

MINISTÈRE DES TRAVAUX PUBLICS ET DES TRANSPORTS  
SECRETARIAT GÉNÉRAL A L'AVIATION CIVILE. SERVICE DE LA FORMATION  
AÉRONAUTIQUE, DU TRAVAIL AÉRIEN ET DES TRANSPORTS

PRÉPARATION AU CERTIFICAT D'APTITUDE A L'ENSEIGNEMENT AÉRONAUTIQUE

II

# AÉRODYNAMIQUE

et

# MÉCANIQUE DU VOL

*par*

Marc GRANDJEAN

Gilbert SALOMON

S.F.A.T.A.T.

**AERODYNAMIQUE**  
et  
**MECANIQUE DU VOL**

**PRÉPARATION AUX EXAMENS  
ORGANISÉS PAR LE SERVICE DE LA FORMATION AÉRONAUTIQUE  
DU TRAVAIL AÉRIEN ET DES TRANSPORTS**

---

**OUVRAGES PARUS**

**Certificat d'Initiation Aéronautique.**

Notions élémentaires d'aéronautique, par A. Maldant et G. Salomon.

**Brevet Elémentaire des Sports Aériens.**

Mathématiques, par P. Nebout et G. Salomon.

Technologie des planeurs, par P. Nebout et G. Salomon.

Météorologie et aérologie, par P. Nebout et G. Salomon.

Histoire de l'aéronautique, par P. Nebout et G. Salomon.

L'aéronautique - Son histoire, par A. Bié et G. Salomon.

Aérodynamique et mécanique du vol, par A. Maldant et G. Salomon.

Notions élémentaires de navigation et réglementation aériennes, par P. Gaulmier.

**Certificat d'Aptitude à l'Enseignement Aéronautique.**

Météorologie, par E. et R. Belliard et G. Salomon.

Aérodynamique et mécanique du vol, par M. Grandjean et G. Salomon.

**Brevet de pilote privé d'avion.**

Manuel du pilote privé (tome I), par R. Belliard, A. Hémond et P. Fournié.

**Certificat d'Aptitude Préparatoire au Parachutisme.**

Cours théorique.

**Certificat d'instructeur au sol de parachutisme.**

Le parachute - Techniques du matériel, par E.-A. Medaule.

Histoire du parachutisme, par R. Chancerel.

**Qualification d'instructeur de pilotes privés d'avion.**

Navigation aérienne, de H. Villemin.

Aérodynamique, par G. Denis et A. Hémond.

Océan aérien, par M. Vermot-Cauchy.

**Ouvrages à l'usage des membres de l'enseignement.**

L'aviation à l'école, par M. Vermot-Gauchy et A. Maldant.  
La conquête de l'espace, par M. Vermot-Gauchy.

---

**OUVRAGES A PARAITRE**

**Brevet Élémentaire des Sports Aériens.**

Technologie, par R. Aubert et G. Salomon.  
Connaissances générales, par A. Maldant et G. Salomon.  
Météorologie, par R. Belliard et G. Salomon.

**Brevet d'instructeur d'aéromodélisme dans les aéro-clubs.**

Manuel d'aéromodélisme, par J. Lerat et G. Salomon.

**Certificat d'Aptitude à l'Enseignement Aéronautique.**

Histoire de l'aéronautique, par A. Bié et G. Salomon.  
Pédagogie aéronautique, par A. Maldant et G. Salomon.

**Brevet de pilote privé d'avion.**

Manuel du pilote privé (tome II), par R. Aubert, R. Belliard, M. Chabey et A. Hémond.

**Brevet de pilote de planeur.**

Manuel du pilote de planeur, par R. Aubert, R. Belliard et A. Hémond.

**Brevet de parachutiste privé.**

Manuel du parachutiste privé.

**Qualification d'instructeur de pilotes privés d'avion.**

Mécanique du vol, par G. Denis et A. Hémond.  
Instruments de bord (tomes I et II), par G. Amouroux.  
Instructions pédagogiques, par A. Hémond, R. Lahaye et G. Salomon.

**Ouvrages à l'usage des membres de l'enseignement.**

L'aviation, centre d'intérêt pédagogique (nouvelle édition).



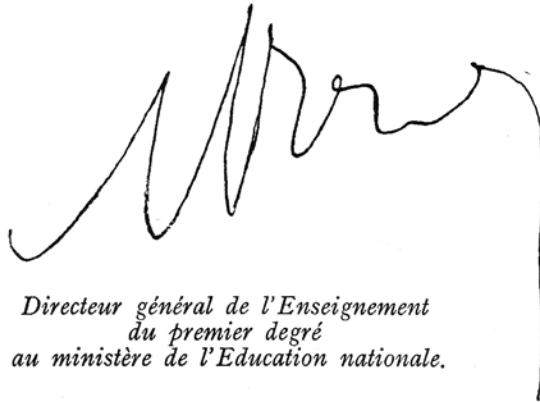
# PRÉF

*Pour qui dispense un enseignement de l'aérodynamique aux élèves-maîtres des écoles normales ou aux candidats-moniteurs d'aéromodélisme, il est indispensable de considérer cette science non seulement sous son aspect de matière d'enseignement aéronautique, mais également dans son prolongement naturel qu'est la conception personnelle d'un appareil modèle-réduit ou son délicat réglage.*

*Tel est l'objet de cet ouvrage.*

*Réalisé par MM. Marc Grandjean et Gilbert Salomon, il expose avec toute la clarté souhaitable l'enchaînement méthodique des lois parfois abstraites qui régissent le vol des aéroplanes.*

*Il fournit les éléments adaptables et les conseils qui doivent permettre aux futurs enseignants de dispenser à leur tour, dans le cadre de l'éducation moderne, des notions élémentaires d'aérodynamique et un enseignement pratique de l'aéromodélisme reposant, non sur des constatations empiriques, mais sur les données précises d'une science dont la richesse s'accroît chaque jour.*



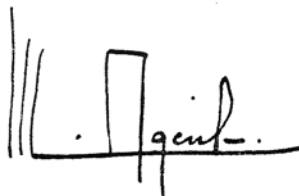
*Directeur général de l'Enseignement  
du premier degré  
au ministère de l'Éducation nationale.*

# F A C E

*Ce nouvel ouvrage sur l'aérodynamique prend place dans la série des manuels destinés à aider les membres de l'enseignement à préparer le Certificat d'Aptitude à l'Enseignement Aéronautique puis à diriger, dans leur classe, des cours pratiques d'aéromodélisme.*

*Cette dernière activité, qui permet d'expérimenter les lois et principes de l'aérodynamique au fur et à mesure de leur étude, est sans doute l'une des plus attrayantes et profitables pour les jeunes attirés par l'aviation.*

*Je souhaite que ce livre, réalisé par des auteurs particulièrement au courant des méthodes pédagogiques modernes, dans une forme claire, simple et précise, soit un auxiliaire précieux pour les enseignants qui ont accepté de collaborer à la diffusion de l'instruction aéronautique dans la jeunesse.*



*Ingénieur en chef de la Navigation aérienne  
Directeur du service de la Formation  
aéronautique et des Sports aériens.*

# AVANT-PROPOS

*Ce traité d'aérodynamique et de mécanique du vol s'adresse aux futurs membres de l'enseignement du premier degré et aux candidats-moniteurs d'aéromodélisme.*

*Nous en avons éliminé le plus possible les grandes équations algébriques, les calculs compliqués et fastidieux. Les formules qui subsistent, toutes importantes, sont relativement faciles à retenir et à appliquer.*

*Le but que nous nous sommes proposé est d'amener progressivement l'utilisateur à la pratique raisonnée et méthodique de l'aéromodélisme afin qu'il prenne et conserve un caractère éducatif grâce à l'emploi des notions théoriques étudiées dont il est le logique aboutissement.*

*Dans la première partie, vous verrez naître les forces de sustentation, de résistance à l'avancement, celles qu'il faut équilibrer pour rendre le vol possible. Vous vous familiariserez avec la représentation graphique de ces forces et vous saurez utiliser, par la suite, ces graphiques.*

*Dans la seconde partie, vous serez amenés à réfléchir sur les problèmes d'équilibre longitudinal, latéral et de direction. Vous verrez les forces en présence jouer l'une par rapport à l'autre jusqu'au moment où, s'étant annulées réciproquement, un équilibre harmonieux s'établit, conduisant au vol parfait.*

*Les deux grandes parties constituent un ensemble que nous n'aurions pu alléger davantage sans en altérer l'ordonnance et la compréhension. Ce qui importe, c'est de saisir l'idée générale de chaque chapitre, de la développer en l'étoffant selon son goût personnel, les uns se contentant de la seule connaissance de cette idée générale, d'autres poussés par un esprit de recherche insatisfait, approfondissant plus que nous ne l'avons fait chaque point particulier. Dans ce domaine, tout est possible et souhaitable.*

*Nous attirons cependant l'attention des élèves-maîtres des écoles normales sur la préparation à l'examen du CERTIFICAT D'APTITUDE A L'ENSEIGNEMENT AÉRONAUTIQUE dont voici le programme, résumé :*

## PREMIÈRE PARTIE. — Aérodynamique

Chapitre premier L'air.

L'air et son écoulement.

Loi de Bernoulli.

Résistance de l'air.

**PREMIÈRE PARTIE**

---

**AÉRODYNAMIQUE**

---

## CHAPITRE PREMIER

---

### 1.1. - Généralités.

### 1.2. - L'air.

1.2.1. - Invisibilité de l'air.

1.2.2. - Masse spécifique.

1.2.3. - Inertie.

1.2.4. - Pression atmosphérique et pression statique.

1.2.5. - Température.

1.2.6. - Viscosité.

1.2.7. - Atmosphère standard.

1.2.8. - Vent relatif.

### 1.3. - L'air et son écoulement.

1.3.1. - Relation section-vitesse.

1.3.2. - Relation pression-vitesse.

1.3.3. - Loi de Bernoulli.

1.3.4. - Trompe de Venturi.

### 1.4. - Résistance de l'air.

1.4.1. - Moyens d'investigation.

1.4.2. - Soufflerie Eiffel.

1.4.3. - Action de l'air sur un corps soumis à un vent relatif - Formule de la résistance de l'air.

1.4.4. - Ecoulement de l'air autour d'un profil.

1.4.5. - Couche limite.

1.4.6. - Nombre de Reynolds.

## CHAPITRE PREMIER

---

### 1.1. - GÉNÉRALITÉS.

L'aérodynamique (1) est la science qui se consacre à l'étude de la force de l'air, autrement dit à l'étude des réactions de l'air en mouvement sur les corps.

Pour qu'il y ait réaction, il faut qu'il y ait mouvement, soit de l'air autour des corps, soit des corps dans l'air. Dans les deux cas, l'effet est le même.

Les aéronefs, se déplaçant dans l'air, relèvent du second cas. Il est possible de les classer en deux catégories :

— Les plus légers que l'air ou aérostats : ballons, dirigeables, motoballons, etc., dont la *sustentation statique* est une conséquence du principe d'Archimède. Ils appartiennent au domaine de l'aérostation.

— Les plus lourds que l'air, groupés sous l'appellation générale d'« aérodynes », dont la *sustentation dynamique* a pour origine les réactions de l'air en mouvement relatif. Ils sont du domaine de l'aviation.

On peut imaginer une grande variété d'aérodynes : à turbine, à ailes battantes, à ailes rotatives, etc.

C'est un appareil à ailes fixes, « L'AVION », baptisé ainsi par Ader en 1897, qui, jusqu'à présent, a donné le meilleur rendement pratique : vitesse, charge enlevée, rayon d'action et sécurité.

Lorsque cet aérodyne est dépourvu de moteur et utilise la seule énergie de l'atmosphère, il prend le nom de « planeur ».

---

(1) Du grec aêr, aeros : air et dunamis : force.

## 1.2. - L'AIR.

Pour la bonne compréhension des phénomènes propres au vol des avions et des planeurs, il importe de préciser certaines propriétés caractéristiques de l'air.

### 1.2.1. - Invisibilité de l'air.

L'air est invisible et lorsqu'il s'agit d'étudier son écoulement autour d'un corps, rien ne permet de distinguer si cet écoulement est ou non perturbé. C'est la raison pour laquelle on a pris l'habitude de *visualiser* l'écoulement de l'air au cours de certaines expériences d'aérodynamique, par une émission de fumées dont les particules visibles suivent exactement les mêmes trajectoires que les molécules d'air.

### 1.2.2. - Masse spécifique de l'air.

Au niveau de la mer, un mètre cube d'air pèse 1,225 kgp, ce qui correspond à une masse spécifique de l'ordre de :

$$\frac{1,225}{9,81} = 0,125 \text{ kg m ou } \frac{1}{8} \text{ (unité de masse M.K.S).}$$

Cette caractéristique de l'air rend le vol possible et nous verrons par la suite qu'il n'est pas permis de voler dans n'importe quelle région de l'atmosphère à cause des variations de la masse spécifique de l'air.

### 1.2.3. - Inertie de l'air.

En raison de son poids, l'air possède des propriétés d'inertie et, de ce fait, obéit aux *lois de la mécanique*.

C'est ainsi que l'air au repos tend à rester dans cet état, alors que l'air en mouvement tend à conserver ce mouvement (première loi de Newton).

Pour modifier l'état de repos ou de mouvement de l'air, il est nécessaire de le soumettre à une force d'autant plus grande que la variation de vitesse ou de direction est plus rapide et que la masse d'air est plus importante (deuxième loi).

Enfin l'application d'une force sur l'air provoque une réaction égale, mais de sens opposé sur la surface produisant la force (troisième loi).

### 1.2.4. - Pression atmosphérique, pression statique.

*Pression atmosphérique.*

Tous les corps, quelle que soit leur situation dans l'atmosphère, subissent, de la part de celle-ci, une certaine pression qui s'exerce perpendiculairement à leur surface.



## 1.2. - L'AIR.

Pour la bonne compréhension des phénomènes propres au vol des avions et des planeurs, il importe de préciser certaines propriétés caractéristiques de l'air.

### 1.2.1. - Invisibilité de l'air.

L'air est invisible et lorsqu'il s'agit d'étudier son écoulement autour d'un corps, rien ne permet de distinguer si cet écoulement est ou non perturbé. C'est la raison pour laquelle on a pris l'habitude de *visualiser* l'écoulement de l'air au cours de certaines expériences d'aérodynamique, par une émission de fumées dont les particules visibles suivent exactement les mêmes trajectoires que les molécules d'air.

### 1.2.2. - Masse spécifique de l'air.

Au niveau de la mer, un mètre cube d'air pèse 1,225 kgp, ce qui correspond à une masse spécifique de l'ordre de :

$$\frac{1,225}{9,81} = 0,125 \text{ kg m ou } \frac{1}{8} \text{ (unité de masse M.K.S).}$$

Cette caractéristique de l'air rend le vol possible et nous verrons par la suite qu'il n'est pas permis de voler dans n'importe quelle région de l'atmosphère à cause des variations de la masse spécifique de l'air.

### 1.2.3. - Inertie de l'air.

En raison de son poids, l'air possède des propriétés d'inertie et, de ce fait, obéit aux *lois de la mécanique*.

C'est ainsi que l'air au repos tend à rester dans cet état, alors que l'air en mouvement tend à conserver ce mouvement (première loi de Newton).

Pour modifier l'état de repos ou de mouvement de l'air, il est nécessaire de le soumettre à une force d'autant plus grande que la variation de vitesse ou de direction est plus rapide et que la masse d'air est plus importante (deuxième loi).

Enfin l'application d'une force sur l'air provoque une réaction égale, mais de sens opposé sur la surface produisant la force (troisième loi).

### 1.2.4. - Pression atmosphérique, pression statique.

*Pression atmosphérique.*

Tous les corps, quelle que soit leur situation dans l'atmosphère, subissent, de la part de celle-ci, une certaine pression qui s'exerce perpendiculairement à leur surface.

Cette pression, évaluée quantitativement par le physicien Torricelli, est dans le système M.K.S. de  $10\,332\text{ kgp/m}^2$  au niveau de la mer et à la température de  $15^\circ$ .

Elle diminue avec l'altitude, mais des observations précises ont permis de constater que la pression atmosphérique décroît d'autant moins que l'altitude considérée est plus éloignée du niveau de la mer. Ceci tient au fait que l'air est comprimé à ce niveau par le poids de toute la masse gazeuse qui se trouve au-dessus de lui. En altitude, la densité de l'air diminue puisque les couches d'air supérieures, étant moins lourdes, exercent sur les couches inférieures une pression plus faible pour une même hauteur.

En plus de ces observations, l'expérience prouve que l'air se comporte, au point de vue *écoulement* et ceci jusqu'à une vitesse d'environ  $700\text{ km/h}$ , comme un *fluide incompressible*.

#### *Pression statique.*

C'est la pression qui s'exerce en air calme, indépendamment des variations de la pression atmosphérique avec l'altitude, perpendiculairement à toute surface en contact avec l'air (fig. 1).

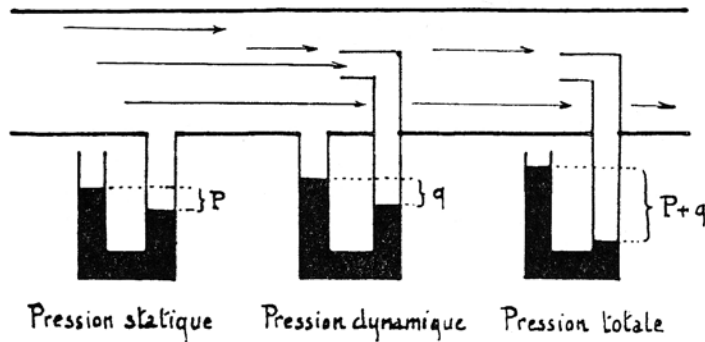


Fig. 1

#### **1.2.5. - Température.**

Le cours de météorologie expose les variations éventuelles de la température en un même lieu, ainsi que les variations progressives de celles-ci en fonction de l'altitude.

Ces diverses variations ne sont intéressantes que par les différences de densité (1) de l'air qu'elles déterminent. La densité de l'air est, en effet, un facteur important de la réaction de l'air sur un corps en mouvement.

#### **1.2.6. - Viscosité.**

La viscosité est une des plus importantes propriétés de l'air qu'il importe de connaître lorsqu'on aborde l'étude des phénomènes propres à son écoulement autour des corps.

(1) La densité variant comme la masse spécifique, on confond habituellement ces deux notions en une seule dans les problèmes où interviennent des variations de densité (donc de masse spécifique) et l'on parle indifféremment de densité ou de masse spécifique.

Elle caractérise la cohésion interne des fluides et détermine ainsi le frottement moléculaire de ceux-ci.

La viscosité de l'air est à l'origine de forces importantes de frottements et la cause de tourbillons dont l'action fera l'objet d'études ultérieures.

### 1.2.7. - Atmosphère standard.

Le rappel des propriétés physiques les plus importantes de l'air rend évident le fait que les réactions de ce fluide sur un corps en mouvement dépendent de sa nature, c'est-à-dire de sa masse spécifique, de sa viscosité, etc.

En effet, chacun peut se rendre compte, par exemple, que l'eau offre plus de résistance à l'avancement que l'air. Nous concevons alors parfaitement que, sur un corps animé d'une vitesse constante, les réactions sont différentes si l'air est chaud ou froid, s'il est humide ou sec, s'il est comprimé ou détendu et deux expériences ne seront comparables que si elles sont faites dans deux masses d'air physiquement identiques.

C'est dans ce but que le professeur Toussaint imagina, dès 1919, une atmosphère-type dont les caractéristiques invariables et parfaitement définies se rapprochent de l'atmosphère réelle. Ainsi une expérience, exécutée dans un tel milieu, donne les mêmes résultats, qualitatifs et quantitatifs, quels que soient l'heure et le lieu.

Rapportées à l'atmosphère standard, les performances deviennent alors comparables.

Il est inutile de donner ici toutes les caractéristiques de l'atmosphère standard, on peut cependant retenir les indications suivantes :

| Altitude                   | Pression<br>en millibars | Température<br>en degrés centigrades | Poids spécifique<br>M.K.S. | Masse spécifique<br>M.K.S. |
|----------------------------|--------------------------|--------------------------------------|----------------------------|----------------------------|
| Niveau de la mer . . . . . | 1 013                    | 15°                                  | 1,225                      | 0,125 ou $\frac{1}{8}$     |
| 2 000 . . . . .            | 794                      | 2°                                   | 1,0058                     | 0,102                      |
| 5 500 . . . . .            | 506                      | — 21°                                | 0,697                      | 0,071                      |
| 10 000 . . . . .           | 264                      | — 50°                                | 0,412                      | 0,042                      |

### 1.2.8. - Vent relatif.

Une constatation importante et qui peut provoquer quelque surprise est que, pour un avion en vol, la notion du vent n'a plus le sens que nous lui attribuons au sol.

Il s'agit bien entendu du vent dont nous décelons l'existence par des moyens empiriques : fumées, doigt mouillé, etc., lorsque nous n'en voyons pas ou n'en ressentons pas les effets.

Pour l'avion, le vent arrive toujours de face, quel que soit le sens du déplacement de la masse d'air par rapport au sol.

Jamais, en vol normal, le pilote ne sent un courant d'air venant, soit de droite, soit de gauche, même si la direction du vent au sol fait un angle de  $90^\circ$  avec celle du vol.

Si le sol est perdu de vue (mauvaise visibilité, nuages), le pilote est incapable de se rendre compte, à l'aide des seules sensations physiques qu'il éprouve, s'il vole vent debout, vent arrière, ou vent de côté.

L'appareil, baigné par l'air qui l'entoure, doit se déplacer dans celui-ci à une vitesse nécessaire à sa sustentation, mais non à une vitesse déterminée par rapport au sol.

Ce déplacement de l'appareil dans la masse d'air produit le même effet que si cet appareil, étant immobile, était frappé par un courant d'air ou vent animé d'une vitesse égale à celle de l'appareil, vitesse que nous venons de reconnaître indispensable pour assurer sa sustentation.

Ce courant d'air, totalement indépendant de la vitesse propre que peut avoir initialement la masse d'air, est appelé *vent relatif*.

C'est de sa vitesse que l'on tient toujours compte dans les calculs d'aérodynamique.

### 1.3. - L'AIR ET SON ÉCOULEMENT.

#### 1.3.1. - Relation SECTION-VITESSE dans un fluide en mouvement.

Supposons qu'un fluide animé d'un mouvement permanent s'écoule dans un conduit dont la section n'est pas constante (fig. 2).

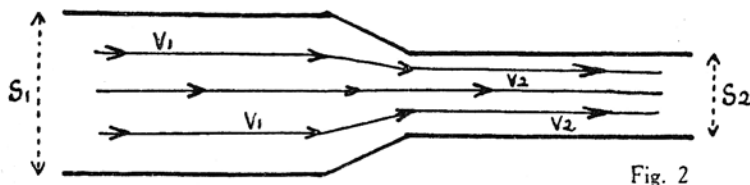


Fig. 2

Une certaine masse de ce fluide passant par le tube de section normale  $S_1$ , pendant un temps donné, doit nécessairement passer par le tube de section rétrécie  $S_2$  pendant le même temps. Le débit du fluide étant constant, sa vitesse doit augmenter dans la partie rétrécie.

Entre les sections traversées ( $S_1, S_2$ ) et les vitesses d'écoulement ( $V_1, V_2$ ), existe la relation :

$$S_1 V_1 = S_2 V_2 = \text{constante.}$$

Cette relation est appelée *équation de continuité*.

### 1.3.2. - Relation **PRESSION-VITESSE**.

Un corps pesant, en mouvement, possède, du fait de sa vitesse, une certaine énergie dite *énergie cinétique* ou *énergie de mouvement* dont la valeur est donnée par la formule :

$$W = \frac{1}{2} M V^2$$

M étant la masse du corps en M.K.S. et V sa vitesse en mètres/seconde.

L'air fluide pesant obéit normalement à ce principe élémentaire de mécanique.

D'autre part, nous avons vu précédemment que l'air au repos exerçait, en un point donné, une certaine pression appelée *pression statique*. Nous pouvons dire qu'un tel fluide possède une *énergie de pression*.

Lorsqu'un fluide est mis en mouvement, il est hors de doute que celui-ci subsiste toujours en vertu du principe de la conservation de l'énergie. Le fluide acquiert, en outre, du fait de la vitesse, une *énergie de mouvement* dont la valeur peut s'écrire :

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

pour chaque mètre cube d'air (volume unitaire considéré),  $\rho$  représentant la masse spécifique de l'air et V la vitesse.

Une surface-unité ( $m^2$ ) sera donc soumise à une force due à l'*énergie de pression* de l'air et à une force résultant de la transformation de l'*énergie de mouvement* en *énergie de pression* au contact de la surface.

Cette seconde force, dont l'intensité est liée au mouvement, est appelée *pression dynamique*.

La surface considérée sera donc soumise à une force dite *pression totale*, égale à la somme des pressions statique  $P_0$  et dynamique  $\frac{1}{2} \rho V^2$  :

$$\text{Pression totale} = P_0 + \frac{1}{2} \rho V^2.$$

### 1.3.3. - Loi de BERNOULLI (1).

La loi de Bernoulli établit une relation importante qui doit devenir rapidement familière, bien que provoquant un effet de surprise égal à celui qui a frappé son auteur lui-même.

Celui-ci pensait qu'en diminuant la section d'une conduite d'eau, en un point déterminé, le fluide comprimé dans cet étranglement aurait une pression plus grande, que l'on pourrait utiliser pour porter le fluide à un niveau plus élevé (fig. 3).

