

SERVICES TECHNIQUES DE L'AÉRONAUTIQUE

A. LAPRESLE

Ingénieur en Chef de l'Aéronautique

Docteur ès-Sciences

E. E. P. A. T.	
D. Documentation	
Classification	0.930
Dossier n°	C. H. R. 6



**GIROUETTE AÉRODYNAMIQUE**  
ET  
**STABILITÉ de FORME des PLANEURS**

Bulletin Technique

N° 66

= Février 1930 =

LIBRAIRIE DES SCIENCES  
**GIRARDOT & C<sup>ie</sup>**  
27, Quai des Grands-Augustins, Paris - 6<sup>e</sup>

SERVICE des RECHERCHES de l'AÉRONAUTIQUE

Section Aérodynamique

---

A. LAPRESLE

Ingénieur en Chef de l'Aéronautique,  
Docteur es-Sciences

---

GIROUETTE AÉRODYNAMIQUE  
et STABILITÉ de FORME des PLANEURS

---

	PAGES
INTRODUCTION ET CRITIQUE DE LA MÉTHODE.....	3
CHAPITRE I.	
GIROUETTE AÉRODYNAMIQUE.....	6
Description de la girouette.....	7
Détails sur les attaches de modèles.....	12
CHAPITRE II.	
MOMENTS DE TANGAGE ET STABILITÉ LONGITUDINALE.....	18
Généralités.....	18
I. — Interprétation et discussion des résultats d'essais.....	20
II. — Essais systématiques effectués sur un planeur S. T. Aé....	41
III. — Tableaux numériques.....	55
CHAPITRE III.	
MOMENTS DE GIRATION ET STABILITÉ DE ROUTE.....	63
I. — Interprétation et discussion des résultats d'essais.....	63
II. — Examen de quelques résultats d'essais.....	65
CHAPITRE IV.	
MOMENTS DE ROULIS ET AUTO-ROTATION.....	69
I. — Caractère particulier des équilibres possibles autour de la vitesse de translations.....	69
II. — Auto-rotation.....	70
RÉSUMÉ ET CONCLUSIONS.....	80

---



# GIROUETTE AÉRODYNAMIQUE

## et STABILITÉ de FORME des PLANEURS

---

### INTRODUCTION

---

Les méthodes d'essais de maquettes d'avions en soufflerie pourraient se grouper, à un certain point de vue, en deux classes :

Dans une première classe, on rangerait les méthodes dans lesquelles le modèle est maintenu rigide, au moyen de biellettes ou de fils, à une incidence fixée d'avance par l'opérateur. C'est le cas des essais à l'aide de balances aérodynamiques proprement dites.

Dans une deuxième classe, on rangerait les méthodes dans lesquelles le modèle, étant soumis à des efforts mécaniques déterminés par l'observateur, prend de lui-même l'incidence pour laquelle les réactions aérodynamiques qu'il subit équilibrent précisément ces efforts. Un appareil de ce type, employé dans les laboratoires, depuis le début des recherches aérodynamiques est la « girouette » à l'aide de laquelle on déterminait autrefois ce que l'on appelait les « CENTRES DE POUSSÉES » de l'avion. Dans cet ancien appareil, le modèle qui pouvait pivoter librement entre deux points fixes, sur une même verticale, prenait l'incidence pour laquelle le moment des forces aérodynamiques par rapport à l'axe de pivotement était nul.

Suivant la nature des recherches que l'on poursuit, l'une ou l'autre de ces méthodes est la plus commode. C'est dire que tout laboratoire aérodynamique bien outillé doit au moins posséder un appareil d'essai de chacun de ces deux types. On peut dire qu'en général, les balances aérodynamiques conviennent parfaitement à tous les essais de détermination de résistance à l'avancement, sustentation des ailes, etc., etc., dont les résultats intéressent surtout les performances de l'avion.

Par contre, les recherches ayant pour but l'étude des mouvements de l'avion autour du centre de gravité, c'est-à-dire, au fond, l'étude de la *stabilité* relèvent plutôt du deuxième type.

C'est un appareil de ce dernier genre que nous allons décrire plus loin.

Après l'avoir décrit, nous consacrerons quelques chapitres à l'exposé des résultats qu'il a permis d'acquérir sur les questions concernant la stabilité de forme des planeurs. Ce sera le meilleur moyen de montrer l'intérêt que peut présenter l'emploi approprié de certaines méthodes d'essais.

Toutefois, une critique de la valeur même des expériences en soufflerie au point de vue de l'étude de la stabilité, n'est pas inutile. Ces expériences ne peuvent pas à elles seules résoudre tout le problème si complexe de la stabilité des avions et nous croyons nécessaire, en conséquence, de bien examiner, au préalable, quelles sont les questions auxquelles les essais de soufflerie sont susceptibles d'apporter immédiatement, à ce point de vue, une solution acceptable.

#### **Stabilité dynamique, stabilité de forme et similitude (1).**

Dans le problème de la stabilité, on distingue la stabilité *statique* (ou stabilité de *forme*) et la stabilité *dynamique*. Pour cette dernière, entre en ligne de compte, la vitesse

---

(1) Pour l'étude de la stabilité dynamique voir en particulier l'ouvrage récent de M. M. Roy. " *Stabilité, Centrage et Maniabilité des Avions dans le vol longitudinal* " Librairie Aéronautique, 40, Rue de Seine, Paris.

des petites oscillations qu'exécute l'avion, alors que pour la stabilité de *forme* n'interviennent que des moments de rappel, en quelque sorte *statiques*, mais de nature aérodynamique, qui naissent simplement du fait que l'appareil se trouve dévié de sa position naturelle d'équilibre. Or, l'étude au Laboratoire de la stabilité dynamique sur de petits modèles, se heurte à de grandes difficultés et il y a là toute une technique, dont la mise au point reste encore à faire chez nous.

Par contre, il n'en est pas de même de la stabilité statique dont l'étude au laboratoire est relativement facile.

Il existe, il est vrai, une certaine incertitude au sujet du passage des résultats d'essais sur maquettes aux valeurs correspondantes pour l'avion en grandeur, mais cette incertitude tient à la nature même des choses et non à l'appareillage du laboratoire (balances ou girouettes, par exemple), et il serait tout à fait illogique de penser que la girouette que nous allons décrire plus loin fournit des résultats moins facilement transposables à la réalité que les balances usuelles. Nos résultats seront néanmoins soumis à la critique, pensons-nous, parce qu'en faisant connaître sans ambiguïté les moments aérodynamiques autour du centre de gravité, dans des cas où les anciennes méthodes ne donnaient le plus souvent qu'une constellation de points difficilement réductible à une courbe précise, ces résultats fournissent une meilleure base sur laquelle pourront s'appuyer les discussions de similitude, en ce qui regarde la stabilité.

Nous ne doutons pas que les discussions n'arrivent à projeter peu à peu la lumière sur ces problèmes si complexes, mais nous feront seulement remarquer ici que les résultats obtenus en soufflerie au point de vue de la stabilité de forme présentent, semble-t-il, d'autant plus d'intérêt que les moments aérodynamiques qui entrent alors en jeu sont principalement l'effet de forces normales aux voilures, aux empennages, aux fuselages, etc., forces qui sont assez exactement proportionnelles au carré de la vitesse et aux surfaces, à l'opposé des forces tangentielles qui dépendent beaucoup, comme on le sait, du nombre de Reynolds.

D'ailleurs, il ne faut pas oublier que l'existence ou non de la stabilité de forme repose uniquement sur le sens de la variation des moments aérodynamiques par rapport au centre de gravité, lorsque l'avion éprouve de petites oscillations autour de son incidence d'équilibre. A ce point de vue, les lois de similitude de la stabilité de forme doivent donc être plus simples que celles de l'équilibre. En particulier, tous les éléments de l'avion (roues, trains d'atterrissage, mâts, etc.), dont les résistances aérodynamiques exercent des moments par rapport au centre de gravité qui restent sensiblement constants lorsque l'avion éprouve de petites oscillations, doivent pouvoir être négligés. Nous verrons, au Chap. II, p. 25, pourquoi la variation de l'angle de déflexion ne modifie pas non plus sensiblement la stabilité de forme, aussi, dans l'application des résultats d'essais de maquettes aux planeurs réels, la seule grande difficulté qui puisse s'élever doit venir en fait de ce que, lorsqu'un avion stable est dévié de sa position d'équilibre, il y revient par une série d'oscillations qui s'amortissent plus ou moins vite et que ses mouvements relèvent alors de la stabilité dynamique. La conception de la stabilité de forme n'est cependant pas sans intérêt, car elle suffit pour montrer que le seul fait d'écarter un avion de sa position d'équilibre fait naître un moment aérodynamique stabilisateur ou non, et c'est déjà un point d'une grande importance pratique.

#### **Souffle d'hélice.**

Les expériences, dont on trouvera le résultat plus loin, ont été faites avec des maquettes dépourvues d'hélices. Elles ne sont donc applicables strictement parlant qu'aux planeurs. Sur un avion s'ajoute le souffle de l'hélice qui intéresse généralement toute la surface des empennages et une portion seulement de la surface des voilures. On peut donc prévoir que les empennages sont moins efficaces sur le planeur simple que sur l'avion, surtout quand on étudie la stabilité à des régimes, tels que le vol en montée qui, pour l'avion, s'accompagne d'un « souffle » d'hélice relativement puissant. Pour les régimes, tels que le « piqué limite », le souffle de l'hélice est à peu près insensible sur l'avion et nos résultats actuels doivent s'appliquer plus exactement à l'avion en grandeur.

Au point de vue pratique, il faut aussi penser que quel que soit le résultat que nous apporteront les essais de maquettes avec hélices en fonctionnement, les essais habituels que nous faisons maintenant sans hélice, conserveront un certain intérêt pour l'avion, puisqu'ils correspondront toujours au cas de la *panne de moteur*.

D'ailleurs, l'essai de maquettes avec de petites hélices fonctionnant à l'emplacement des hélices réelles de l'avion est du domaine des choses possibles et sera réalisé prochainement dans un des laboratoires du Service des Recherches de l'Aéronautique.

#### **Axes de rotation.**

En principe, les petites rotations  $\Delta\alpha$  d'un planeur qui sont à la base de l'étude de la stabilité peuvent s'effectuer autour d'un axe quelconque passant par le centre de gravité, mais il est commode pour l'interprétation des résultats, d'étudier séparément les rotations stables ou non, qui s'effectuent autour des trois axes d'inertie de l'avion passant par le centre de gravité et qui sont :

a) L'axe transversal normal au plan de symétrie et autour duquel s'effectuent les mouvements de *tangage*, intéressant la stabilité *longitudinale*.

b) L'axe longitudinal dirigé suivant le fuselage et autour duquel s'effectuent les mouvements de roulis, intéressant la stabilité *transversale*.

c) L'axe perpendiculaire aux deux précédents (axe normal) et autour duquel s'effectuent les mouvements de *giration* intéressant la stabilité de *route*.

Cette division est parfaitement correcte en ce qui concerne les mouvements de tangage qui peuvent s'effectuer sur l'avion indépendamment d'autres rotations; elle est moins admissible en ce qui concerne les mouvements de roulis et de giration<sup>(1)</sup>, qui s'effectuent presque toujours simultanément, l'un étant, comme l'on sait, la conséquence de l'autre. Dans ces cas, les essais effectués conformément à la division ci-dessus ne perdent cependant pas tout intérêt, car leurs résultats montrent *la tendance* plus ou moins grande qu'aura un avion à sortir de lui-même de sa position d'équilibre, soit par une rotation autour de l'axe normal, ce qui l'entraînerait comme mouvement initial à déraper, soit par une rotation autour de l'axe longitudinal qui pourrait amorcer une auto-rotation.

C'est déjà un résultat très important pour l'ingénieur qui pourra, en toute connaissance de cause, connaître et parfois corriger ces tendances dangereuses qui amènent ensuite à des mouvements complexes, dont il n'est pas toujours facile de prévoir toutes les conséquences.

---

(1) Une autre décomposition commode du mouvement de rotation intéressant la stabilité de route et la stabilité transversale est de le décomposer en une rotation autour d'un axe parallèle à la vitesse relative et un autre normal à cette vitesse et à l'axe transversal.

GIROUETTE AÉRODYNAMIQUE

La conception de l'appareil que nous allons décrire repose sur une considération fondamentale que nous croyons intéressant de rappeler tout d'abord.

Pour l'étude de la stabilité de forme, on part, en principe, du raisonnement suivant :

On suppose que l'avion primitivement en équilibre autour de son centre de gravité vient à être dévié d'un angle  $\Delta i$  de cette position, cette variation  $\Delta i$  étant assez brusque pour que, pendant sa durée, la trajectoire du centre de gravité et la vitesse de l'avion ne soient pas modifiées. Les forces aérodynamiques agissant sur les voilures, empennages, fuselage, etc., etc., qui dans leur ensemble exerçaient un moment nul ( $M_G = 0$ ) autour du centre de gravité à l'instant de l'équilibre, exercent maintenant un moment  $M_G \neq 0$ .

Etant donné l'hypothèse que nous avons faite sur la constante de  $V$  et la conservation de la trajectoire du centre de gravité, on peut considérer que  $M$  est pour cette étude fonction de  $i$  seulement :  $M_G = f(i)$ . Pour la variation  $\Delta i$ , on pourra donc écrire :

$$\Delta M_G = f'(i) \Delta i$$

Si le sens de  $\Delta M_G$  est tel que ce couple élémentaire tende à produire une rotation de sens contraire à  $\Delta i$ , on dit qu'il y a *stabilité de forme*. Si, au contraire,  $\Delta M_G$  tend à *augmenter* la déviation  $\Delta i$ , il y a *instabilité de forme*. Dans le cas particulier où  $\Delta M_G$  est nul, il y a *équilibre indifférent*.

En donnant à  $\Delta M_G$  et à  $\Delta i$  un signe positif ou négatif suivant leur sens, la règle ci-dessus revient à prendre en considération le rapport algébrique :

$$\frac{\Delta M_G}{\Delta i} = f'(i)$$

*Suivant que ce rapport sera positif ou négatif, il y aura stabilité ou non.*

Au point de vue expérimental, il y a donc le plus grand intérêt, si l'on veut étudier la stabilité, à rechercher un mode d'essai tel que le sens de la dérivée :

$$\frac{\Delta M_G}{\Delta i} = f'(i)$$

*c'est-à-dire le sens de la pente des tangentes successives de la courbe des moments autour du centre de gravité soit connu avec la plus grande précision.*

Ce n'est pas toujours le cas avec les méthodes usuelles d'essais à la balance, car dans celles-ci, les moments mesurés sont relatifs généralement à des axes très éloignés du centre de gravité, tels que le bord d'attaque des ailes, par exemple, et on est amené nécessairement à leur retrancher un moment calculé, du même ordre de grandeur, pour obtenir finalement le moment résultant autour du centre de gravité. Or, on sait qu'une grandeur physique est toujours mal définie lorsqu'elle est obtenue par la différence de deux autres grandeurs sensiblement équivalentes, aussi ne faut-il pas s'étonner si des conclusions fausses ont pu être tirées de certains essais, surtout quand la dérivée  $\frac{\Delta M_G}{\Delta i}$  est voisine de zéro, ce qui est précisément très souvent le cas pour certains régimes de vol dans un avion bien étudié. De

plus, comme dans un avion bien construit, la stabilité de forme est toujours assez faible pour que l'avion reste maniable, il est indispensable de rejeter pour l'étude de cette stabilité toutes les méthodes approchées, telles que celles reposant sur le fait que les moments autour du bord d'attaque en fonction de  $C_z$  variant linéairement, ce qui est souvent faux pour certains régimes intéressant le piqué limite ou la perte de vitesse.

La girouette que nous allons décrire remédie à tous ces inconvénients en donnant immédiatement, et sans calculs, les moments autour du centre de gravité et cela par un procédé qui ne laisse aucune ambiguïté sur le signe de  $\frac{\Delta M_G}{\Delta i}$ .

## DESCRIPTION DE LA GIROUETTE

### MOMENTS DE TANGAGE

Pour l'étude des moments de tangage, on monte le modèle en girouette (*fig. 1*), en choisissant comme axe de pivotement  $AB$ , l'axe d'inertie transversal de l'avion passant par le centre de gravité de ce dernier indiqué sur la maquette (1). Lorsque le modèle tend à s'installer à un certain angle d'équilibre, il entraînera, en la faisant pivoter sur elle-même la tige inférieure de support  $B$ . Sur cette dernière est calé, en dehors si possible du courant d'air, un plateau indicateur des incidences de 50 cm. de diamètre, que le modèle entraîne donc également dans ses déplacements angulaires. De plus (et c'est la principale nouveauté du système), sur la tige  $B$  est montée, à frottement dur, une barre quadrangulaire transversale ( $a, b$ ) portant une petite plaque  $P$ , normale au vent et qui peut coulisser le long de  $a, b$ .

La plaque étant immobilisée à une distance déterminée de l'axe, le système avion-plaque s'installe dans le courant d'air, dans une position d'équilibre, *pratiquement indépendante de la vitesse d'essai*, et pour laquelle le moment aérodynamique autour de l'axe  $B$  équilibre évidemment celui de la plaque, qui prend pour cela, en général, une position oblique sur le vent. Mais, comme la tige  $ab$  est montée à frottement dur sur l'axe  $B$ , on la ramène alors, tout en maintenant le plateau divisé avec une main, à être sensiblement normale au vent. L'avion conserve une incidence très voisine de celle qu'il avait prise tout d'abord, car le moment aérodynamique de la plaque varie très peu quand cette dernière s'écarte de  $\pm 20^\circ$  de la position normale. Ce moment étant connu par un tarage préliminaire, on en déduit, *comme égal et de signe contraire*, le moment aérodynamique de l'avion.

En éloignant plus ou moins la plaque de l'axe, on crée une série de couples antagonistes et on obtient ainsi directement les éléments du tracé de la courbe des moments aérodynamiques autour du centre de gravité, en fonction de l'angle d'incidence. On dispose d'ailleurs de tout un jeu de plaques de différentes dimensions, de telle sorte que l'on peut réaliser des moments dont les grandeurs varient dans des limites très étendues.

(1) On retrouve ici l'idée de l'emploi du montage en girouette connu depuis longtemps pour la détermination directe du "centre de poussée" des surfaces et décrit par exemple dans les ouvrages d'Eiffel relatifs aux expériences des Laboratoires du Champ de Mars et d'Auteuil. On raisonnait alors ainsi : Le déplacement du centre de poussée étant tel par exemple qu'il s'effectuait vers l'avant de l'avion quand l'incidence diminuait on concluait à la stabilité en disant : la résultante se portant vers l'avant redressera l'avion. Un déplacement inverse du centre de poussée aurait de même permis de conclure à l'instabilité.

Ce procédé est correct, mais il ne fournit qu'une estimation en quelque sorte *qualitative* de la stabilité, car il ne fait connaître immédiatement que le *sens* et non la *grandeur des moments* redresseurs. On peut le compléter en traçant, à l'aide de la polaire le faisceau des résultantes, mais ce tracé est long et finalement le résultat tiré de plusieurs opérations successives n'a pas toute la précision désirable.

Depuis, on a souvent appliqué le même raisonnement en utilisant pour fixer la position  $\epsilon$  d'un point de la résultante par rapport au bord d'attaque un procédé rapide qui consiste à la déduire du coefficient de moment  $C_m$  autour du bord d'attaque et du coefficient de sustentation correspondant  $C_z$  par la relation :

$$\epsilon = \frac{C_m}{C_z}$$

Il ne faut pas oublier qu'il s'agit là d'une relation approchée et qui n'est pratiquement vraie que lorsque le moment dû à la composante  $C_x$  de résistance à l'avancement est petit vis à vis de celui dû à la composante  $C_z$ .

En particulier, il n'en est pas ainsi aux régimes de vol piqué et aux régimes de grands angles d'attaques. Ce sont là des cas très importants de vol des avions et les mécomptes auxquels peut conduire alors cette méthode approchée doivent la faire rejeter absolument pour l'étude de ces régimes particuliers.

Les positions d'équilibre stable s'observent sans difficulté. Pour les positions instables, l'opérateur fait varier l'incidence du système, en conduisant à la main le plateau indicateur des incidences. Quand une position d'équilibre instable est atteinte, toute légère déviation à droite ou à gauche tendant à s'accroître, l'observateur se rend parfaitement compte au toucher que le plateau tend à lui échapper dans un sens, puis dans l'autre et il reconnaît à cela l'existence d'une position d'équilibre instable qu'il détermine même avec une assez grande précision.

La lecture des angles du plateau divisé se fait en général au 1/4 ou au 1/2 degré près.

Pour tarer une plaque, on la fixe à diverses positions le long de la tige  $ab$ . Aucun avion n'étant monté, on équilibre le moment aérodynamique par celui de poids agissant par l'intermédiaire de poulies de renvoi sur un fil fixé, d'autre part, en un point défini du plateau des incidences. On reconnaît par ce tarage que la plaque normale au vent est en

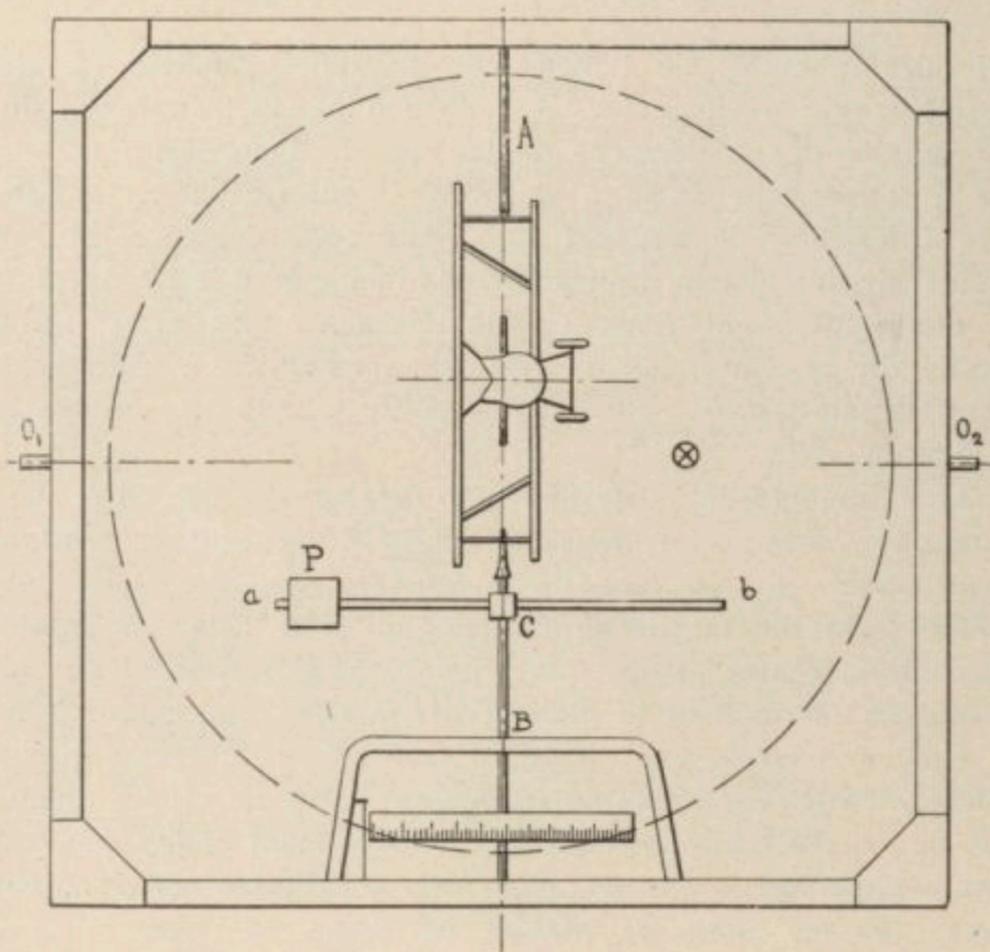


Fig. 1. — Schéma du montage d'une maquette pour la mesure des moments de tangage

équilibre sensiblement indifférent. Ce point est important, car il montre que dans la méthode décrite ci-dessus, on oppose au moment de l'avion un moment sensiblement indifférent. Les équilibres instables que l'on observe proviennent donc bien de l'avion et non pas de la plaque.

Tout le système constitué par les tiges-supports A et B, le modèle en essai, le plateau divisé, etc., est porté par un cadre rectangulaire que l'on peut faire pivoter, grâce aux tourillons  $O_1$   $O_2$  dans un châssis-support. Il est ainsi possible de donner à l'axe de pivotement AB une certaine incidence sur le vent, c'est-à-dire d'étudier ce que devient la stabilité longitudinale quand le plan de symétrie d'un avion présente par rapport au vent relatif un certain angle de dérapage (voir Chapitre III).

Pour ces derniers essais, une tige d'équilibrage des maquettes au point de vue de la pesanteur a été prévue au-dessus du plateau divisé. Sur cette tige, qui peut être fixée dans un azimut quelconque, on peut déplacer des masses appropriées.

Pour que la plaque P reste normale au vent, on fait tourner de l'angle convenable, après avoir desserré la vis de blocage, la tige quadrangulaire  $ab$  dans son collier de support.

Pour que le poids de cette plaque n'intervienne pas, on l'équilibre par une masse égale de faible moment aérodynamique, symétriquement disposée par rapport à l'axe B (fig. 3). On

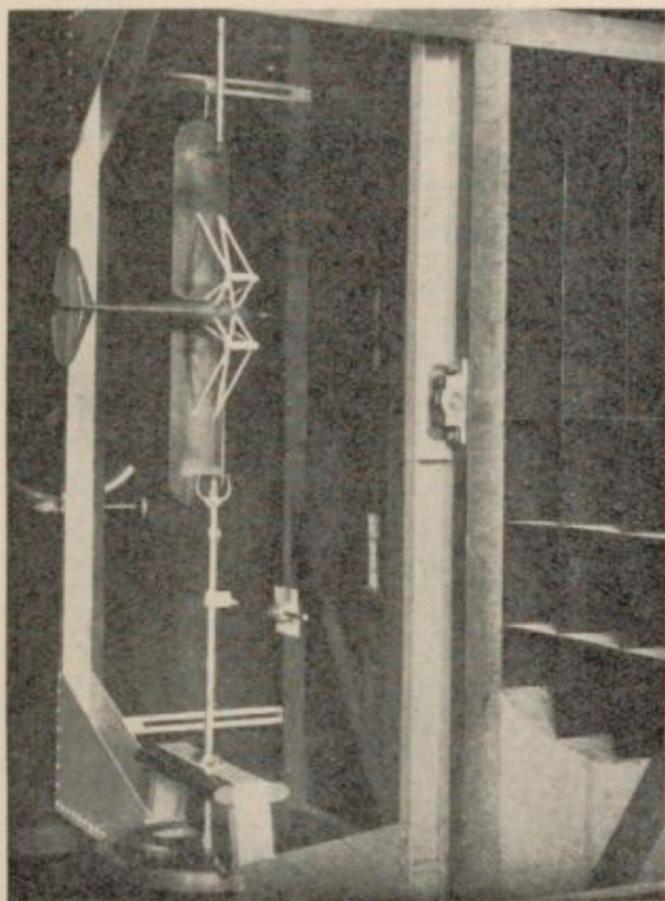


Fig. 2



Fig. 3

trouvera (fig. 2 et 3) les photographies de l'installation d'un modèle dans ces divers essais de stabilité longitudinale. Sur la figure 2, le modèle se trouve par rapport au vent dans une position correspondant au vol rectiligne normal et sur la figure 3 dans la position correspondant à un certain angle de dérapage.

*Moments de charnières.* — En installant le gouvernail de profondeur d'un ensemble (empennage + gouvernail), de telle manière que l'axe de pivotement AB se confonde avec la charnière du gouvernail, l'empennage fixe étant maintenu par un support indépendant, on mesurera le moment de charnière de la même manière que l'on mesure le moment de tangage. La figure 4 montre une telle installation que nous avons réalisée, en collaboration avec M. Bouchenot et les Etablissements S. E. C. M.

#### MOMENTS DE GIRATION

Le montage de la maquette pour la mesure des couples de giration intéressant la *stabilité de route* est représenté schématiquement sur la figure 5. On retrouve le dispositif de la plaque normal créant un moment antagoniste qui équilibre le moment aérodynamique qui naît du fait des déviations angulaires de la maquette autour de l'axe normal.

Le pivotement autour des tourillons  $O_1 O_2$  permet ici de donner de l'incidence à l'avion, tout en laissant la possibilité de mesurer les moments autour d'un axe fixe par rapport à la maquette.

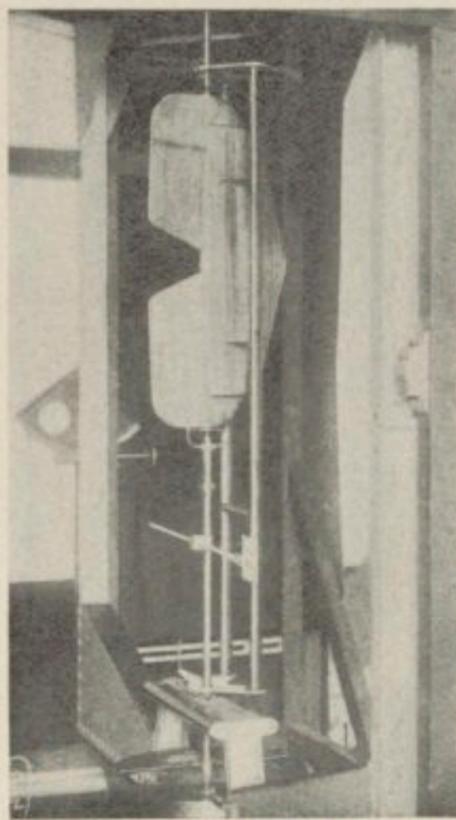


Fig. 4. — Montage d'un plan de queue pour la mesure du moment de charnière

L'attache prévue permet aussi de mesurer, si on le désire, les moments aérodynamiques par rapport à un axe normal au vent. Dans ce cas, on n'incline pas le cadre autour de  $O_1 O_2$  ; on incline seulement la maquette autour de son support particulier.

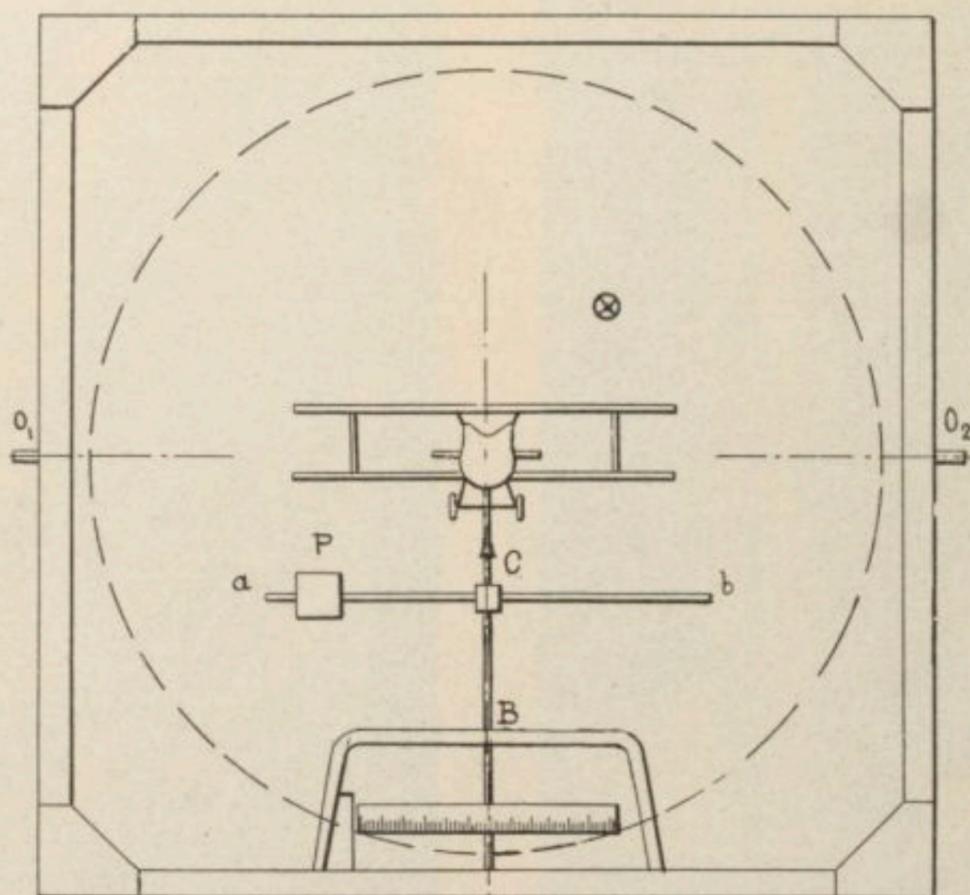


Fig. 5. — Schéma du montage d'une maquette pour la mesure des moments de giration

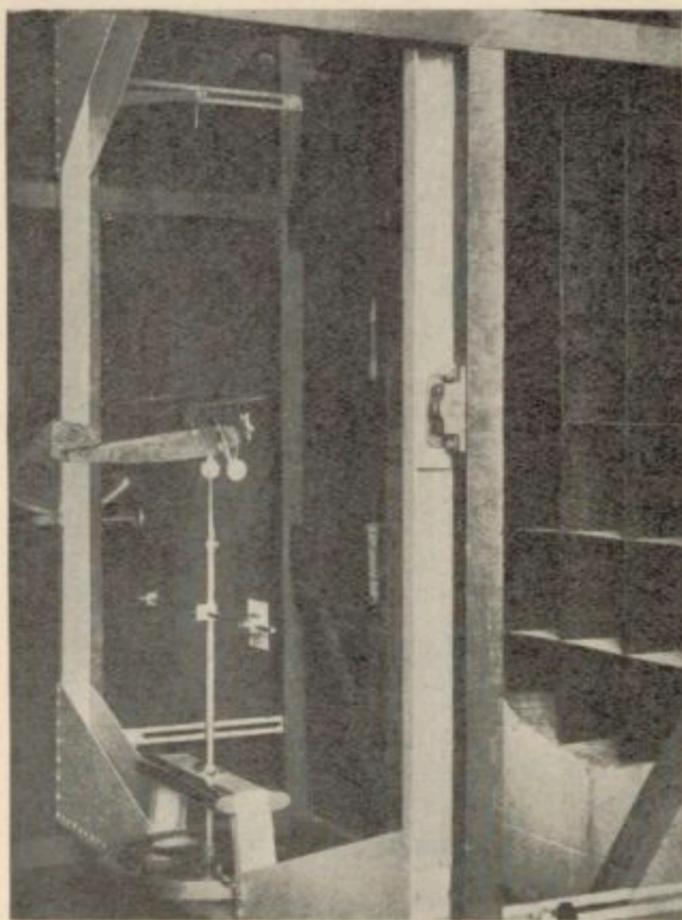


Fig. 6

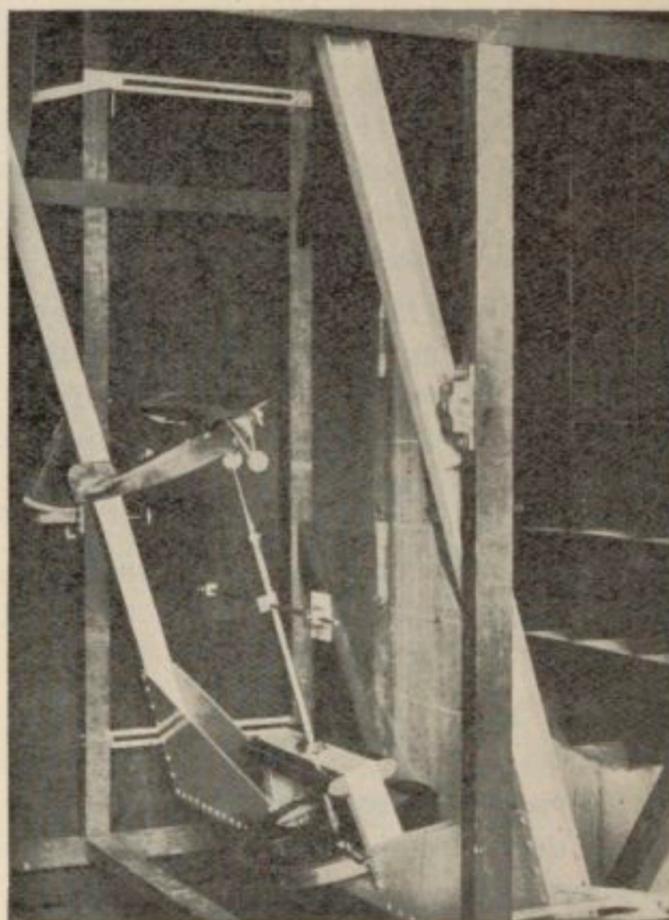


Fig. 7

Les photographies des figures 6 et 7 reproduisent des vues de l'installation au moment de l'essai. Sur la figure 6, le modèle est monté avec une incidence faible ; sur la figure 7, au contraire, il se présente au vent avec une forte incidence.

MOMENTS DE ROULIS

Nous avons complété la girouette par un appareil de mesure directe des moments de roulis. Cet appareil ne peut pas donner comme les précédents des renseignements sur la stabilité de l'avion autour de l'axe longitudinal. Comme nous le verrons plus longuement au Chapitre IV, lorsqu'une maquette peut osciller autour d'un axe parallèle au vent, elle se trouve exposée à une incidence invariable quel que soit l'azimut dans lequel elle est orientée et aucun couple stabilisateur statique d'origine aérodynamique, ne peut naître du fait que la maquette penche plus ou moins à droite ou à gauche.

Ce n'est donc pas en opposant au couple de roulis (qui peut naître, par exemple, de la manœuvre conjuguée des ailerons) un moment indifférent au point de vue de la stabilité, que l'on pourra immobiliser la maquette dans un azimut déterminé caractérisant l'importance de ce couple de roulis. Il faut nécessairement, dans ce cas, opposer au couple de roulis un moment stable.

Après diverses réalisations d'appareils plus ou moins commodes, dont l'un, en particulier, avait été établi par M. Bouchenot et les Etablissements S. E. C. M., nous avons abouti, en collaboration avec la Société Provençale de Constructions Aéronautiques, à l'appareil représenté en perspective sur la *figure 8*, dont la mise au point se poursuit actuellement à la petite soufflerie d'Issy-les-Moulineaux, par les soins de M. Rebuffet, Ingénieur au Service des Recherches de l'Aéronautique.

Cet appareil comprend essentiellement un fort axe AB monté sur billes et qui porte à l'avant une tige normale *a, b* terminée par un petit plateau d'incidence réglable sur lequel on vient fixer le modèle par la face inférieure du fuselage.

Au-dessous de l'axe, la tige support *a, b* se prolonge en *b* et sur son prolongement, on peut venir faire coulisser et immobiliser deux poids inégaux *P* et *p*. Le poids *P* est destiné à équilibrer le poids de l'avion autour de l'axe AB et le poids *p* à équilibrer, lorsque la maquette penche à droite ou à gauche d'un angle  $\theta$ , le moment aérodynamique que l'on se propose de mesurer. L'angle d'azimut ou d'inclinaison latérale  $\theta$  est lu directement sur un cadran *c* dont l'aiguille est commandée par l'intermédiaire d'un jeu de pignons coniques.

On peut procéder à des mesures très variées de couples de roulis. Nous allons, pour exemple, donner quelques cas envisagés :

a) Pour faire varier l'incidence de la maquette, on peut agir sur l'inclinaison du plateau support fixé au fuselage; dans ce cas, *on mesure les couples autour d'un axe qui reste parallèle au vent.*

b) On peut aussi faire varier l'incidence en inclinant la tige AB autour d'un axe O et en la maintenant dans une position quelconque, grâce à un secteur circulaire *mn* de centre O et qu'on peut venir serrer fortement dans une pièce *d* portée par le bâti même du système.

Dans ce cas, *on mesure les moments autour d'un axe fixe par rapport à l'avion.*

c) Pour les positions de dérive, on peut donner de même à l'avion un angle de dérapage en faisant tourner sur elle-même la tige-support *a, b* et *on mesure alors les couples autour d'un axe parallèle à la vitesse.*

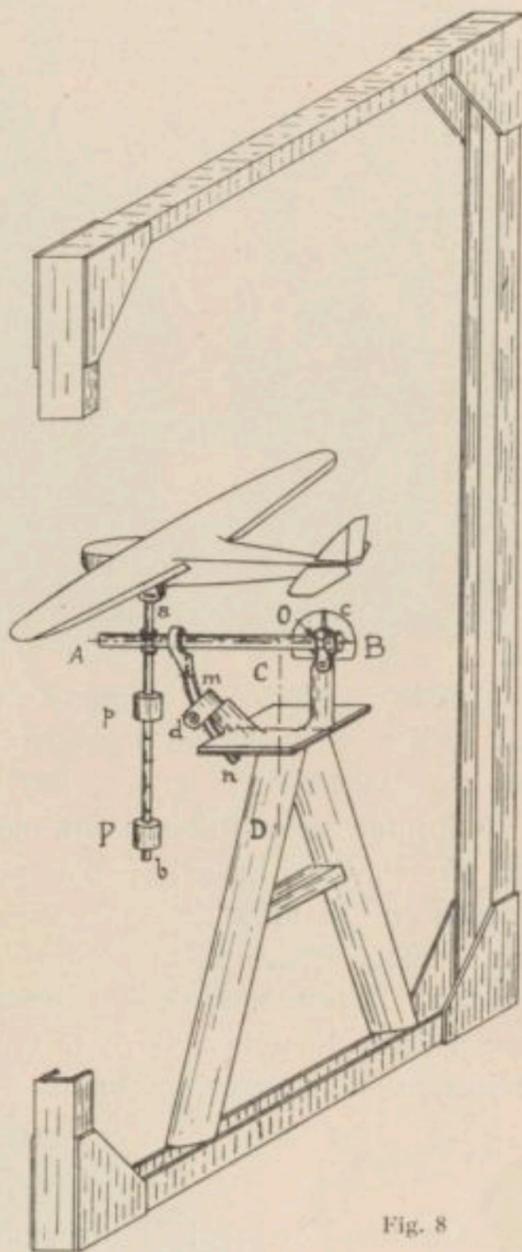
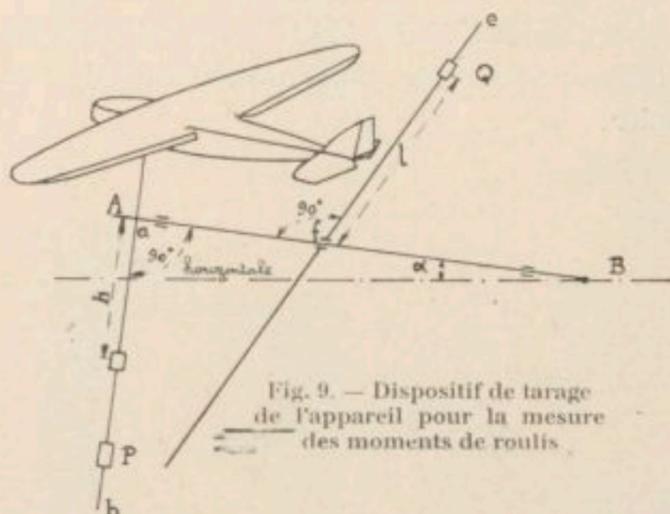


Fig. 8

Schéma de montage d'une maquette pour la mesure des moments de roulis

d) On peut aussi tourner tout le bâti autour d'un axe CD et mesurer les couples autour d'un axe fixe par rapport à l'avion.

e) En combinant toutes ces opérations, on voit qu'il est très facile de donner simultanément à l'avion un angle d'incidence et un angle de dérapage en mesurant les couples soit par rapport à un axe parallèle à la vitesse, soit par rapport à un axe fixe par rapport à l'avion.



f) Si on veut apprécier le moment de roulis dû, par exemple, à l'obliquité d'un gouvernail de direction, on pourra monter l'avion en bout de l'axe AB, de manière que ce dernier passe par le centre de gravité ou conserver le montage de la figure 8 en déterminant ce moment pour deux hauteurs différentes de l'avion au-dessus de l'axe AB. Connaissant les deux moments par rapport à deux axes parallèles, on en déduira facilement le moment par rapport à tout autre axe parallèle ou la grandeur de la force latérale du gouvernail de direction qui provoque le couple de roulis.

*Tarage.* — La difficulté à résoudre est le tarage du moment du poids  $p$  dans les cas tels que (b) où l'avion s'installe dans un azimut quelconque autour d'un axe AB incliné lui-même sur le vent.

Voici la solution qui a été apportée au cours des essais de mise au point.

L'axe AB (fig. 9) étant (en l'absence de tout vent) incliné sur l'horizontale d'un angle  $\alpha$ , un avion étant installé en équilibre indifférent autour de AB, grâce à la tige  $a, b$  et au contrepoids P, on place le poids supplémentaire  $p$  à une certaine distance  $h$  de l'axe AB, on vient monter à frottement dur sur AB une autre tige équilibrée  $ef$  serrée dans un manchon  $f$  et sur laquelle peut se déplacer un contrepoids Q.

Supposons que l'on veuille déterminer le moment de  $p$  par rapport à AB lorsque la tige  $ab$  est dans un azimut  $\theta$  par rapport au plan vertical contenant AB. On déplacera le poids  $q$  le long de  $ef$  jusqu'à ce que la tige  $ab$  prenne un azimut voisin de  $\theta$ . A ce moment, grâce au manchon  $f$ , on pourra ramener la tige  $ef$  à être horizontale et on notera l'azimut  $\theta_1$  que prendra  $ab$  lorsque  $ef$  sera horizontal. Soit alors  $l$  la distance à l'axe du poids Q; le moment de  $p$  correspondant à la fois à l'azimut  $\theta_1$  et à l'incidence  $\alpha$  sera évidemment :

$$Q \cdot l \cdot \cos \alpha$$

On peut donc ainsi tarer une fois pour toutes le système pour différentes valeurs de  $h$ , de l'azimut  $\theta$  et de l'angle d'incidence  $\alpha$ . En pratique, on a intérêt, pour ce placer dans les conditions de meilleure sensibilité, à faire varier  $h$  au cours des essais dans le vent, de manière que  $\theta$  reste voisin de  $45^\circ$ .

Nous ne pouvons pas encore donner de résultats d'essais obtenus à l'aide de cet appareil, dont la mise au point est en cours. Nous avons tenu seulement à signaler ici son existence.

### DÉTAILS SUR LES ATTACHES DES MODÈLES

Les attaches des modèles aux appareils de mesure sont susceptibles, comme l'on sait, de jouer un rôle perturbateur dans les phénomènes aérodynamiques et il importe de les combiner de telle manière qu'elles apportent le minimum de trouble, principalement dans les régions du fluide intéressant les surfaces auxiliaires et gouvernes dont on se propose d'étudier

l'action. Comme on le verra par la suite, nous croyons avoir atteint ce but en ce qui concerne toutes nos attaches. Ainsi, pour l'étude de la stabilité longitudinale, les attaches et supports sont très écartés latéralement des surfaces d'empennages; pour la stabilité de route, les attaches combinées sont évidemment sans action sur le gouvernail de direction et sur les ailerons et pour les moments de roulis, le berceau-support ne porte aucune atteinte à l'écoulement du fluide autour des ailerons et du gouvernail de direction.

En somme, ces différentes attaches réduisent au minimum les effets d'inter-action sur les organes actifs, tout en pouvant s'adapter aisément aux modèles usuels d'avions, de dirigeables, etc., etc. De plus, en général, ces attaches présentent un axe de symétrie tel que le couple aérodynamique exercé sur elles par le courant d'air reste pratiquement nul par rapport à l'axe autour duquel on mesure les moments, ce qui évite toute correction du couple mesuré.

Nous allons maintenant donner quelques détails sur les différentes attaches réalisées.

a) *Moments de tangage.* — Pour les mesures de moments de tangage, l'entraînement du plateau se fait par l'intermédiaire d'une fourche trident, en acier, d'écartement réglable et représentée sur la *figure 10*. La pointe centrale et les pointes latérales sont légèrement coniques et on un diamètre moyen de 3 mm. 5. Grâce à un montage dans une sorte de lanterne à faces bien dressées, l'écartement axial des pointes latérales peut varier de 20 à 60 mm., sans que ces pointes cessent de pouvoir se présenter sur une même ligne horizontale avec la pointe centrale. Pour les essais courants, nous utilisons l'écartement de 50 mm. de l'axe, qui a l'avantage d'être assez important pour que la direction des trois pointes soit bien définie, car c'est cette direction que l'on repère finalement sur le plateau divisé.

