flotteur dont les avantages paraissent très nets : moindre résistance à l'avancement, meilleure stabilité en cas de houle, enfin montage plus facile du flotteur sur l'hydravion. Comme nous le verrons plus loin, cette solution paraît celle de l'avenir.

Pour étudier sa réserve de stabilité, il faut construire les courbes des couples. On obtient ainsi une figure analogue à la figure 61. On voit que le vent régulier critique est de 13,25 m/sec ; la courbe du couple inclinant est tangente à la courbe du couple de stabilité ; l'inclinaison maxima est 9° ; la rafale critique correspondra à 11 m/sec (égalité des aires représentant le travail moteur et le travail résistant).

Stabilité longitudinale.

L'appareil, au bout d'un certain temps, vient debout au vent, et il faut maintenant envisager l'existence d'un rayon métacentrique longitudinal :

$$\rho = \frac{2 I_1 + I_2 + 2 S h_1^2 + s h_2^2}{V}$$

Nous calculerons pour différentes positions du centre de carène, les valeurs h , a et $P(h - a) \sin \theta$ (fig. 62).

La nécessité d'un flotteur arrière apparaît immédiatement. Il fut pourtant un temps où on s'imagina pouvoir le supprimer complètement ; le meeting de Deauville a montré la fin de cette ère.

Pour une faible inclinaison, le flotteur arrière, placé trop loin, ou de volume trop faible, est immergé et amène une diminution de h . Le flotteur de queue doit donc être assez rapproché des flotteurs avant, et avoir un volume beaucoup plus fort que celui qu'on lui donne actuellement. Ordinairement, on le place trop haut, recherchant ainsi un décollage rapide de la queue qui est soulevée par la

poussée de l'air chassé par l'hélice. L'inconvénient est que l'appareil stoppé est très incliné sur son axe, et augmente sa prise au vent. La meilleure solution, dans ce cas, semble être la coque fuselage très prolongée en arrière.

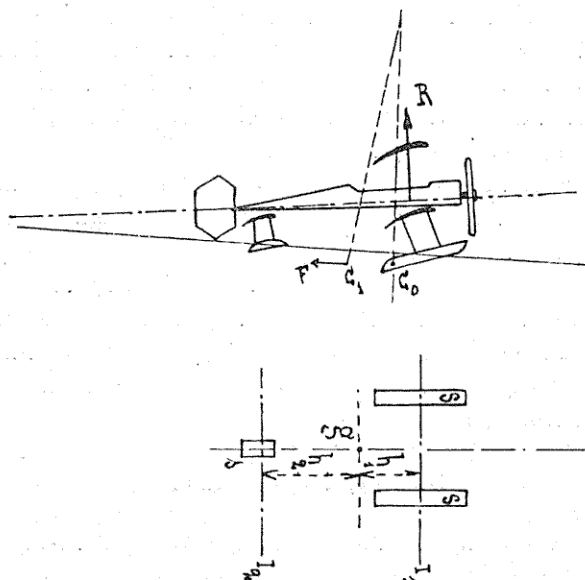


Fig. 62 (d'après M. Herck).

Comme conclusion, les meilleurs dispositifs à employer sont les suivants :

- 1° Flotteurs allongés dans le sens de la marche ;
- 2° Deux flotteurs latéraux assez rapprochés, ou un flotteur central avec flotteurs latéraux de grande capacité, surtout si le flotteur unique est mauvais marin ;
- 3° Un flotteur de queue d'assez grand volume et ne l'abaissant pas trop.

L'inconvénient des flotteurs latéraux est qu'à l'arrêt, ils font donner de la bande à l'hydravion qui repose sur l'un d'entre eux, ce qui donne ainsi une plus grande prise au vent.

L'Enseigne de Vaisseau Delaunay conseille fortement au cours d'une de ses études, de construire pour chaque appareil, des courbes de stabilité donnant le vent et l'inclinaison maxima que peut subir un appareil stoppé.

CHAPITRE II

ÉTUDE DYNAMIQUE DES FLOTTEURS

Théorie de l'essor de l'hydravion.

Nous allons étudier maintenant la dynamique de l'hydravion, et donner un aperçu de la théorie de l'essor, quel que soit le système employé pour quitter l'eau. On peut définir l'hydravion comme l'appareil capable de naviguer à la surface de l'eau et dans l'air, et de passer de l'un à l'autre sans changement appréciable de régime au moyen de son seul propulseur. La grande difficulté est d'atteindre sur l'eau la vitesse de vol capable de produire l'essor de l'appareil. Sur mer, les navires les plus rapides récemment construits ne dépassent pas 38 milles à l'heure. On comprendra comment les premières tentatives ont fait faillite, les vitesses des avions étant supérieures à 40 milles et atteignant même 80 milles à l'heure.

Si à un avion terrestre, on substitue au châssis d'atterrissage, un système de flotteurs ayant la forme des carènes habituelles ; il est évident qu'en plus d'avoir accru le poids de l'appareil, ce qui nécessite pour la sustentation une plus grande surface ou une plus grande vitesse, on a constitué un système nautique absorbant toute la puissance du moteur pour acquérir sur l'eau une vitesse très inférieure à celle du vol.

A première vue, il semble qu'en augmentant graduellement la vitesse, une partie du poids sera équilibrée par la composante verticale de la résistance de l'air sur les ailes,

provoquant un soulèvement graduel des flotteurs et une diminution de la résistance de ceux-ci. En réalité, si le coefficient de finesse ne correspond pas aux grandes vitesses de vol, ou si on ne prend pas une forme convenable de carène, la résistance totale de l'appareil croît rapidement et atteint la valeur maxima de la traction de l'hélice, à une vitesse très inférieure à celle de vol. Cette vitesse est la *vitesse critique*.

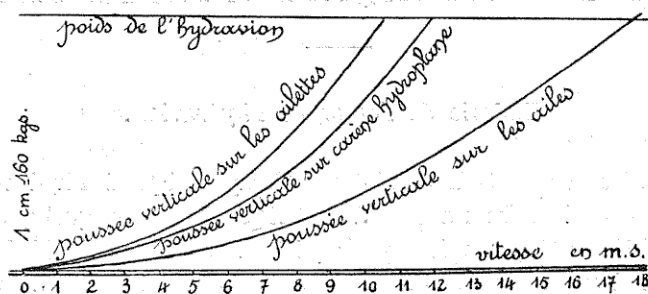


Fig. 63.

La courbe de la fig. 63 montre que la sustentation aérodynamique croît avec la vitesse : là où la courbe coupe

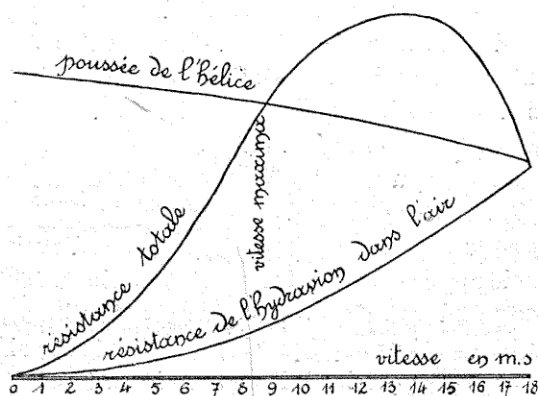


Fig. 64.

l'horizontale du poids, il y a vol. (Ici le coefficient de finesse est d'environ 0,60.)

La fig. 64 montre le rapport de la poussée de l'hélice à différentes vitesses, à la résistance des flotteurs. La courbe de résistance totale rejoint à l'ordonnée finale la courbe de poussée ($F = Rx$). Mais elle la coupe en un point intermédiaire correspondant à la vitesse critique, laquelle ne peut être supérieure à celle de l'appareil, et ne peut être dépassée.

On peut tenter de résoudre ainsi le problème :

- a) Donner à la carène un coefficient de finesse tel, que en tenant compte du soulèvement progressif du flotteur, on puisse atteindre la vitesse de vol ;
- b) Munir la carène de surfaces hydroplanes (ailettes) ;
- c) Adopter la carène de type hydroplane.

On est assez familiarisé avec les dénominations de flotteurs sans avoir besoin de définitions préliminaires ; nous nous réservons d'en parler longuement plus loin.

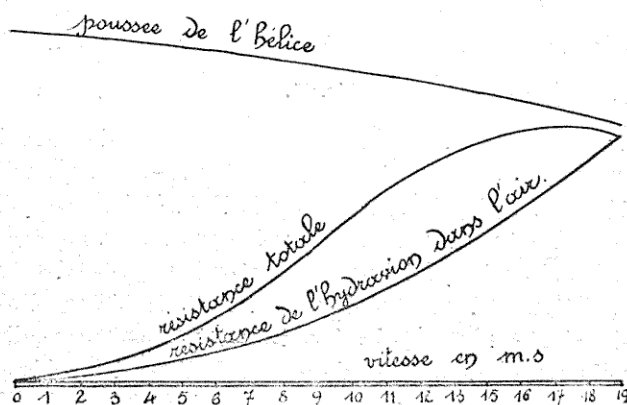


Fig. 65.

La première méthode consiste à confier l'émersion à la seule sustentation aérodynamique des ailes, les flotteurs n'étant que des sustentateurs statiques. Elle est à rejeter pour difficultés de construction ; pour une vitesse de 40 à 50 milles, il faudrait un coefficient de finesse de 0,35 ; un flotteur de 0,500 m³, de largeur et d'immersion normales,

devrait pour cela avoir une longueur de 15 mètres. Sans tenir compte de la solidité et de la légèreté, qui seraient aléatoires, on ne serait pas encore sûr des résultats, car les mouvements ondulatoires des vagues sur une si grande longueur pourraient amener des perturbations graves (fig. 65).

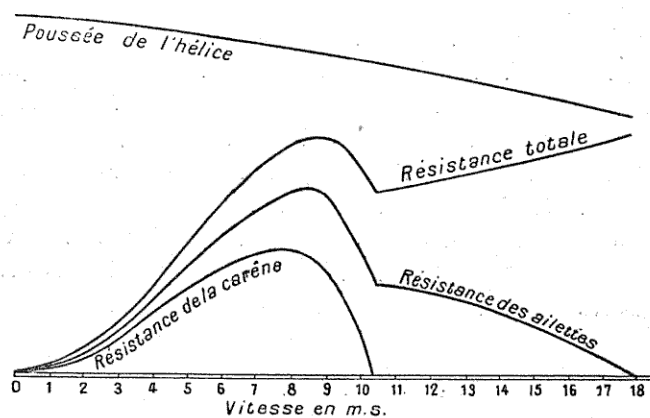


Fig. 66.

Avec le second système, on a l'avantage de pouvoir donner au flotteur la forme la plus convenable pour sa solidité et sa légèreté, sans s'occuper de la résistance qu'il peut rencontrer dans l'eau. On voit dans les fig. 63 et 66, que les ailettes, qui doivent être naturellement en dessous des flotteurs, donnent naissance à une poussée verticale qui s'ajoute à la sustentation de l'aéroplane, et est telle, que la courbe de sustentation coupe la ligne des poids en un point correspondant à une vitesse très inférieure à celle du vol.

Dès cet instant, les flotteurs sont complètement émergés, et la résistance de l'eau n'est plus que celle agissant sur les ailettes ; elle va rapidement en diminuant à mesure que des ailettes émergent.

Enfin la troisième méthode (celle généralement adoptée par les constructeurs), consiste à donner à la carène une forme capable de créer une composante verticale de la

réaction de l'eau sur les flotteurs en marche. Les avantages sont les suivants : diminution de poids et possibilité de se soulever sans craindre les herbages marins ; faculté d'atterrir en cas de panne au-dessus du rivage. Les inconvénients sont assez nombreux : ainsi la forme est assez peu appropriée à la robustesse ; le point de contact avec l'eau ne reste pas fixe, à l'amerrissage, le choc est très brutal ; enfin la composante verticale due à l'action de l'eau en marche, est très limitée, car la surface hydroplanante est très réduite (1). L'hydravion a donc besoin d'un temps et d'un espace beaucoup plus grand que précédemment pour

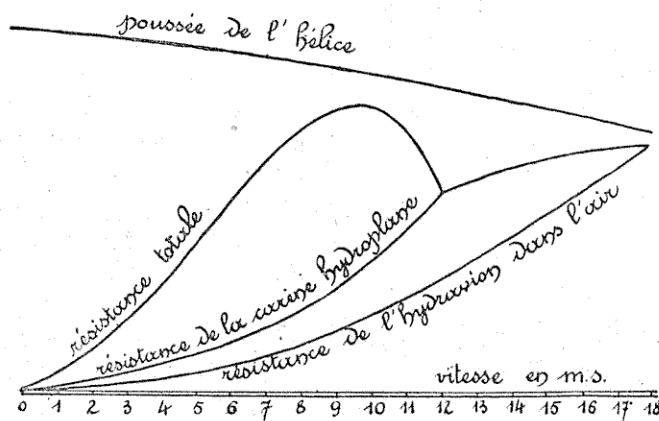


Fig. 67.

s'envoler. Les figures 63 et 66 montrent que, des diagrammes de la poussée de l'hélice et de la résistance, il ressort que l'accélération de l'appareil due à la différence des deux forces, est moindre que dans la seconde méthode.

Équilibre des forces au cours de la lancée.

Le problème de l'équilibre d'un hydravion au départ, est des plus complexes. Les forces agissant sur l'ensemble de

(1) Pour un angle i donné, la formule de soulèvement est comparable à la sustentation aérodynamique. Or on sait que K est fonction de l'allongement N .

l'appareil sont très variables en grandeur, direction et point d'application. Elles sont dues à l'effet de deux fluides et, toutes choses égales d'ailleurs, leurs intensités sont proportionnelles aux rapports des densités des deux milieux. A première vue, il semble assez difficile d'établir une théorie dynamique du problème, les données en étant essentiellement indéterminées par leurs nombreuses variations au cours de l'essor de l'hydravion.

L'hydravion étant stoppé, on a vu que la force qui fait équilibre à son poids, est la poussée statique que reçoit la partie immergée. En vol, l'appareil a son poids équilibré par la poussée dynamique R_y exercée sur ses ailes. Entre les deux, pendant le glissement, il faut ajouter aux différents couples qui agissaient sur l'appareil stoppé, de nouveaux qui résultent de la traction de l'hélice et des résistances dynamiques. Comme les flottaisons changent au

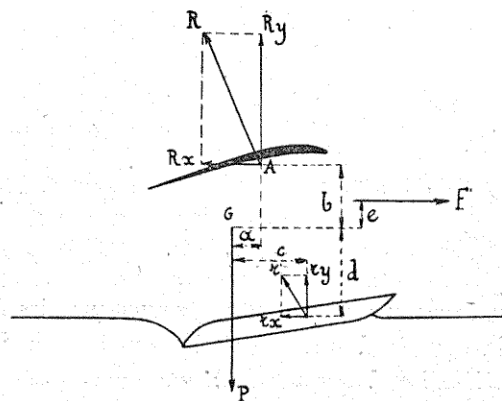


Fig. 68.

fur et à mesure que l'appareil se déjàuge, il est assez difficile de passer de l'étude statique de M. Herck à l'équilibre pendant la lancée.

Un hydravion ayant atteint une certaine vitesse est soumis aux forces suivantes (Fig. 68) :

Poussée statique, due au déplacement d'eau des flotteurs, allant d'un maximum (repos) à 0 (envol) ;

Résistance dynamique exercée sur les flotteurs se décomposant en :

Poussée r_y ;

Trainée r_x ;

Toutes deux partant de O et tendant vers O en passant par un maximum très difficile à déterminer ;

Poussée aérodynamique R_y exercée sur les ailes, allant de O à une valeur égale au poids de l'appareil (vol) ;

Trainée R_x allant de O à une valeur égale à la traction de l'hélice ;

Poids P de l'appareil ;

Traction F de l'hélice. (1)

A première vue l'envol sur l'eau apparaît plus pénible que le décollage sur terre, car la résistance hydrodynamique du flotteur est plus grande que la résistance au roulement. D'autre part, les deux dernières forces sustentatrices R_y et r_y sont proportionnelles à V^2 , et il faut une vitesse déjà assez considérable pour qu'elles deviennent importantes.

Il faut qu'à chaque instant, les forces agissantes donnent lieu à une somme de moments nulle par rapport au centre de gravité :

$$\begin{aligned} F \times e &= - r_x d + R_x b \\ \text{Moment de P} &= O = R_y a + r_y c \\ \text{d'où : } - r_y c &= R_y a \end{aligned}$$

On connaît, soit par des expériences effectuées au laboratoire Eiffel, soit par les formules de Joessel ou de Soreau, l'intensité et le point d'application des forces dues à l'air. Comme nous le verrons plus loin, on peut au bassin des carènes, connaître la résistance de l'eau.

On tire des équations d'équilibre précédentes :

$$\begin{aligned} d &= \frac{R_x b - Fe}{r_x} \\ c &= - \frac{R_y a}{r_y} \end{aligned}$$

(1) On considère la résistance de l'air sur les flotteurs comme négligeable.