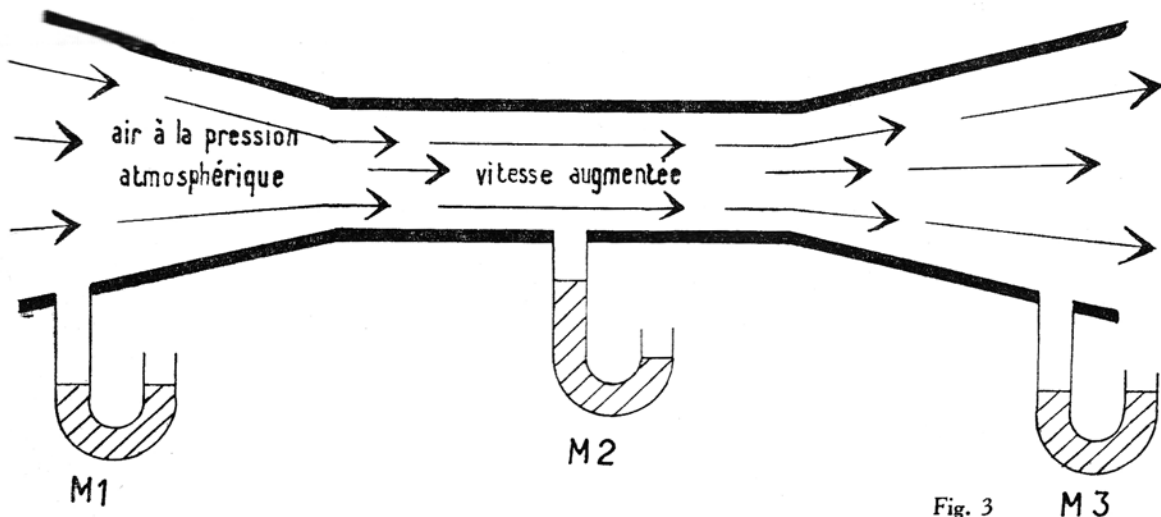


Fig. 3

M 3

Il réalisa donc le montage schématisé ci-dessus et fut surpris de constater un effet contraire à celui qu'il attendait.

En effet, la vitesse du fluide augmentant dans l'étranglement, la pression statique décroissait et ceci de telle façon que la pression totale restait constante.

Bernoulli en déduisait la relation suivante : Pression totale = Pression statique + Pression dynamique = constante

$$\text{ou } P_t = P_o + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{constante.}$$

Cette relation peut encore s'énoncer sous la forme suivante :

Dans un fluide parfait (2) en mouvement permanent, la pression totale, somme des pressions statique et dynamique, est constante le long d'un filet fluide.

(1) Daniel BERNOULLI (1700-1782), physicien suisse, a publié, en 1738, un remarquable traité d'hydrodynamique.

(2) Incompressible et non visqueux.

Ce qui revient à dire que lorsque la vitesse augmente, la pression diminue et inversement.

Cette loi n'est, en somme, qu'une forme du principe de conservation de l'énergie sans qu'il y ait, dans ce cas, transformation de l'énergie en chaleur. Elle exprime que, lorsqu'un fluide gagne de l'énergie sous forme de vitesse, il la perd sous forme de pression et inversement.

### 1.3.4. - Trompe de Venturi.

Cet instrument constitue une des applications les plus intéressantes de la loi de Bernoulli.

Il est simplement constitué par deux troncs de cônes assemblés par leur sommet. Les prises de pression se font aux points N et M (fig. 4).

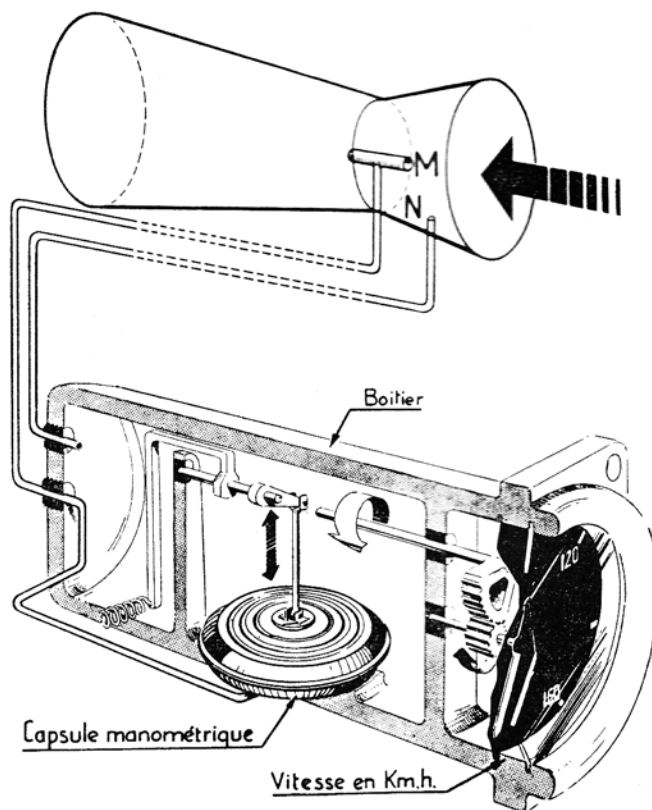


Fig. 4

Au niveau de l'étranglement, la pression dynamique augmente puisque son expression  $\frac{1}{2} \rho V^2$  est fonction du carré de la vitesse d'écoulement.



Pour satisfaire à la loi de Bernoulli, la pression statique doit diminuer, ce qu'il est possible de constater grâce aux prises de pression établies en M et N :

$$\text{Au point N : pression totale} = \frac{1}{2} \rho V_0^2 + P_0 ;$$

$$\text{Au point M : pression totale} = \frac{1}{2} \rho V_1^2 + P_1.$$

D'après la loi de Bernoulli :

$$\frac{1}{2} \rho V_0^2 + P_0 = \frac{1}{2} \rho V_1^2 + P_1$$

d'où nous tirons :

$$P_0 - P_1 = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_0^2) = \frac{1}{16} (V_1^2 - V_0^2)$$

en rappelant que  $\rho = \frac{1}{8}$ .

La variation de la pression statique au niveau de l'étranglement apparaît donc comme étant en rapport direct avec la vitesse de l'écoulement.

Cette variation de pression est mesurée par un manomètre dont le cadran est gradué en kilomètres/heure.

L'ensemble, appelé *anémomètre*, est utilisé pour mesurer les vitesses relativement faibles, en particulier celle des planeurs et avions lents.

## 1.4. - RÉSISTANCE DE L'AIR.

### 1.4.1. - Moyens d'investigation employés pour l'étude de la réaction aérodynamique.

Les lois de la résistance de l'air sont presque entièrement le résultat d'expériences. A l'origine, les appareils furent conçus suivant l'inspiration ou le génie des constructeurs et les essais en vol coûtèrent la vie à plus d'un inventeur ; aussi a-t-on cherché à étudier la réaction de l'air sur les appareils au sol avant de les expérimenter en vol.

C'est le pionnier américain Wright qui fut probablement le premier à construire une soufflerie pour essayer les planeurs de sa construction.

Depuis lors, différents moyens ont été utilisés, que nous classerons en deux catégories :

1° Corps en mouvement dans l'air immobile ;

2° Corps immobile dans l'air en mouvement.

Nous avons vu précédemment que l'on admettait l'identité des réactions aérodynamiques dans les deux cas et dans les mêmes conditions.

## 1° Corps en mouvement dans l'air immobile.

### a) Le chariot aérodynamique à Saint-Cyr (1911).

Cette méthode, pratiquement abandonnée aujourd'hui, a été utilisée lors des premières expériences d'aérodynamique.

Le corps à essayer était placé sur un chariot monté sur rails, se déplaçant à une vitesse déterminée. Des appareils de mesure, placés sur le chariot, enregistraient les réactions aérodynamiques.

Ce procédé permettait d'essayer des ailes ayant jusqu'à 14 m d'envergure, mais le vent faussait bien souvent les mesures.

### b) Le manège aérodynamique de Saint-Cyr (1930).

La maquette était fixée sur un grand bras pivotant autour d'un axe et portant les appareils de mesure. Après quelques minutes de fonctionnement, l'air ambiant était rapidement perturbé et les mesures erronées.

### c) Les essais en vol.

Ce procédé est de beaucoup le plus intéressant. C'est le seul qui permette de connaître avec exactitude la valeur de la réaction aérodynamique sur un élément d'avion. Aussi, les usines aéronautiques importantes n'hésitent-elles pas à construire de véritables avions-laboratoires, permettant de faire en vol les études nécessaires avant la réalisation d'un appareil.

Cependant, outre certaines difficultés de mesures, les essais en vol sont tributaires des conditions atmosphériques et de ce fait, les conditions des essais peuvent varier d'un jour à l'autre, ce qui risque d'introduire des éléments d'erreurs dans la comparaison des mesures effectuées au cours des précédentes expériences.

Notons pourtant que l'essai en vol est le seul procédé utilisable par le modéliste qui veut étudier le comportement des appareils qu'il a réalisés.

## 2° Corps immobile dans l'air en mouvement.

Le problème consiste à créer, autour du corps immobile, un courant d'air aussi régulier que possible et de vitesse facilement mesurable. C'est le but des souffleries ou tunnels aérodynamiques qui sont des instruments d'étude commodes.

Les appareils de mesure, étant fixes, peuvent être doués d'une grande sensibilité.

Nous étudierons seulement la soufflerie type Eiffel, dite à « veine ouverte ».

### 1.4.2. - Soufflerie Eiffel.

Ce type de soufflerie comprend :

1° Un *collecteur*, ajutage convergent par lequel entre l'air et qui a pour but de communiquer à celui-ci une grande vitesse par suite de la diminution de la section de la veine (fig. 5).

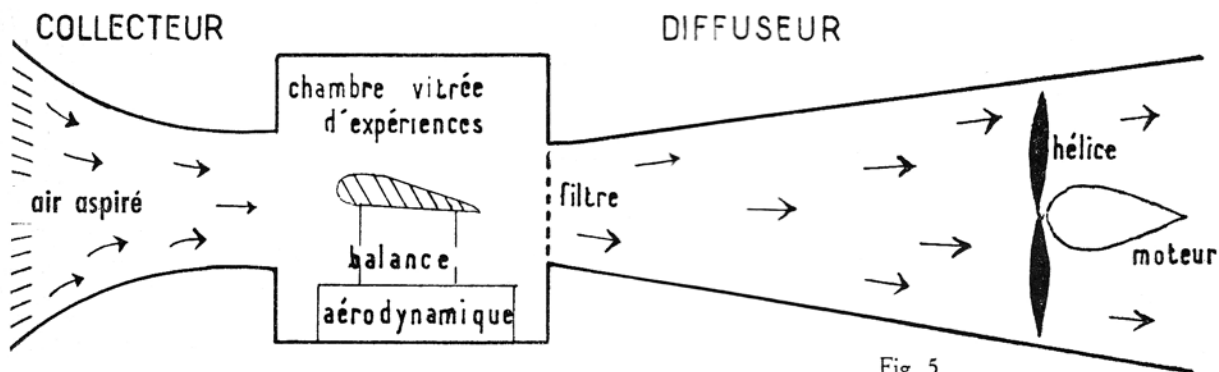


Fig. 5

Un filtre F, destiné à régulariser les filets d'air, est placé à l'entrée du collecteur. Ce filtre est généralement composé d'alvéoles prismatiques, genre nids d'abeilles.

2° Une *chambre d'expériences* dans laquelle on place le corps à essayer et où se trouvent les appareils de mesure (balance aérodynamique). Dans cette partie de la soufflerie, la veine d'air doit être rectiligne et sa vitesse constante.

3° Un *diffuseur* constitué par un ajutage divergent. Son but est de récupérer une grande partie de l'énergie cinétique de l'air par un ralentissement progressif de celui-ci. On augmente d'autant plus le rendement de la soufflerie que la vitesse de l'air à la sortie du diffuseur est faible. C'est pourquoi on allonge le diffuseur.

4° Un *moteur électrique* entraînant une hélice qui produit la circulation de l'air en créant une dépression.

À titre documentaire, voici les caractéristiques de la soufflerie française la plus importante, celle de Chalais-Meudon, près de Paris :

- 6 moteurs électriques de 1 000 CV chacun.
- Chambre d'expériences à section elliptique de 16 m × 8 m.
- Vitesse de circulation de l'air : 180 km/h.
- Longueur totale, 96 m ; hauteur, 27 m.

### 1.4.3. - Action de l'air sur un corps soumis à un vent relatif - Formule de la résistance de l'air.

Si nous plaçons en avant du collecteur un appareil émetteur de fumée, les filets d'air sont ainsi matérialisés et nous obtenons ce qu'on appelle une visualisation.

D'autre part, la balance aérodynamique nous permet de mesurer la valeur de la réaction aérodynamique.

#### 1° Cas d'une plaque plane perpendiculaire au vent relatif.

La chambre d'expérience de la soufflerie étant traversée par une veine d'air animée d'une vitesse  $V$ , nous disposons dans cette chambre un disque mince perpendiculaire au courant d'air (fig. 6).

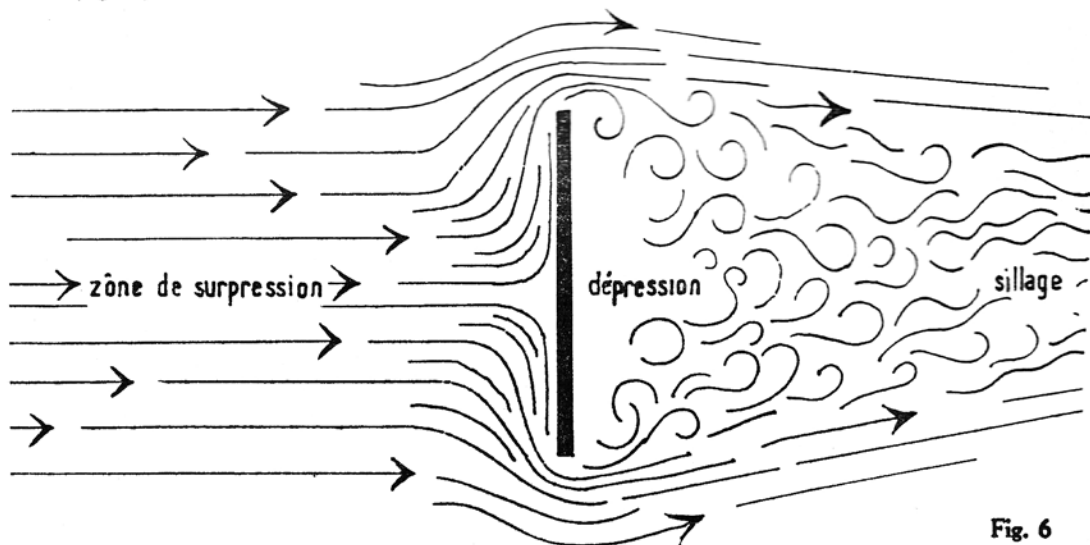


Fig. 6

Celui-ci s'écrase contre le disque et son énergie de mouvement se transforme en énergie de pression, que la balance montée dans la soufflerie nous fera connaître, soit  $x$  kgp.

Si nous remplaçons le disque précédent par un disque de même forme, mais ayant une surface 2, 3 ou 4 fois plus grande, nous constaterons que la pression est multipliée par 2, 3 ou 4, suivant le cas, ce qui nous permet de conclure que LA RÉSISTANCE DE L'AIR EST PROPORTIONNELLE A LA SURFACE.

Si, après avoir remis en place le premier disque, nous doublons la vitesse d'écoulement puis la triplons en augmentant la vitesse de l'hélice, nous constatons que la balance accuse une pression  $2 \times 2 = 4$  fois supérieure, puis  $3 \times 3 = 9$  fois supérieure à la première, soit  $9 \times$  kgp.

**NOUS POUVONS DONC DIRE QUE LA RÉSISTANCE DE L'AIR EST PROPORTIONNELLE AU CARRÉ DE LA VITESSE.**

Enfin, reprenant les expériences précédentes avec une plaque de même surface que le disque *mais de forme différente*, nous constatons que la balance donne des résultats différents des premiers. Seule la forme du corps ayant changé, nous sommes dans l'obligation de reconnaître que la résistance de l'air EST PROPORTIONNELLE A UN COEFFICIENT K DÉPENDANT DE LA FORME ET DE LA DENSITÉ DE L'AIR.

La détermination de la valeur du coefficient K est assez complexe et ne peut être faite qu'en soufflerie. En réalité, il dépend non seulement de la forme du corps, mais encore de sa nature, de l'état de sa surface, de la densité de l'air, du nombre de Reynolds dont nous parlerons ultérieurement.

LA RÉSISTANCE DE L'AIR EST TRADUITE PAR LA FORMULE :

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

dans laquelle S est exprimé en mètres carrés et V en mètres/seconde.

Notons que cette formule ne peut être utilisée que pour des vitesses maxima de 200 m/s. Au-delà, K varie et R n'est plus proportionnel à  $V^2$ .

### 2° Cas d'une sphère.

Si nous remplaçons le disque précédent par une sphère de même diamètre, nous voyons les filets d'air contourner la moitié avant de la sphère et décoller de sa partie postérieure.

Si la vitesse de l'air et le diamètre de la sphère deviennent importants, le décollement commence nettement en arrière du diamètre. Nous remarquons que, déjà, la séparation des filets d'air à l'avant se fait d'une façon plus régulière, moins heurtée et que le sillage est moins important. Aussi ne sommes-nous pas étonnés de constater que la balance aérodynamique donne, pour la sphère, une résistance 6 fois plus petite que pour le disque ayant le même diamètre (fig. 7).

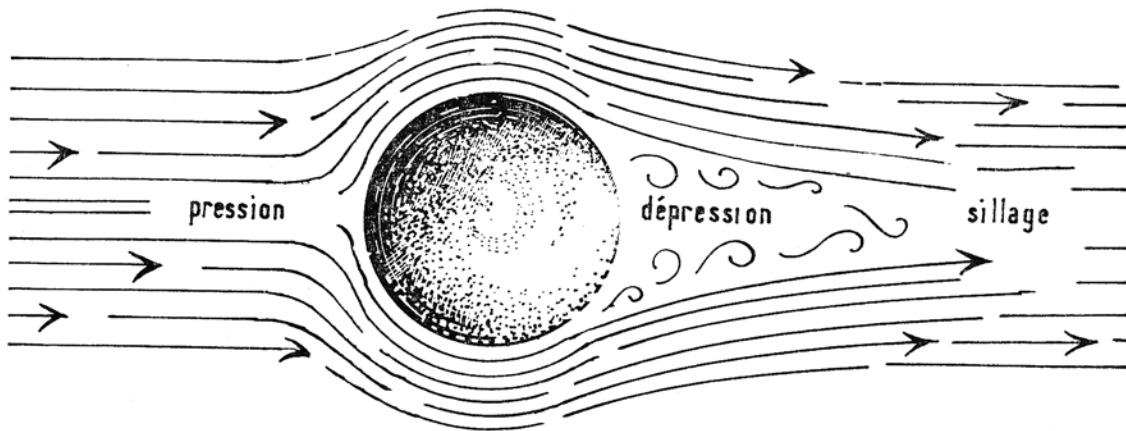


Fig. 7

### 3° Cas d'un cylindre horizontal terminé par deux demi-sphères.

En remplaçant la sphère par un cylindre auquel une demi-sphère est accolée à chaque base, orienté dans le sens d'écoulement des filets d'air, nous constatons la présence, à l'avant, d'une zone de pression et celle d'une zone dépressionnaire à l'arrière.

La balance aérodynamique indique une résistance encore plus faible que pour la sphère.

Si nous effectuons des expériences avec des cylindres de longueurs totales différentes, nous constatons que la résistance est minimum lorsque la longueur totale du cylindre égale 4 ou 5 fois son rayon.

### 4° Cas d'un corps profilé.

Les précédentes expériences nous amènent à chercher quelle est, pour une surface donnée, appelée maître-couple (I), la forme de moindre résistance à l'avancement, c'est-à-dire celle qui offre la meilleure pénétration dans l'air.

C'est le *corps profilé*, de section circulaire, dont le maître-couple se trouve aux environs du quart avant de la longueur totale, représentant elle-même 3 à 5 fois le diamètre du maître-couple (fig. 8).

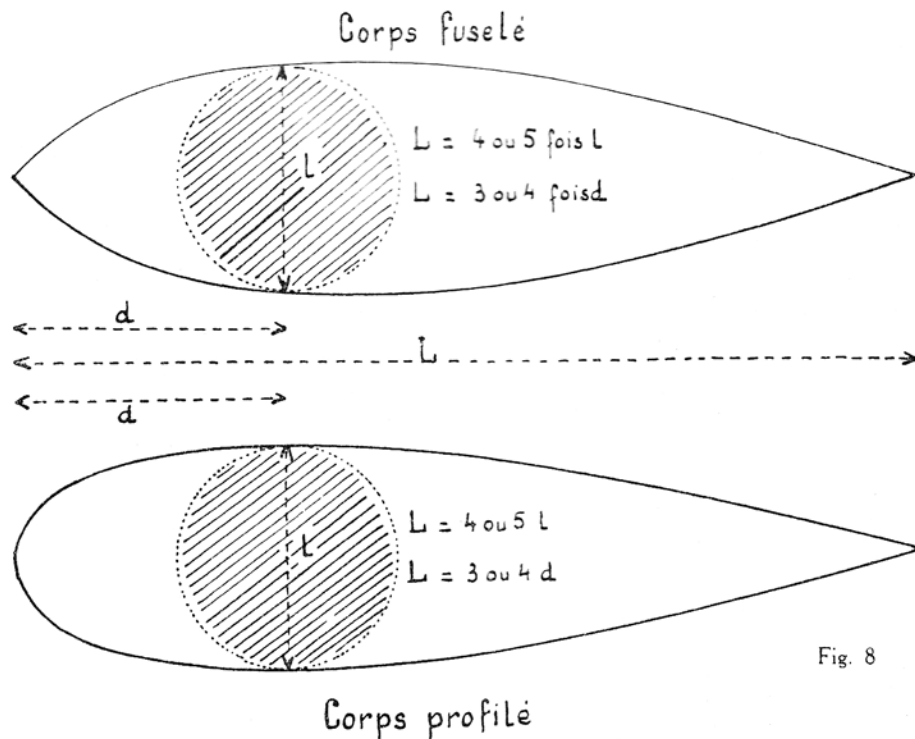


Fig. 8

(I) Surface de la plus grande section d'un fuselage, par exemple.

Voici les valeurs de K pour différents corps :

|                                       |        |
|---------------------------------------|--------|
| Disque mince . . . . .                | 0,085  |
| Sphère . . . . .                      | 0,0135 |
| Demi-sphère tournée à l'arrière . . . | 0,0109 |
| Demi-sphère tournée à l'avant . . .   | 0,033  |
| Corps profilé . . . . .               | 0,003  |

5° *Application.*

Quelle est la puissance absorbée par un disque de 100 cm<sup>2</sup> de surface, placé hors d'un avion en vol, perpendiculairement aux filets d'air, alors que le « badin » indique une vitesse relative de 360 km/h ?

Appliquons la formule :

$$R = K.S.V^2, \text{ dans laquelle } \begin{cases} V = 360 \text{ km/h, soit } 100 \text{ m/s,} \\ S = 0,01 \text{ m}^2, \\ K = 0,085, \end{cases}$$

ce qui donne  $R = 8,500 \text{ kg}$ .

Sachant que la puissance est égale au produit de la force par la vitesse du déplacement, la puissance absorbée est égale à :

$$P = 8,500 \text{ kg} \times 100 \text{ m/s} = 850 \text{ kgm/s.}$$

Etant donné qu'un cheval-vapeur vaut 75 kgm/s, la puissance absorbée sera de :

$$\frac{850}{75} = 11,33 \text{ CV.}$$

**1.4.4. - Ecoulement de l'air autour d'un profil.**

Nous savons qu'un profil d'aile est une courbe fermée dont la partie avant est arrondie, l'extrémité arrière effilée, de manière à supprimer autant que possible les remous dans l'écoulement de l'air.

Ce n'est pas spontanément que l'on est arrivé à trouver ces profils et ceux utilisés sur les premiers avions étaient des courbes non fermées. Les essais réalisés dans des souffleries aérodynamiques ont permis d'étudier une grande variété de profils d'ailes ayant chacun leurs qualités et leurs inconvénients : l'un sera plus porteur mais offrira plus de résistance à l'avancement ; un autre sera plus fin, mais moins porteur. Ce n'est qu'après un long travail de calculs et de comparaisons que l'on arrive à trouver le compromis satisfaisant.

Les laboratoires français (Saint-Cyr), allemand (Göttingen) ou américain (N.A.C.A.) étudient toujours de nouveaux profils qui sont mis à la disposition des constructeurs.

*Résultats qualitatifs.*

Si, dans la chambre d'expériences de la soufflerie, nous plaçons un profil d'aile, en le calant à un faible angle d'incidence, c'est-à-dire en l'inclinant peu par rapport à la direction des filets d'air, nous constatons que le spectre aérodynamique est sensiblement celui donné par le premier schéma de la figure 9.

Les filets d'air épousent bien le profil et il ne se produit un *décollement* qu'au voisinage du bord de fuite.