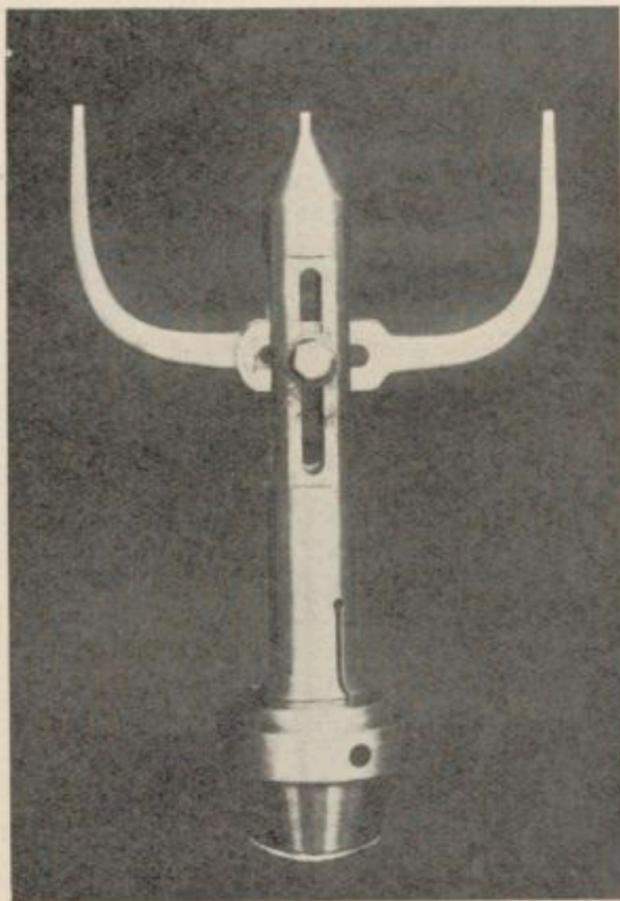


Fig. 10. — Fourche trident, réglable, d'entraînement du plateau dans le montage pour la mesure des moments de tangage

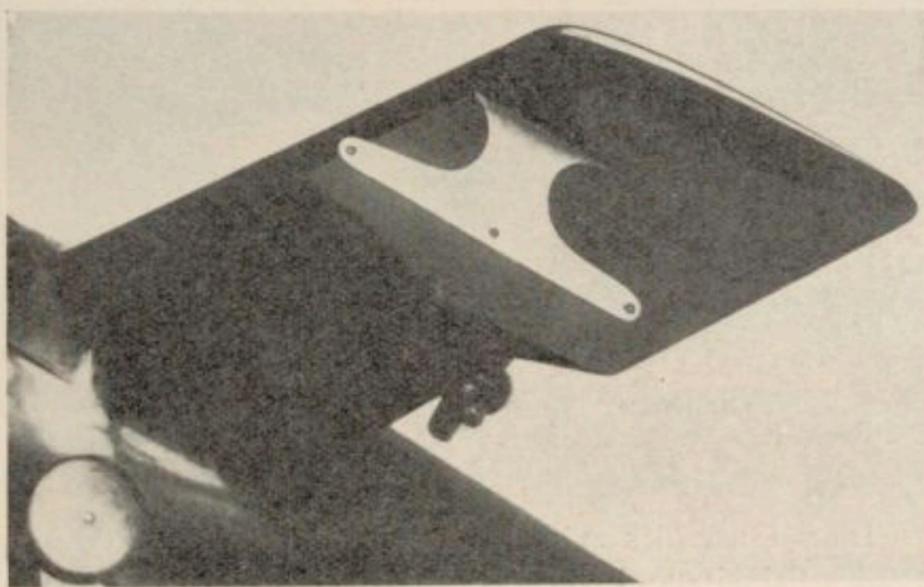


Fig. 11. — Vue d'une plaquette normale à l'aile d'un avion avec ses trois trous d'entraînement de trident

Pour assurer la liaison avec la maquette en essai, cette dernière doit porter dans le voisinage de chaque extrémité de l'aile une plaquette normale à l'aile, percée de trois trous de 3 mm. 5 de diamètre (*fig. 11*) dans lesquels viennent s'engager les trois pointes du

trident. Les plaquettes doivent être montées par le constructeur, de telle façon que la droite idéale joignant les trous centraux des deux plaquettes droite et gauche soit normale au plan de symétrie de la maquette et passe par le point correspondant au centre de gravité de l'avion. Quant à la ligne des centres des trois trous de chaque plaquette, le mieux est de la mettre parallèle à l'axe de vol de l'avion.

Des exemples de montage de telles plaquettes sont donnés sur les figures 12 (a, b, c).

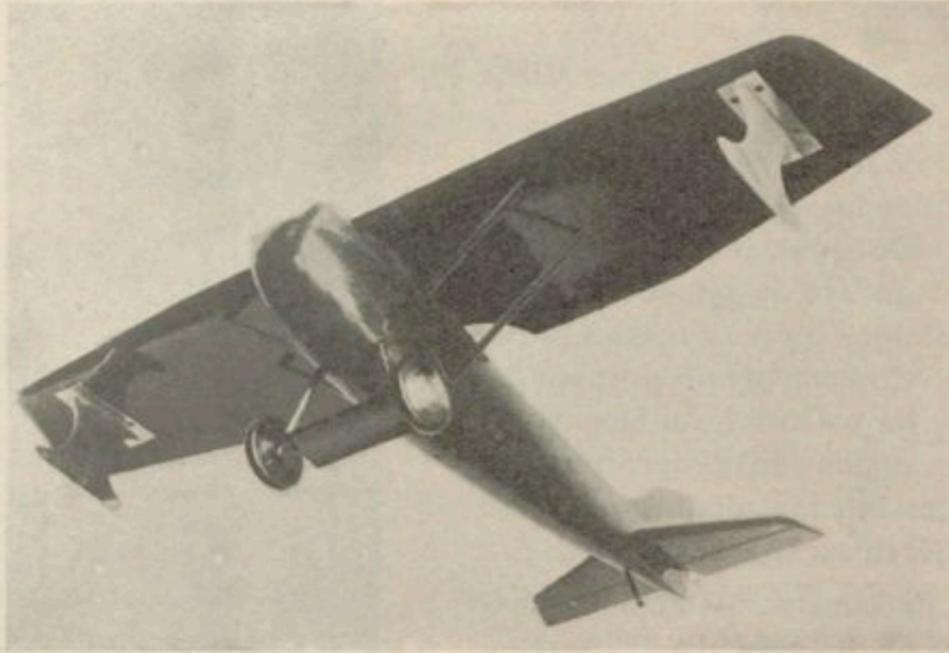


Fig. 12 a. — Plaquettes montées en bout d'ailes d'un monoplan ordinaire

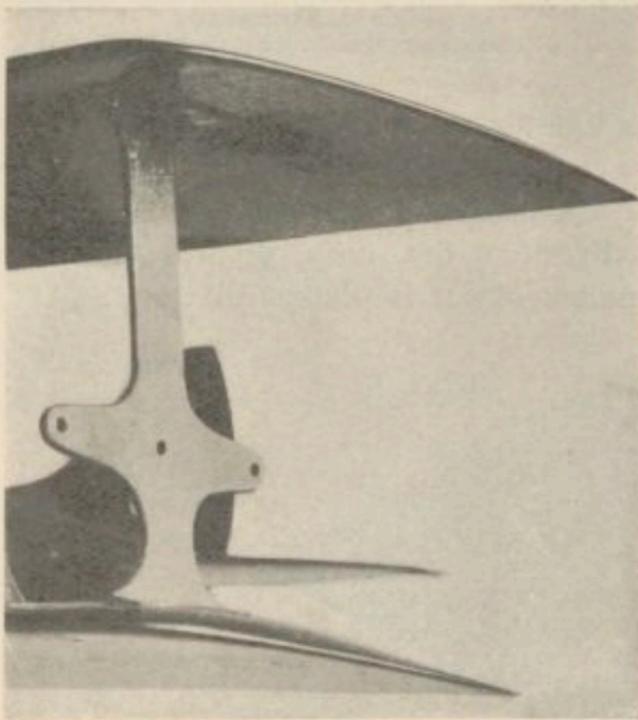


Fig. 12 b. — Plaquettes montées en bout d'ailes d'un biplan



Fig. 12 c. — Plaquettes montées en bout d'ailes d'un monoplan à aile surbaissée

REMARQUE. — Dans le cas des avions parasols où le centre de gravité est situé très au-dessous de la voilure principale, les ferrures de bout d'ailes que nous venons de décrire peuvent prendre une grande importance. On pourrait, dans ce cas, se contenter d'attaches de hauteur réduite et corriger alors par le calcul les moments mesurés. Cette correction sera très faible si l'on a soin de placer le centre de pivotement sur la normale à l'axe de vol passant par le centre de gravité de l'avion, car elle ne portera que sur la composante de la résistance totale qui est parallèle à cet axe de vol (voir page 32).

b) *Moments de giration.* — Pour les mesures de moments de giration, deux types d'attaches représentés sur la *figure 13* ont été réalisés. Dans celui de la figure de gauche, qui convient aux petits modèles, la liaison de l'avion à la tige B d'entraînement du plateau indicateur des incidences est réalisée par une mince tige unique, en acier, portant, articulé à son sommet, un petit plateau circulaire de 40 mm. de diamètre que l'on peut fixer par quatre vis à bois à la face inférieure du fuselage. Le centrage du disque est assuré par un petit axe de 5 mm. de diamètre et de 10 mm. de longueur.

Le petit disque est articulé de manière à réserver un degré de liberté dans le choix de l'axe de pivotement par rapport à l'avion, en vue de l'installation correcte de ce dernier ou de la mesure des moments par rapport à un axe qui est toujours perpendiculaire au vent.

Avec cette attache, il n'y a pas à prévoir sur la maquette de dispositif de fixation du modèle, sauf que le fuselage de ce dernier doit être percé d'un trou de 5 mm. de diamètre et de 10 mm. de profondeur, à l'aplomb vertical du point correspondant au centre de gravité de l'avion. Autour de ce trou, la surface inférieure du fuselage doit être « dressée » suivant un cercle de 40 mm. de diamètre.

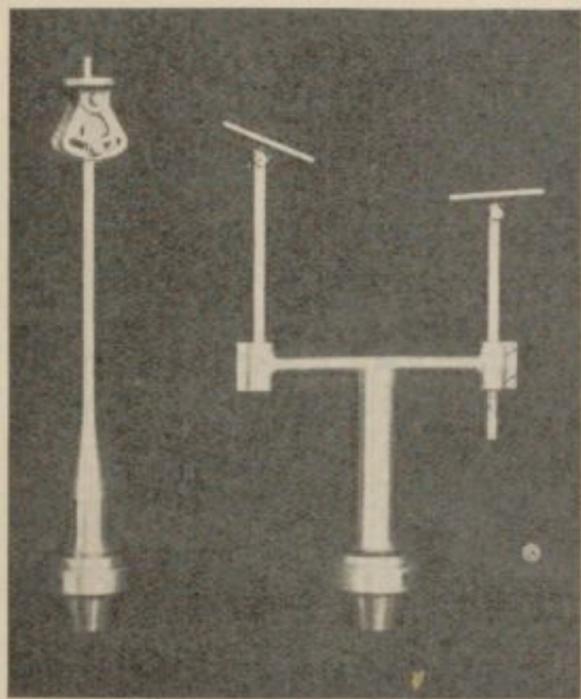


Fig. 13. — Attaches de maquette pour la mesure des moments de giration et la vérification de la stabilité de route

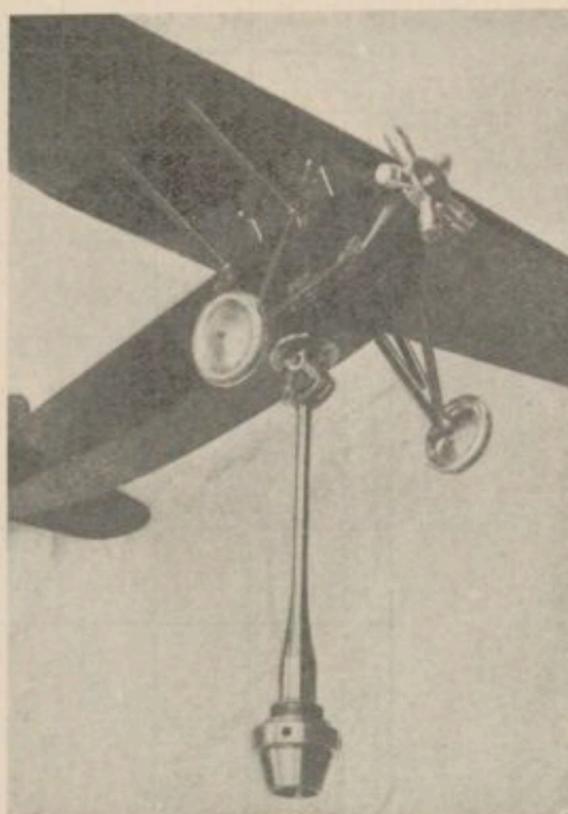


Fig. 14. — Montage de l'attache sous un fuselage d'avion pour la mesure des moments de giration

La *figure 14* représente l'attache que nous venons de décrire, fixée à la face inférieure d'un fuselage d'avion.

Pour les modèles lourds, une deuxième attache, représentée à droite sur la *figure 13*, a été réalisée; elle prévoit la fixation du modèle par deux plaquettes écartées de 10 cm. portées par une sorte de U. Une des branches verticales de l'U peut coulisser de manière que l'on puisse toujours disposer l'axe de rotation dans des positions variées par rapport à l'avion. Dans cette opération, les deux branches verticales de l'U restent égales et donnent toujours, par conséquent, un moment aérodynamique pratiquement nul, par rapport à l'axe de rotation de la girouette.

Une autre attache, de même type, mais de 15 cm. d'écartement, a aussi été réalisée en vue d'essais sur des corps très allongés, tels que les dirigeables.

c) *Moments de roulis.* — L'attache pour les moments de roulis ne présente rien de particulier et le lecteur pourra se faire une idée de sa nature, d'après ce que nous avons dit plus haut à propos de la mesure de ces moments. Cette attache est d'ailleurs conçue sur le même principe que l'attache de la *figure 14*.

*Influence aérodynamique des attaches.* — On peut se demander si des attaches telles que celles représentées sur les figures 12 (a, c) ne sont pas susceptibles de modifier sensiblement, par inter-actions, l'écoulement de l'air autour des maquettes.

Pour nous en assurer, nous avons fait procéder à la petite soufflerie d'Issy-les-Moulineaux aux deux vérifications suivantes :

1° Une aile de  $80 \times 16$  cm. étant montée sur la balance à fils de cette soufflerie, on a déterminé la polaire, soit de l'aile isolée dans le courant d'air, soit de l'aile influencée par des plaquettes de fortes dimensions que l'on approchait des bords marginaux, en maintenant

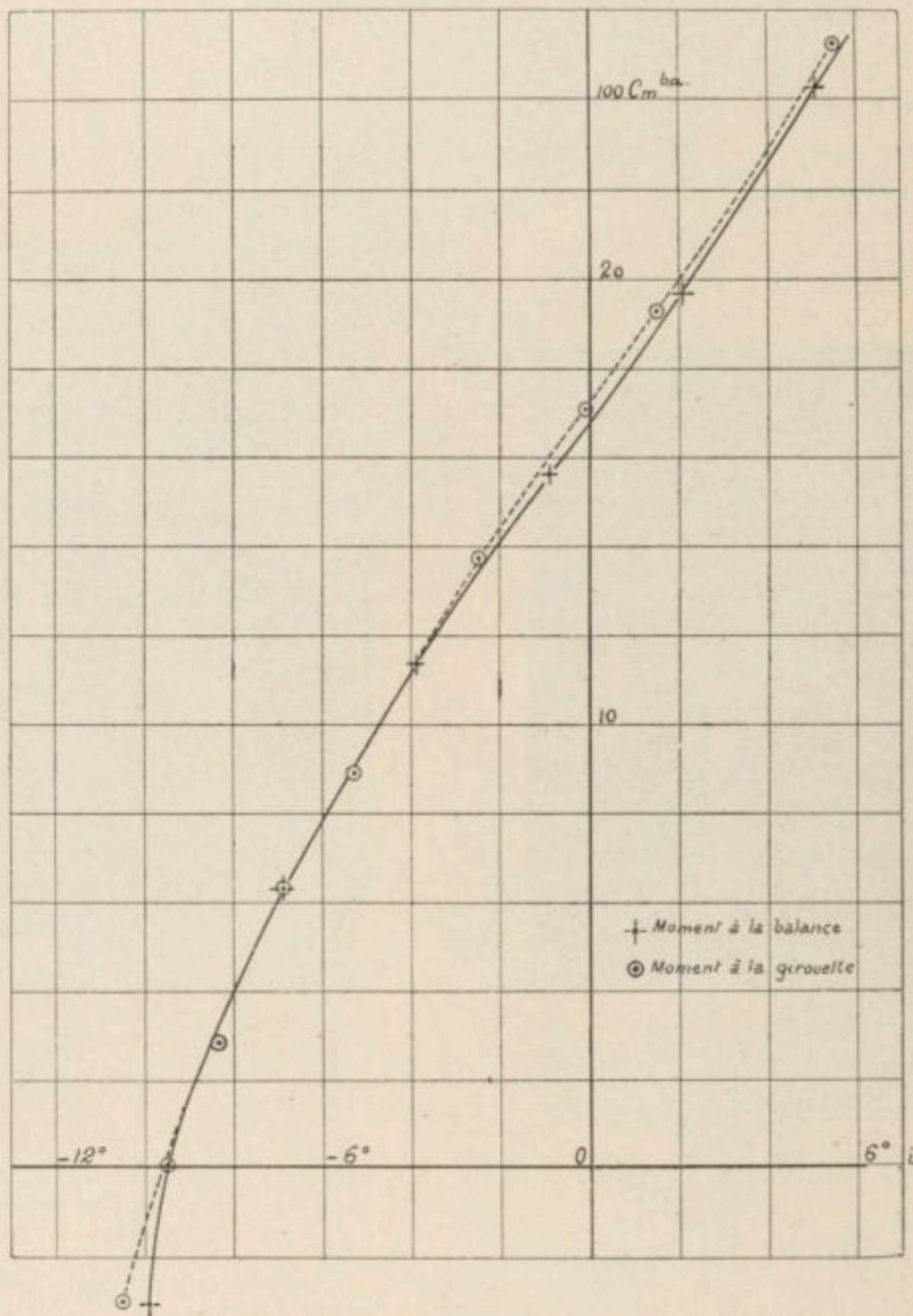


Fig. 15. — Courbes comparatives de moments d'une aile par rapport au bord d'attaque obtenues à la girouette et à la balance

ces plaquettes à quelques millimètres de la surface de l'aile, par de longues tiges rigides. Les plaquettes ont été ainsi approchées successivement de la face ventrale et de la face dorsale sans que l'on constate de différences appréciables entre les polaires.

2° Les moments autour du bord d'attaque de l'aile isolée ont été déterminés, d'une part, à la balance et, d'autre part, à la girouette. Comme il est difficile de faire pivoter l'aile à la girouette exactement autour du bord d'attaque, on a déterminé expérimentalement les moments successivement autour de deux axes passant l'un à 8 cm. et l'autre à 16 cm. en arrière du bord d'attaque. Etant donné les deux courbes de moments ainsi obtenues, on peut

aisément en déduire, comme on le verra au Chapitre II, les moments par rapport au bord d'attaque lui-même.

La comparaison des résultats ainsi obtenus à ceux fournis directement par la balance est donnée *figure 15*.

On voit que l'accord est parfait entre les deux genres de mesures. Cette dernière comparaison est particulièrement intéressante parce que, pour équilibrer les forts moments de l'aile, on a été conduit à monter sur la tige transversale *a, b* de la girouette (*fig. 1*) des plaques *P* de très fortes dimensions atteignant  $10 \times 10$  cm. et même  $15 \times 15$  cm. On voit par les résultats de la *figure 15* que l'inter-action aérodynamique de ces plaques et de l'aile a été pratiquement nulle.

---

## CHAPITRE II

### MOMENTS DE TANGAGE ET STABILITÉ LONGITUDINALE

#### Généralités.

Nous avons vu au début du Chapitre I que la condition de stabilité de forme pouvait s'exprimer par le signe de la dérivée :

$$\frac{\Delta \cdot M_G}{\Delta i}$$

de la courbe des moments autour du centre de gravité  $G$  par rapport à l'incidence  $i$ .

Dans tout ce qui suivra, nous considérerons comme *positifs* les moments de tangage qui tendent à faire *piquer* l'avion, soit donc à diminuer son incidence d'équilibre et comme *négatifs*, ceux qui tendent à le faire *cabrer* ou autrement dit à augmenter cette même incidence.

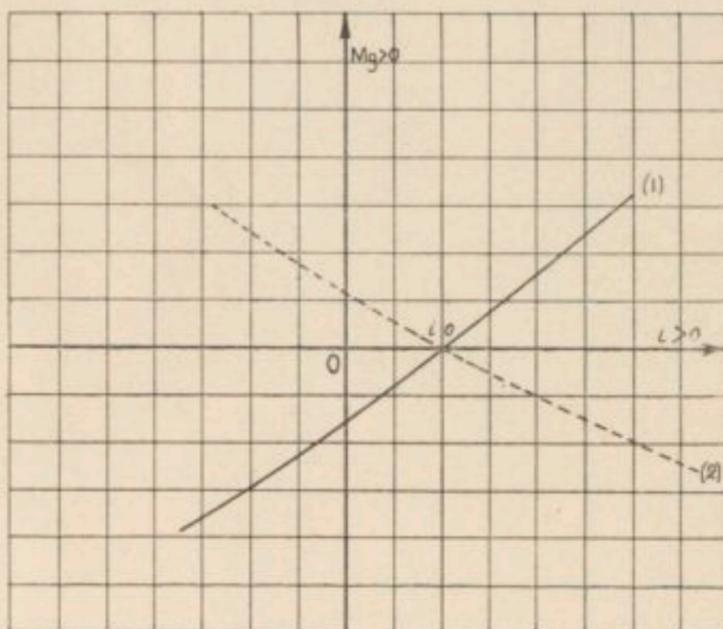


Fig. 16

Dans ces conditions, il est facile de voir que si l'on porte en courbe les moments  $M_G$  ainsi définis, en fonction de  $i$ , les branches *ascendantes* des courbes telles que (1) (fig. 16) correspondront à des équilibres *stables* autour de  $i_0$ , tandis que les branches *descendantes* telles que (2) correspondront à des équilibres *instables* autour du même point  $i_0$ . Les branches *horizontales* parallèles à l'axe des abscisses qui passeraient par  $i_0$  correspondraient donc à des équilibres indifférents.

Le raisonnement qui permet de se rendre compte de cette propriété est très simple comme l'on sait. Il suffit de considérer un avion en équilibre autour de  $i_0$ . Si la courbe des moments est du type (1) de la figure 16, on voit qu'à tout accroissement d'incidence correspond la naissance d'un moment  $M_G > 0$ , donc d'un moment piqueur qui tend à limiter automatiquement l'accroissement d'incidence; c'est la définition même d'un moment stable. Inversement, si la courbe des moments de l'avion était du même type (2), il naîtrait dans la même hypothèse un moment négatif, donc un couple cabreur, qui accentuerait automatiquement l'accroissement d'incidence, c'est la définition même d'un moment instable. Si la branche de la courbe  $M_G$  était horizontale autour de  $i_0$ , il ne naîtrait aucun moment aérodynamique par un léger accroissement ou une légère diminution d'incidence et les forces aérodynamiques laisseraient l'avion statiquement indifférent.

Le degré même de stabilité sera mesuré par la pente plus ou moins grande des courbes (1) et (2).

Dans nos courbes de résultats, le moment  $M_G$  sera défini de la façon habituelle par un coefficient  $Cm_G$ , choisi ainsi :  $M_G$  étant le moment en *m-kg* autour du centre de

gravité à la vitesse de  $V$  m/sec.,  $S$  étant la surface portante de l'avion en  $m^2$  et  $t$  la profondeur *maximum de la voilure principale*, en  $m$ , on aura :

$$Cm_G = \frac{M_G}{\frac{a}{2g} V^2 \cdot S \cdot t}$$

où  $a$  est le poids du  $m^3$  d'air en kg. Dans les conditions normales de température et de pression au sol ( $15^\circ$ , 760 mm.), on a :

$$\frac{a}{2g} = \frac{1}{16}$$

et, par conséquent, dans ces conditions particulières, on peut écrire :

$$M_G = Cm_G \cdot \frac{V^2}{16} \cdot S \cdot t = (100 Cm_G) \frac{V^2}{1600} \cdot S \cdot t$$

ou :

$$M_G = (100 Cm_G) \left(\frac{V}{40}\right)^2 \cdot S \cdot t.$$

Autrement dit, pour déduire, à une vitesse  $V$ ,  $M_G$  au sol de nos coefficients  $100 Cm_G$  il suffit de les multiplier par le rapport élevé au carré de la vitesse  $V$  à la vitesse de 40 m./sec. et par le produit  $S \times t$ .

*Exemple.* — Recherchons à quelle valeur du moment de piqué correspondrait  $100 Cm_G = 12$  pour un avion ayant  $20 m^2$  de surface portante et 1 m. 80 de profondeur d'aile. D'après ce qui vient d'être dit, à la vitesse de 50 m./sec., le moment correspondant par rapport au centre de gravité sera à l'altitude zéro :

$$M_G = 12 \times \left(\frac{50}{40}\right)^2 \times 20 \times 1.80 = 670 \text{ m./kg.}$$

ce qui représente un moment considérable. Ce moment diminuerait avec l'altitude par suite de la diminution de  $a$  ; à 6.000 mètres, il n'aurait plus que la moitié environ de la valeur que nous venons de calculer, la vitesse étant supposée constante. Dans nos essais, nous limitons les mesures aux valeurs de  $100 Cm_G$  extrêmes de l'ordre de  $\pm 12$  au moins ; on voit ainsi qu'elles suffisent amplement pour comprendre, dans leur domaine, les perturbations les plus violentes que puisse subir un avion.

Les incidences de vol normal des avions sont données, en général, par l'intersection des courbes de moments avec l'axe  $Cm_G = 0$ . Il y a, toutefois, une réserve à faire, car nos mesures ne tiennent pas compte de la traction de l'hélice et la règle que nous venons d'énoncer ne vaut rigoureusement que lorsque la traction de l'hélice passe par le centre de gravité.

Lorsqu'il n'en est pas ainsi, il est facile de tenir compte de ce nouvel élément.

Prenons, par exemple, le cas d'une hélice d'avion située à 0 m. 20 au-dessous du centre de gravité et développant un effort de traction de 400 kg. à la vitesse de 50 m./sec.

Elle crée un couple cabreur de  $400 \times 0,2 = 80$  m./kg. qui devra être équilibré par un couple aérodynamique de l'avion. Ce dernier devra donc, en fait, au moment de l'équilibre, posséder un couple de « piqué » de 80 m./kg. Comme ce couple est réalisé à la vitesse de 50 m./sec., il correspond, par exemple, pour l'avion de  $20 m^2$  de surface et de 1 m. 80 de profondeur, pris comme exemple plus haut, à un coefficient de moment  $100 Cm_G$  égal, au sol, à :

$$100 Cm_G = \frac{80}{\left(\frac{50}{40}\right)^2 \times 20 \times 1,8} = 1,54.$$

C'est donc sur la droite :

$$100 Cm_G = + 1,54$$

que l'on devra chercher les positions d'équilibre de l'avion.

I. — INTERPRÉTATION ET DISCUSSION DES RÉSULTATS D'ESSAIS

Ces généralités et conventions étant rappelées, il nous sera facile maintenant d'interpréter correctement les résultats d'essais.

L'équation de la définition de  $Cm_G$  étant donnée par :

$$M_G = Cm_G \cdot \frac{\rho V^2}{2g} \cdot S \cdot l.$$

on voit que si l'on suppose la variation d'incidence suffisamment brusque pour que  $V$  ne varie pas pendant cette courte perturbation, la variation  $\Delta M_G$  sera simplement proportionnelle à celle du coefficient  $Cm_G$  et de même signe qu'elle.

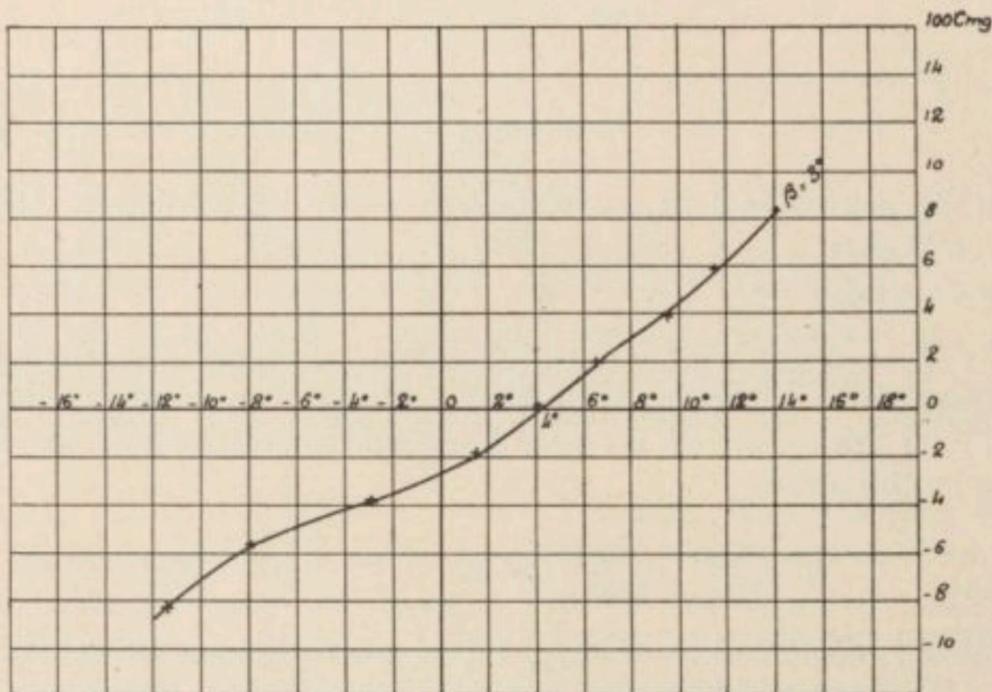


Fig. 17. — Type de courbe de moments longitudinaux d'un avion toujours stable

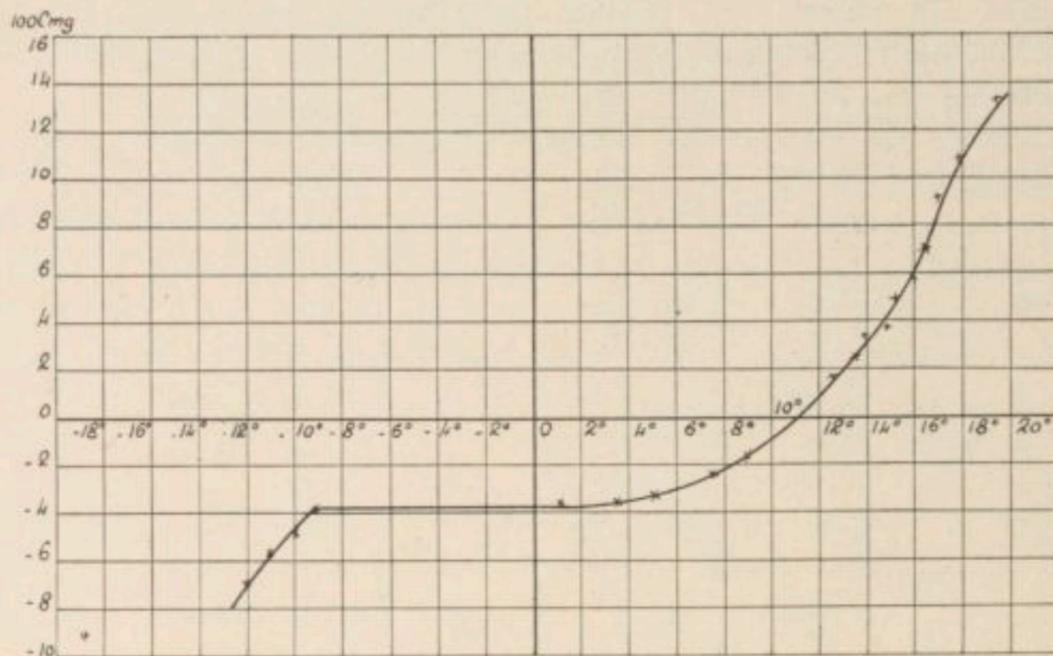


Fig. 18. — Type de courbe de moments longitudinaux d'un avion présentant des moments indifférents

Tout ce que nous avons dit au début de ce Chapitre sur la relation qui s'établit entre la forme des courbes  $M_G$  et la stabilité se conservera pour la forme des courbes  $Cm_G$ .

Les différentes courbes de coefficient de moments  $Cm_G$  que la méthode de la girouette a décelées se ramènent aux trois types des figures 17, 18 et 19 obtenues avec des maquettes d'avions dont le gouvernail de profondeur était calé dans une position déterminée.

La première de ces courbes (*fig. 17*) caractérise un avion toujours stable dans les régimes de vols usuels; la deuxième (*fig. 18*) un avion qui présente entre deux régimes stables un régime de moments indifférents de  $-9^{\circ}$  à  $2^{\circ}$  et la troisième (*fig. 19*) un avion qui présente entre deux régimes stables une zone de moments instables entre  $-3^{\circ}$  et  $+10^{\circ}$  (1).

Ces courbes appellent quelques remarques essentielles :

a) Considérons la première d'entre elles, donnée *figure 17*. Pour  $i = 4^{\circ}1$ , on a  $C_m = 0$ . L'incidence  $i = 4^{\circ}1$  serait donc l'incidence de vol correspondant à la position que l'on s'est fixée du gouvernail de profondeur. Le fait qu'en ce point la courbe est *ascendante* suffit à montrer que l'avion est stable, mais il faut remarquer que la pente de la tangente en ce point ne permet pas à elle seule de chiffrer le degré de stabilité. La courbe de la *figure 17*, par exemple, montre seulement qu'une variation brusque de  $+2^{\circ}$ , par exemple, de l'incidence d'équilibre correspond à la naissance d'un coefficient de moment de piqué de  $100 C_m = 1,4$ . Mais pour passer de ce coefficient de moment au moment lui-même, il faut encore tenir compte de la vitesse  $V$  de l'avion, pour l'incidence considérée, puisque  $M_c = C_m \cdot \frac{\rho V^2}{2g} \cdot S \cdot l$ .

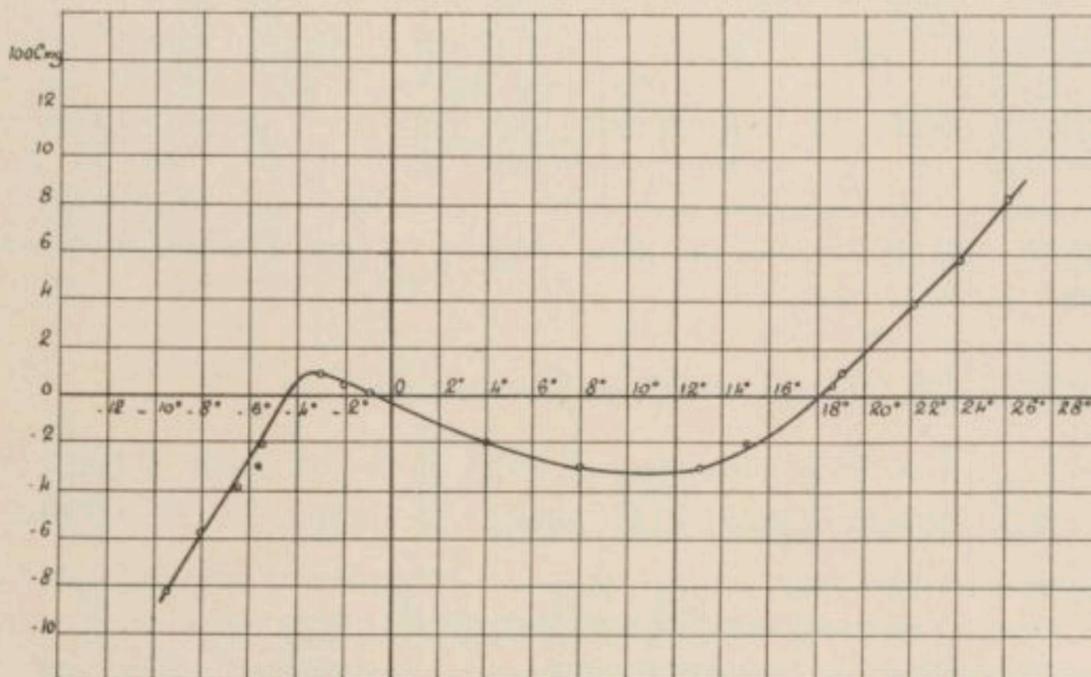


Fig. 19. — Type de courbe de moments longitudinaux d'un avion présentant des régimes d'équilibres instables

En résumé, la forme de la courbe  $C_m$  en fonction de  $i$  permet seulement d'apprécier *qualitativement* la nature de la stabilité, mais elle ne suffit pas à évaluer numériquement le degré de stabilité ou d'instabilité. Elle aurait besoin pour cela d'être complétée par la détermination de la vitesse de vol donnée par la polaire de l'avion. Il est bien évident, toutefois, que cette restriction ne s'applique pas aux équilibres indifférents qui, étant caractérisés par la condition  $\Delta M_c = 0$  ou  $\Delta C_m = 0$  ne sont pas influencés par la vitesse.

b) Toutes les courbes à branches instables que nous avons rencontrées jusqu'ici ont la forme plus ou moins accentuée de celles de la *figure 19*.

Elles sont susceptibles, pour une position donnée du gouvernail de profondeur, de fournir trois angles d'équilibre (par exemple  $-4^{\circ}5$ ,  $0^{\circ}$  et  $+18^{\circ}1$  sur la *figure 19*) qui correspondent à autant de régimes de vol possibles.

*Sans discuter la question de savoir si l'on peut piloter facilement ou non un avion*

(1) Il nous est arrivé parfois de trouver avec certains appareils en particulier des biplans, un affaiblissement de la stabilité aux grands angles d'attaques. Cela doit tenir, pensons-nous, à ce que l'empennage se trouvait alors dans le sillage de l'aile supérieure.

En attendant des études complémentaires pour éclairer ces singularités, nous retiendrons des essais actuels que les formes les plus courantes des courbes de moments sont celles des figures 17, 18 et 19.

instable, il n'en reste pas moins que des courbes de moments telles que celles de la figure 19 présentent un grand danger dans la pratique du vol.

Des trois angles d'équilibre dont nous venons de parler, le point le plus à droite ( $i = 18^{\circ}1$ ) correspond à une incidence de cabrage pouvant amener la perte de vitesse ou l'auto-rotation de l'avion autour de sa ligne de vol, le point intermédiaire correspond à une incidence normale de vol et, enfin, le point le plus à gauche correspond à une position de vol stable sur le dos.

Or, tant que le pilote a le contrôle de son incidence par la vue de l'horizon, par exemple, il s'installera et pourra se maintenir plus ou moins facilement dans la position intermédiaire d'incidence, mais s'il se trouve dans le brouillard ou dans un piqué limite à la verticale ou dans toutes circonstances où le contrôle de l'incidence devient nul ou simplement défectueux, il pourra fort bien passer involontairement, sans avoir modifié la position de son manche à balai, de la position normale instable, à l'une ou l'autre des positions extrêmes, c'est-à-dire s'exposer à se trouver, d'une façon stable, en perte de vitesse ou en vol sur le dos.

Pour cette raison, il nous a toujours paru que les courbes du type (3) de la figure 19 ne devaient pas être admises pour un avion, à moins que cet avion ne soit muni d'un dispositif supplémentaire de contrôle de l'incidence d'après lequel le pilote, en admettant qu'il n'ait pas de défaillance, pourrait continuer à apprécier son angle d'attaque. Le contrôle de la vitesse seule ne serait sans doute pas suffisant au piqué limite, car, dans ces régimes, la vitesse varie généralement très peu suivant l'incidence. Bien entendu, nous ne prétendons pas supprimer de ce fait tous les autres inconvénients et dangers qui n'apparaissent pas immédiatement sur les simples courbes que nous obtenons et que l'utilisation d'avions instables pourrait révéler.

#### Influence du braquage du gouvernail de profondeur.

La question qui se pose naturellement à l'esprit est de savoir si l'on ne pourrait pas en modifiant l'angle du gouvernail de profondeur modifier la forme des courbes  $C_{mg}$ .

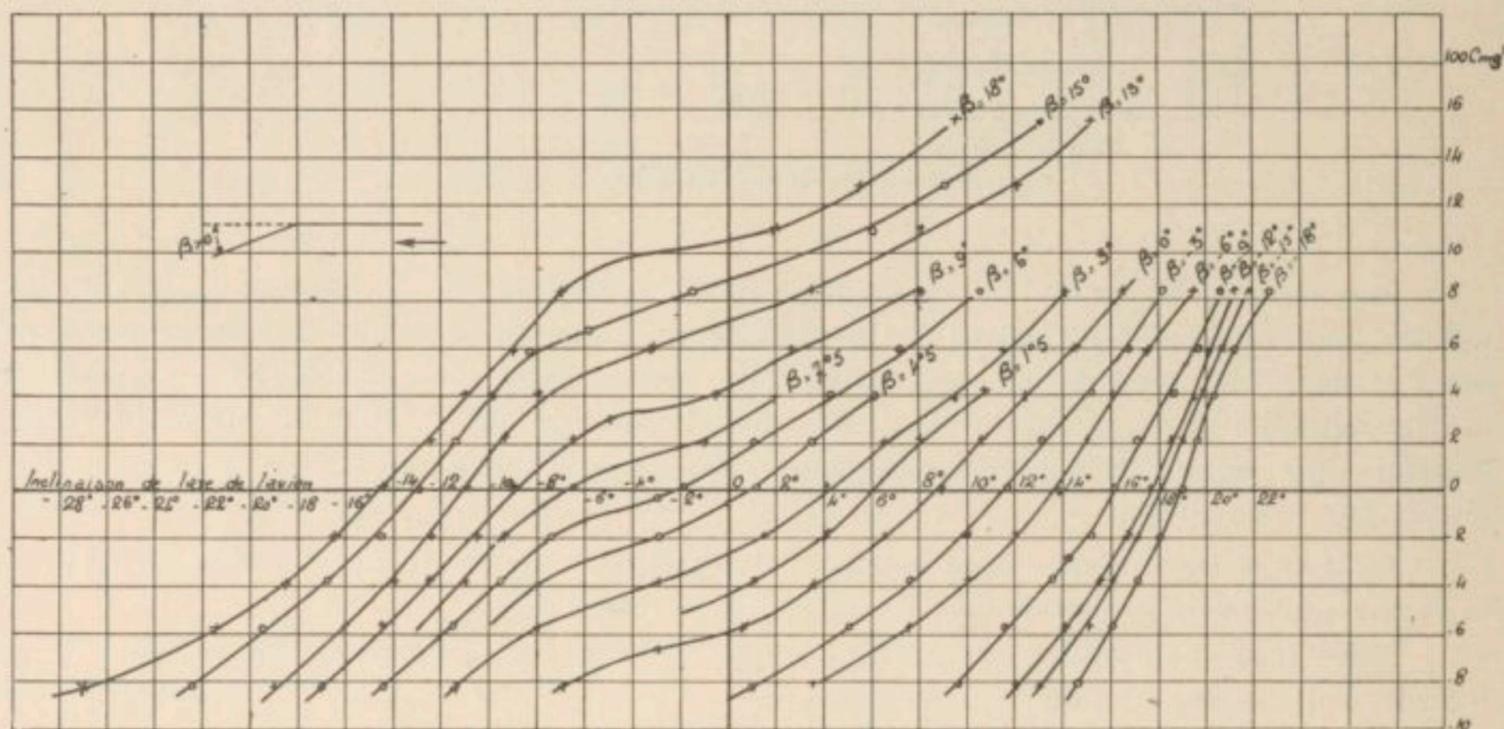


Fig. 20. — Influence du braquage du gouvernail de profondeur dans le cas d'un avion stable

Les trois figures 20, 21 et 22 montrent l'évolution de la courbe des  $C_{mg}$  pour différents braquages  $\beta$  du gouvernail de profondeur. La première ne présente qu'une branche stable, la deuxième présente une branche d'équilibre indifférent dans les angles de vol et comprise entre deux branches stables; la troisième, enfin, présente une branche instable dans les angles de vol, comprise entre deux branches stables.

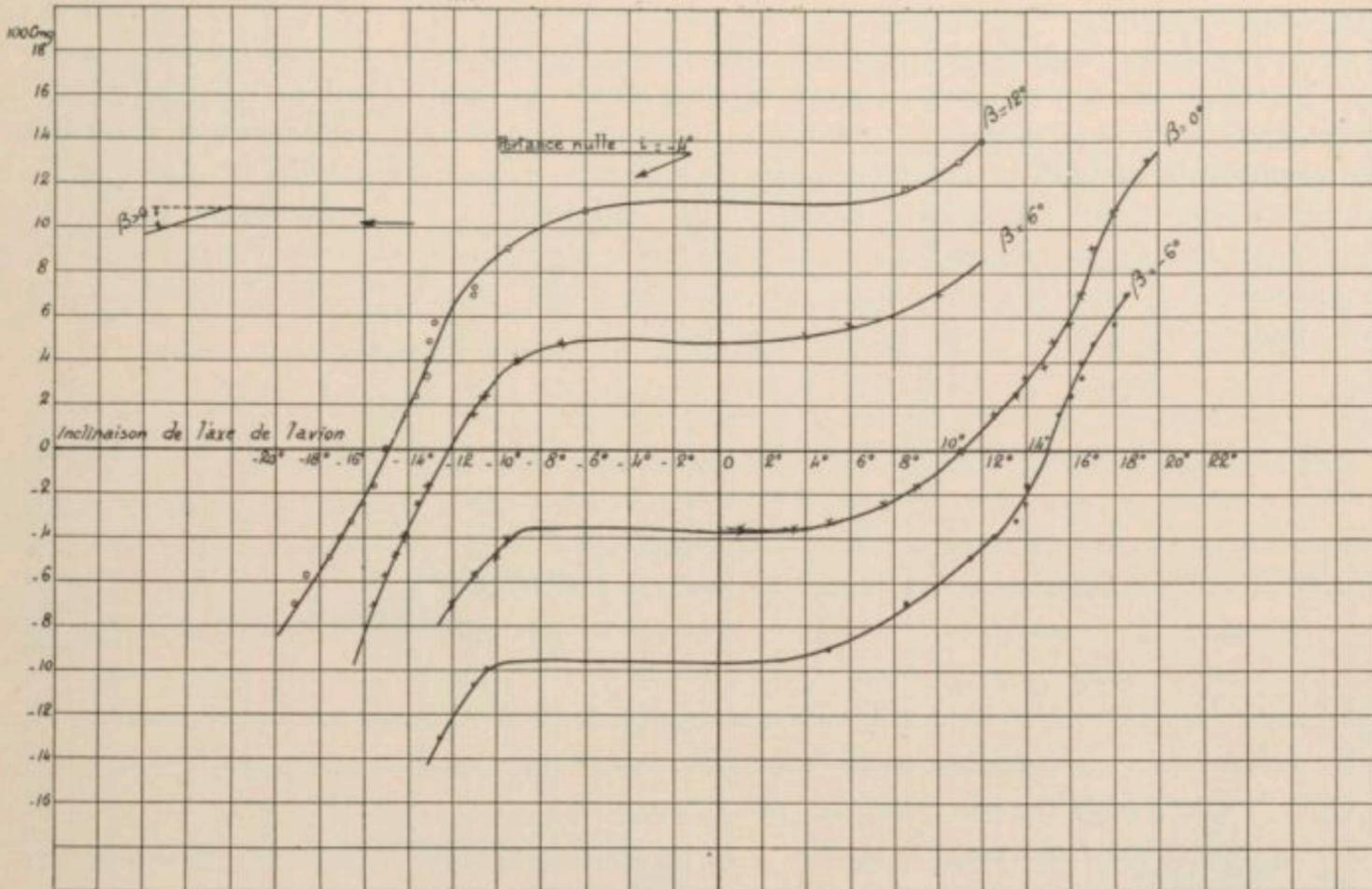


Fig. 21. — Influence du braquage du gouvernail de profondeur dans le cas d'un avion indifférent

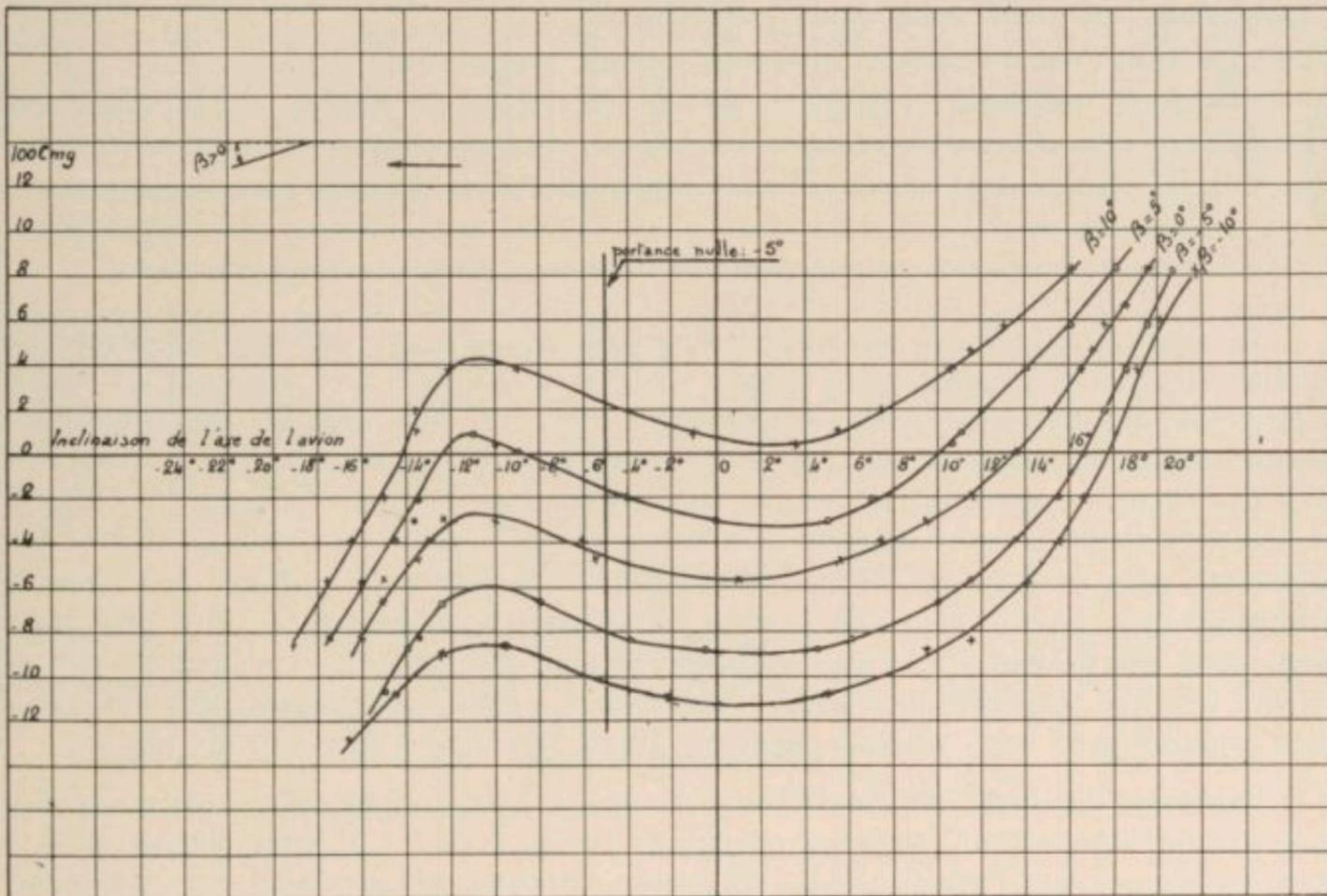


Fig. 22. — Influence du braquage du gouvernail de profondeur dans le cas d'un avion instable

On voit que la forme fondamentale de chacune de ces courbes n'éprouve que des variations secondaires lorsqu'on braque plus ou moins le gouvernail de profondeur. En première approximation, on peut dire que ces courbes se déplacent simplement parallèlement à elles-mêmes, vers le haut des diagrammes, à mesure que l'on abaisse le gouvernail de profondeur.