En réalité, l'équilibre d'un hydravion pendant son essor, est composé d'une multiplicité de forces que nous analyserons plus complètement avec les flotteurs à ailettes, et dont la résultante doit être à chaque instant égale et opposée aux forces d'inertie. (Théorème de d'Alembert).

Rôle de l'équilibreur pendant la lancée.

Il est absolument nécessaire de connaître, même approximativement la résistance à l'avancement exercée par l'eau sur les flotteurs. Cette connaissance servira à l'établissement de l'équilibre, et à la détermination de la puissance nécessaire à l'envol. On sait que la somme des résistances horizontales est égale à la traction de l'hélice (fig. 69) :

$$F = \sum R_x$$

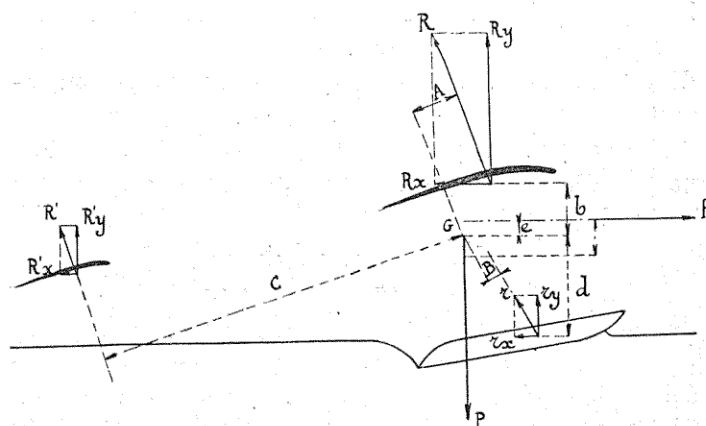


Fig. 69.

Il faut que la somme des moments par rapport à un axe d'oscillation perpendiculaire au plan de l'appareil, passant par le centre de gravité soit nulle, et autour duquel ce dernier exécutera ses mouvements de tangage. On comprend que si cette condition n'est pas réalisée, il naîtra un couple amenant le chavirement longitudinal. On aura donc :

$$F.e = R.A - R'.C + r.B$$

d'où : $r.B \doteq F.e - R.A + R'.C$

Or, R_x et R'_x sont connus et leur somme en vol est égale à la traction de l'hélice ; donc à l'essor, le moment de la résistance du flotteur est trop grand, et l'équilibre exigé n'est pas réalisé. On a :

$$r.B > F.e - R.A + R'.C$$

Il faut donc diminuer le deuxième terme obtenu, en réduisant la poussée sur le stabilisateur.

Dans le cas d'un stabilisateur avant (type Canard), il faut au contraire augmenter la poussée sur le stabilisateur.

$$r.B = F.e - R.A + R'.C + p.C.$$

p étant la poussée supplémentaire qu'il faut ajouter pour rétablir l'équilibre à l'essor. On est amené alors à calculer la surface du stabilisateur ainsi que son incidence en fonction de la traînée des flotteurs.

Résistance hydrodynamique des flotteurs.

Tous nos calculs précédents ont été établis en supposant connue la résistance de l'eau sur les flotteurs. Il s'agit d'estimer cette dernière à présent.

Tout flotteur qui se déplace dans l'eau éprouve théoriquement les phénomènes suivants :

1° L'avant écarte l'eau, l'arrière crée un vide ; le total s'appelle la résistance directe R_d ;

2° La surface de carène subit un frottement R_f de 3 kg. par m^2 de surface mouillée ;

3° Les parties saillantes créent des remous ;

4° A mesure que la vitesse croît, des vagues — vagues satellites — apparaissent ; résistance de formation des vagues proportionnelle à V^4 ;

5° A mesure également que la vitesse croît, le flotteur par suite de la poussée dynamique se déjàuge, et prend, pour une vitesse donnée, une carène nouvelle.

Comparons à des navires pour lesquels la résistance est :

$$R = K A^2 V^2$$

K = coefficient = 3,875 pour les navires ayant un allongement supérieur à 8 ;

A^2 = surface du maître couple immergé ;

Autrefois, on employait la formule :

$$R = K S V^2$$

S = surface immergée ;

K = 25 (barques) ;

S est donnée par la formule de Normand, surface mouillée ;

$$\delta = \sqrt{L \left(1,5p + 0,09 \left(\frac{V^3}{L + l + p} \right) l \right)}$$

L longueur de coque ;

l largeur de coque ;

p profondeur de carène au maître couple ;

V³ Volume immergé (navire stoppé).

La formule actuelle de la marine est la suivante :

$$R = KA^2 (V^2 + 0,145 V^3) + K' \delta^2 \sqrt[3]{V}$$

A² = surface du maître couple ;

V = Volume immergé ;

$$\delta = \text{Surface mouillée} = \sqrt[3]{\frac{2,4 D}{L^{\frac{1}{4}} A^{\frac{3}{4}}}}$$

où D = déplacement ;

L = longueur.

Il est très difficile sinon impossible de tirer des renseignements précis de ces formules ; seule l'expérience nous donnera quelque chose. Cette expérience, on l'a pour les navires, et nous savons que, à cause de leur proue, la résistance totale se compose de 95 % de résistance due au frottement ; mais pour les flotteurs d'hydros, il n'en est pas de même. On ne possède aucun renseignement précis ; les phénomènes précédents sont si compliqués, ils changent même tellement de valeur pour des causes en apparence si infimes, qu'on ne peut rien dire de précis. Il faut donc faire des essais de carène au Bassin de la Marine à Grenelle, en prenant soin d'observer que la vitesse d'essai soit :

$$V' = \frac{V}{\sqrt{\lambda}}$$

λ : rapport de similitude du modèle et du flotteur.

Il faut pousser cette vitesse jusqu'à l'apparition de vagues satellites.

Puissance absorbée par les flotteurs.

Pour la calculer, il faut d'abord compter sur un poids supplémentaire de flotteurs de 100 kg en tout. Il faut également tenir compte des R_x et des R_y dûs à leur présence les incidences étant comprises entre 10° et 14° (Breguet : 3°).

Ceci étant calculé, il faut tenir compte également de la traînée dans l'eau. En vol normal on a pour la puissance absorbée :

$$P_a = R V = \varphi V^3 \quad \varphi : \text{coefficient}$$

A l'essor, l'augmentation de puissance est fonction de la force qui s'exerce sur le flotteur :

$$R' = K S' V^2$$

S' = aire du maître couple immergé. D'après les formules précédentes, on a R et P_a .

La formule finale en considérant le déjaugage du flotteur est :

$$P_a = K D^{\frac{2}{3}} V^3$$

V = vitesse en nœuds ;

D = déplacement en tonnes ;

K = coefficient égal à 232 environ.

Sur les hydros actuels on a volé avec 80, 100, 150 H.P. L'avenir est sans doute aux grands excès de puissance permettant d'arracher l'appareil de l'eau sans recourir à une poussée hydrodynamique ; on pourra rechercher alors pour le flotteur, des formes plus adéquates à des rôles accessoires aujourd'hui systématiquement négligés, embarquement à bord, solidité plus grande, construction économique, etc.

FLOTTEURS A AILETTES

Dynamique et équilibre.

Une des solutions depuis longtemps préconisée pour le déjaugage, est l'émersion amenée par les ailettes hydroplanantes. Commencées par Forlanini, Crocco et Riccaldoni, Thompson, les expériences indiquèrent la voie à suivre.

Henri Fabre s'y adonna au commencement et fut rebuté dès le début par quelques échecs. Plus récemment le Capitaine italien Guidoni et le Commandant Ginocchio ont repris ces expériences avec tout le succès désirable.

Sur un hydravion muni de flotteurs à ailettes, les forces sont multiples et changeantes ; leurs points d'application varient continuellement. En supposant la trajectoire parfaitement horizontale, il convient de distinguer les forces suivantes :

Poussée du propulseur, décroissant avec la vitesse jusqu'à une valeur constante en vol ;

Résistance à l'avancement de l'hydravion, appliquée au centre de poussée et proportionnelle à V^2 ;

Poussée verticale sur les ailes ;

Poids appliqué au centre de gravité ;

Sustentation dynamique des flotteurs due à leur carène, appliquée au centre de poussée du système ;

Poussée verticale des ailettes croissant de 0 jusqu'à un maximum, puis décroissant jusqu'à 0, et appliquée au centre de poussée des ailettes (point extrêmement variable) ;

Résistance à l'avancement des flotteurs dans l'eau, proportionnelle à la section immergée et au carré de la vitesse ;

Résistance à l'avancement des ailettes dans l'eau ; proportionnelle à la superficie immergée ;

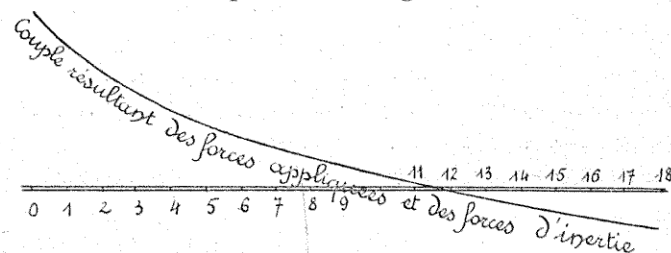


Fig. 70.

Force d'inertie égale à chaque instant à la masse multipliée par l'accélération, et appliquée au centre de gravité.

En tout neuf forces (quatre horizontales et cinq verticales) devant avoir une résultante et un moment nuls. On calcule le couple résultant (fig. 70) correspondant aux

valeurs croissantes de la vitesse, en admettant l'horizontalité de l'axe de l'appareil. La valeur maxima est au commencement du mouvement et prend une valeur d'environ 60 kgm.; elle s'annule pour 11,5 m/sec. Pendant la première période, le couple résistant tend à faire piquer l'appareil et à le faire cabrer pendant la seconde. En réalité, le couple résultant est constamment nul, car il vient équilibrer le couple de stabilité longitudinale de la carène et du gouvernail de profondeur. Ceci signifie que, si l'appareil pique pendant la période d'envol, il aura ensuite une assiette horizontale, puis cabrera peu à peu, si on ne manœuvre pas le gouvernail de profondeur.

D'autre part les ailettes peuvent être très limitées, pour ne pas donner naissance pendant le vol à une force capable de détruire sensiblement l'équilibre; par contre les flotteurs peuvent avoir la forme de moindre résistance en vol, sans constituer des surfaces abaissées et porteuses, comme par exemple une carène hydroplane.

Puissance absorbée par les flotteurs à ailettes.

Forlanini posa la loi suivante « *la résistance de l'eau est indépendante de la vitesse par suite de la très faible surface en contact, et cela à partir d'une certaine vitesse. Elle est constante et égale au 1/12 du poids total* ». Ainsi seule la résistance aérodynamique croîtrait pendant la vitesse.

Déterminons la puissance à fournir pour l'émersion. Traçons une polaire analogue à celles d'Eiffel, et portons en ordonnées les poussées et en abscisses les trainées (fig. 70bis).

A chaque point de cette courbe, correspondra un point donnant par expérience, les valeurs r_x , r_y et $\frac{r_x}{r_y} = \tan \theta$. Il est évident qu'en y menant par l'origine une tangente, on a le minimum de $\frac{r_x}{r_y} = h. \left(\frac{1}{12,5} \text{ environ} \right)$. Soit K_y la sustentation unitaire à 10 m/sec; le poids soulevé :

$$P = S K_y \left(\frac{V}{10} \right)^2$$

l'effort de traction $F = Ph$,
et la puissance correspondante :

$$\mathcal{P} = \frac{Ph V}{75}$$

Cette égalité montre que la puissance est proportionnelle à la vitesse. En effet :

$$P = Ky S V^2 = C^{te}$$

d'où S varie de façon inversement proportionnelle à V^2 . On verra plus loin comment on arrive à ce résultat, en émer-

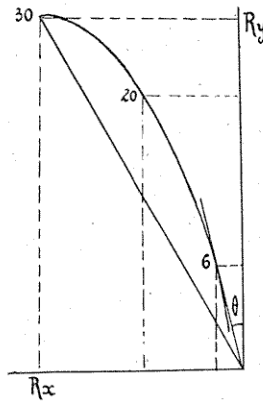


Fig. 70 bis.

geant graduellement les surfaces, et en augmentant simultanément K_y .

En fonction du déplacement D et en considérant la résistance supplémentaire des supports, on a $\mathcal{P} = 1,5 DV$ (Crocco), V en nœuds.

L'amerrissage de l'hydravion.

Pour exercer une action sustentatrice à l'essor, le flotteur doit être ordinairement à fond plat ; cette solution favorable au déjaugage, est tout à fait défectueuse pour le départ sur l'eau agitée et pour le retour. Le fond des flotteurs ainsi conçus présente une grande surface (plusieurs mètres carrés) ; or, lorsqu'une surface attaque l'eau, même sous un angle très faible, elle reçoit une pression excessive

de 110 à 150 kg. par dm^2 pour une vitesse de 70 à 95 km/h. Pour éviter tout choc et tout bris, il faut que l'amerrissage soit tangentiel et parfait ; on doit au moment d'amerrir, voler très bas, à 1^m50 des vagues, puis arrêter le moteur et se laisser glisser bien droit ; la force vive est ainsi très petite et, si l'on dispose d'un châssis amortisseur ou de fonds souples, l'appareil ne souffrira pas du heurt. Si on doit amerrir par mer houleuse, il faut que les flotteurs soient suffisamment prolongés en avant du centre de gravité, (Ex. Curtiss) pour que si l'extrémité avant s'immobilise même pendant un temps très court par suite de l'engagement dû à une lame, le travail dû à la pesanteur et celui dû à la résistance de l'air, soient supérieurs à la force vive de l'hydravion. Le problème est comme on le voit, exactement le même que celui que nous avons examiné à propos des patins, dans la 1^{re} partie de cet ouvrage.

Il faut éviter l'amerrissage de côté, car les efforts latéraux exercés sur le châssis de réunion feront céder ce dernier. Il faut également éviter de bourrer et de s'arrêter en quelques mètres en freinant sur l'eau ; l'accélération négative projette en avant toute la superstructure qui peut être fauchée. On pourrait tourner la difficulté en agissant sur la partie aérienne de l'appareil, et en créant des hydravions capables de prendre leur envol et d'amerrir à faible vitesse (en adoptant par exemple des ailes à incidences variables, telles que l'aile R. Mallet). Mais ceci conduit actuellement à de grandes surfaces, à un poids et un encombrement prohibitifs et enfin à une forte puissance.

La solution généralement adoptée est l'amortissement par fond souple ou le montage élastique des flotteurs. Malgré la complication, ce procédé est insuffisant en raison du travail considérable à absorber, qui peut varier dans le rapport de 1 à 10 et même plus. En outre, presque tous ces dispositifs ont l'inconvénient de présenter une course trop faible.

Pour l'amerrissage, les flotteurs à ailettes présentent

de grands avantages, à condition de pouvoir relever les ailettes suffisamment pour qu'elles ne reçoivent pas le premier choc, et qu'elles ne freinent pas trop brusquement au début du ralentissement. On peut aussi utiliser l'eau comme amortisseur en donnant au flotteur une forme convenable. L'angle sous lequel il amerrit étant à la disposition du pilote, la course peut varier de quelques mètres pour un amerrissage sous un grand angle, à plusieurs dizaines de mètres pour un amerrissage tangentiel ; dans le premier cas, il y aura absorption progressive et complète de la force vive. Jusqu'à présent cette solution n'a pas été appliquée. M. Guérin a proposé une forme de flotteur qui semble assez convenable pour entrer dans l'eau sans choc, et qui sera étudiée plus loin.

Cette solution de l'entrée progressive dans l'eau semble devoir faire des progrès. Les flotteurs Sopwith, Tellier, sont carénés ; le flotteur Nieuport se comporte de même, grâce à sa série de redans qui s'enfonce la première dans l'eau et amortit le choc.

Enfin, pour éviter l'engagement, au moins dans une certaine mesure, il faut posséder un flotteur arrière. Fabre, en effet, avait proposé, depuis longtemps déjà, l'emploi d'un flotteur de queue tel, qu'au moment de l'amerrissage, il force le flotteur avant à prendre une incidence positive et à ne pas s'engager. Ce dispositif a été appliqué d'une manière plus particulière sur le flotteur Burgess Curtiss, dont le fond lui-même présente un dièdre longitudinal.

CHAPITRE III

LA TECHNIQUE DU FLOTTEUR

Hydroplanes et flotteurs d'hydravions.

Avant d'aborder l'étude de la réalisation pratique de l'essor et de l'amerrissage, il nous a paru intéressant de chercher un enseignement dans la navigation automobile.