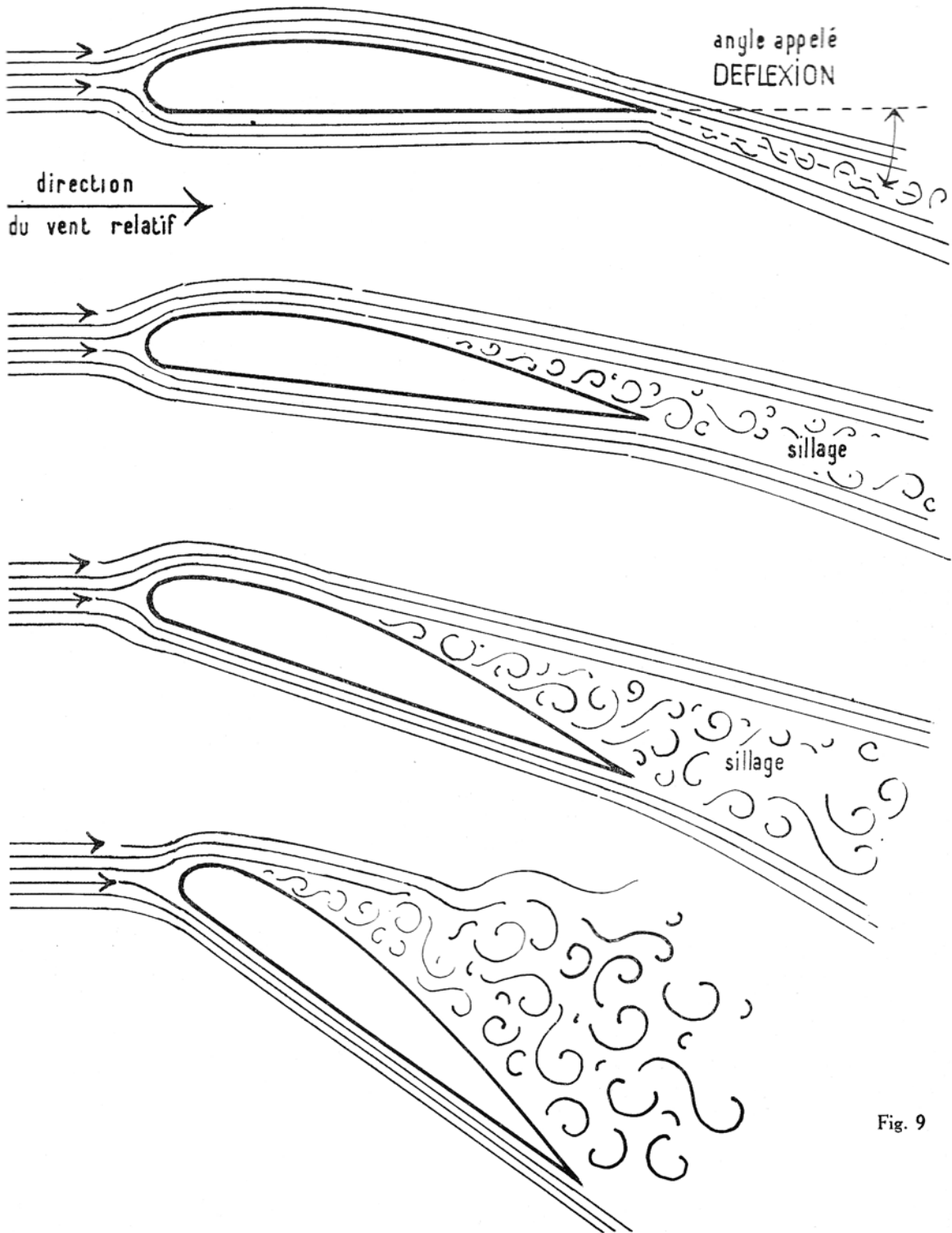


Fig. 9

Si nous augmentons progressivement l'incidence, le décollement se déplace vers l'avant et *brusquement*, pour un angle bien déterminé, gagne le voisinage du bord d'attaque, en même temps qu'une zone très importante de remous affecte l'extrados du profil et se prolonge en arrière du bord de fuite par un sillage extrêmement turbulent (voir schémas 2-3-4, fig. 9).

On dit à ce moment que le profil *décroche*.

Si nous répétons l'expérience avec le même profil, mais à des vitesses différentes d'écoulement, nous pouvons vérifier que ce phénomène se déclenche toujours au même angle d'incidence, quelle que soit la vitesse d'expérimentation.

**POUR UN PROFIL DONNÉ, LE DÉCROCHAGE EST INDÉPENDANT DE LA VITESSE RELATIVE.**

Au cours de toutes ces expériences, nous constatons aussi qu'en arrière du bord de fuite, le courant d'air est rejeté vers le bas.

Cette déviation des filets d'air, appelée *déflexion*, est égale à l'angle formé par la direction des filets d'air en avant du bord d'attaque et celle des mêmes filets en arrière du bord de fuite.

Toujours en expérimentant, nous pouvons constater que **L'ANGLE DE DÉFLEXION CROIT AVEC L'INCIDENCE JUSQU'AU MOMENT OU SE PRODUIT LE DÉCROCHAGE.**

*Résultante - Portance - Traînée.*

La balance aérodynamique nous montre que, contrairement à ce que nous avons vu pour les corps de différentes formes, expérimentés précédemment, la réaction aérodynamique globale, que nous appellerons *résultante aérodynamique*, s'exerçant sur un corps dont la section est un *profil d'aile*, n'est pas dirigée suivant la direction des filets d'air, mais *presque perpendiculairement à celle-ci et de bas en haut*.

Pour faciliter l'étude de cette résultante aérodynamique, nous la décomposons en deux forces perpendiculaires :

- La portance, perpendiculaire à la direction du vent relatif, dirigée de bas en haut ;
- La traînée, dirigée d'avant en arrière suivant la direction du vent relatif.

Les profils d'ailes sont étudiés pour obtenir une portance, force utile, aussi grande que possible et une traînée, force parasite, aussi réduite que possible, ces deux conditions devant toutefois rester compatibles avec certaines qualités souhaitables : de stabilité en particulier.

C'est ainsi qu'on peut obtenir une portance 30 fois supérieure à la traînée sur un planeur de performance.

Sur des modèles réduits de planeurs, bien étudiés et bien finis, il n'est pas rare d'obtenir une traînée 15 ou 20 fois plus faible que la portance.

Au tunnel aérodynamique, en étudiant des ailes de très grand allongement, le rapport portance/traînée est fréquemment supérieur à 60.

*Répartition des pressions sur un profil.*

Il est utile de connaître quelle est la nature : pression ou dépression, des forces appliquées en certains points d'un profil, ne serait-ce que pour connaître la répartition des efforts et déterminer, par la suite, la résistance des éléments entrant dans la construction d'une aile.

Dans ce but, nous établissons des prises manométriques en différents points du profil soumis à un vent relatif de vitesse  $V$  (fig. 10).

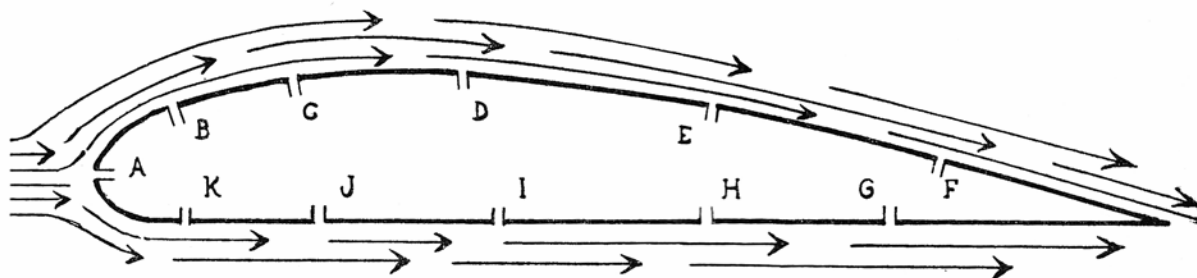


Fig. 10

La lecture des indications données par les manomètres nous apprend qu'il existe :

- 1° Une surpression tout à l'avant, au point où les filets d'air viennent buter ;
- 2° Une légère surpression à l'intrados, dont le maximum se trouve généralement en avant du premier quart du profil ;
- 3° Une dépression très importante sur l'extrados, dont le maximum se trouve dans le premier quart avant du profil (fig. 11).

Nous voyons donc clairement que la résultante de ces forces, obtenue en intégrant les surfaces, se trouve appliquée en un point du premier tiers avant du profil.

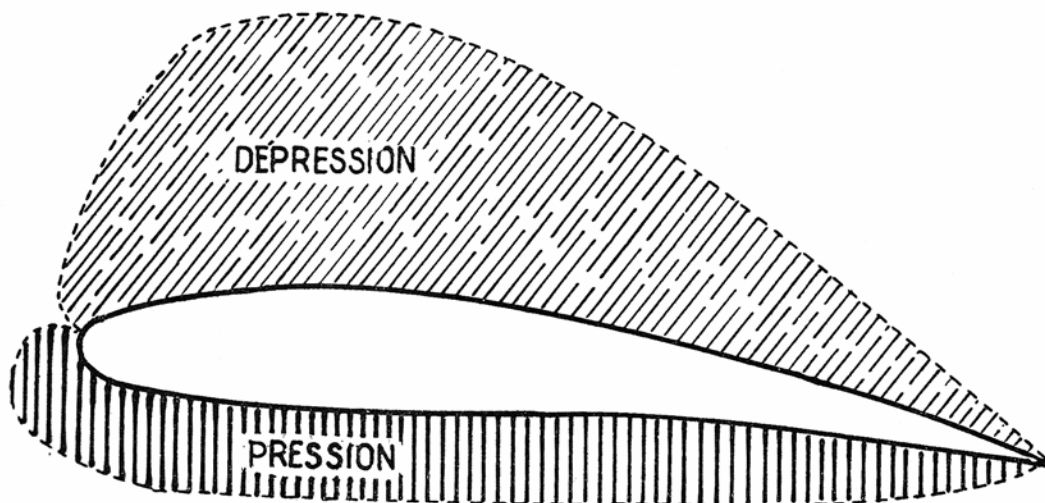


Fig. 11

### Circulation de l'air autour d'un profil.

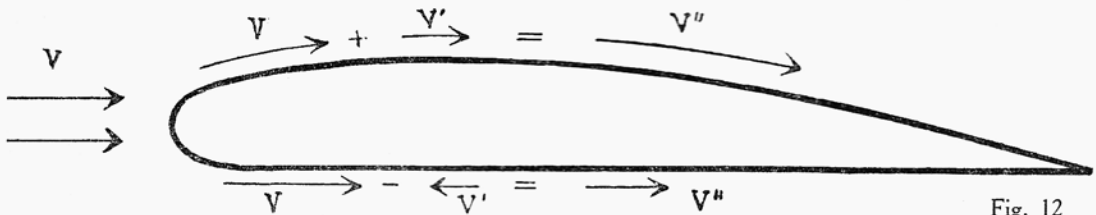
Si nous appliquons la loi de Bernoulli à la veine d'air entourant le profil, nous nous apercevons :

— Que sous l'intrados, où la pression est plus grande, la vitesse d'écoulement est plus faible ;

— Que sur l'extrados, où la pression est plus faible, la vitesse d'écoulement est plus grande.

Imaginons qu'au courant d'air, animé d'une vitesse uniforme, se substitue un *courant circulaire*, tel qu'à l'extrados les vitesses s'ajoutent et se retranchent à l'intrados.

Il en résulterait une vitesse d'écoulement accrue sur l'extrados et réduite sous l'intrados. Donc, en regardant la tranche de l'air, nous verrions alors la veine d'air tourner autour du profil, dans le sens des aiguilles d'une montre (fig. 12).



Ce courant circulaire équivalent constitue ce qu'on appelle le *tourbillon attaché*.

Sans connaître ce phénomène de *circulation*, bon nombre de modélistes ont probablement constaté, après un treillage trop brutal, que, si l'aile du planeur était séparée du fuselage, elle tombait en tournant sur elle-même, comme si elle était montée sur un axe la traversant dans le sens de l'envergure.

Ils ont pu constater qu'elle tournait toujours dans le sens des aiguilles d'une montre, jamais dans le sens inverse.

#### 1.4.5. - Couche limite.

Si nous examinons au microscope la surface parfaitement lisse d'un profil, celle-ci nous apparaît couverte de stries auxquelles les molécules d'air vont s'accrocher, se coller, en vertu d'un phénomène d'adhérence : le même que celui qui colle la goutte d'eau à la vitre.

Il devient alors possible de remarquer, au contact du profil, une couche d'air immobile, extrêmement fine, qui semble faire corps avec lui.

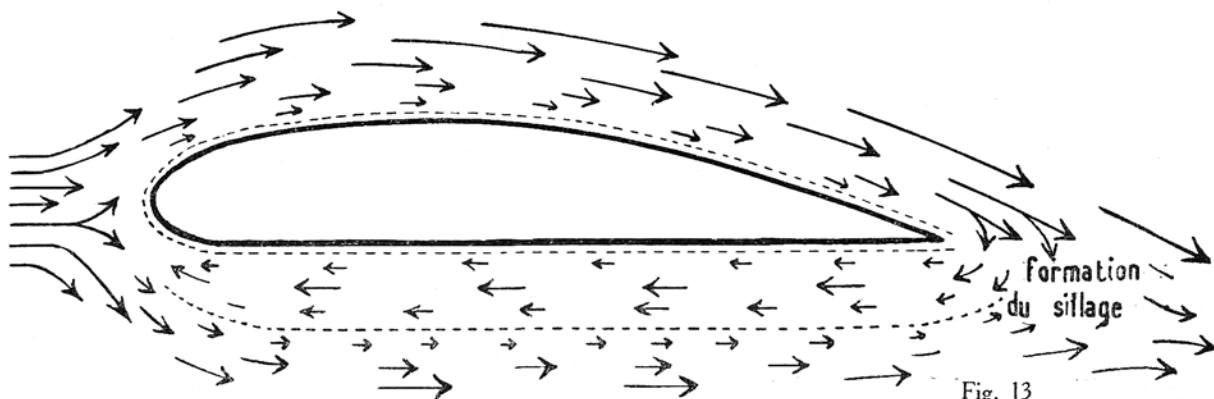
La couche suivante, moins freinée, possède une vitesse à peine perceptible et glisse sur la première.

Au-dessus d'elle, circulent des couches successives, animées progressivement de vitesses de plus en plus grandes, jusqu'au moment où est retrouvée la vitesse de circulation générale de la veine d'air.

L'ensemble de ces couches d'air, animées de *vitesse croissantes*, glissant l'une sur l'autre, constitue la *couche limite* (fig. 13).

Ce schéma traduit l'ensemble du phénomène. Les flèches représentent les filets d'air et leurs longueurs sont proportionnelles aux vitesses respectives.

L'observation nous révèle l'existence de la couche limite. Lorsque l'extrados d'une aile de planeur est couvert d'une fine couche de poussière, il semblerait qu'un vol de l'appareil soit suffisant pour la balayer. Il n'en est rien. À l'atterrissage, nous la retrouvons toute, et cela quelle que soit la vitesse de vol de l'appareil.



La réduction progressive de la vitesse de circulation autour du profil, jusqu'à devenir nulle à son contact, entraîne inévitablement des *frottements* des couches d'air les unes sur les autres.

L'intensité de la force  $F$  de frottement d'une couche d'air, animée d'une vitesse  $V$ , située à une distance  $x$  de la surface d'un corps, dépend :

- 1° De la surface  $S$  de contact ;
- 2° Du gradient de vitesse  $\frac{V}{x}$  au sein de la couche d'air ;
- 3° D'un coefficient  $\mu$  appelé *coefficient de viscosité*.

$$F = \mu \cdot S \cdot \frac{V}{x}$$

Le coefficient  $\mu$  caractérise le fluide utilisé, ici l'air. Il varie avec la masse spécifique de celui-ci, à laquelle on l'associe d'ailleurs dans le rapport  $\frac{\mu}{\rho}$  appelé *coefficient de viscosité cinématique*.

#### 1.4.6. - Nombre de Reynolds.

En 1883, Osborn Reynolds établit que le régime d'écoulement d'un fluide autour d'un corps dépendait des *dimensions du corps* et de la *vitesse d'écoulement* et il détermina que :

« DEUX ÉCOULEMENTS SONT SEMBLABLES L'UN À L'AUTRE A LA CONDITION QUE LE RAPPORT  $\frac{Vl}{\nu}$  SOIT LE MÊME DANS LES DEUX CAS.

Dans lequel :

—  $V$  est la vitesse d'écoulement en m/s ;

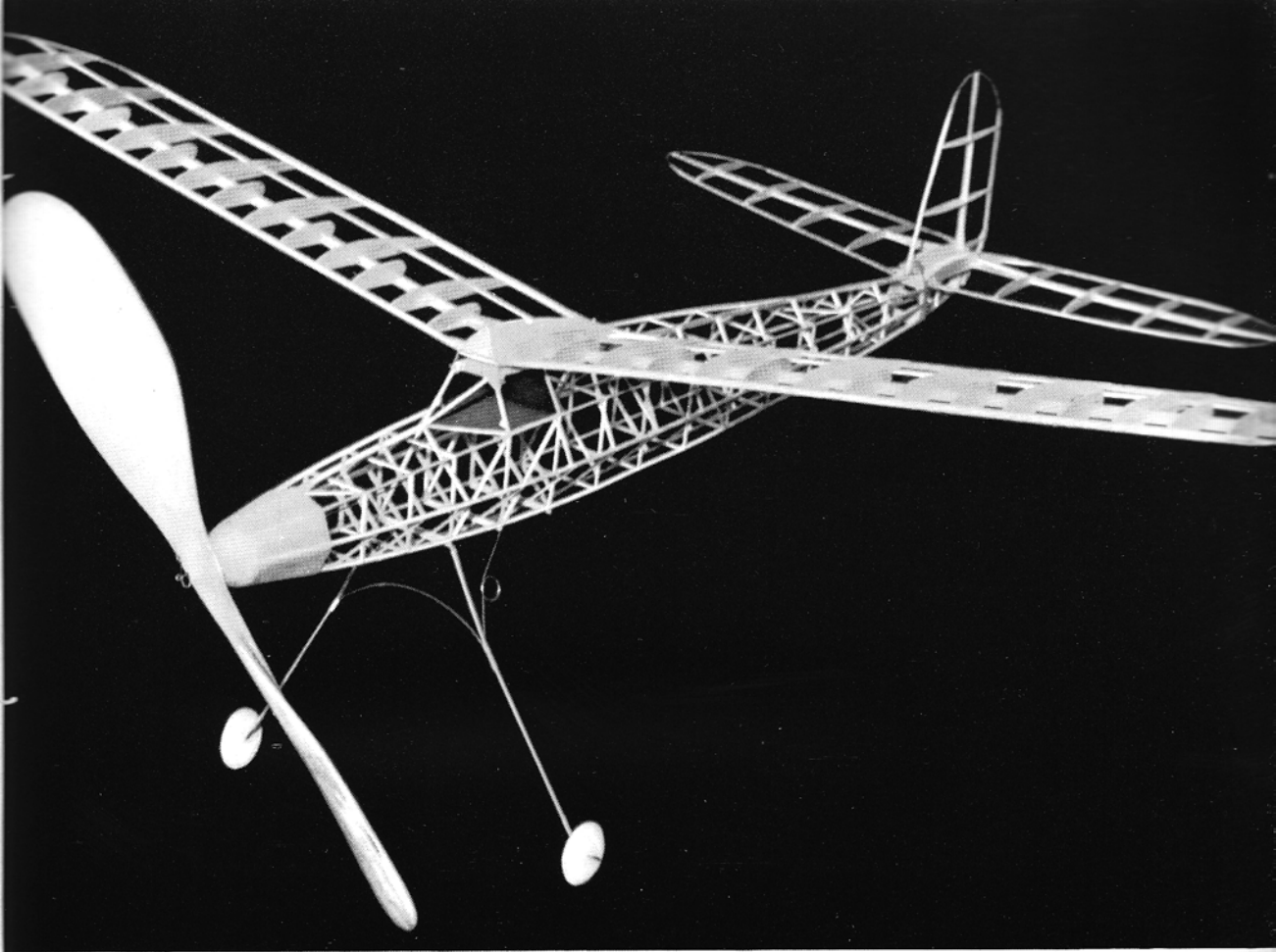
—  $l$  une dimension caractéristique du corps ;

—  $\nu = \frac{\mu}{\rho}$  (coefficient de viscosité cinématique du fluide).

La viscosité cinématique de l'air type est égale à  $14,8 \times 10^{-6}$ , soit environ 15 millionèmes.

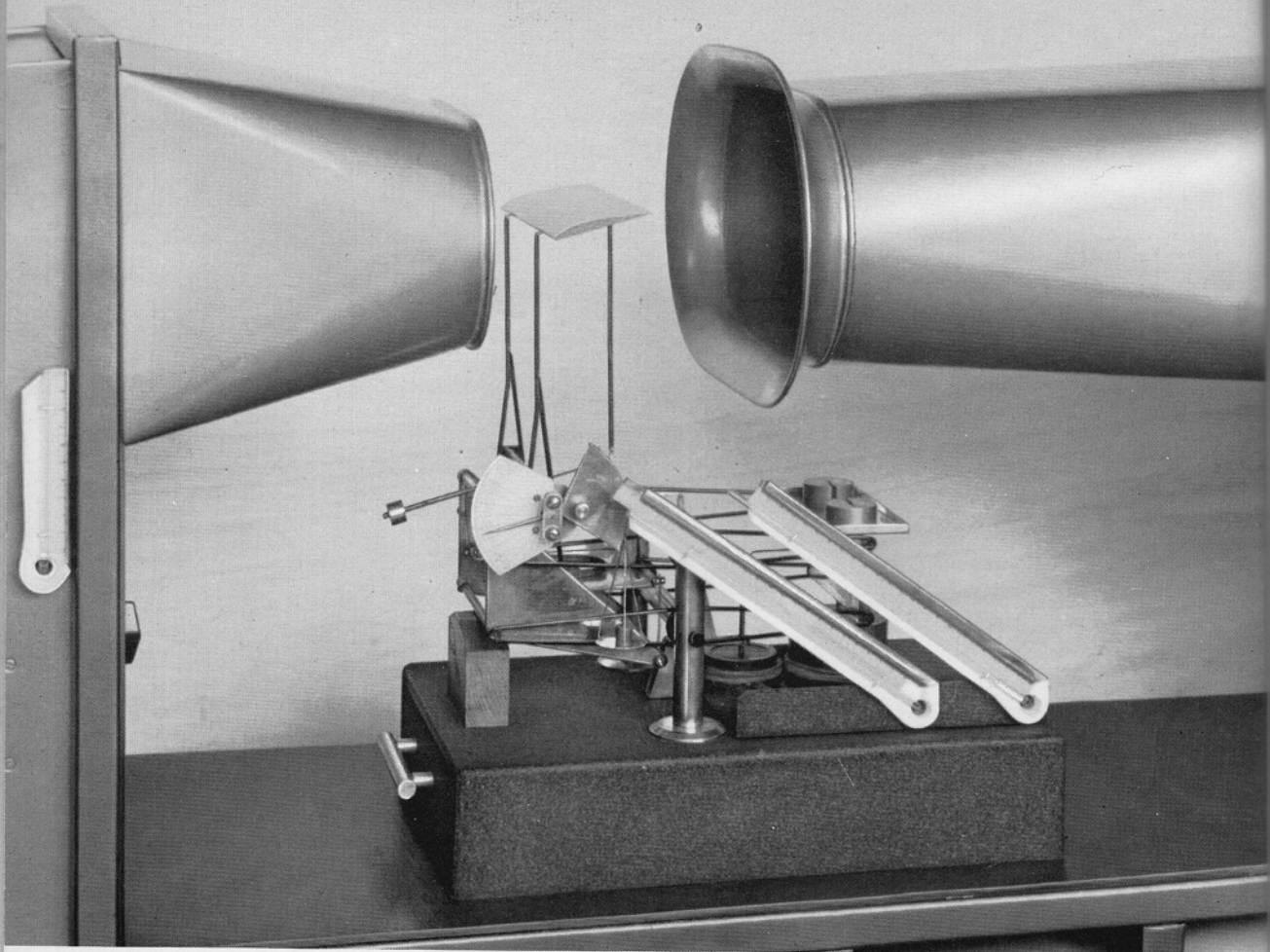
Comme dans les conditions normales et au voisinage du sol, elle ne subit pas de modifications sensibles, il est suffisant de tenir compte seulement du produit  $Vl$  comme nombre caractéristique de l'essai.

---



Un modèle réduit





**La balance aérodynamique**

## CHAPITRE II

---

### 2.1. - Coefficients.

2.1.1. - Coefficient de résultante.

2.1.2. - Coefficient de portance et de traînée.

2.1.3. - Coefficient de moment.

### 2.2. - Polaire d'un profil.

2.2.1. - Définition.

2.2.2. - Etablissement de la polaire.

2.2.3. - Courbe des moments.

2.2.4. - Points caractéristiques d'une polaire :

- Portance nulle ;
- Point de traînée minimum ;
- Point de finesse maximum ;
- Point de portance maximum ;
- Point de vitesse minimum de descente verticale ;
- Détermination de la position de ce point.

## CHAPITRE II

---

### 2.1. - COEFFICIENTS.

#### 2.1.1. - Coefficient de résultante.

Les essais en soufflerie d'un profil d'aile nous renseignent avec exactitude sur les valeurs des forces et des moments auxquels il est soumis.

Ces différentes valeurs sont déterminées à l'aide des balances aérodynamiques. Elles sont intéressantes à connaître car, pour un profil déterminé, elles dépendent de l'incidence.

Nous avons vu, lorsque nous avons étudié le théorème de Bernoulli, que la pression dynamique, en un point de la veine du fluide, était donnée par la formule :

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2.$$

Par ailleurs, l'expérience nous montre que la résistance  $R$ , appliquée à une aile, est proportionnelle à la pression dynamique, à la surface de projection  $S$  de cette aile sur le plan des cordes de profil et à un coefficient  $Cr$ , appelé *coefficient de la résultante*, variable suivant le type de profil :

$$R = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot Cr$$

et puisque au niveau de la mer :  $\frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{V^2}{16}$

$$R = \frac{Cr \cdot S \cdot V^2}{16}$$

Dans cette formule, R est obtenu en kgp par la balance aérodynamique,  $\rho$  est fourni par les tables donnant la masse spécifique de l'air en fonction de la température et de la pression connues, S en mètres carrés par la mesure des dimensions de l'aile et V en mètres/seconde par la mesure de la vitesse relative de la veine d'air obtenue à l'aile d'un anémomètre.