Il résulte de ce fait qu'une courbe obtenue avec une seule position du gouvernail de profondeur suffit pour définir la stabilité à toutes les incidences. En effet, si l'on veut étudier par exemple la stabilité à l'incidence  $i_0$ , on devrait, puisque la stabilité est une qualité de l'équilibre, considérer uniquement la courbe  $\beta_0$  qui, pour  $i = i_0$ , donnerait  $Cm_a = 0$ . Mais le fait que toutes les courbes  $\beta$  se déplacent parallèlement à elles-mêmes montre que la tangente au point  $i_0$  de la courbe  $\beta_0$  aura la même pente que la tangente au point d'abscisse  $i_0$  de n'importe quelle autre courbe  $\beta$ .

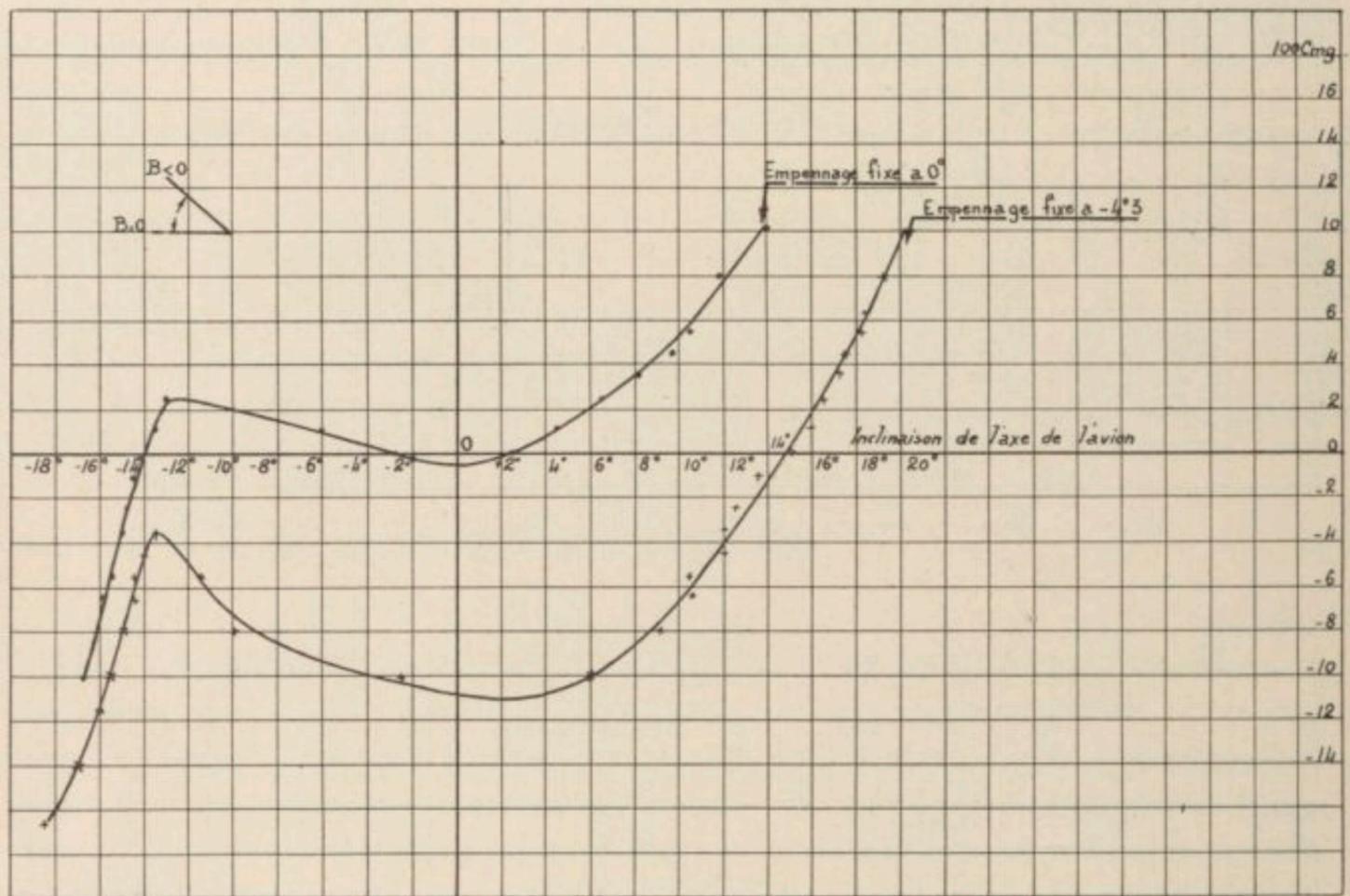


Fig. 23. — Influence d'une variation de calage du plan fixe sur la courbe des moments longitudinaux

Ce résultat, important par ses conséquences pratiques, ne concerne cependant que la stabilité. Pour la détermination de l'angle d'équilibre, au contraire, angle qui est fourni par l'intersection des diverses courbes  $\beta$  avec l'axe  $Cm = 0$  (ou avec un axe parallèle, si la traction de l'hélice ne passe pas par le centre de gravité) une seule courbe ne suffit évidemment pas. Pour la détermination de ces angles d'équilibre, on peut cependant procéder d'une manière très simple avec la girouette. On enlève la petite plaque normale au vent et on note simplement pour différents braquages du gouvernail les angles d'équilibre de l'avion. Nous n'attachons pas à vrai dire une grande importance actuellement à cette détermination, parce qu'il est évident que l'angle d'équilibre peut être modifié sensiblement par divers facteurs tels que le souffle de l'hélice, l'existence des résistances passives qui sont généralement estimées avec une précision médiocre sur les maquettes en réduction, etc.

*Influence du calage du plan fixe.* — La figure 23 donne les courbes de moments pour deux calages différents du plan de queue sur la ligne de vol. L'effet obtenu est entièrement analogue à celui observé avec de fortes variations d'inclinaison du gouvernail de profondeur, à savoir que la forme fondamentale de la courbe des moments n'est pas modifiée sensiblement et que par contre l'angle d'équilibre, donné par l'intersection des courbes avec  $Cm_a = 0$ , varie dans de grandes limites.

Ces premiers résultats ont, au point de vue des essais de stabilité, les conséquences suivantes :

1° Supposons que dans le passage du modèle au planeur réel, les angles de déflexion ne soient pas rigoureusement les mêmes. On pourrait évidemment en tenir compte par une modification du calage du plan fixe; on voit que l'angle d'équilibre de la maquette serait modifié, mais que la stabilité ne serait pas affectée. C'est un argument de plus en faveur de l'idée que nous avons développée dans l'« Introduction », à savoir que les lois de similitude devaient être plus simples pour la stabilité que pour l'équilibre.

2° Le fait que la variation de la position du gouvernail de profondeur et que le calage du plan fixe ne modifient pas sensiblement la forme de la courbe des  $Cm_G$  en fonction de  $i$ , montre que la stabilité longitudinale statique (qui ne dépend que de la forme de la courbe des moments) peut être étudiée au Laboratoire pour un braquage et un calage quelconques, soit donc sur des maquettes dont le plan fixe et le gouvernail de profondeur forment un tout rigide. Le calage et le braquage ne reprendraient leur importance que si l'on voulait déterminer les *angles d'équilibres*.

3° Si une maquette a été trouvée instable avec un calage déterminé, il n'y a pas à espérer améliorer la stabilité par un autre calage, en donnant, comme on a cru longtemps pouvoir le faire, du  $\curvearrowright$  longitudinal à l'avion.

Il est à remarquer que ces conclusions sont conformes à la théorie la plus élémentaire de la stabilité longitudinale de laquelle on peut déduire, en particulier, que la pente  $\frac{dCm_G}{di}$  de la tangente à la courbe des coefficients de moments est peu influencée par le calage du gouvernail de profondeur et du plan fixe.

En effet, d'une manière générale, les grandeurs aérodynamiques essentielles dans la discussion de la stabilité de forme sont uniquement celles dont les moments par rapport au centre de gravité sont susceptibles de varier d'une manière appréciable quand l'avion éprouve de petites oscillations. Cela résulte de la définition même de la stabilité. Dans ces conditions, on peut, *a priori*, négliger la traction de l'hélice et les composantes  $R_T$  parallèles à l'axe de traction des résistances de certaines parties de l'avion, telles que l'empennage, les trains d'atterrissage, dont les moments sont généralement faibles ou sensiblement constants, et ne conserver, en première approximation, que les composantes normales  $R_N$  et  $R'_N$  relativement aux ailes et à l'empennage et la composante  $R_T$  de la voilure principale.

Considérons un planeur représenté schématiquement sur la *figure 24* par une aile et un empennage.

Les efforts sur la voilure principale sont connus par des essais en soufflerie dans lesquels on mesure généralement aussi le moment  $M_A$  de la résultante par rapport au bord d'attaque  $A$ . Dire que le moment par rapport au bord d'attaque est  $M_A$ , cela revient à dire qu'au point de vue de l'équilibre, tout se passe comme si la résultante  $R_N, R_T$  était transportée au bord d'attaque et si on lui ajoutait un couple de moment  $M_A$ .

Dans ces conditions, la *figure 24* montre que le moment aérodynamique par rapport à  $G$  aura pour valeur :

$$(1) \quad M_G = M_A - x R_N - y R_T + L R'_N$$

les moments positifs étant ceux qui tendent à faire piquer l'avion et les coordonnées  $x, y$  qui définissent les positions relatives du bord d'attaque et de  $G$  étant des grandeurs algébriques, positives dans le cas de la *figure*.

En passant aux coefficients unitaires usuels, on a :

$$\begin{aligned} M_A &= C_{m_A} \times t \times S \times q & t &= \text{profondeur de l'aile} \\ R_T &= C_T \times S \times q & S &= \text{surface de l'aile} \\ R_N &= C_N \times S \times q & s_e &= \text{surface de l'empennage} \\ R'_N &= C'_N \times s_e \times q & q &= \frac{\rho V^2}{2} = \text{pression génératrice de la vitesse.} \end{aligned}$$

On arrive ainsi à transformer l'équation (1) en :

$$(2) \quad Cm_G = Cm_A - \frac{x}{l} C_N - \frac{y}{l} C_T + \frac{s_e L}{S \cdot l} \cdot C'_N.$$

Dans les régimes usuels de vol, on peut considérer que la variation  $\frac{dCm_G}{di}$  est proportionnelle à  $\frac{dCm_G}{dC_N}$  et que la nature de stabilité de forme peut également être mise en évidence par les dérivées

$$\frac{dCm_G}{di} \quad \text{ou} \quad \frac{dCm_G}{dC_N}$$

En appliquant cette dernière différentiation à l'équation (2), il vient :

$$(3) \quad \frac{dCm_G}{dC_N} = \frac{dCm_A}{dC_N} - \frac{x}{l} - \frac{y}{l} \cdot \frac{dC_T}{dC_N} + \frac{s_e L}{S \cdot l} \cdot \frac{dC'_N}{dC_N}.$$

L'équation ci-dessus montre que les facteurs susceptibles d'influencer la pente de la tangente à la courbe  $Cm_G$ , c'est-à-dire la stabilité, sont donc :

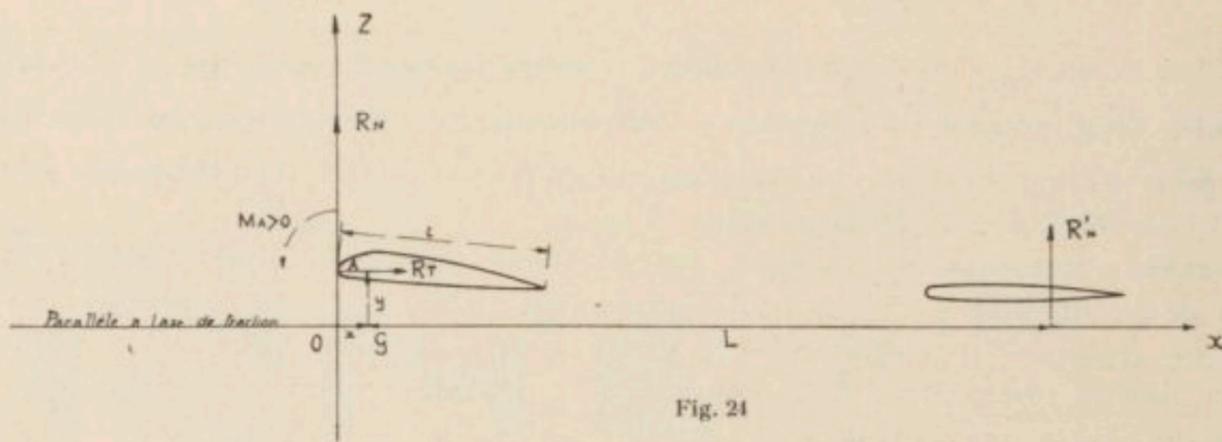


Fig. 24

1° Le rapport  $\frac{dC_{MA}}{dC_N}$ . — Pour les ailes, on a souvent  $\frac{dC_{MA}}{dC_N} = C^{te}$ . Cependant, il n'en est pas toujours ainsi au voisinage du piqué limite et de la portance maximum. Pour l'étude particulière de ces deux régimes, les variations de  $\frac{dC_{MA}}{dC_N}$  ne peuvent pas être négligées.

2° Les coordonnées relatives  $\frac{x}{l}, \frac{y}{l}$  du bord d'attaque par rapport au centre de gravité.

Il est à noter, toutefois, que  $\frac{y}{l}$  est multiplié par un facteur  $\frac{dC_T}{dC_N}$  qui est, pour beaucoup de régimes, assez voisin de zéro, étant donné l'allure de la courbe  $C_T$  en fonction de  $C_N$ .

3° Le facteur  $\frac{dC_T}{dC_N}$  par lequel pourrait intervenir le profil de la voilure. Ce facteur est d'autant plus important que  $y$  est plus grand, c'est-à-dire que le centre de gravité est plus éloigné en hauteur de la voilure principale.

4° Le facteur  $\frac{s_e L}{S \cdot l}$  qui caractérise au point de vue des moments l'importance relative du plan d'empennage par rapport à la voilure.

5° Enfin, le rapport  $\frac{dC'_N}{dC_N}$  par lequel, pour un avion donné, pourrait intervenir le braquage du gouvernail et le calage du plan fixe.

Or, les expériences en soufflerie sur des ailes de profils très variés ont montré que  $\frac{dC_N}{di}$  (ou  $\frac{dC'_N}{di}$ ) étaient, pour les incidences usuelles de vol, pratiquement indépendants de l'incidence et du profil et uniquement fonctions de l'allongement de l'aile (ou de l'empennage). C'est pour que cette raison que, pour un avion donné, le rapport  $\frac{dC'_N}{dC_N}$  est

déterminé quand bien même le calage du plan fixe (variation de  $i$  pour l'empennage) ou le braquage  $\beta$  du gouvernail (variation de profil pour l'empennage) viendraient à changer.

Dans tout ce qui suivra, nous serons donc fondés à laisser désormais de côté pour la discussion de la stabilité toutes les variations de la courbe des moments dues aux variations de braquage du gouvernail ou du calage du plan fixe.

Nous allons maintenant examiner l'influence des divers autres facteurs qui interviennent dans l'équation (3) abstraction faite du terme  $\frac{dC_{m_A}}{dC_N}$  qui, sur un avion, ne dépend que du profil d'aile choisi et ne peut, par conséquent, pas être modifié sur un avion existant.

*Influence de  $\frac{x}{l}$ .* — Un facteur dont l'influence est primordiale est l'abscisse  $\frac{x}{l}$  du centre de gravité, caractérisant communément le *centrage* de l'avion.

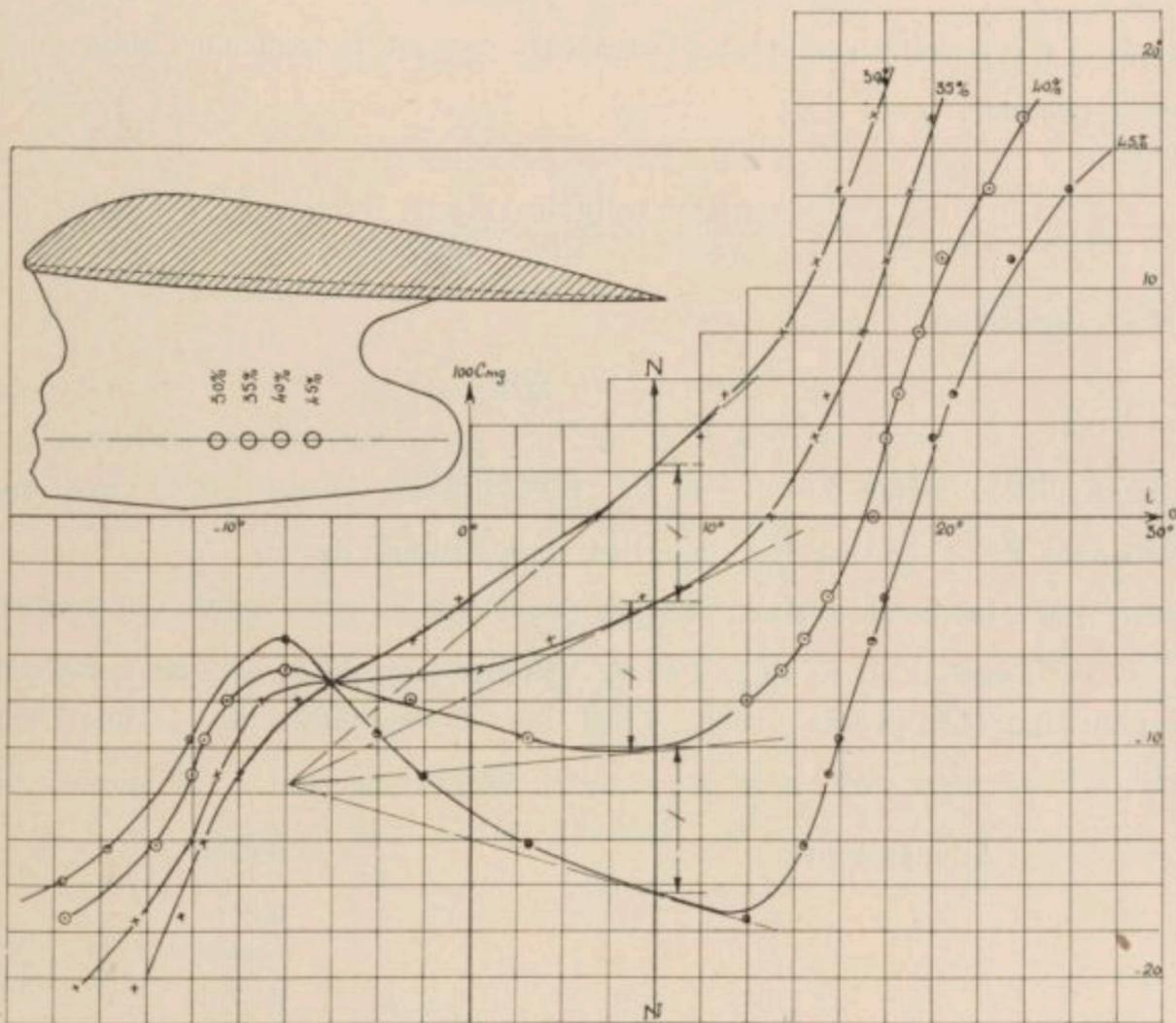


Fig. 25. — Exemple de courbes de moments obtenues avec différentes abscisses du centre de gravité

Les courbes de la *figure 25* relevées dans un essai à la girouette sont un exemple de la manière dont se déformeraient, pour un avion donné, les courbes de moments en déplaçant plus ou moins le centre de gravité le long de l'axe de vol. Les chiffres de 30 %, 35 %, 40 %, 45 % inscrits sur les courbes sont les distances des divers centres considérés, en % de la corde de l'aile, comptées parallèlement à l'axe de vol en arrière du pied de la perpendiculaire à cet axe, tangente au bord d'attaque de la voilure.

Pour le premier de ces centrages, l'avion serait très stable à toutes les incidences; pour le deuxième centrage, on observerait déjà une zone d'équilibre presque indifférent comprise entre deux zones stables et pour les centrages plus en arrière, une zone d'instabilité de plus en plus accentuée aux angles de vol.

Toutes les courbes de moments se coupent en un même point correspondant à l'incidence pour laquelle la résultante est parallèle à la droite le long de laquelle on a déplacé les centres de gravité, soit donc ici à l'axe de vol de l'avion.

C'est une bonne vérification des mesures que d'obtenir effectivement un point commun à toutes les courbes de moments quand on opère dans ces conditions.

L'équation (3) ci-dessus montre que par le seul recul du centrage, on a, en première approximation, diminué tous les  $\frac{dCm_G}{dC_n}$  d'une quantité simplement proportionnelle à  $\Delta \cdot \left(\frac{x}{l}\right)$  si on suppose que les variations de centrage sont suffisamment faibles pour ne pas entraîner de variations sensibles de  $L$ . Cette remarque fournit le moyen de déduire de la stabilité obtenue à un certain angle pour un centrage donné, celle que l'on obtiendrait au même angle pour un centrage voisin.

On a, en effet, d'après l'équation (3) si  $x$  seul varie :

$$\Delta \cdot \left(\frac{dCm_G}{dC_n}\right) = - \Delta \left(\frac{x}{l}\right)$$

les variations  $\Delta \left(\frac{x}{l}\right)$  étant comptées positivement quand le nouveau centre est plus en arrière que le premier.

Comme :

$$\frac{dCm_G}{dC_n} = \frac{dCm_G}{di} \cdot \frac{di}{dC_n}$$

Il vient finalement :

$$(4) \quad \Delta \left(\frac{dCm_G}{di}\right) = - \frac{dC_n}{di} \cdot \Delta \left(\frac{x}{l}\right)$$

De la définition même de  $C_z$  et  $C_n$  il résulte que l'on peut écrire avec une approximation suffisante ici :  $\frac{dC_n}{di} = \frac{dC_z}{di}$  pour les angles usuels de vol.

D'autre part, les essais d'ailes effectués dans tous les laboratoires ont confirmé que la pente  $\frac{dC_z}{di}$  est fonction en premier lieu de l'allongement de la voilure et est sensiblement la même pour tous les profils usuels. Ainsi, on a, en moyenne,  $i$  étant exprimé en degrés (1) :

Allongement 3	$\frac{dC_z}{di} = 0,055$
4	0,061
5	0,067
6	0,070
8	0,073
10	0,0745

Les allongements usuels des ailes d'avions étant compris entre 5 et 8, on voit que l'on pourrait adopter, sans erreur bien sensible, la formule pratique suivante :

$$\Delta \left(\frac{Cm_G}{di}\right) = - 0,07 \Delta \left(\frac{x}{l}\right)$$

ou, comme les coefficients de moment sont souvent exprimés par les coefficients  $100 C_m$  :

$$(4') \quad \Delta \cdot \left(\frac{d 100Cm_G}{di}\right) = - 7,0 \Delta \left(\frac{x}{l}\right)$$

(1) D'après des chiffres extraits du tableau page 60 du Bulletin technique 43 : Contribution à l'étude expérimentale du champ aérodynamique autour d'un profil sustentateur par A. LAPRESLE.

On pourrait donc, *a priori*, dresser le tableau suivant :

Valeurs de $\frac{\Delta \cdot d 100 C_{m_G}}{di}$	$\Delta \left( \frac{x}{l} \right)$ correspondant
0,10	1,4 %
0,15	2,2 %
0,20	2,8 %
0,25	3,6 %
0,30	4,3 %
0,40	5,7 %
0,50	7,1 %

APPLICATIONS. — Pour montrer l'application de la formule 4', nous supposons qu'avec un centrage donné  $\frac{x}{l} = 35\%$ , par exemple, nous ayons obtenu la courbe instable de la figure 26.

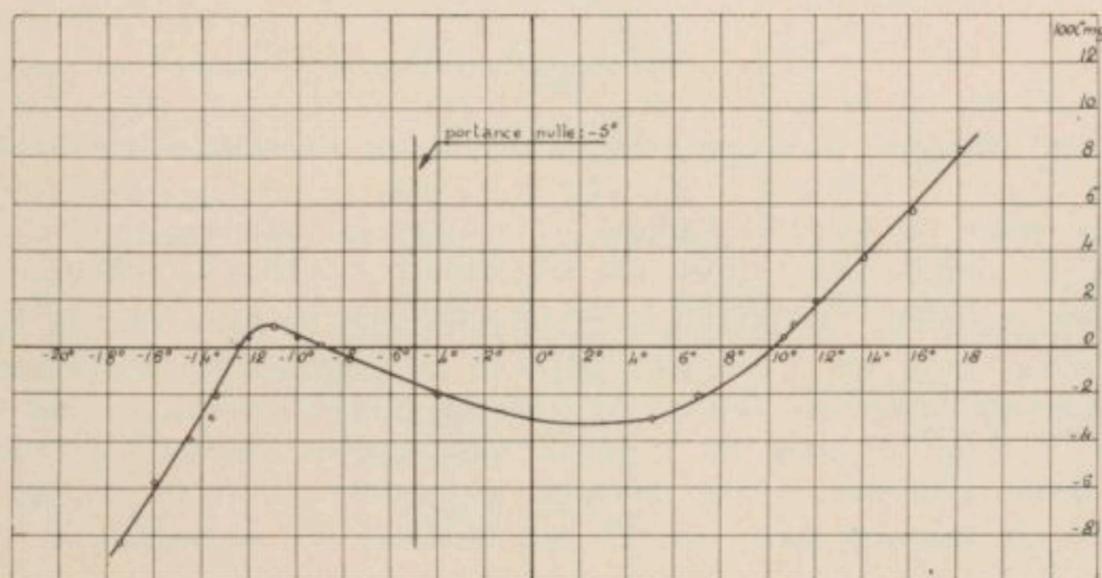


Fig. 26

Entre  $-4^\circ$  et  $0^\circ$ , l'avion est instable. Pour  $-4^\circ$ , on a  $100 C_{m_G} = -2,0$  et pour  $0^\circ$   $100 C_{m_G} = -2,56$ . Entre  $0^\circ$  et  $-4^\circ$ , la variation ( $100 C_{m_G}$ ) est donc :

$$-2,56 - (-2,0) = -0,56$$

soit par degré d'incidence :

$$\left( \frac{d 100 C_{m_G}}{di} \right) = - \frac{0,56}{4^\circ} = -0,14$$

Si l'on voulait réaliser un équilibre indifférent  $\left( \frac{dC_{m_G}}{di} = 0 \right)$ , par ces angles d'incidence, il faudrait obtenir une tangente de pente nulle et faire varier, en conséquence, le centrage de la quantité  $\frac{x}{l}$  donnée par (4') :

$$\Delta \left( \frac{d 100 C_{m_G}}{di} \right) = 0 - (-0,14) = -7,0 \cdot \Delta \left( \frac{x}{l} \right)$$

ou :

$$0,14 = -7,0 \Delta \left( \frac{x}{l} \right).$$

D'où :

$$\Delta \left( \frac{x}{l} \right) = \frac{0,14}{-7} = -2\%.$$

La variation de centrage devrait donc être de 2 % de la corde; le signe — indique qu'il faudrait avancer le centre de gravité. On placerait donc le nouveau centre à 33 % en

arrière du bord d'attaque. Cette variation aurait pu être déduite plus rapidement du petit tableau numérique (1).

L'exemple suivant fixera d'ailleurs sur le degré d'approximation de la formule (4') que nous proposons pour l'étude de la stabilité.

Sur la *figure 25*, sont tracées les courbes d'une maquette d'avion monoplan (allongement 8) déterminées à la girouette pour quatre centrages à 30 %, 35 %, 40 % et 45 % en arrière du bord d'attaque. Les tangentes à ces quatre courbes aux points situés sur une même ordonnée N. N. ont pour coefficients angulaires, ainsi qu'on peut le vérifier :

Courbe à 30 %	0,87	}	0,39 (variation du coefficient angulaire).
35 %	0,48		
40 %	0,10		
45 %	- 0,30		

La variation moyenne de la tangente est de 0,39 pour une variation de centrage  $\Delta \left( \frac{x}{l} \right) = 5\%$  — L'application de la formule (4') donnerait en valeur absolue :

$$7,0 \times \frac{5}{100} = 0,35$$

comme variation moyenne (0,365, si on tenait compte de l'allongement de 8 de la voilure de l'avion).

L'accord entre la formule pratique et l'expérience est donc très satisfaisant, mais nous croyons pas inutile, pour éviter des mécomptes possibles, de résumer les diverses hypothèses qui ont permis l'établissement des formules (4) ou (4'). Ces hypothèses sont :

1° *La forme même de l'équation (2)*. — A ce sujet, il faut remarquer que cette équation ne tient pas compte des moments du fuselage proprement dit qui sont aussi fonction de  $x$  et de  $y$  et qui ne sont pas, *a priori*, négligeables. L'exemple de vérification que nous avons donné plus haut semble indiquer, qu'en fait, on peut les négliger pour l'étude de la stabilité. On trouvera aussi (*fig. 51*) un exemple des moments du fuselage pour différentes abscisses  $\frac{x}{l}$ . On y verra que pour des variations d'incidences assez étendues, et comprenant les incidences usuelles de vol, les courbes de moments de fuselage se déplacent sensiblement parallèlement à elles-mêmes, ce qui confirme dans l'idée, qu'au *point de vue de la stabilité*, on peut effectivement négliger pour l'étude de l'influence de  $\frac{x}{l}$  la part du moment due au fuselage, mais nous n'avons pas fait assez d'expériences pour pouvoir affirmer qu'il s'agit là d'une règle absolument générale.

2° *La variation de  $x$  doit être assez petite pour que l'on puisse considérer comme invariable le moment d'empennage*. — L'exemple de vérification donné plus haut montre que l'on peut déplacer le centre des moments de 15 % de la valeur de la corde de l'aile sans introduire dans le calcul des coefficients angulaires d'erreurs bien sensibles du fait que l'on néglige la variation du moment d'empennage. Ce résultat peut faire prévoir qu'il n'y aura pas à attendre une grande amélioration de la stabilité d'un avion du fait d'une légère augmentation de longueur du fuselage en arrière de l'aile.

3° *Dans la formule simplifiée (4'), nous avons remplacé le coefficient  $\frac{d(100 C_N)}{di}$  par un coefficient constant d'une valeur égale en moyenne à 7,0 environ*. — Cette simplification suppose que la relation qui relie  $C_N$  à  $i$  est linéaire et que  $C_N$  peut être confondu sans grande erreur avec  $C_z$ .

(1) La formule (4') ci-dessus qui est très commode pour déterminer les petites variations de centrage que l'on doit effectuer pour modifier dans un faible degré la stabilité d'un avion, ne permet pas cependant de déterminer la courbe des moments relative au nouveau centrage. Si on voulait le faire par un procédé analogue, il faudrait différentier l'équation (2) établie plus haut. On aurait ainsi :

$$(2) \quad \Delta (C_{MG}) = - C_N \cdot \Delta \left( \frac{x}{l} \right).$$

Cette formule permettrait de calculer angle par angle l'accroissement  $\Delta (C_{MG})$  positif ou négatif en fonction de la variation  $\frac{x}{l}$  et de  $C_N$  que l'on pourrait prendre en première approximation comme égal à  $C_z$ .

Cela revient à limiter l'emploi de la formule aux angles compris uniquement entre le piqué et la montée optimum de l'avion et à l'exclure pour toutes les considérations mettant en jeu par exemple le  $C_z$  maximum.

De plus, pour que  $C_N$  se confonde sensiblement avec  $C_z$ , il faut que l'axe de vol normalement auquel on compte  $C_N$  ne fasse pas un angle très fort avec la corde de la voilure.

Il est bien évident que ces dernières hypothèses simplificatrices sont sans objet et que ces limitations tombent si on utilise la courbe des  $C_N$  en fonction de  $i$ . On pourrait alors se servir de l'équation (4) en y remplaçant, pour chaque angle considéré, le coefficient  $\frac{dC_N}{di}$  par sa véritable valeur expérimentale.

Mais, le calcul de  $C_N$  est assez fastidieux et nous pensons que le mieux est alors de déterminer à la girouette les courbes des coefficients de moments autour de deux centres. Les seuls principes de mécanique permettent alors, comme on le sait, de déterminer le moment autour d'un troisième centre quelconque pourvu que ce point appartienne à la droite qui joint les deux premiers.

M. Argand, ingénieur E. C. P., attaché au Service des Recherches de l'Aéronautique, nous a indiqué dans cet esprit la construction géométrique suivante qui conduit au tracé de la tangente de la courbe des moments cherchée.

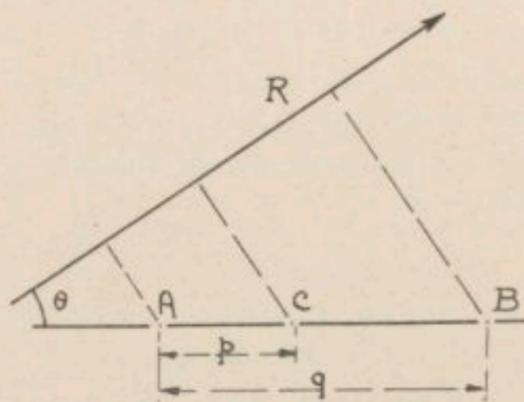


Fig. 27

1° Soient (fig. 27) dans le plan de symétrie du planeur (supposé dans le lit du vent) trois centres de gravité possibles A, B, C en ligne droite.

Pour une incidence donnée, le moment aérodynamique pris par rapport au point C se déduit des deux autres par la relation suivante :

$$\frac{M_C - M_A}{M_B - M_A} = \frac{p}{q}$$

indépendante de l'incidence.

D'où (fig. 28) la construction par points  $C' C'' \dots$  de la courbe de stabilité relative au point C en diminuant (ou augmentant) les ordonnées  $O' A', O'' A'', \dots$  ci-dessous des quantités :

$$A' C' = A' B' \frac{p}{q}$$

$$A'' C'' = A'' B'' \frac{p}{q} \dots$$

2° Pour deux incidences particulières  $i'$  et  $i''$ , la relation peut s'écrire :

$$\frac{A' C'}{A'' C''} = \frac{A' B'}{A'' B''} = \frac{R' \sin \theta'}{R'' \sin \theta''}$$

les sécantes  $A' A'', B' B'', C' C''$  sont donc concourantes ainsi que leurs limites si  $i''$  se rapproche de  $i'$  ) les tangentes en  $A', B', C'$ , points situés sur la même verticale.

D'où la construction des tangentes à la courbe de stabilité relative au point C.

On mène les tangentes en  $A'$  et  $B'$  par exemple aux deux courbes de moment expérimental. Ces tangentes se coupent en un point  $O$ . La droite issue de  $O$  et qui passe par le point  $C'$  qui partage  $A' B'$  dans le rapport  $\frac{p}{q}$  représentera la tangente en  $C'$  à la courbe des moments autour de C.

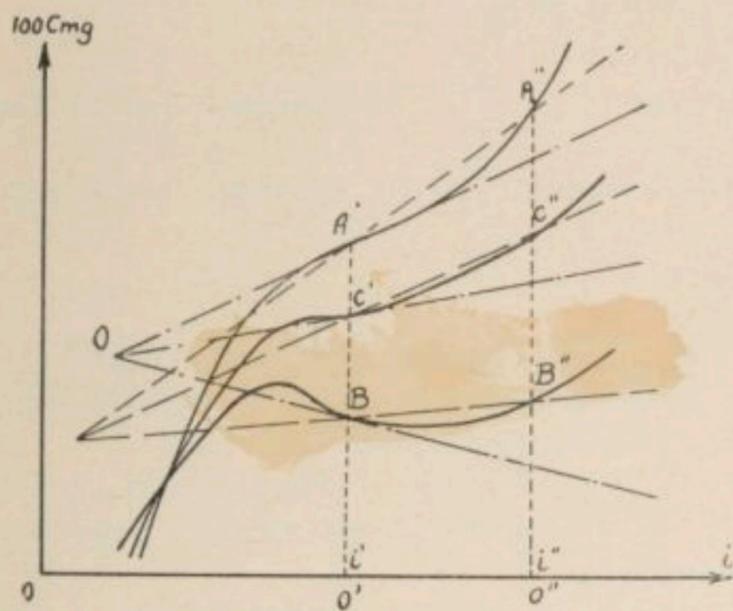


Fig. 28

Inversement, on peut se donner une droite  $OC'$  de pente déterminée. Le point  $C'$  obtenu partagera  $A'B'$  dans un rapport déterminé que l'on mesurera et le centre de moments correspondant  $C$  devra partager la droite  $AB$  dans le même rapport; le centre  $C$  sera donc ainsi fixé.

La *figure 25* donne une vérification de ces propriétés des tangentes pour  $i = 8^\circ$  sur un faisceau de quatre courbes expérimentales de moments obtenus à la girouette.

Le Service Technique de l'Aéronautique emploie autrement la méthode basée sur la détermination expérimentale des moments autour de deux centres.

On divise (*fig. 29*) en un certain nombre de parties égales les intervalles verticaux qui séparent deux courbes expérimentales et par les points ainsi obtenus, on trace autant de courbes de moments; la *figure 29* donne un exemple de ce procédé. Les courbes expérimentales avaient été obtenues avec des centrages de 30 % et 40 %. En divisant en cinq parties égales les portions d'ordonnées comprises entre ces deux courbes, on a pu ainsi tracer très simplement les courbes relatives aux centrages de 32 %, 34 %, 36 % et 38 %. Les mêmes intervalles peuvent aussi servir à tracer les courbes à 28 %, 26 %, etc., et celles à 42 %, 44 %, etc.

*Influence de la hauteur  $y/t$  verticale du centre de gravité.* — La *figure 30* donne un exemple de courbes de coefficients de moments obtenus quand on déplace plus ou moins le centre de gravité normalement à l'axe de vol. On voit que ces déplacements ont relativement peu d'influence sur la forme de la courbe des moments.

Revenons à l'équation fondamentale (3) et supposons que l'on veuille étudier pour une incidence déterminée la variation de pente de la tangente à la courbe des moments. On aura :

$$\Delta \cdot \frac{dCm_G}{dC_N} = - \frac{dC_T}{dC_N} \cdot \Delta \cdot \left( \frac{y}{t} \right)$$

ou en repassant à la variable  $i$  :

$$\Delta \cdot \left( \frac{dCm_G}{di} \right) = - \frac{dC_T}{dC_N} \cdot \frac{dC_N}{di} \cdot \Delta \cdot \left( \frac{y}{t} \right)$$

soit :

$$(5) \quad \Delta \cdot \left( \frac{dCm_G}{di} \right) = - \frac{dC_T}{di} \Delta \cdot \left( \frac{y}{t} \right)$$

Or, dans les régimes usuels de vol, les valeurs de  $\frac{dC_T}{di}$  sont beaucoup plus faibles que celles de  $\frac{dC_N}{di}$  (1). C'est pour cela que la variation  $\Delta \left( \frac{y}{t} \right)$  a beaucoup moins d'influence sur  $\Delta \left( \frac{dCm_G}{di} \right)$  que n'en avait  $\Delta \left( \frac{x}{l} \right)$ .

*Influence du plan de queue.* — Le plan de queue constitué par l'empennage et le gouvernail a une forte influence sur la forme de la courbe des moments. Nous ne saurions mieux le montrer que par l'exemple de la *figure 31* relatif à un avion bien étudié.

La courbe de la maquette, dépourvue de tout plan de queue, a deux branches stables, une à gauche de  $A$  et l'autre à droite de  $B$ , alors que la portion  $AB$ , qui comprend les angles de vols usuels, est une courbe instable.

Le diagramme montre que l'adjonction du plan fixe restreint considérablement la zone d'instabilité  $AB$ . Quand on ajoute de plus le gouvernail de profondeur, on obtient finalement la disparition de cette zone instable qui est remplacée sur la *figure 31* par une zone de moments légèrement stables.

(1) On pourra s'en rendre compte par les courbes des ailes Morane, Romano et 47 A que nous reproduisons dans les figures 53, 54 et 55 et où nous avons représenté, intentionnellement à la même échelle, les valeurs de  $C_N$  et  $C_T$  en fonctions de  $i$  pour les 3 ailes ci-dessus.

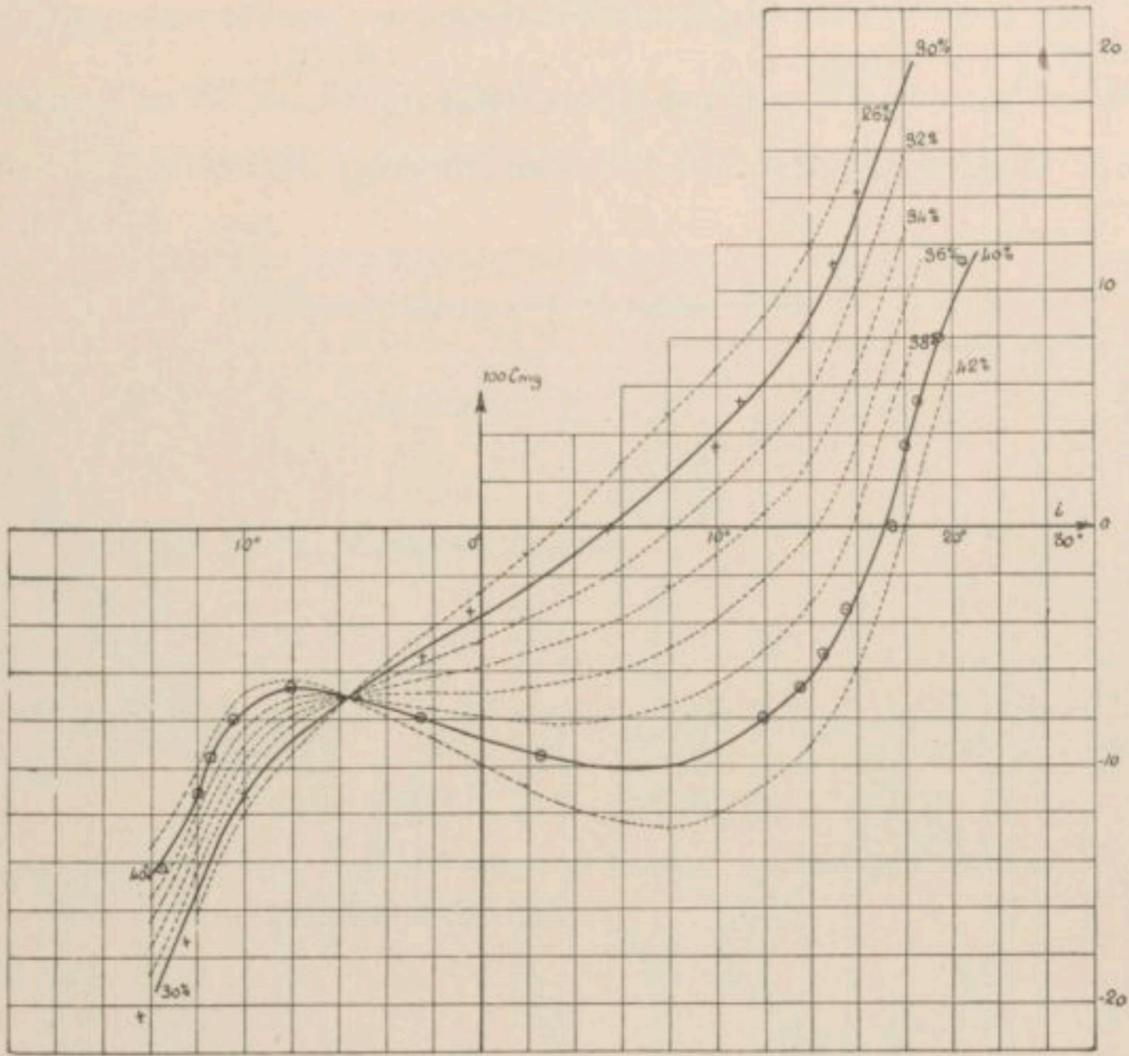


Fig. 29

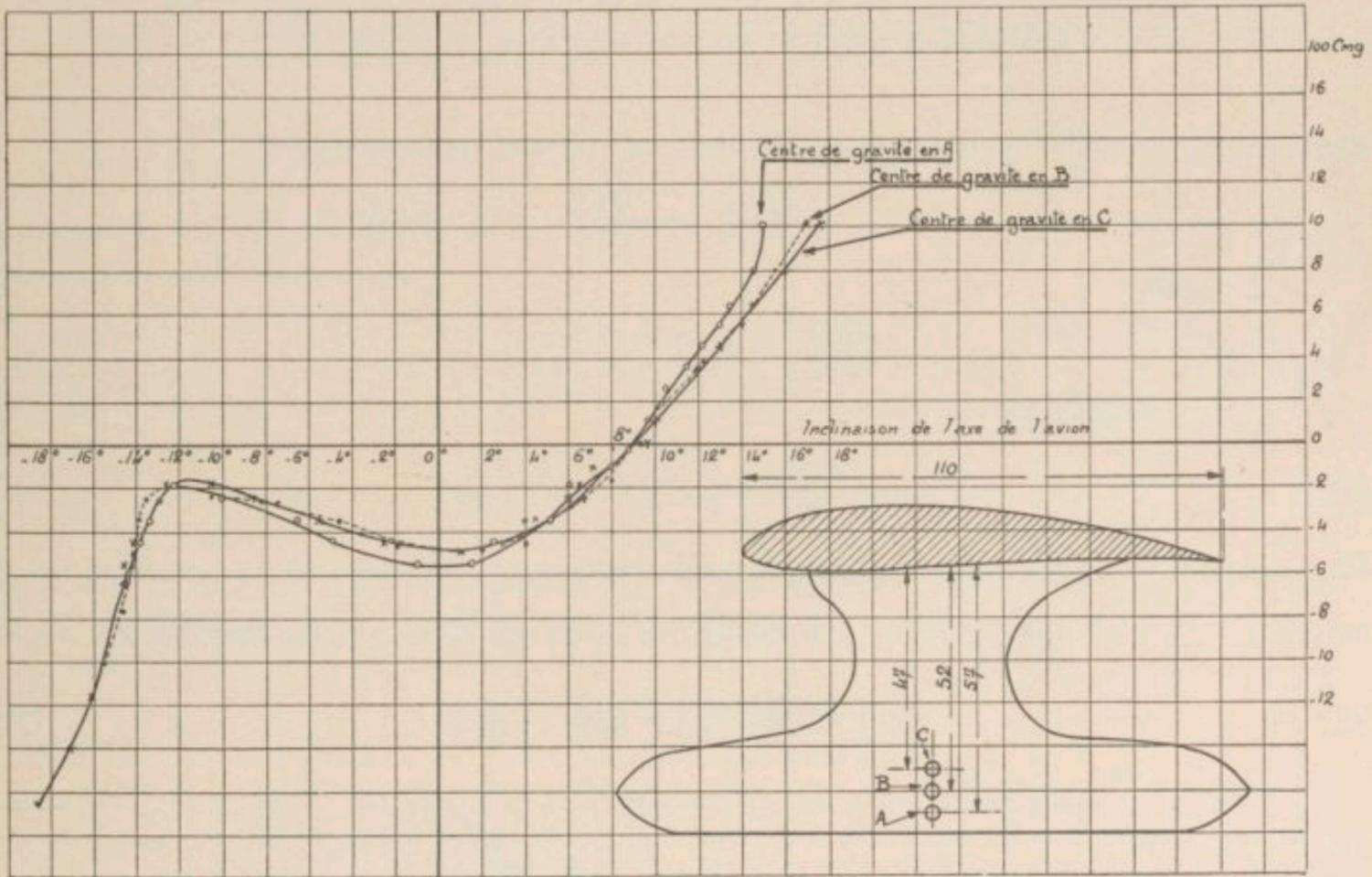


Fig. 30. — Influence d'un déplacement en hauteur du centre de gravité

Il est excessivement intéressant pour l'étude d'un avion de savoir dans quelle proportion on doit faire varier l'importance du plan de queue pour modifier d'une quantité donnée le degré de stabilité.