Il y a, en navigation automobile, trois grandes classes d'engins pouvant résoudre le départ sur l'eau :

1^o La coque classique du canot automobile rapide (type Ursula) ;

2^o Le glisseur Ricochet-Bonnemaison, lancé par le comte de Lambert, et actuellement représenté par Despujols, Tellier, etc. ;

3^o L'Hydroplane à surfaces immergées ou ailes sous-marines, conseillé par Forlanini et essayé par Archdeacon et Voisin en 1906.

Les grands canots genre baleinière ne craignent pas la lame et la traversent à 50 km/h ; mais ce type de navire nécessite une puissance formidable ; à Monaco en 1912, l'Ursula avait 800 HP à bord ; ensuite ce genre de canot perd ses qualités de vitesse et de tenue à la mer à mesure qu'on en diminue les dimensions. Avec une puissance de 1 ch. par 20 kg. de poids total, un canot de 12 m. obtient une bien plus grande vitesse qu'un canot de 6 m. ; or, en aviation il faut faire léger, donc petit, et comme le poids à soulever varie entre 400 et 600 kg., le canot classique perd tous ses avantages. Enfin, un aéroplane, à cause de ses

grandes dimensions transversales, doit s'appuyer sur une coque de grande stabilité latérale. Un biplan Voisin de 20 m. d'envergure, monté sur une réduction de canot Tellier faite pour porter 500 kg., ferait sûrement chavirer cette coque de 1^m50 de large.

La solution du glisseur donne une bien meilleure utilisation de la puissance, même sur des coques de petites dimensions, et la vitesse de l'envol est facilement atteinte ; mais ce dispositif est brutal et casse tout ce qui est à bord. Le redan touche l'eau par deux bandes transversales de 10 c/m de large, comme ces surfaces sont inclinées de 4 à 5°, un dénivellement de l'eau de quelques centimètres fait porter la coque sur une surface 10 fois plus grande ; il se produit alors brusquement de bas en haut des augmentations de force portante égales à 10 fois le poids de l'appareil d'où des chocs très violents.

Enfin la troisième solution est si importante qu'elle nécessite un chapitre spécial.

L'hydravion est une machine possédant les qualités réunies d'un hydroplane et d'un aéroplane ; la bonne combinaison des deux systèmes laisse un grand champ d'investigations. Dans quelques hydravions les qualités nautiques sont très développées, alors qu'elles sont à peine perceptibles dans d'autres appareils. Ainsi, dans les appareils du début — et encore maintenant — les flotteurs n'exerçaient qu'une action d'hydroplane insignifiante, et les appareils, si cela leur arrivait, émergeaient surtout sous l'action de la poussée exercée par l'air sur les voilures.

La tendance actuelle du flotteur est d'avoir un coefficient $\frac{K_x}{K_y}$ aussi bon que possible, dans l'air comme dans l'eau. Les tendances générales peuvent se diviser en deux groupes :

- 1° les hydroaéroplanes (au sens limité du mot) ;
- 2° les aérhydroplanes ou « flying boats ».

Dans le premier cas, on a un aéroplane muni d'un système convenable de flotteurs. Dans le second, on a un hydroplane à ailes, formant un système où la navigabilité est surtout recherchée. Un bon hydroplane et un excellent

aéroplane peuvent, réunis, ne donner qu'un médiocre hydravion ; il faut, en effet, maintenir l'harmonie entre les divers éléments, et subordonner le choix du flotteur à d'autres contingences telles que la vitesse de vol, le centrage, etc.

Conditions d'établissement des flotteurs.

Les flotteurs, étant les organes essentiels de l'essor et de l'amerrissage des hydravions, doivent répondre à certaines conditions ; presque toutes se rapportent à l'envol. Alors que le grand problème pour l'avion terrestre est l'atterrissage, le fait, pour les hydravions, de se poser sur l'eau, est éclipsé par les difficultés que présente le décollage.

Les flotteurs doivent remplir les conditions suivantes :

Avoir un déplacement d'eau tel qu'il soit suffisant pour soutenir le poids de l'appareil ;

Avoir un volume tel qu'il existe une grande réserve de flottabilité ;

Assurer des stabilités latérale et longitudinale aussi bonnes que possible, quels que soient le nombre et la forme des flotteurs ;

Avoir une grande navigabilité à vitesse réduite et par mer houleuse ;

Assurer un déjaugeage rapide en vitesse ;

Avoir une vitesse acquise en le plus court espace possible ;

Offrir une moindre résistance aéro et hydrodynamique ;

Avoir un petit rapport $\frac{R_x}{R_y}$ dans l'air et dans l'eau (fig. 71) ;

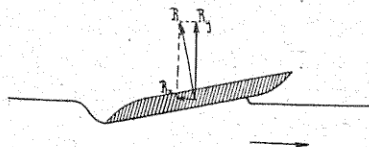


Fig. 71.

Ne pas s'engager s'il y a immersion accidentelle ;

Avoir une grande légèreté ;

Ne pas former de surfaces nuisibles capables de donner lieu à un plan de dérive ;

Avoir une grande résistance aux chocs ;

Posséder une étanchéité absolue ;

Ne pas s'accrocher aux herbes, algues, etc.

Sur cette douzaine de conditions, nous avons déjà examiné les trois premières relatives à l'équilibre statique de l'appareil. Nous allons étudier maintenant les autres conditions ainsi que les méthodes employées pour les remplir.

Forme et légèreté.

La grande légèreté est favorable, d'abord pour éviter la surcharge qu'imposeraient à l'appareil des flotteurs trop lourds, ensuite pour prévenir l'abaissement du centre de gravité. Leurs positions surbaissées conduiraient à des modifications sensibles dans le centrage, surtout si cette surcharge en est indépendante. De plus, il y faudrait craindre des mouvements pendulaires et une tendance au retournement dans les virages, ainsi que l'a constaté Garros à Monaco.

La forme géométrique la plus parfaite est la sphère, qui présente le maximum de volume avec le minimum de surface ; mais les difficultés de construction et de montage, en dehors de toute autre considération, en prohibent l'emploi. Aussi puisqu'il ne faut pas songer à réaliser le minimum théorique de poids pour un volume donné, il faut chercher le minimum pratique.

Puisque pour les catamarans, il faut de l'allongement, on devrait adopter des sections circulaires ; mais il faut tenir compte de l'armature intérieure qu'on ne peut pas augmenter dans le cas d'un flotteur circulaire.

En vol la section circulaire donne moins de dérive que la section rectangulaire ; en effet un rectangle frappé orthogonalement (appareil avec vent de travers), donne :

$$R = KSV^2 \quad K = 0,08$$

et un fuseau de même surface frappé transversalement donne

$$R = \varphi KSV^2 \quad \varphi = 0,463$$

Dans l'eau et dans l'air, le flotteur résistera beaucoup moins, la surface de frottement étant beaucoup plus petite qu'avec un caisson rectangulaire de même volume ; c'est-ce qui a fait abandonner des constructeurs, la forme lenticulaire adoptée à l'origine par Fabre et Curtiss. Enfin, il reste la question de stabilité nautique que nous avons examinée plus haut, et où l'avantage du flotteur cylindrique est nettement démontré ; le flotteur en caisson pouvant subir, à cause d'une dénivellation d'eau, de brusques variations de volume immergé.

Malgré toutes ses qualités de robustesse, de légèreté, de ne pas créer de pression secondaire détruisant l'équilibre, il semble difficile d'adopter le flotteur cylindrique à cause de sa grande résistance à déjàuger. Pendant la lancée, il faut profiter de la réaction dynamique due à l'eau et aidant au déjàugeage ; or, un fond plat se prête mieux que tout autre à cet accroissement de sustentation. Cette question de soulèvement de l'appareil doit à notre avis primer toutes les autres ; nous reparlerons néanmoins du flotteur à section circulaire lorsque nous confierons le rôle de l'émersion à des sustentateurs indépendants.

Construction au point de vue de la résistance.

Il faut envisager deux sortes d'efforts :

Les efforts généraux : arrachement, torsion, poussée de l'eau, vibrations, coups d'eau, etc. ;

Les efforts locaux : chocs de corps étrangers.

L'armature intérieure, ordinairement une poutre armée croisillonnée, doit travailler à la compression, ce qui prohibe le montage pourtant très rigide par emploi de tendeurs (rayons tangents de bicyclette), pour que la poutre présente un maximum de robustesse et de légè-

reté. Il faut observer lors du montage, que les tiges de soutien ne soient pas en porte-à-faux sur les flotteurs, mais à l'aplomb d'un étayage intérieur.

Les flotteurs en tôle semblent tout indiqués, car ils se passent de squelette intérieur ; ils ne valent cependant rien pour l'étanchéité.

Fibre résiste aux coups de mer non en renforçant le fond de son flotteur, mais en opposant à la vague un fond souple qui cède sous le choc ; cette conception est très intéressante, et peut se rapprocher de la conception de Blériot ou de Bréguet faisant céder l'avion aux rafales au lieu de le faire lutter et encaisser les chocs en fatiguant la membrure.

Il faut prévoir l'amerrissage brusque avec une grande vitesse et des flotteurs inclinés : la rupture du fond est inévitable ; il faut au moins que cette rupture puisse ne pas constituer un danger immédiat ; pour cela on fixera sa place en adoptant un flotteur non continu de poupe en proue, et présentant une ligne de moindre résistance amorçant la rupture en laissant intacte une partie du flotteur.

Construction au point de vue de l'étanchéité.

Le métal ne répond pas à cette condition ; pour la résistance on ne peut l'employer en épaisseur inférieure à 5/10 (fer ou cuivre) ou 12/10 (aluminium), sinon il se déforme trop facilement. L'aluminium doit être immédiatement écarté car il est rongé par l'air salin.

Quelques constructeurs ont adopté le flotteur de bout d'aile en laiton. L'inconvénient du métal est qu'il faut le fixer à lui même ; le rivetage si soigné soit-il, saute toujours sous les chocs ; la soudure est inapplicable en eau de mer ; la soudure autogène et l'agrafage sont problématiques comme étanchéité et comme solidité.

Le bois est meilleur : le cèdre entre autres (densité 0,6) est excellent ; il en faut plusieurs épaisseurs minces contre-plaquées à la presse, avec interposition de toiles imbibées de mastic entre chaque couche. On peut remplacer les toiles

par une couche de colle insoluble, avec un revêtement intérieur de toile vernie imperméable. Si la forme le permet, il faut que les fibres du bois soient croisées à 45° ou à 90° pour contribuer à la résistance transversale.

Le fond doit avoir une faible épaisseur afin de constituer une zone élastique suivant les variations de température et d'hygrométrie. Il faut exclure les fonds formés d'une seule épaisseur, qui se gondolent et risquent de présenter des fissures dangereuses. On ne peut non plus conseiller d'adopter le dessus en toile (Nieuport) ce qui augmente la légèreté mais diminue la résistance et l'homogénéité du flotteur ; en outre, cette faible paroi est à la merci du moindre geste maladroit d'un aide.

Un des meilleurs procédés de construction est le *bordé Tellier* constitué en interposant entre des feuilles d'acajou à 90°, des toiles vernies et imperméables, le tout rivé au cuivre rouge. On peut faire un nombre illimité de bordés (triple, quadruple, multiple).

Dans ce cas le rivetage tient, car il réunit des surfaces compressibles et élastiques, qui ne transmettent pas les vibrations. Cependant aux derniers meetings, le *contre-plaqué* qui permet de faire plus mince et plus léger, semble devenir en faveur ; on l'emploie en épaisseurs de 4 à 6 c/m suivant les efforts à subir.

D'après les expériences italiennes, la meilleure solution pour enduire la toile, est une dissolution de cellulose dans de l'acétone et de l'acétate d'amyle (à chaud) ; cette colle fait fortement adhérer les couches entre elles et assure l'étanchéité et la résistance de structure. On peut aussi employer la colle de caseïne insoluble dans l'eau.

Enfin, il convient de le signaler pour l'éviter, il ne faut pas recouvrir le flotteur d'une matière susceptible de pourrir ou de devenir rugueuse : certains bois sont donc absolument à rejeter. La toile, même recouverte de collodion, comme l'emploient Borel et Caudron, est à rejeter, étant difficile à appliquer, pour peu que le flotteur soit

Sécurité. — Compartiments étanches.

Le volume du flotteur doit correspondre à un déplacement égal en moyenne à 4 fois le poids de l'appareil, et quelle que soit sa forme, le flotteur doit avoir une bonne navigabilité avec une mer un peu dure pour éviter qu'il ne s'engage. Il faut donc éviter les becs avant plongeants, risquant l'engagement par dessus ; il faut même munir le flotteur d'un dispositif auxiliaire permettant d'éviter cet accident. (Nieuport, Curtiss.)

Pour prévenir la mise hors d'usage complète d'un flotteur en cas d'avarie grave, il est nécessaire de le compartimenter ; on doit diviser un flotteur en autant de parties que son poids le permet. Il faut également prévoir le cas où la moitié des compartiments est envahie par l'eau ; le flotteur doit avoir conservé assez de volume immergé pour soutenir l'appareil.

Dans certains flotteurs, les cloisons sont disposées longitudinalement ; ainsi, si quelque compartiment, excepté celui du milieu, se remplit, l'appareil penche latéralement. C'est une très mauvaise pratique, car un léger choc, un déplacement de la charge, peuvent amener l'engagement de l'extrémité de l'aile, surtout si l'appareil a une grande envergure.

Si les cloisons sont disposées les unes derrière les autres, un seul apiquage longitudinal est à craindre ce qui est moins désastreux. Comme un compartiment rempli amène un déplacement du centre de flottaison, il faut disposer les cloisons de manière à ce qu'en cas d'avarie, la verticale abaissée du centre de gravité tombe toujours dans la surface de flottaison (*voir centrage*).

Ceci conduit à la nécessité d'avoir des cloisons étanches réunies par paires, de telle façon que quand une paire est remplie, les moments des deux surcharges, par rapport au centre de pression, se cumulent. Ceci seulement pour les flotteurs ayant un grand excès de flottabilité.

Les cloisons devront résister au choc de l'eau envahissant les compartiments — elles seront composées de plusieurs épaisseurs de toiles en fil biais vernies. Pour obvier à l'entrée de l'eau dans les compartiments, on peut disposer à l'intérieur de ceux-ci, des sacs à air très légers ou un solide de très faible densité et ne s'imbibant pas (liège paraffiné, kapock, etc).

Flotteurs Fabre.

On sait que les flotteurs peuvent se classer en trois groupes : les flotteurs type Fabre, les flotteurs en catamaran, tous deux se rattachant à la branche des hydroaéroplanes, et les coques-fuselages se ramenant plutôt à la catégorie des aérohydroplanes. Nous allons passer en revue chacun d'eux.

Les hydroplanes Bonremaison du système Ricchet Nautilus, et avant eux les engins de Thornycroft et d'Ader



Fig. 72.

étaient formés de plusieurs parties disposées en cascade les unes derrière les autres, de manière à former deux ou plusieurs redans destinés à assurer la stabilité longitudinale (fig. 72). M. Henri Fabre en a séparé les parties constitutives, et les a employées en détachant la partie avant de la partie arrière. Chacune de ces surfaces forme alors le fond d'un flotteur différent (fig. 73).



Fig. 73.

Chaque flotteur a donc un fond constitué par une seule surface (ordinairement un plan), et peut être construit de façon à avoir une faible résistance à l'avancement dans l'air. On élimine donc le redan et les remous que sa pré-

serce apporte. Comme on le verra dans l'étude du flotteur au point de vue aérodynamique, la portance supplémentaire n'est pas négligeable.

Ce flotteur a comme principal avantage sa quasi-impossibilité à s'engager ; il peut en effet être complètement immergé, son fond plat lui permettant de recevoir une éner- gique poussée de bas en haut, et son dos cylindrique étant peu propre à subir une poussée négative de l'eau.

Ses inconvénients sont les suivants :

Sa faible incidence ; au déjaugage, la surface de contact n'est plus que de quelques décimètres carrés, d'où des chocs très durs pouvant défoncer le fond ;

Sa résistance à l'avancement est assez considérable ; sa surface plane étant porteuse abaisse le centre de poussée. Au nombre de trois ou quatre, les flotteurs Fabre donnent lieu à une grande résistance ; d'autre part leur multiplicité même est une cause d'avaries fréquentes.

Un des plus graves défauts est, qu'à la moindre houle, le bec avant pénètre dans la lame et provoque par freinage brusque un capotage, immanquable si la vitesse est un peu grande.

Pour obvier aux coups de bélier des vagues, le fond est constitué par une feuille de bois contre-plaqué en trois épaisseurs, plus résistante dans le sens longitudinal que dans le sens transversal, travaillant comme une peau de tambour ou comme un pneu d'auto.

Le tirant d'eau est d'environ 0^m25 et s'annule en vitesse ; la forme fuyante des flotteurs Fabre leur permet de passer sur toute espèce d'obstacle et d'atterrir très tangentielle- ment sur terre. Enfin, il est assez facile d'en régler l'inci- dence ou l'emplacement. On peut également y adjoindre aisément un train de roues.