Nous en déduisons que :

$$C_r = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2}$$

Si la pression dynamique  $\frac{1}{2} \rho V^2 = 1$  kgp et  $S = 1$  m<sup>2</sup>, nous avons :

$$\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 = 1$$

et  $C_r = R.$

Nous pouvons donc définir ainsi  $C_r$ , coefficient de la résultante :

« C'EST L'INTENSITÉ DE LA RÉSVLTANTE AÉRODYNAMIQUE SUR UNE AILE AYANT MÊME PROFIL QUE L'AILE CONSIDÉRÉE, DONT LA SURFACE EST ÉGALE A L'UNITÉ DE SURFACE, ET PLACÉE DANS UNE VEINE D'AIR DONT LA PRESSION DYNAMIQUE EST ÉGALE A L'UNITÉ DE PRESSION ».

### 2.1.2. - Coefficients de portance et de traînée.

Puisque nous avons décomposé la résistance R appliquée à une aile en deux forces : la portance  $R_z$  et la traînée  $R_x$ , nous pouvons exprimer la grandeur de celles-ci à l'aide des deux formules suivantes :

$$R_z = C_z \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$$

$$R_x = C_x \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$$

dans lesquelles :

$C_z$  est appelé *coefficient de portance* ;

$C_x$  est appelé *coefficient de traînée*.

Ces coefficients sont respectivement les portance et traînée, pour une aile ayant  $1 \text{ m}^2$  de surface soumise à une pression dynamique de  $1 \text{ kgp par m}^2$ .

### 2.1.3. - Coefficient de moment.

D'autre part, pour déterminer la position de la résultante aérodynamique sur la corde de l'aile aux essais, nous calculons le moment de cette force par rapport au bord d'attaque de l'aile et nous construisons un abaque, soit en fonction de l'incidence, soit en fonction du coefficient de portance.

Nous savons qu'un moment est égal au produit de l'intensité d'une force par une longueur de bras de levier, mesuré du point d'application de cette force à un point déterminé qui sera le même dans tous les cas. En l'occurrence, le point d'application de la force, nommé *centre de poussée*, sera situé par rapport au bord d'attaque.

La grandeur du moment sera tirée de la formule :

$$M = C_m \frac{1}{2} \rho V^2 S l \quad (l \text{ étant la longueur du bras de levier}).$$

Le coefficient  $C_m$  est appelé *coefficient de moment*, par analogie avec les coefficients  $C_z$  et  $C_x$ .

Les valeurs de  $\rho$ ,  $V$  et  $S$  étant données, on détermine par le calcul les valeurs de  $C_z$ ,  $C_x$  et  $C_m$ , ce qui donne :

$$C_z = \frac{R_z}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_x = \frac{R_x}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 S l}$$

## 2.2. - POLAIRE D'UN PROFIL.

### 2.2.1. - Définition.

Les expériences faites à diverses incidences permettent de connaître les différentes valeurs des coefficients  $C_z$ ,  $C_x$  et  $C_m$ .

En possession de ces valeurs, il est possible d'établir des représentations graphiques des caractéristiques d'une aile construite avec le profil étudié.

La plus complète et la plus utilisée de ces représentations est appelée *polaire de l'aile*.

Les coefficients  $C_z$ ,  $C_x$  et  $C_m$  sont toujours des nombres de faible valeur numérique et comportent une partie décimale. Pour supprimer les risques d'erreurs qui pourraient résulter de l'emploi de tels nombres, il est d'usage de multiplier par 100 les valeurs de  $C_z$ ,  $C_x$  et  $C_m$ , ce qui ne change en rien l'allure des diagrammes puisque seule intervient une question d'échelle.

Dans la gamme des incidences usuelles, les  $C_x$  étant toujours plus faibles que les  $C_z$ , la polaire à échelles égales présente l'inconvénient d'être presque verticale, ce qui définit avec une précision insuffisante les variations de  $C_x$  dans la branche ascendante de la courbe correspondant précisément à ces incidences.

Afin de remédier à cet inconvénient, on a pris l'habitude de multiplier par 5 ou par 10 l'échelle des  $C_x$ , ce qui a pour effet de coucher vers la droite la courbe, rendant ainsi les mesures beaucoup plus précises.

### 2.2.2. - Etablissement de la polaire.

Après avoir passé un profil en soufflerie, calé à différentes incidences et calculé les coefficients  $C_z$ ,  $C_x$  et  $C_m$  correspondant à ces incidences, le tableau suivant a été dressé :

| Incidence | $C_z$ | $C_x$ | $C_m$ |
|-----------|-------|-------|-------|
| 12°       | 90    | 62,5  | 37,5  |
| 9°        | 60    | 38    | 30    |
| 6°        | 30    | 30    | 23    |
| 3°        | 15    | 31    | 20    |

Sur une feuille de papier millimétré, graduons un axe vertical (ordonnées) à raison de 1 mm pour 1  $C_z$  et un axe horizontal (abscisses) à raison de 1 mm pour 1  $C_x$ , ce qui ne correspond pas à la pratique, il est utile de le rappeler.

Laissons de côté pour l'instant les  $C_m$ . Nous y reviendrons par la suite.

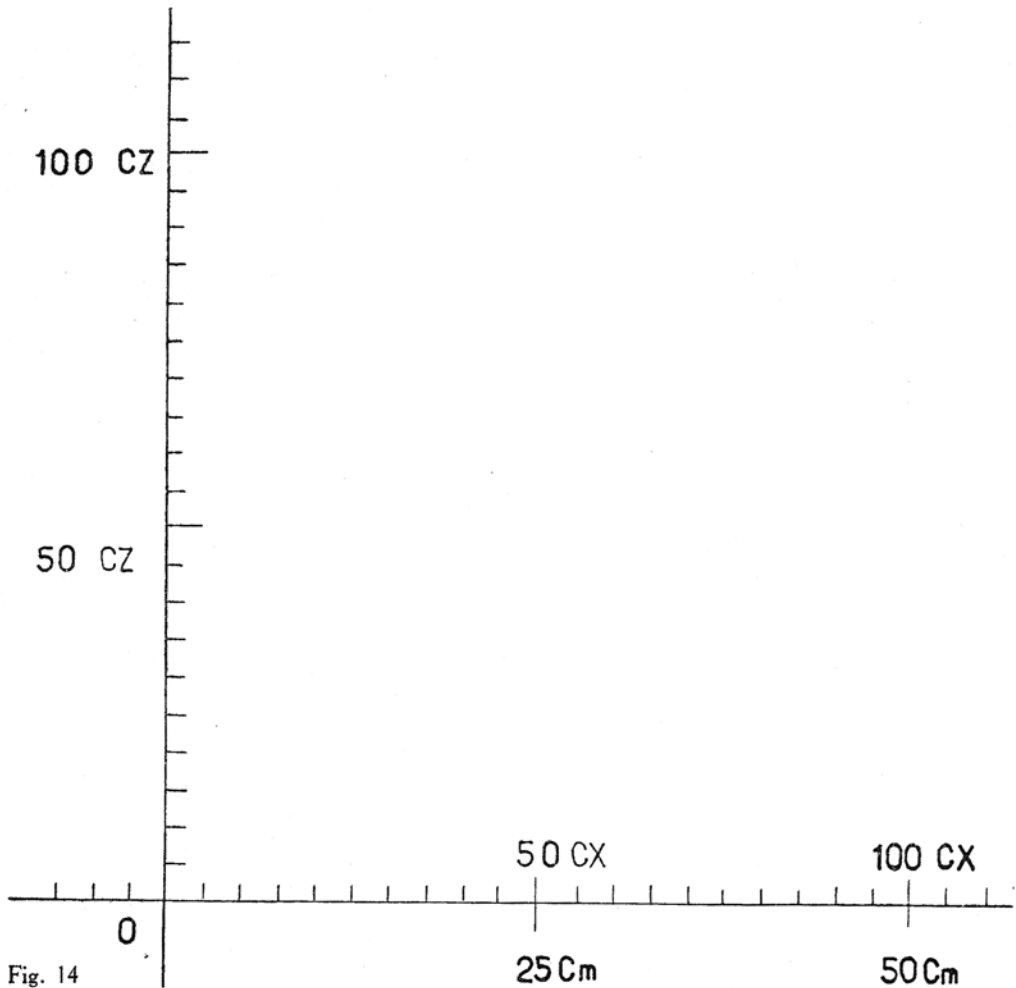


Fig. 14

L'intersection des deux axes constitue l'origine O. Nous obtenons la figure 14.

Du point  $100\text{ Cz} = 90$ , élevons une perpendiculaire à l'axe des  $100\text{ Cz}$  et du point  $100\text{ Cx} = 62^{\text{05}}$ , une perpendiculaire à l'axe des  $100\text{ Cx}$ .

Ces deux perpendiculaires se coupent en A qui est le point de la polaire correspondant à l'incidence  $12^{\circ}$ .

Les points B, C et D sont obtenus par la même méthode.

Réunis par une courbe, ils donnent la polaire cherchée (fig. 15).

Remarquons que l'utilisation du papier millimétré, pour effectuer le tracé, permettra toujours de situer rapidement sur la polaire une incidence intermédiaire,  $4^\circ$  par exemple, non comprise dans le tableau de base et de déterminer la valeur des coefficients  $100 C_z$  et  $100 C_x$  correspondant à cette incidence.

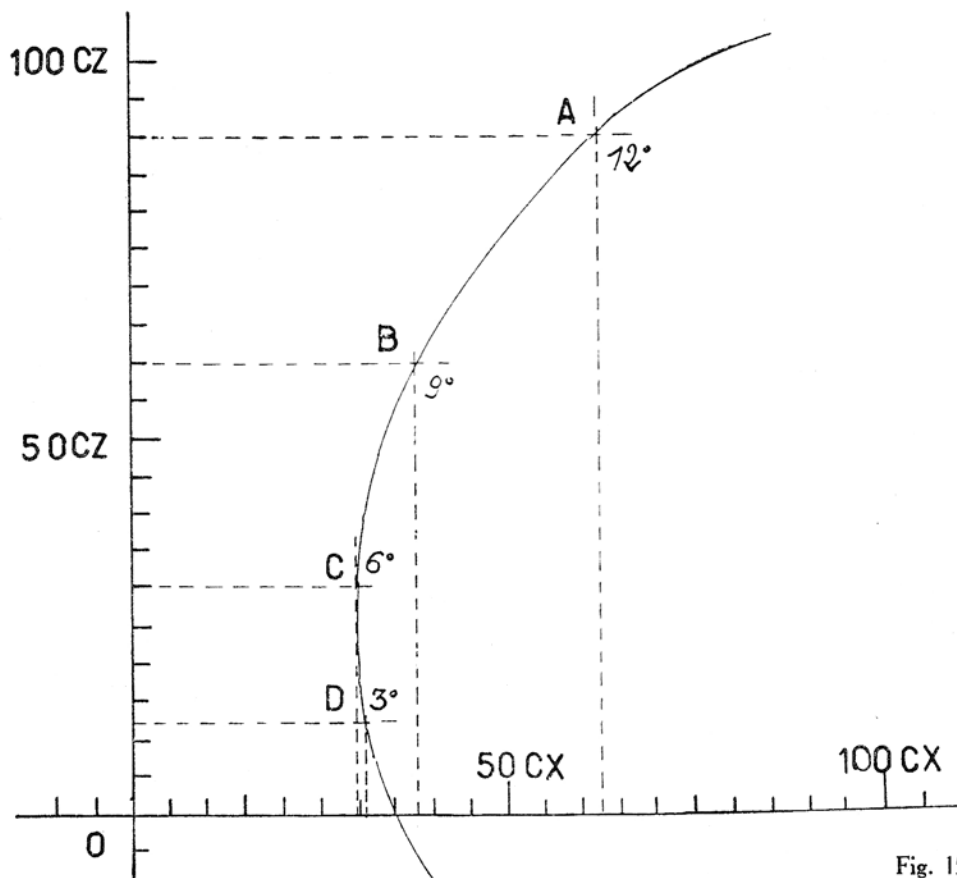


Fig. 15

### 2.2.3. - Courbe des moments.

A présent, traçons la courbe des  $100 C_m$ , mais auparavant doublons son échelle par rapport à celle des  $100 C_x$  et portons-la sur l'axe des  $100 C_x$ , mais en dessous.

Deux millimètres représenteront donc  $100 C_m = 1$ .



La méthode employée pour tracer la polaire nous permet de situer la courbe des moments (fig. 16).

Cette courbe est fonction de l'échelle des Cz, qui a servi à l'établir par le canal des incidences. C'est pourquoi elle est toujours désignée de la manière suivante :

$$100 C_z = f 100 C_m.$$

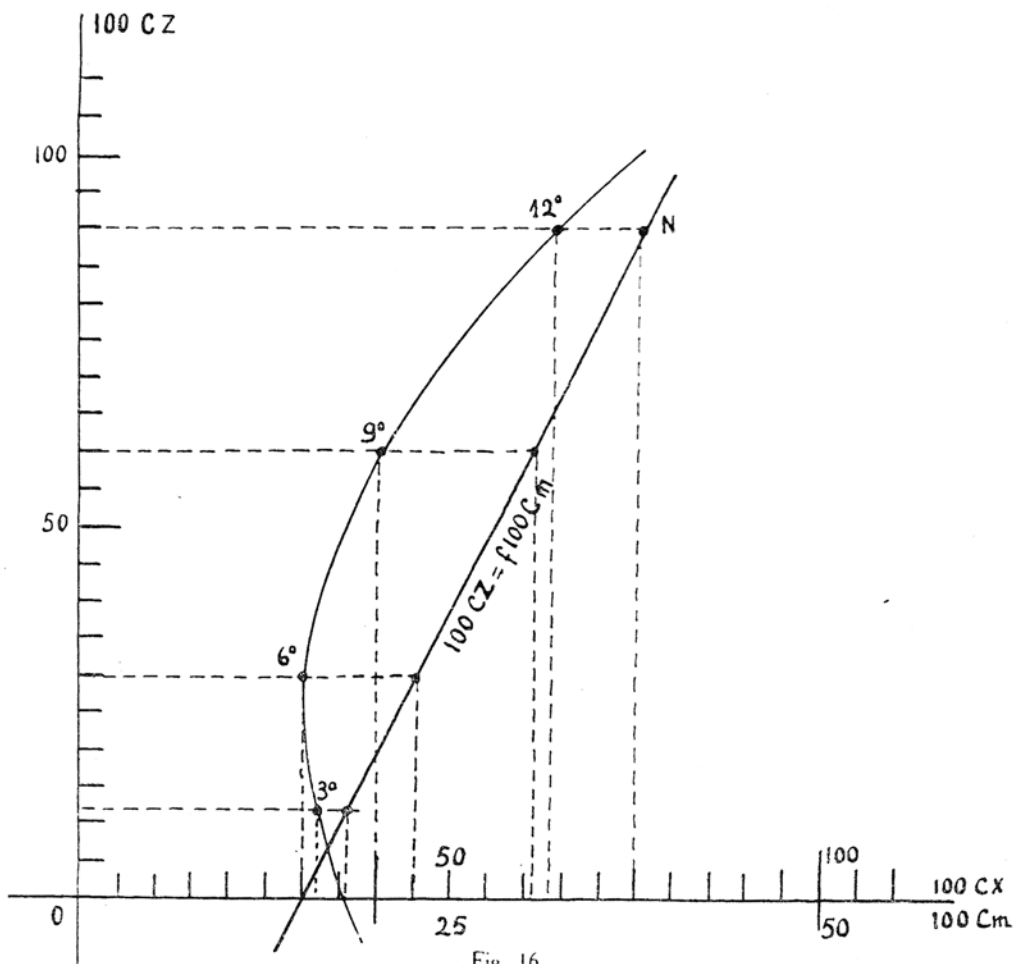


Fig. 16

Signalons que la partie la plus intéressante de cette courbe, c'est-à-dire celle qui correspond aux angles d'incidence d'utilisation courante, est une ligne sensiblement droite, ceci pour la grande majorité des profils.

En réalité, les choses ne se passent pas toujours ainsi que nous venons de le voir, lors de l'établissement d'une polaire, tout au moins en ce qui concerne le tracé de la courbe des moments.

Au lieu de déterminer en soufflerie la valeur du moment aérodynamique correspondant à chaque angle d'incidence d'essai, puis la valeur du coefficient de moment par le calcul, on se contente de relever le moment correspondant à l'angle de portance nulle.

C'est l'angle d'incidence pour lequel la portance est égale à 0. Il peut être déterminé comme tout angle intermédiaire sur la polaire et se situe à l'intersection de celle-ci avec l'axe des 100 Cx.

Le moment étant connu, le calcul habituel donnera le coefficient de moment qui, dans ce cas précis, prend le nom de Cm 0 (1).

Il suffit donc de porter sa valeur :  $100 C_m 0 = 15$  pour notre polaire, en partant de l'origine 0, sur l'axe des 100 Cm pour déterminer un point de passage de la courbe  $100 C_m = f 100 C_z$ .

Un second point sera trouvé en appliquant la formule :

$$100 C_m = 100 C_m 0 + 0,25 (100 C_z).$$

Sur la polaire précédente, considérons l'incidence  $12^\circ$  pour laquelle 100 Cz valent 90.

Le calcul nous donne :

$$\begin{aligned} 100 C_m &= 100 C_m 0 + (0,25 \times 100 C_z); \\ 100 C_m &= 15 + (0,25 \times 90); \\ &= 15 + 22,5 = 37,5. \end{aligned}$$

Sur la perpendiculaire élevée sur l'axe des 100 Cz au point 90, portons une longueur égale à 37,5 lue sur l'échelle des 100 Cm et nous trouvons un second point par où passe la courbe  $100 C_m = f 100 C_z$  que nous pouvons tracer.

Elle est analogue à celle que les résultats donnés par la soufflerie et les calculs ensuite ont permis d'établir.

La polaire que nous venons de tracer ne sera complète et utilisable que si elle porte :

1° L'indication du nombre de Reynolds, utilisé pendant les essais en soufflerie ;

2° L'indication de la valeur de l'allongement  $\lambda$  de l'aile étudiée.

En effet, dans les formules qui ont permis de trouver la valeur des coefficients 100 Cz, 100 Cx et 100 Cm, nous trouvons toujours le facteur  $\rho$ , masse spécifique de l'air, duquel dépend le coefficient de viscosité cinématique, lui-même facteur du nombre de Reynolds.

Inversement, si le nombre de Reynolds est modifié, les valeurs de 100 Cz, 100 Cx et 100 Cm seront modifiées et les résultats définitifs ne seront plus comparables.

L'allongement de l'aile étudiée en soufflerie doit, lui aussi, être indiqué sur la polaire pour des raisons que nous verrons ultérieurement.

(1) Cm 0 : lire Cm zéro.

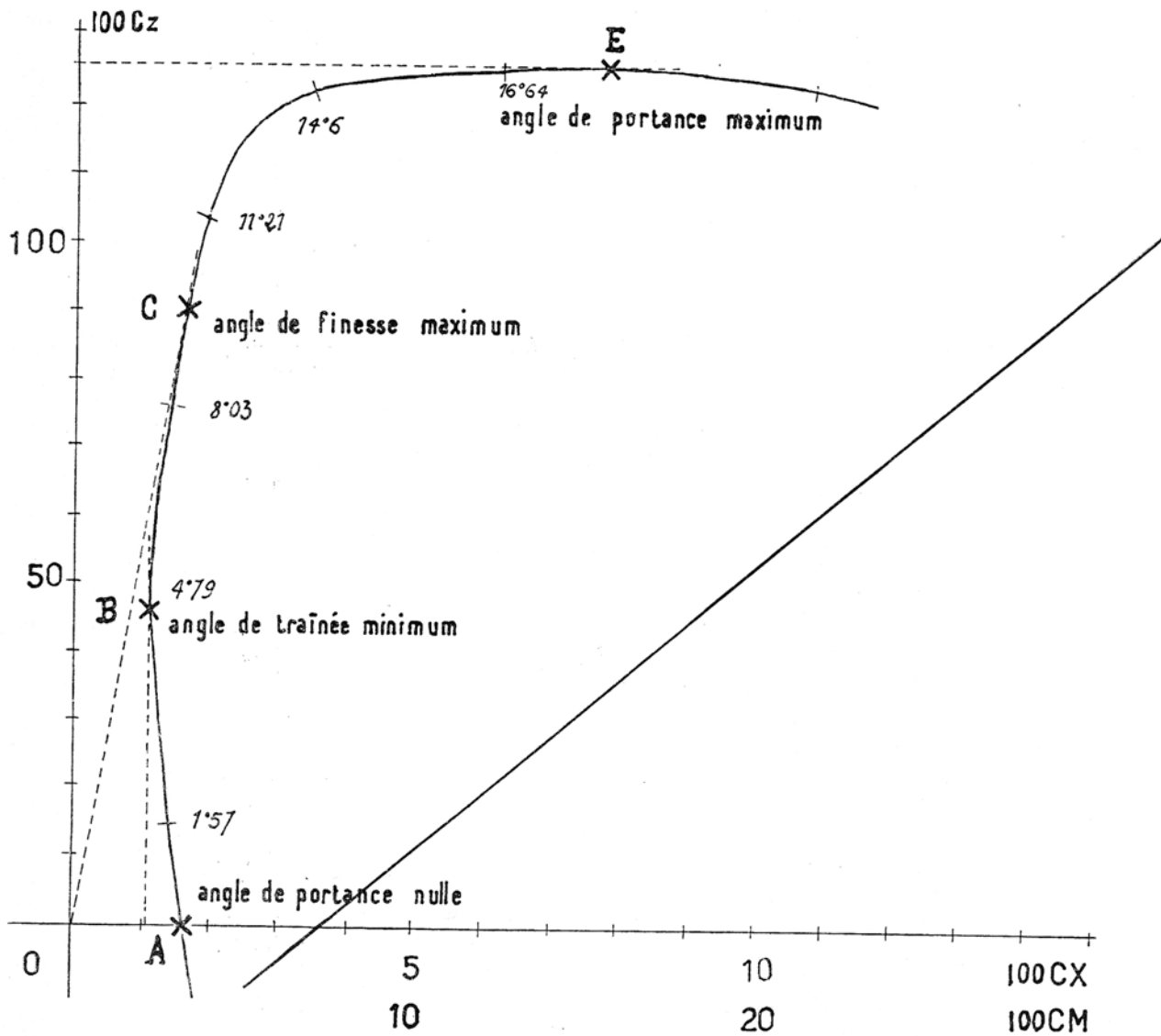


Fig. 17

## 2.2.4. - Points caractéristiques d'une polaire.

Ce sont :

### 1° Le point de portance nulle.

C'est le point A situé à l'intersection de la polaire et de l'axe des 100 Cx. Nous le connaissons déjà.

Ce point donne la valeur de l'angle d'incidence pour lequel  $100 C_z = 0$ .

Cet angle est presque toujours *négligeable*, mais peut cependant atteindre, pour certains profils, des valeurs assez élevées, de l'ordre de 5 ou 6° (fig. 17).

### 2° Le point de traînée minimum.

C'est le point B pour lequel la tangente à la polaire est perpendiculaire à l'axe des 100 Cx.

Une aile calée à l'angle d'incidence correspondant à ce point permet d'obtenir la plus grande vitesse de l'appareil sur trajectoire horizontale.

Ce point ne présente aucun intérêt dans le cas du planeur modèle réduit. Il est par contre intéressant à utiliser quand le modéliste recherche la vitesse pure en vol circulaire.

### 3° Le point de finesse maximum.

C'est le point C pour lequel le rayon vecteur partant de l'origine 0 est tangent à la polaire.

Dans ces conditions, l'angle  $\alpha$  a une valeur maximum. En effet, si nous considérons que

$\text{tg } \alpha = \frac{C_z}{C_x}$  nous voyons que le point C correspond bien à l'incidence pour laquelle le rapport

$\frac{C_z}{C_x}$  est maximum. Or la *finesse* est égale par définition au rapport de la portance à la traînée,

c'est-à-dire  $\frac{C_z}{C_x}$ . Elle est donc maximum pour le point C.

L'angle d'incidence correspondant à ce point s'appelle *angle optimum*. C'est l'angle auquel doit voler un avion, par vent nul, pour avoir le rayon d'action maximum.

### 4° Le point de portance maximum.

C'est le point E pour lequel la tangente à la polaire est parallèle à l'axe des 100 Cx.

Ce point détermine la valeur de l'angle de portance maximum qui, pour une vitesse donnée, permet d'enlever la plus lourde charge.

Il ne faudra pas dépasser cette valeur d'angle si l'on ne veut pas s'exposer à subir les effets du « décrochage aérodynamique », désigné le plus souvent par l'expression, impropre dans ce cas, « Perte de vitesse ».

Ce point ne présente un intérêt pratique que pour les constructeurs d'avions lourds. Toutefois, le modéliste peut, dans le cas d'une réalisation de motomodelle lourd, se rapprocher de ce point.

5° Le point de vitesse minimum de descente verticale.

Ce point, correspondant à une incidence remarquable à plus d'un titre, n'apparaît pas directement sur la polaire.

L'angle de vitesse verticale minimum est celui pour lequel le rapport  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$  est minimum.

Il est situé sur la polaire, entre les points C et E, généralement beaucoup plus près de C que de E (fig. 18).