Reprenons l'équation (3) que nous avons établie plus haut. Si on considère que, dans cette équation, la seule grandeur que l'on fasse varier est le facteur  $\frac{seL}{S.t}$  caractérisant

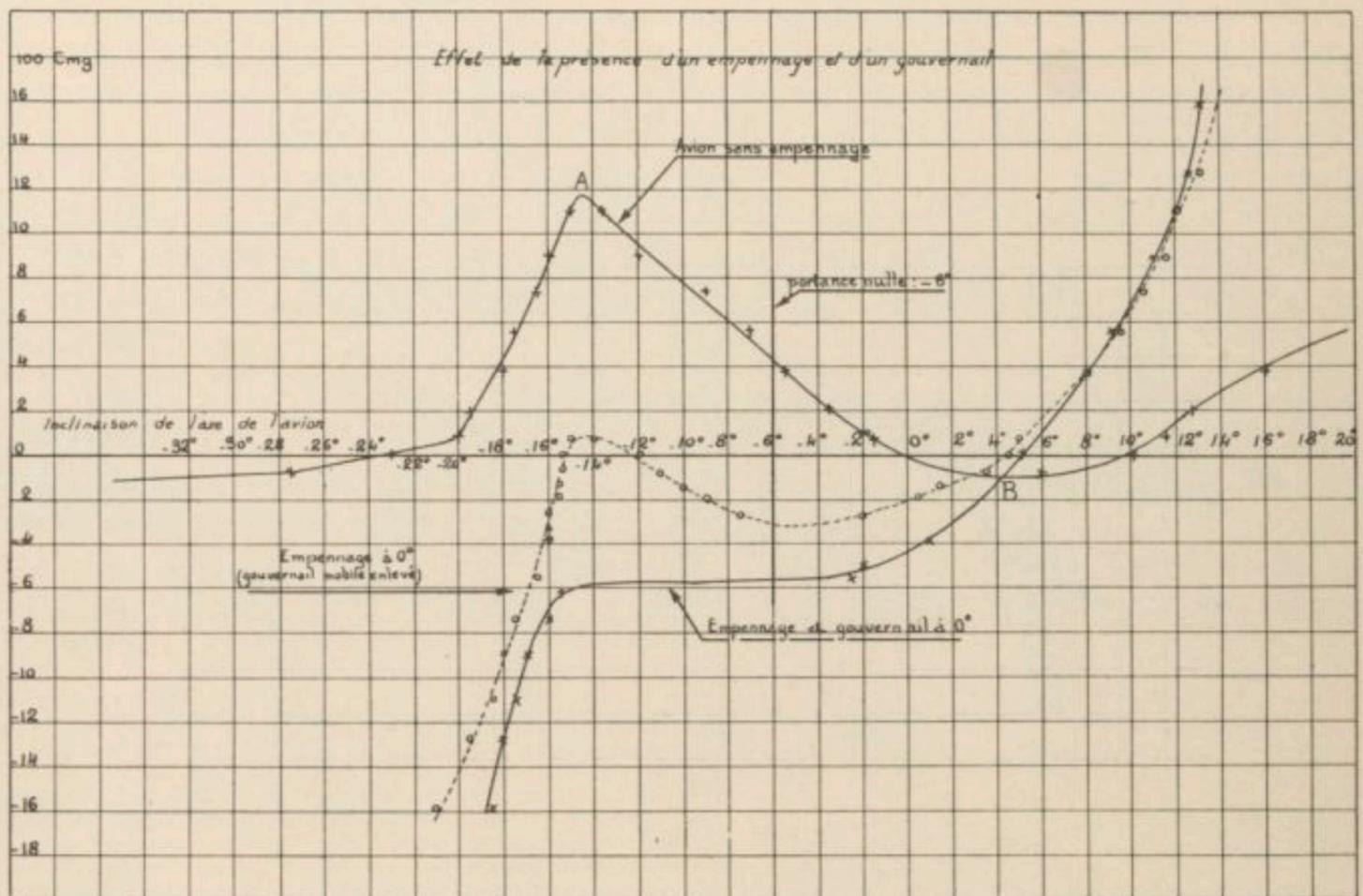


Fig. 31. — Influence de la présence du plan fixe et du gouvernail de profondeur sur la forme de la courbe des moments

l'importance aérodynamique du plan de queue, on voit que l'on pourra écrire :

$$\Delta \cdot \left( \frac{d C_{m_G}}{d C_N} \right) = \frac{d C'_N}{d C_N} \cdot \Delta \cdot \left( \frac{seL}{S.t} \right)$$

Et comme :

$$\frac{d C_{m_G}}{d C_N} \equiv \frac{d C_{m_G}}{di} \times \frac{di}{d C_N} .$$

On aura finalement :

$$(6) \quad \Delta \cdot \left( \frac{d C_{m_G}}{di} \right) = \frac{d C'_N}{di} \cdot \Delta \cdot \left( \frac{seL}{S.t} \right)$$

Comme les empennages ont généralement des allongements de l'ordre de 4, on a en moyenne  $\frac{d C'_N}{di} = Cte = 0,06$  (voir tableau page 28). D'où la formule pratique :

$$(6') \quad \Delta \left( \frac{d \cdot 100 C_{m_G}}{di} \right) = 6,0 \Delta \cdot \left( \frac{seL}{S.t} \right)$$

*Vérification expérimentale.* — On trouvera à la fin de ce Chapitre des tableaux numériques donnant de 2° en 2° les  $100 C_{m_G}$  que nous avons obtenus dans des essais systématiques de planeurs avec différents empennages semblables et de surfaces différentes. Nous en avons extrait les courbes représentées (fig. 32) relatives au planeur type 1, aile 47 A, centré à 35 %.

On voit, par exemple, sur ces courbes que pour  $i = 2^\circ$ , on a les valeurs suivantes :

$\frac{d(100 C m_G)}{di}$	$\frac{se L}{S \cdot t}$
— 0,37 } 0,59	0,205 } 0,100
0,22 } 0,73	0,305 } 0,137
0,95 }	0,442 }

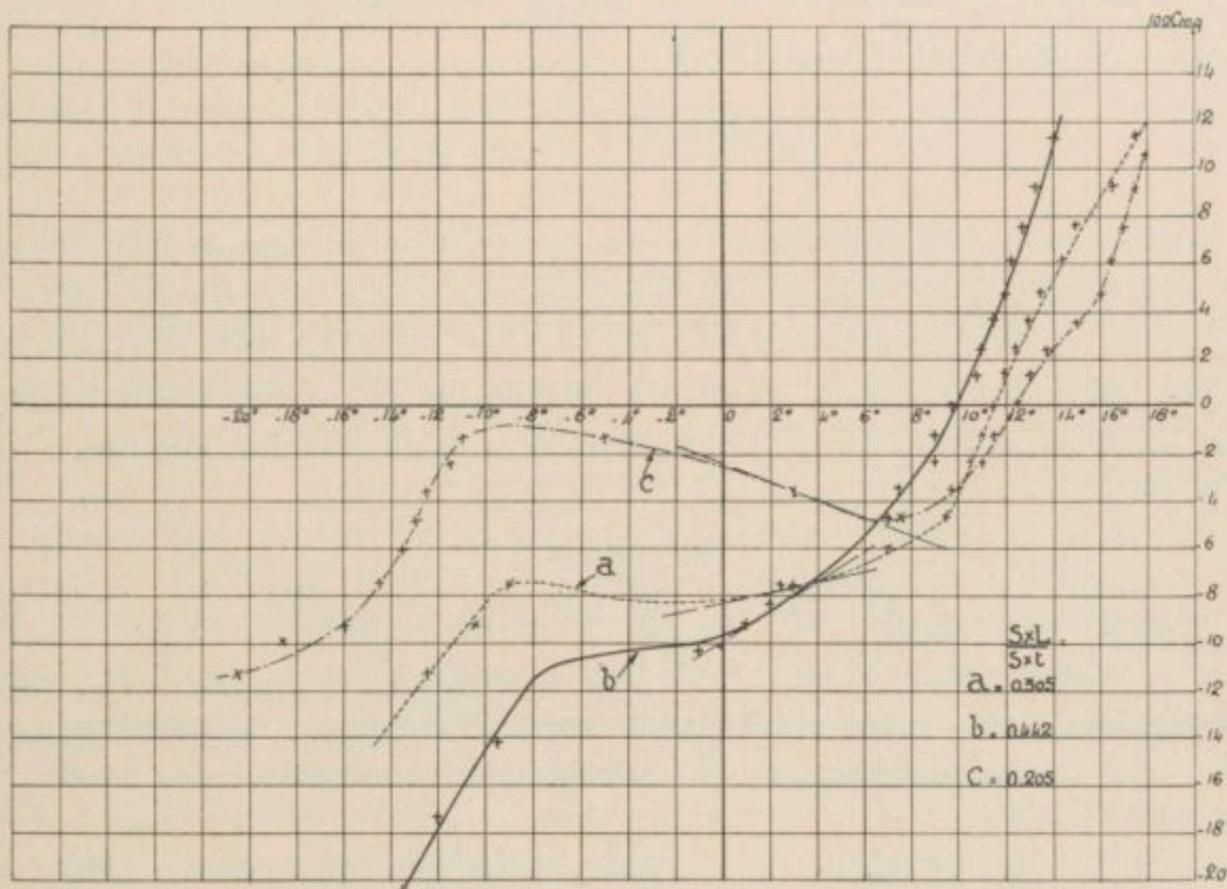


Fig. 32. — Courbes de moments obtenues avec trois empennages de surfaces différentes

On voit que les différences 0,59 et 0,73 des coefficients  $\frac{d C m_G}{di}$  représentent environ six fois les différences correspondantes 0,100 et 0,137 de  $\frac{se L}{S \cdot t}$ , ce qui est une vérification de la formule (6').

*Examen de quelques conséquences de la formule (6').* — Dans les cas les plus fréquents, on se bornera pour les petites corrections à laisser pratiquement  $L$  constant et à ne faire porter les variations que sur  $Se$ . Dans ces conditions, on peut écrire :

$$(6'') \quad \Delta \left( \frac{d \cdot 100 C m_G}{di} \right) = 6,0 \times \frac{L}{t} \cdot \Delta \left( \frac{se}{S} \right)$$

Le rapport  $\frac{L}{t}$  oscille pour les différents avions autour de la valeur moyenne de 2,75. Si on introduit cette valeur moyenne dans la formule (6''), on obtient alors :

$$(6''') \quad \Delta \cdot \left[ \frac{d \cdot 100 C m_G}{di} \right] \simeq 16,5 \cdot \Delta \left( \frac{se}{S} \right)$$

On peut donc, *a priori*, dresser le tableau suivant :

Valeurs de  $\Delta \frac{d \cdot 100 C m_G}{di}$  : 0,10, 0,15, 0,20, 0,25, 0,30, 0,40, 0,50

Valeurs de  $\Delta \left( \frac{se}{S} \right)$  correspondants en % : 0,6, 0,9, 1,2, 1,5, 1,8, 2,4, 3,1 centièmes

L'utilisation de ce tableau est immédiate. Si on veut, par exemple, pour une certaine incidence, *augmenter* la stabilité d'une quantité telle qu'elle corresponde à une variation de 0,25 de  $\Delta \frac{d \cdot 100 C_{m_G}}{di}$  pour l'incidence choisie, il faudra *augmenter* la surface de l'empennage d'une quantité égale à 1,5 % de la surface de la voilure. Si l'empennage primitif avait une surface égale à 10 % de celle de la voilure de l'avion, l'empennage modifié aura une surface égale à 11,5 % de celle de la même voilure.

REMARQUE I. — On pourrait établir une formule analogue à (6<sup>3</sup>) en supposant que la variation envisagée porte uniquement sur L et que  $S_e$  reste constant. En adoptant pour  $\frac{se}{S}$  la valeur moyenne de 0,125, on arrive à :

$$(6^4) \quad \Delta \left[ \frac{d \cdot 100 C_{m_G}}{di} \right] = 0,75 \cdot \Delta \left( \frac{L}{l} \right) \quad (1)$$

En pratique, on peut considérer que pour un avion ordinaire de profondeur d'aile  $l = 2 m$ , des raisons de construction et de centrage ne permettront pas de faire varier L de plus de 0,30 m si on ne veut pas être entraîné à une construction entièrement nouvelle de l'appareil. Dans ces conditions, on aura au maximum  $\frac{\Delta L}{l} = \frac{0,30}{2} = 0,15$  et la formule (6<sup>4</sup>) montre que l'on pourra faire varier les coefficients angulaires des tangentes à la courbe des moments de :

$$0,75 \times 0,15 = 0,12$$

On obtiendrait le même effet en faisant varier la surface relative d'empennage de  $\Delta \cdot \frac{se}{S} = 0,07$  % environ (formule 6<sup>3</sup>), c'est-à-dire en passant, par exemple, d'un empennage de surface  $S_e = 0,125 S$  à un empennage de surface 0,132 S. Ce serait là une modification plus facile à réaliser en général que l'allongement du fuselage, aussi est-elle celle qui est le plus souvent effectuée.

REMARQUE II. — La formule (6) suppose bien entendu que les variations de  $S_e$  ne modifient pas sensiblement l'allongement de la surface d'empennage. L'effet de la seule variation de ce dernier élément est évidemment donné théoriquement par :

$$\Delta \cdot \frac{d \cdot 100 C_{m_G}}{di} = \frac{se L}{S \cdot l} \times \Delta \cdot \frac{d \cdot 100 C'_N}{di} \quad (6^5)$$

Ainsi, pour les conditions moyennes :  $\frac{se}{S} = 0,125$ ,  $\frac{L}{l} = 2,75$ , on devrait avoir en passant d'un empennage d'allongement 4  $\left( \frac{d \cdot 100 C'_N}{di} = 6,1 \right)$  à un empennage d'allongement 6  $\left( \frac{d \cdot 100 C'_N}{di} = 7,0 \right)$  :  $\Delta \frac{d \cdot 100 C_{m_G}}{di} = 0,125 \times 2,75 \times (7,0 - 6,1) = 0,31$ .

(1) La comparaison des formules (6<sup>3</sup>) et (6<sup>4</sup>) peut éveiller l'illusion que l'augmentation de surface relative  $\Delta \frac{se}{S}$  est plus avantageuse pour corriger une pente défectueuse de la courbe des moments qu'une augmentation  $\Delta \frac{L}{l}$  du bras de levier de la force agissant sur l'empennage et cela par suite de la présence du facteur 16,5 dans la formule (6<sup>3</sup>) et de celle du facteur 0,75 dans la formule (6<sup>4</sup>). Il est bien évident qu'il ne peut en être ainsi et l'exemple suivant le confirme immédiatement.

Supposons que l'on double la surface d'empennage. Dans la réalité cela reviendrait par exemple à faire passer  $\frac{se}{S}$  de la valeur moyenne de 0,125 à celle de 0,250.

La variation  $\Delta \left( \frac{se}{S} \right)$  serait ainsi de :  $0,250 - 0,125 = 0,125$ , et la variation corrélative des coefficients angulaires des tangentes successives à la courbe des moments serait d'après (6<sup>3</sup>) :  $16,5 \times 0,125 = 2,06$ .

Si l'on voulait par comparaison doubler au contraire  $\frac{L}{l}$ , cela reviendrait à faire passer  $\frac{L}{l}$  de la valeur de 2,75, choisie comme moyenne pour l'établissement de la formule (6<sup>4</sup>), à celle de 5,50. La variation  $\Delta \left( \frac{L}{l} \right)$  serait de :  $5,50 - 2,75 = 2,75$ , et la variation corrélative des coefficients angulaires des tangentes successives à la courbe des moments serait d'après (6<sup>4</sup>).

$$0,75 \times 2,75 = 2,06.$$

C'est-à-dire effectivement la même que précédemment.

On voit par la comparaison avec les chiffres du tableau du bas de la page 35 que l'effet de ce changement d'allongement serait le même que celui d'une augmentation de 1,9 % du rapport  $\frac{se}{S}$  de l'empennage d'allongement 4. Toutefois, en pratique, pour des raisons de construction, on ne s'écarte pas sensiblement de l'allongement 4.

En résumé, il résulte de ce que nous venons de dire au sujet de l'action de l'empennage que c'est principalement par l'augmentation de la surface de ce dernier que l'on améliorera, en général, la forme de la courbe des moments.

Cependant, il nous est arrivé de constater dans un ou deux cas que la variation de surface d'empennage n'avait pas un effet aussi marqué que nous l'attendions sans pouvoir déceler la cause de cette anomalie. Aussi conseillons-nous de n'utiliser la formule 6' que pour de petites variations.

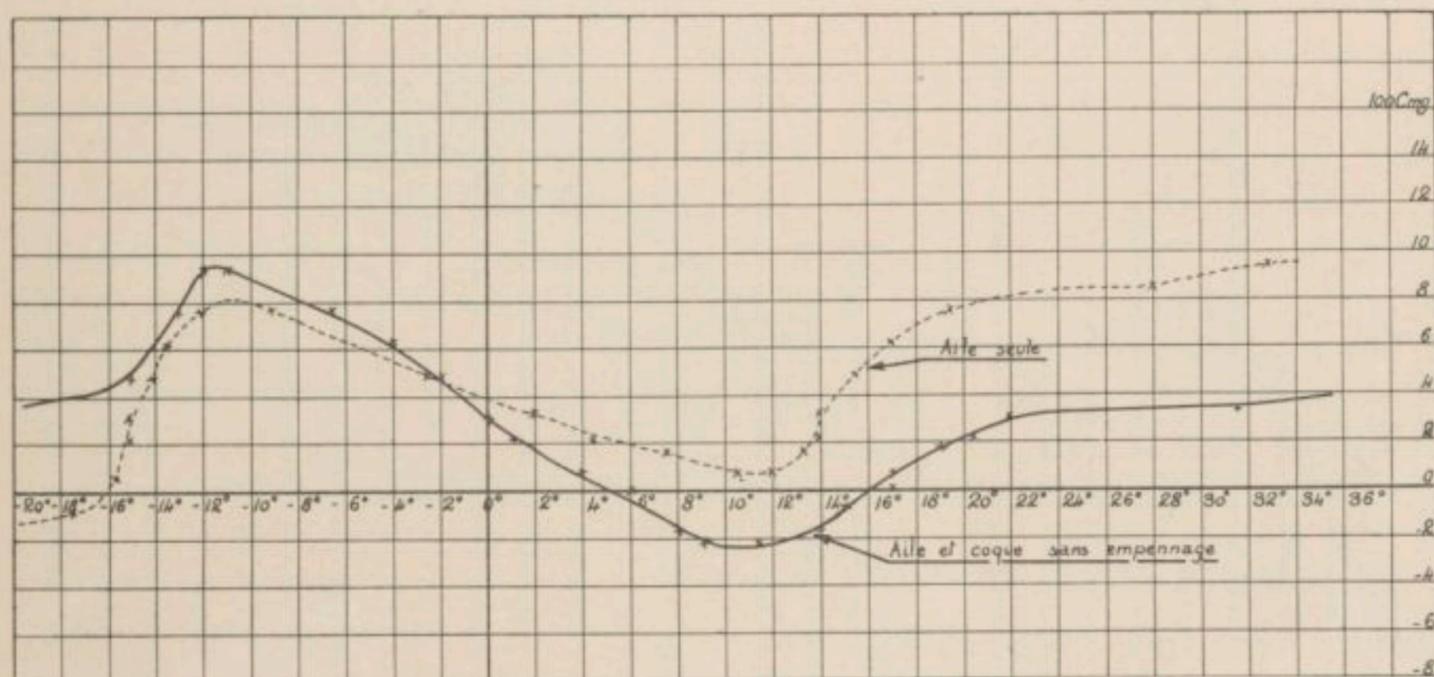


Fig. 33. — Influence de la présence d'une coque

Comme nous le verrons plus loin, l'action de l'empennage est en fait irréparable d'une certaine action du fuselage et il est possible que la variation de surface d'empennage exprimée par la formule 6' ne tienne compte que partiellement dans certains cas des phénomènes intéressant l'action du plan de queue.

Avant de passer à l'exposé des premiers résultats d'essai systématiques que nous avons entrepris, nous allons encore donner quelques exemples relatifs à des cas variés qui peuvent intéresser l'ingénieur dans l'étude de l'avant-projet d'un avion.

*Instabilité d'une coque.* — La figure 33 montre un résultat intéressant à savoir que l'adjonction d'une coque nue à une voilure augmente l'instabilité de celle-ci. Un fuselage ordinaire d'avion produirait un effet analogue, car tous les corps fuselés sont instables autour de centres qui ne sont pas très en avant de la pointe avant. On en trouvera un exemple figure 51.

*Influence de la manœuvre d'ailerons.* — Sur la figure 34, nous avons groupé des courbes indiquant l'évolution des courbes de  $Cm_0$  en fonction du déplacement angulaire des ailerons.

On voit que l'action d'élever ou d'abaisser simultanément les ailerons produit sur les courbes des  $Cm_0$ , un effet, entièrement analogue à celui résultant de la manœuvre du gouvernail de profondeur. On peut dire en première approximation que les courbes  $Cm_0$  se déplacent simplement vers le haut, en restant parallèles à elles-mêmes, quand on abaisse les ailerons et qu'elles ont un déplacement de sens inverse quand on les relève.

La stabilité à une incidence déterminée n'est donc pas modifiée par cette manœuvre.

Cela tient sans doute au fait que la manœuvre des ailerons agit « en gros » comme le ferait une modification du profil de l'aile, qui n'entraîne pas, comme l'on sait, de variation de la pente  $\frac{dC_{m_A}}{dC_z}$ , dans les angles usuels de vol.

Un essai a également été fait en abaissant de  $16^\circ$  l'aileron de droite et en relevant de la même quantité l'aileron de gauche. Dans ce cas, la courbe des moments est restée sensiblement la même que celle relative aux ailerons dans le prolongement de l'aile. Aussi, ne l'avons-nous pas fait figurer sur le diagramme de la *figure 34*.

*Influence d'un empennage porteur ou déporteur.* — La *figure 35* donne les courbes de  $C_{m_g}$  que l'on obtient pour un centrage déterminé suivant que l'empennage est *porteur* ou *déporteur*. L'empennage utilisé était un profil fortement plan-convexe pour exagérer l'effet cherché et, sans modifier le calage de la face plane, nous l'avons monté successivement la face dorsale en dessus, puis en dessous.

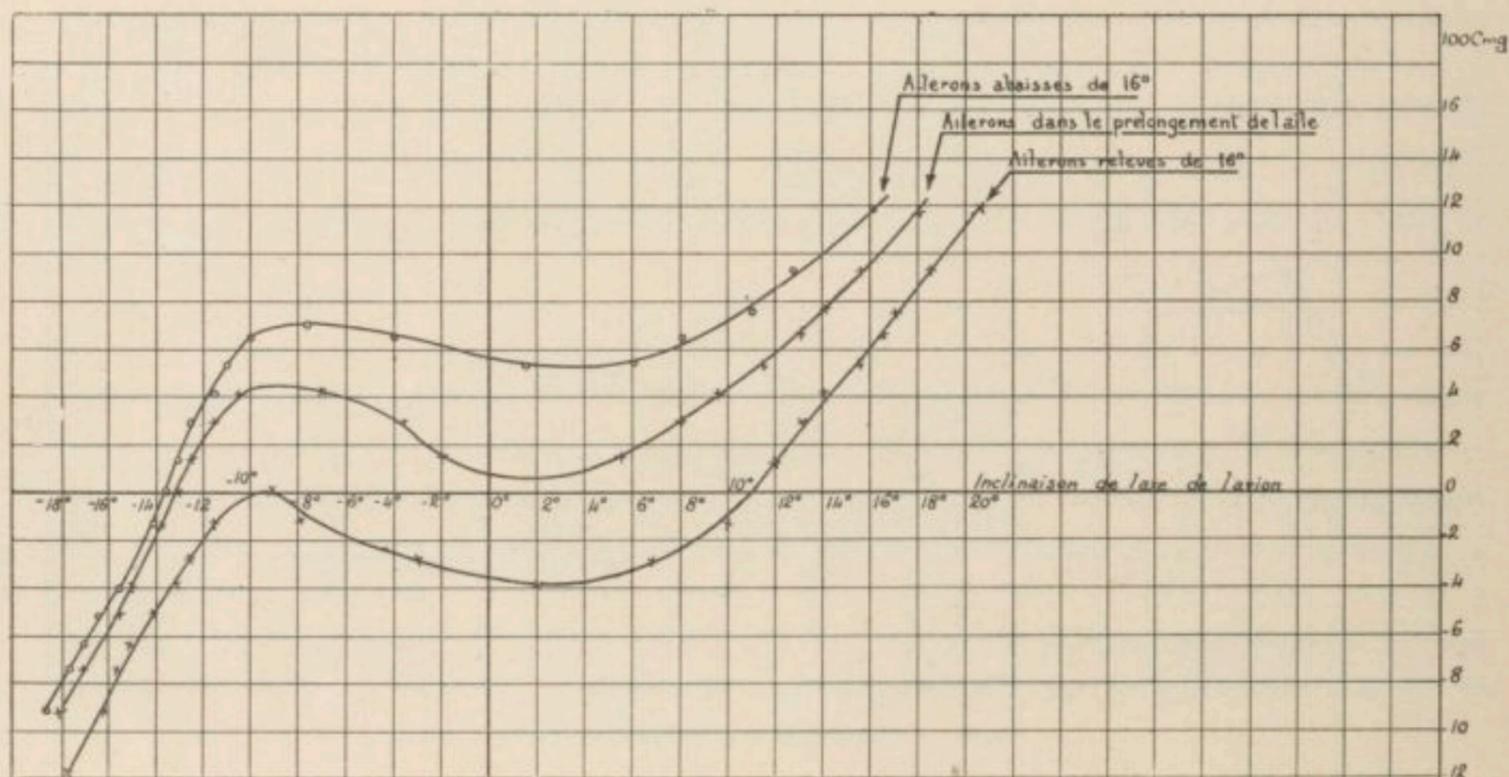


Fig. 34. — Influence de la manœuvre des ailerons

On voit que l'effet a été le même que celui que l'on aurait obtenu par une forte variation du calage du plan fixe et que la stabilité n'est pratiquement pas modifiée.

Cela tient à ce que la pente  $\frac{dC_z}{di}$  d'une aile est sensiblement la même aux petits angles négatifs qu'aux petits angles positifs.

*Influence d'un vent latéral.* — Sur la *figure 36* sont représentées les courbes de  $C_{m_g}$  autour du même centre d'un même avion, la courbe en trait plein étant relative à un essai dans la position normale (position de la *fig. 2*) et la courbe en traits discontinus à un essai dans la position inclinée de la *figure 3*, l'angle d'inclinaison du cadre étant de  $20^\circ$ . Ce dernier cas correspond à celui d'un avion soumis brusquement à un coup de vent latéral, tel que la vitesse résultante serait inclinée de  $20^\circ$  latéralement sur le plan de symétrie de l'avion (cas de l'attaque oblique). On voit que cette inclinaison, déjà élevée, ne modifie pas sensiblement la stabilité longitudinale de l'avion.

*En résumé,* l'étude que nous venons d'exposer montre bien que les seuls facteurs susceptibles d'influencer la stabilité longitudinale d'un planeur sont le centrage  $\frac{x}{l}$  du centre de gravité par rapport au bord d'attaque et le terme  $\frac{S_e L}{S \cdot l}$  qui caractérise l'efficacité aérodynamique de l'empennage. C'est donc uniquement sur la variation de ces facteurs,

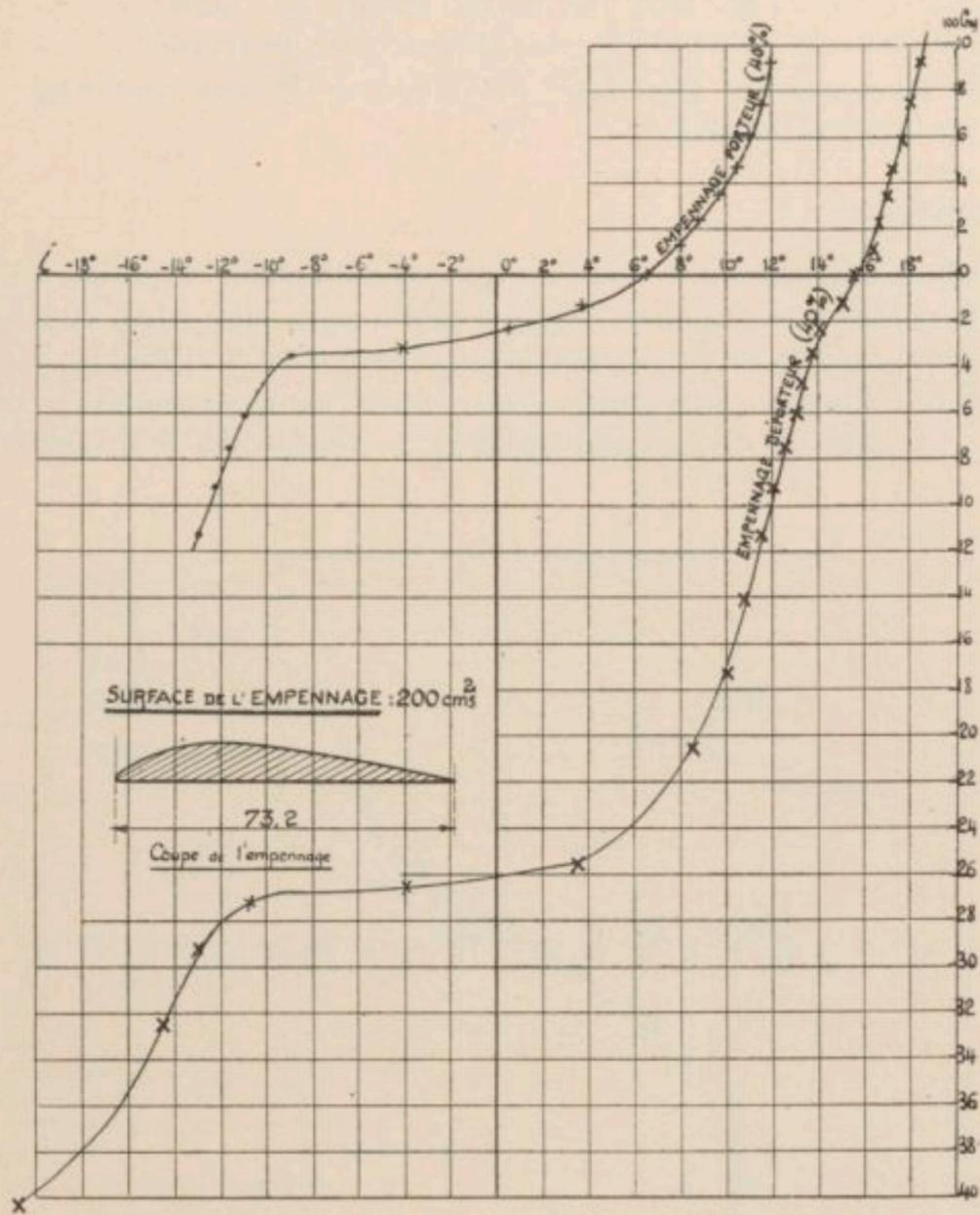


Fig. 35. — Influence du profil porteur ou déporteur de l'empennage sur la forme de la courbe des moments

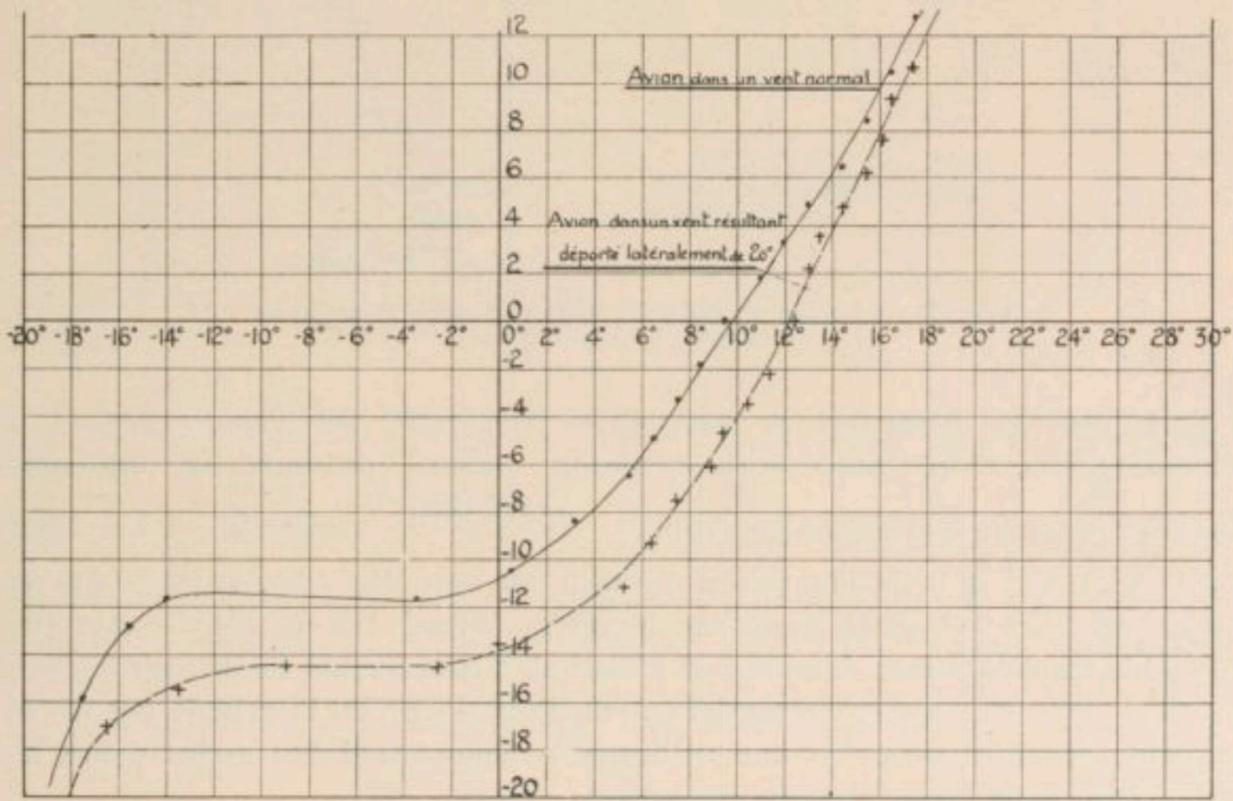


Fig. 36. — Influence de l'attaque oblique sur la forme de la courbe des moments

et principalement sur le centrage, que doit porter l'effort de l'ingénieur qui désire modifier (améliorer ou diminuer) la stabilité de son planeur. En particulier, il n'a rien à attendre d'une modification de calage du plan fixe. Si ce dernier facteur commande l'angle d'équilibre, il est sans effet sur la stabilité.

**Efficacité des gouvernes.**

Par les mots d'efficacité des gouvernes, nous entendons la plus ou moins grande facilité que le pilote possède de modifier l'angle d'équilibre de son avion. Nous laisserons, bien entendu, de côté les questions de répartition de masses à bord de l'avion : il est bien évident que plus le moment d'inertie sera faible plus l'avion changera aisément d'angle d'attaque et de trajectoire. Au point de vue aérodynamique, les courbes des trois figures 20, 21 et 22

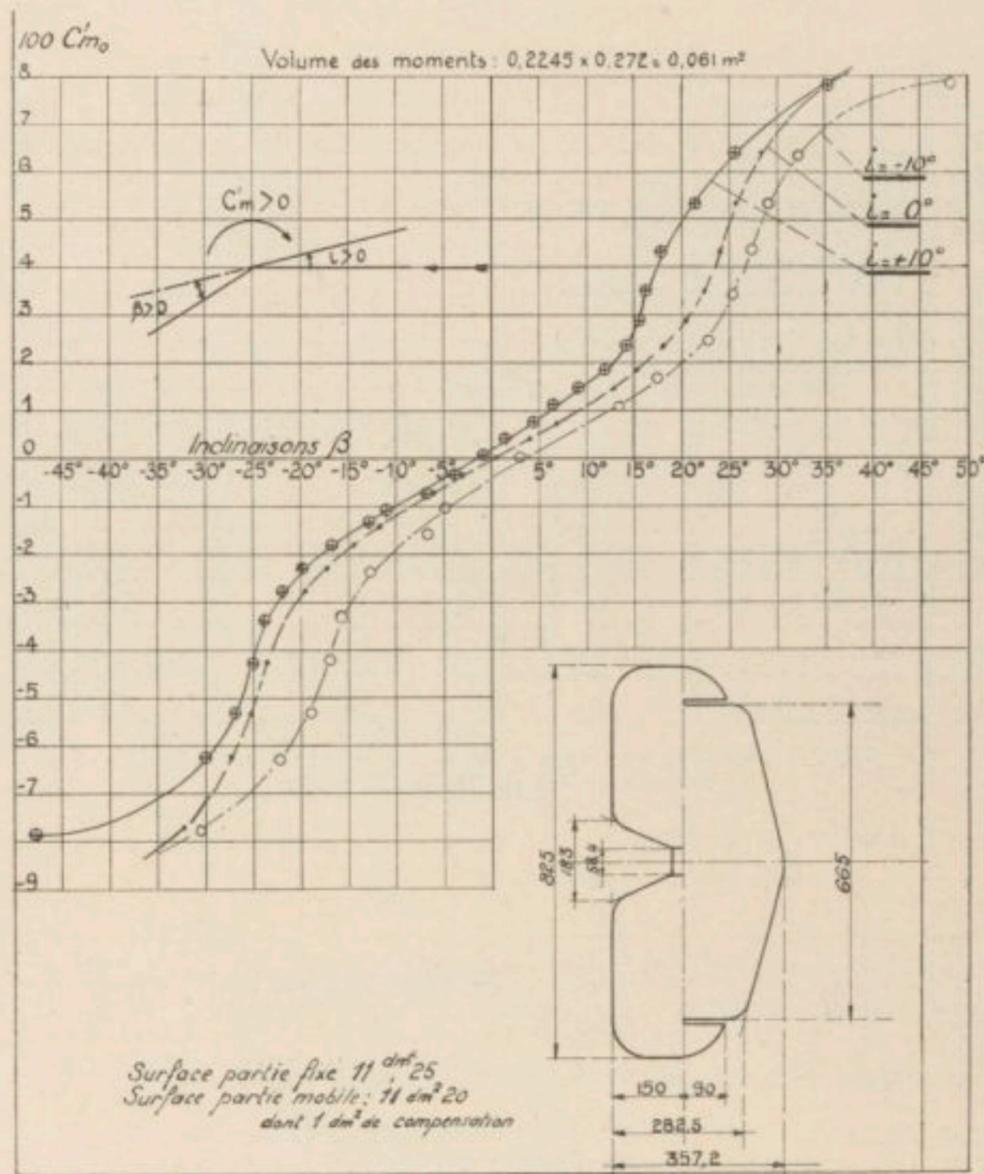


Fig. 37. — Exemples de courbes relatives au moment de charnière du gouvernail de profondeur

illustrent d'une manière frappante la question de l'efficacité des gouvernes. Cette efficacité dépend évidemment de l'importance de la variation  $\Delta C_{m_0}$  produite par une modification  $\Delta \beta$  de l'inclinaison de la gouverne. Le rapport  $\frac{\Delta \cdot 100 C_{m_0}}{\Delta \beta}$  varie entre 0,5 et 1,5 par degré de variation  $\beta$  et ceci que l'avion soit très stable ou non. Mais les courbes des figures 20, 21 et 22 montrent bien que pour un même décalage  $\Delta C_{m_0}$  de la courbe des moments la variation d'incidence d'équilibre donnée par l'abscisse d'intersection de la courbe des moments avec l'axe  $C_{m_0} = 0$  est fonction essentiellement de la forme de la courbe des moments. Un avion très stable est à ce point de vue infiniment moins maniable qu'un avion indifférent dont la maniabilité peut même devenir excessive.

Pour un avion donné, ayant par conséquent des gouvernes de grandeur bien définie, la maniabilité dépendra donc uniquement de la forme de la courbe des moments; elle sera donc

fonction, en général, du régime de vol considéré et d'après l'ensemble des résultats acquis sur la forme de la courbe des moments, elle sera, en général, plus faible aux régimes de montée qu'en vol piqué et cela non seulement parce que la vitesse en « piqué » est plus grande qu'à la montée, mais aussi parce que la stabilité y est moins élevée.

### Moments de charnière.

La *figure 37* donne un exemple des moments de charnière tels qu'on les obtient avec le montage de la *figure 4*.

Nous désignons par  $i$  l'inclinaison sur le vent de la corde moyenne du profil du plan fixe et par  $\beta$  l'angle que prenait la partie mobile par rapport au plan fixe sous l'influence d'un couple donné. Les couples sont caractérisés par le coefficient :

$$100 C'_m = \frac{M}{\frac{a}{2g} \cdot V^2 \times S \times t}$$

où  $M$  est le moment de charnière en m./kg.;  $V$  la vitesse du vent en m./sec.;  $S$  la surface totale de l'empennage (partie fixe + partie mobile) en  $m^2$  ( $S = 0,2245 m^2$  dans l'essai considéré) et  $t$  la profondeur moyenne de cet empennage, définie par le rapport de la surface totale  $S$  à l'envergure maximum de 0 m. 825 :

$$t = \frac{0,2245}{0,825} = 0,272 m.$$

Les sens positifs des angles et des moments sont indiqués sur la *figure 37*.

Le diagramme représente les coefficients  $100 C'_m$  en fonction des angles  $\beta$  du gouvernail avec le plan fixe pour les inclinaisons  $-10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$  de ce dernier. L'allure de la courbe  $C'_m$  en fonction de  $\beta$  est sensiblement la même quel que soit  $i$ . Ces différentes courbes paraissent simplement décalées l'une par rapport à l'autre et si l'on considère en particulier les abscisses  $\beta$  correspondant à  $C'_m = 0$ , on a :

$$\begin{array}{ccc|ccc} i = -10^\circ & | & 0^\circ & | & 10^\circ \\ \beta = 3^\circ & | & 0^\circ & | & -1^\circ \end{array}$$

Autrement dit, pour un couple de charnière nul, les angles  $\beta$  restent très petits et la partie mobile (dont le poids n'intervient pas dans nos essais) se place à peu près exactement dans le prolongement de la partie fixe et ceci pour des variations étendues de  $i$ , allant de  $-10^\circ$  à  $+10^\circ$ .

## II. — ESSAIS SYSTÉMATIQUES EFFECTUÉS SUR UN PLANEUR S. T. Aé. (1)

Les essais systématiques que nous avons commencés ont été effectués sur la maquettes suivantes :

Sur un même fuselage (*fig. 38*), on a monté successivement trois ailes de même dimension et de même forme en plan, mais de profils différents (*fig. 39*) désignées dans cette étude par les noms suivants :

A. — Aile Morane.      B. — Aile Romano.      C. — Aile 47 A.

Chacun des avions ainsi constitués a été muni successivement de quatre empennages biconvexes-symétriques de diverses surfaces, mais d'un même allongement  $\frac{b^2}{S} = 4$  et sem-

(1) Les maquettes qui ont servi aux essais systématiques dont nous rendons compte ont été établies par les soins de M. JARRY, Ingénieur E. S. A, alors chef du Bureau de calcul du Service Technique, et qui nous a facilité ainsi considérablement notre travail.

blables dans la vue en plan (*fig. 40*). Les divers avions ainsi réalisés seront caractérisés au point de vue des empennages par les dénominations suivantes :

Petit empennage.....	$\frac{se L}{S. l} = 0,205$
Empennage moyen <i>a</i> .....	— = 0,305
Empennage moyen <i>b</i> .....	— = 0,442
Grand empennage.....	— = 0,670

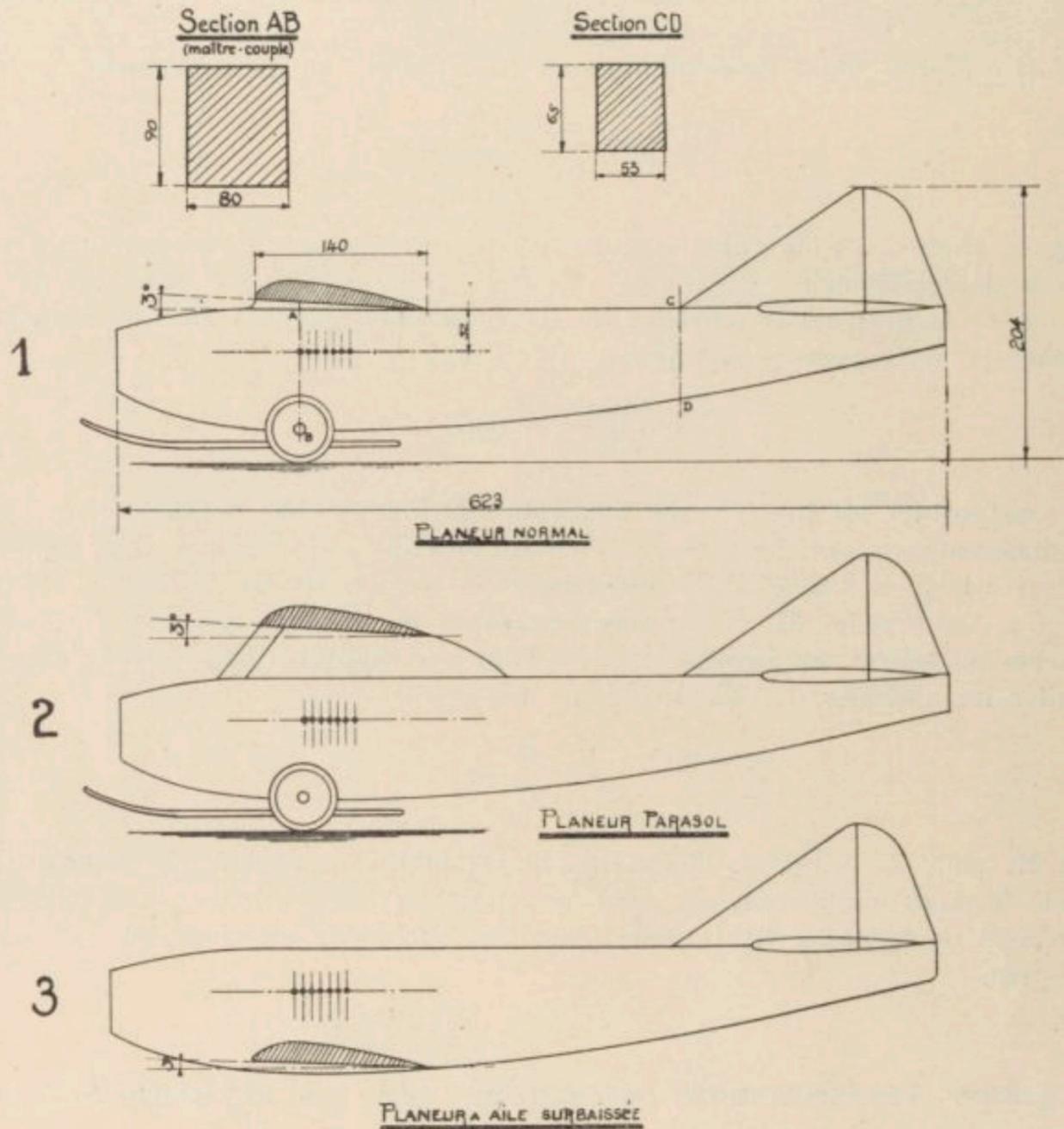


Fig. 38. — Schéma des planeurs essayés

Enfin, des essais ont été effectués avec les différents types de monoplans, représentés (*fig. 38*) et que nous désignons ainsi :

- N° 1 Planeur normal.
- N° 2 Planeur parasol.
- N° 3 Planeur à aile surbaissée.

L'indice 2 B indiquera par exemple dans cette étude le cas du planeur parasol avec aile Romano, etc., etc.

Dans tous les cas, nous avons mesuré les moments par rapport à des séries de centres situés sur une même droite parallèle à la face supérieure du fuselage et à 32 mm. au-dessous de cette face (21,5 %) à la corde de l'aile; son emplacement est donné pour chaque cas sur la *figure 38*.

Les incidences  $i$  sont toujours celles de la droite des centres *qu'il s'agisse d'avions ou d'ailes isolées*. Dans le cas de l'avion, la droite des centres était toujours parallèle au dos du fuselage et les cordes A, B, C des ailes (*fig. 39*) calées à  $+ 3^\circ$  sur cette face dorsale.

Les cordes des divers empennages étaient situées dans le plan même de la face dorsale du fuselage (calage  $0^\circ$ ).

Nous ne pouvons songer à donner ici le détail de tous les chiffres d'expériences, mais on trouvera à la fin du Chapitre des tableaux condensés contenant de  $2^\circ$  en  $2^\circ$  les moments relevés sur les courbes d'essais de toutes les combinaisons essayées.

Les éléments de la polaire des ailes d'allongement  $\frac{b^2}{S} = 7,5$ , d'après des essais effectués à la soufflerie de 1 m. 80 d'Issy-les-Moulineaux, sont donnés dans des tableaux

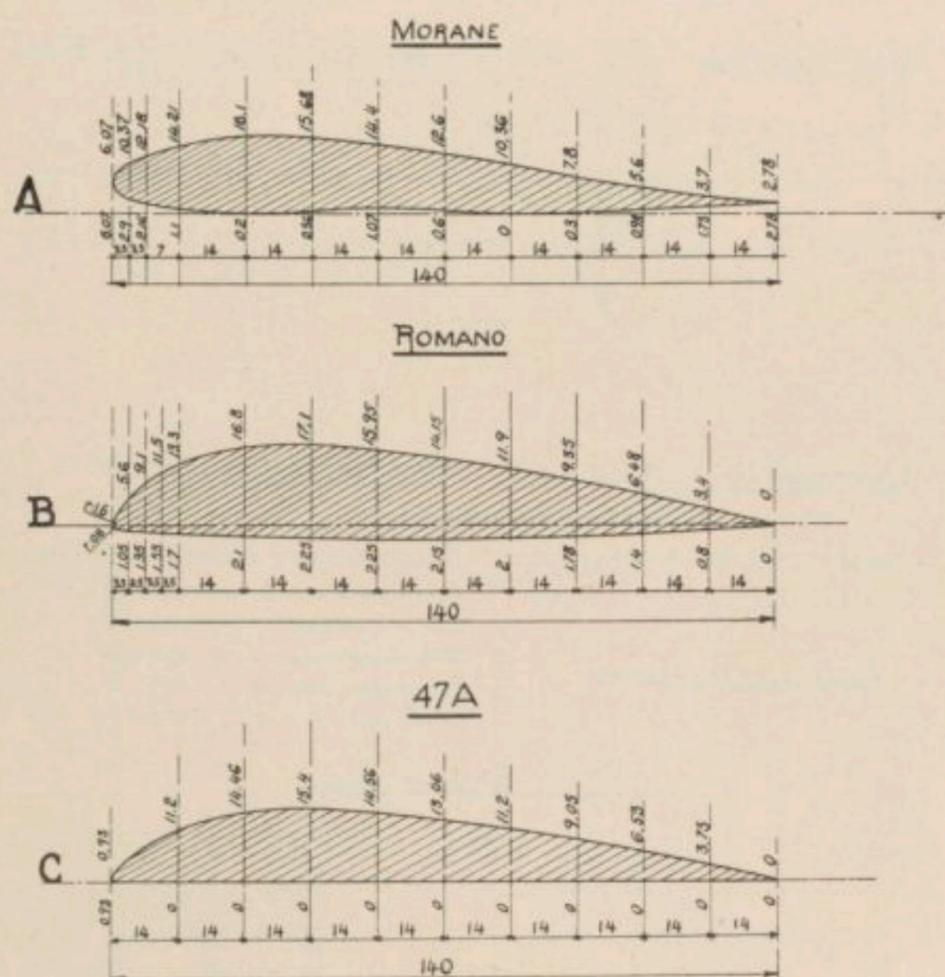


Fig. 39. — Profils des trois ailes essayées

jointes aux tableaux de moments. Voici d'ailleurs les caractéristiques les plus importantes de ces polaires :

	$Cm_0$ (1)	$i_0$ (1)	$C_x$ min.	$i$ corresp.	$C_z$ max.	$i$ corresp.	$\frac{C_z}{C_x}$ opt.	$i$ corresp.
Aile Morane (A) . . . . .	- 1,0	- $4^\circ$	1,2	- $3^\circ 5'$	110	$11^\circ 5'$	18,2	$2^\circ 0'$
Aile Romano (B) . . . . .	5,5	- $5^\circ 5'$	2,8	- $3^\circ 5'$	138	$16^\circ 5'$	15,2	$1^\circ 15'$
Aile 47 A (C) . . . . .	6,2	- $6^\circ 5'$	2,6	- $3^\circ 0'$	130	$12^\circ 5'$	16,4	$1^\circ 2'$

Nous allons examiner maintenant quelques problèmes particuliers et chercher à en dégager les principales conclusions qui nous sont apparues à la suite de ces essais.