Comme nous l'avons vu précédemment, ils donnent une bonne stabilité latérale, en ayant soin de les écarter ; nous avons également étudié l'effet de cet écartement.

En résumé, le flotteur Fabre est un excellent flotteur marin, très robuste, permettant de déjàuger rapidement malgré la houle ; il nécessite un système de liaison élas-

tique et est surtout destiné aux appareils lents, dont la vitesse de vol est peu élevée.

Flotteurs en catamaran.

Ils sont allongés comme la barque indienne qui leur donne son nom ; leur section est ordinairement faiblement rectangulaire — plutôt carrée — ou arrondie ; ils évitent le capotage par engagement du nez, qui est très relevé. L'arête du bec avant se raccorde par une ligne de contour courbe, au fond plat ; à l'arrière, il faut au contraire que les flotteurs finissent brusquement, comme coupés, afin que la section ou bande d'arrachement soit bien nette. Leur résistance à l'avancement est faible ; ils déjaugent assez vite, mais le moindre clapotis leur est nuisible. Ils conviennent bien aux appareils rapides, car ils permettent d'atteindre sur l'eau la vitesse de vol ; mais sont inapplicables, sans modifications, aux appareils lents : ils ne décollent en effet qu'aux grandes vitesses. D'autre part, ils ne permettent pas à l'appareil de trouver son incidence d'envol : leur longueur empêche l'hydravion de démarrer facilement, et surtout au moment de l'essor de se cabrer et de s'arracher de l'eau.

Les formes peuvent varier à l'infini et jusqu'à présent, aucune règle ne semble définir la meilleure. Néanmoins, d'après le meeting de Deauville 1913, les flotteurs en caisson semblent un peu moins en vogue ; ils deviennent à la fois plus ventrus et plus effilés, présentant un peu la forme de carène d'une barque. (Comme nous verrons plus loin, le Bréguet-Tellier et le Guérin).

En général, on peut avoir une bonne stabilité sur l'eau, car on peut se permettre d'adopter de grands écartements sans inconvénients sérieux ; le roulis n'est donc pas trop à craindre non plus que les atterrissages penchés.

Coques-fuselages.

Alors que les catégories précédentes ne permettaient qu'une transformation d'avion terrestre, en appareil plus

ou moins marin, la coque-fuselage conduit à un appareil homogène, où la navigabilité et le vol ont la même importance.

On a en outre l'avantage d'une grande diminution de résistance à l'avancement, et l'appareil ne perd aucune qualité aérodynamique en devenant marin. La coque doit être ordinairement très solide, et c'est l'inconvénient des coques fuselages ; la stabilité est souvent négative ; il faut donc toujours des flotteurs latéraux d'une flottabilité suffisante, ce qui est rare actuellement. La grande longueur est également désavantageuse et nécessite un dispositif spécial amenant le cabrage, qui précède immédiatement l'essor. Cette dernière considération nous conduit à envisager le centrage de l'hydravion pour l'essor.

Centrage de l'hydravion pour l'essor.

En vol, on ramène toutes les forces agissant sur les parties constitutives de l'appareil au centre de gravité. Nous avons vu dans l'étude de l'appareil terrestre, que la somme des moments de la résistance de l'air et des moments des forces appliquées au centre de gravité, doit être nulle.

Dans l'hydravion, on doit également rapporter au centre de gravité toutes les forces appliquées aux flotteurs. Afin que le passage du régime de lancée au régime de vol se fasse sans à-coups, il faut que le centre de pression de la partie immergée soit le plus possible à l'aplomb du centre de gravité de tout l'appareil. Or, au décollage, la partie immergée se réduit à quelques décimètres carrés et il est facile, connaissant d'avance le centre de pression de la partie immergée, de la centrer par rapport au reste de l'appareil. Cette condition est très facile à remplir avec le flotteur Fabre qui repose sur sa tranche arrière au moment de l'essor. Mais le flotteur en Catamaran, pour peu qu'il soit long et légèrement convexe, s'oppose au cabrage définitif, sa partie immergée n'étant plus localisée et s'étendant sur une grande longueur ; à moins que, comme dans l'ancien

Sanchez-Besa, elle passe plus ou moins brusquement de l'avant à l'arrière, se comportant ainsi comme si les roues d'un avion terrestre reculaient de plus en plus à l'envol (fig. 74).

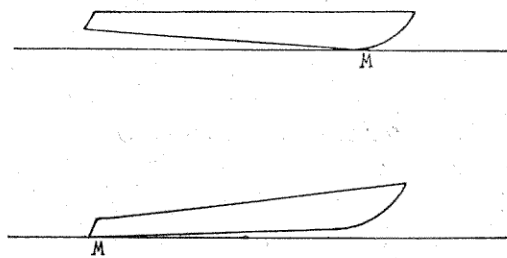


Fig. 74.

En examinant comment se centrent divers types d'appareils, on voit que le biplan semble particulièrement facile à centrer.

Dans le monoplan, le centre de résistance à l'avancement peut passer par la place du pilote et des passagers. Les réservoirs doivent être remontés le plus haut possible, afin de compenser l'abaissement du centre de gravité dû aux flotteurs. Si l'on emploie un flotteur type Fabre, la sustentation aérodynamique de ce dernier abaisse le centre de pression. Il est intéressant à ce propos de noter qu'avec un flotteur de haut rendement aérodynamique, il est possible de combiner un centre de gravité, bas sur l'eau, avec un relativement élevé, dans l'air, cela étant dû au flotteur qui abaisse le centre de pression à partir de l'envol.

Dans les biplans, le centre de gravité abaissé, peut être compensé par le poids d'une plus grande surface supérieure, avec les réservoirs attachés au plafond (ce qui a l'avantage de les mettre en charge). Grâce à l'influence du plan inférieur, le centre de pression peut être abaissé sans inconvénient par les flotteurs portants. Le couple de résistance frontale dû à la composante R_x des flotteurs est compensé par le moment des R_x des réservoirs et de la voilure supérieure plus grande.

Avec un flotteur long comme dans les coques-fuselages (Flying-Boat), il faut déterminer l'emplacement de la partie qui reste immergée en dernier. Sur le Donnet-Lévêque, depuis le moment où l'appareil commence à glisser, jusqu'au moment où il décolle, la ligne de flottaison change d'orientation. A l'arrêt, les plans présentent une grande incidence avec l'horizon — ce qui sera très utile à l'amer-rissage et freinera l'appareil. — En pleine vitesse la ligne de flottaison fait avec celle correspondant au repos, un angle de 21° ; elle devient sensiblement parallèle à la corde des ailes. La partie antérieure de la coque est seule immergée : son dernier point de contact est nettement localisé comme dans un appareil terrestre à roues, et cela au moyen du redan.

Au point de vue distribution des masses, le flying-boat doit avoir un centre de gravité très bas, afin de tenir la mer houleuse ; on a vu que par définition, il doit être aussi hydroplane qu'aéroplane ; mais le rendement aérien en sera diminué car on ne peut abaisser le centre de pression. On serait même tenté de réduire cet abaissement en rognant les extrémités du plan inférieur, pour qu'avec du roulis celui-ci ne s'engage pas. Pour éviter les mouvements pendulaires on remonte le moteur et les réservoirs, ce qui d'ailleurs les mettra hors d'atteinte des embruns.

La stabilité nautique d'un flying-boat avec haut centre de gravité, sera résolue en employant deux flotteurs latéraux attachés à la coque, et non aux ailes, et formant un dièdre (flotteurs Besson).

Un des grands inconvénients du flying-boat est le couple qui tend à lui faire piquer du nez. Le centre de résistance totale ne passe pas par l'axe de poussée et on peut avoir un fort moment par rapport à cet axe ; on peut le compenser par le moment des R_x des réservoirs et des voilures supérieures. Une solution intéressante pour le décollage, serait d'avoir un axe de poussée secondaire situé très bas et constitué par une hélice marine se débrayant en vol.

Le redan.

Le rôle du redan malgré l'aperçu que nous venons d'en donner, est des plus mal défini et donne lieu à une intéressante discussion entre Anglais et Français.

Son rôle, à notre avis, est en aviation tout à fait différent de celui qu'on poursuit sur les hydroplanes; dans ces derniers, il a pour but de faciliter le déjaugage en soustrayant la coque sur une grande partie de sa longueur, au frottement de l'eau.

La disposition des redans des hydroplanes est analogue à l'étagement des surfaces d'un biplan; s'il y a deux surfaces en tandem elles doivent amener une bonne stabilité de l'hydroplane. C'est une des théories de l'école anglaise,

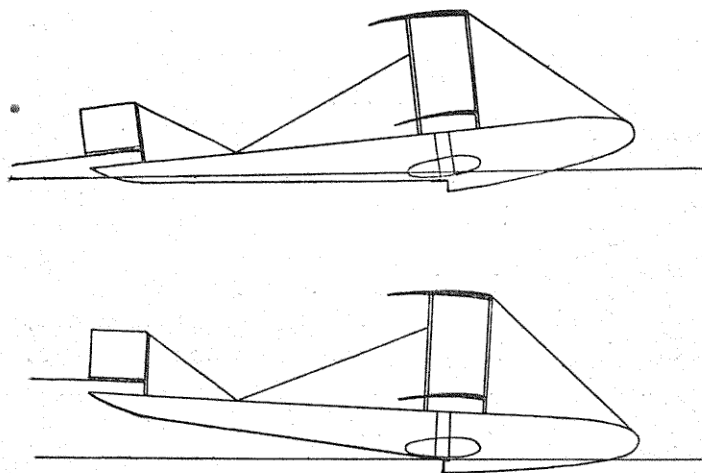


Fig. 75.

à laquelle semble s'être rattaché Fabre en disposant les éléments de surface en tandem, mais à grande distance.

En France, la seule justification de l'emploi du redan en aviation est de localiser le centre de pression; ce dispositif n'est même acceptable qu'avec les flotteurs longs. En ce cas, le redan sera environ à 8 c/m en avant de l'aplomb

du centre de gravité de l'appareil, et, d'après l'enseignement de l'hydroplane, il aura une hauteur de 8 à 11 c/m. Dès que le pilote a amené la corde de ses plans parallèle à l'horizon pour prendre de la vitesse, la partie arrière du flotteur est hors de l'eau, la partie antérieure au redan restant immergée ; le centre de pression tend immédiatement à occuper une position qu'il ne quittera qu'à l'envol définitif (fig. 75) ce qui justifie l'emploi du redan.

Un appareil long et sans redan, comme le Triad de Curtiss, est obligé de s'arracher de force, sa dernière surface immergée étant très grande et mal définie comme situation (fig. 76).

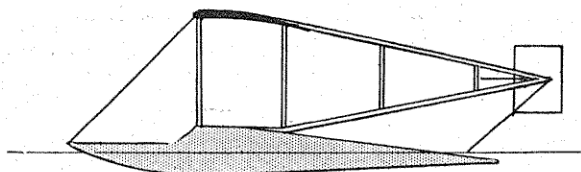


Fig. 76.

Pour décoller, le pilote est obligé, comme le faisait Paulhan, de « tâter son eau » en manœuvrant constamment l'équilibreur, et de décoller de force au moment où il sent l'appareil à peu près centré.

En eau agitée, le redan saute de crête en crête ; si on a une construction générale capable de résister aux secousses, il n'y a lieu que de se féliciter de ce rôle du redan, car les frottements sont diminués d'autant. En général les meetings ont montré qu'en eau ordinaire, le redan diminue notablement les chocs.

En Angleterre, on demande au redan les mêmes services que sur les hydroplanes ; tout d'abord le redan assure une certaine stabilité longitudinale, car il localise les points de contact, ce qui serait impossible avec une coque ordinaire même convexe. C'est pourquoi plusieurs flotteurs anglais sont à deux et même trois redans.

Thornycroft envisageait de plus le desiderata suivant : diminuer la surface de frottement entre l'eau et le flotteur ;

il augmentait ainsi la vitesse sur l'eau jusqu'à atteindre la vitesse de vol. Cette idée semble assez avantageuse en ce qu'on supprime presque totalement les vagues satellites, ainsi que l'a montré le comte de Lambert dans les essais de son canot glisseur à nombreux redans. D'autre part, outre qu'on supprime la résistance due à la formation de ces vagues, on peut affronter une eau assez agitée tout en conservant une trajectoire toujours parallèle à elle-même.

A partir d'une certaine vitesse et d'un certain relevage de la ligne de flottaison, il n'y a plus aucun gain de force



Fig. 77.

sustentatrice ; pour augmenter cette poussée verticale, Thornycroft comprimait de l'air entre son flotteur et l'eau ; actuellement on tend à employer ce procédé, et à établir une nappe gazeuse empêchant la friction de l'eau en soulevant le flotteur.

Sur l'hydravion Hamilton, les gaz d'échappement sont conduits aux flotteurs, et l'on a ainsi un filet gazeux forcé, en même temps qu'un silencieux.

L'Hydravion Grahame White montrait au Salon 1912 de l'Olympia, un dispositif analogue à celui de la fig. 78.

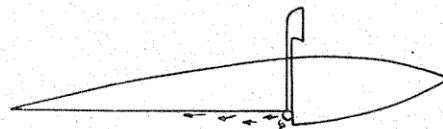


Fig. 78.

Il consistait en un tube passant à travers le flotteur et émergeant au-dessus, épanoui en manche à air. Ce tube vertical débouchait dans un autre tube horizontal perforé de trous par où l'air s'échappait et était distribué uniformément sous tout le redan.

Quelques causes d'échecs.

Les premiers échecs subis pour quitter l'eau, sont probablement dûs à l'une des raisons suivantes :

Les flotteurs n'ont qu'une petite apparence d'hydroplane, ou même n'en ont pas du tout ; ils ne peuvent émerger et offrent ainsi une grande résistance dans l'eau ; la vitesse de vol est de beaucoup supérieure à celle qu'on peut atteindre dans l'eau avec ces flotteurs gênants, et il faut un grand excédent de puissance pour réussir.

En supposant que la résistance du flotteur ait été excessive, et qu'elle ait été appliquée à une grande distance de l'axe de traction, un couple aurait été amorcé, qui aurait diminué l'incidence et provoqué le retournement complet de l'appareil. Certain biplan américain capota ainsi pendant longtemps avant qu'on en trouvât la cause (fig. 79).

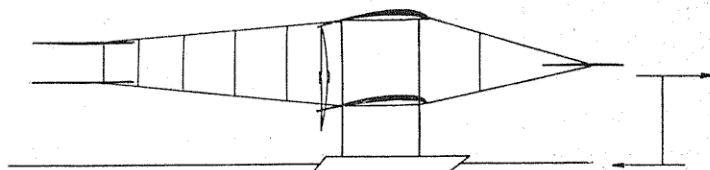


Fig. 79.

La troisième raison est due à un mauvais centrage ; on sait qu'un corps placé horizontalement, restera en équilibre si la verticale abaissée du centre de gravité tombe dans le polygone de sustentation.

Considérons l'eau comme un plan horizontal tel que le centre de gravité soit au-dessus de la partie immergée du flotteur ; c'est une très mauvaise appropriation de bons flotteurs : l'appareil ne pourra quitter l'eau et même coulera.

Comme le flotteur va de plus en plus vite, à mesure qu'il quitte l'eau sa base de flottaison diminue de surface et recule vers l'arrière (fig. 80) ; ce recul continue jusqu'à

ce que la verticale passant par le centre de gravité, soit à l'aplomb du bord arrière.

Le flotteur ne peut s'élever davantage, car un couple entre en action après cette limite, couple qui tend à faire apiquer l'appareil. Chaque force du couple est égale à la portion du poids supporté encore par le flotteur ; le centre

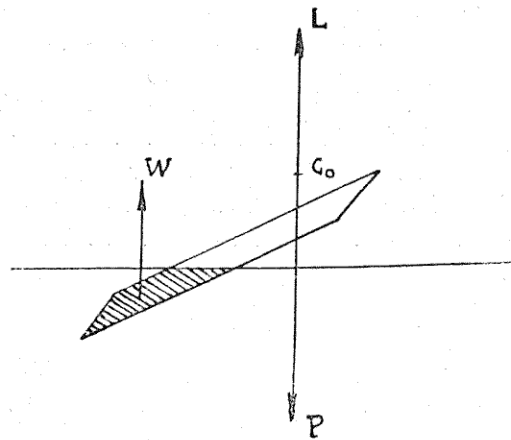


Fig. 80.

de gravité devra donc toujours être au-dessus de la base de flottaison à n'importe quelle vitesse, jusqu'à ce que tout le poids soit sur le point d'être soulevé par l'air, et en supposant, bien entendu, que les centres de gravité et de pression soient confondus pour une incidence donnée.

Les trois défauts théoriques précédents sont évités, en plaçant les flotteurs hydroplanes bien en avant du centre de gravité, de telle façon que celui-ci soit toujours au-dessus et un peu en arrière de la flottaison ; et enfin, en diminuant la résistance à l'avancement, on supprime le couple de renversement.