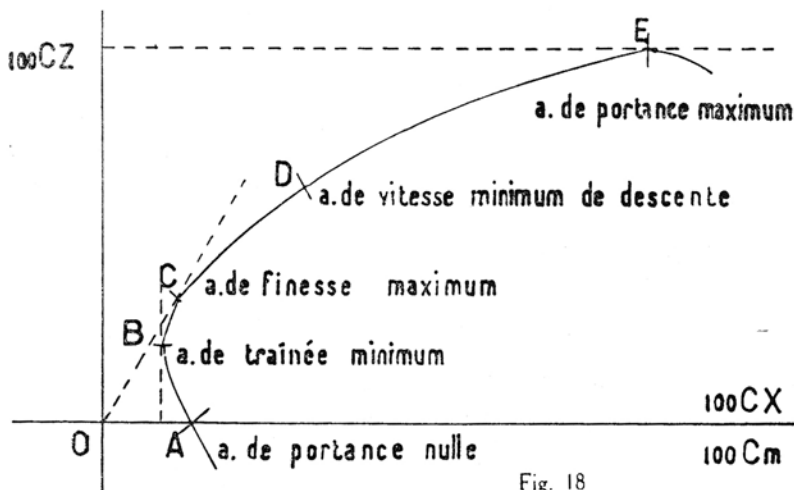


Fig. 18

Nous pouvons déterminer sa position par calcul ou par méthode graphique. Prenons le cas du profil Götting 497 (polaire fig. 19).

a) Première méthode.

Relevons, pour les incidences  $-0^{\circ}2$ ,  $2^{\circ}7$ ,  $5^{\circ}6$  et  $11^{\circ}5$ , les valeurs de  $100 C_z$  et  $100 C_x$  correspondantes, ce qui nous permet de dresser le tableau ci-dessous :

| Incidences | $-0^{\circ}2$ | $2^{\circ}7$ | $5^{\circ}6$ | $11^{\circ}5$ |
|------------|---------------|--------------|--------------|---------------|
| 100 $C_z$  | 53            | 78           | 98           | 123           |
| 100 $C_x$  | 3             | 4            | 7,2          | 13            |

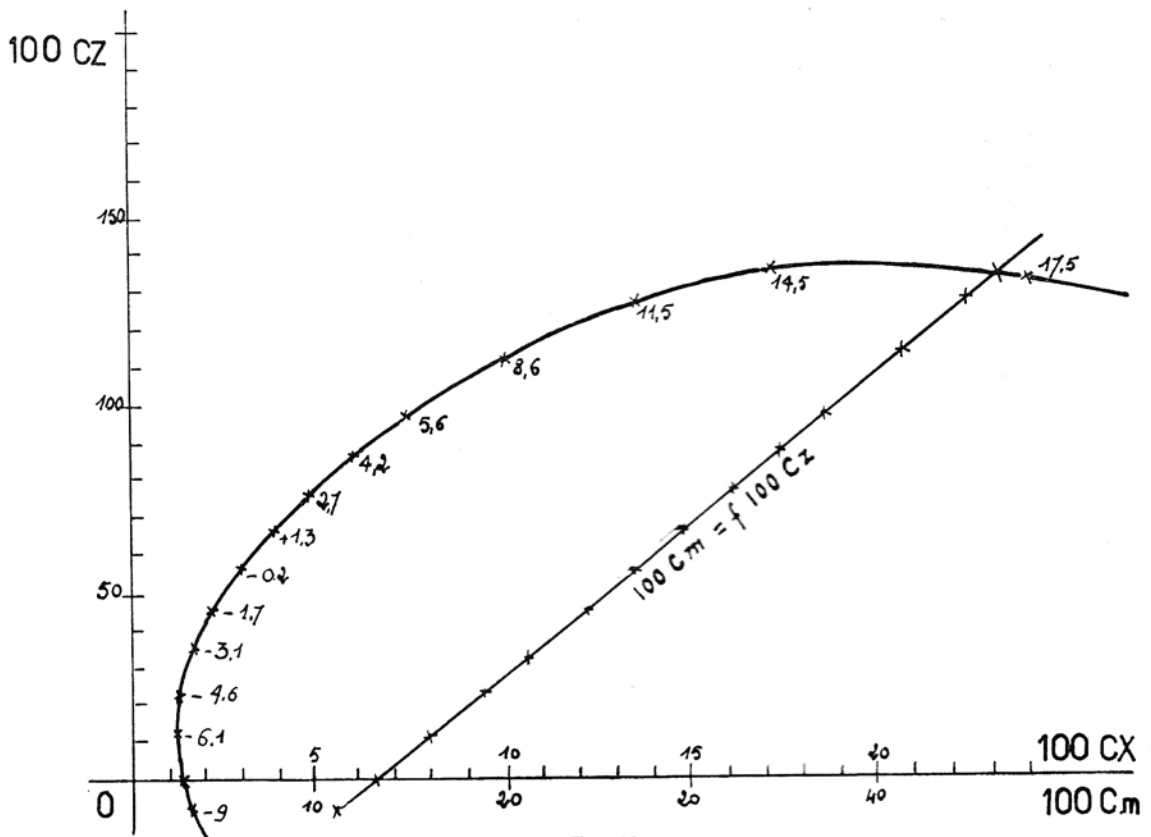


Fig. 19

Calculons les rapports et nous trouvons :

$$\text{Pour l'incidence } -0^{\circ}2 : \frac{3 \times 3}{53 \times 53 \times 53} = 0,00005 ;$$

$$\text{Pour l'incidence } 2^{\circ}7 : \frac{4 \times 4}{78 \times 78 \times 78} = 0,00003 ;$$

$$\text{Pour l'incidence } 5^{\circ}6 : \frac{7,2 \times 7,2}{98 \times 98 \times 98} = 0,00005 ;$$

$$\text{Pour l'incidence } 11^{\circ}5 : \frac{13 \times 13}{123 \times 123 \times 123} = 0,00008.$$

Le plus faible rapport étant celui trouvé pour l'incidence  $2^{\circ}7$ , l'angle de vitesse minimum de descente est donc situé aux environs de cette valeur.

b) *Méthode graphique - Principe* (fig. 20).

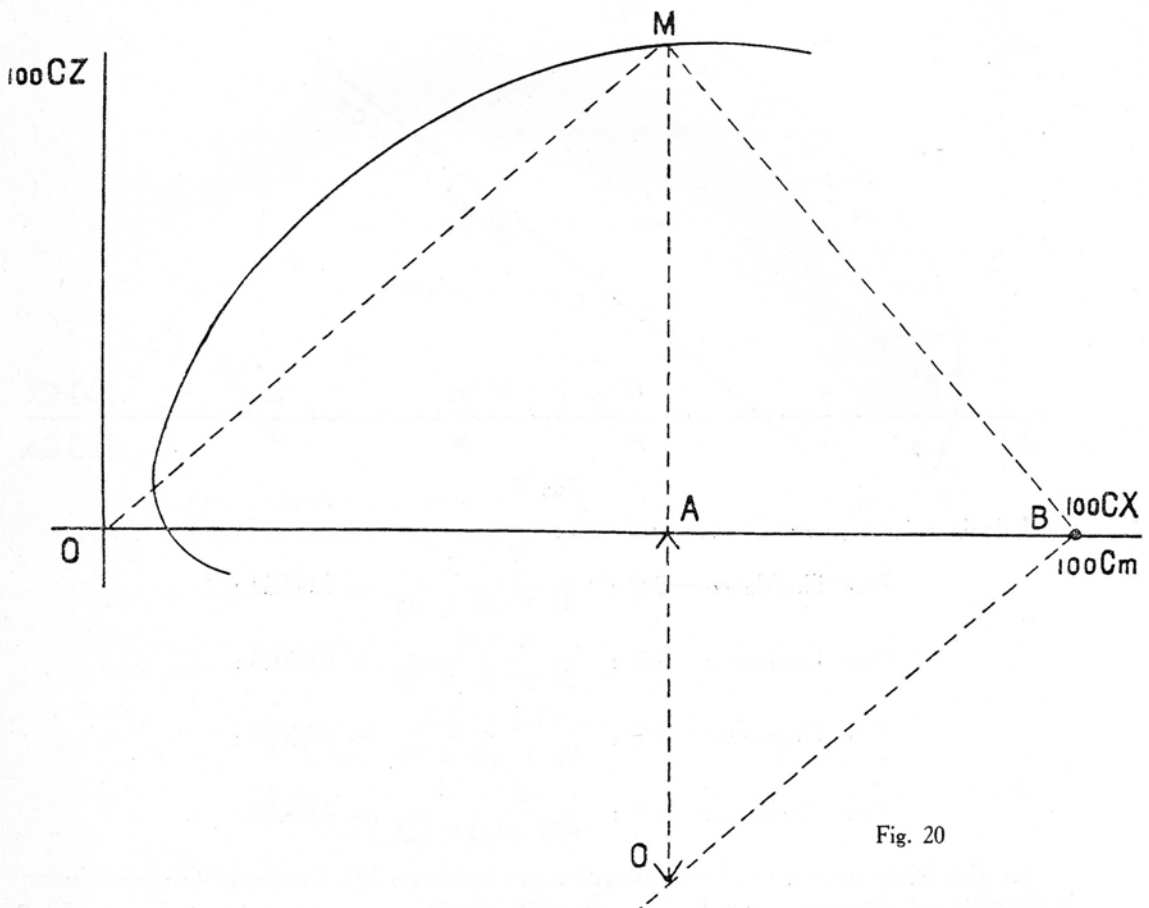
Choisissons un point  $M$  quelconque sur la polaire.

Joignons l'origine  $O$  à  $M$ .

En  $M$ , élevons une perpendiculaire à  $OM$  jusqu'à la rencontre de l'axe des  $100\text{ Cx}$ . L'intersection donne le point  $B$ .

En  $B$ , élevons une perpendiculaire sur  $MB$  et prolongeons-la jusqu'à la rencontre, au point  $C$ , de la perpendiculaire abaissée du point  $M$  sur l'axe des  $100\text{ Cx}$ , qu'elle coupe en  $A$ .

LE POINT  $M$  CORRESPONDRA A L'ANGLE DE VITESSE MINIMUM DE DESCENTE QUAND LE SEGMENT  $AC$  AURA LA LONGUEUR MAXIMUM.



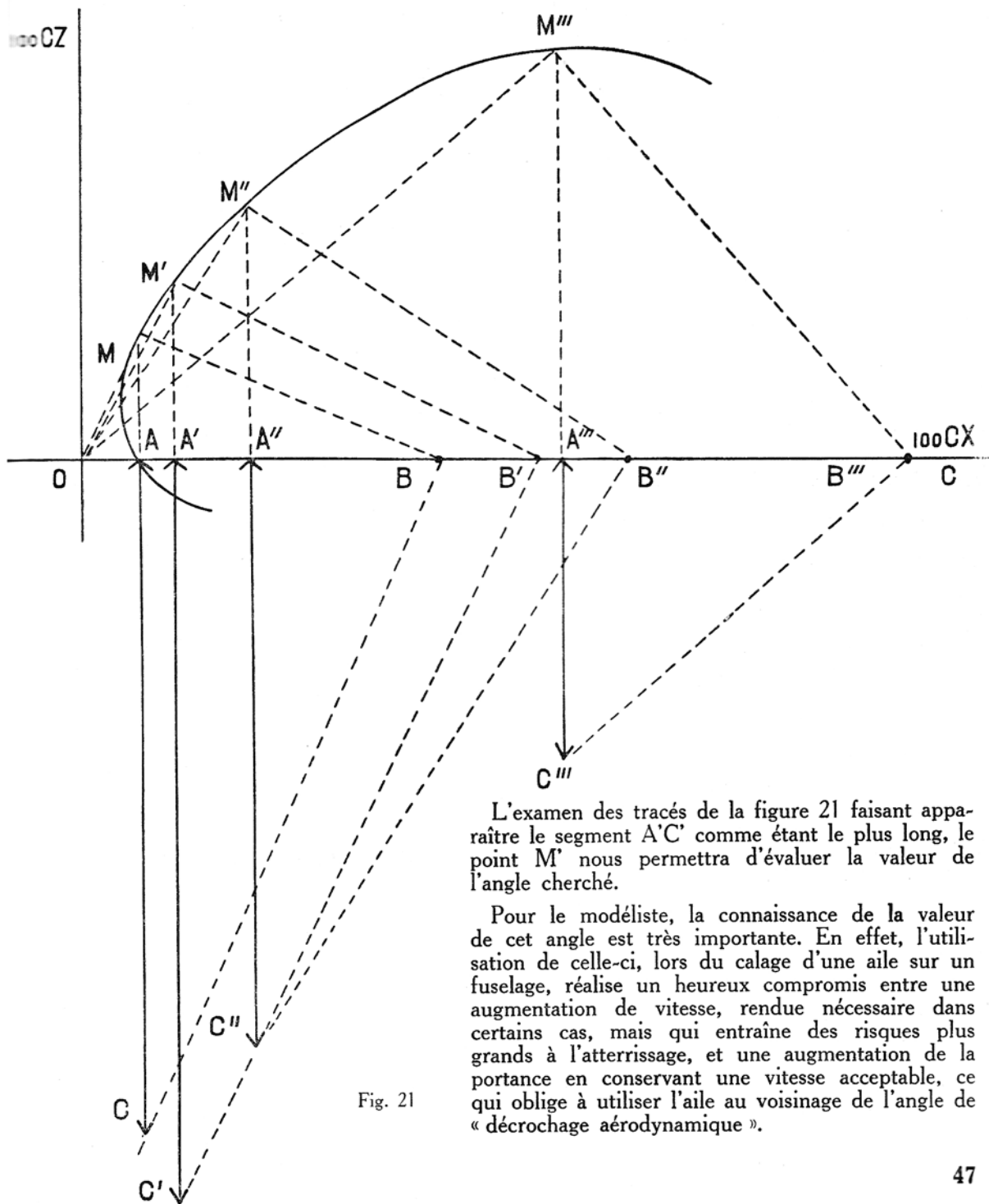


Fig. 21

L'examen des tracés de la figure 21 faisant apparaître le segment  $A'C'$  comme étant le plus long, le point  $M'$  nous permettra d'évaluer la valeur de l'angle cherché.

Pour le modéliste, la connaissance de la valeur de cet angle est très importante. En effet, l'utilisation de celle-ci, lors du calage d'une aile sur un fuselage, réalise un heureux compromis entre une augmentation de vitesse, rendue nécessaire dans certains cas, mais qui entraîne des risques plus grands à l'atterrissage, et une augmentation de la portance en conservant une vitesse acceptable, ce qui oblige à utiliser l'aile au voisinage de l'angle de « décrochage aérodynamique ».



## CHAPITRE III

---

### **3.1. - Influence de l'allongement $\lambda$ .**

3.1.1. - Allongement.

3.1.2. - Traînée totale :

— Traînée de profil ;

— Traînée induite.

3.1.3. - Déflexion et angle induit.

### **3.2. - Polaire induite.**

### **3.3. - Polaire d'allongement infini.**

### **3.4. - Transformation d'une polaire d'allongement donné en une polaire d'allongement différent.**

3.4.1. - Calcul de la valeur de la traînée induite.

3.4.2. - Calcul de la valeur de l'angle induit.

---

## CHAPITRE III

---

### 3.1. - INFLUENCE DE L'ALLONGEMENT $\lambda$ .

#### 3.1.1. - Allongement.

L'allongement d'une aile rectangulaire, représenté par la lettre grecque  $\lambda$  (lambda), est égal au quotient de l'envergure par la corde  $l$  de l'aile prise comme unité.

Pour une aile non rectangulaire, on considère la *corde moyenne*  $l_m$ .

Pour une aile trapézoïdale, la corde moyenne  $l_m$  est égale à la demi-somme des cordes extrêmes.

Pour une aile quelconque, la corde moyenne  $l_m$  est le quotient de la surface par l'envergure.

Il est donc possible d'écrire la formule :

$$\lambda = \frac{b \text{ (envergure)}}{l_m} = \frac{b \cdot b}{l_m \cdot b} = \frac{b^2}{S}$$

La grandeur  $b$  est toujours la distance mesurée entre les bords marginaux de l'aile, y compris la largeur du fuselage.

Dans le cas d'une aile haute, la surface  $S$  est celle de l'aile totale (épaisseur du fuselage comprise). Dans le cas où l'aile est *médiane*, on ne tient compte que de la surface de chaque demi-aile.

### 3.1.2. - Trainée totale.

Si la viscosité de l'air n'existait pas, il n'y aurait pas de forces de frottement, il n'y aurait que des forces de pression et de dépression. La résultante aérodynamique serait perpendiculaire au vent relatif, dans le cas d'une aile d'allongement infini.

Or, il y a toujours une valeur de  $C_x$  plus ou moins importante et liée à deux causes bien distinctes.

#### a) Trainée de profil.

La viscosité, qui fait naître des forces de frottement entre les couches d'air circulant autour d'un profil, ainsi que des forces de dépression en arrière du bord de fuite par suite du léger décollement des filets d'air à ce niveau.

L'ensemble de toutes ces forces constitue ce qu'on appelle :

la *trainée de profil* ou  $C_{xp}$ .

Elle dépend du nombre de Reynolds et de la nature du profil.

#### b) Trainée induite.

La seconde cause provient du fait que l'aile n'a pas une envergure infinie.

Pour une aile d'allongement quelconque, nous savons que l'extrados est soumis à des forces de dépression et que l'intrados est le siège de forces de pression.

Représentons les premières par le signe  $-$  et les secondes par le signe  $+$  (fig. 22).

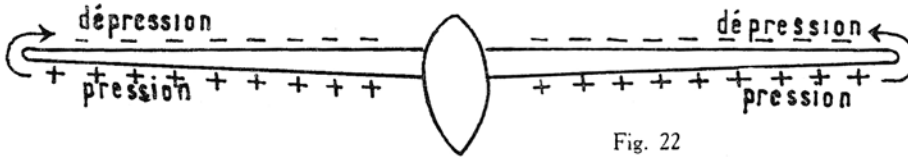


Fig. 22

Les différentes forces, positives et négatives, tendent à se compenser, ce qui donne naissance à un courant tourbillonnaire secondaire qui affecte les bords marginaux de l'aile.

La composition des vitesses de ce courant secondaire avec celles du courant principal, perpendiculaire à l'envergure, au bord d'attaque, provoque une déviation des filets d'air :

- Sur l'extrados, ceux-ci convergent vers le plan de symétrie ;
- Sous l'intrados, ils divergent vers les bords marginaux (fig. 23).

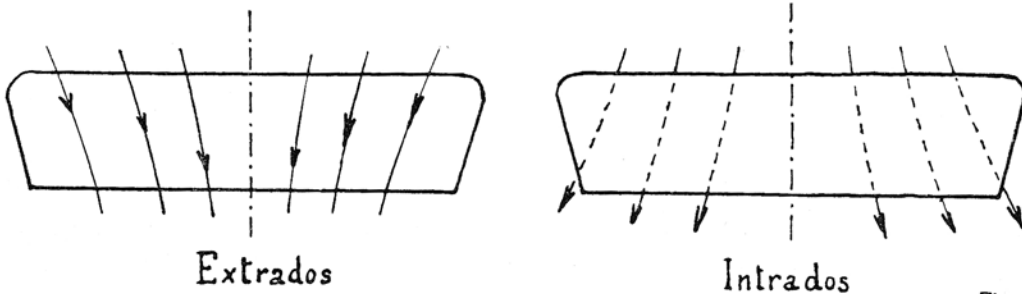


Fig. 23

Leur rencontre donne naissance, tout le long du bord de fuite, à une nappe de tourbillons appelés *tourbillons libres* (fig. 24).

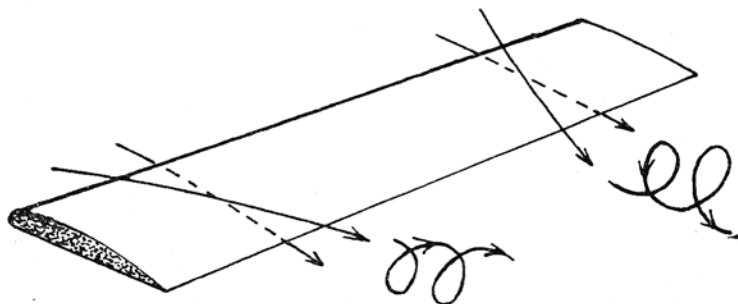


Fig. 24

Ces tourbillons s'enroulent sur eux-mêmes, dans un sens bien déterminé, en donnant naissance aux *tourbillons marginaux* (fig. 25).

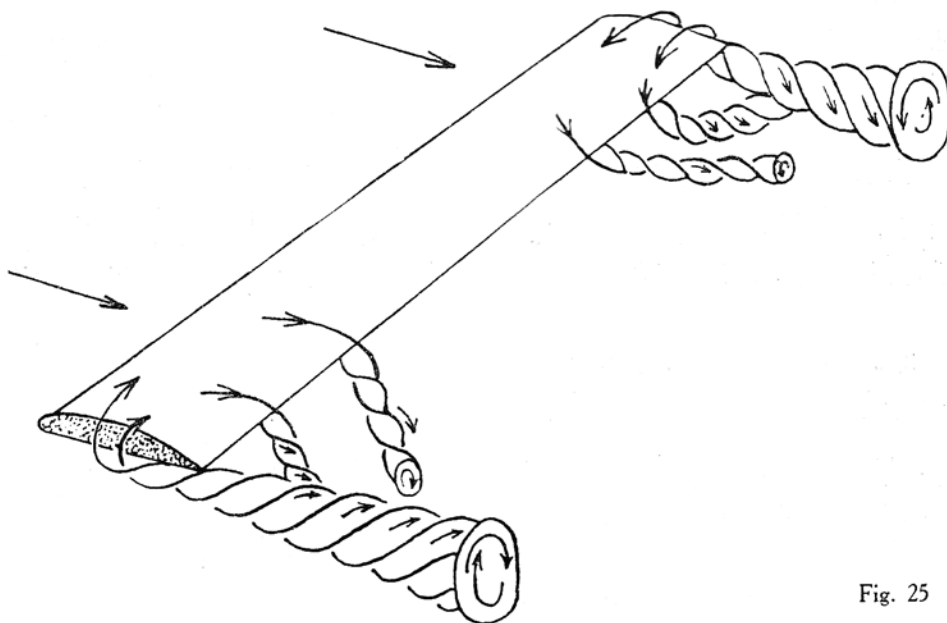


Fig. 25

Pour communiquer un mouvement à une masse d'air, il faut lui fournir une somme d'énergie dont la valeur est en rapport direct avec la masse d'air et l'ampleur du mouvement.

Pour s'enrouler sur eux-mêmes, les tourbillons marginaux empruntent à la masse d'air en mouvement une valeur déterminée d'énergie.

Ces tourbillons marginaux n'ayant aucune utilité, l'énergie ainsi empruntée est perdue. Elle est considérée comme une *traînée* qui affecte la qualité de l'aile.

Cette résistance, due à la portance de l'aile et dont elle est le signe, s'appelle *traînée induite*.

La valeur de cette traînée parasite, représentée par  $C_{xi}$ , est donnée par la formule :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot \lambda}$$

Elle est la conséquence d'un allongement limité pour une valeur déterminée de 100  $C_z$ .  
UNE POLAIRE DONT L'ALLONGEMENT D'ESSAI N'EST PAS PRÉCISÉ EST DONC PRATIQUEMENT INUTILISABLE.

Le coefficient  $C_x$ , qui représente la traînée totale, est en réalité la somme de la traînée de profil et de la traînée induite :

$$C_x = C_{xp} + C_{xi}$$

*Pouvons-nous réduire  $C_x$  ?*

Dans une certaine mesure, la traînée de profil peut être réduite en soignant particulièrement la finition d'une aile : revêtement parfaitement établi, couches d'enduit soigneusement poncées, couches de vernis rigoureusement lisses.

Nous réduirons aussi la traînée de profil  $C_{xp}$ , en construisant des modèles d'assez grandes dimensions afin d'obtenir un nombre de Reynolds important.

Il est facile de constater qu'un modèle ayant une envergure de 150 cm a des qualités de vol supérieures à celles d'un appareil ayant 80 cm d'envergure.

En modèle réduit, aucune solution pratique et courante ne permet de réduire la traînée induite, en dehors de l'emploi des grands allongements. Dans cette voie, le constructeur est d'ailleurs vite arrêté par des difficultés, matérielles presque insurmontables, en particulier solidité et rigidité de la structure de l'aile qui, du fait de sa portée, résiste très mal aux efforts de flexion et de torsion qu'elle subit en vol.

### 3.1.3. - Déflexion et angle induit.

*Déflexion.*

Nous pouvons constater, par une expérience réalisée en soufflerie, qu'en arrière du bord de fuite et entre les tourbillons marginaux, la direction d'écoulement des filets d'air n'est plus parallèle à la direction du vent relatif.

Cet écoulement est d'autant plus infléchi vers le bas que :

— L'allongement est plus réduit.

— L'angle d'incidence est d'autant plus grand que la valeur de la portance est plus élevée. Cette constatation visuelle est facile à justifier. Lorsque l'allongement est faible, les tourbillons marginaux sont rapprochés les uns des autres. La masse de l'air en rotation influe davantage sur celle des tourbillons libres.

Compte tenu du sens de rotation des premiers, les seconds sont plus infléchis parce qu'ils sont plus entraînés. La direction générale d'écoulement, résultante des deux mouvements, est donc d'autant plus infléchie que l'allongement est plus faible.

D'autre part, si la valeur de  $100 C_z$  est grande, la différence de pression entre l'intrados et l'extrados est élevée, ce qui contribue à l'accélération de la vitesse de rotation des tourbillons marginaux.

Cette augmentation de vitesse de rotation a sa répercussion sur l'ampleur de la déflexion, qui grandit.

Dans tous les cas, la déflexion, phénomène d'intensité variable, modifie plus ou moins la direction primitive de l'écoulement, celle du vent relatif, en rejetant les filets d'air vers le bas.