(1)  $Cm_0$  = Coefficient de moment par rapport au bord d'attaque pour l'angle  $i_0$  de sustentation nulle.

**Courbes de moments relatifs à des ailes seules.**

Nous donnons dans les figures 41 à 45 les courbes de moments que nous avons relevées directement dans nos premiers essais en girouette pour différents centrages sur les trois ailes essayées.

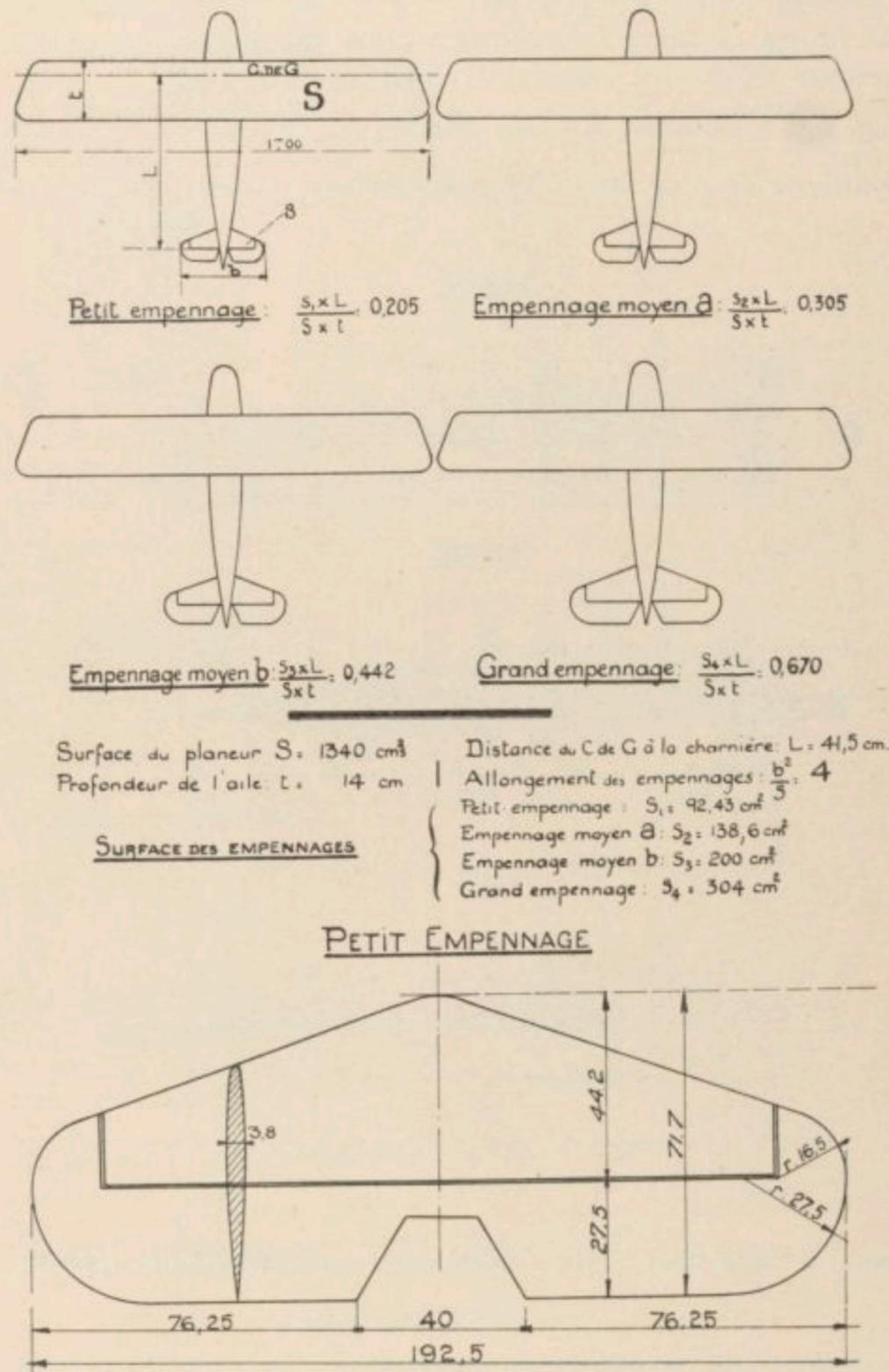


Fig. 40. - Vue en plan des planeurs munis des différents empennages

En utilisant la remarque du bas de la page 30, on voit que la variation des moments  $\Delta dCm_G$  que l'on doit observer à une incidence déterminée en passant d'un centre  $\frac{x}{l}$  à un autre différent de  $\Delta \cdot \frac{x}{l}$  est simplement donnée par :

$$\Delta Cm_G = - C_N \Delta \left( \frac{x}{l} \right) .$$

Cette formule est rigoureuse quand il s'agit d'une aile isolée et non d'un avion complet. La différence d'ordonnée entre deux courbes voisines pour une même incidence est donc simplement proportionnelle au coefficient  $C_N$  relatif à cette incidence. En particulier, pour

des  $\frac{x}{l}$  croissant de quantités égales, les  $Cm_0$  correspondant à une même ordonnée doivent croître également de quantités égales, quel que soit le type d'avion. La vérification de cette loi peut donner une idée de la précision des mesures expérimentales. C'est pour cette raison que nous avons tenu à reproduire les résultats de ces mesures.

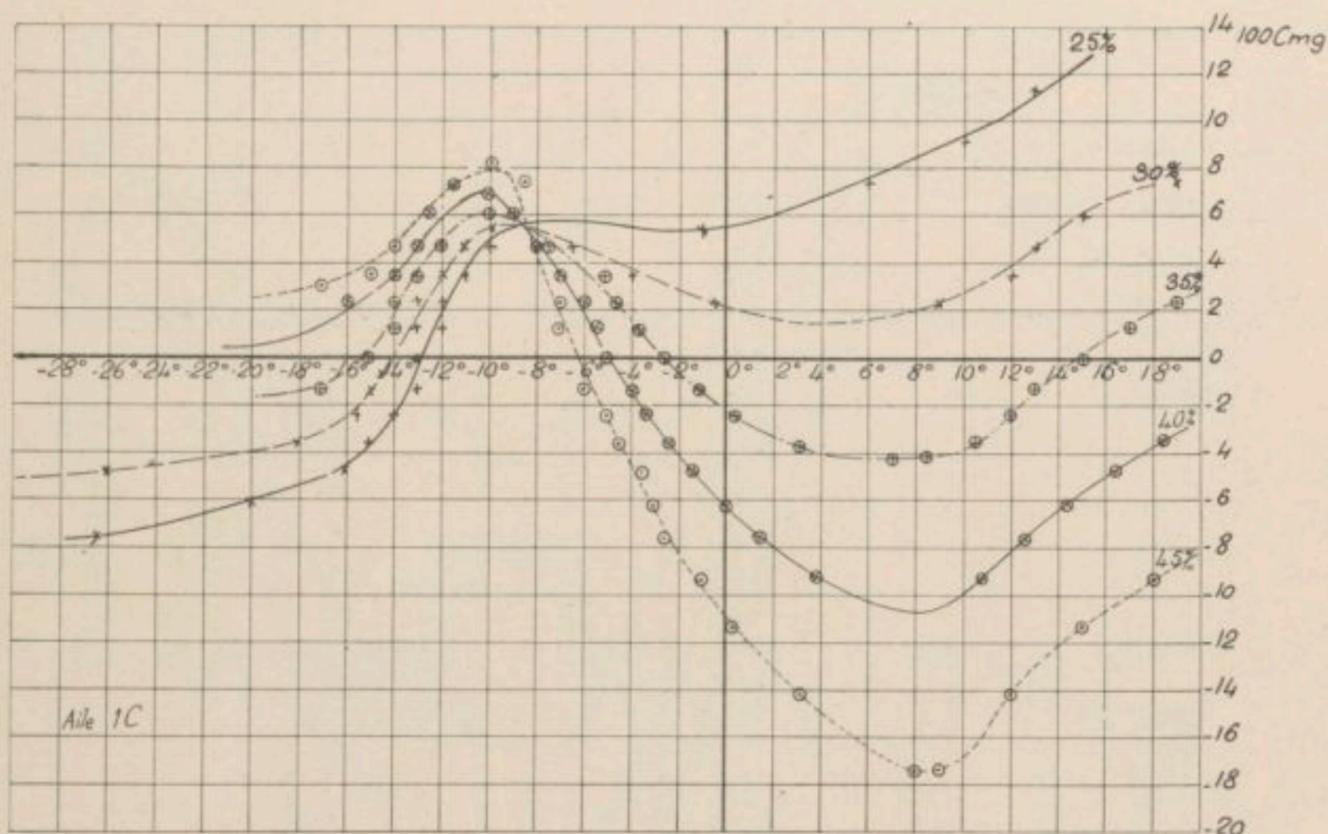


Fig. 41. — Moments aérodynamiques de l'aile 47 A dans le cas du planeur normal

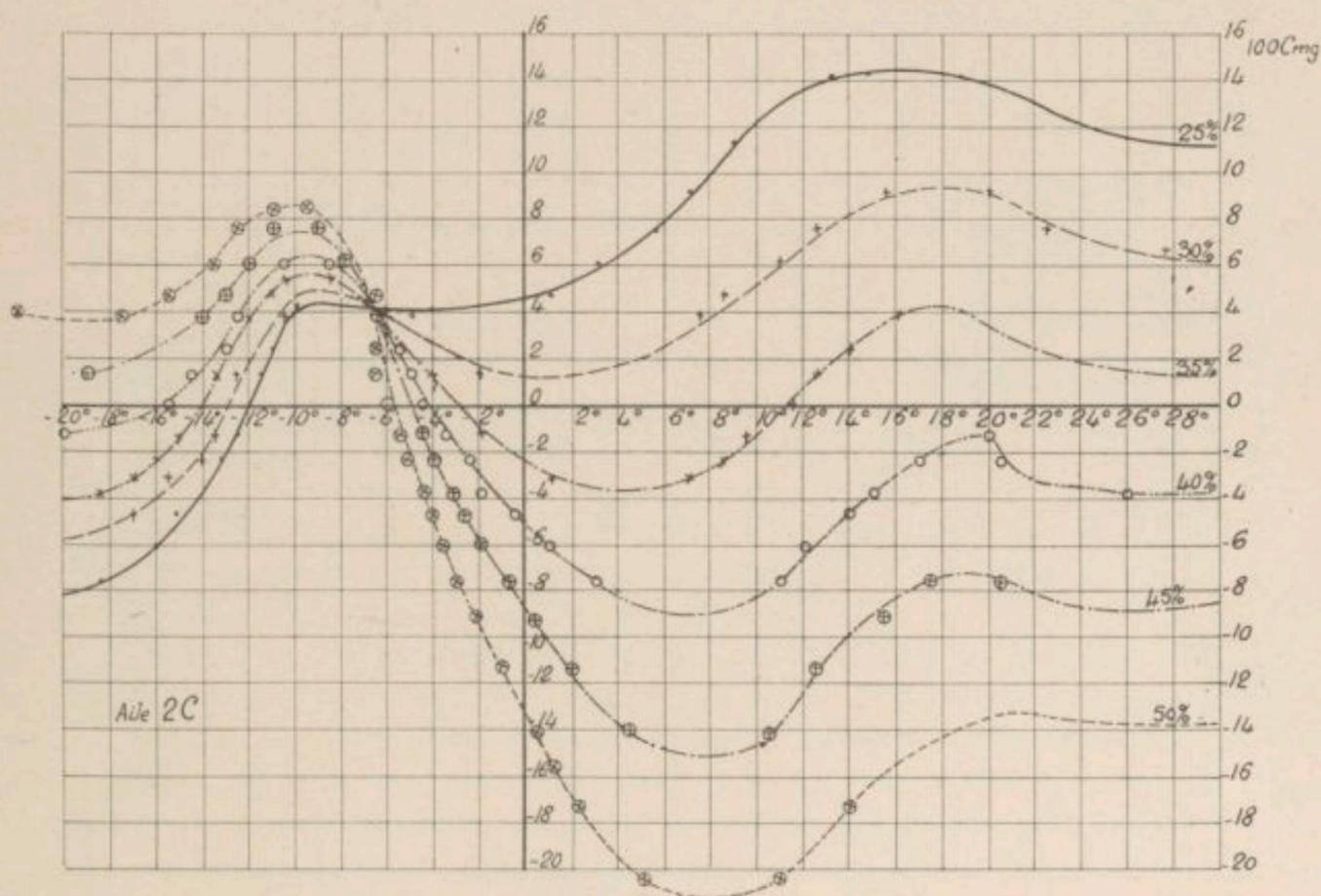


Fig. 42. — Moments aérodynamiques de l'aile 47 A dans le cas du planeur parasol

On pouvait d'ailleurs faire une remarque analogue au sujet de l'influence du facteur  $\frac{y}{l}$ .

*Influence du type d'avion.* — Les figures 41, 42 et 43 donnent des faisceaux de courbes de moments relatives à l'aile 47 A. Chacune de ces courbes est relative à un centrage

particulier indiqué sur les figures. On voit aussi que chaque figure est relative à une hauteur déterminée de la ligne des centres au-dessus ou au-dessous de l'aile correspondant aux trois cas de la figure 38. On peut d'un rapide examen de ces courbes tirer des conclusions intéressantes, telles que les suivantes :

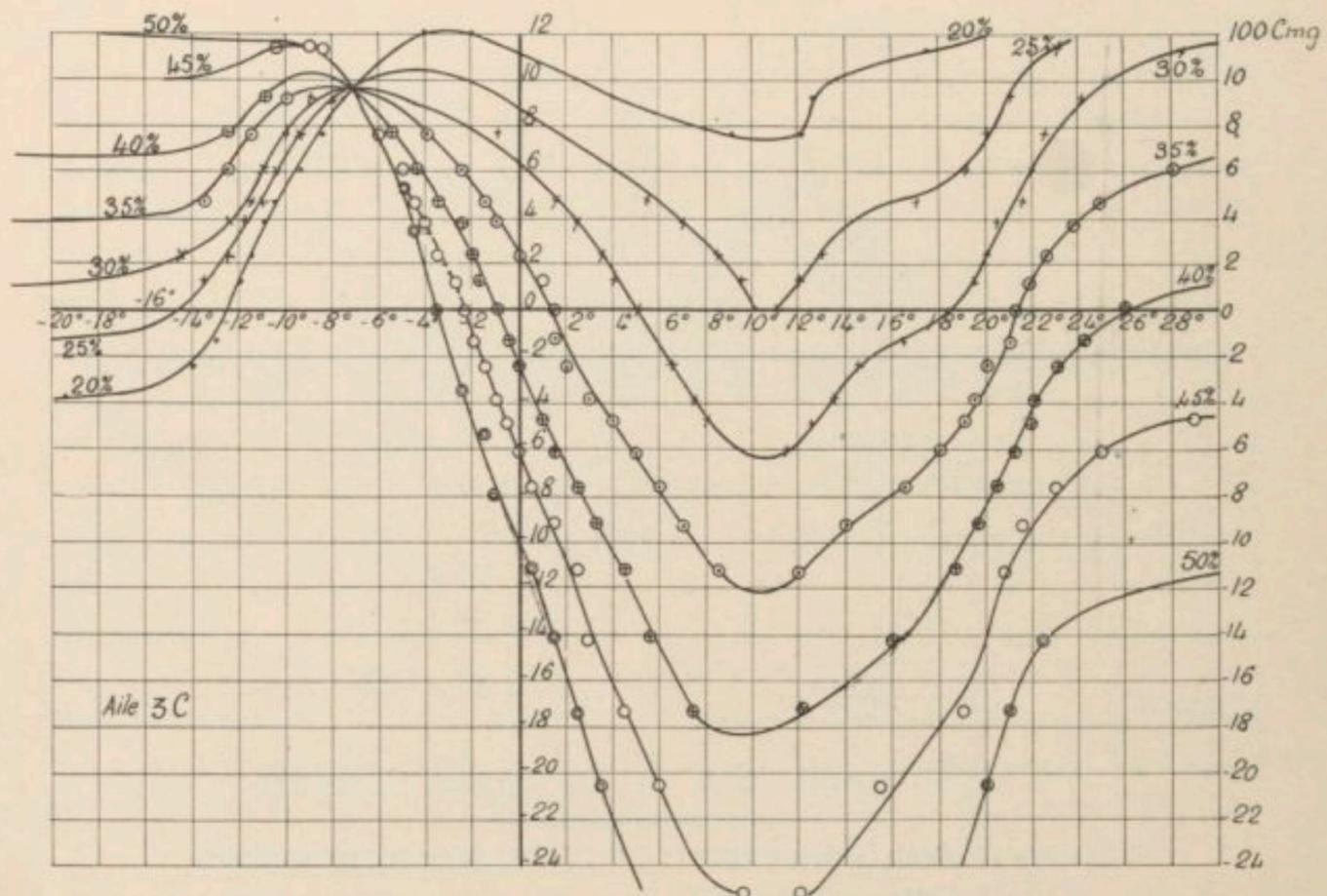


Fig. 43. — Moments aérodynamiques de l'aile 47 A dans le cas du planeur à aile surbaissée

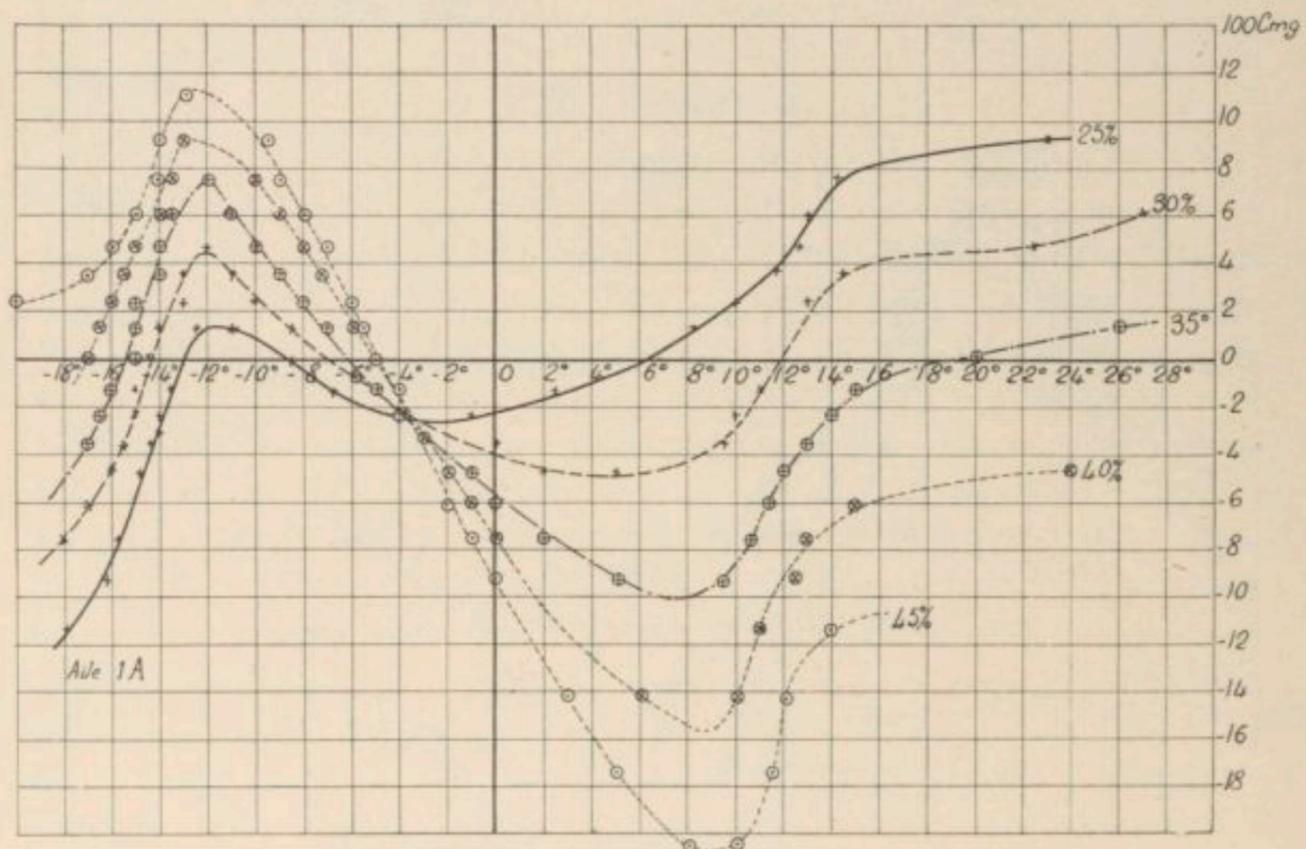


Fig. 44. — Moments aérodynamiques de l'aile Morane dans le cas du planeur normal

La pratique a montré que le centrage moyen des avions était de l'ordre de 30 % à 35 % en arrière du bord d'attaque. Considérons donc les trois courbes de moments qui à 35 %, par exemple, sont relatives aux trois dispositifs types d'avion. Les angles de vol intéressant sont compris entre  $-5^{\circ}$  et  $10^{\circ}$  environ, l'écart moyen entre les diverses courbes

limitées à ces angles et l'axe  $Cm_0 = 0$  donne une idée du moment équilibreur que devra posséder l'empennage pour équilibrer le moment aérodynamique des ailes. A la seule inspection des courbes, on voit que pour l'aile surbaissée ce moment est plus élevé que pour les autres dispositifs. On devait donc en toute rigueur employer un empennage de surface un peu plus grande avec l'aile surbaissée, ce qui diminuerait la finesse de l'avion. A empennage égal, c'est-à-dire à égalité de finesse, on peut donc prévoir que l'avion à aile surbaissée demandera pour l'équilibre un centrage un peu plus avant que ceux des autres types.

On voit aussi que les pentes de la branche instable aux angles de vol sont fortement exagérées dans le cas du planeur à aile surbaissée, ce qui peut faire prévoir qu'au point de vue de la stabilité également, ce planeur devra aussi être centré plus en avant que les autres.

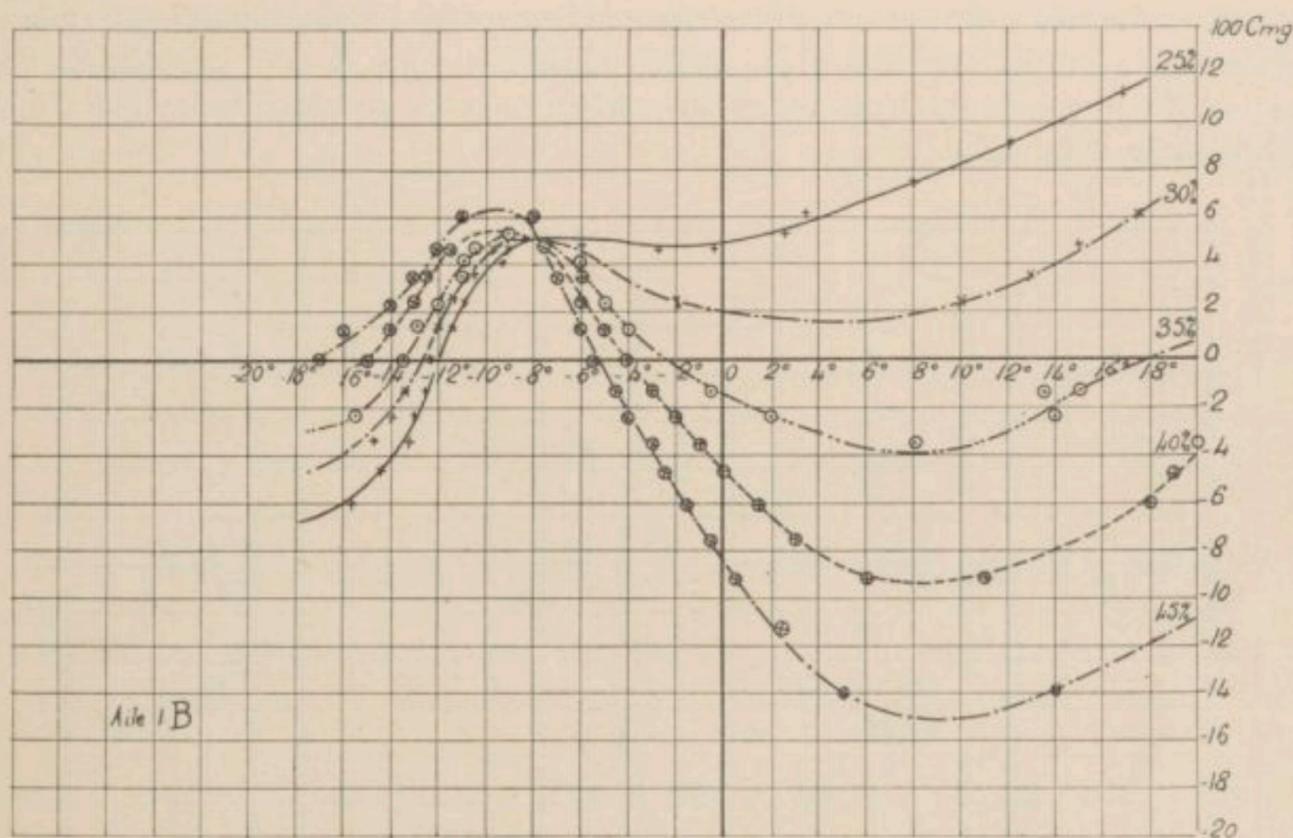


Fig. 45. — Moments aérodynamiques de l'aile Romano dans le cas du planeur normal

*Influence du profil de la voilure, pour le planeur du type normal.* — Si nous comparons maintenant pour un avion du même type, par exemple du « type normal », les différentes courbes de moments relatives aux trois profils étudiés (fig. 42, 44 et 45), nous voyons que pour l'aile Morane à profil ayant un  $Cm_0$  légèrement négatif, les moments à compenser pour le centrage de 35 % choisi comme exemple seront plus élevés que pour les deux autres. Les avions munis d'ailes de ce type demanderaient donc à être centrés, à surface d'empennage égale, un peu plus en avant que ceux munis d'ailes de profils ordinaires.

Un domaine d'utilisation, particulier aux ailes à  $Cm_0 < 0$ , correspond à des centrages de l'ordre de 25 %. On voit, en effet, sur les figures 42 et 45 que pour des centrages de cet ordre de grandeur l'instabilité des ailes Romano et 47 A, disparaît, mais que leur seul angle d'équilibre ( $Cm = 0$ ) correspond à une incidence très négative et au vol sur le dos. Au contraire, pour l'aile Morane, l'instabilité n'a pas entièrement disparu pour le centrage de 25 %, mais cette aile présente alors un angle d'équilibre positif, vers 6°, qui se trouve sur une branche fortement stable de la courbe des moments. On peut donc, avec de telles ailes, réaliser de bons planeurs sans empennage, à condition de les centrer vers le quart avant de l'aile. C'est à cette propriété qu'il faut attribuer la dénomination de *profils auto-stables*, donnée aux ailes à  $Cm_0 < 0$ .

*Influence d'un centrage plus ou moins reculé.* — L'examen des courbes obtenues avec chaque profil à divers centrages montre bien que les moments déstabilisateurs de l'aile deviennent rapidement très importants pour les centrages très reculés.

C'est à ce fait que l'on doit attribuer les difficultés que l'on rencontre quand on veut stabiliser certains avions, tels que des sesquiplans, pour lesquels l'aile inférieure est trop déportée en avant de la verticale du centre de gravité.

Dans le même ordre d'idées, nous avons pu constater que des plans de carénage de l'essieu des châssis d'atterrissage pouvaient jouer un rôle nuisible au point de vue de la stabilité.

**II°. — Etude de l'influence du profil de la voilure sur un planeur du type ordinaire muni de différents empennages semblables mais de grandeurs différentes.**

Le but immédiat que nous nous proposerons dans les paragraphes II et III est de déterminer le centrage qui donne un équilibre indifférent pour les incidences voisines de la sustentation nulle, car les diverses courbes de moments longitudinaux que nous avons obtenues avec les maquettes les plus variées nous ont amenés à la conclusion que c'est au voisinage du piqué limite, c'est-à-dire au voisinage de la portance nulle que l'instabilité commençait à se manifester.

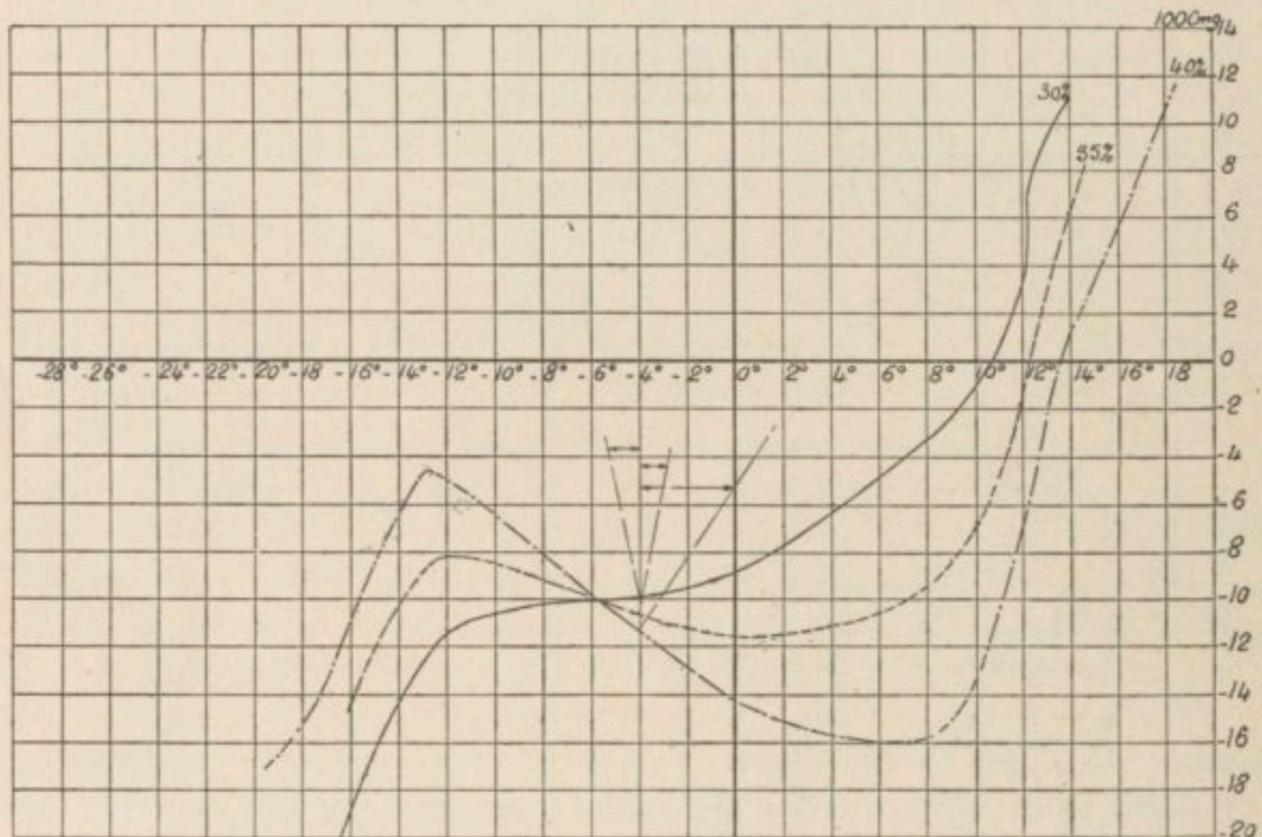


Fig. 46

Si donc un avion est indifférent au piqué limite, il ne sera instable à aucun régime usuel de vol.

Etant donné les diverses courbes de moment de chaque planeur (que le lecteur pourra retracer d'après les éléments des tableaux numériques de la fin du chapitre), il est facile de déterminer ce centrage.

Prenons, par exemple, le cas du planeur 1 A. (fig. 46), muni de l'empennage moyen  $\alpha$ . On peut relever sur les courbes tracées à grande échelle que pour  $i_0 = -4^\circ$ , on a comme pente  $\alpha$  des éléments des trois courbes  $Cm_e$ .

Centrage $\frac{x}{l} = 0,30$	$tg \alpha = -0,11$
— $\frac{x}{l} = 0,35$	= 0,10
— $\frac{x}{l} = 0,40$	= 0,75

En portant ces  $tg \alpha$  en courbe en fonction des centrages, on reconnaît que l'on aurait

$\text{tg} \alpha = 0^\circ$  pour un centrage  $\frac{x}{l}$  de 33 % environ. C'est donc ce centrage particulier qui donnerait un équilibre sensiblement indifférent pour ce planeur au régime du piqué limite. En opérant de même pour tous les cas expérimentés, nous avons pu dresser le tableau suivant *relatif au planeur normal 1*.

Tableau des centrages  $\frac{x}{l}$  donnant l'équilibre indifférent au voisinage du piqué limite :

Caractéristique de l'empennage $\frac{sL}{S \cdot l}$	0,205	0,305	0,442	0,670	Aile isolée
Planeur 1. A (Morane).....	0,29	0,33	0,37	0,48	0,225
— 1. B (Romano).....	0,31	0,365	0,415	0,485	0,235
— 1. A (47 A).....	0,295	0,325	0,38	0,45	0,250

Le diagramme de la *figure 47* représente pour chacune des ailes les résultats de ce tableau.

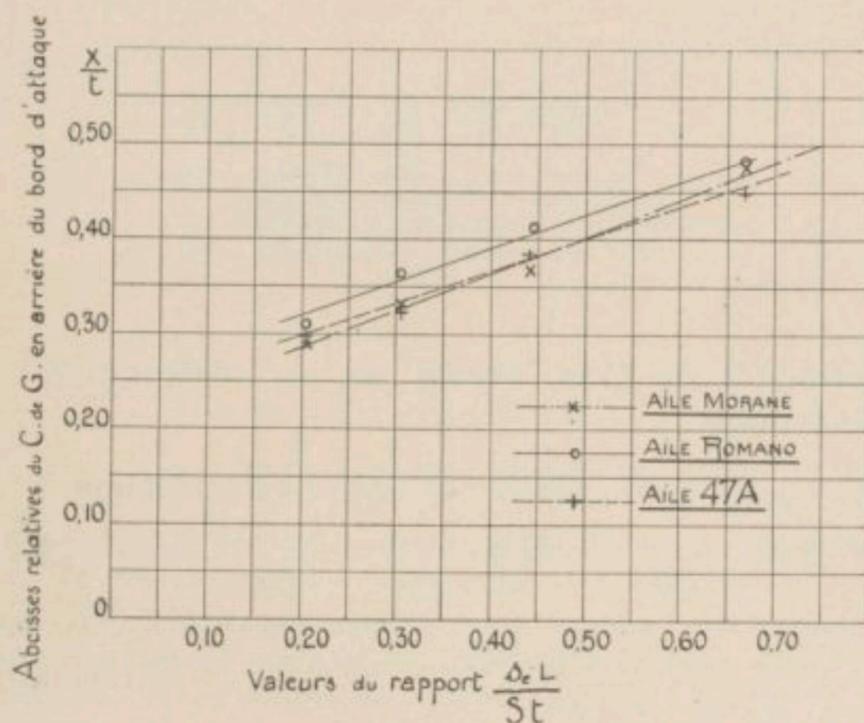


Fig. 47

On voit que les centrages sont finalement très voisins pour les trois profils essayés, mais il semble ressortir que l'aile Romano peut tolérer, à égalité d'empennage, un centrage un peu plus arrière que les deux autres.

En faisant abstraction des petites différences mises ainsi en évidence suivant le profil, et qui peuvent tenir compte en partie à de légères erreurs expérimentales, et en ne considérant que les valeurs moyennes de  $\frac{x}{l}$  obtenues avec un empennage déterminé, on a les résultants suivants :

$\frac{sL}{S \cdot l} =$	0,205	0,305	0,442	0,670
$\frac{x}{l}$ moy =	0,298	0,340	0,390	0,472

En portant ces valeurs en courbe (*fig. 48*), on reconnaît que les points obtenus s'alignent d'une façon très satisfaisante sur la droite :

$$\frac{x}{l} = 0,225 + 0,37 \frac{sL}{S \cdot l}$$

La constante 0,225 est due à l'aile (voir tableau du centrage  $\frac{x}{l}$  des trois ailes). La formule ainsi obtenue peut servir pour la détermination préalable du centrage donnant l'équilibre indifférent au piqué dans un projet d'avion monoplan de type normal.

Il faut toutefois remarquer pour son application, qu'elle a été obtenue avec un avion dont le fuselage était fortement déstabilisateur (voir page 53).

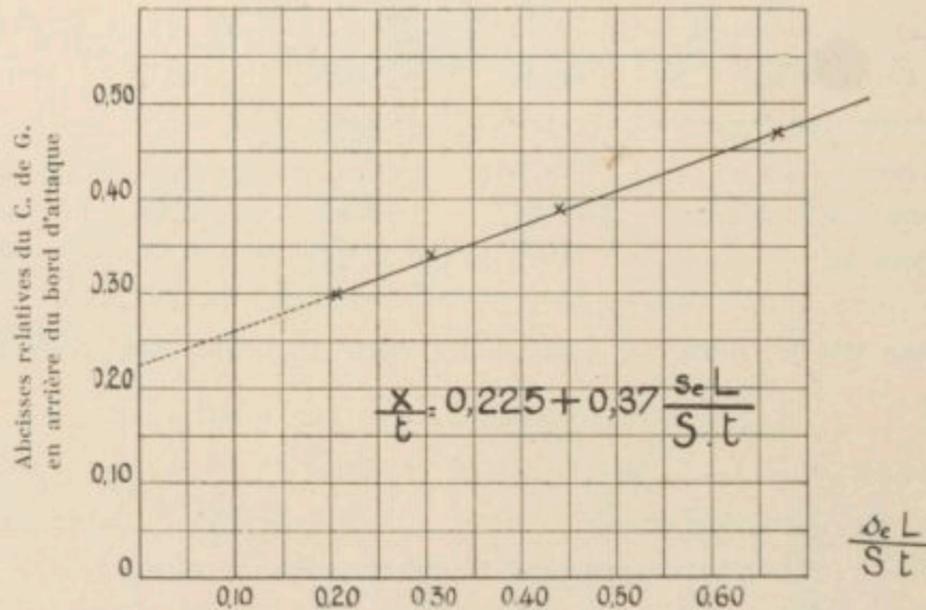


Fig. 48. — Diagramme donnant les centrages moyens correspondant à l'équilibre indifférent pour les trois profils essayés, montés en planeur normal et munis d'empennages de différentes grandeurs

### III°. — Etude de l'influence du type d'avion sur le centrage qui donne l'équilibre indifférent au piqué limite.

Nous avons déterminé les moments aérodynamiques autour de divers centres en montant l'aile 47 A., non seulement en avion du type *normal*, mais aussi en avion du type *parasol* et du type à « aile surbaissée », comme il est indiqué figure 38.

Dans tous ces dispositifs, l'aile 47 A. est restée parallèle à elle-même; de plus, nous avons supposé que le centre de gravité des avions ainsi constitués se trouvait sur le même axe de vol du fuselage dans tous les cas.

Les empennages étaient les mêmes que ceux donnés figure 40. Nous avons vérifié que les angles de portance nulle étaient peu affectés par la position en hauteur de l'aile, mais que pour l'avion parasol en particulier, alors que l'incidence nulle était de  $-6^{\circ}4$ , nous avons constaté que l'instabilité se manifestait à des angles supérieurs de  $3^{\circ}$  à  $4^{\circ}$  à cette incidence limite vers  $i = -3^{\circ}$ , par exemple. Dans la recherche du centrage limite donnant l'indifférence, nous avons, en conséquence, abandonné l'examen des courbes à l'incidence de portance nulle et cherché quel devait être le centrage qui donnerait une tangente horizontale au point d'inflexion de la ligne des moments.

On trouvera dans les tableaux numériques placés à la fin de ce Chapitre, tous les renseignements numériques concernant ces essais.

*Avion parasol.* — Le résultat de notre étude pour l'avion parasol est le suivant :

	Petit empennage	Emp. moy. a	Emp. moy. b	Grand emp.
$\frac{x}{l} =$	0,31	0,35	0,395	0,48
Les chiffres correspondants pour l'avion du type normal muni de l'aile 47 A. étaient :				
$\frac{x}{l} =$	0,295	0,325	0,38	0,45
Les différences sont donc respectivement :				
$\Delta \frac{x}{l} =$	0,015	0,025	0,015	0,02

En moyenne, on pourrait prendre 0,02, ce qui donnerait entre le centrage limite du parasol et celui de l'avion de type normal, la relation :

$$\frac{x}{l_{\text{parasol}}} = \frac{x}{l_{\text{normal}}} + 0,02$$

*Avion à aile surbaissée.* — La même méthode appliquée à l'avion surbaissé conduit aux résultats suivants :

$$\frac{x}{l} = \quad 0,25 \quad \quad \quad 0,315 \quad \quad \quad 0,35 \quad \quad \quad 0,43$$

et, pour la comparaison avec le planeur normal :

$$\Delta \frac{x}{l} = \quad -0,045 \quad \quad \quad -0,010 \quad \quad \quad -0,03 \quad \quad \quad -0,02$$

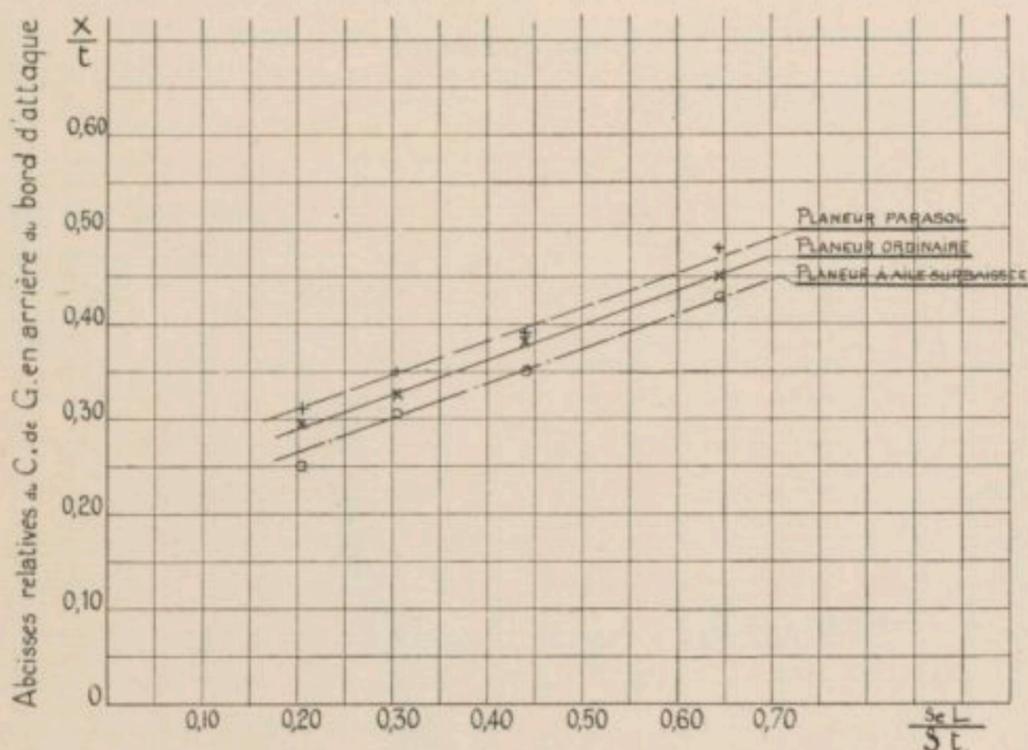


Fig. 49. — Diagramme donnant pour des avions de différents types, munis de l'aile 47 A

Le diagramme de la *figure 49* résume d'ailleurs toutes ces conclusions et la droite moyenne qui représente les centrages du planeur à aile surbaissée vérifie sensiblement la formule :

$$\frac{x}{l_{\text{aile surbaissé}}} = \frac{x}{l_{\text{normal}}} - 0,03 .$$

REMARQUE. — *Il est bien évident que les formules traduites dans les diagrammes des figures 47, 48, 49 ne s'appliquent qu'aux avions d'un type voisin de celui qui a servi à nos essais et ne sauraient, a priori, convenir à des biplans ou à des sesquiplans.*

#### IV. — Exemple d'un moment d'empennage.

On trouvera, comme nous l'avons déjà dit plus haut, dans les tableaux numériques à la fin de ce Chapitre, les résultats groupés, angle par angle, de tous les essais que nous avons effectués jusqu'ici.

En ce qui concerne les planeurs du type normal, on verra que pour différents centrages, nous avons procédé à l'essai du planeur complet avec différents empennages et à l'essai du planeur privé d'empennage.

Pour un centrage déterminé, on aura donc, à chaque incidence, la part du moment due à l'empennage, en faisant la différence entre la valeur des moments du planeur complet et du planeur privé d'empennage.

Prenons par exemple le cas du planeur 47 A. (1. C) à 35 % muni de l'empennage moyen *a*. On a d'après les tableaux pour  $i = 2^\circ$  par exemple :

$C_{mg}$ du planeur complet.....	= - 8,0
$C_{mg}$ du planeur privé d'empennage..	= + 1,0
Différence (due à l'empennage).....	= - 9,0

On pourrait ainsi avoir une idée de l'importance du moment d'empennage pour ce cas particulier, mais pour obtenir une valeur d'un caractère plus général, il conviendrait de rapporter cette valeur de - 9,0 à l'incidence réelle à laquelle était exposé l'empennage. Le calcul de cette incidence efficace est le suivant :

Dans le système de référence des incidences que nous avons adopté dans cette étude systématique (axe de vol de l'avion), l'aile 47 A. avait sa portance nulle à l'angle de  $-6^\circ 5$ . Quand le planeur se trouvait à  $+2^\circ$ , l'aile 47 A se trouvait donc exposée à l'incidence de :

$$+ 6^\circ 5 + 2 = 8^\circ 5$$

comptée à partir de la portance nulle.

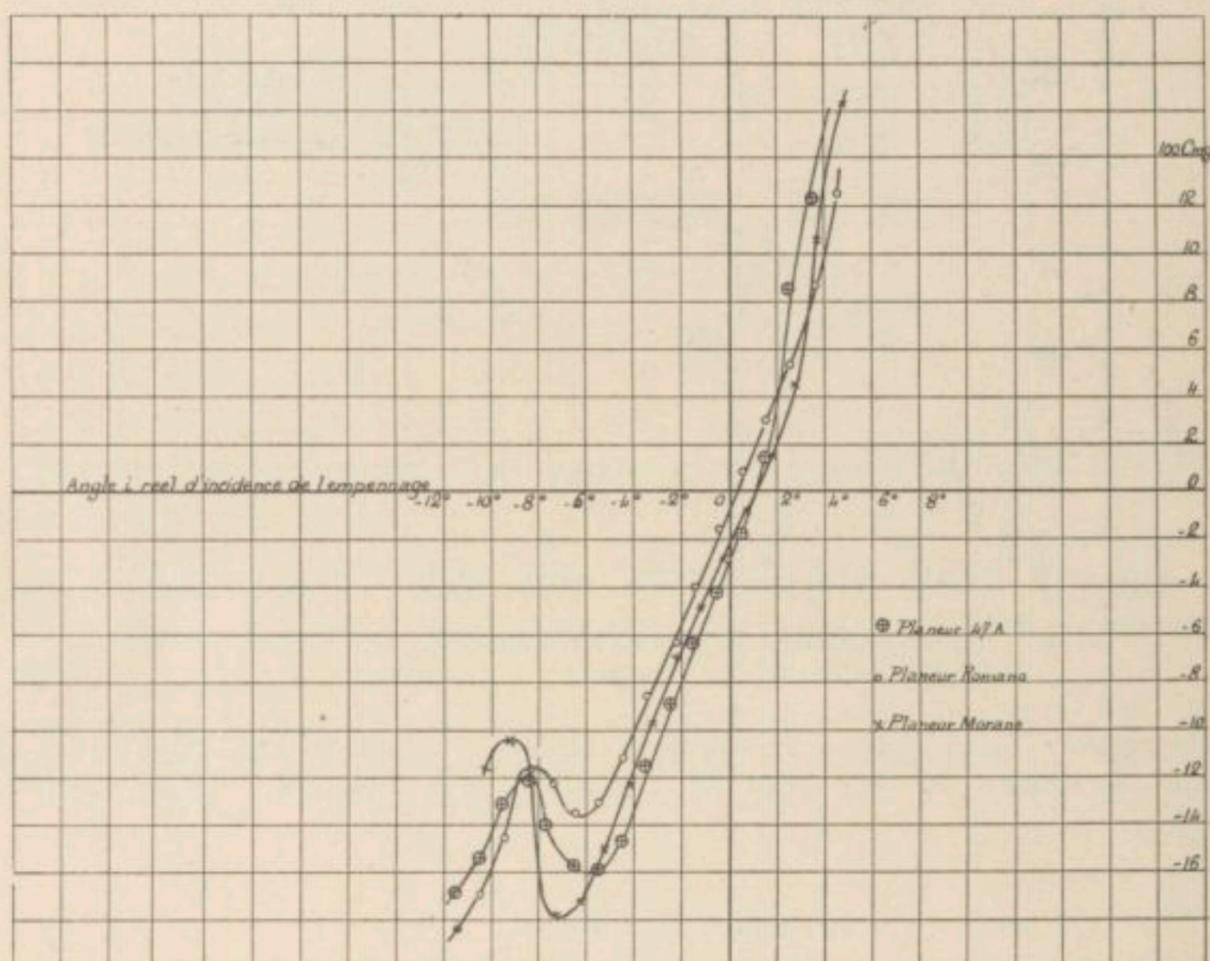


Fig. 50. — Part de coefficient  $C_{mg}$  due à l'empennage moyen *a* en fonction de l'incidence réelle de cet empennage

L'angle moyen de déflexion des filets d'air était dans ces conditions environ de <sup>(1)</sup> :

$$\frac{8^\circ 5}{2} = 4^\circ 3$$

D'autre part, l'empennage était calé à l'inclinaison de  $0^\circ$  sur l'axe de vol de l'avion; il faisait donc l'angle de  $+2^\circ$  sur l'horizontale et comme il se trouvait dans un courant descendant à  $-4^\circ 3$ , il était, en réalité, exposé à l'incidence réelle ou efficace de  $-2^\circ 3$ . On aurait donc comme couple de valeurs conjuguées pour l'empennage :

$i$ réel d'incidence.....	= - $2^\circ 3$
Part dans le 100 $C_{mg}$ total.....	= - 9.0

(1) Voir, A. LAPRESLE — Bulletin Technique n° 43 et Thèse de Doctorat : " Contribution à l'étude expérimentale du Champ Aérodynamique autour d'un profil sustentateur " p. 59 et suivante (Ces angles de déflexion sont à compter négativement si effectivement l'aile porte et positivement si l'aile déporte).