Efficacité des flotteurs dans l'air et dans l'eau.

Les flotteurs doivent avoir le plus petit $\frac{K_x}{K_y}$ possible, aussi bien dans l'air que dans l'eau ; pendant le vol, ils

doivent supporter au moins une partie de leur poids ; nous allons voir exactement comme ils se comportent. On sait que c'est le dos d'une surface qui, en l'air, est le plus efficace ; dans l'hydroplane, c'est le ventre qui est le plus agissant. Ainsi, il est facile de combiner un flotteur ayant une surface supérieure appropriée à la meilleure efficacité aérodynamique, tandis que la face inférieure est faite en vue de l'appropriation hydrodynamique ; c'est ainsi qu'est établi le flotteur Fabre.

M. Eiffel, l'admirable Savant qui a contribué à faire avancer si rapidement la science de l'Aviation, nous a permis de publier avant lui, les résultats des essais effectués en 1913 à son laboratoire d'Auteuil sur divers flotteurs.

On procéda tout d'abord à l'essai d'un modèle réduit au $\frac{1}{5}$ du flotteur Fabre, qui est monté sur le monoplane Rep ; les résultats sont représentés sur la fig. 81.

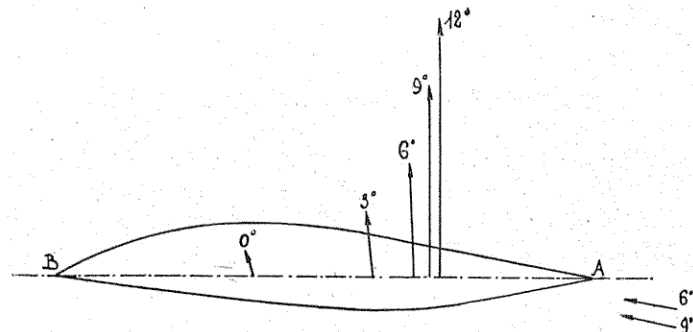


Fig. 81.

D'après les données du constructeur, la ligne AB fait avec la trajectoire un angle de 6° en marche normale ; à cette incidence, les mesures sur le modèle ont donné à 10 m/sec :

$$R_y = 0,304 \quad \frac{R_x}{R_y} = 0,163$$

Ce flotteur ayant un poids de 105 kg., sa sustentation sera $\frac{59}{105} = 0,56$, c'est-à-dire la moitié de son poids.

Ce flotteur présente en effet en grandeur, à 100 km/h soit 28m/sec, une sustentation :

$$0,304 \times 5^2 \times \left(\frac{28}{10}\right)^2 = 59 \text{ kgs.}$$

Il a une résistance à l'avancement de :

$$R_x = 59 \times 0,163 = 9,6 \text{ kgs.}$$

correspondant à une surface nuisible représentée par un plan orthogonal ayant pour surface :

$$S = \frac{9,6}{0,08 \times 28^2} = 0,155$$

c'est-à-dire une plaque carrée de 0,40^m de côté (ce qui repré-

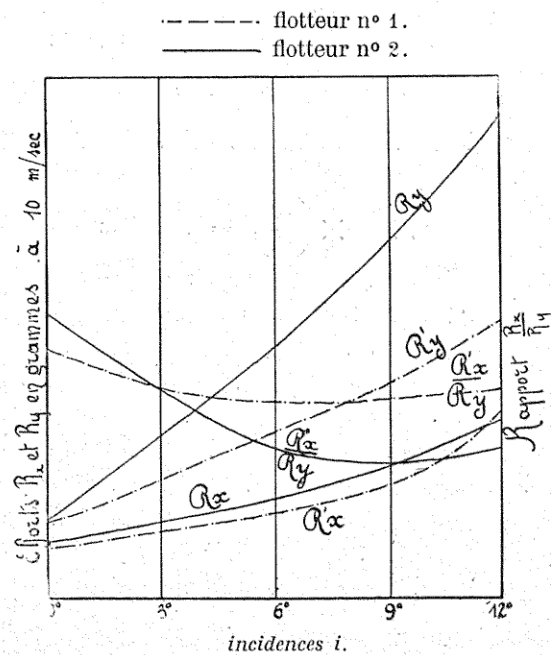


Fig. 82.

sente à peu près 1/6 de la résistance totale d'un appareil sans flotteur).

Il est intéressant de comparer à ces résultats ceux obtenus avec deux catamarans Tellier montés sur les appareils Bréguet (fig. 94 et 95).

Le premier est un flotteur Tellier, monté par paire sur les hydravions Bréguet de série ; il présente une double courbure sur le dessus et un plat en dessous relevé à l'avant ; sa section est rectangulaire ; sa sustentation en vol normal à 6° est dans la réalité à 28 m/sec (fig. 82) :

$$0,085 \times 5^2 \times \left(\frac{28}{10}\right)^2 = 16,6 \text{ kgs}$$

et sa résistance à l'avancement :

$$16,6 \times 0,520 = 8,7 \text{ kgs.}$$

Le second flotteur est un Bréguet-Tellier du modèle de Monaco 1913, ayant l'aspect d'un canot dont le dessous est relevé à l'avant, et dont la poupe est un peu fuyante (fig. 95). A la même incidence que le premier, 6° :

$$R_y = 0,134 \quad \frac{R_x}{R_y} = 0,384$$

Il donne donc dans la réalité comme sustentation à 100 km/h :

$$0,134 \times 5^2 \times \left(\frac{28}{10}\right)^2 = 26,2 \text{ kgs.}$$

et comme résistance à l'avancement :

$$26,2 \times 0,384 = 10 \text{ kgs.}$$

Malgré la différence des résultats et l'apparente supériorité du second, il est impossible de comparer ces deux flotteurs, car on ne tient pas compte des éléments les plus importants : le poids, le rapport de R_x au volume, et la facilité de déjaugage au point de vue aérodynamique. Les flotteurs ne semblent pas en général être plus désavantageux que les châssis d'atterrissage ; ils ne résistent guère plus qu'un train de roues, et de plus ils portent une partie de leur poids, ce qui compense dans une certaine mesure l'alourdissement que leur présence fait subir à l'appareil.

CHAPITRE IV

LA RÉALISATION ACTUELLE DE L'ESSOR ET DE L'AMERRISSAGE

Étude des flotteurs.

Nous allons étudier maintenant comment les constructeurs ont réalisé les données théoriques exposées plus haut. Nous avons choisi les types qui nous ont paru offrir les particularités les plus intéressantes.

Systèmes à deux ou trois flotteurs.

Sur le Canard-Voisin étaient montés 3 flotteurs Fabre; un à l'avant sous le stabilisateur, et deux à l'arrière sous la cellule principale. Dans les hydravions destinés aux marines étrangères, la cellule arrière portait trois flotteurs; l'empattement longitudinal était grand et assurait une excellente stabilité longitudinale. L'appareil décollait très vite favorisé par la position de ses deux flotteurs arrière, qui ne travaillaient pas dans l'eau déjà agitée par le flotteur avant. A l'amerrissage, le type Canard est excellent, car il n'y a à craindre aucun capotage; néanmoins, il faut éviter d'amerrir sur le flotteur avant, car le fuselage peut céder. Le Canard-Voisin est avec l'hydravion Bréguet le seul appareil vraiment marin, capable d'affronter la houle; il résiste un peu moins bien au vent à cause de ses plans de dérive verticaux; il faut alors écarter les flotteurs, ce qui conduit aux inconvénients déjà énoncés.

Sur l'ancien Sanchez-Besa étaient montés, sous la grande cellule, deux flotteurs allongés (fig. 83) ; il n'y avait pas de flotteur arrière, ce qui semble assez dangereux pour la stabilité longitudinale à l'arrêt ; cependant les ailes faisant une très faible incidence avec l'horizon, donnaient peu de prise au vent.



Fig. 83.

Le décollage était rapide à cause de la forme fuyante des flotteurs et de la ligne courbe du fond. L'amerrissage doit être délicat, car les flotteurs sont très reculés pour assurer la stabilité au repos ; il faut sans doute amerrir très cabré.

Les flotteurs avant du Nieuport (premier modèle) avaient 3 m. de long \times 0^m40 ; leur section était rectangulaire, le fond relevé et arrondi à l'avant ; un redan était situé au 1/3 ; à l'avant une gaine en acier portait deux ailettes pour prévenir l'engagement (fig. 84).

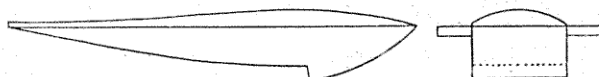


Fig. 84.

Sur le Nieuport de Monaco, les flotteurs avant étaient relativement courts par rapport aux autres appareils 3.200 \times 1 \times 0.520 ; construits en double bordé, contreplaqués en cédrat ou en acajou ; les becs en tôle subsistaient. La flottabilité du système était de 1850^l avec un

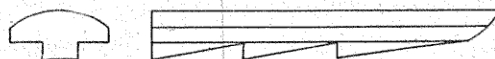


Fig. 85.

poids de 100 kg. ; le redan unique a été remplacé par trois redans qui n'occupent que le centre du fond (fig. 85).

Dans les deux appareils, la queue était soutenue par un ellipsoïde de révolution en tôle, pesant 10 kg. et ayant une flottabilité de 150 l. Le Nieuport s'envole à une grande vitesse, difficile à atteindre, car le moindre clapotis brise son élan ; les flotteurs bien prolongés à l'avant doivent permettre un amerrissage facile.

Les flotteurs Borel (fig. 86) sont à fond plat avec redan, et recourbés pour éviter le clapotis ; ils sont écartés de 1^m50 et placés très en avant de l'appareil. Le flotteur arrière a la même forme que les flotteurs avant, mais il se présente



Fig. 86.

sous une plus grande incidence. A l'essor, les flotteurs avant freinent énergiquement, mais le petit flotteur déjauge le premier et fait se soulever l'arrière, l'incidence des flotteurs avant diminue et permet à la vitesse d'augmenter : l'hydravion atteint en 100 m. la vitesse de 20 m/sec suffisante pour décoller.

Sur le Henri Farman 1912 étaient montés deux flotteurs avant très effilés de $3,50 \times 1$ m., construits en bois contre-plaqué ; un flotteur arrière fuselé attaqua l'eau par sa face inférieure ; leur incidence était réglable (fig. 87).

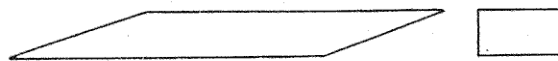


Fig. 87.

On supprima rapidement le flotteur arrière ; et comme la pénétration n'était pas très bonne, et que les chocs étaient brutaux, on a monté des glisseurs de meilleure forme



Fig. 88.

(fig. 88) et fixés élastiquement, le système amortisseur étant contenu dans le flotteur lui-même.

Ce type a d'ailleurs été abandonné à Deauville où Henri Farman présentait des flotteurs rigides à avant très fuyant.



Fig. 89.

On avait rétabli le flotteur arrière, qui était même double à Monaco. Maurice Farman a également modifié la

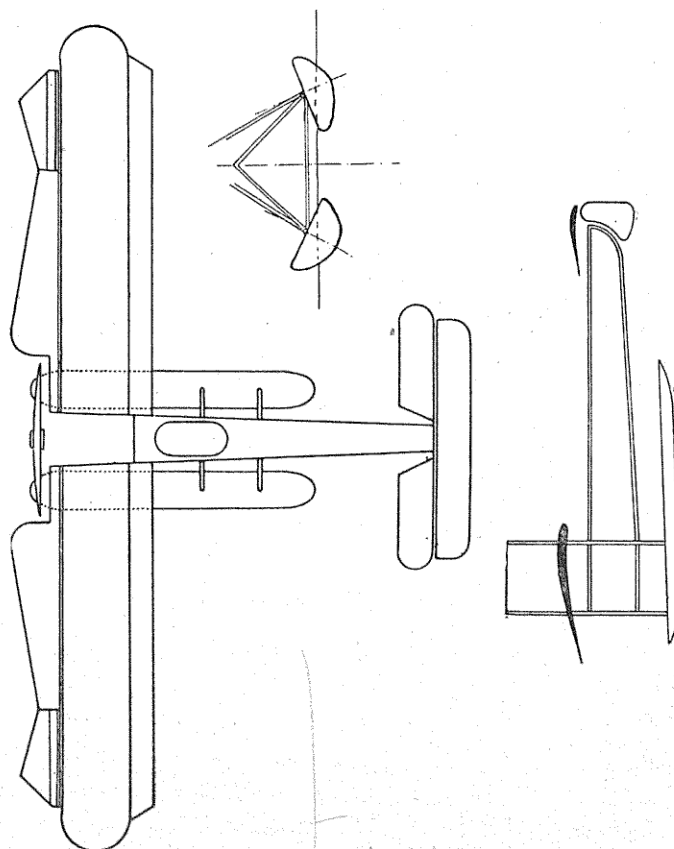
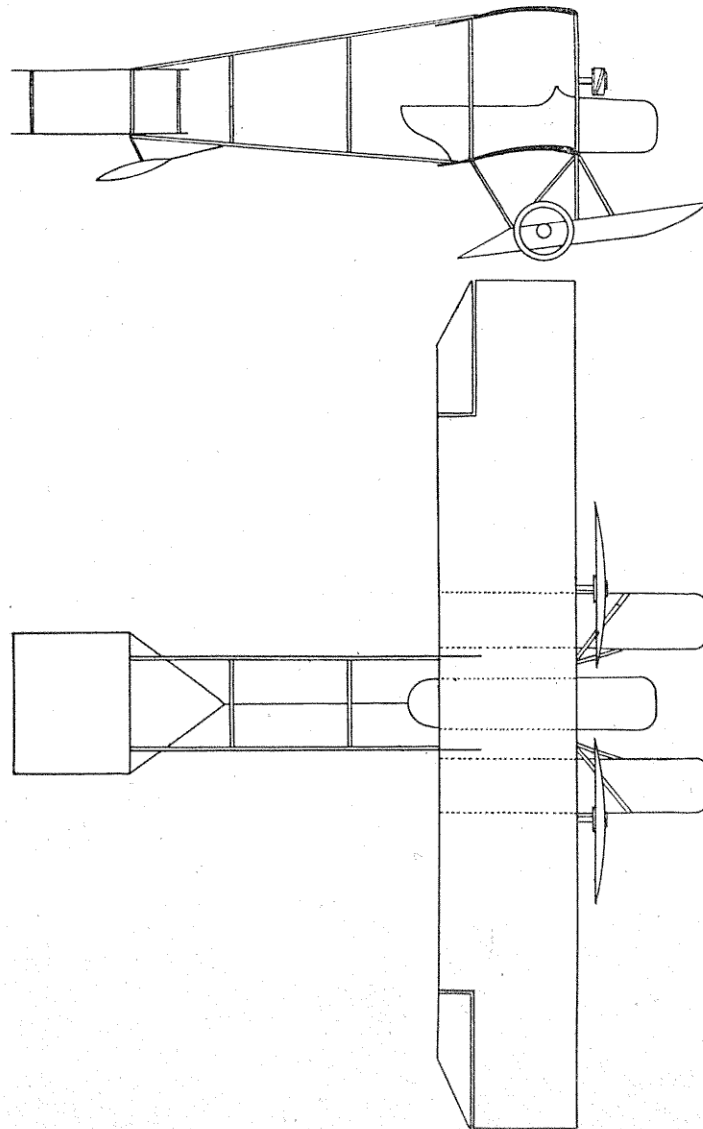


Fig. 90.

forme en fer à repasser de ses flotteurs de 1912, bons pénétrateurs dans l'eau, mais qui avaient tendance à



Biplan Savary.

Fig. 94.

s'engager sous les vagues (fig. 89). Il a adopté en 1913, d'abord des flotteurs courts, presque carrés, à arête avant tranchante, fixés élastiquement au moyen de tubes s'engageant dans des bagues en caoutchouc et portés par un faux patin ; puis à Deauville les flotteurs en barques dont nous décrirons le montage plus loin.

Il nous faut enfin citer les longs flotteurs Besson, intéressants à cause de leur construction métallique — tôle d'acier — et pourtant très étanches. Les axes verticaux forment un V ouvert vers le bas ; cette disposition est à retenir pour la stabilité, mais elle ne doit pas donner grand chose comme déjaugage (fig. 90).

Sur l'appareil américain A. V. Roe, sont montés deux flotteurs avant de 3^m96 de long et de section carrée de 0,38^m ; le centre de carène est légèrement en avant du centre de poussée ; l'angle du fond du flotteur fait avec l'horizontale un angle de 5°. Le flotteur est constitué par une charpente en bois sur laquelle est plaqué un bordé en aluminium. Afin d'éviter que le flotteur assez facile à défoncer, ne coule, on l'a compartimenté ; on assure qu'il permet de quitter l'eau à 40 km/h.