Ces filets d'air ont donc une vitesse *descendante*, qui s'ajoute à la vitesse du vent relatif et l'on peut concevoir l'existence d'un certain angle compris entre deux directions :

- a) La direction d'entrée et celle de sortie des filets d'air ;
- b) La direction du vent relatif et celle du courant défléchi, toutes deux étant considérées par rapport à la corde du profil.

Cet angle est appelé « *angle induit* » (fig. 26).

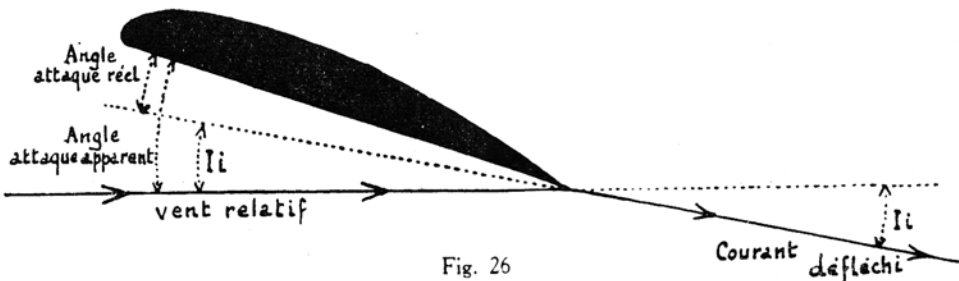


Fig. 26

L'observation de la figure 26 montre que l'air attaque l'aile avec une incidence diminuée. L'angle d'incidence est réduit d'une valeur égale à celle de l'angle induit.

La valeur de l'angle d'incidence étant réduite, celle de la portance  $100 C_z$  l'est également.

En augmentant l'allongement, les tourbillons marginaux s'écartent, ce qui entraîne trois conséquences :

- L'angle induit diminue ;
- La valeur de l'angle d'incidence est augmentée par rapport à la valeur primitive de cet angle ;
- La valeur de la portance  $100 C_z$  croît, ce qui signifie par exemple que la portance  $100 C_z = 80$ , pour un allongement  $\lambda = 8$ , est assurée par une incidence légèrement inférieure à celle qui serait nécessaire pour donner une portance égale avec un allongement  $\lambda = 5$ .

### 3.2. - POLAIRE INDUITE.

C'est la courbe qui représente la traînée induite en fonction de la portance.

Cette courbe, de forme parabolique, est toujours tangente à l'axe des  $100 C_z$  au point où la portance est nulle, ce qui revient à dire que  $100 C_{xi} = 0$  quand  $100 C_z = 0$ .

### 3.3. - POLAIRE D'ALLONGEMENT INFINI.

Si, de la traînée totale correspondant à un angle d'incidence déterminé, est retranchée la valeur de la traînée induite calculée pour ce même angle, il restera la traînée de profil correspondant à cet angle.

En faisant le même calcul pour toutes les incidences indiquées sur la polaire, nous obtenons les traînées de profil  $C_{xp}$  correspondantes qu'il est facile de reporter sur la polaire initiale. Nous déterminons ainsi une série de points qui, réunis par une courbe, nous donnent la *polaire d'allongement infini* ( $\lambda = \infty$ ).

Le calcul nous aura permis de réaliser ce que l'expérimentation n'a pu nous fournir.

### 3.4. - TRANSFORMATION D'UNE POLAIRE D'ALLONGEMENT DONNÉ EN UNE POLAIRE D'ALLONGEMENT DIFFÉRENT.

#### 3.4.1. - Calcul de la valeur de la traînée induite.

D'après les indications fournies par la polaire du profil Göttingen 497, établie pour un allongement  $\lambda = 5$ , nous avons réalisé un planeur modèle réduit, ayant un allongement égal à 8 et utilisant ce profil.

Nous savons que cette polaire d'origine ne peut nous servir ; il importe d'en tracer une autre correspondant au nouvel allongement  $\lambda = 8$ .

Relevons le  $100 C_z$  correspondant aux angles  $-4^{\circ}6$ ,  $-0^{\circ}2$ ,  $8^{\circ}6$ ,  $14^{\circ}5$  (fig. 27).

Nous trouvons :

|                      |      |
|----------------------|------|
| Pour $-4^{\circ}6$ : | 21,5 |
| $-0^{\circ}2$ :      | 53,5 |
| $8^{\circ}6$ :       | 112  |
| $14^{\circ}5$ :      | 134  |

Pour chaque incidence, calculons la traînée induite en appliquant la formule :

$$100 C_{xi} = \frac{(100 C_z)^2}{100 \cdot \pi \cdot \lambda}$$

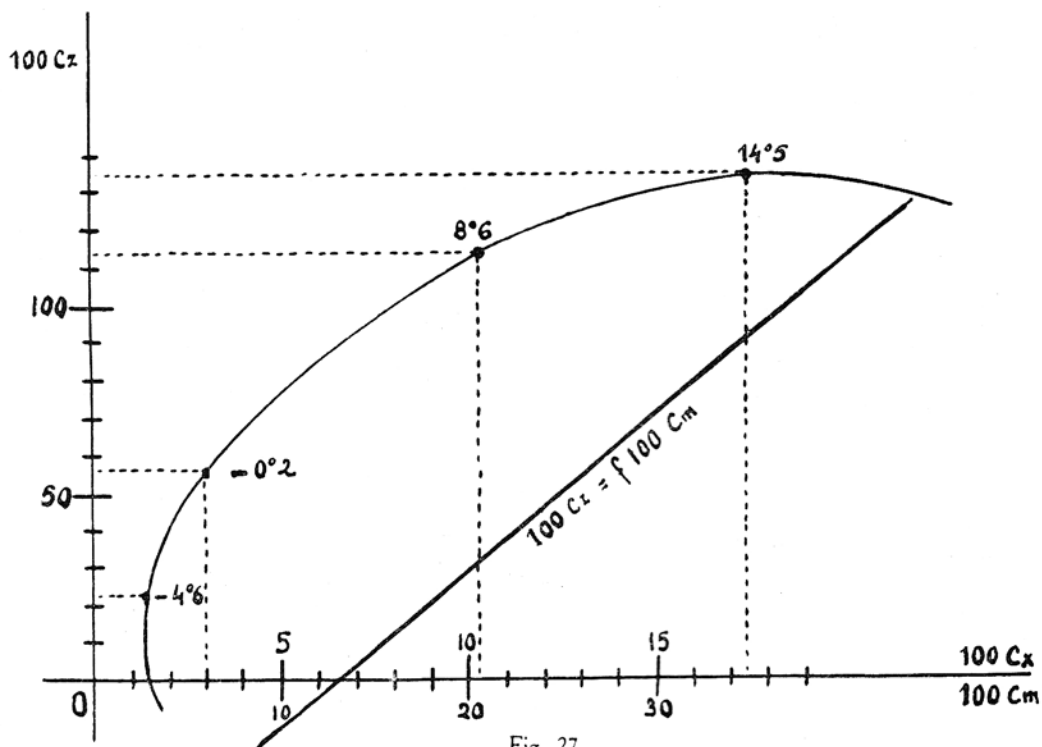


Fig. 27

Nous trouvons :

$$\text{Pour } 4^\circ : \frac{21,5 \times 21,5}{3,14 \times 5 \times 100} = 0,3$$

$$\text{Pour } 0^\circ 2 : \frac{53,5 \times 53,5}{3,14 \times 5 \times 100} = 1,82$$

$$\text{Pour } 8^\circ 6 : \frac{112 \times 112}{3,14 \times 5 \times 100} = 7,98$$

$$\text{Pour } 14^\circ 5 : \frac{134 \times 134}{3,14 \times 5 \times 100} = 11,4$$

Pour chacun de ces points, les traînées totales respectives lues sur la polaire sont :

1,3 - 3 - 10,2 - 17,4.



Retranchons les traînées induites et nous avons les traînées de profil, soit :

|                    |                      |
|--------------------|----------------------|
| Pour $4^{\circ}$   | $1,3 - 0,3 = 1$      |
| Pour $0^{\circ}2$  | $3 - 1,82 = 1,18$    |
| Pour $8^{\circ}6$  | $10,2 - 7,98 = 2,22$ |
| Pour $14^{\circ}5$ | $17,4 - 11,4 = 6$    |

Reportons ces valeurs de traînées sur notre graphique et nous obtenons les points a, b, c et d, qui, réunis par une courbe, donnent la polaire d'allongement infini du profil Göttingen 497 (fig. 28).

En fait, dans le cas particulier où nous sommes placés, le tracé de cette polaire d'allongement infini ne nous rendra service que si nous la comparons à d'autres polaires d'allongement infini, relatives à d'autres profils.

Cette comparaison nous permettra de déterminer, parmi ces différents profils, celui qui, pour une même portance, a la plus faible traînée de profil  $C_x$  p et ce résultat est loin d'être négligeable en modèle réduit.

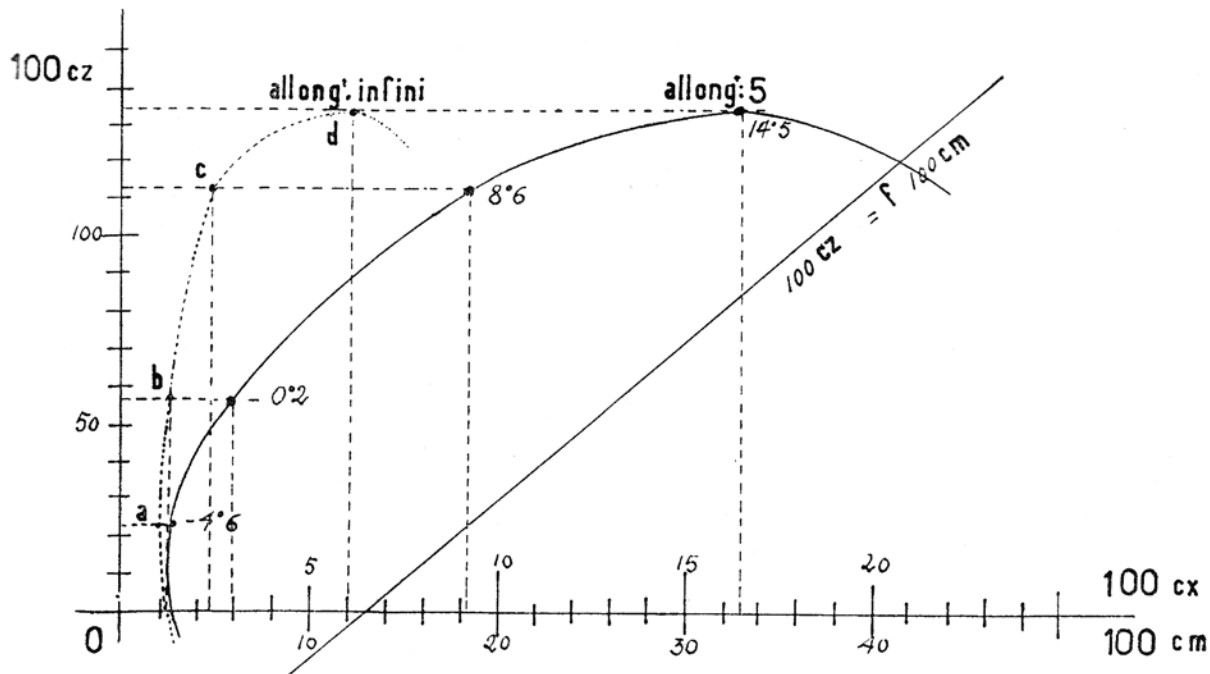


Fig. 28

Ceci posé, revenons à la polaire d'allongement  $\lambda = 8$ .

Pour chacun des angles d'incidence précédents, calculons la traînée induite.

Nous trouvons :

$$\text{Pour } 4^{\circ}6 : \frac{21,5 \times 21,5}{3,14 \times 8 \times 100} = 0,18 ;$$

$$\text{Pour } 0^{\circ}2 : \frac{53,5 \times 53,5}{3,14 \times 8 \times 100} = 1,13 ;$$

$$\text{Pour } 8^{\circ}6 : \frac{112 \times 112}{3,14 \times 8 \times 100} = 4,99 ;$$

$$\text{Pour } 14,5 : \frac{134 \times 134}{3,14 \times 8 \times 100} = 7,14.$$

A droite de la polaire d'allongement infini, ajoutons :

100 Cx = 0,18 au point a, ce qui donne le point e ;

100 Cx = 1,13 au point b, ce qui donne le point f ;

100 Cx = 4,99 au point c, ce qui donne le point g ;

100 Cx = 7,14 au point d, ce qui donne le point h.

Les points e, f, g, h, réunis par une courbe, nous donnent la polaire d'allongement  $\lambda = 8$  (fig. 29).

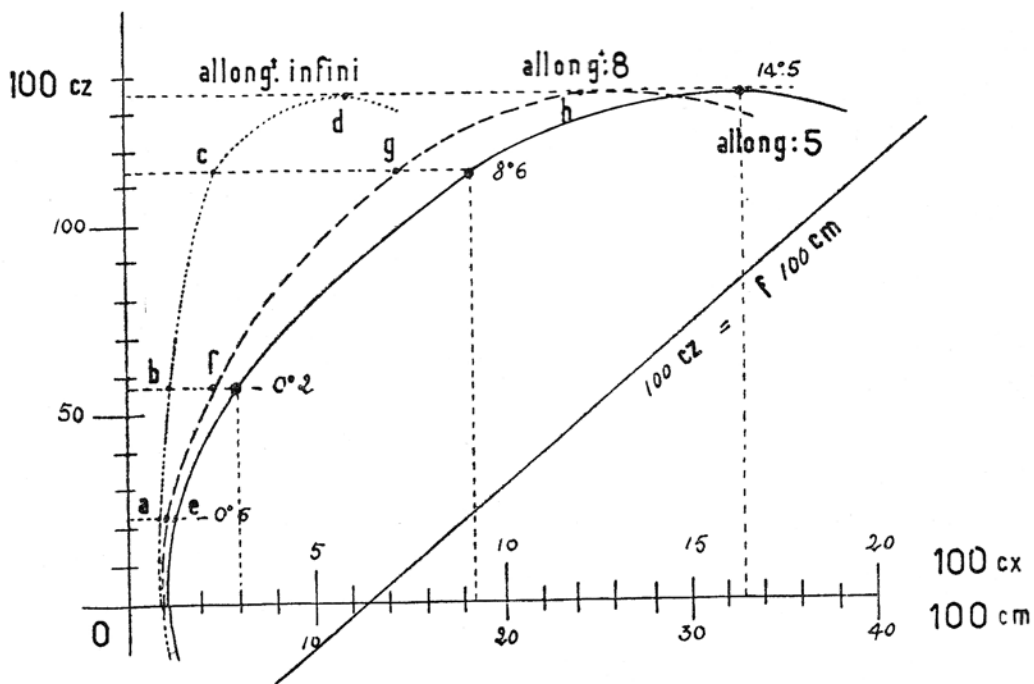


Fig. 29

Si nous ne voulons pas tracer la polaire d'allongement infini, nous ferons la différence entre la traînée induite pour  $\lambda = 8$  et celle trouvée pour  $\lambda = 5$ , à la même incidence.

Soit, pour  $14^{\circ}5$  :

$$100 C_{xi} = 11,4 - 7,14 = 4,26$$

que nous porterons à gauche de la polaire de départ, ce qui nous donnera immédiatement le point h de la polaire d'allongement  $\lambda = 8$ .

Un calcul semblable effectué pour les autres incidences nous donnera les points g, f, e et nous serons en mesure de tracer notre polaire.

N'oublions pas que si l'allongement augmente, les différences ci-dessus sont à porter à gauche du tracé de la polaire d'origine et à partir de celle-ci.

Si l'allongement diminue, les différences sont à porter à droite de la polaire d'origine et à partir de celle-ci.

Une fois tracée la polaire d'allongement  $\lambda = 8$ , tout n'est pas terminé car le point g, par exemple, correspondant à l'incidence  $8^{\circ}6$  sur la polaire d'allongement  $\lambda = 5$ , *ne peut plus être affecté de l'incidence  $8^{\circ}6$  en raison de la modification d'incidence due à l'angle induit.*

### 3.4.2. - Calcul de l'angle induit.

Nous sommes donc amenés à calculer, pour chaque incidence considérée :

- La valeur de l'angle induit pour  $\lambda = 8$  ;
- La valeur de l'angle induit pour  $\lambda = 5$  ;
- A faire la différence de ces deux valeurs ;
- A retrancher cette différence de l'incidence initiale lorsque l'allongement augmente ;
- A ajouter cette différence à l'incidence initiale lorsque l'allongement diminue.

La valeur de l'angle induit, en degrés, en fonction de la portance et de l'allongement, est donnée par la formule :

$$\text{Angle induit} = \frac{100 C_z \times 57,3}{3,14 \times \lambda \times 100}$$

Calculons donc les valeurs de l'angle induit, valables pour l'incidence  $14^{\circ}5$  de notre polaire.

Angle induit pour  $\lambda = 5$  et  $100 C_z = 134$  :

$$i_i = \frac{134 \times 57,3}{3,14 \times 5 \times 100} = 4^{\circ}8.$$

Angle induit pour  $\lambda = 8$  et  $100 Cz = 134$  :

$$i_i = \frac{134 \times 57,3}{3,14 \times 8 \times 100} = 3^\circ.$$

La différence, soit :

$$4^\circ 8' - 3^\circ = 1^\circ 8'$$

est à retrancher de  $14^\circ 5'$ , ce qui donne une incidence égale à  $12^\circ 7'$  à porter au point h sur la polaire d'allongement  $\lambda = 8$  (fig. 30).

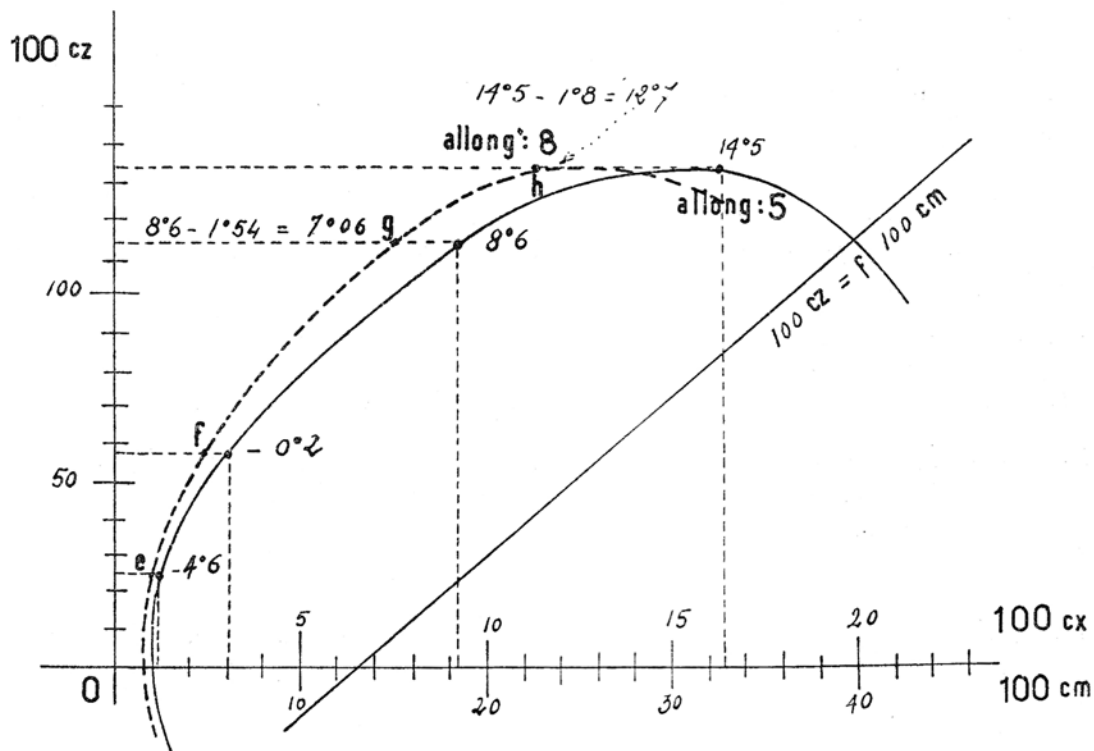


Fig. 30

Des calculs semblables seront faits pour toutes les autres incidences initiales, afin d'obtenir des incidences modifiées qui compléteront la polaire, la rendant ainsi utilisable.

Ces modifications n'influent pas sur la courbe  $100 Cm = f 100 Cz$ .

En effet, son  $Cm O$  n'a pas varié et l'application de la formule :

$$100 Cm = 100 Cm O + (0,25 \times 100 Cz)$$

donne toujours un résultat identique.

## CHAPITRE IV

---

- 4.1. - Centre de poussée.**
    - 4.1.1. - Rappel de définition.
    - 4.1.2. - Le centre de poussée n'est pas un point fixe.
  - 4.2. - Détermination de la position du centre de poussée.**
    - 4.2.1. - Détermination mathématique.
    - 4.2.2. - Détermination graphique.
  - 4.3. - Influence de l'allongement sur la position du centre de poussée.**
  - 4.4. - Influence de la valeur du  $C_m O$  sur la position du centre de poussée :**
    - $C_m O$  positif ;
    - $C_m O$  nul ;
    - $C_m O$  négatif.
  - 4.5. - Calcul de la position du centre de poussée, compte tenu de la valeur du  $C_m O$ .**
-

## CHAPITRE IV

---

### 4.1. - CENTRE DE POUSSÉE.

#### 4.1.1. - Rappel de définition.

Nous avons vu précédemment qu'un profil d'aile soumis à un vent relatif, animé d'une vitesse  $V$ , est soumis à des forces de dépression sur l'extrados, à des forces de pression sur l'intrados et à des forces de frottement.

Toutes ces forces de dépression et de pression, s'exerçant perpendiculairement à la surface du profil, peuvent être représentées par des vecteurs de longueurs proportionnelles aux intensités des forces mesurées sur un diagramme général.

Il est alors possible de les composer pour déterminer la valeur de leur *résultante aérodynamique*, précisant par cette opération la direction, le sens et l'intensité de celle-ci.

Pour définir complètement cette résultante aérodynamique, il importe de connaître *son point d'application*.

Ce point d'application est appelé, rappelons-le, « *centre de poussée* », par analogie avec le « centre de gravité » qui est le point d'application d'une force bien connue : le poids.

#### 4.1.2. - Le centre de poussée n'est pas un point fixe.

Pour la commodité des représentations graphiques, le centre de poussée est toujours placé sur la corde de référence du profil.

En réalité, il n'occupe jamais cette position, mais comme il en est toujours très voisin, cet écart n'entraîne qu'une erreur pratiquement négligeable, surtout dans le domaine du modèle réduit.

L'expérience permet de situer la position du centre de poussée aux environs du tiers avant du profil pour les angles d'incidence d'utilisation courante, mais cette position approximative n'est pas fixe. Elle varie d'un profil à l'autre suivant la forme de celui-ci. Elle est liée aux variations de l'angle d'attaque et, pour un même profil, elle varie également avec l'allongement.

Les études faites en soufflerie ont permis de déterminer que la variation de la position du centre de poussée est assez faible pour les profils dont la ligne moyenne a une faible courbure, que cette variation est très importante lorsque la courbure de la ligne moyenne est grande, enfin que cette variation est nulle pour les profils biconvexes symétriques.

Alors que pour les profils classiques et aux angles d'incidence usuels le centre de poussée avance lorsque l'angle d'incidence croît, cette règle est inversée pour les profils à double courbure dont le centre de poussée recule lorsque l'angle d'incidence croît.

## 4.2. - DÉTERMINATION DE LA POSITION DU CENTRE DE POUSSÉE.

Cette détermination peut être faite par deux méthodes différentes :

- *Par le calcul*, cette méthode donnant un résultat rigoureusement exact ;
- *Graphiquement*, si l'on veut obtenir rapidement un résultat approximatif, cependant très proche du précédent dans le domaine du modèle réduit.

### 4.2.1. - Détermination mathématique.

C'est le moment de la résultante aérodynamique, par rapport au bord d'attaque, qui est utilisé pour définir la position du centre de poussée.

Considérons une aile, représentée par son profil et placée à une certaine incidence dans une veine d'air animée d'une vitesse  $V$ .

Appelons  $R$  la résultante aérodynamique et «  $x$  » la longueur du bras de levier.

Le moment de la résultante par rapport au bord d'attaque peut s'écrire :

$$M = R.x$$

Si nous remplaçons  $R$  par sa valeur (déterminée au cours du chapitre II), l'égalité ci-dessus devient :

$$M = Cr \frac{1}{2} \rho. V^2. S.x \quad (1)$$

Or, la longueur  $x$  varie avec l'angle d'incidence puisque la résultante se déplace. Il devient donc nécessaire de mettre en jeu une longueur de référence invariable, qui sera la profondeur de l'aile, par exemple.

L'expression du moment peut alors s'écrire :

$$M = C_m \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot l \quad (2)$$

La comparaison des relations (1) et (2) donne :

$$C_r \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot x = C_m \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot l$$

et, après simplification :

$$C_r \cdot x = C_m \cdot l$$

Cette égalité permettra de donner, au coefficient de moment  $C_m$ , la valeur :

$$C_m = C_r \frac{x}{l}$$

Aux incidences usuelles d'utilisation, le coefficient  $C_r$  est sensiblement égal à  $C_z$ . Il en est de même pour la longueur du bras de levier  $x$  qui est sensiblement égale à la longueur «  $d$  » prise sur la corde de référence.

Ceci étant admis, il est possible d'écrire :

$$C_m \cdot l = C_r \cdot x \stackrel{\approx}{=} C_z \cdot d$$

et par suite :

$$\frac{d}{l} = \frac{C_m}{C_z}$$

La lecture de la polaire nous donnant les valeurs de  $C_m$  et de  $C_z$ , nous pouvons en tirer la valeur :

$$d = \frac{C_m \cdot l}{C_z}$$

et par conséquent connaître la position du centre de poussée.