Nous avons ainsi déterminé de degré en degré les valeurs corrélatives de  $i$  et de  $100 C_{m_G}$  pour le planeur normal 1, centré à 35 %, muni de l'empennage moyen  $a$ .

Les résultats des essais sont donnés sur la *figure 50* pour les trois profils Morane, Romano et 47 A.

Les angles usuels d'incidences efficaces  $i$  de l'empennage sont compris entre  $-5^\circ$  et  $1^\circ$  (ils correspondent à des angles de l'axe du planeur compris entre  $-6^\circ$  et  $10^\circ$  environ. Si les corrections de déflexion étaient rigoureusement exactes, on aurait dû trouver trois courbes superposées. En réalité, il y a entre ces courbes un écart de l'ordre de  $1^\circ$  environ.

On remarquera que pour  $i = 0^\circ$ , on ne trouve pas, pour les empennages, un moment nul. Cela peut être dû au fait que l'empennage, bien que possédant un profil biconvexe symétrique, ne se trouve pas exposé symétriquement quand le vent local fait un angle  $i = 0^\circ$  car il existe au-dessous de l'empennage un fuselage et au-dessus le plan de dérive verticale.

REMARQUE. — La forme particulière des courbes aux environs de  $-8^\circ$  et l'affaiblissement que l'on constate alors dans le moment de l'empennage correspondent sensiblement au passage de l'empennage dans le sillage de l'aile du planeur normal de la *figure 38*.

### V. — Moments du fuselage.

Les tableaux numériques de la fin du Chapitre permettent aussi pour le cas du planeur ordinaire de calculer par la différence : (moment de l'avion sans empennage) — (moment de l'aile seule) la part du moment due au fuselage seul du planeur S. T. Aé.

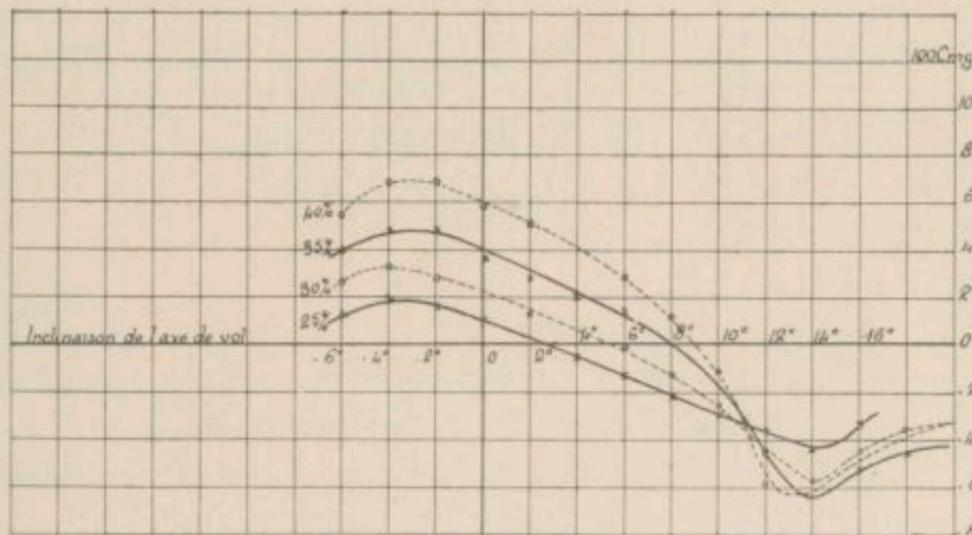


Fig. 51. — Part du coefficient  $C_{m_G}$  due au fuselage en fonction de l'incidence de l'axe de vol et pour différents centres de moments (Planeur normal)

Les courbes 51 représentent, à ce point de vue, les résultats moyens fournis par les trois ailes Morane, Romano et 47 A.

On voit par la pente des courbes que le fuselage exerce une action déstabilisatrice marquée. Vers  $11^\circ$ , les courbes relatives aux différents centrages se coupent sensiblement au même point. On peut donc considérer que pour cet angle, la résultante aérodynamique due au fuselage était sensiblement parallèle à la droite des centres.

Pour les angles usuels de vol, entre  $-4^\circ$  et  $+8^\circ$ , les courbes de la *figure 49* peuvent être considérées comme restant sensiblement parallèles entre elles, autrement dit, la variation de centrage  $\frac{x}{l}$  ne modifie pas, dans ces régimes, la forme de la courbe des moments du fuselage seul.

Les moments de fuselage de la *figure 51* sont relativement très importants <sup>(1)</sup>, mais des études systématiques seront entreprises pour s'assurer si des fuselages à sections arrondies ne donneraient pas des moments plus faibles que le fuselage de la *figure 38*.

(1) Comme pour les courbes de la *figure 50*, les valeurs de  $100 C_{m_G}$  de la *figure 51* sont rapportées au produit  $S \cdot l$  de la surface de la voilure principale et de sa profondeur.

**VI. — Diagramme résumant les moments aérodynamiques des différentes parties d'un avion. (Aile, fuselage, empennage).**

Pour terminer cet exposé, nous avons rassemblé dans un diagramme unique (fig. 52) les courbes de moments partiels et celle de l'avion complet dans le cas du planeur Romano, centré à 35 % et muni de l'empennage moyen  $\alpha$  (cas de l'indifférence au piqué limite).

Ce diagramme est intéressant en ce qu'il montre bien quelle est l'importance corrélative des différents moments. Il ne faut pas cependant prendre ses indications pour des renseignements définitifs. Si on venait, par exemple, à modifier le calage du plan fixe, on déplacerait sensiblement les courbes des moments relatives au planeur complet et à l'empennage. Si on changeait le centrage, toutes les courbes seraient modifiées d'une manière très appréciable. De plus, l'importance des moments du fuselage seul tient certainement en partie à ce que ce fuselage déborde très en avant de l'aile, etc.

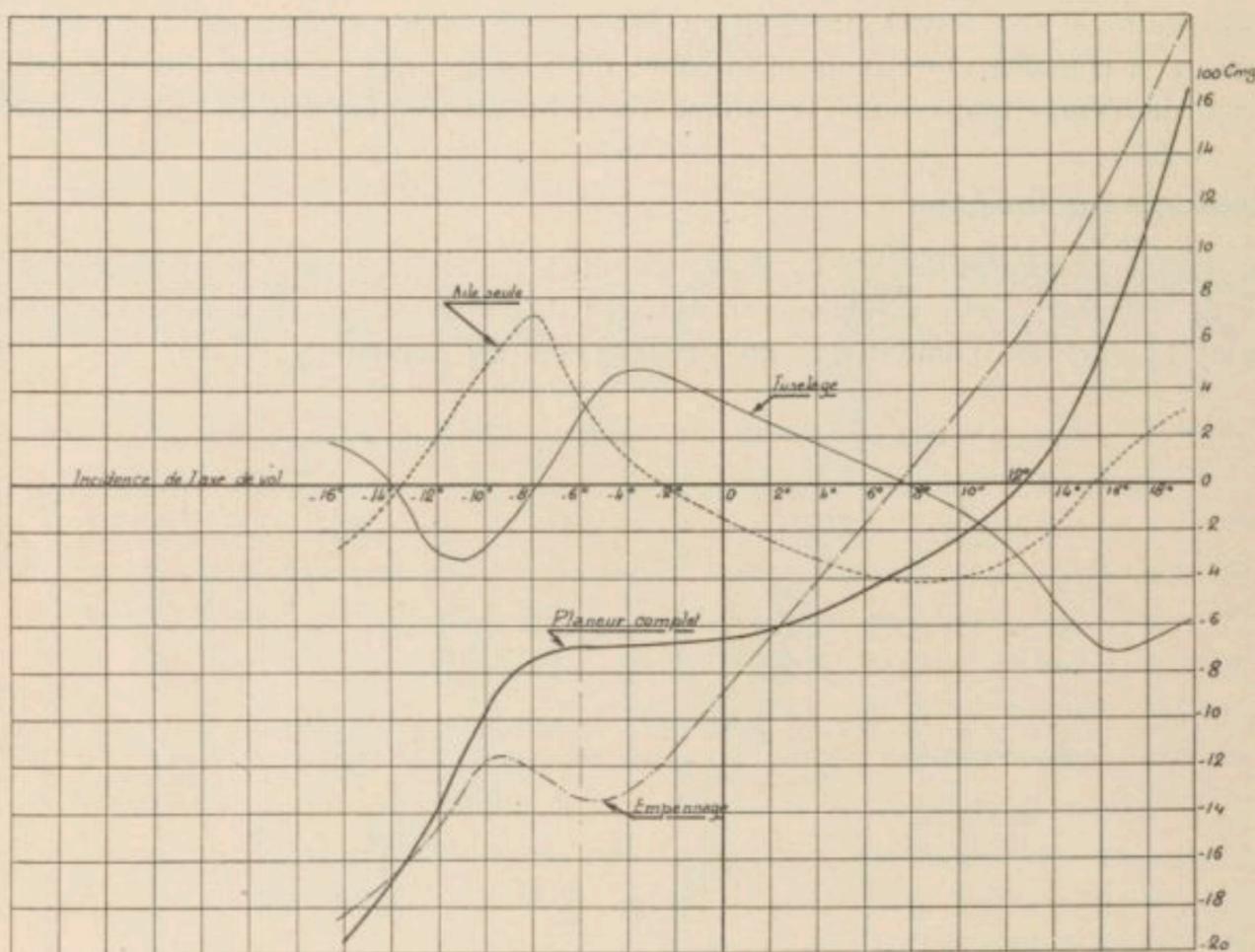


Fig. 52. — Parts dues à l'aile, au fuselage, à l'empennage dans le moment de l'avion complet (Planeur 2 C, indifférent au piqué limite)

En conséquence, nous pensons qu'il faut surtout retenir de cet exemple qu'aucune des courbes relative soit à l'aile, soit à l'empennage, soit au fuselage ne fournit des moments négligeables par rapport à ceux des deux autres. On aurait peut être intérêt à ne pas séparer l'empennage du fuselage, mais de toutes façons, il ressort bien de cet exemple que l'étude de la stabilité, en partant de ces courbes élémentaires, est très délicate. Cela augmente, pour l'ingénieur, l'intérêt des *formules pratiques* de centrages représentées sur les figures 47, 48 et 49, ou des formules de *corrections globales* (4' et 6') qui permettent d'évaluer l'importance d'une variation donnée de la position  $\frac{x}{l}$  du centre de gravité ou de la grandeur relative  $\frac{se}{S}$  de l'empennage.

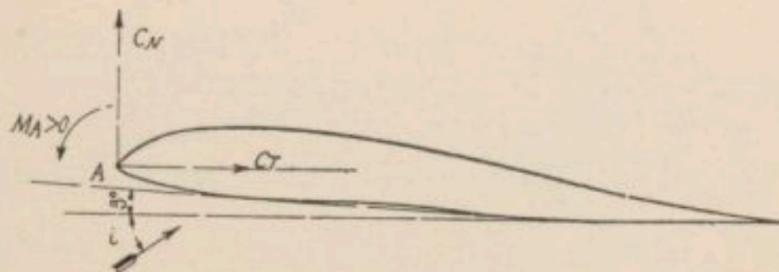
Une autre conséquence que mettent bien en évidence les courbes de la figure 52 est relative aux moments d'empennages.

Le planeur considéré présentait sa portance nulle vers l'angle de  $-5^{\circ}5$  environ. On voit que, pour tous les angles usuels de vol, le moment d'empennage doit équilibrer non seulement le moment de l'aile, mais aussi un moment de piqué du fuselage, qui est susceptible d'augmenter, dans des proportions fort importantes, le taux de travail auquel sont soumis les empennages.

TABLEAUX NUMÉRIQUES

Pl. I

ESSAIS A LA BALANCE DE L'AILE MORANE



L	-8°4	-6°5	-3°6	-0°7	2°2	5°1	8°1	11°0	14°0
100C <sub>z</sub>	-39.3	-15.9	6.4	28.9	52.3	75.5	96.1	109.5	105.2
100C <sub>x</sub>	2.32	1.47	1.23	1.72	2.86	4.50	7.01	10.51	20.57
100C <sub>MA</sub>	-10.1	-4.7	0.80	6.95	12.63	18.45	24.2	29.7	34.3
100C <sub>N</sub>	-4.03	-16.2	6.50	28.9	52.4	75.4	96	109	107.2
100C <sub>T</sub>	1.65	-0.34	1.27	2.06	3.87	-2.3	-6.51	-10.6	-5.5

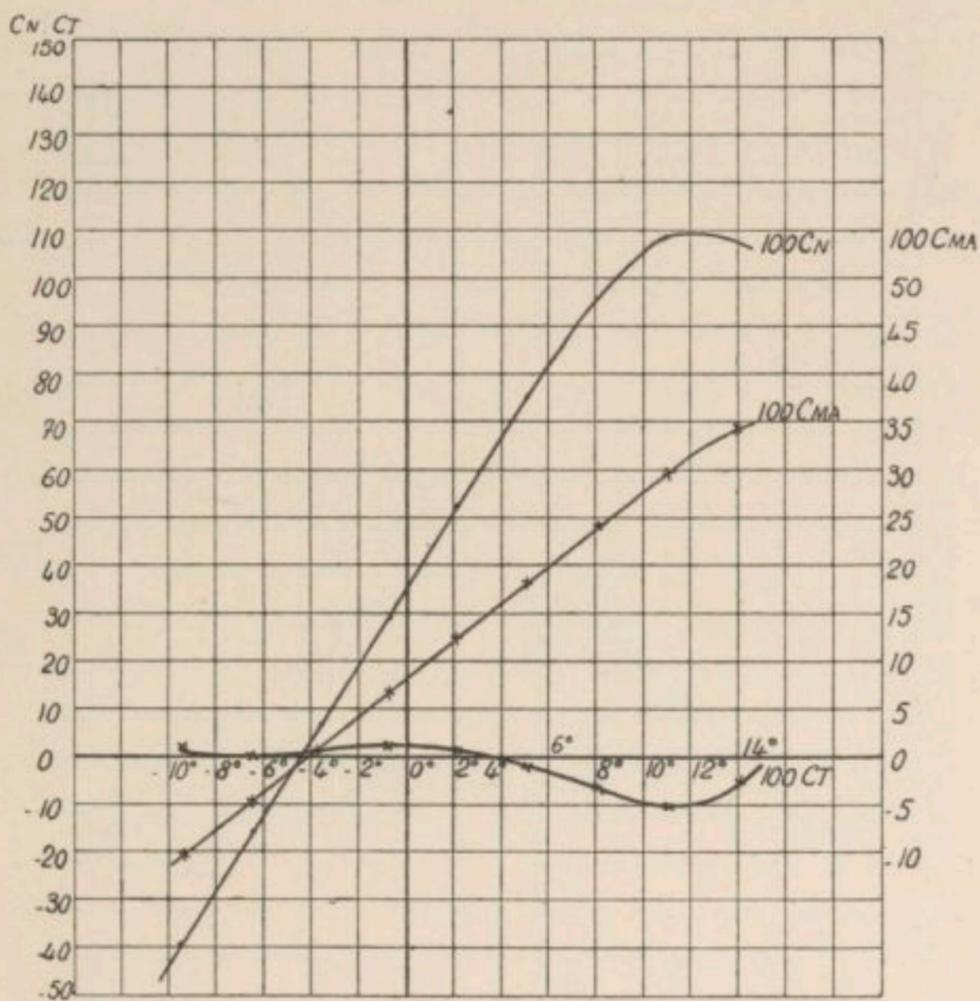
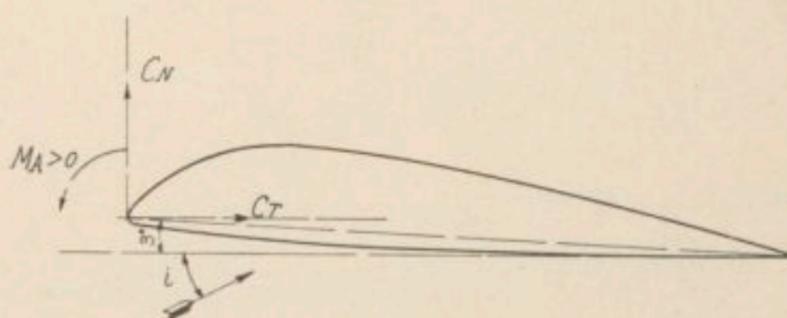


Fig. 53. — Courbes des coefficients unitaires de l'aile Morane

ESSAIS A LA BALANCE DE L'AILE ROMANO



$\alpha$	$-12^{\circ}5'$	$-11^{\circ}5'$	$-10^{\circ}5'$	$-9^{\circ}0'$	$-7^{\circ}6'$	$-6^{\circ}1'$	$-4^{\circ}7'$	$-1^{\circ}75'$	$1^{\circ}2'$	$4^{\circ}$	$7^{\circ}$	$10^{\circ}$	$13^{\circ}$	$16^{\circ}$	$19^{\circ}$
$100C_z$	-34.1	-30.8	-26.1	-16.4	-5.1	5.2	17.1	39.2	62.6	81.0	103.5	120	131	137.5	133.5
$100C_x$	12.02	10.4	8.84	6.48	4.64	3.46	2.93	3.06	4.11	5.8	7.7	10.2	14.1	18.5	26.7
$100C_{MA}$	-10.8	-8.0	-4.9	0	4.1	7.4	10.1	15.6	21.2	25.5	31.3	35.4	40.2	43.0	46.6
$100C_N$	-36.7	-32.3	-27.2	-17.2	-5.6	+4.85	16.9	39.1	62.7	81.4	104.5	119.7	131.2	137.1	134.75
$100C_T$	4.32	4.05	3.95	3.87	3.97	4.0	4.31	4.33	2.86	0.1	-4.95	-10.9	-15.8	-20.2	-18

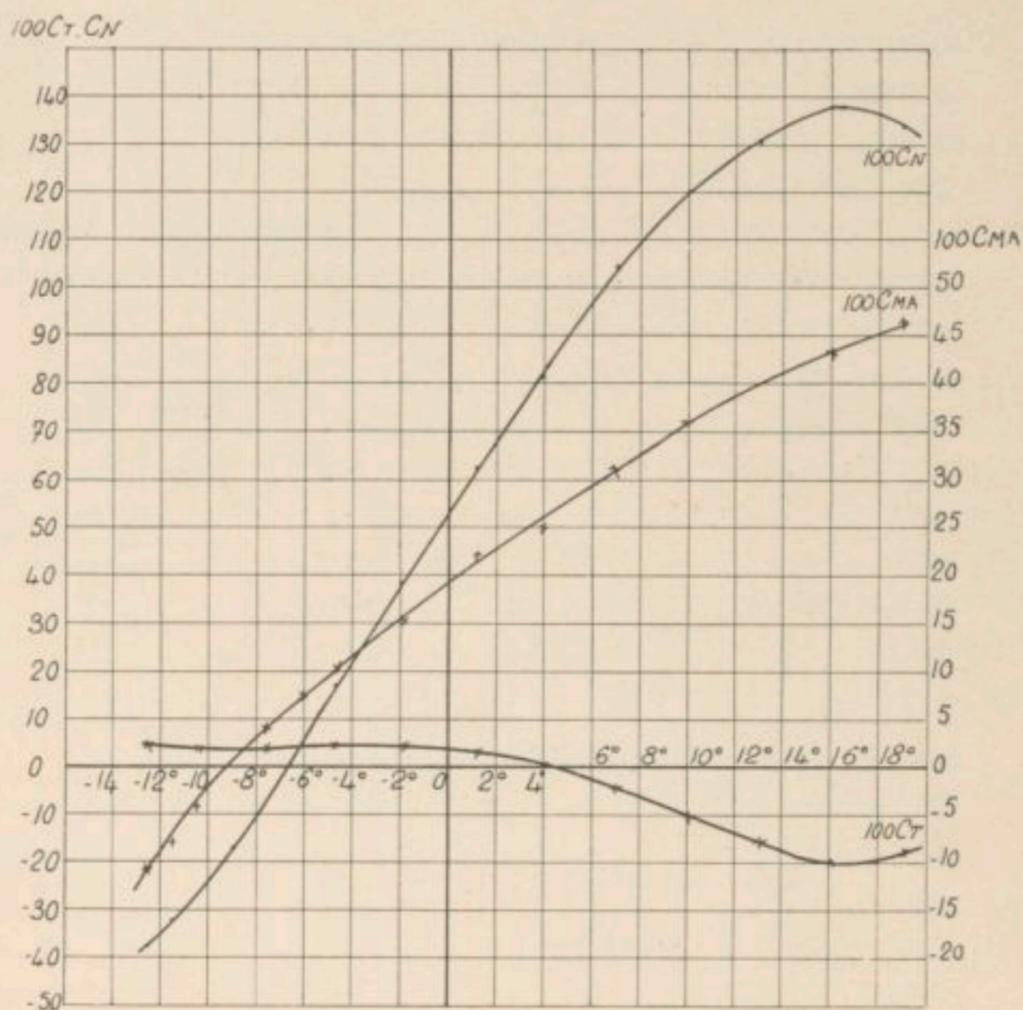
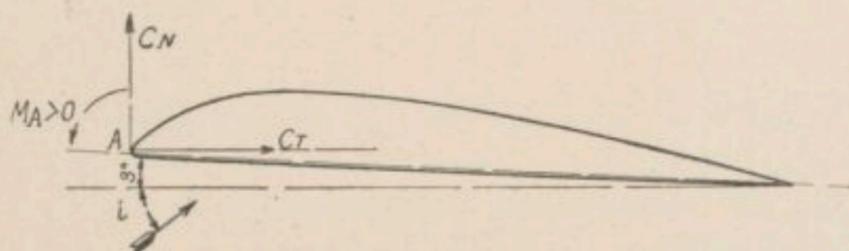


Fig. 54. — Courbes des coefficients unitaires de l'aile Romano

ESSAIS A LA BALANCE DE L'AILE 47 A



$\alpha$	$-10^{\circ}$	$-7^{\circ}5'$	$-4^{\circ}6'$	$-1^{\circ}7'$	$1^{\circ}2'$	$4^{\circ}2'$	$7^{\circ}1'$	$9^{\circ}5'$	$13^{\circ}0'$	$16^{\circ}2'$
$100C_z$	-26.35	-4.1	19.4	41.3	62.8	85.2	106.5	123.1	129.8	122.3
$100C_x$	8.22	4.63	2.80	2.87	3.83	5.67	8.07	10.69	16.00	22.8
$100C_{MA}$	-3.42	5.5	11.75	17.5	22.6	27.6	33.3	37.4	41.00	42.2
$100C_N$	-27.37	-4.65	19.2	41.22	62.9	85.4	106.5	122.7	130	124
$100C_T$	3.5	4.04	5.35	4.07	2.58	0.54	-4.8	-9.9	-13.7	-12.1

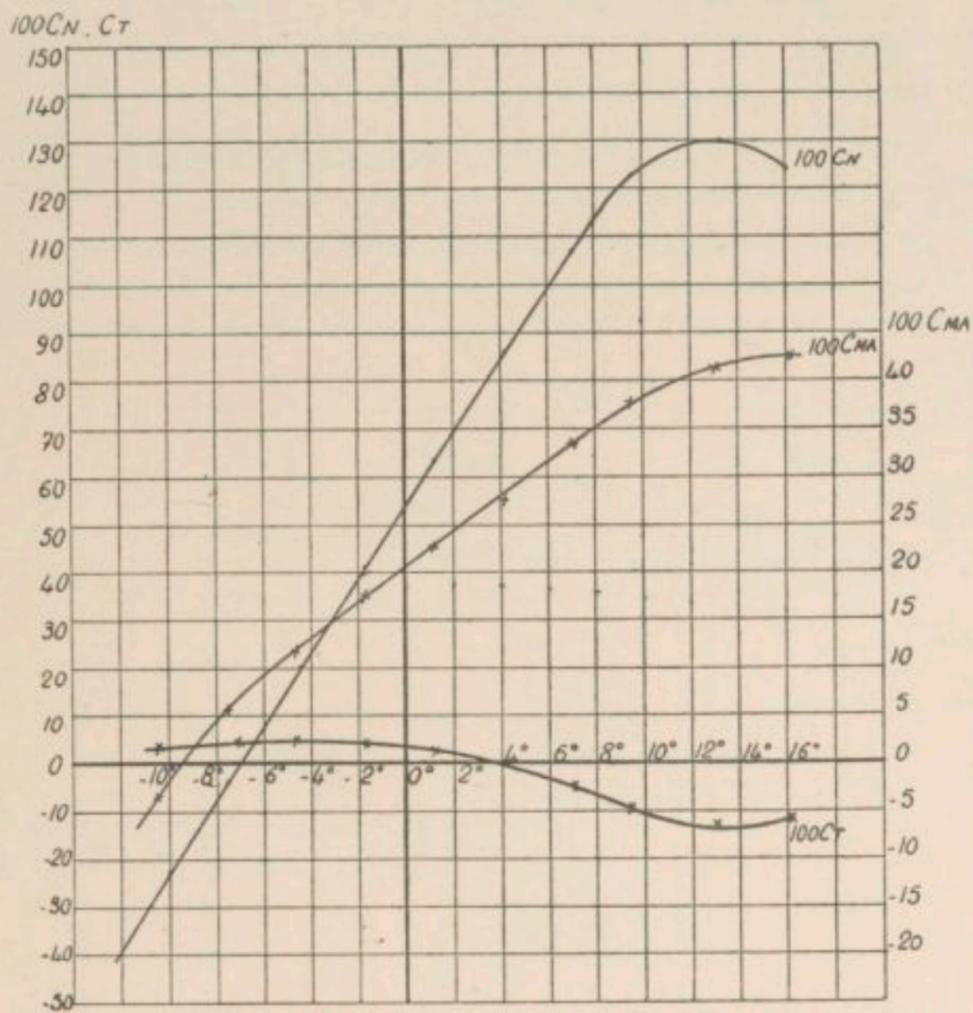
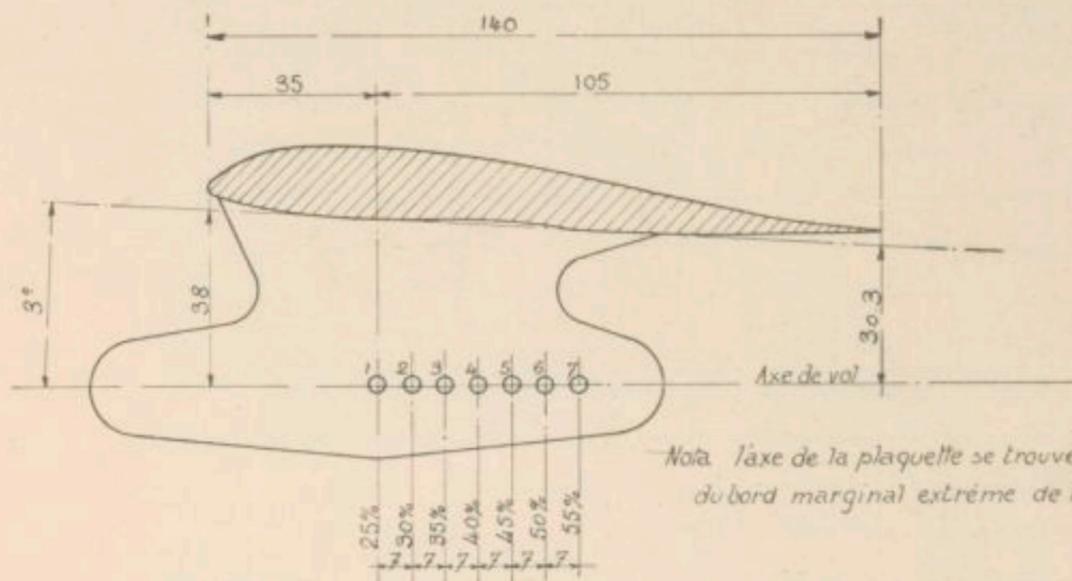


Fig. 55. — Courbes des coefficients unitaires de l'aile 47 A

PLANEUR NORMAL ET AILE MORANE

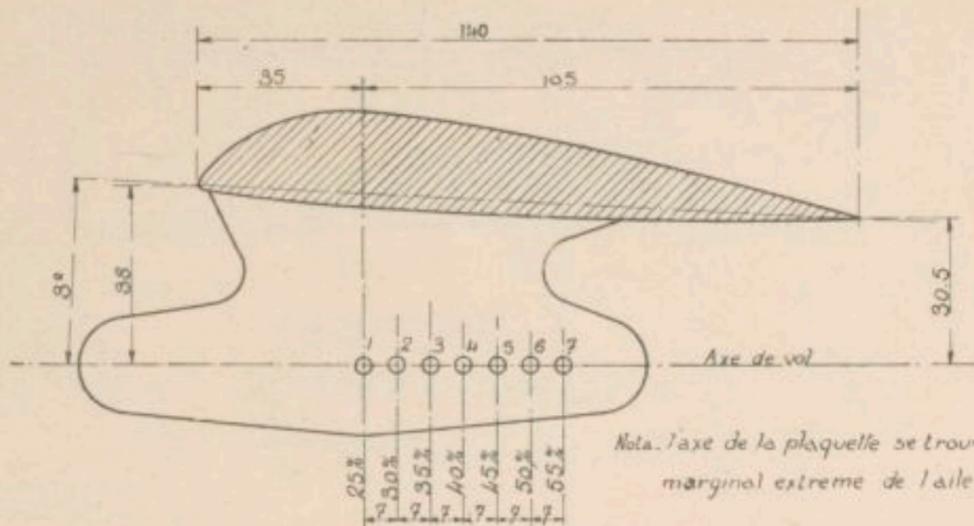
Nature de la maquette	Incidences de l'axe de vol parallèle au dos du fuselage	-16°	-14°	-12°	-10°	-8°	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°	24°	26°	28°	30°	
Aile Morane seule	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	25%	-8.4	-3.0	1.3	0.8	-0.6	-1.7	-2.4	-2.6	-2.2	-1.6	-1.0	-0.1	1.0	2.5	4.2	7.1	8.2	8.6	8.9	9.1	9.2	-	-	-
		30%	-4.6	1.0	4.4	2.6	0.8	-0.8	2.0	3.1	4.0	4.6	4.8	4.8	4.3	2.8	0.4	3.2	4.2	4.4	4.5	4.6	5.1	5.7	6.5	-
		35%	-1.3	4.3	7.4	4.8	2.3	0	2.2	3.8	5.6	7.2	8.5	9.7	9.9	8.7	5.0	2.4	0.9	0.2	0.2	0.6	1.0	1.3	1.6	-
		40%	2.4	6.6	9.0	7.5	4.7	1.5	-1.8	-4.7	-7.5	-10.4	-12.5	-14.0	-15.3	-14.3	-9.1	-7.0	-5.8	-5.4	-5.1	-4.8	-4.6	-	-	-
		45%	4.6	9.2	11.0	9.2	6.0	2.4	-1.5	-5.8	-8.4	-12.6	-15.8	-18.6	-20.5	-20.5	-15.0	-11.3	-10.7	-10.5	-10.3	-	-	-	-	-
Planeur Morane sans empennage	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	25%	-9.4	-6.5	-2.8	2.2	2.6	1.3	0.2	0.8	-1.6	-2.1	-1.8	-1.6	-1.2	-0.6	0.0	1.7	6.6	8.6	9.9	10.9	-	-	-	
		30%	-5.1	-2.7	1.4	5.3	4.8	3.2	1.4	-0.8	2.4	-3.4	-4.5	-5.5	-6.2	-6.0	-5.5	3.5	1.3	3.2	4.1	4.8	5.1	5.2	-	
		35%	-1.2	1.2	4.1	8.9	7.7	5.0	1.9	-0.8	3.6	-5.5	-7.6	-9.6	-11.3	-11.8	-11.5	-8.5	-3.7	2.3	-1.3	-0.6	-0.1	0	-	
		40%	3.2	4.7	7.6	11.2	10.2	7.1	3.5	-0.8	-4.5	-7.6	-10.8	-13.8	-16.6	-18.7	-17.9	-13.5	-9.5	-7.8	-6.7	-6.3	-4.9	-5.0	-	
		45%	7.1	8.8	11.8	14.0	12.4	9.3	5.0	-0.8	-5.5	-9.6	-14.0	-18.0	-21.0	-23.3	-23.5	-18.9	-14.8	-13.2	-12.6	-12.0	-10.2	-10.0	-	
Planeur avec petit empennage trapézoïdal	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	25%	-	-9.4	7.4	7.0	-6.8	-6.4	-5.9	-5.3	-4.4	-3.1	-1.4	0.4	2.1	4.1	7.4	-	-	-	-	-	-	-	-	
		30%	-11.4	-6.9	-4.4	-4.7	-5.3	-5.9	-6.3	-6.6	-6.5	-6.2	-5.6	-4.7	-3.5	-1.9	2.5	8.9	-	-	-	-	-	-		
		35%	-8.4	-3.2	1.4	2.5	-3.9	-5.4	-6.8	-7.8	-8.7	-9.4	-9.4	-9.1	-8.6	-7.3	-3.1	3.4	8.3	11.2	-	-	-	-		
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen a	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	30%	-18.7	-14.2	-11.3	-10.6	-10.2	-10.0	-9.9	-9.6	-8.8	-7.6	-6.2	-4.8	-3.2	0.9	5.8	11.2	-	-	-	-	-	-		
		35%	-14.6	-10.0	-8.2	-8.6	-9.2	-9.9	-10.6	-11.2	-11.5	-11.4	-11.0	-10.4	-9.4	-7.0	0	6.2	-	-	-	-	-			
		40%	-10.7	-6.2	-5.0	-6.6	-8.2	-9.8	-11.3	-12.8	-14.2	-15.0	-15.6	-15.9	-15.8	-13.2	-6.0	1.4	6.0	11.3	-	-	-			
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen b	Valeur de 100Cmg pour des centrages à	35%	-	-18.4	-17.0	-16.4	-16.0	-15.8	-15.5	-15.0	-14.2	-13.0	-11.4	-9.7	-7.4	-4.6	11.0	-	-	-	-	-	-			
		40%	-20.0	-15.2	-14.1	-14.4	-14.8	-15.6	-16.5	-17.2	-17.4	-17.1	-16.5	-15.5	-13.3	-2.6	+5.8	11.4	-	-	-	-				
		45%	-15.4	-12.4	-11.8	-12.2	-13.6	-15.5	-17.3	-19.1	-20.5	-21.2	-21.5	-21.1	-18.6	9.2	2.0	7.4	11.2	-	-	-				
Planeur avec grand empennage trapézoïdal	Valeur de 100Cmg pour des centrages à	45%	-	-24.3	-23.2	-22.4	-21.7	-21.2	-20.8	-20.2	-19.8	-19.3	-18.7	-17.7	-15.2	0.4	4.6	9.2	-	-	-	-				
		50%	-25.2	-21.2	-18.9	-19.1	-19.6	-20.1	-20.6	-21.3	-21.8	-22.3	-22.7	-23.0	-21.7	0.4	2.2	6.3	-	-	-					
		55%	-20.8	-16.0	-13.8	-14.7	-16.4	-18.2	-20.6	-23.2	-23.7	-25.3	-26.6	-28.3	-28.2	0.4	0.4	3.5	-	-	-					



Nota. l'axe de la plaquette se trouve à 65% du bord marginal extrême de l'aile

PLANEUR NORMAL ET AILE ROMANO

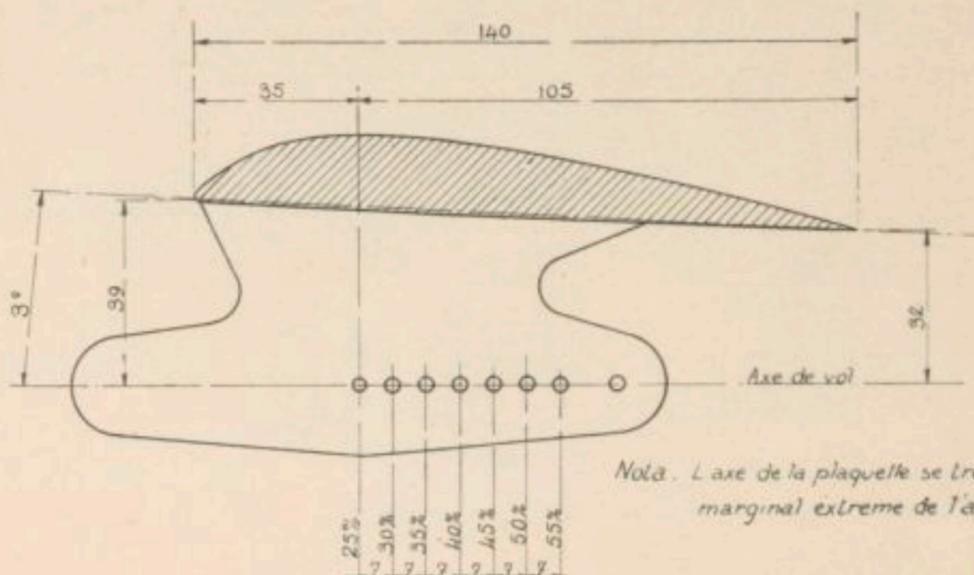
Nature de l'appareil	Incidences de l'axe de vol de l'avion par rapport au dos du fuselage	-16°	-14°	-12°	-10°	-8°	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°	24°	26°	28°	30°	
Aile Romano seule	Valeur de 100 Cmg pour des centrages à	25%	-6.0	-4.1	-2.1	3.8	5.1	5.1	4.8	4.6	4.7	5.3	5.9	6.6	7.5	8.2	9.1	10.0	10.8	11.7	-	-	-	-	-	-
	30%	-3.9	-2.1	3.3	4.3	5.1	4.6	3.3	2.4	2.1	1.8	1.6	1.5	1.8	2.4	3.0	4.0	5.1	6.4	-	-	-	-	-	-	
	35%	-2.6	-0.8	2.4	4.9	5.1	3.6	1.2	-0.3	-1.4	-2.4	-3.1	-3.8	-4.0	-3.8	-3.0	-2.0	-0.7	0.0	-	-	-	-	-	-	
	40%	-0.4	1.2	4.1	5.4	5.1	2.6	-0.1	-2.5	-4.7	-6.6	-8.2	-9.2	-9.4	-8.8	-8.0	-7.2	-6.0	-	-	-	-	-	-	-	
	45%	0.8	2.4	4.8	6.4	5.4	1.3	-1.3	-5.4	-8.4	-11.1	-13.1	-14.5	-15.0	-15.1	-14.9	-13.8	-12.0	-	-	-	-	-	-	-	
Planeur Romano sans empennage	Valeur de 100 Cmg pour des centrages à	25%	-6.0	-5.0	-3.8	-1.4	5.0	6.4	6.4	6.0	6.0	5.9	5.8	5.7	5.9	5.9	6.8	8.0	9.0	11.2	13.0	14.3	-	-	-	-
	30%	-3.6	-2.7	-1.7	0.2	5.1	5.9	6.4	5.2	3.8	2.7	2.0	1.2	0.4	0.0	-0.2	0	0.6	1.4	3.9	5.8	7.2	-	-	-	
	35%	-1.0	-0.4	0.7	2.2	4.7	6.7	6.4	4.3	1.9	0.0	-1.4	-3.3	-5.0	-6.2	-6.4	-7.0	-6.8	-4.8	-3.6	-1.0	0.0	-	-	-	
	40%	1.8	2.4	2.8	3.9	6.2	7.6	6.4	3.5	0.1	-2.6	-5.5	-7.9	-10.4	-12.4	-12.7	-14.1	-14.1	-13.0	-11.2	-8.2	-7.0	-	-	-	
	45%	4.4	4.7	4.6	6.0	7.9	8.2	6.1	2.7	1.7	-5.5	-9.0	-12.2	-15.9	-18.4	-19.0	-21.0	-21.2	-20.6	-18.8	-15.2	-13.8	-	-	-	
Planeur avec petit empennage trapézoïdal	Valeur de 100 Cmg pour des centrages à	25%	-	-15.3	-9.4	-5.1	-2.6	-1.3	-0.3	0.8	2.2	3.6	5.0	6.4	8.0	9.6	11.3	-	-	-	-	-	-	-	-	
	30%	-	-11.4	-8.5	-4.4	-2.1	-1.3	-1.4	-1.2	-0.8	-0.1	0.6	1.5	2.2	3.2	4.5	6.3	9.5	-	-	-	-	-	-	-	
	35%	-11.0	-9.6	-7.1	-2.9	-1.6	-1.8	-2.3	-2.9	-3.3	-3.6	-3.8	-3.8	-3.6	-3.3	-2.4	-0.8	2.8	6.9	11.4	-	-	-	-	-	
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen a	Valeur de 100 Cmg pour des centrages à	30%	-	-19.9	-15.0	-11.2	-8.8	-7.2	-5.9	-4.9	-3.6	-2.4	1.1	10.4	2.1	3.9	6.0	8.8	13.3	18.8	-	-	-	-	-	
	35%	-19.4	-17.1	-13.8	-9.5	-7.4	-7.1	-7.0	-6.9	-6.7	-6.2	-5.8	-4.9	-3.9	-2.7	-1.3	1.2	5.6	11.0	16.9	21.0	-	-	-	-	
	40%	-16.4	-14.5	-11.0	-7.5	-6.6	-6.9	-8.0	-8.7	-9.5	-10.1	-10.4	-10.7	-10.5	-9.7	-8.5	-6.8	-2.6	3.4	9.4	15.8	17.4	20.4	-	-	
	45%	-14.6	-12.6	-8.3	-6.4	-5.4	-7.4	-9.5	-11.0	-12.6	-13.8	-14.9	-15.9	-16.7	-17.2	-17.5	-15.7	-10.2	-3.8	2.5	7.6	11.2	14.2	16.1	17.5	
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen b	Valeur de 100 Cmg pour des centrages à	35%	-	-	-21.8	-17.4	-14.2	-12.8	-11.9	-10.7	-9.4	-8.0	-6.5	-4.7	4.4	12.2	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
	40%	-23.4	-18.6	-15.6	-13.8	-13.2	-13.0	-12.8	-12.6	-12.0	-11.2	-10.2	-4.0	6.5	11.4	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
	45%	-20.7	-16.9	-14.1	-13.4	-13.3	-13.3	-14.9	-15.5	-16.0	-16.0	-15.6	-11.8	-0.4	8.4	10.6	-	-	-	-	-	-	-	-		
Planeur avec grand empennage trapézoïdal	Valeur de 100 Cmg pour des centrages à	45%	-	-	-24.2	-21.9	-20.6	-19.8	-19.2	-18.6	-17.8	-17.0	-15.8	-14.5	-12.8	-9.9	-3.8	-0.4	7.4	16.4	-	-	-	-	-	
	30%	-	-	-25.1	-19.8	-18.9	-19.2	-19.5	-20.4	-20.7	-20.8	-20.8	-20.2	-18.9	-16.7	-15.0	-7.0	1.0	11.5	20.5	-	-	-	-	-	
	35%	-	-	-22.4	-17.7	-17.4	-18.6	-20.4	-22.2	-23.6	-24.4	-24.8	-24.9	-24.4	-23.1	-20.4	-15.4	-7.5	1.6	11.2	-	-	-	-	-	



Nota. l'axe de la plaque se trouve à 80% du bord marginal extrême de l'aile

PLANEUR NORMAL ET AILE 47 A

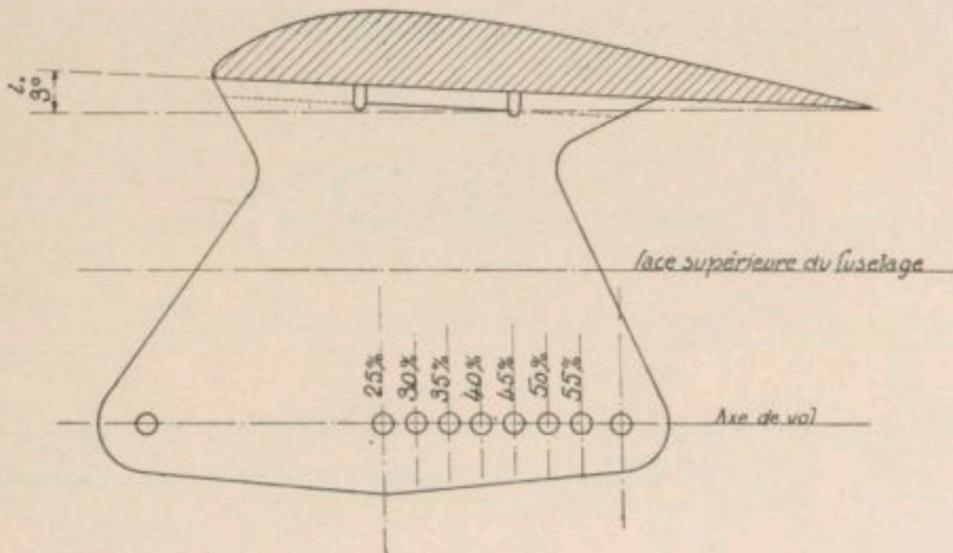
Nature de l'appareil	Incidences de l'axe de vol parallèle au dos du fuselage	-16°	-14°	-12°	-10°	-8°	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°	24°	26°	28°	30°	
Aile 47A seule	Valeur de 100Cmg pour des centrages à	25%	4.5	2.4	2.0	4.9	5.7	5.7	5.6	5.4	5.5	6.1	6.8	7.6	8.5	9.4	10.4	11.8	13.6	-	-	-	-	-	-	-
		30%	2.5	0	3.4	5.4	5.4	4.6	3.7	2.9	2.3	1.6	1.4	1.5	2.1	2.7	4.0	5.4	6.6	7.3	7.6	-	-	-	-	-
		35%	0.6	1.8	4.8	6.0	5.3	3.8	1.5	-0.5	-2.1	-3.4	-3.8	-4.3	-4.3	-3.9	-2.4	-0.7	-0.8	2.0	2.8	-	-	-	-	-
		40%	1.9	3.6	6.0	7.0	4.8	1.9	-1.4	-4.0	-6.1	-8.0	-9.2	-10.2	-10.8	-9.9	-8.2	-6.8	-5.4	-4.1	-3.2	-	-	-	-	-
		45%	3.4	4.8	6.6	8.5	4.4	0.4	-4.5	-8.2	-10.6	-13.1	-14.8	-16.3	-17.4	-16.8	-14.1	-12.1	-10.7	-9.3	-8.3	-	-	-	-	-
Planeur 47A sans empennage	Valeur de 100Cmg pour des centrages à	25%	-	-	-	-0.5	2.6	6.5	7.4	7.6	6.6	6.2	6.0	5.9	6.0	6.4	6.9	7.6	8.7	9.9	11.0	12.4	13.7	-	-	-
		30%	-1.4	-1.2	0	1.8	4.6	7.2	7.6	7.0	5.0	3.8	2.5	2.2	1.3	0.0	-0.3	0.2	1.7	3.0	4.3	6.2	8.6	-	-	-
		35%	1.8	2.0	2.4	3.8	6.5	8.0	7.7	6.4	3.4	+1.0	-1.0	-2.4	-4.0	-6.4	-7.5	-6.9	-4.9	-3.8	-2.8	0	2.0	-	-	-
		40%	3.2	3.3	3.4	4.8	7.4	8.8	7.8	5.8	2.0	-0.9	-3.3	-7.6	-9.2	-12.9	-14.0	-14.2	-11.3	10.6	9.4	6.4	5.0	-	-	-
		45%	7.7	7.5	7.6	8.0	9.2	9.6	8.3	5.2	0.5	-3.3	-8.0	-12.2	-14.2	-19.6	-21.0	-20.4	-18.8	-17.0	-15.0	-13.0	-12.0	-11.3	-	-
Planeur avec petit empennage trapézoïdal	Valeur de 100Cmg pour des centrages à	25%	-	-10.8	-6.7	-2.7	-1.5	-0.7	0.6	1.7	2.8	4.0	5.2	6.6	8.6	10.6	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		30%	-11.8	-8.8	-4.8	-1.7	-1.1	-1.1	-1.0	-0.9	-0.8	-0.5	0	0.7	2.0	3.5	6.2	9.6	11.6	-	-	-	-	-	-	-
		35%	-9.1	-6.8	-2.7	-0.9	-0.9	-1.2	-2.4	-3.2	-4.0	-4.3	-4.7	-4.7	-4.6	-3.3	-0.6	2.5	4.9	10.4	-	-	-	-	-	-
		40%	-6.3	-4.0	-1.1	-0.6	0.3	-1.9	-4.2	-6.2	-7.4	-8.5	-9.5	-10.6	-11.3	-10.5	-7.7	-4.8	-1.7	2.4	6.3	-	-	-	-	-
		45%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen a	Valeur de 100Cmg pour des centrages a	30%	-19.4	-16.3	-12.4	-9.5	-7.8	-6.9	-6.5	-6.0	-5.3	-4.2	-3.0	-1.4	+0.4	2.8	6.0	10.8	-	-	-	-	-	-	-	-
		35%	-16.0	-13.4	-10.7	-8.3	-7.5	-7.8	-8.0	-8.1	-8.2	-8.0	-7.8	-7.2	-6.0	-4.0	0.0	4.6	8.4	11.8	-	-	-	-	-	-
		40%	-14.9	-12.0	-9.2	-6.7	-7.2	-8.6	-9.7	-10.7	-11.5	-12.3	-12.8	-12.8	-12.4	-10.4	-6.2	2.2	1.7	5.9	10.2	-	-	-	-	-
		45%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		50%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen b	Valeur de 100Cmg pour des centrages a	35%	-	-21.0	-17.7	-14.5	-11.5	-10.7	-10.4	-10.2	-9.7	-8.7	-7.3	-5.5	-3.3	0.1	4.8	11.2	-	-	-	-	-	-	-	-
		40%	-	-18.4	-15.4	-11.8	-11.3	-11.6	-12.2	-13.0	-13.4	-13.6	-13.0	-11.6	-9.6	-6.4	0.8	4.6	10.0	-	-	-	-	-	-	-
		45%	-	-16.9	-12.5	-10.5	-11.1	-12.4	-14.1	-16.0	-17.7	-18.5	-18.5	-17.6	-16.1	-13.6	-8.8	2.9	1.9	7.2	-	-	-	-	-	-
		50%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
		55%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Planeur avec grand empennage trapézoïdal	Valeur de 100Cmg pour des centrages a	40%	-	-23.2	-20.7	-19.1	-18.4	-17.3	-16.1	-14.7	-13.2	-11.5	-9.3	-6.4	-2.5	3.4	12.4	22.0	-	-	-	-	-	-	-	-
		45%	-	-24.4	-19.9	-19.0	-19.0	-19.2	-19.1	-18.8	-18.0	-17.3	-16.3	-14.8	-12.0	-8.3	-1.5	7.6	14.5	20.5	-	-	-	-	-	-
		50%	-	-25.7	-21.8	-17.0	-17.1	-18.6	-20.4	-21.1	-21.3	-21.3	-21.2	-20.7	-19.5	-17.6	-13.0	-5.4	1.5	9.0	16.3	21.6	-	-	-	-
		55%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
		60%	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	



Nota. L'axe de la plaque se trouve à 65% du bord marginal extrême de l'aile.