Un autre flotteur américain le Coffyn est rectangulaire à dessus plat, l'avant relevé en dessous ; la charpente en sapin est recouverte de tôle d'aluminium de 2 ^m/_m formé d'une plaque enveloppant le flotteur par en dessous et rivée sur le dessus avec un couvercle (fig. 92) ; la plaque

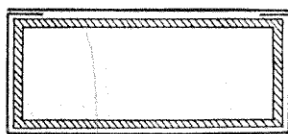


Fig. 92.

de tôle supérieure avance en avant du flotteur, et forme écran contre les embruns. Sa stabilité est très mauvaise.

Le flotteur Wright est moins primitif ; il présente comme particularité un tube permettant l'évacuation de l'air

comprimé par la vitesse, sous ses trois redans ; il possède en outre une soupape pour vider l'eau qui pénètre à l'intérieur (fig. 93). Il faut à ce propos souligner l'importance de

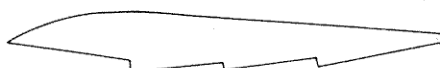


Fig. 93.

l'écoulement de l'eau et de l'aération, qui conservent le flotteur plus longtemps.

La maison Bréguet a quatre sortes d'appareils. Un avec flotteurs en catamaran (fig. 94), ne déjaugéant pas très bien, et qui doit être abandonné actuellement. Le second type est muni de deux flotteurs Tellier-Bréguet (fig. 95) en barques. Enfin, le troisième type

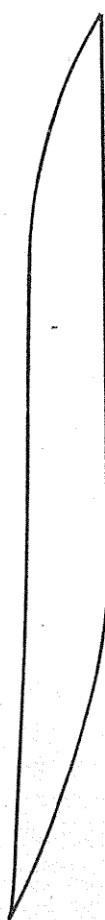


Fig. 94.

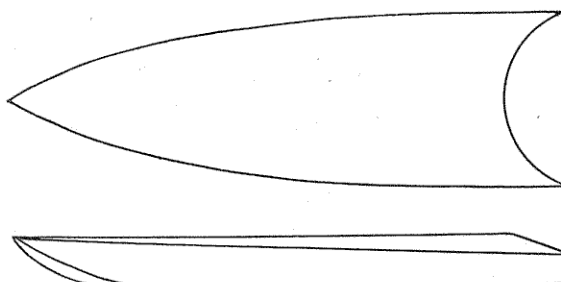


Fig. 95.

est surtout intéressant : il entre dans la catégorie des flotteurs uniques dont nous allons décrire quelques spécimens.

Ce flotteur central est en forme de barque comme les précédents, mais à une plus grande échelle ; il a une flottabilité de 1600 litres. Cette forme à proue est très bonne pour l'amerrissage, car elle permet d'entrer dans l'eau sans choc ; elle est également

efficace pour un essor par un fort clapotis, car elle se conduit comme un canot Tellier qui écarte les lames (fig. 95).

Pour obvier à l'instabilité, deux flotteurs, sous les ailes, empêchent d'atteindre les incidences critiques définies par les courbes de stabilité précédentes. Enfin, pour éviter qu'accidentellement l'extrémité de l'aile ne s'engage, il y a un petit flotteur très bien étudié comme forme de résistance à l'avancement (section d'une aile épaisse) ; le tout est monté élastiquement et sera étudié plus loin.

Le quatrième type de Bréguet « la Marseillaise » se rattache plutôt à la catégorie des coques fuselages (fig. 96). Il est composé d'un flotteur en barque de 6 m. de long, sur lequel est montée une nacelle haute de 1^m75, contenant pilote, moteur et réservoir. Pour permettre le cabrage à l'essor, l'arrière est taillé en sifflet ; les ailes sont attachées sur la nacelle, et le centre de poussée est très près du centre de gravité. Pour assurer la stabilité latérale, le flotteur central est muni, de chaque côté, d'un flotteur Tellier type Fabre, mais à double courbure. Jusqu'à présent la Marseillaise n'a pas donné de résultats bien concluants et c'est réellement dommage, car ses qualités aéronautiques sont très élevées ($\frac{K_x}{K_y} = 0,125$). Il est à craindre que l'axe de traction situé très haut ne crée un couple d'apiquage au démarrage.

Le constructeur Train a essayé deux types de flotteurs. Le premier avait l'avant relevé pour prévenir l'engagement avec un front de 2 m. et une profondeur de 3 m. ; il se prolongeait assez loin sous la queue pour éviter le flotteur arrière ; sa stabilité latérale était nulle. Malgré son redan situé à l'emplacement des roues, l'appareil montrait une telle difficulté à déjàuger, que son constructeur a adopté le type en T, qui s'est bien comporté à St-Malo ; il crée néanmoins en arrière des branches du T des remous retardateurs (fig. 97).

L'Hydravion Rép. était muni d'un flotteur Fabre d'un

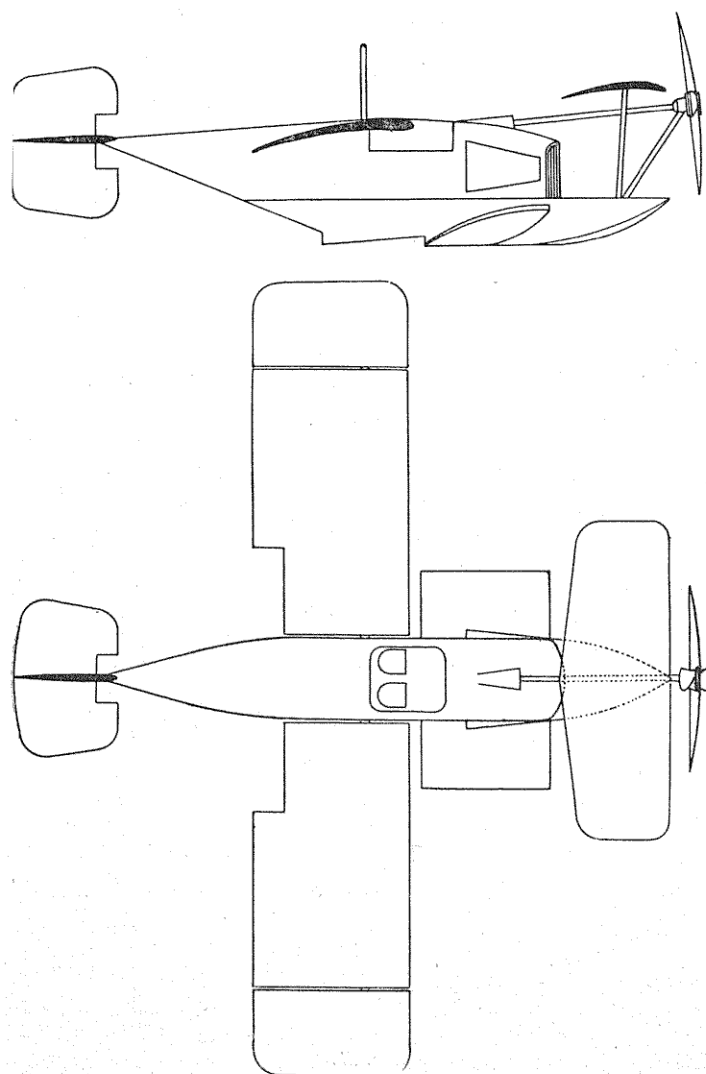


Fig. 96.

type nouveau : l'avant était relevé (fig. 81) pour que le bec ne s'engage pas à la moindre lame.

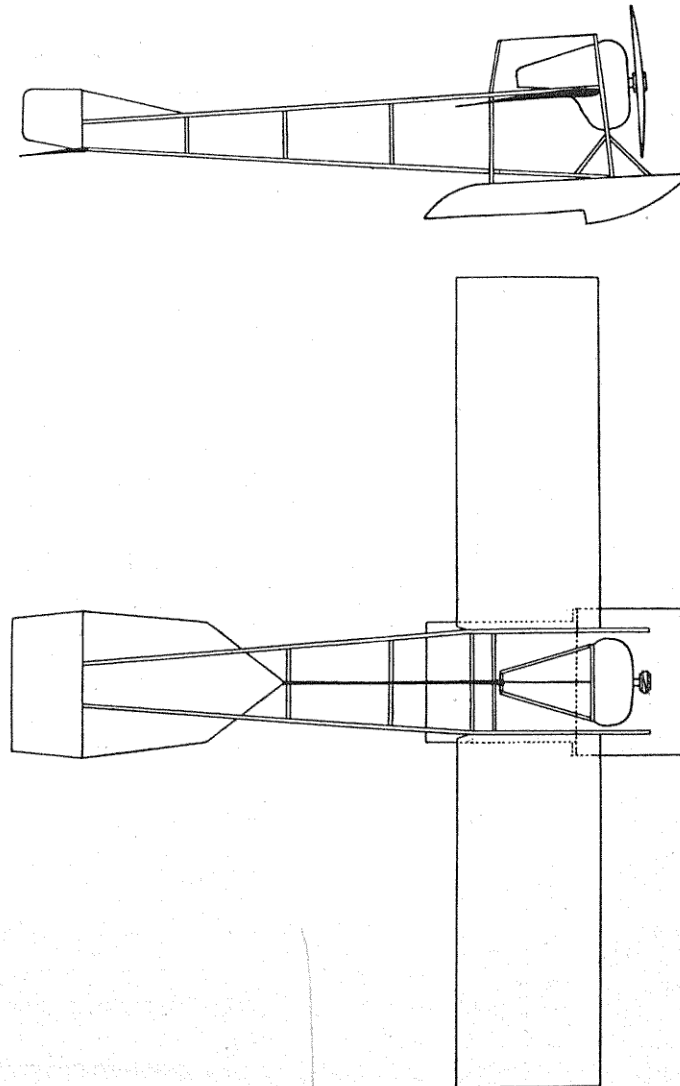


Fig. 97.

A l'arrière était un petit flotteur de profil semi-lenticulaire et légèrement portant (fig. 98), à l'avant un gros flotteur unique qui portait en vol la moitié de son poids.

L'envergure était de 2 m. pour une profondeur de 2^m30 ; on obtenait ainsi une grande simplicité d'attache

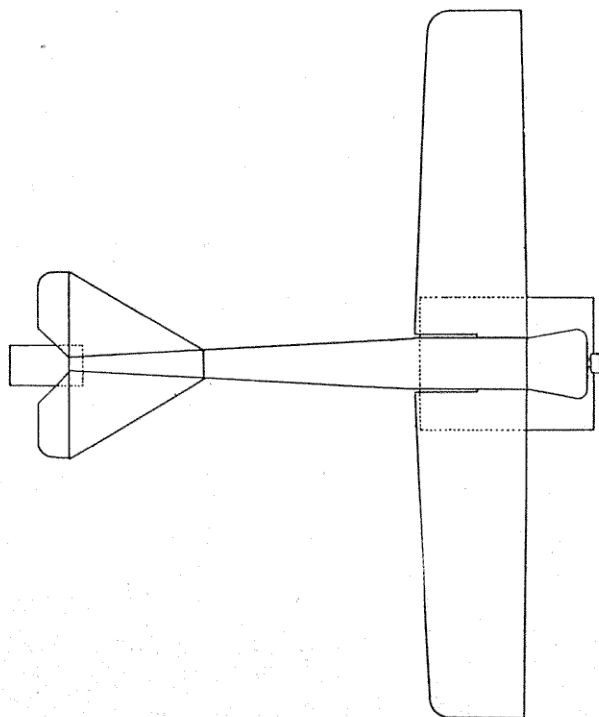
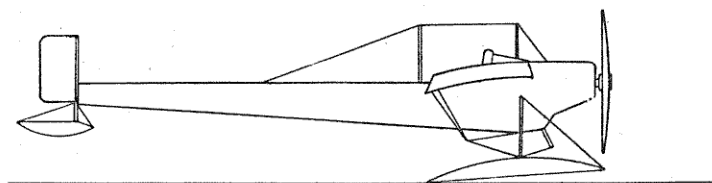


Fig. 98.

qui permettait de conserver le châssis porteur en supprimant les roues. Par l'adjonction de petites surfaces latérales, disposées de part et d'autre du flotteur, et appelées

surfaces immergées, le constructeur a très ingénieusement résolu le problème du décollage, résultant de l'emploi d'un flotteur plat de si grand front ; ces surfaces immergées sont constituées par des petits plans, plats en dessous, circulaires en dessus, sur lesquels repose le flotteur en vitesse.

Les hydravions Curtiss montrent l'évolution du flotteur central à la coque fuselage ; Curtiss expérimenta d'abord à Hammonds-Port, un appareil muni d'un flotteur central de 2 m. d'envergure sur 1^m25 de large, composé d'une carcasse en bois recouverte de tôle d'acier mince, plate en dessous, convexe sur le dos avec une flèche de 0,40 m. au 1/3 avant.

En avant était un flotteur de 0,45 m. \times 1 m. et d'une flèche de 0^m15, utilisé seulement au repos. Pour obtenir la stabilité naturelle sur l'eau, Curtiss avait un gouvernail de profondeur marin de 2^m00 \times 0,20 construit en tôle d'acier monté à 0^m30 en profondeur, et attaquant l'eau sous un angle de 25°. Sur le nouvel appareil, il employa le flotteur central de 3^m65 de long et 0,60 \times 0,30 m. ; ce flotteur était très peu immergé et résistait très peu (fig. 99).

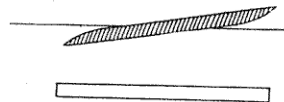


Fig. 99.

Le Triad a un flotteur central plus grand 6,10 \times 1,36 \times 0,90 recourbé à l'avant et à l'arrière, mais avec une courbure plus forte à l'avant ; il est divisé en 6 compartiments étanches : il est facilement échouable et ne pèse que 57 kg. On ne peut pas encore l'assimiler à une coque fuselage, puisque tout l'appareil est au-dessus. A chaque extrémité de la cellule est un cylindre en métal à incidence réglable, et dont l'action est renforcée en vitesse par une plaquette mobile inféro-postérieure (fig. 100).

Après avoir encore essayé un flotteur central rectangulaire, prolongé jusqu'à l'arrière, et portant le moteur logé

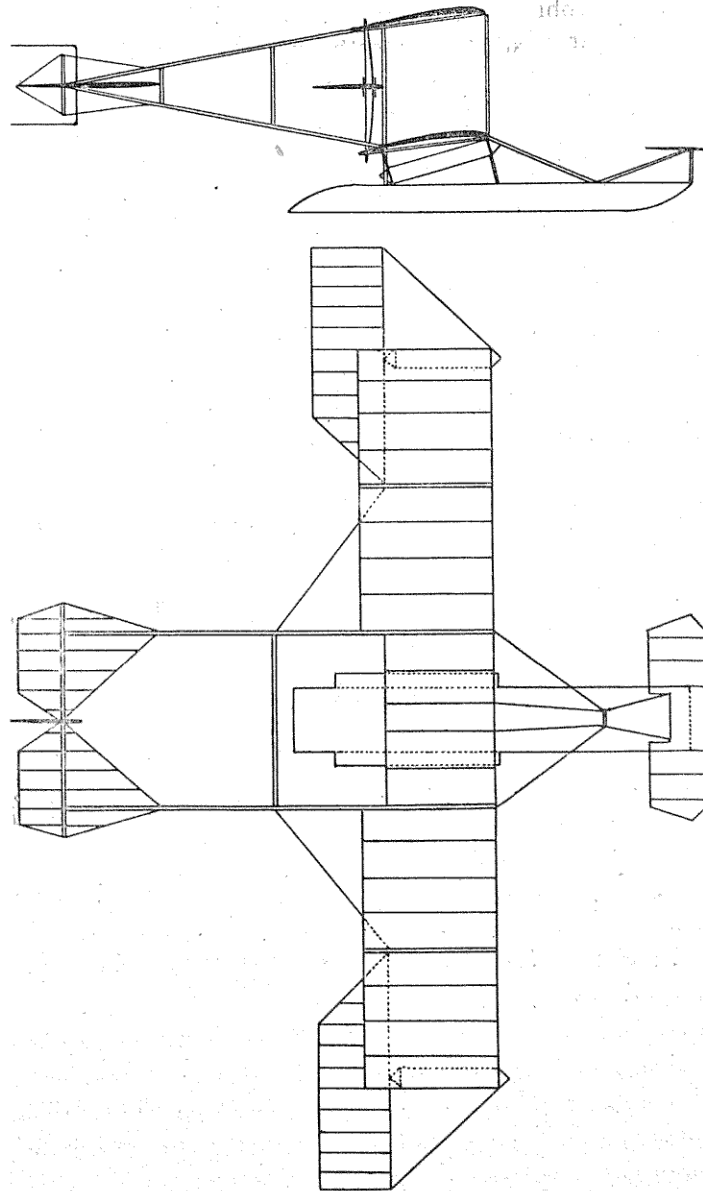


Fig. 400.

à l'avant, Curtiss a adopté le flying-boat actuel formé par une coque de 8^m50 de long et de 0^m85 de large au maître couple, divisée en 6 compartiments et construite en bois contreplaqué. On a vu précédemment qu'elle n'a pas de redan ; bien entendu, il y a deux flotteurs coniques à l'extrémité des ailes (fig. 76).