Donnons un exemple pratique en revenant au profil Göttingen 497, ayant une corde de référence de 10 cm et un allongement  $\lambda = 5$  (fig. 31).



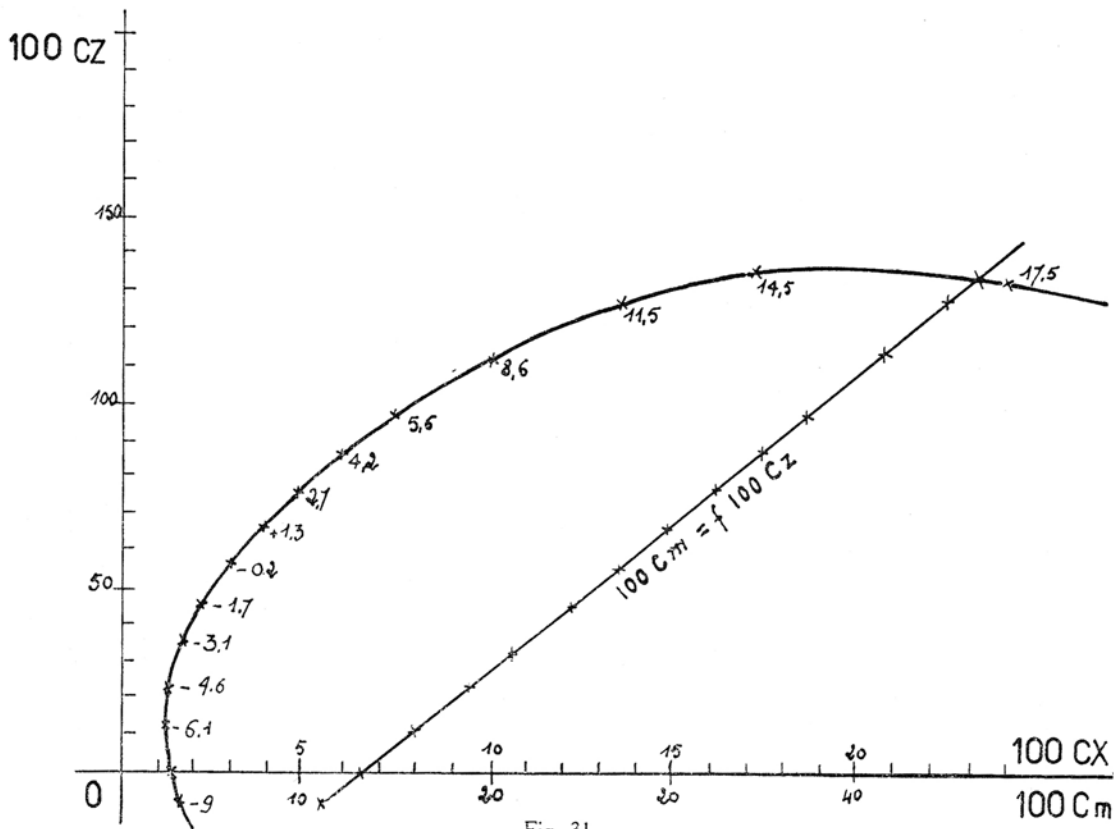


Fig. 31

A l'incidence  $l^{03}$ , 100 Cz valent 66.

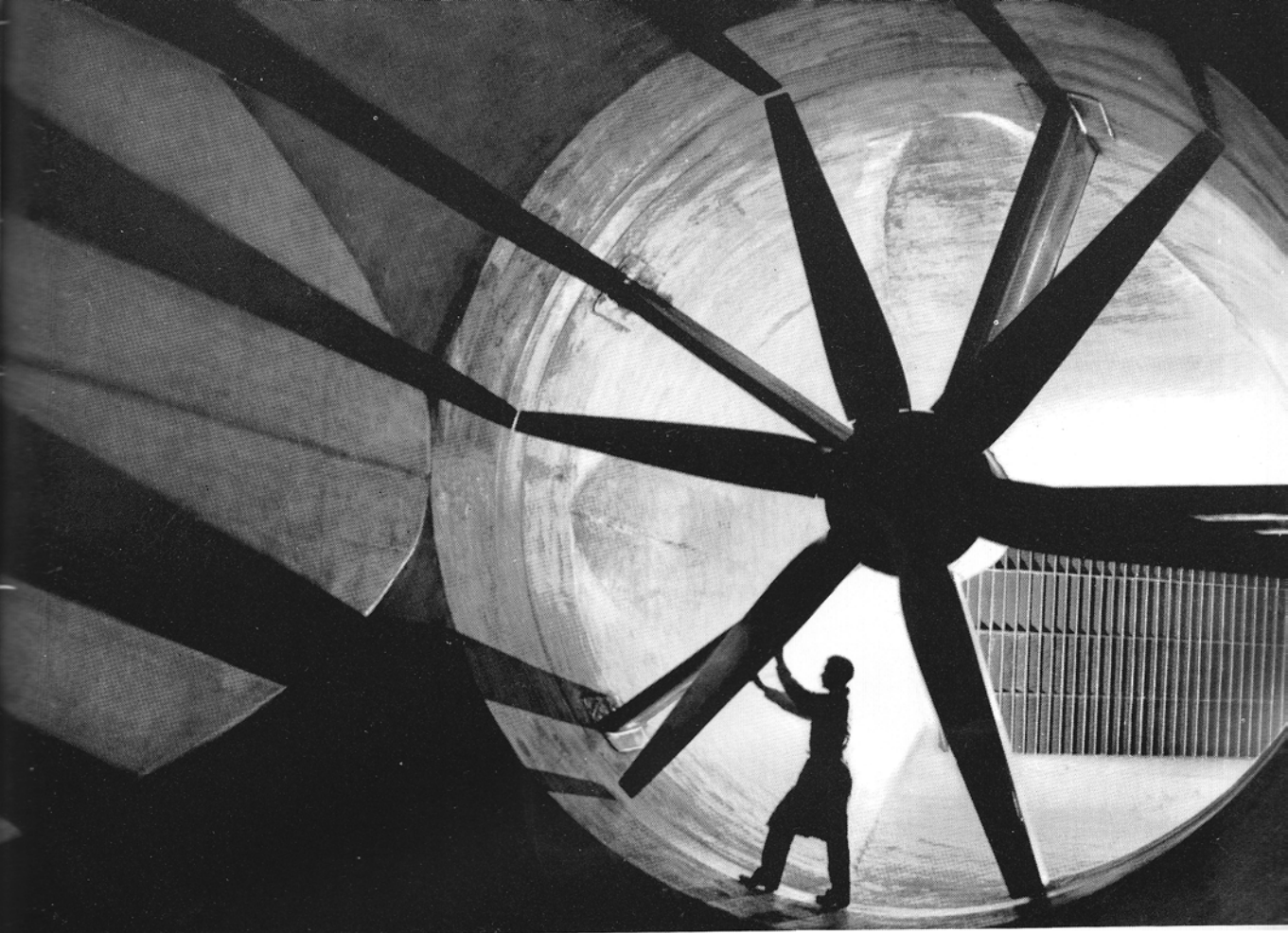
Traçons une parallèle à l'axe des 100 Cx en passant par le point d'incidence  $l^{03}$  et prolongons cette parallèle jusqu'à sa rencontre avec la courbe des moments  $100 C_m = f(100 C_z)$ .

Du point d'intersection de la parallèle et de la courbe, abaissons une perpendiculaire sur l'axe des 100 Cx.

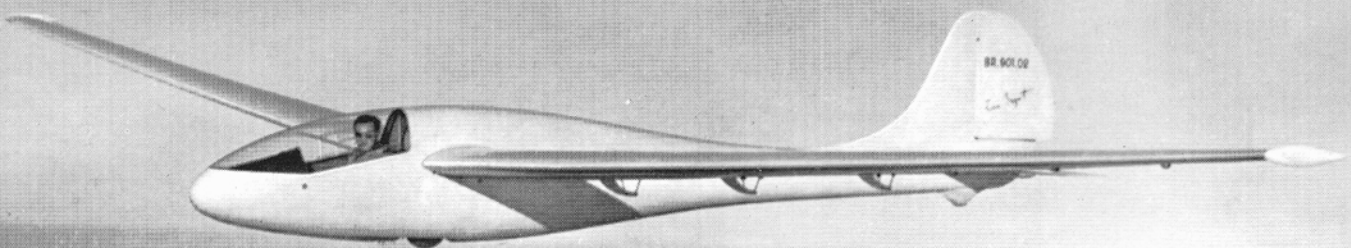
Nous pouvons lire, sur l'échelle des moments, la valeur des 100 C<sub>m</sub>, soit 29,6 (fig. 32).

Appliquons la formule :

$$d = \frac{C_m \cdot l}{C_z}$$



**Une soufflerie**



**Bréguet 901**

Nous obtenons :

$$d = \frac{29,6 \times 10}{66} = 4,49$$

ce qui signifie qu'à l'incidence  $1^{\circ}3$  considérée et pour l'allongement donné, le centre de poussée est à 4,49 cm en arrière du bord d'attaque ou encore à 44,9 % de la corde de référence en arrière du bord d'attaque.

A l'incidence  $5^{\circ}6$  et en employant le même procédé que ci-dessus, nous relevons les valeurs suivantes :

$$100 C_m = 37,2 ;$$

$$100 C_z = 96 \text{ (fig. 32).}$$

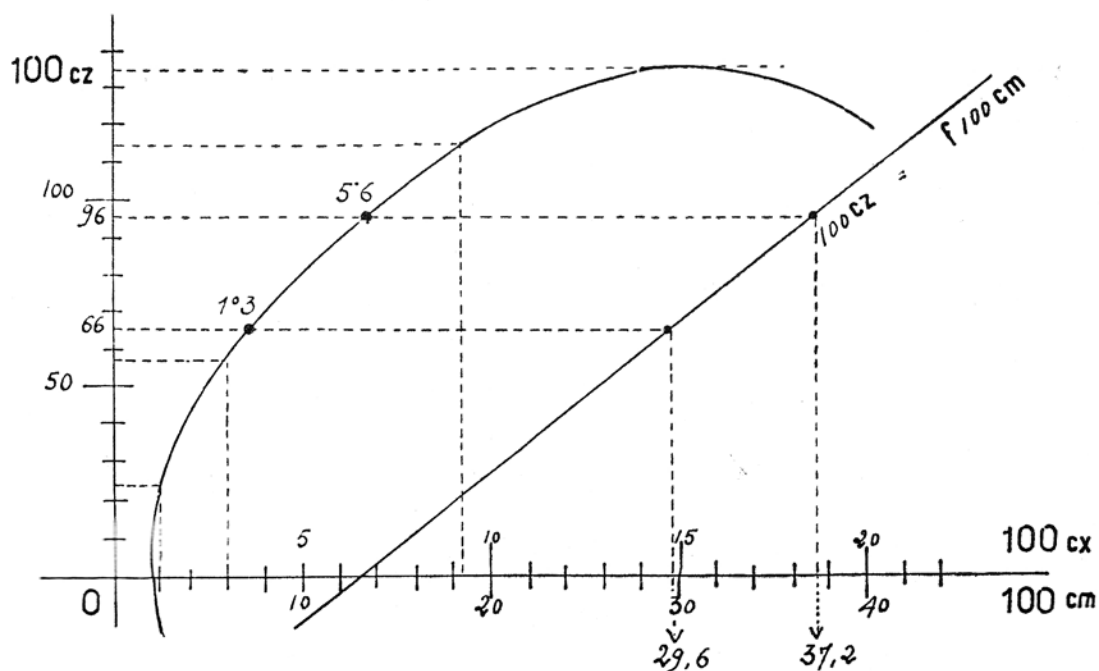


Fig. 32

L'application de la formule  $d = \frac{C_m \cdot l}{C_z}$  donne :

$$d = \frac{37,2 \times 10}{96} = 3,88$$

ce qui signifie qu'à l'incidence 5° et pour l'allongement donné  $\lambda = 5$ , le centre de poussée est situé à 3,88 cm en arrière du bord d'attaque ou encore à 38,8 % de la corde de référence, en arrière du bord d'attaque.

La comparaison des deux résultats permet de tirer la conclusion ci-dessous :

*Conclusion.* — POUR UN ALLONGEMENT DONNÉ ET POUR UNE VALEUR DE  $C_m$  O POSITIVE, LE CENTRE DE POUSSÉE SE RAPPROCHE DU BORD D'ATTAQUE LORSQUE L'INCIDENCE AUGMENTE.

En considérant une corde de référence de 8 cm au lieu de celle de 10 cm qui a été envisagée dans l'expérience précédente, nous aurions encore, pour l'incidence 5° :

$$100 C_m = 37,2$$

$$100 C_z = 96$$

et l'application de la formule  $d = \frac{C_m \cdot l}{C_z}$  nous donnerait :

$$d = \frac{37,2 \times 8}{96} = 3,1$$

situant ainsi le centre de poussée à 3,1 cm en arrière du bord d'attaque.

Cette distance de 3,1 cm de la corde de référence représente en pourcentage :

$$\frac{3,1 \times 100}{8} = 38,8 \%$$

résultat identique au précédent (fig. 33).

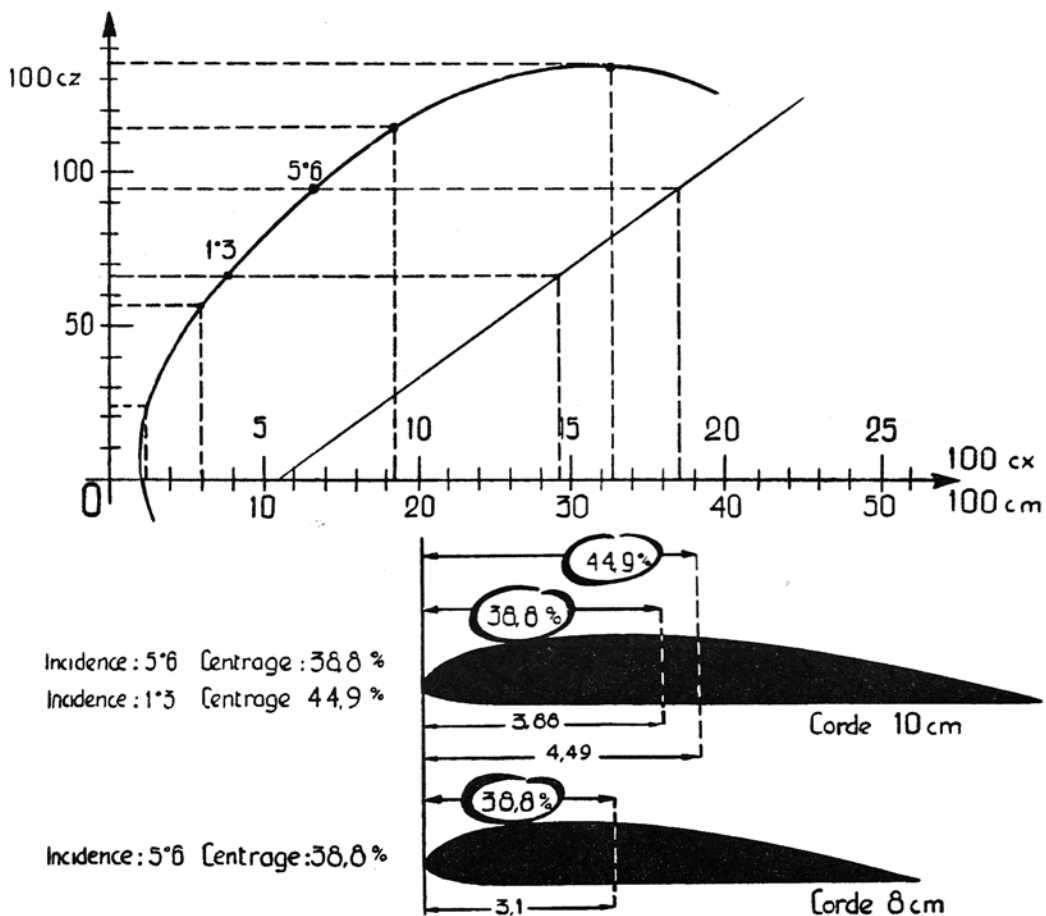


Fig. 33

#### 4.2.2. - Détermination graphique.

Conservons le même profil et le même allongement  $\lambda = 5$ . Afin de ne pas allonger outre mesure l'étude entreprise, contentons-nous de donner la marche à suivre pour arriver au résultat désiré, sans en aborder la justification géométrique.

Partant de l'origine O, traçons une droite coupant la courbe  $100 C_z = f 100 C_m$  au point d'incidence considéré et prolongeons cette droite jusqu'à sa rencontre avec l'horizontale  $100 C_z$ .

Du point d'intersection de ces deux droites, abaissons une perpendiculaire sur l'axe des  $100 C_x$ .

Nous lirons le pourcentage de la position du centre de poussée en fonction de la corde l, au point d'intersection de cette perpendiculaire avec l'échelle des 100 Cm.

La comparaison du résultat donné par la méthode graphique confirme :

1° Que, pour un profil usuel, le centre de poussée se rapproche du bord d'attaque au fur et à mesure que l'incidence augmente ;

2° Que les résultats sont sensiblement analogues à ceux obtenus par le calcul :

| Incidences | Calcul | Graphique |
|------------|--------|-----------|
| 5°6        | 38,8 % | 39 %      |

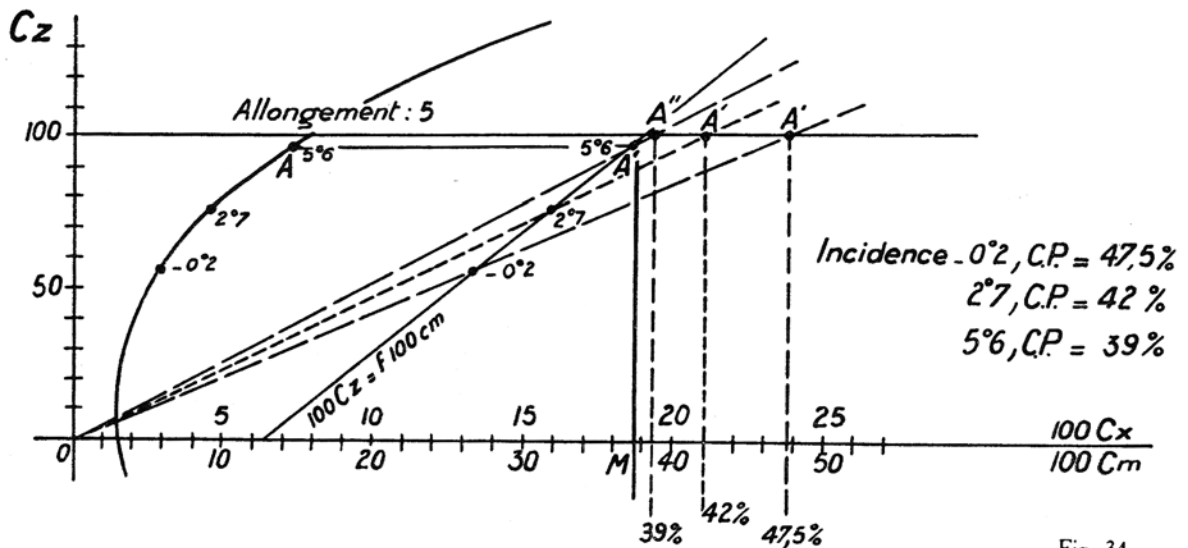


Fig. 34

#### 4.3. - INFLUENCE DE L'ALLONGEMENT SUR LA POSITION DU CENTRE DE POUSSÉE.

Considérons la polaire d'allongement  $\lambda = 5$  du profil Göttingen 497 et, sur celle-ci, les positions du centre de poussée pour les incidences — 0°2, 2°7, 5°6 (fig. 34).

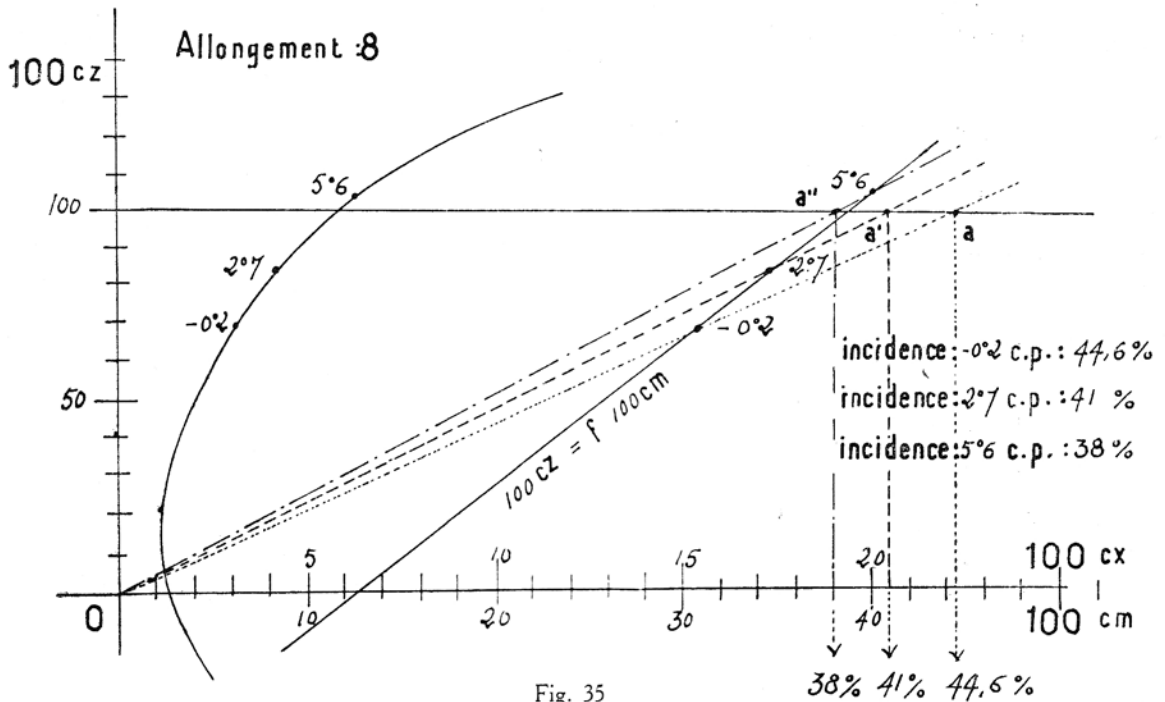


Fig. 35

Relevons, sur la figure 35, les positions du centre de poussée pour les mêmes incidences et pour un allongement  $\lambda = 8$ .

Il est alors possible de dresser le tableau suivant :

| Incidences | Positions C.P. pour |               |
|------------|---------------------|---------------|
|            | $\lambda = 5$       | $\lambda = 8$ |
| - 0°2      | 47,5 %              | 44,6 %        |
| 2°7        | 42 %                | 41 %          |
| 5°6        | 39 %                | 38 %          |

Première conclusion.

Il apparaît que L'AUGMENTATION DE LA VALEUR DE L'ALLONGEMENT A POUR EFFET, A TOUS LES ANGLES D'INCIDENCE, DE RAPPROCHER LE CENTRE DE POUSSÉE DU BORD D'ATTAQUE.



#### 4.4. - INFLUENCE DE LA VALEUR DU $C_m O$ SUR LA POSITION DU CENTRE DE POUSSÉE.

Nous avons établi, dans le chapitre précédent, que le coefficient de moment correspondant à l'angle de portance nulle s'appelait  $C_m O$  et comment on déterminait sa valeur sur la polaire.

Cette valeur peut être, par rapport à l'origine  $O$  :

- Positive ;
- Nulle ;
- Négative.

##### a) $C_m O$ est positif.

Sa valeur est portée à droite de l'origine  $O$  et à partir de celle-ci.

C'est le cas pour le profil Göttingen qui nous a servi d'exemple jusqu'ici.

C'est le cas de tous les profils dont la ligne moyenne présente une seule courbure : profils plats, profils creux, profils biconvexes dissymétriques.

Nous avons constaté précédemment comment se déplace le centre de poussée lorsque l'incidence varie, dans le cas du  $C_m O$  positif.

##### b) $C_m O$ est nul.

Lorsque la valeur du  $C_m O$  est nulle, la courbe  $100 C_m = f 100 C_z$  passe par l'origine  $O$ .

C'est le cas pour les profils biconvexes symétriques.

L'examen du graphique de la figure 36, tracé pour deux incidences A et B, montre que la position du centre de poussée est invariable.

2<sup>e</sup> conclusion. — POUR UN ALLONGEMENT DONNÉ ET POUR UNE VALEUR DE  $C_m O$  NULLE, LE CENTRE DE POUSSÉE NE SE DÉPLACE PAS LORSQUE L'INCIDENCE AUGMENTE OU DIMINUE.

##### c) $C_m O$ est négatif.

L'examen du graphique de la figure 37, tracé pour les deux incidences A et B, montre que le centre de poussée recule, donc s'éloigne du bord d'attaque.