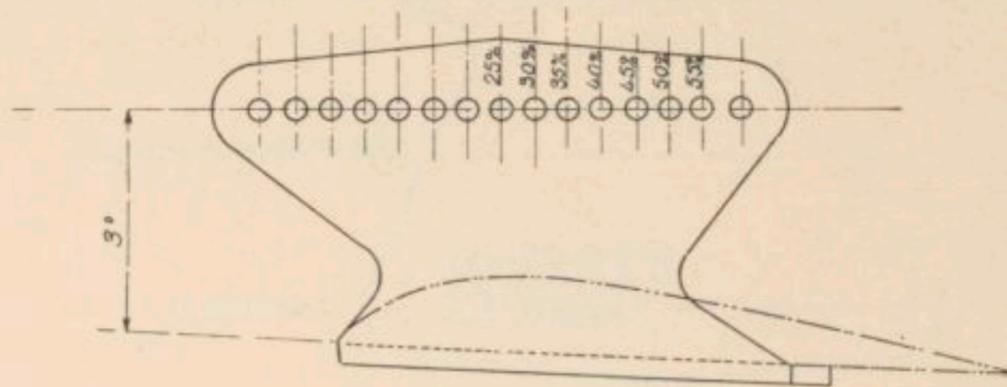
PLANEUR PARASOL ET AILE 47 A

Nature de l'appareil	Incidences de l'axe de vol parallèle au dos du fuselage	-16°	-14°	-12°	-10°	-8°	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°	24°	26°	28°	30°	
Aile 47A seule	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	25%	-6.1	-3.7	0	4.2	4.3	4.4	4.4	4.5	4.7	5.4	6.8	8.4	10.2	12.1	13.6	14.3	14.2	14.2	13.7	12.9	12.2	11.5	11.3	11.2
	25%	-4.0	-2.3	2.0	4.6	4.7	4.2	3.0	1.6	1.2	1.3	1.8	2.7	4.3	5.7	7.2	8.5	9.4	9.5	9.2	8.2	7.2	6.8	6.6	6.6	
	35%	-2.4	0.3	3.7	5.5	5.2	3.6	1.4	-0.9	-2.5	-3.5	-3.8	-3.6	-2.7	-1.1	0.7	2.4	3.7	4.6	4.2	2.6	1.9	1.6	1.5	1.4	
	40%	-0.1	1.6	4.4	6.3	5.8	3.1	0.4	-2.8	-5.0	-6.8	-8.1	-8.8	-8.6	-8.0	-6.6	-4.8	-3.0	-1.8	-1.4	-3.8	-4.2	-3.8	-3.6	-3.4	
	45%	2.4	3.7	6.1	7.4	6.0	2.2	-2.5	-6.0	-8.7	-11.7	-13.7	-14.8	-15.4	-14.6	-12.0	-10.1	-8.6	-7.6	-7.6	-8.4	-9.0	-8.9	-8.7	-8.4	
	50%	4.6	5.8	7.9	8.3	6.7	1.6	-4.9	-9.4	-13.3	-16.9	-19.6	-20.8	-21.4	-21.0	-19.5	-17.4	-15.7	-14.4	-13.4	-13.3	-13.6	-13.8	-13.8	-13.8	
Planeur avec petit empennage trapézoïdal	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	25%	-16.2	-13.4	-10.0	-7.7	-4.9	-2.4	-0.9	0	1.1	2.6	5.0	8.0	11.0	14.0	17.2	20.5	24.0	-	-	-	-	-	-	-
	30%	-13.7	-11.5	-8.9	-6.8	-4.8	-3.4	-2.8	-2.4	-2.1	-1.5	0.3	2.4	5.2	8.0	11.2	14.2	17.4	19.6	-	-	-	-	-	-	-
	35%	-11.1	-9.4	-7.8	-6.0	-4.8	-4.4	-4.8	-5.1	-5.6	-5.4	-4.6	-3.2	-1.0	1.8	4.9	7.6	10.6	13.5	15.6	16.6	16.9	17.0	17.0	-	-
	40%	-9.6	-8.1	-6.4	-5	-4.5	-4.8	-6.1	-7.6	-8.8	-9.4	-9.5	-8.8	-7.2	-4.4	-1.4	1.1	4	7.6	9.2	10	11.2	12.5	14	-	-
Planeur avec empennage moyen a	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	30%	-19.6	-17	-14.2	-11.2	-8.2	-5.4	-3.9	-2.8	-1.6	0	2.4	5.0	8.1	11.8	15.8	20.5	-	-	-	-	-	-	-	-
	35%	-17.4	-15.4	-12.8	-10.4	-8.4	-6.8	-6.0	-5.7	-5.5	-4.8	-3.2	-1.0	1.9	5.0	8.6	13.9	17.7	21.5	-	-	-	-	-	-	-
	40%	-15.2	-13.8	-12.0	-9.6	-7.9	-7.7	-7.8	-8.6	-9.4	-9.2	-7.7	-6.2	-4.2	-1.4	2.6	8.8	12.5	15.8	17.9	18.8	19.4	19.9	20.5	-	-
Planeur avec empennage moyen b	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	30%	-	-	-	-19	-15.2	-11.8	-10	8.6	-6.8	-4.2	-1.3	2	6.2	10.8	16.0	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	35%	-	-	-	-17.2	-14	-12.8	-12	-11.2	-9.9	-8	-5.3	-2.4	1.4	5.6	12.0	17.0	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	40%	-	-	-20.5	-16.6	-14.0	-13.3	-13.6	-13.6	-11.4	-9.6	-7.2	-4.0	0.2	5.4	11.4	17	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	45%	-	-20	-17.8	-15.4	-13.7	-13.9	-15.1	-15.9	-15.8	-15.0	-13.8	-12.0	-9.0	-5.2	0	6.4	11.6	16.4	20.5	-	-	-	-	-	-
Planeur avec grand empennage	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	45%	-	-	-	-28	-20.7	-19.5	-19.0	-18.8	-17.4	-14.9	-12.4	-9.4	-5.1	0.6	8.6	17.7	-	-	-	-	-	-	-	-
	50%	-	-	-28	-23.6	-20.4	-19.8	-20.3	-21.1	-20.7	-19.3	-17.5	-15.4	-11.2	-5.1	1.3	11.0	20.6	-	-	-	-	-	-	-	-
	55%	-	-26.5	-22.4	-20.4	-20.6	-21.8	-23.1	-23.6	-23.4	-22.4	-20.6	-17.4	-12.6	-4.3	4.3	12.4	20.5	-	-	-	-	-	-	-	-



PLANEUR A AILE SURBAISSÉE ET AILE 47 A

Nature de l'appareil	Incidence de l'axe de l'avion parallèle au dos du fuselage	-16°	-14°	-12°	-10°	-8°	-6°	-4°	-2°	0	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°	24°	26°	28°	30°	
Aile 47A seule	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	20%	-3.3	-2.4	1.4	5.3	8.7	10.7	12.0	12.0	11.2	10.2	9.8	8.4	7.6	7.3	7.6	10.2	10.8	11.2	11.8	.	.	.	.	.
		25%	-0.6	0.4	3.6	6.6	9.3	10.1	10.4	9.8	8.7	6.3	5.4	4.4	3.0	0.4	1.4	3.5	4.5	5.4	7.5	10.7	11.8	.	.	.
		30%	1.8	2.6	4.2	7.5	9.4	9.2	8.6	7.6	6.0	4.2	1.3	-1.9	-4.7	-6.4	-5.4	-3.1	-1.6	-0.4	2.4	6.1	9.2	10.3	10.9	11.4
		35%	4.0	4.4	6.8	9.0	9.6	9.0	7.6	5.3	2.4	-2.4	-5.0	-7.7	-10.8	-12.3	-11.6	-9.5	-8.0	-6.0	-2.7	1.2	4.0	5.2	6.1	6.7
		40%	6.3	6.8	8.2	10.0	10.1	8.2	5.4	2.4	-2.2	-6.4	-10.4	-14.6	-18.0	-18.4	-17.6	-16	-14.6	-12.0	-8.5	-4.3	1.4	0	0.5	0.8
		45%	9.8	10.0	10.6	11.2	10.7	7.6	3.8	-0.6	-5.9	-10.6	-15.6	-20.6	-25.6	-26.1	-25.4	-23.1	-21.0	-18.7	-14.0	-9.4	6.6	5.6	5.0	4.8
		50%	13.0	12.8	12.4	11.9	10.8	6.8	1.5	-4.8	-10.6	-16.2	-21.8	-27.5	-32.4	-32.6	-31.8	-30.0	-28.1	-25.6	-20.7	-14.9	-12.8	-12.0	-11.5	-11.3
Planeur avec petit empennage trapézoïdal	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	20%	-16.5	-13.4	-9.4	-3.6	0.6	3.2	4.7	5.8	6.8	7.7	8.5	9.4	10.4	11.4	12.4	13.7	15.2	16.8	19.1	.	.	.	.	.
		25%	-13.5	-10.6	-6.2	-1.9	1.8	3.2	3.3	3.3	3.3	3.3	3.3	3.3	3.5	4.7	6.3	7.8	9.4	11.2	14.0	17.6	20.1	.	.	.
		30%	-10.1	-7.8	-4.0	0	2.4	3.2	2.4	1.4	0.4	0.7	-1.8	-2.8	-3.5	-2.5	-0.8	0.9	2.7	4.5	6.8	12.1	15.6	18.2	.	.
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen α	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	25%	-19.8	-16.3	-12.1	-7.1	-2.7	-1.0	0.9	2.0	2.9	3.8	4.9	6.3	7.6	9.6	10.8	12.7	14.7	17.4	19.8	.	.	.	.	.
		30%	-16.2	-13.4	-10.0	-5.3	-1.9	-1.0	-0.4	-0.2	-0.1	0	0	0	0.4	1.6	3.3	5.4	7.6	10.2	13.4	18.3	.	.	.	
		35%	-13.2	-11.1	-6.6	-2.6	-1.0	-1.0	-1.6	-2.6	-3.2	-4.1	-5.2	-6.2	-6.8	-5.8	-3.6	-1.1	1.1	3.7	7.7	12.4	17.6	.	.	
Planeur avec empennage trapézoïdal moyen β	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	30%	.	.	18.7	14.1	11.4	9.6	8.4	7.4	6.5	5.4	4.2	2.6	0.7	1.6	4.1	7.1	0.8	14.8	18.9	.	.	.	.	.
		35%	.	-21.5	-16.0	-12.2	-10.2	-9.6	-9.6	-9.6	-9.6	-9.6	-9.2	-7.4	-4.2	-1.1	-2.1	5.6	9.7	14.2	19.5	.	.	.	.	.
		40%	20.8	-17.9	-14.6	-11.3	-9.5	-9.6	-10.4	-11.6	-12.6	-13.7	-14.8	-15.5	-15.0	-12.9	-8.8	-5.4	-1.5	2.5	6.8	12.8	18.8	.	.	.
Planeur avec grand empennage trapézoïdal	Valeurs de 100Cmg pour des centrages à	40%	.	.	20.5	16.4	14.2	13.0	12.2	11.4	10.8	10.1	9.4	8.4	6.7	3.8	-0.7	4.0	9.7	14.6	19.3	.	.	.	.	.
		45%	.	.	19.5	15.0	13.7	13.4	13.4	13.7	14.1	14.3	14.6	14.3	13.0	10.6	6.8	-1.9	2.0	7.8	13.0	19.0	.	.	.	.
		50%	.	.	18.0	13.7	13.0	14.0	15.2	16.4	17.5	18.7	19.9	20.8	20.7	17.4	13.6	8.7	2.5	1.1	7.9	15.3	.	.	.	.



### CHAPITRE III

## MOMENTS DE GIRATION ET STABILITÉ DE ROUTE

### INTERPRÉTATION ET DISCUSSION DES RÉSULTATS D'ESSAIS

« Pour étudier la stabilité de route, il importe d'établir une distinction très nette entre le plan vertical de symétrie de l'avion et le plan vertical dans lequel se déplace son centre de gravité. En marche normale, il est clair que ces deux plans coïncident. Mais, de même qu'il arrive souvent que les roues d'une voiture dérapent, c'est-à-dire glissent obliquement sur le sol, au lieu de rouler dans la direction qui serait celle de la marche normale de la voiture,

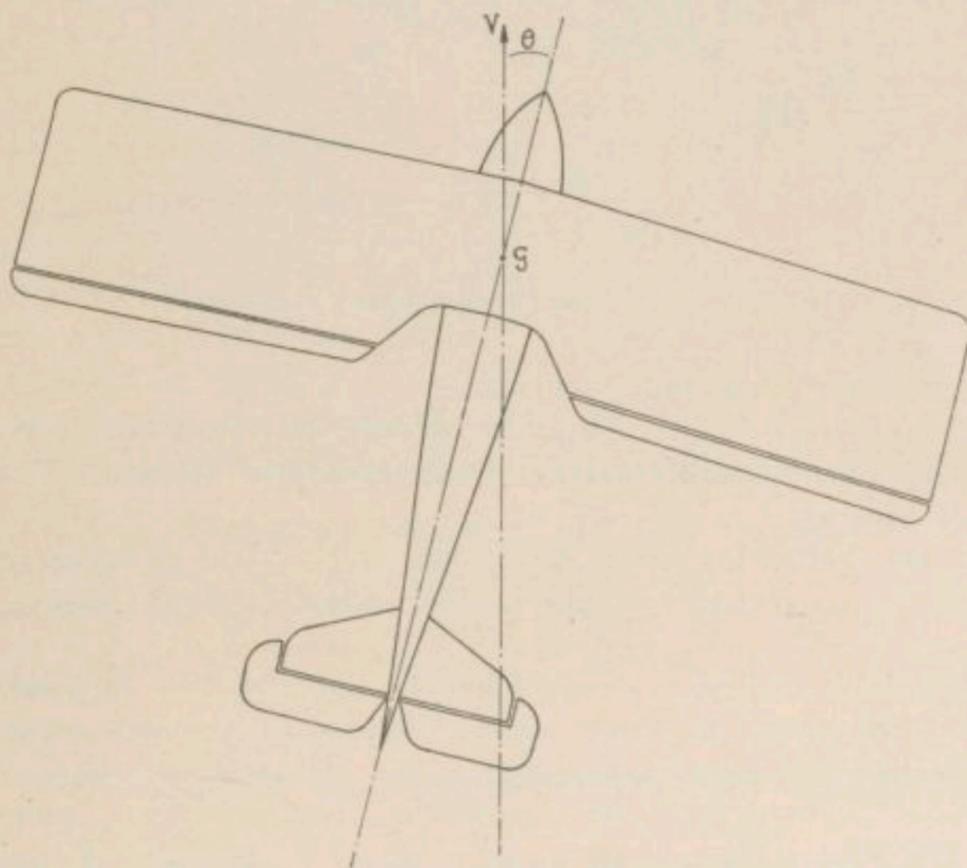


Fig. 56. — Position d'un avion présentant un angle de dérapage  $\theta$

de même un aéroplane peut avoir aussi, en dehors de l'existence de tout vent oblique, une marche dans laquelle son plan de symétrie ne coïncide pas (*fig. 56*) avec le plan dans lequel se déplace son centre de gravité, et fait avec ce dernier un certain angle  $\theta$  que nous appellerons, par analogie avec le cas de la voiture, angle de *dérapiage*. On doit naturellement éviter le plus possible cette anomalie. Pour cela, il est désirable que l'appareil ait de la *stabilité de route*, c'est-à-dire tende à reprendre naturellement la position de marche normale où les deux plans verticaux que nous venons de mentionner coïncident. Supposons qu'une cause accidentelle ait fait dévier vers la droite (en avant) autour de la verticale du

centre de gravité le plan de symétrie par rapport au plan de marche; pour qu'il y ait stabilité de route, il faut que ce mouvement ait pour conséquence de déterminer la naissance de forces aérodynamiques capables de créer un couple de giration faisant tourner l'appareil en sens inverse autour de cette même verticale. Le procédé le plus simple pour rendre automatique cette stabilité est l'emploi de surfaces verticales en arrière du centre de gravité. Avec de telles surfaces à l'avant, l'appareil aurait tendance à faire un tête à queue si le pilote ne disposait pas d'organes de manœuvres, tels que les ailerons, pour contrebalancer l'effet de ces surfaces avant » (1).

Un rôle important du montage en girouette tel que nous l'avons indiqué (fig. 5, 6, 7) a précisément été de montrer sans ambiguïté si une maquette présentait ou non de la stabilité de route.

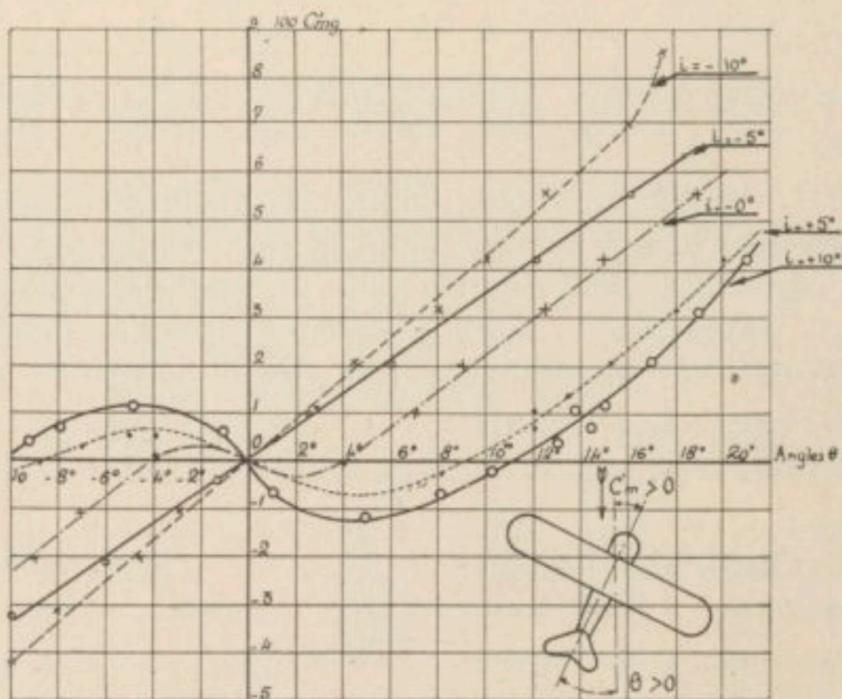


Fig. 57. — Exemple de moments de giration dans le cas d'un avion présentant de l'instabilité de route aux fortes incidences

Nous allons en donner quelques exemples.

Le diagramme de la figure 57 donne un exemple des moments de giration que nous avons mesurés sur une maquette d'avion de transport à gros fuselage. L'interprétation de ce diagramme est la suivante (2) :

En abscisses sont portés les angles de dérapage  $\theta$  et en ordonnées les coefficients absolus de moments  $C'm_g$  relatifs à l'axe normal passant par le centre de gravité de l'avion.

Sur le diagramme de la figure 56, ces moments sont rapportés au produit de la surface de la voilure par la profondeur de l'aile, comme l'étaient les moments de tangage au Ch. II.

Chacune des courbes tracées se rapporte à une incidence déterminée de l'axe de vol ( $i = -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ ). Les sens positifs de  $C'm_g$  et de  $\theta$  sont indiqués sur le petit schéma d'un avion vu en plan. Comme on le voit, si  $\theta$  augmente de  $\Delta\theta > 0$ , soit donc si la queue de l'avion se déplace vers la gauche, il faudra, pour qu'il y ait stabilité, que le couple  $\Delta C'm_g$  tende à ramener vers la droite la queue de l'avion  $\Delta C'm_g$  devra donc être positif d'après nos conventions de figure. Un élément de courbe, tel que pour  $\Delta\theta > 0$ , on ait en même temps  $\Delta C'm_g > 0$ , indiquera donc la stabilité. Ce sera le cas pour les branches ascendantes des courbes. De même, les branches descendantes indiqueront l'instabilité et les branches horizontales l'indifférence.

(1) Nous empruntons l'esprit de cette longue citation à l'ouvrage bien connu "L'Aviation" de MM. PAINLEVÉ, BOREL et MAURAIN. — Elle nous a paru définir avec une très grande clarté les éléments essentiels de la stabilité de route.

(2) Nous croyons utile de rappeler que les principes fondamentaux du Chapitre II et relatifs notamment à la signification des coefficients absolus et à la déduction de la courbe des moments autour d'un point  $\theta$  du tracé des courbes de moments autour de deux autres points  $\theta_1$  et  $\theta_2$ , en ligne avec  $\theta$ , etc., s'appliquent naturellement à l'étude des moments de giration.

D'autre part, plus  $\Delta C'm_a$  sera grand pour un  $\Delta \theta$  donné, plus le couple de rappel sera énergique. Dans tous les cas, la tangente

$$\frac{\Delta C'm_a}{\Delta \theta}$$

indiquera donc en chaque point la nature et l'importance du couple de rappel.

Les positions d'équilibre naturel sont évidemment celles pour lesquelles  $C'm_a = 0$ .

On voit sur la *figure 57* que pour les incidences de  $i = 10^\circ$  et  $i = -5^\circ$ , la position d'équilibre  $C'm_a = 0$  est  $\theta = 0$ .

On voit aussi que les branches de courbes sont ascendantes autour de cette position et indiquent par leur pente que l'avion possède une forte stabilité de route, qui s'affaiblit toutefois quand on passe de l'incidence de  $-10^\circ$  à celle de  $-5^\circ$ .

A partir de l'incidence de  $i = 0^\circ$ , la courbe des moments obtenue possède une branche instable comprise entre deux branches stables. Pour  $C'm = 0$ , on a trois positions d'équilibre et celle correspondant à  $\theta = 0^\circ$  est instable. Autrement dit, l'avion ne peut alors se maintenir dans le lit du vent que par de petits mouvements de lacets que le pilote provoque par de petites manœuvres incessantes du gouvernail de direction.

Les seules positions stables, qui sont celles qui s'établissent spontanément, en dehors de l'action continue du pilote comportent un angle de dérapage  $\theta$  notable.

Ainsi, on a pour :

$i = 0^\circ$	$\theta = \pm 4^\circ$
$i = 5^\circ$	$\theta = \pm 9^\circ$
$i = 10^\circ$	$\theta = \pm 11^\circ$

Toutes les maquettes d'avions ne se comportent pas comme celle relative à la *figure 57*. Ainsi, sur la *figure 58*, nous avons représenté les résultats d'essais d'une maquette d'avion-école, dont les courbes de moments de giration montrent que  $\theta = 0^\circ$  est l'angle stable correspondant à  $C'm_a = 0$  et ceci même aux incidences de  $10^\circ$  de l'axe de vol.

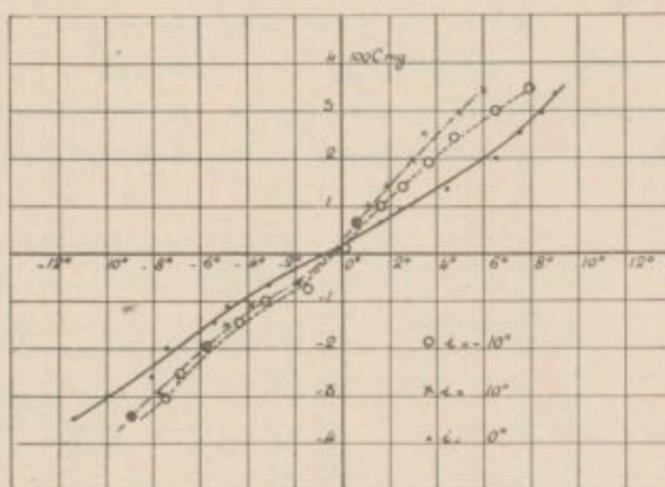


Fig. 58. — Exemple de moment de giration dans le cas d'un avion présentant de la stabilité de route à toutes les incidences

REMARQUE. — L'affaiblissement possible de la stabilité aux grands angles d'incidences, signalé à propos de la *figure 57*, indique que, pour un avion, c'est à la montée que l'on doit faire l'épreuve de l'efficacité du plan vertical de queue, alors que pour la stabilité longitudinale c'était en vol piqué que l'on devait vérifier l'efficacité de l'empennage.

## II. — EXAMEN DE QUELQUES RÉSULTATS D'ESSAIS

Nous n'avons pas encore eu la possibilité d'entreprendre des recherches systématiques étendues sur la stabilité de route et nous allons nous borner à signaler les points intéressants que nous avons notés jusqu'ici.

*Influence du développement en hauteur du plan de dérive vertical.* — Les phénomènes fâcheux analogues à ceux que nous venons de décrire à propos de la *figure 57* (angles de  $0^\circ$ ,  $5^\circ$  et  $10^\circ$ ) sont dus à ce que pour les grands angles de vol, les parties avant de l'avion qui se présentent sous de fortes incidences exerçaient un moment déstabilisateur de plus en plus élevé en même temps que le plan de dérive vertical venait à être masqué par le fuselage dans les positions de montée.

Pour mettre en évidence ce dernier point, nous avons procédé aux essais d'une même maquette munie d'un plan de queue vertical de forme rectangulaire de  $100 \times 53$  mm.

que nous avons successivement disposé à l'arrière du fuselage, de manière que dans un premier essai, il était fixé par sa grande base au dos du fuselage et dans un deuxième essai par son petit côté. Dans le premier cas, le plan de queue s'élevait donc de 53 mm. au-dessus du fuselage et dans le deuxième cas de 100 mm. comme l'indique la *figure 59* (1).

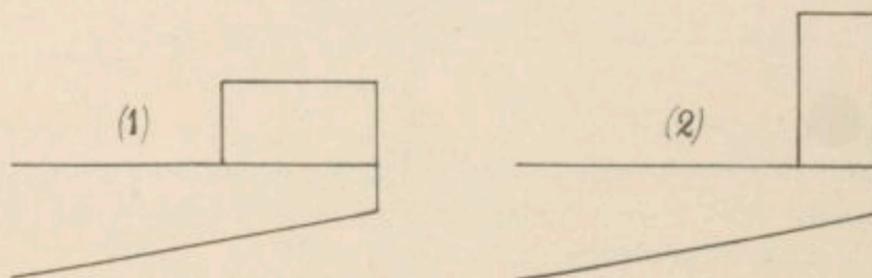


Fig. 59

La *figure 60* donne les courbes de moment dans les cas (1) et (2) pour 0° d'incidence. On voit que l'empennage (2) est plus actif, parce que son bord d'attaque est plus développé, mais que les deux empennages conduisent à des avions stables.

La *figure 61* donne les mêmes courbes de moment dans le cas d'une incidence de 10°. Alors que l'empennage (2) a conservé presque toute son efficacité, l'empennage (1) est devenu nettement insuffisant, en ce sens que la stabilité de route de l'avion a complètement disparue et a fait place à un état d'indifférence.

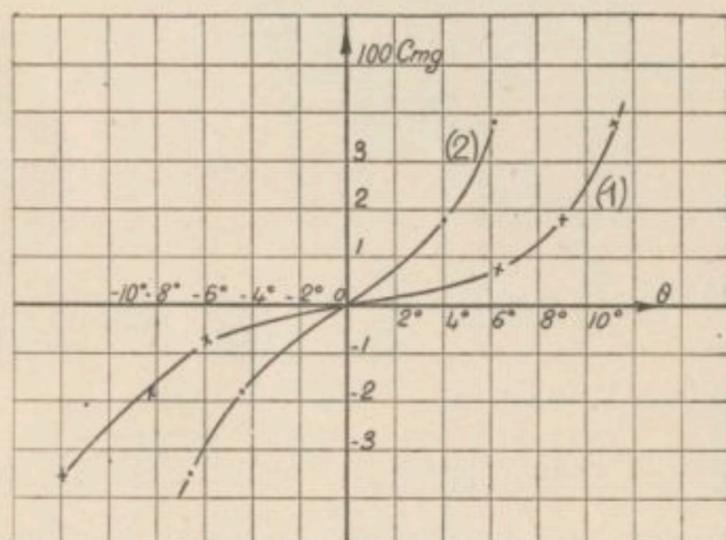


Fig. 60

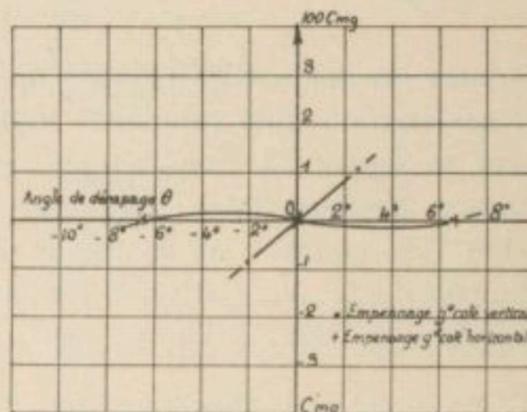


Fig. 61

*Influence du gouvernail de direction.* — La manœuvre du gouvernail de direction provoque un moment de giration qui change « le cap » de l'avion.

Dans la réalité, cette manœuvre doit s'accompagner d'un léger couple de roulis que nous négligeons ici.

La *figure 62* représente l'influence de la manœuvre du gouvernail de direction sur les moments de giration. Chacune des courbes tracées se rapporte à un angle donné  $\gamma$  de ce gouvernail de part et d'autre de la direction moyenne de la dérive fixe.

On voit que la manœuvre de ce gouvernail a pour effet immédiat de créer un angle de dérapage  $\theta$ , mais qu'elle ne modifie pas sensiblement la pente des courbes  $C'm_0$  qui paraissent se déplacer parallèlement à elle-même; elle est donc sans influence sur la stabilité de route. On retrouve ici une propriété analogue à celle observée avec le gouvernail de profondeur dans la stabilité longitudinale.

(1) L'avion était normal : La surface de voilure de la maquette était de 0.10 m<sup>2</sup>; il était centré à 32 % en arrière du bord d'attaque et la distance du 1/4 avant de la quille verticale au centre de gravité était  $\frac{366}{130} \approx 2,8$  fois la profondeur de l'aile.

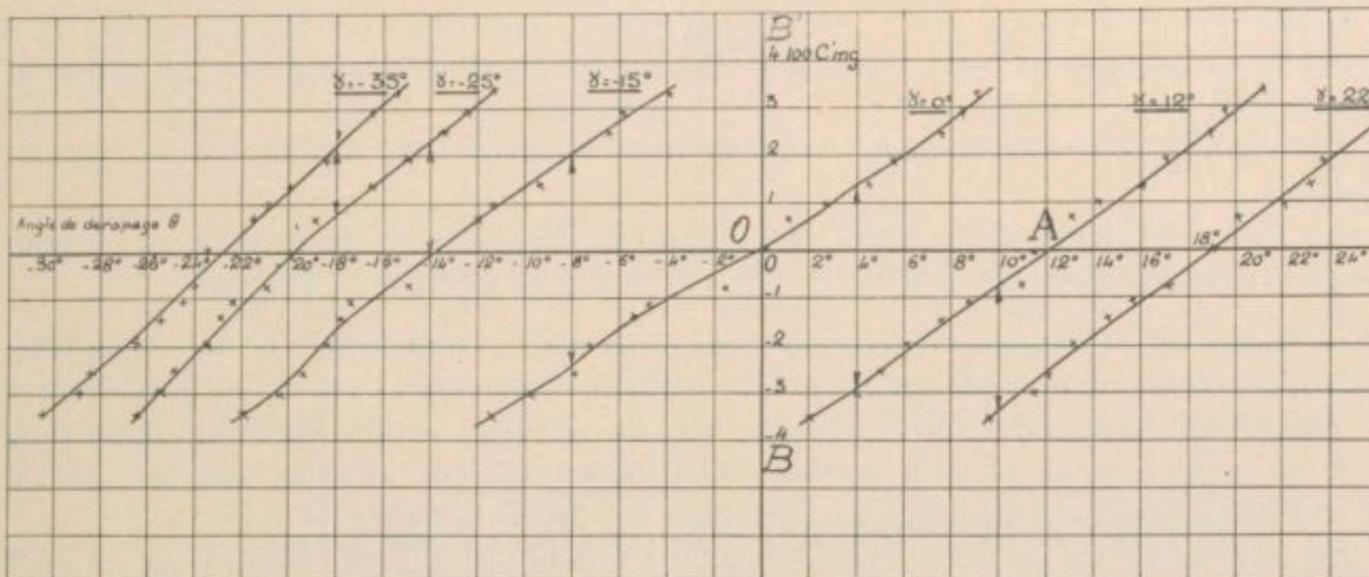


Fig. 62. — Influence du braquage  $\gamma$  du gouvernail de direction sur les moments de giration

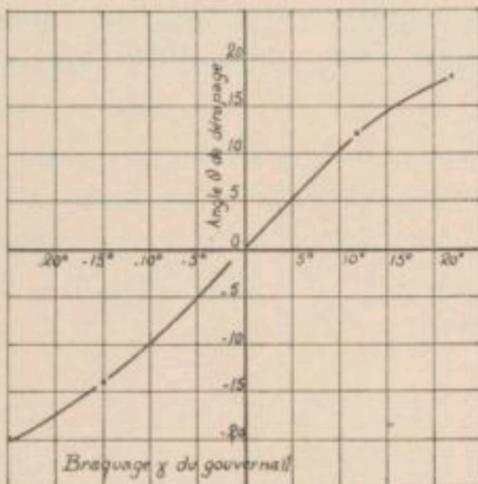


Fig. 63. — Angles de derapage  $\delta$  en fonction du braquage  $\gamma$  du gouvernail de direction

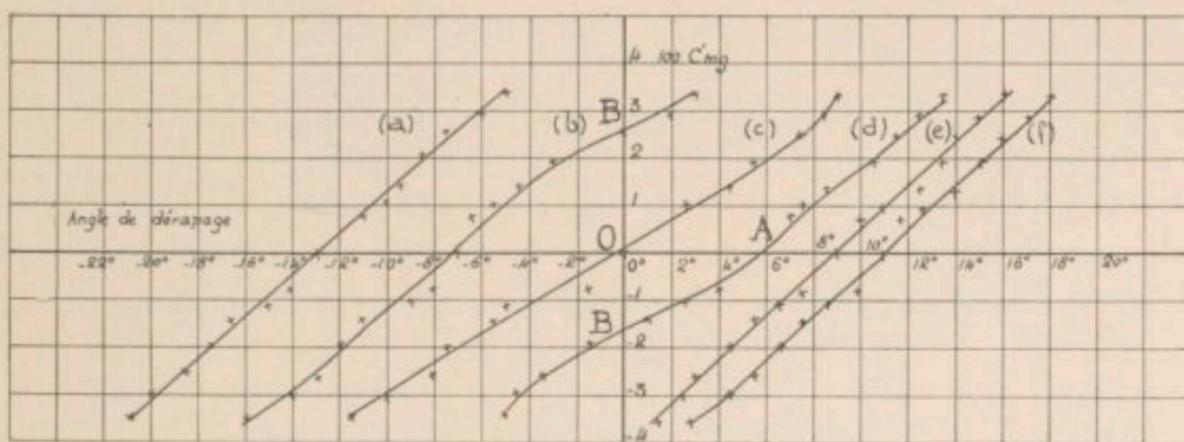


Fig. 64  
Influence de la manœuvre des ailerons sur les moments de giration

Courbes	Inc par rapport au prolong <sup>t</sup> de l'aile	
	Aileron droit	Aileron gauche
— a —	— 24° —	— + 24° —
— b —	— 8° —	— + 8° —
— c —	— 0° —	— 0° —
— d —	— 8° —	— - 8° —
— e —	— 16° —	— - 16° —
— f —	— 24° —	— - 24° —

Le couple de giration, créé par la manœuvre brusque du gouvernail de direction, est mesuré par les ordonnées à l'origine  $OB, OB'...$  des différentes courbes  $\gamma$  (1).

Comme les courbes  $\gamma = C^{te}$  sont sensiblement parallèles, les grandeurs des couples de giration correspondant sont aussi données par les portions d'ordonnées qui séparent les différentes courbes  $\gamma = C^{te}$ .

*Ces couples sont sensiblement proportionnels à l'angle  $\gamma$ , comme on peut le vérifier facilement.*

La *figure 63* donne la variation des angles de dérapage  $\theta$  en fonction des braquages  $\gamma$  du gouvernail de direction.

*Influence de la manœuvre conjuguée des ailerons.* — L'influence de la manœuvre des ailerons n'est connue que d'une manière approchée par les essais actuels en girouette, parce qu'en réalité cette manœuvre s'accompagne sur l'avion d'un couple de roulis important.

Si on néglige ce couple, l'influence de la manœuvre des ailerons sur la stabilité de route se traduira par des diagrammes analogues à celui de la *figure 64*.

On voit que cet effet serait peu sensible et que la stabilité de route ne serait sensiblement pas modifiée par la manœuvre des ailerons.

Comme les ailerons n'agissent pas cependant d'une manière symétrique quand on abaisse l'un et relève l'autre d'une quantité égale, leur manœuvre fait naître un angle de dérapage  $\theta$  qu'on pourra lire sur les diagrammes.

Comme pour le cas du gouvernail de direction, le moment de giration au départ sera donné par l'ordonnée à l'origine  $OB, OB'...$  des différentes courbes  $(a), (b), (c), etc.$

---

(1) On pourrait les obtenir directement à la girouette en cherchant par le déplacement de la plaque P à ramener le système à  $\theta = 0^\circ$  pour chaque position  $\gamma$  que l'on se donnerait du gouvernail de direction.

## CHAPITRE IV

### MOMENTS DE ROULIS ET AUTO-ROTATION

#### I. — CARACTÈRES PARTICULIERS DES ÉQUILIBRES POSSIBLES AUTOUR DE LA VITESSE DE TRANSLATION

Si on imagine une rotation de l'avion autour de la vitesse de translation, les incidences des divers éléments qui constituent l'avion resteront les mêmes quel que soit l'azimut dans lequel on suppose le système en équilibre. En conséquence, si l'avion est soumis à des couples aérodynamiques, ces couples ne variant pas suivant l'azimut, l'équilibre, s'il existe, sera nécessairement un équilibre indifférent.

Cependant, si on installe ainsi une maquette sur un axe de rotation parallèle au vent et qu'on équilibre le système au point de vue de la pesanteur, on constate que l'ensemble présente une véritable stabilité dans le vent si l'incidence de l'avion est faible et que l'avion a, au contraire, une tendance à tourner s'il est calé sur l'axe à une incidence atteignant au moins celle du  $C_{z \max}$ .

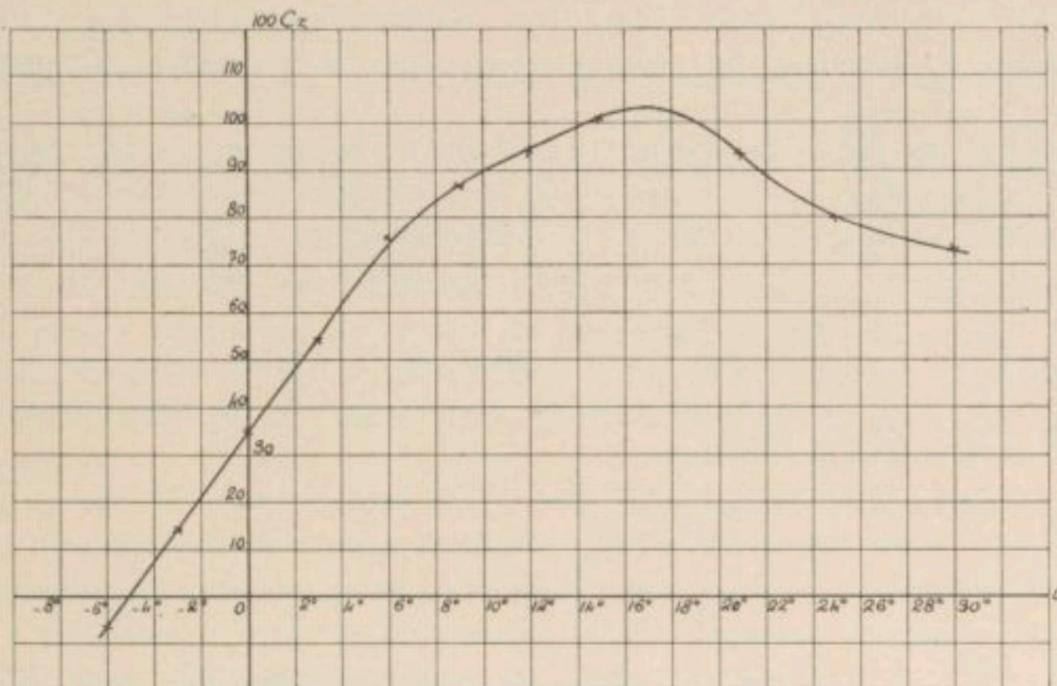


Fig. 65. — Variation du  $C_z$  d'une aile en fonction de l'incidence

Ces phénomènes sont simples à comprendre et à interpréter au moins qualitativement, si on fait appel à des notions élémentaires, mais qui relèvent plutôt de la stabilité dynamique.

Imaginons l'avion calé à une incidence faible, en tous cas inférieure à celle qui correspond au  $C_{z \max}$ . Pour tout accroissement d'incidence, on verra, en conséquence, la sustentation croître, et inversement pour toute diminution d'incidence, cette sustentation décroître (fig. 65).

Supposons que l'avion exécute un petit mouvement de roulis tel que l'aile droite s'abaisse et l'autre se relève. Du fait de ces vitesses verticales, l'incidence croîtra à droite et diminuera à gauche, la sustentation *augmentera* donc du côté de l'aile qui s'enfonce et diminuera du côté de l'aile qui se relève. Ce sont des conditions qui s'opposeront précisément à ce que le mouvement amorcé continue : il y aura donc une stabilité qui naîtra du mouvement même de l'aile.

Si, au contraire, on a dépassé l'angle de portance maximum, la portance de l'aile qui s'enfonce diminuera en même temps qu'augmentera celle de l'aile qui s'élève. Alors, s'amorcera les mouvements d'auto-rotation dont nous nous occuperons un peu plus loin.

En résumé, pour une simple rotation autour d'un axe parallèle à la vitesse, on ne saurait parler de stabilité statique, mais suivant leur incidence les maquettes présenteront de la stabilité dynamique ou entreront en auto-rotation.

Si l'on envisageait des rotations autour d'un axe différent de la vitesse relative, ces conclusions ne pourraient pas évidemment être maintenues, mais les phénomènes conserveraient sensiblement le même caractère, si le nouvel axe était, par exemple, l'axe longitudinal d'inertie, qui reste toujours assez voisin de l'axe parallèle à la vitesse aux régimes usuels de vol.

En résumé, l'appareil de la *figure 8*, doit surtout convenir aux mesures de couples de roulis dûs, par exemple, à la manœuvre des ailerons ou du gouvernail de direction. Nous en attendons aussi des éclaircissements dans le cas de l'attaque oblique, mais nous n'avons pas de renseignements à en attendre sur la stabilité transversale des avions qu'on ne peut étudier avec ce dispositif où l'avion est lié rigidement à un axe. Par contre, un dispositif analogue nous a permis de mettre en évidence les caractéristiques essentielles des phénomènes d'auto-rotation dans des expériences dont nous allons, pour terminer, rendre compte maintenant.

## II. — AUTO - ROTATION

*Généralités.* — L'auto-rotation naturelle en soufflerie des maquettes d'ailes d'avions a été signalée pour la première fois en 1918 par Relf et Lavander, expérimentateurs au NPL (1).

Ces premiers travaux des laboratoires avaient, en somme, relativement peu attiré l'attention des techniciens, mais au cours de ces dernières années, les accidents d'aviation occasionnés par des « vrilles » (2) devinrent si nombreux qu'une étude nouvelle et plus poussée de l'auto-rotation s'imposa, car, au moins dans son début, la vrille est un pur phénomène d'auto-rotation.

Nous avons dit plus haut que l'auto-rotation se produisait dès qu'on avait atteint l'incidence du  $C_z \text{ max.}$ . En réalité, Glauert montra (3) que le critérium pour l'existence de l'auto-rotation était que la condition :

$$\frac{180^\circ}{\pi} \frac{dC_z}{di} + C_x < 0.$$

soit satisfaite.

Dans le rapport n° 273 du N. A. C. A., M. Knight démontra que cette inégalité conduit pratiquement à admettre :

$$\frac{dC_r}{di} < 0.$$

(1) Reports and memoranda N° 549 (Octobre 1918).

(2) Pour l'étude de la vrille, on pourra consulter en particulier le récent travail de M. HAUSS : *Étude dynamique de la vrille*, librairie Aéronautique, 40, rue de Seine.

(3) Reports and memoranda N° 595 (Mai 1919).

$C_r$  étant le coefficient de résistance totale  $C_r = \sqrt{C_x^2 + C_z^2}$ , ce qui revient à déterminer comme régions de l'auto-rotation, celles où le rayon de la polaire de la voilure (supposée dessinée avec des échelles égales pour  $C_z$  et  $C_x$ , diminue quand l'incidence augmente).

Les essais de M. Knight ont porté sur trois ailes monoplans et une cellule biplane. Ses résultats font connaître, entre autres, les variations du rapport  $\frac{\pi n l}{V}$  de la vitesse périphérique des bords marginaux du modèle à la vitesse du courant d'air, en fonction de l'incidence  $i$  de l'axe de symétrie de la maquette sur le vent. Les polaires ordinaires des modèles essayés sont également données. L'influence du dispositif en biplan est très nette; on voit que pour une cellule biplane la vitesse d'auto-rotation est très augmentée par rapport à celle de la voilure monoplane et un deuxième maximum de vitesse apparaît vers  $60^\circ$ .

Les essais que nous avons entrepris en 1928, à la demande de M. l'Inspecteur Général Sabatier, ont présenté certains progrès par rapport à ces essais antérieurs.

Ainsi, nos propres essais s'étendent tous à des régimes d'incidence de l'axe de vol atteignant  $90^\circ$ ; ce fait a permis de mettre en évidence que le deuxième maximum de vitesse d'auto-rotation était très fréquent.

De plus, nous avons pris en considération un élément nouveau, à savoir l'angle de dérapage de l'avion, dont l'influence s'est révélée être considérable au point de vue des conséquences pratiques.

Enfin, à part quelques essais de principe, relatifs à des voilures isolées, la plupart de nos essais ont été effectués sur des maquettes complètes d'avions.

### Résultats des essais.

*Mode opératoire.* — Nous avons recherché un montage qui permettait d'installer facilement une maquette quelconque d'avion.

Dans ce but, la maquette est portée, comme il est indiqué sur la *figure 66*, par une tige horizontale, parallèle au vent, et qui pouvait tourner librement dans deux roulements à billes placés à l'entrée et à la sortie d'un tube court supporté rigidement par le bras vertical de la balance du Laboratoire Eiffel.

La maquette était reliée à l'axe horizontal par l'intermédiaire d'une biellette à glissière qui permettait de lui donner une inclinaison quelconque, allant jusqu'à  $90^\circ$  environ. Une fois la maquette fixée à l'angle voulu, on équilibrait *statiquement* l'ensemble du système en rotation, grâce à un contrepoids réglable, glissant le long d'une tige orientable à volonté et placée à l'arrière du système tournant. La *figure 66* montre l'aspect d'un monoplane ainsi monté, exposé à une incidence de  $30^\circ$  et celui d'un biplan exposé à des incidences de  $15^\circ$  et de  $80^\circ$ . L'incidence de  $15^\circ$  est de l'ordre de grandeur de celles auxquelles se trouve un avion en « *vrille ordinaire* ». Au contraire, les auto-rotations qui se produisent dans les positions analogues à celle du bas de la *figure 66*, sont du type de celles qui se rencontrent dans la « *vrille à plat* ».

Au point de vue de la dynamique de la vrille, les régimes de transition qui permettent de passer de l'auto-rotation type « *vrille ordinaire* » à l'auto-rotation type « *vrille à plat* » sont donc très intéressants à étudier et pour pouvoir le faire, il est indispensable que le montage des maquettes permette de suivre le phénomène d'une manière continue depuis les incidences de l'ordre de  $15^\circ$  jusqu'aux incidences de l'ordre de  $90^\circ$ .

L'examen des photographies de la *figure 66* montre que la maquette est montée de telle façon que l'axe de rotation passe sensiblement par le centre de gravité de l'avion jusqu'aux incidences de l'ordre de  $45^\circ$  environ. C'est une règle que l'on s'est imposée dans tous les essais et généralement l'axe d'articulation du piton d'attache avant du modèle à l'axe de rotation était placé le plus avant et le plus profondément possible dans le trou marquant sur les maquettes l'emplacement du poste de pilotage.