Nous entrons maintenant dans la catégorie des coques fuselages. Le Bédélia en est un des plus anciens et des plus curieux ; la largeur est très grande et doit assurer la stabilité latérale ; la longueur est très réduite, ce qui est avantageux au point de vue légèreté et facilité de l'essor ; le ventre est très proéminent, et est centré de telle façon que cette proéminence se trouve à l'aplomb du centre de gravité, et immobilise à peu près le centre de pression en évitant le

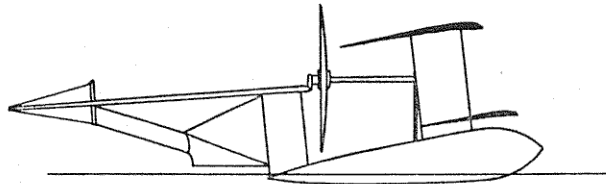


Fig. 401.

redan de ses remous ; la coque est entièrement métallique, et le centre de gravité très bas (fig. 101).

Sous la cellule de l'aéroplane mixte Sopwith, s'étend une longue coque de forme très intéressante ; son fond forme un V très ouvert qui doit moins plaquer à la lame qu'un fond plat ; le déjaugage est obtenu par un redan situé au 3/5 de la coque qui se prolonge très en avant, ce qui est très utile pour l'amerrissage. Comme le flotteur est long et étroit, on a ajouté deux flotteurs cylindro-coniques.

La coque fuselage du d'Artois, étudiée par l'infortuné Gaudart, est très soignée ; sur la carcasse constituée par une poutre en frêne assujettie par des rivets en cuivre, vient se placer un triple bordé très étanche ; il y a 6 cloisons étanches. La forme a été étudiée de façon à rendre

minimum le refoulement et le gerbage d'eau à l'atterrissage ; la partie inférieure qui est plate, a été relevée pour empêcher de bourrer au retour sur l'eau ; le centre de gravité est au niveau de la ligne de flottaison, ce qui doit amener des mouvements pendulaires. La forme fuyante de la partie inférieure empêche la succion, et la section triangulaire évite une résistance trop grande à la pénétration aussi bien dans l'eau que dans l'air. Quoique très finie, la coque d'Artois manque d'homogénéité, et n'est pas assez mécanique.

On considère le Donnet-Levêque, devenu maintenant le Lévêque, comme le prototype de la coque fuselage. Dans cet appareil on a profité de l'encombrement du propulseur pour remonter le moteur et ainsi le centre de gravité ; il est inutile de décrire sa forme si caractéristique de requin. Fabriqué en contreplaqué, il est divisé en huit compartiments étanches ; dans cette coque, très rigide, les poids sont répartis de part et d'autre du centre de gravité, et le moment d'inertie longitudinal, étant très élevé, donne une bonne stabilité.

Les flotteurs ovoïdes de bout d'aile, sont munis d'une palette en-dessous pour redresser l'appareil, si en vitesse il penche et touche l'eau (fig. 102).

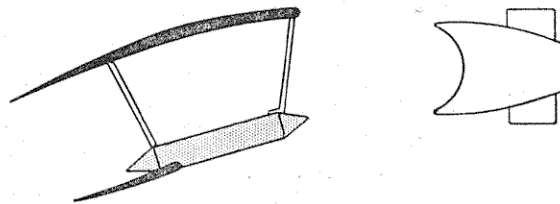


Fig. 102.

Cette palette, si elle est maintenue plus bas que le flotteur, comme dans le Curtiss, préserve celui-ci de tout choc à l'amerrissage. A Deauville, le Lévêque avait la disposition Bréguet, avec flotteur au milieu des plans mais monté rigidement, et flotteurs de bout d'aile profilés.

Nous devons limiter cette rapide revue, en négligeant des appareils pourtant très intéressants, tel que le Savary (fig. 90) et l'Alvarez-de Condé, constitué par une coque fuselage entièrement fermée. Cette dernière est encore en construction, mais il ne semble pas douteux qu'il y ait là une curieuse réalisation susceptible de réussir.

Flotteurs à ailettes.

Il nous reste à examiner les différentes réalisations des flotteurs à ailettes.

Les sustentateurs hydrodynamiques dont se servait Forlanini, consistaient en quatre séries de lames de persiennes, ayant une incidence convenable sur la trajectoire.



Fig. 103.

(fig. 103). Il s'était rencontré sur ce terrain avec l'anglais Philipps qui employait des surfaces aériennes en persiennes, fournissant un très faible $\frac{K_x}{K_y}$. En juin 1905, un canot Forlanini atteignit sur l'eau la vitesse de 20 m/sec en se tenant sur 15 dm², malgré le poids de 1650 kg., ce qui fait travailler les lames à 1,1 kg. par cm². Ces résultats con-

duisirent Forlanini à poser que « la résistance de l'eau est :
« indépendante de la vitesse, par suite de la faible surface
« en contact, et cela à partir d'une certaine vitesse ; elle
« est constante et égale au 1/12 du poids total. » Ainsi
seule la résistance aérodynamique serait à envisager.

Crocco et Riccaldoni avaient deux flotteurs en V (fig. 104),
composés de deux lames très étroites disposées latéralement
et perpendiculairement à la coque. Comme il faut que la

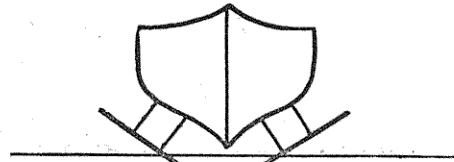


Fig. 104.

surface immergée se proportionne au carré de la vitesse,
ils avaient calculé l'angle de manière à avoir $S = \frac{1}{V^2}$

Ils avaient en outre étagé les surfaces en persiennes
(lors de leurs essais suivants), et donné à celles-ci une aire
et un espacement tels, qu'à une vague de hauteur donnée,
corresponde un accroissement de surface portante connu
(fig. 105).

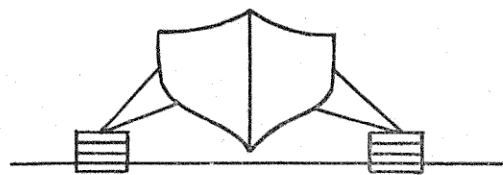


Fig. 105.

De ces essais on peut déduire à peu près les données
numériques suivantes :

Les ailettes doivent être calculées de façon à pouvoir
supporter un effort de 1,5 Kg par cm², avec un coefficient
de sécurité suffisant ; on les prendra en acier poli, ou en
bronze de préférence.

Pour les ailettes de 1/10 de flèche, le coefficient unitaire K_y , en grammes pour 1 m² à 10 m/sec = 30 gr. environ.

$$P = K_y S V^2$$

$$\text{d'où surface de marche } S = \frac{P}{K_y V^2} = \frac{P}{30 V^2}$$

avec P = le poids en grammes et V la vitesse en m/sec à laquelle on veut marcher ; celle de déjaugeage est ordinairement prise égale à 11 m/sec ; l'angle des ailettes est d'environ 4° à 6°.

Il est très intéressant de voir les diverses solutions déjà adoptées et celles à préconiser. Il est évident qu'avec un système comme Crocco et Riccaldoni, à lames disposées en V, à mesure que la vitesse croîtra la stabilité diminuera ; on serait conduit à adopter, comme le Com^t Ginocchio, des lames disposées en V renversé, ce qui augmente beaucoup l'empattement d'assise, mais s'oppose aux virages en vitesse.

La disposition en V est également absolument nécessaire pour éviter les chocs. Il est rare qu'on prenne sa lancée sur une eau parfaitement calme, et l'on aura toujours un léger clapotis qui peut atteindre une hauteur égale à l'écartement des lames ; à la moindre dénivellation, il y aura de brusques variations de sustentation, selon que plusieurs lames entreront en action. La disposition en V prévient cet inconvénient, car l'extrémité droite d'une lame est au même niveau que l'extrémité gauche de la lame voisine ; en cas d'une dénivellation, une ailette prendra tout naturellement et sans heurt l'augmentation de poussée qui a déjà commencé sur l'ailette inférieure ; enfin les lames inclinées craignent moins les à-plats, et fatigueront moins — toutes choses égales d'ailleurs — que des persiennes horizontales.

Enfin le système en V peut se prêter à une combinaison des plus avantageuse, celle de la variation d'incidence. On comprendra qu'au départ, la poussée verticale sera d'autant plus forte que, la vitesse étant réduite, on augmente l'angle d'attaque ; l'hydravion commencera de suite à émerger, la résistance diminuant il prendra de la vitesse, mais afin

de ne pas être freiné, on devra diminuer l'incidence des dernières plaques. Ce procédé a été employé par Ginocchio qui ne l'a appliqué que sur une seule lame inclinée. Ce système devient encore plus intéressant si on l'applique à la persienne Forlanini ; supposons le canot Crocco à trois étages de persiennes, l'extrémité supérieure de la première lame fera un angle de 16° avec l'eau et son extrémité inférieure n'a plus que 10° . Elle se présente donc comme une pale d'hélice dont le moyeu est contre le bateau, et qui est animée d'un mouvement de translation parallèle à soi-même.

Comme l'extrémité supérieure de la deuxième lame doit reprendre la suite de la sustentation de la première, elle a aussi 10° , et 6° seulement à son extrémité inférieure ; et ainsi de suite, de telle façon que l'extrémité inférieure de la dernière lame qui est celle qui touche l'eau en dernier n'ait plus qu'une incidence de 3° . Ces angles sont ici arbitraires, mais il serait intéressant d'étudier les meilleures variations d'incidence à adopter.

Le seul inconvénient du V négatif semble être, en cas de flotteur unique, de ne pas donner une stabilité bien supérieure à celle obtenue avec le V positif.

Les ailettes peuvent être très limitées en surface et, comme on le verra plus loin, en nombre ; il ne faut pas qu'en vol elles donnent lieu à des réactions susceptibles de détruire l'équilibre. Les flotteurs au contraire, doivent avoir la forme de moindre résistance et ils ne constituent pas en l'air des surfaces abaissées et porteuses comme le font les carènes hydroplanes.

Il faut en outre disposer les séries de lames assez loin les unes des autres de l'avant à l'arrière ; deux suffiront largement ; un plus grand nombre risquera d'amener des efforts anormaux avec un peu de houle. L'inconvénient majeur des flotteurs à ailettes est qu'ils calent trop d'eau, qu'ils ne peuvent permettre un atterrissage sur le sol et qu'enfin qu'ils ramassent tout ce qui flotte à leur portée. Il faudra donc en restant dans les limites de solidité et d'indéformabilité requises, simplifier autant que possible le

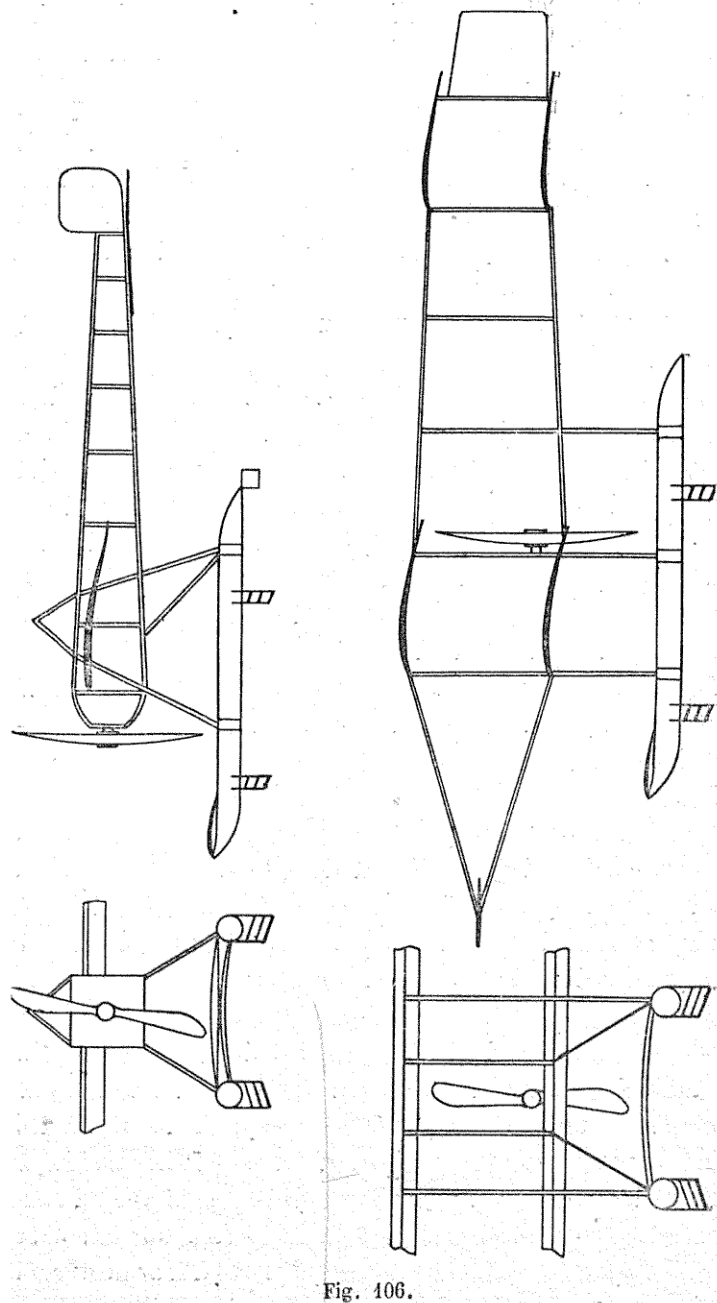


Fig. 106.

montage des ailettes entre elles, et aux flotteurs. Ce montage devra casser au choc au lieu de plier, car une diminution d'incidence risquerait de faire engager le flotteur.

Les appareils Guidoni répondent à beaucoup des desideratas précédents ; de plus, le Capitaine Guidoni a fait peu résistant, léger et très robuste (fig. 106). Ses flotteurs, tubulaires, de forme cylindro-conique sont composés de fuseaux en acajou avec interposition de toile, ce qui permet d'avoir une grande légèreté en même temps qu'une

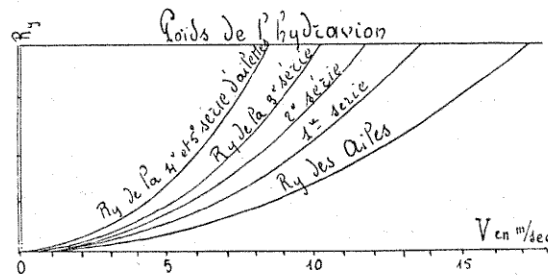


Fig. 107a.

grande résistance à la flexion. Il faut, en effet, éviter de monter l'aéroplane entre les deux trains d'ailettes, car une telle distribution des efforts amènerait la rupture du flotteur.

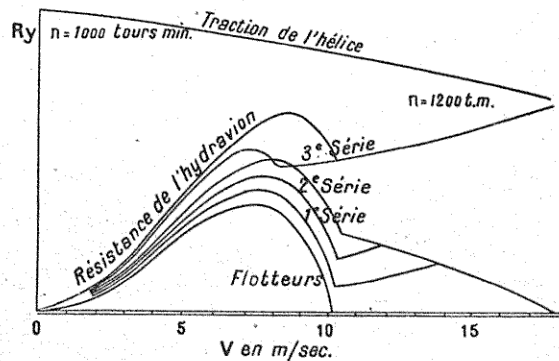


Fig. 107b.

Le Capitaine Guidoni a monté ses jambes de force à l'aplomb de ses ailettes et a compartimenté ses flotteurs ; le poids de ceux-ci est très faible : moins de 60 kg

par mètre cube ; leur écartement est de 2^m70 et doit répondre aux conditions de stabilité proposées par l'Enseigne de Vaisseau Delaunay.

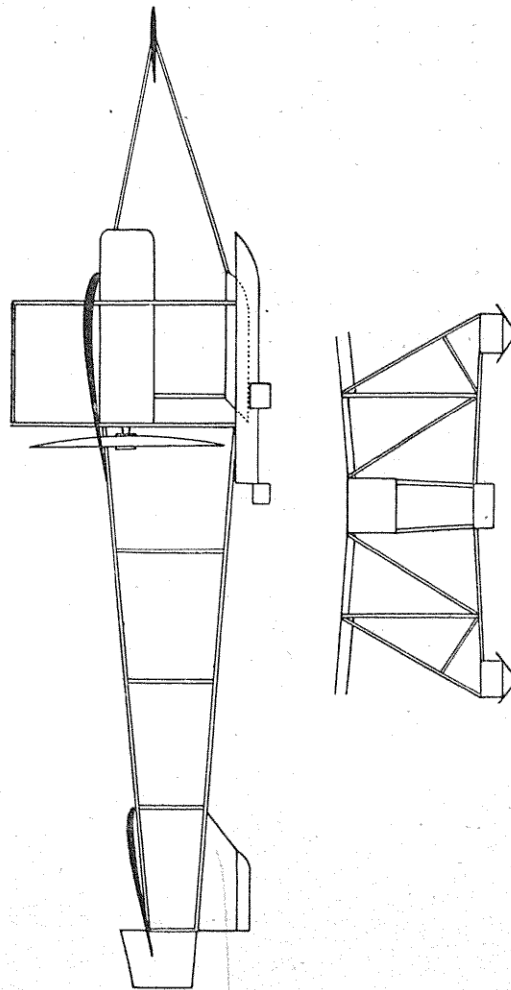


Fig. 108.