Au delà de  $45^\circ$ , l'axe de rotation passe de plus en plus en arrière du centre de gravité, comme on le voit sur la figure. Comme il s'agit, dans ces premières expériences, d'enregistrer principalement l'effet de simples couples aérodynamiques relatifs aux ailes et

à l'empennage horizontal, la méthode ne tombe pas en défaut aux fortes incidences et les résultats acquis sont encore valables pour des rotations autour d'axes passant par le centre de gravité et restant parallèles à celui qui a servi.

En réalité, les forces latérales dues au gouvernail de direction et au fuselage interviennent également, mais dans nos expériences actuelles leur influence est certainement secondaire vis-à-vis de celle des couples aérodynamiques envisagés plus haut.

La vitesse d'auto-rotation était lue directement en observant au compte-secondes le temps mis par la maquette pour accomplir un nombre de tours donnés, 30 par exemple. La vitesse de vent a été réglée de manière que la vitesse de rotation limite soit de 3 tours/seconde environ.

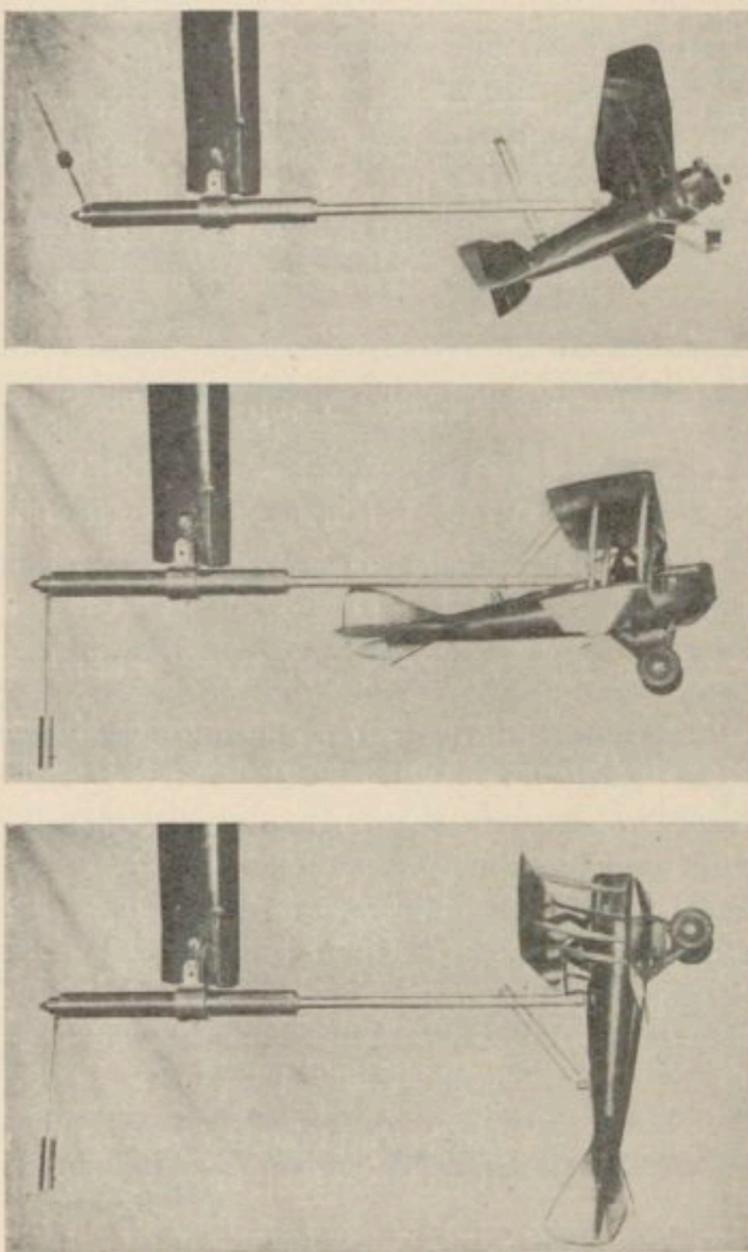


Fig. 66. — Différents aspects du montage des maquettes pour les essais d'auto-rotation

*Discussion des résultats des essais.* — Dans l'exposé des résultats d'essais, nous représenterons la variation, en fonction de l'incidence  $i$  à laquelle est installée la maquette, du rapport  $\frac{\pi nL}{V}$  où  $L$  représente l'envergure maximum des surfaces sustentatrices,  $n$  le nombre de tours par seconde et  $V$  la vitesse du vent en m./sec. Pour un avion installé sans dérapage,  $\pi nL$ , n'est autre chose que la vitesse périphérique des extrémités marginales de la voilure.

Comme nous l'avons déjà dit, deux cas ont été examinés : celui où le plan de symétrie des maquettes contient l'axe de rotation (angle  $\theta$  de dérapage nul) et celui où cet axe est incliné sur le plan de symétrie de quelques degrés (comme le fait pourrait se présenter dans

le cas d'un avion ayant de l'instabilité de route) mais, pour la bonne interprétation des résultats obtenus, il ne faut pas oublier que dans la réalité il est très difficile de savoir autour de quel axe un avion effectue dans le cours de la vrille son mouvement d'auto-rotation et nous estimons que nos expériences où l'avion a été contraint de tourner successivement autour de deux axes légèrement différents ont surtout l'intérêt de montrer d'une façon tangible quelle importance pratique peut avoir l'existence d'axes de rotation différemment orientés par rapport à l'avion.

Dans le cas de dérapage nul ( $\theta = 0^\circ$ ), il est bien évident que l'auto-rotation doit se produire indifféremment à droite ou à gauche avec la même intensité et les petites différences que l'on constate à ce sujet dans les essais de laboratoire sont dues à des imperfections de maquette.

Mais, dans le cas où l'on installe la maquette avec un certain angle de dérapage, il n'en est évidemment plus ainsi et il nous faut préciser le sens des deux rotations qui se feront avec des intensités différentes.

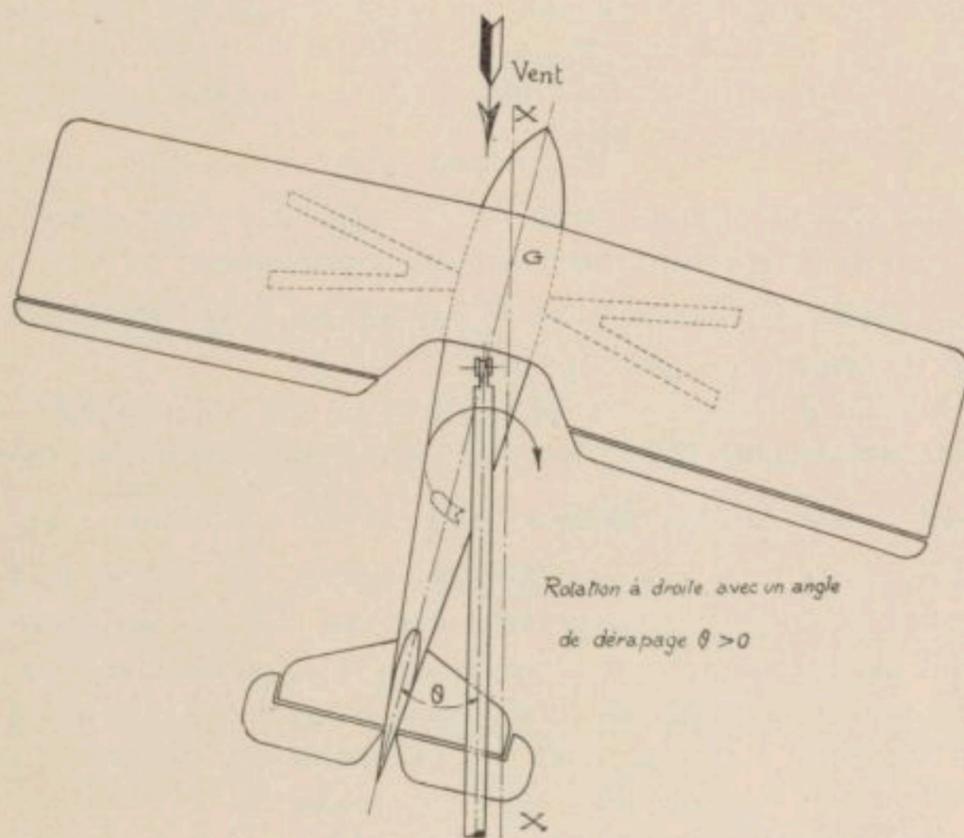


Fig. 67

Nous installerons toujours la maquette dans la position de départ, indiquée *figure 67* où l'appareil est supposé vu en dessus. Son plan de symétrie fait avec l'axe de rotation, c'est-à-dire avec le vent un angle  $\theta$  tel que pour un observateur placé face au vent, en arrière de l'avion, la queue soit déportée vers la gauche. Nous désignerons par « rotation à droite », celle pour laquelle l'observateur précédent verra l'aile droite s'enfoncer et par « rotation à gauche » celle où il verra la même se relever. Nous conserverons ce sens de l'angle  $\theta$  dans le compte rendu de tous les essais. Un angle  $\theta$  tel que la queue de l'avion soit déportée vers la droite de la *figure 67* de la même quantité donnerait évidemment des résultats inversement symétriques <sup>(1)</sup>.

REMARQUES I. — a) La vue en plan de la *figure 67* montre que par l'effet du dérapage, les surfaces situées à gauche de l'axe sont plus importantes que celles situées à droite. On peut donc en conclure qu'au départ, la rotation à droite sera favorisée et se produira plus tôt que s'il n'y avait pas de dérapage et qu'elle pourra même s'amorcer avant que la sustentation maximum soit atteinte.

(1) Dans la réalité, le sens de rotation de l'hélice introduirait une dissymétrie dont nos expériences actuelles ne peuvent évidemment pas tenir compte.

b) Pour un angle  $\theta$  donné, ce phénomène sera d'autant plus accentué que le point d'intersection de l'axe de rotation et du plan de symétrie de l'avion sera davantage déporté vers l'avant. Avec les montages de la *figure 66*, ce point d'intersection est plutôt en arrière par rapport à ce qu'il serait dans la réalité où il se confondrait avec le centre de gravité  $G$  de l'avion (*fig. 67*). *Les effets de dérapage seront donc plutôt sous-estimés dans nos essais actuels* sur des maquettes d'avions et, en particulier, l'amorce de l'auto-rotation aura lieu à un angle plus élevé que si l'avion était amené à tourner autour d'un axe parallèle, mais passant par son centre de gravité  $G$ .

c) Il faut remarquer que cet effet du dérapage de déporter latéralement par rapport à l'axe de rotation, la résultante aérodynamique sur l'avion, se maintient pendant un tour complet. Comme l'axe de rotation est parallèle au vent, toutes les incidences se conservent pendant un tour et la résultante tourne avec l'avion en produisant constamment le même effet au point de vue du couple de rotation.

REMARQUE II. — Pour apprécier l'importance pratique des rotations à droite ou à gauche, nous rappellerons que si on suppose, par exemple, que l'axe de la spirale décrite par le centre de gravité dans les mouvements de vrille soit à droite de la *figure 67*, la rotation « à droite » qui correspond à celle où l'aile intérieure au virage s'enfonce, sera la rotation *naturelle* dans une vrille amorcée correctement.

Ces préliminaires indispensables étant établis, nous allons maintenant passer à l'examen des cas les plus typiques parmi ceux que nous avons rencontrés.

*Auto-rotation d'une aile isolée.* — La *figure 68* donne les résultats de l'essai en auto-rotation d'une aile de  $1,00 \times 0 \text{ m. } 20$  de profil E. 391 (1).

La courbe du haut de cette figure est relative au cas d'un angle de dérapage nul. L'auto-rotation commence entre  $15^\circ$  et  $18^\circ$  d'incidence, sa vitesse est maximum vers  $30^\circ$  avec  $\frac{\pi nL}{V} = 0,43$  ; elle diminue ensuite, passe par un minimum vers  $50^\circ$  et présente ensuite un maximum secondaire vers  $80^\circ$ . Avec ce profil, on obtient donc un phénomène continu d'auto-rotation entre  $15^\circ$  et  $90^\circ$  et sans doute au delà de cette incidence.

La courbe du bas de la *figure 68* est relative au cas où cette aile est installée avec un angle de dérapage de  $6^\circ$  seulement. On voit que, dans ce cas, l'auto-rotation à droite commence à un angle inférieur à  $10^\circ$  (par suite de l'inégalité des surfaces droite et gauche de l'aile, comme nous l'avons expliqué plus haut). A toutes les incidences, la vitesse d'auto-rotation est plus élevée que dans le cas du dérapage nul.

L'auto-rotation à gauche est considérablement réduite. On ne l'observe qu'entre  $20^\circ$  et  $30^\circ$  où elle se maintient, si on a, au préalable, lancé le modèle dans ce sens.

*Auto-rotation d'une maquette complète d'avion.* — La courbe du haut de la *figure 69* représente les résultats que l'on obtient le plus souvent dans le cas  $\theta = 0$  avec une maquette complète d'avion ne présentant aucune dissymétrie apparente due aux ailerons, gouvernail de direction, etc.

A partir de la sustentation maximum commence un premier régime d'auto-rotation qui s'étend jusqu'aux environs de  $30^\circ$  d'incidence. Elle cesse alors brusquement si on augmente l'incidence, on constate que pendant quelques degrés de variation la maquette ne présente plus aucune tendance à la rotation. Si on augmente encore l'incidence, on voit alors la maquette repartir en auto-rotation et, dans ce deuxième régime, qui s'étend jusqu'à  $90^\circ$  et même au delà, on observe souvent des maxima du rapport des vitesses  $\frac{\pi nL}{V}$  très élevés et de l'ordre de 1.

Au point de vue de la dynamique de la vrille, il faut noter que les deux régimes d'auto-rotation observés sont séparés par quelques degrés d'incidence pendant lesquels l'avion

---

(1) La polaire de cette aile entre  $90^\circ$  et  $-90^\circ$  est donnée dans le *Bulletin technique 41*.

ne tourne pas; il lui serait donc impossible, par une rotation continue, de passer du premier régime au deuxième.

La courbe du bas de la *figure 69* qui est relative au même avion, montre comment un angle de dérapage de 9° seulement change toutes ces conclusions.

On voit que dans la rotation à droite, la maquette ne cesse de tourner depuis l'incidence de 15° jusqu'au delà de 90°, tandis que dans la rotation à gauche, le palier d'incidences pendant lequel elle ne tourne pas s'étend maintenant de l'incidence 40° à celle près de 80°.

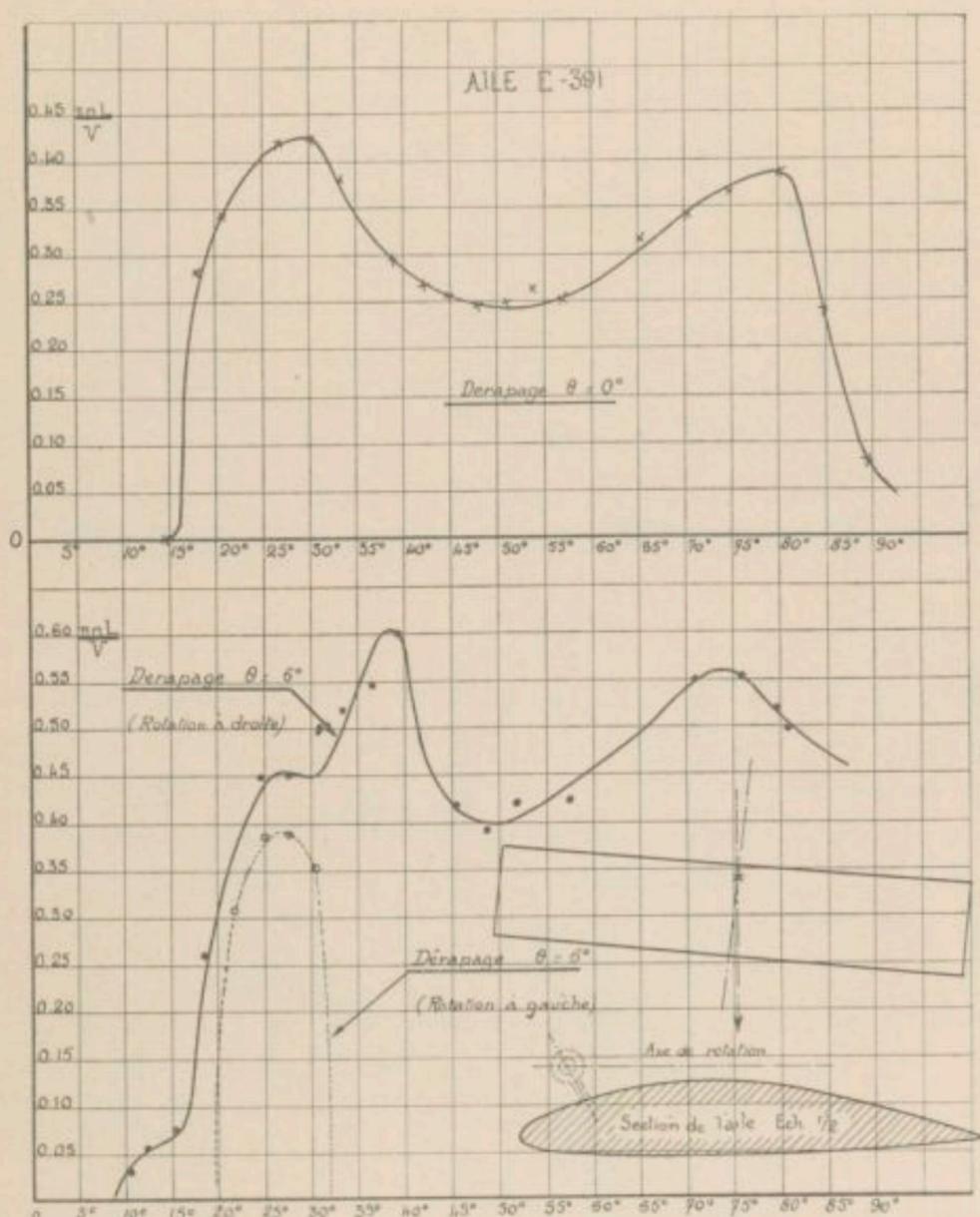


Fig. 68. — Diagrammes d'auto-rotation d'une aile isolée

Nous avons dit plus haut que le cas des *figures 68* et *69* est un cas « moyen ».

Un autre exemple est donné sur la *figure 70* relatif à un biplan.

La courbe du haut de la *figure 70* montre que dans le cas d'un dérapage nul, la tendance à la première auto-rotation est très faible sur cet appareil, car le maximum du rapport  $\frac{\pi nL}{V}$  est de 0,17 seulement. Par contre, la deuxième auto-rotation, séparée de la première par un large palier de 15° d'incidence, donne un maximum de  $\frac{\pi nL}{V}$  qui atteint 0,60.

La courbe du haut de la *figure 70* montre comment l'existence d'un angle de dérapage de 10° modifie ces phénomènes; l'auto-rotation à droite, en particulier, se poursuit alors d'une manière continue depuis l'incidence de 15° jusqu'à celle de 70°.

*Influence du gouvernail de direction et des ailerons.* — La figure 71 donne les courbes obtenues avec la maquette d'un avion monoplan parasol dans le cas d'un angle de dérapage de 8°. Dans la rotation à droite, l'auto-rotation se poursuit jusqu'à un angle de 70°, mais

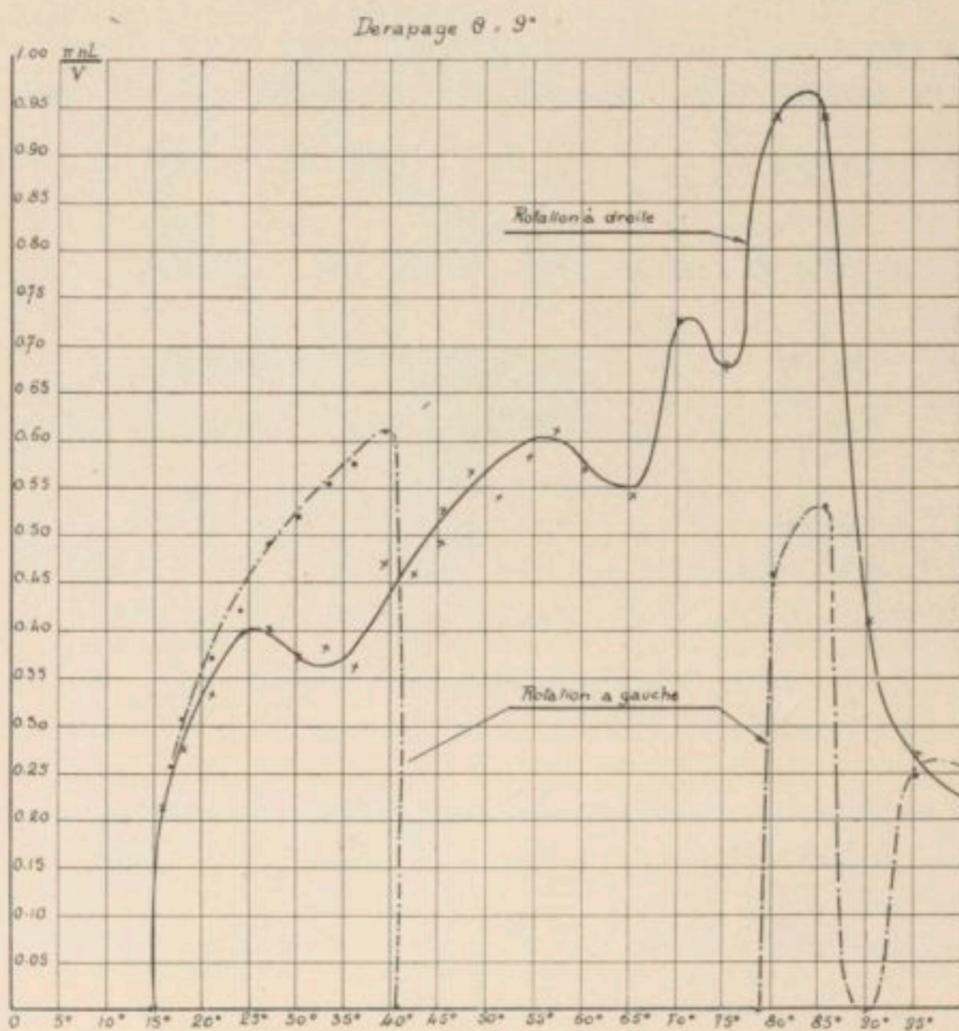
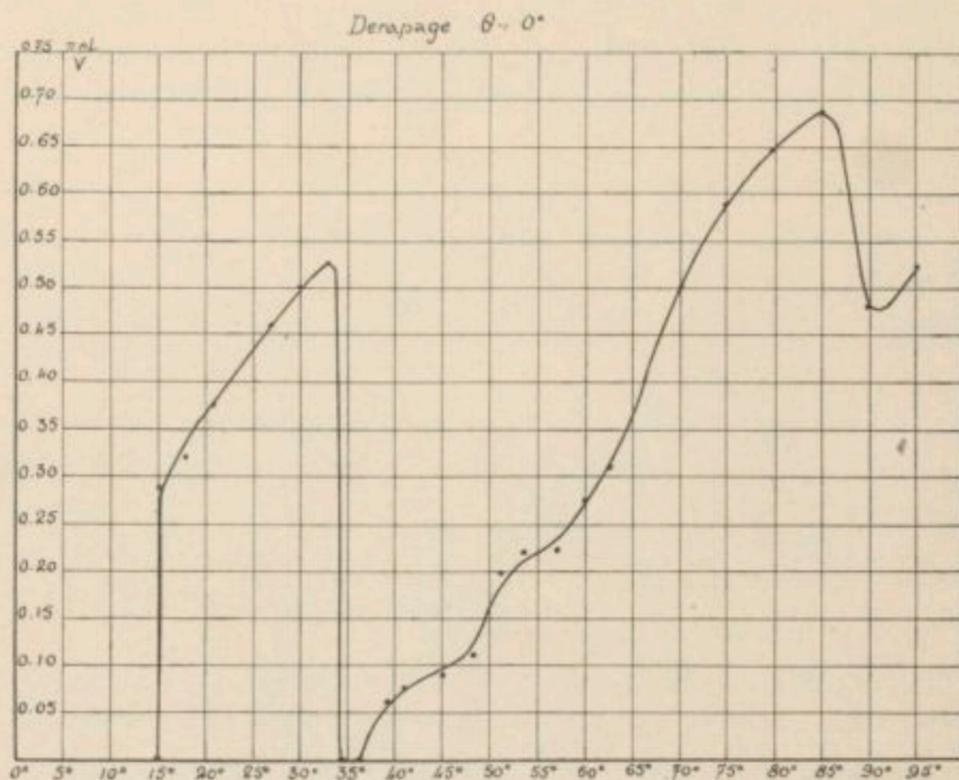


Fig. 69. — Diagrammes d'auto-rotation d'une maquette complète d'avion

sa vitesse ne présente pas de maximum secondaire. C'est le seul cas de cette nature que nous avons rencontré.

Avec ce même avion, nous avons étudié l'influence sur la vitesse d'auto-rotation de

l'obliquité du gouvernail de direction. Les résultats de nos essais sont représentés sur la *figure 72*. En donnant au gouvernail de direction une obliquité de  $35^\circ$  qui, dans notre montage devait favoriser la rotation à gauche, on observe effectivement une légère augmentation de cette vitesse, mais les phénomènes ne sont pas modifiés essentiellement par cette manœuvre du gouvernail de direction. Ces essais ont été faits avec un angle de dérapage  $\theta$  nul.

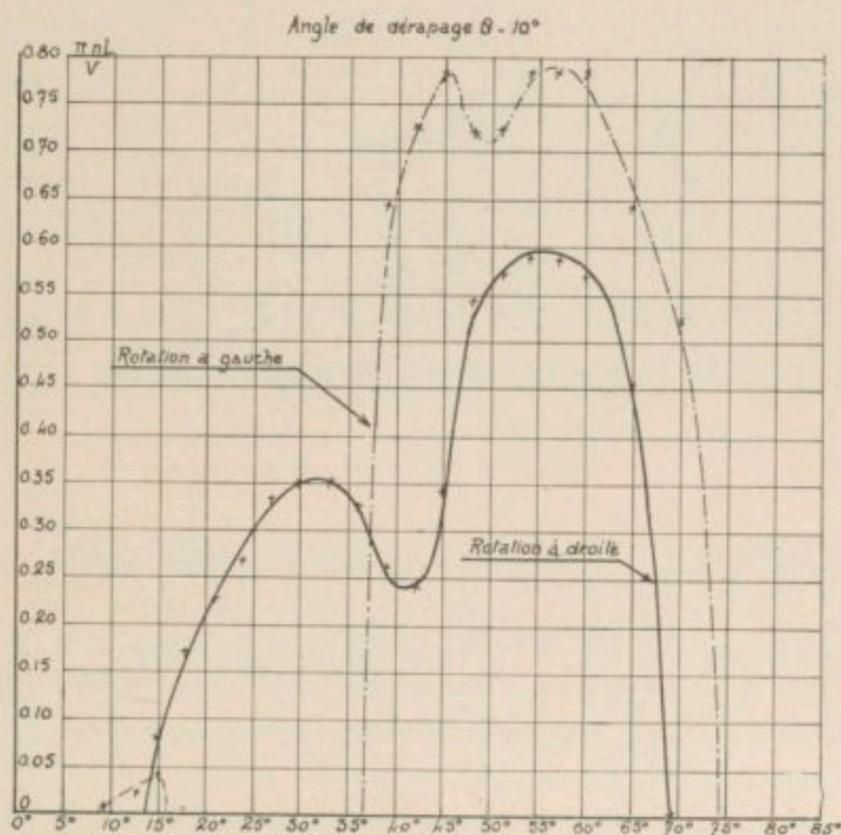
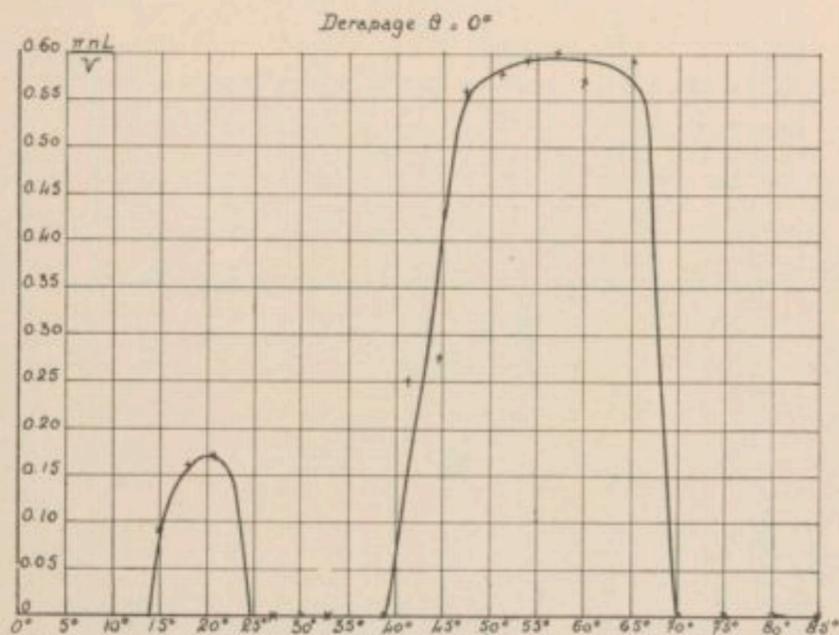


Fig. 70. — Autre exemple d'un diagramme d'auto-rotation d'une maquette complète d'avion

Il en a été de même dans les expériences dont les résultats sont représentés sur la *figure 73* et qui sont relatives au même appareil, dont on a abaissé ou relevé simultanément les deux ailerons pour modifier en somme le profil de la voilure.

On voit que le relèvement des deux ailerons entraîne une diminution de la vitesse d'auto-rotation. Ce fait est à rapprocher des résultats obtenus au N. A. C. A. sur des voilures.

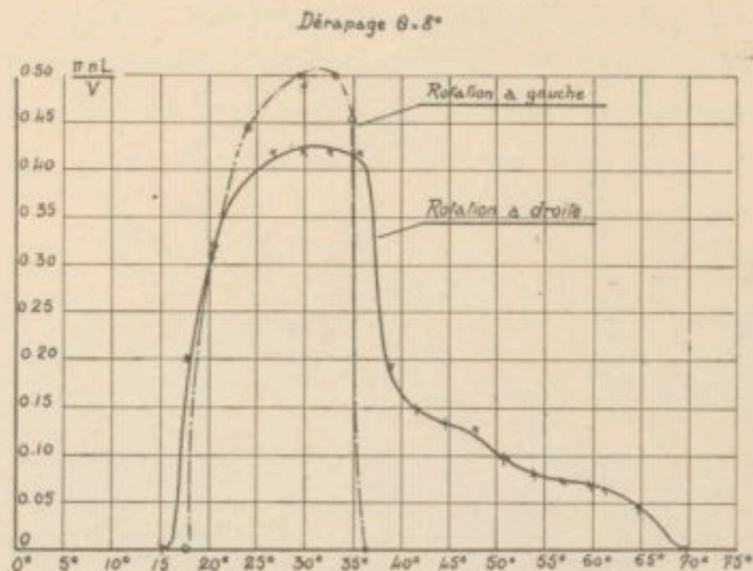


Fig. 71. — Exemple d'un diagramme d'auto-rotation dans le cas d'un avion parasol

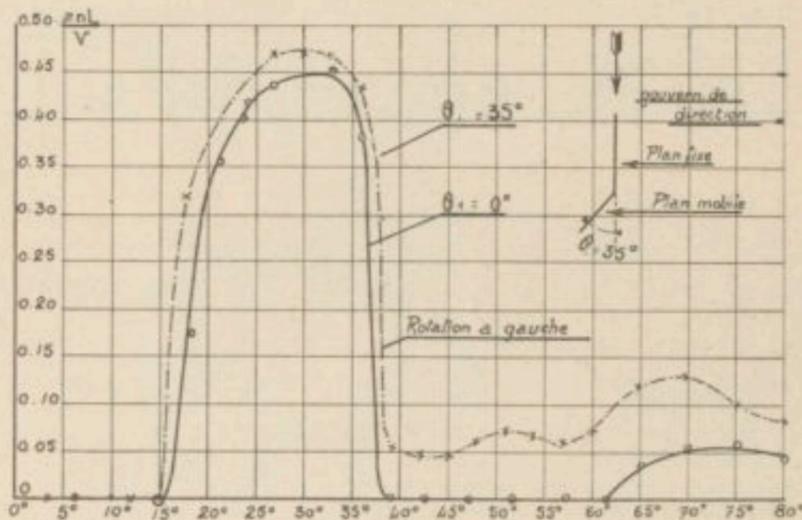


Fig. 72. — Influence du braquage du gouvernail de direction sur la vitesse d'auto-rotation

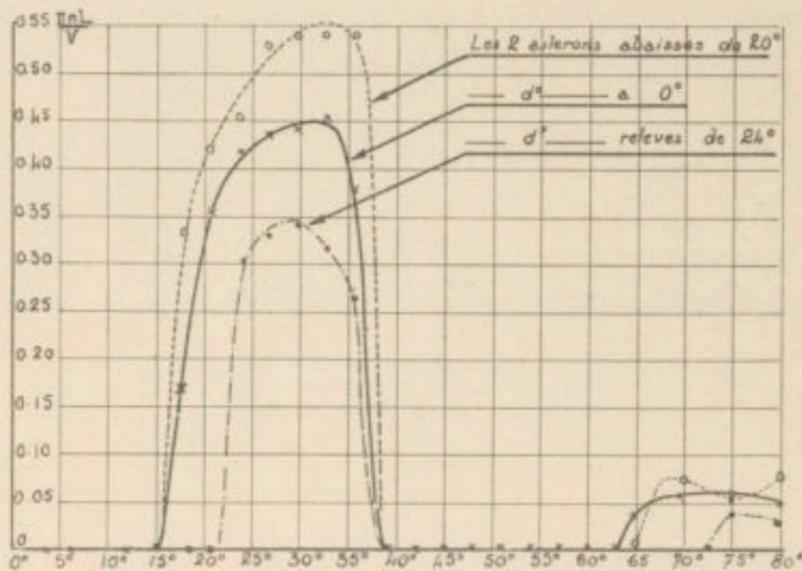


Fig. 73. — Influence du braquage des ailerons sur la vitesse d'auto-rotation

*Influence du gouvernail de profondeur.* — La figure 74 montre l'influence du gouvernail de profondeur sur la vitesse d'auto-rotation. On voit que cette influence est minime.

CONCLUSION. — Ces essais confirment que l'auto-rotation est une propriété générale des maquettes d'avions dès que le régime de sustentation maximum est atteint. Nous l'avons toujours constatée, même pour des hydravions munis de gros flotteurs.

De plus, le dérapage apparaît comme un facteur susceptible d'amorcer prématurément l'auto-rotation et d'aggraver celle-ci une fois qu'elle est commencée.

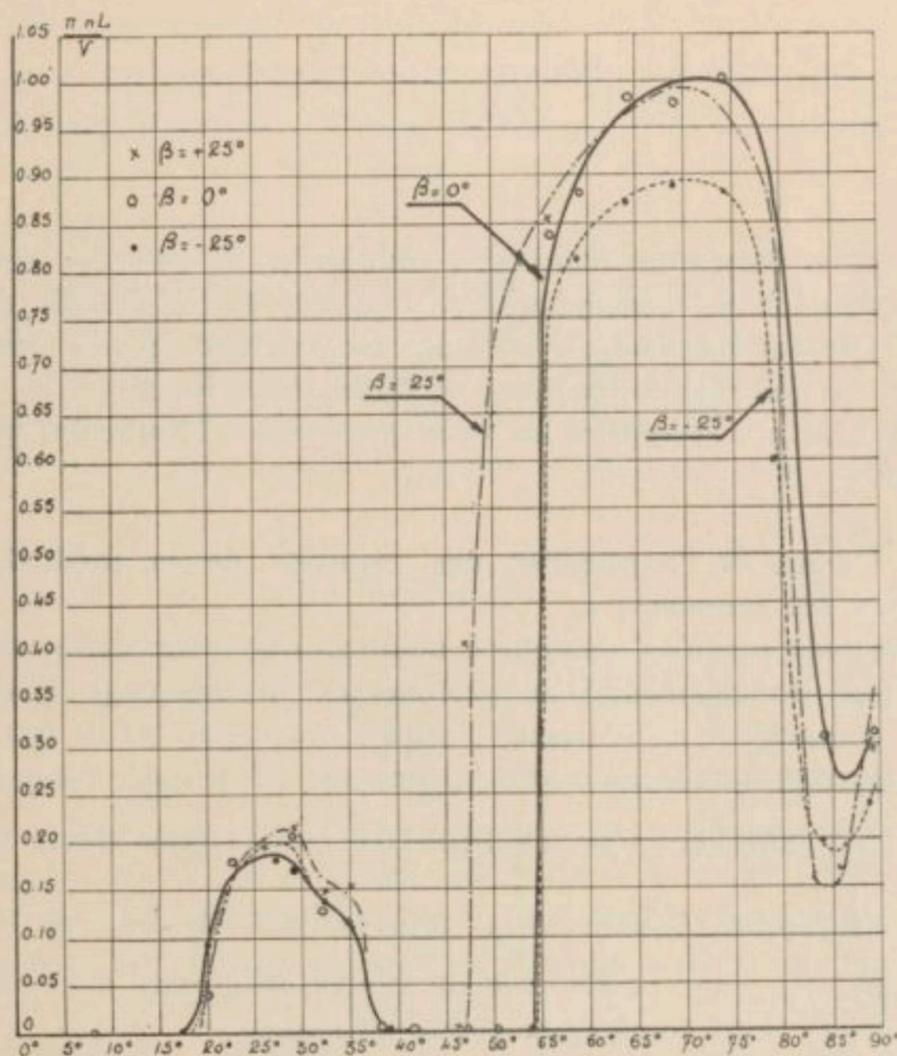


Fig. 74. — Influence du braquage du gouvernail de profondeur sur la vitesse d'auto-rotation

Il est donc fort possible que le mécanisme de certaines vrilles involontaires ait été le suivant :

Par l'effet d'un centrage trop arrière ou d'une insuffisance du plan vertical de dérive, un avion présenterait de l'instabilité de route et déraperait quand il est à une forte incidence, à la montée, par exemple. Ce dérapage pourrait amorcer une auto-rotation prématurée à laquelle le pilote ne pourrait mettre fin qu'en « piquant ». Cette manœuvre elle-même ne serait pas sans danger au voisinage du sol, aussi pensons-nous qu'il y aurait lieu, en conclusion à cette étude, de porter une attention extrême à la stabilité de route à la montée.

## RÉSUMÉ ET CONCLUSIONS

La méthode d'essai décrite au *Chapitre I* conduit à la mesure directe, dans le vent d'une soufflerie, des moments aérodynamiques autour d'axes définis des maquettes. Son principe consiste à opposer au moment cherché un moment connu, créé par l'action du même courant d'air sur une plaque normale, de dimensions données.

Cette méthode trouve une application immédiate dans l'étude des questions intéressant la *stabilité de forme*.

Le *Chapitre II* traite de l'application des résultats de la méthode à l'étude de la *stabilité longitudinale des planeurs*.

Les essais effectués jusqu'ici tendent à montrer que pour cette stabilité le calage du plan fixe, le braquage du gouvernail de profondeur, le braquage conjugué ou non des ailerons, l'angle de dérapage dans l'attaque oblique, ne jouent qu'un rôle tout à fait secondaire. Les seuls facteurs prépondérants sont le centrage (c'est-à-dire la position du centre de gravité par rapport au bord d'attaque de l'aile) et l'importance de la surface relative  $\frac{se}{S}$  du plan de queue par rapport à celle de la voilure ou celle du bras de levier relatif  $\frac{L}{t}$  du moment d'empennage,  $L$  étant la distance du centre de gravité à la charnière du gouvernail de profondeur et  $t$  la profondeur moyenne de l'aile.

La stabilité est définie à chaque incidence par le signe et la grandeur de la pente  $\frac{d \ 100 \ C m_g}{d i}$  des tangentes à la courbe des coefficients de moments en fonction de l'incidence.

Des formules pratiques de correction du centrage, de la surface de l'empennage ou du bras de levier  $L$  sont établies pour modifier d'une quantité donnée la valeur du coefficient angulaire ci-dessus. Ainsi, dans le cours de l'étude d'un avant-projet, on peut utiliser d'une manière suffisamment approchée les formules suivantes :

Pour l'influence d'une variation  $\Delta \left( \frac{x}{t} \right)$  de l'abscisse du centre de gravité :

$$\Delta \cdot \left( \frac{d \cdot 100 \ C m_g}{d i} \right) = - 7,0 \Delta \left( \frac{x}{t} \right).$$

Pour l'influence d'une variation  $\Delta \left( \frac{se}{S} \right)$  de la surface relative de l'empennage :

$$\Delta \cdot \left( \frac{d \cdot 100 \ C m_g}{d i} \right) = 16,5 \Delta \left( \frac{se}{S} \right).$$

Pour l'influence d'une variation  $\Delta \left( \frac{L}{t} \right)$  du bras de levier relatif du moment d'empennage :

$$\Delta \cdot \frac{d \cdot 100 \ C m_g}{d i} = 0,75 \cdot \Delta \cdot \left( \frac{L}{t} \right).$$

Ces formules montrent qu'au point de vue de la variation de la pente des tangentes à la courbe des moments :

- a) Une  $\left\{ \begin{array}{l} \text{augmentation} \\ \text{diminution} \end{array} \right.$  de  $\frac{se}{S}$  de 0,01, soit de 1 %, produit le même effet qu'un avancement de  $\frac{x}{t}$  de 0,0235 soit 2,35 %.
- b) Une  $\left\{ \begin{array}{l} \text{augmentation} \\ \text{diminution} \end{array} \right.$  de  $\frac{L}{t}$  de 0,10, soit de 10 %, produit le même effet qu'un avancement de  $\frac{x}{t}$  égal à 0,011 soit 1,1 %.

Ces remarques peuvent être utiles pour l'ingénieur qui veut apprécier l'effet de petites variations des dimensions relatives du plan de queue et de la voilure ou de la longueur relative  $\frac{L}{t}$ .

Un point particulièrement important est la détermination du centrage donnant l'équilibre indifférent au voisinage du piqué limite, car les essais ont montré que pour tout centrage plus avant l'avion sera toujours stable et pour tout centrage plus arrière l'avion présentera, au contraire, des régimes d'équilibres instables. Des essais systématiques effectués sur une maquette de monoplan ordinaire avec trois profils d'ailes et quatre empennages de surfaces différentes ont conduit, pour le centrage donnant l'équilibre indifférent, à la formule :

$$\frac{x}{t} = 0,225 + 0,37 \frac{se L}{S \cdot t}$$

Ce centrage peut être reculé pour les avions parasols et doit être, au contraire, avancé pour les avions à aile surbaissée de quantités de l'ordre de 2 à 3 %, que les essais ont déterminées.

Bien entendu, il ne s'agit là que d'une formule de première approximation. En particulier, les coefficients peuvent subir des modifications du fait de la forme du fuselage dont l'importance ne paraît pas négligeable et du fait du sillage de l'aile dont l'effet peut se faire sentir à des incidences variables suivant la hauteur du plan de queue. Ces phénomènes ne sont pas encore complètement élucidés, aussi, pensons-nous que la formule ci-dessus ne doit être utilisée comme base que dans l'étude d'un avant-projet, mais que son emploi ne peut pas dispenser d'essais de vérification sur une maquette complète avant de pouvoir passer avec quelque certitude, à l'exécution de l'avion.

Le *Chapitre III* traite de l'application de la méthode à l'étude de la *stabilité de route*. Aucun essai systématique n'a pu encore être entrepris, mais les résultats déjà acquis sont des plus intéressants pour l'étude de la tenue de l'avion sur sa trajectoire, ou de l'influence de la forme des surfaces verticales de quille ou, enfin, du braquage du gouvernail de direction et des ailerons.

Le *Chapitre IV* est consacré presque entièrement à l'étude des phénomènes d'auto-rotation. En particulier, l'influence de l'angle de *dérapiage* sur l'établissement des régimes d'auto-rotation est examinée.

Cette influence s'est révélée être considérable et susceptible soit d'aggraver les *régimes de vrille* des avions, soit même de provoquer des vrilles involontaires. Comme conclusion, l'utilité d'une forte stabilité de route aux grands angles d'attaque est indiquée.



700  
Y-3  
or

7165

# Bulletins publiés par les Services Techniques de l'Aéronautique

Le « N° 40 » donne la liste des Bulletins publiés par le S. T. Aé., de Janvier 1921 à Décembre 1926

- N° 41. — *Étude expérimentale des voilures tournantes*, par M. LAPRESLE, Ingénieur de l'Aéronautique.
- N° 42. — *Examen d'ensemble des principaux problèmes concernant la sécurité de la navigation aérienne*, par M. J. SABATIER, Ingénieur en Chef de l'Aéronautique.
- N° 43. — *Contribution à l'étude expérimentale du champ aérodynamique autour d'un profil sustentateur*, par M. LAPRESLE, Ingénieur de l'Aéronautique.
- N° 44. — *La traversée aérienne de l'Atlantique nord*, par MM. FRANCK, Ingénieur en Chef de l'Aéronautique et V. CHALAMAND, Lieut de Vaisseau.
- N° 45. — *Rôle de la lumière diffusée par l'atmosphère dans la visibilité*, par MM. Y. ROCARD et Ph. de ROTHSCHILD.
- N° 46. — *Étude sur les manographes et les indicateurs de pression*, par MM. HUGUENARD, Directeur-Adjoint du Laboratoire d'Aviation de l'École des Hautes Études, A. MAGNAN, Docteur ès-Sciences, Directeur à l'École des Hautes Études, A. PLANIOL, Docteur ès-Sciences, Maître de Conférences à l'École des Hautes Études.
- N° 47. — *Considérations sur la pénétration du forgeage et l'hétérogénéité de l'acier forgé*, par M. R. CAILLLOL, Ingénieur en Chef de l'Aéronautique.
- N° 48. — *Recherches expérimentales sur la théorie des surfaces portantes (Récupération de l'énergie tourbillonnaire)* par M. PRÉS, Ingénieur à l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr.
- N° 49. — *Étude sur les accélérations et les vitesses angulaires du vent naturel*, par MM. E. HUGUENARD, Directeur-Adjoint du Laboratoire d'Aviation de l'École des Hautes Études, A. MAGNAN, Docteur ès-Sciences, Directeur à l'École des Hautes Études, A. PLANIOL, Docteur ès-Sciences, Maître de Conférences à l'École des Hautes-Études.
- N° 50. — *L'amélioration du rendement des moteurs à explosion par l'utilisation de pistons dissymétriques* par M. A. ÉTÉVÉ, Ingénieur en Chef de l'Aéronautique.
- N° 51. — *Détermination rationnelle des éléments d'un filetage*, par M. L. FRAICHET, Chef du Laboratoire de Métrologie du S. T. I. AÉ.
- N° 52. — *Recherches métallographiques sur l'aluminium et ses alliages*, par MM. A. LECŒUVRE, Ingénieur de l'Aéronautique et R. CAZAUD, Ingénieur du Conservatoire National des Arts et Métiers.
- N° 53. — *Étude sur les hélices métalliques*, par le Lieutenant E. LEYGUE.
- N° 54. — *Contribution à l'étude des déflagrations dans les mélanges carburés gazeux*, par M. R. DUCHÈNE.
- N° 55. — *Note sur l'adaptation des hélices aériennes. L'action de l'hélice dans le vol piqué des avions*, par M. E. LEROUX, Ingénieur de 1<sup>re</sup> classe de l'Aéronautique.
- N° 56. — *Étude sur les moyens d'éviter les incendies à bord des avions*, par J. SABATIER, Inspecteur Général de l'Aéronautique.
- N° 57. — *Analyses des expériences aérodynamiques faites en vol à bord du dirigeable "Méditerranée"*, par P. STAFFER, Lieut. de Vaisseau. — *Expériences sur la charpente du dirigeable "Méditerranée"*, par R. MARZIN, Ingénieur-adjoint principal de l'Aéronautique.
- N° 58. — *Essai de théorie du poisson*, par MM. A. MAGNAN, Docteur ès-Sciences, Directeur à l'École des Hautes Études, A. SAINTE-LAGUË, Professeur de Mathématiques spéciales au Lycée Janson de Sailly.
- N° 59. — *Étude sur les longueurs de roulement au décollage et à l'atterrissage des avions*, par M. A. BRISSOT, Ingénieur au Corps de l'Aéronautique.
- N° 60. — *Contribution à l'étude des poutres prismatiques*, par R. LEDUC, Ingénieur E. S. E., Docteur de l'Université de Paris.
- N° 61. — *Erreurs de mesures, erreurs et tolérances de fabrication des calibres, interchangeabilité des pièces filetées* par L. FRAICHET, Chef du Laboratoire de Métrologie du Service Technique et Industriel de l'Aéronautique.
- N° 62. — *Sur la détermination expérimentale des polaires d'avions en vol*, par MM. E. HUGUENARD, Directeur-adjoint du Laboratoire d'Aviation de l'École des Hautes-Études, A. MAGNAN, Docteur ès-Sciences, Directeur à l'École des Hautes-Études, Professeur au Collège de France, A. SAINTE-LAGUË, Docteur ès-Sciences, Professeur de Mathématiques spéciales au Lycée Janson-de-Sailly.
- N° 63. — *Application des tourbillons conjugués à l'aérodynamique du cercle et des profils*, par P. DUPONT.  
*Contribution à la construction de profils d'ailes par transformation conforme d'un cercle. — Mesures des pressions qui s'exercent dans la section médiane d'une aile en fonction de l'allongement et pour différents profils*, par M. GIRAULT.
- N° 64. — *Recherches expérimentales sur l'oxydation du benzène*, par Jean AMIEL.  
*Étude de l'absorption dans le spectre visible de quelques huiles minérales*, par M. Trajan D. GHEORGHIU.  
*Spectres d'absorption ultra-violet de quelques carbures d'hydrogène*, par A. ANDANT.
- N° 65. — *Essais et calcul des roues et des organes amortisseurs*, par MM. H. LANDWERLIN, Ingénieur-Adjoint Principal de l'Aéronautique, L. SUARD, Agent Technique Principal de l'Aéronautique.

Tous ces Bulletins sont en vente :

Librairie BLONDEL-LAROUGERIE, 7, rue Saint-Lazare, PARIS