Les ailettes se présentent sous un angle de 6° et sont écartées de 0^m10 ; elles font émerger l'appareil à 20 nœuds. D'après les expériences effectuées à la Spezzia, l'avantage

des ailettes diminue avec l'augmentation de leur nombre (fig. 107a).

Sur le Guidoni, les ailettes sont montées en quatre groupes de trois séries, et inclinées transversalement, de manière à échelonner leur sortie de l'eau en évitant les secousses (fig. 107b).

Nous devons également citer le monoplan Calderara, dont les ailettes uniques sont placées très en arrière sur les flotteurs rectangulaires (fig. 108).

Le flotteur Guérin est, à première vue, un compromis entre le flotteur central Breguet et le système à ailettes ; il est caractérisé par un flotteur ayant une section analogue à celle de la carène d'un navire (triangle curviligne) ; à la partie avant se trouvent deux petits plans à incidence

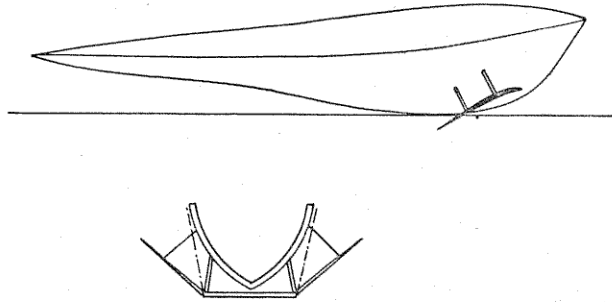


Fig. 109.

réglable. En vitesse l'appareil glisse sur les petites bandes indiquées (fig. 109) ; au retour sur l'eau, le flotteur agit comme frein et grâce à sa forme, se sert de l'eau comme amortisseur ; en vol les ailettes se relèvent. Cet escamotage des lames est à noter car il permet l'atterrissage éventuel sur terre.

Réunion des flotteurs au fuselage.

Les chocs que reçoivent les flotteurs étant très violents, il convient d'adopter un système convenable de montage, absorbant les chocs et préservant la membrure de l'appareil

d'une mise hors d'usage rapide. Il faut également que le châssis de réunion soit très solide, afin de résister aux efforts d'inertie produits à l'amerrissage.

A Deauville, les jambes de force arrière, qui avaient si souvent cédé à Monaco, avaient été renforcées ; mais malgré les accidents du meeting d'avril 1913 dûs au manque de souplesse du montage, on retrouvait en juillet des châssis rigides : Borel, Nieuport, Deperdussin ; quelques constructeurs redoutent en effet l'excès de souplesse au départ, ainsi que des phénomènes de résonance. Cependant la rupture d'un châssis rigide d'un des concurrents, aurait été évitée avec un montage souple absorbant les vibrations, causées par le déséquilibre de l'hélice.

Chez Caudron, il existe deux cadres en tubes d'acier, comportant trois fourches se réunissant au centre de chaque roue. Les deux premières vont s'attacher au longeron de l'aile, la dernière s'articule sur le flotteur en enserrant, outre la roue, la jambe de force de l'amortisseur ; le tout est

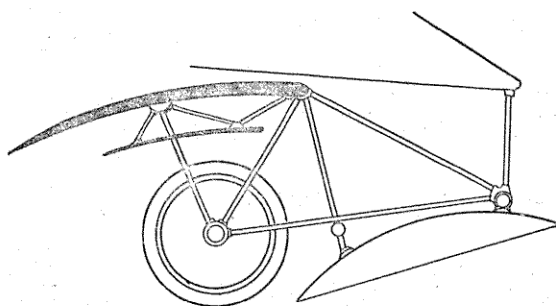


Fig. 110.

réuni au fuselage par des tubes haubannés. Le flotteur est articulé autour de son point d'attache avant, de manière à effacer son incidence sous les chocs. L'augmentation d'incidence est limitée par un câble fixé au bord postérieur, et la diminution par un amortisseur à traction (fig. 110).

Au meeting de Deauville, l'encastrement de la roue dans le flotteur était encore plus prononcé. Afin que le flotteur

ne s'use pas sur le sol, un patin s'étendait depuis la pointe avant jusqu'à la roue et masquait complètement cette dernière au décollage sur l'eau. Cette solution de la roue encastrée dans un évidement du flotteur est de beaucoup préférable à tous les châssis relevables, dont on a fait tant d'essais infructueux en Allemagne. En France, le Lévêque possède un assez bon châssis, relevable en quelques secondes avec un treuil à mains, et qui peut retomber instantanément en position ; un système de verrous et d'enclenchements semble assurer une solidité suffisante.

Sur le Canard Voisin, outre le fond élastique de ses flotteurs Fabre, on avait articulé ces derniers à l'avant, et

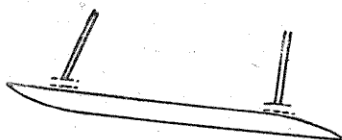


Fig. 411.

l'arrière était armé de tubes télescopiques et de ressorts à boudins.

Sur les premiers Farman, le flotteur était articulé à l'avant (fig. 111), la réunion au fuselage se faisait par

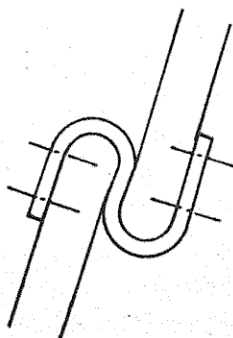


Fig. 412.

l'interposition d'une bande de cuir enserrant les têtes des jambes de force (fig. 112). A Monaco 1913, Henri Farman

avait adopté une caisse à soufflets, recouverte d'une toile imperméable permettant les déplacements du couvercle, sur lequel sont implantés les montants soutenant l'appareil.

D'autre part, au fond du flotteur, il y avait deux barres transversales réunies par des anneaux de caoutchouc ; les

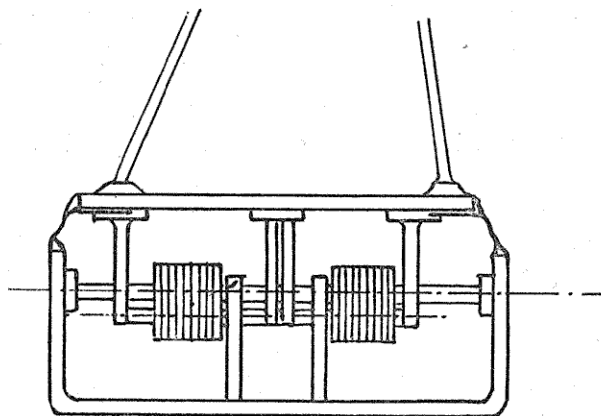


Fig. 413.

barres étaient guidées par des joues ; il y avait ainsi deux amortisseurs par flotteur (fig. 113).

A Deauville, les flotteurs rigides étaient maintenus à l'avant et à l'arrière par deux tubes en acier se télescopant, et dont le coulissage était amorti par des exercices, et par des taquets de bois interposés à frottement un peu dur entre les tubes.

Maurice Farman avait gardé sa suspension terrestre habituelle, renforcée néanmoins ; chaque flotteur portait deux essieux transversaux en tubes, aux extrémités desquels reposaient, par l'intermédiaire d'amortisseur, les montants soutenant l'appareil.

Sur le Caudron, se trouvait la même disposition, mais comme il était plus léger, les amortisseurs avant étaient remplacés par une articulation.

Sur le Borel, une réunion au fuselage permet de régler l'incidence, au moyen d'une série de points de fixation

prévu sur le flotteur, et par lesquels on l'attache au châssis rigide.

Sur le Breguet à deux flotteurs, ces derniers sont reliés par trois tiges rigides à une glissière verticale placée dans le fuselage, et dont les déplacements sont limités par des extenseurs ; des armatures centrales assurent la rigidité.

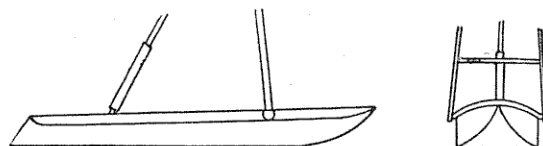


Fig. 114.

latérale ; elles sont articulées pour apporter une certaine souplesse dans la charpente. La jambe de force arrière est télescopique et de longueur réglable, permettant ainsi de régler l'incidence (fig. 114).

Le flotteur central du second Breguet 1913, était retenu par un châssis élastique, formé de deux jambes de force entretoisées à l'avant. Il était relié à ces jambes de force par un essieu en arc, autour duquel il pouvait tourner ; l'armature arrière était à glissière avec amortisseur ; deux

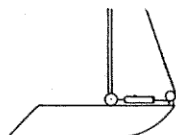


Fig. 115.

flotteurs latéraux étaient montés élastiquement à l'aplomb du tube au milieu de chaque aile (fig. 115).

Les flotteurs du Nieuport sont fixés par un châssis d'une simplicité remarquable ; quatre jambes de force formant deux V viennent soutenir un patin central ; sur ce dernier sont fixées quatre traverses destinées à maintenir un écartement constant entre les flotteurs courts et parallèles.

A Monaco les flotteurs Tellier de $4^m00 \times 1^m10$ du Deperdussin, écartés de 2^m40 étaient réunis ainsi : pour chaque flotteur deux montants de forte section attachés au flotteur suivant son axe longitudinal, et reliés entre eux par une crosse oblique encaissant les réactions des chocs à la lame ; deux tubes d'acier réunissent ces montants à leurs pieds.

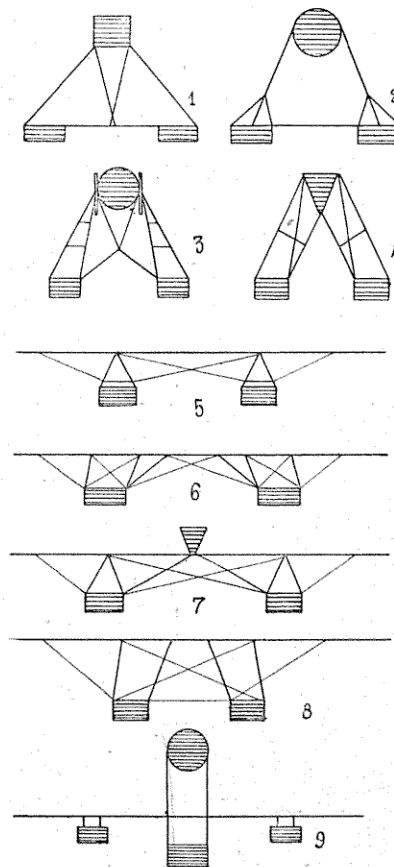


Fig. 116.

- | | |
|--------------------------|---------------------------------------|
| 1. — Nieuport et Borel. | 6. — Maurice Farman. |
| 2. — Deperdussin. | 7. — Astra. |
| 3. — Breguet (Monaco). | 8. — Biplan Morane-le-Rhône (Monaco). |
| 4. — de Marcay (Monaco). | 9. — Breguet (Deauville). |
| 5. — Henri Farman. | |

CONCLUSION

Les Meetings de Monaco et de Deauville 1913, et les tendances de la construction actuelle, permettent de tirer quelques conclusions sur les défauts à éviter dans l'avenir.

En général, les appareils quels qu'ils soient, ont une mauvaise stabilité. Il n'est pas bon d'écarter davantage les flotteurs, dans le cas de systèmes à deux glisseurs. Le flotteur central (ou la coque fuselage) devront être appuyés de flotteurs auxiliaires d'un jaugeage suffisant. En général les flotteurs sont trop longs et baignent de l'arrière au moment de l'essor. Il faudra, si on adopte le redan, le modifier et diminuer sa largeur, car il est brutal et crée des remous. Pour l'envol, la forme à recommander est la barquette unique à fond plat. Au point de vue construction, il faut adopter un allongement optimum, avoir une surface très polie. Le bordé malgré les mécomptes passés du Sanchez-Besa est à recommander. Les compartiments étanches devraient être remplis d'un aggloméré léger.

A l'amerrissage, il faut chercher à diminuer le choc aux vagues. Pour cette raison, on a délaissé les flotteurs larges en faveur de ceux allongés. Les systèmes à deux ou plusieurs flotteurs seront certainement abandonnés plus tard ; voici en effet quelques inconvénients révélés au cours des essais. Si on les écarte, ils prêtent au roulis et au tangage, si on les rapproche, la stabilité latérale diminue ; comme leurs incidences respectives sont rarement les mêmes, ils font les « chevaux de bois » au départ. A l'amerrissage, l'un des deux touche toujours l'eau avant l'autre, l'appareil pivote autour du flotteur ralenti et culbute : le châssis est presque toujours faussé. Comme

l'empattement doit être assez grand (5^m), il faut un châssis compliqué si on réunit les flotteurs au fuselage ; et si on les réunit aux ailes, il faut un montage plus simple, qui a l'inconvénient de fatiguer aux points de raccordement.

Il faut enfin monter sur tous les flotteurs des amortisseurs suffisants, capables d'absorber tous les chocs et ayant une course suffisante. Il faudra éviter tout ce qui est compliqué et, dans cet ordre d'idée, tout ce qui est à régler. Enfin, les pièces de réglage susceptibles d'être en contact avec l'eau devront être en bronze.

Nous n'avons pas voulu parler des flotteurs à persiennes. Les essais poursuivis jusqu'à présent ne sont pas suffisants pour en tirer des conclusions, mais il est très possible qu'avec peut être quelques restrictions sur l'encombrement et l'état de la mer, cette disposition soit celle de l'avenir.



TABLE DES MATIÈRES

	PAGES.
PRÉFACE	VI
AVANT-PROPOS	XI

PREMIERE PARTIE

AVIONS TERRESTRES

CHAPITRE I

Essor et atterrissage.

Théorie de l'essor de l'avion	3
Théorie de l'atterrissage	5

CHAPITRE II

Amortisseurs.

Amortisseurs	8
------------------------	---

CHAPITRE III

Etablissement des châssis.

Généralités	15
-----------------------	----

CHAPITRE IV

Châssis à roues.

Les châssis à roues	17
-------------------------------	----

CHAPITRE V

Châssis à patins.

1° Patin central indépendant	26
2° Roues protégées par des patins	28
3° Patin central et roues isolées	30
4° Roues et patin élastique	32
5° Roues et patins solidaires	34
6° Deux patins et deux trains de roues indépendants.	36
7° Deux patins et des roues montées sur un essieu unique.	41

	PAGES.
CHAPITRE VI	
Freinage.	
1° Utilisation de la résistance de l'air	45.
2° Utilisation des patins	46.
3° Bèches d'arrêt et freins sur le scl	48.
4° Surfaces auxiliaires	49.
Conclusions	50.

DEUXIEME PARTIE

AVIONS MARITIMES

CHAPITRE I	
Statique du flotteur.	
Equilibre statique des corps flottants	55.
Stabilité	57.
Volume des flotteurs	57.
Stabilité nautique	60.
Stabilité latérale	65.
Etude de deux flotteurs écartés, soumis à l'action des vagues	69.
Cas d'un flotteur central	70.
Stabilité longitudinale	71.

CHAPITRE II	
Etude dynamique des flotteurs.	
Théorie de l'essor de l'hydravion	73.
Equilibre des forces au cours de la lancée	77.
Rôle de l'équilibreur pendant la lancée	80.
Résistance hydrodynamique des flotteurs	81.
Puissance absorbée par les flotteurs.	83.

Flotteurs à ailettes.	
Dynamique et équilibre	83.
Puissance absorbée par les flotteurs à ailettes.	85.
L'amerrissage de l'hydravion	86.

CHAPITRE III	
La technique du flotteur.	
Hydroplanes et flotteurs d'hydroavions	89.
Conditions d'établissement des flotteurs	91.

	PAGES.
Forme et légèreté	92
Construction au point de vue de la résistance.	93
Construction au point de vue de l'étanchéité.	94
Sécurité. Compartiments étanches	96
Flotteurs Fabre	97
Flotteurs en catamaran	99
Coques-fuselages	99
Centrage de l'hydravion pour l'essor	100
Le redan	103
Quelques causes d'échecs	106
Efficacité des flotteurs dans l'air et dans l'eau	107

CHAPITRE IV

La réalisation actuelle de l'essor et de l'amerrissage.

Etude des flotteurs	111
Systèmes à deux ou trois flotteurs	111
Flotteurs à ailettes	126
Réunion des flotteurs au fuselage	133
Conclusion	139