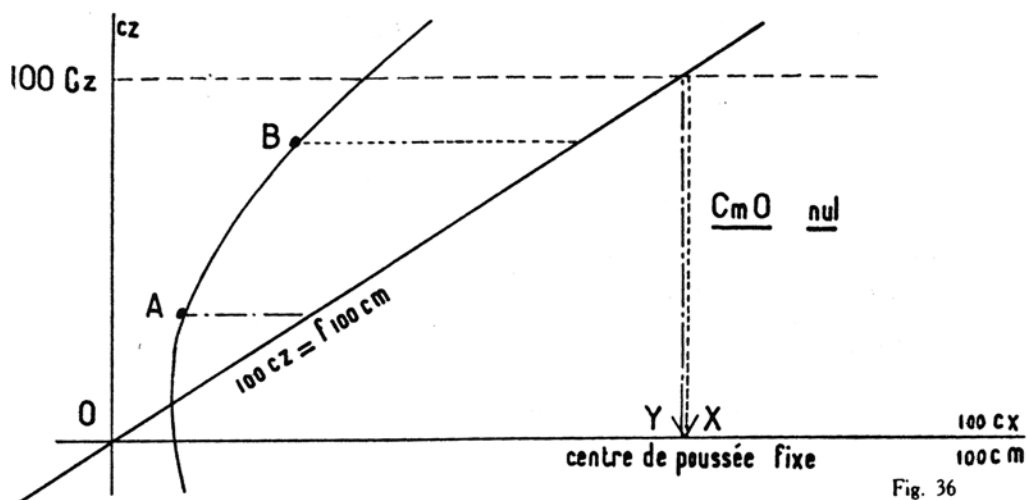


Fig. 36

Lorsque la valeur du  $C_m O$  est négative, elle est portée à gauche de l'origine  $O$ , à partir de celle-ci, sur l'axe des  $100 C_m$ , prolongé et gradué de la même manière que la partie droite. C'est le cas des profils *autostables*, qui sont à double courbure.

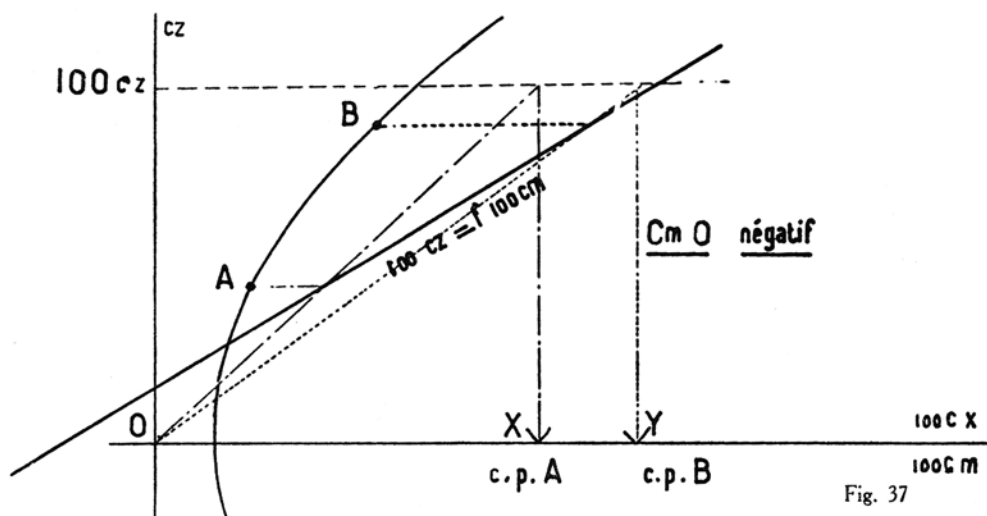


Fig. 37

3<sup>e</sup> conclusion. — POUR UN ALLONGEMENT DONNÉ ET UNE VALEUR DE  $C_m$  O NÉGATIVE, LE CENTRE DE POUSSÉE S'ÉLOIGNE DU BORD D'ATTAQUE LORSQUE L'INCIDENCE AUGMENTE.

En comparant les conclusions 1 et 3, nous constatons l'influence de la valeur positive ou négative du  $C_m$  O lors d'une détermination de la position du centre de poussée.

#### 4.5. - CALCUL DE LA POSITION DU CENTRE DE POUSSÉE, COMPTE TENU DE LA VALEUR DU $C_m$ O.

Pour déterminer cette position, appliquons les deux formules :

$$100 C_m = 100 C_m O + (0,25 \times 100 C_z)$$

$$\text{et} \quad d = \frac{C_m \cdot l}{C_z}$$

Dans le cas du profil Göttingen 497 d'allongement  $\lambda = 5$  et pour une corde de 12 cm, nous avons :

1<sup>o</sup> Pour l'incidence 2°7 :

$$100 C_z = 78 \quad 100 C_m O = 12,5 \quad l = 12 \text{ cm}$$

$$\begin{aligned} \text{soit :} \quad 100 C_m &= 12,5 + (0,25 \times 78) \\ &= 12,5 + 19,5 \\ &= 32 \end{aligned}$$

$$\text{et} \quad d = \frac{32 \times 12}{78} = 4,92 \text{ cm.}$$

Le centre de poussée est donc situé à 4,92 cm en arrière du bord d'attaque.

2<sup>o</sup> Pour l'incidence 5°6 :

$$100 C_z = 96 \quad 100 C_m O = 12,5 \quad l = 10 \text{ cm}$$

$$\begin{aligned} \text{soit :} \quad 100 C_m &= 12,5 + (0,25 \times 96) \\ &= 12,5 + 24 \\ &= 36,5 \end{aligned}$$

$$\text{et} \quad d = \frac{36,5 \times 10}{96} = 3,8 \text{ cm.}$$

Nous trouvons évidemment un résultat identique à celui obtenu précédemment, dans le même cas, par l'emploi de deux autres méthodes.

Utilisons à présent un *profil autostable*, pour lequel nous relevons :

$$100 C_z = 64 \quad 100 C_m = -3 \quad l = 10 \text{ cm.}$$

$$\begin{aligned} \text{Nous avons :} \quad 100 C_m &= -3 + (0,25 \times 64) \\ &= -3 + 16 \\ &= 13 \end{aligned}$$

$$\text{et} \quad d = \frac{13 \times 10}{64} = 2,03 \text{ cm.}$$

### **Application.**

Lorsqu'il s'agit de faire coïncider le centre de gravité d'un planeur modèle réduit avec le centre de poussée, il est possible d'effectuer cette opération dans les meilleures conditions si, avant l'opération du lestage, nous traçons la polaire du profil utilisé en fonction de l'allongement qui a été choisi pour établir l'aile de l'appareil.

## CHAPITRE V

---

### **5.1. - Foyer d'un profil.**

5.1.1. - Notion expérimentale.

5.1.2. - Notion mathématique.

### **5.2. - Détermination graphique de la position du foyer.**

### **5.3. - Position relative du centre de poussée et du foyer**

5.3.1. - Profil à  $C_m O$  positif.

5.3.2. - Profil à  $C_m O$  nul.

5.3.3. - Profil à  $C_m O$  négatif.

### **5.4. - Polaire du planeur complet.**

5.4.1. - Polaire aile - Plan fixe.

5.4.2. - Polaire aile - Plan fixe - Fuselage.

---

## CHAPITRE V

### 5.1. - LE FOYER D'UN PROFIL.

#### 5.1.1. - Notion expérimentale.

Construisons une portion d'aile de profil quelconque, comportant seulement quelque nervures soigneusement entoilées (fig. 38).

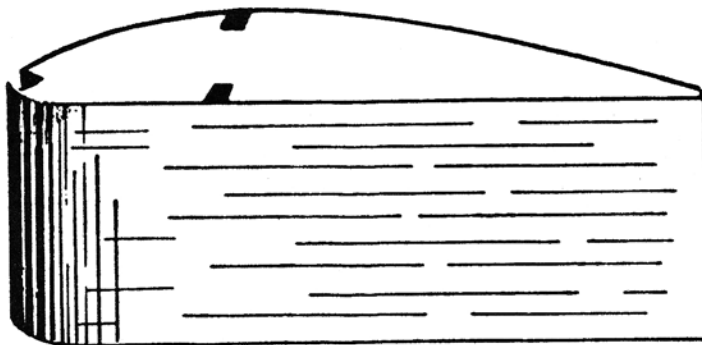


Fig. 38

Intercalons cette portion d'aile entre deux plaquettes rectangulaires, percées l'une et l'autre de trous correspondants, rapprochés et alignés suivant la corde de référence du profil (fig. 39).

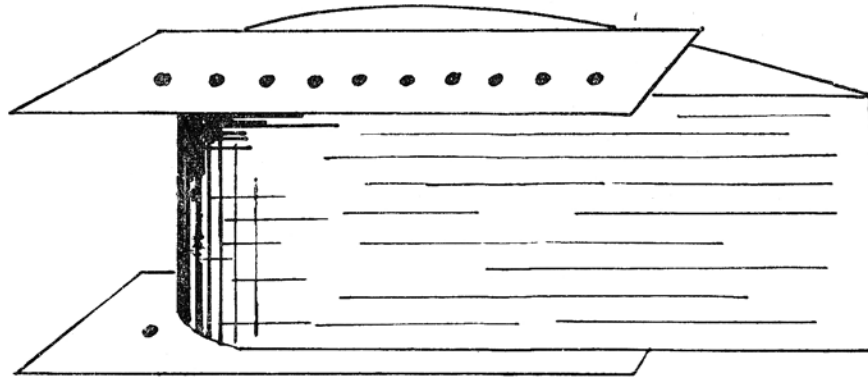


Fig. 39

Plaçons ensuite cet ensemble dans la chambre d'expérience d'une soufflerie, de telle façon qu'un axe vertical puisse être engagé dans deux trous correspondants de chaque plaquette. Nous avons ainsi réalisé un montage « en girouette » de notre portion d'aile (fig. 40).

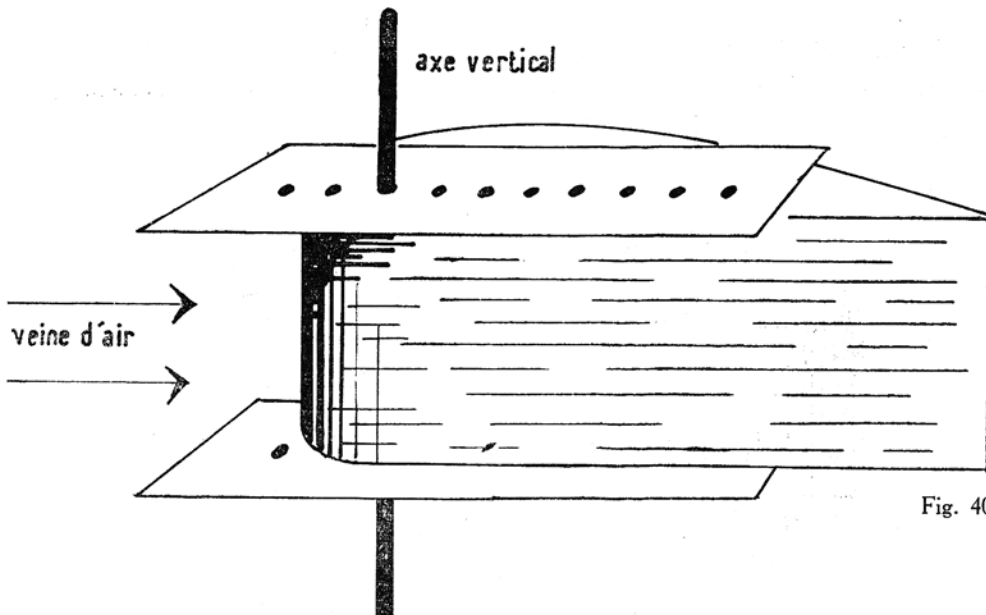


Fig. 40

L'axe vertical étant introduit dans les trous A et A', situés près du bord d'attaque, actionnons la soufflerie (fig. 41).

La portion d'aile adopte, dans la veine d'air, une certaine orientation qu'elle reprend, après quelques oscillations rapidement amorties, dès que l'expérimentateur l'écarte de la position d'équilibre aérodynamique.

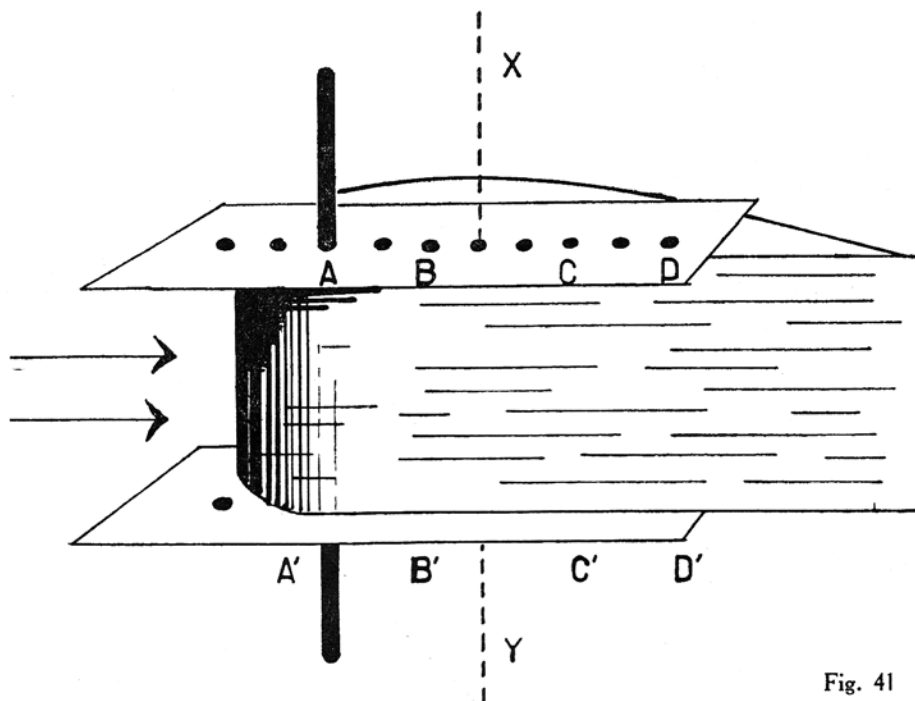


Fig. 41

Engageons à présent l'axe vertical dans les trous B et B', situés légèrement en avant du premier quart de la corde de référence.

La portion d'aile adopte une nouvelle orientation qu'elle tend à reprendre si elle en est écartée, mais avec moins de rapidité que dans le cas précédent. Les oscillations sont moins amples et moins brutales.

Plaçons ensuite l'axe vertical dans les trous C et C' ; la portion d'aile se retourne immédiatement, présente son bord de fuite au courant d'air et, après quelques oscillations, trouve une position d'équilibre.

Enfin l'axe vertical étant engagé dans les trous D et D', le retournement de la maquette est plus rapide que dans le cas précédent et la position d'équilibre, bord de fuite en avant, est obtenue après 2 ou 3 oscillations.

Si nous déplaçons l'axe vertical entre les positions BB' et CC', nous arrivons à trouver, pour cet axe, une position intermédiaire, définie par les trous X et Y, pour laquelle la portion d'aile n'a plus de position d'équilibre nettement déterminée.

Elle est ainsi en *équilibre aérodynamique indifférent*.



En cet état, l'axe vertical XY passe par un point remarquable du profil, qui est ce que nous pourrions appeler le « centre de gravité aérodynamique » du profil.

En pratique, l'expression « foyer du profil » désigne ce point.

### 5.1.2. - Notion mathématique.

La courbe  $100 C_z = f 100 C_m$ , considérée dans sa partie correspondant à des angles d'incidence d'utilisation courante, est pratiquement représentée par une ligne droite.

De cette constatation nous pouvons déduire que les moments varient proportionnellement aux portances, ceci pour une densité et une vitesse de l'air, supposées constantes, donc pour une pression dynamique constante.

Ceci posé, nous allons pouvoir étudier en détail la courbe  $100 C_z = f 100 C_m$ .

Partant de l'origine O, traçons une droite représentant cette courbe, telle que tous ses points correspondent à une valeur égale de  $100 C_m$  et de  $100 C_z$  (égalité entre l'échelle des  $100 C_m$  et celle des  $100 C_z$ ) (fig. 42).

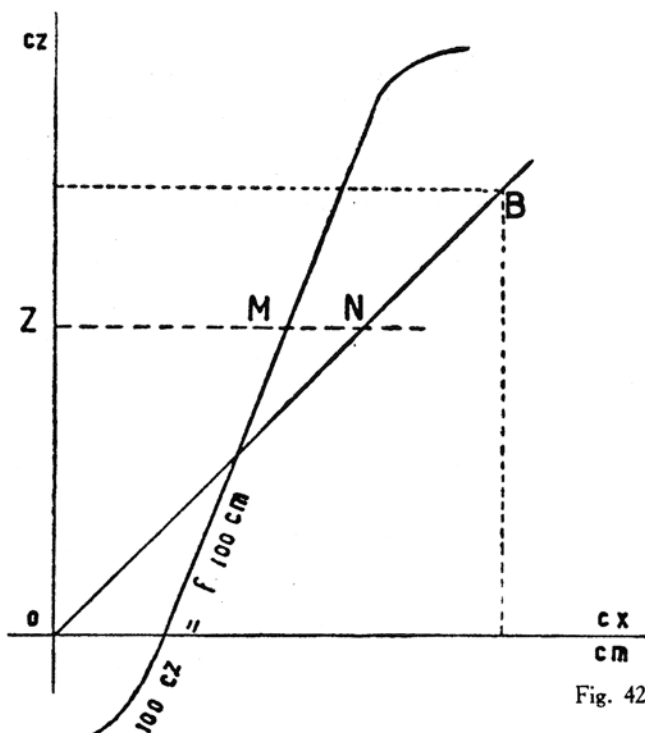


Fig. 42

Du point M de la courbe  $100 C_z = f 100 C_m$  correspondant à une incidence quelconque, menons une parallèle à l'axe des  $100 C_m$  (fig. 43).

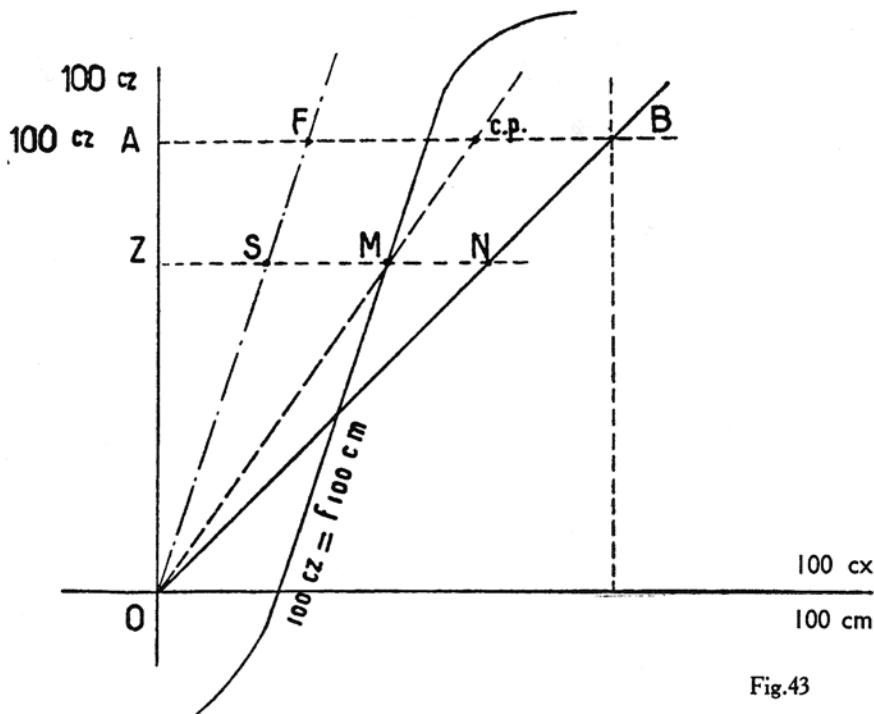


Fig.43

Cette parallèle coupe la droite précédemment tracée en N.

Dans les conditions où nous nous sommes placés, nous constatons que :

$$\begin{aligned} ZM &\text{ représente } C_m \\ ZN &\text{ représente } C_z \end{aligned}$$

et nous pouvons écrire :

$$\frac{C_m}{C_z} = \frac{ZM}{ZN} = \frac{d \text{ longueur bras de levier}}{l \text{ longueur corde référence}}$$

relation qui nous a déjà permis précédemment de trouver la position du centre de poussée.

Partant de l'origine O, traçons une parallèle à la partie droite de  $100 C_z = f 100 C_m$ .

Cette parallèle coupe AB, corde de référence l du profil en F et ZM, représentant les  $100 C_m$ , en S.

Déterminons la position du centre de poussée C.P. pour le point M, sur la corde AB.

$$\frac{C_m}{C_z} = \frac{d}{l} \text{ est alors représentée par ACP.}$$

D'autre part, nous pouvons remplacer :

$$ZM \text{ par } ZS + SM$$

que nous appellerons :

$$ZS = C_m'$$

$$SM = C_m O.$$

La relation  $\frac{C_m}{C_z} = \frac{d}{l}$  peut donc s'écrire :

$$\frac{C_m' + C_m O}{C_z} = \frac{AF + FCP}{l} \quad (1).$$

Or :

$$\frac{C_m'}{C_m O} = \frac{AF}{FCP}$$

ce qui permet d'écrire, puisque  $l$  et  $C_z$ , sont égaux par construction :

$$\frac{C_m' l}{C_m O l} + \frac{AF.C_z}{FCP.C_z}$$

ou :

$$\frac{(C_m' + C_m O) l}{C_m O l} = \frac{(AF + FCP) C_z}{FCP.C_z}$$

Dans l'expression (1), les dénominateurs  $C_z$  et  $l$  étant égaux, les numérateurs sont égaux et nous pouvons écrire :

$$(C_m' + C_m O) l = (F + FCP) C_z$$

et encore :

$$C_m O l = FCP.C_z$$

$$C_m' l = AF.C_z$$

qui sont deux formes de l'expression du moment résultant.

Celui-ci est donc susceptible de se décomposer en deux parties :

— La première, représentée par  $C_m O l$ , est *constante*, du fait que  $C_m O$  et  $l$  sont des valeurs constantes ;

— La seconde est proportionnelle à  $C_z$ , le bras de levier  $AF$  étant constant.

La résultante aérodynamique appliquée au point  $CP$  est équivalente à une force constante et à une force proportionnelle à  $C_z$ , dont le point d'application  $F$  est fixe.

Ce point fixe est le *foyer du profil*.

## 5.2. - DÉTERMINATION GRAPHIQUE DE LA POSITION DU FOYER.

Partant du point  $100 Cz = 100$ , sur l'axe des  $100 Cz$ , tracer une parallèle  $AB$  à l'axe des  $100 Cm$ .

Partant de l'origine  $O$ , tracer une parallèle  $OC$  à la partie droite de la courbe  $100 Cz = f 100 Cm$ .

$AB$  et  $OC$  se coupent en  $D$ .

Du point  $D$ , abaisser une perpendiculaire sur l'axe des  $100 Cm$ . Lire sur l'échelle des  $100 Cm$  la position du foyer. Elle est donnée en centièmes de la corde de profil (fig. 44).

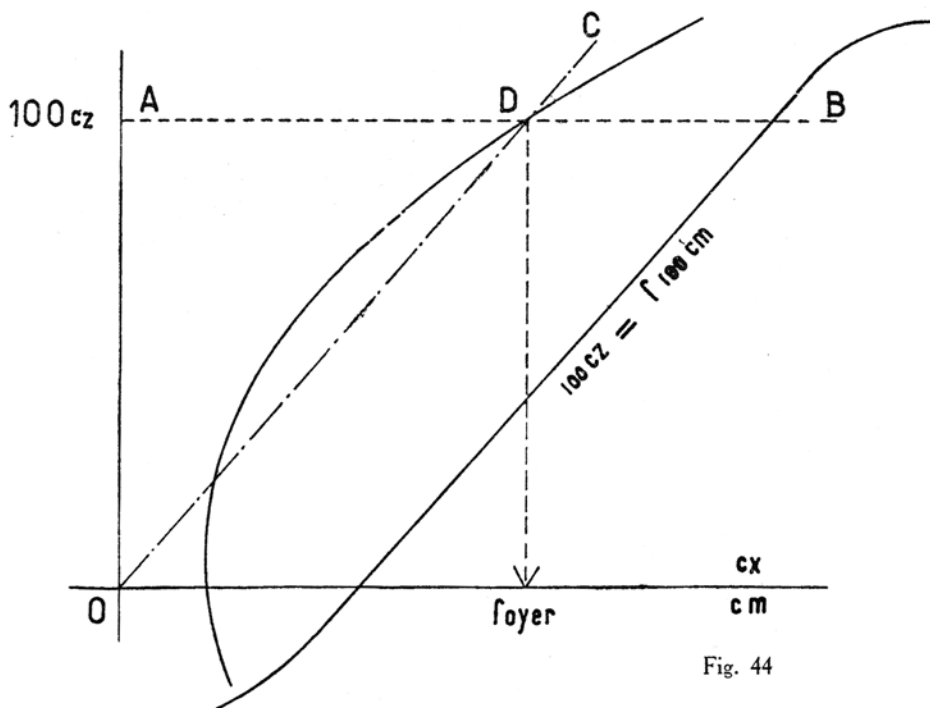


Fig. 44

Les valeurs trouvées sont toujours comprises entre 23 et 27 % de la longueur de la corde, suivant le profil considéré.

Exemple :

- 25 % pour le Göttingen 497 ;
- 23,6 % pour le Clark Y ;
- 23,2 % pour le Göttingen 436.

En modèles réduits, le foyer est toujours situé à 25 % de la corde, en arrière du bord d'attaque. L'écart entre la position calculée à 23,6 % sur une corde de 12 cm et celle fixée à 25 % sur une même corde peut être considéré comme négligeable en aéromodélisme.

Cette étude de la position du foyer des profils conduit, par analogie, à celle de la position du foyer général de l'appareil complet : aile et empennage.

Il est évident que si pour le profil, donc pour l'aile, il a été possible de déterminer un centre de gravité aérodynamique, nous devons pouvoir trouver, dans le cas d'un appareil complet, un point fixe pour lequel l'équilibre sera indifférent.

Rapportés à ce point fixe, les moments des différentes forces en présence s'annulent et nous pouvons énoncer que la connaissance de la position de ce point, à partir duquel seront mesurés les bras de levier des forces en présence, pourra servir de *base de départ* à la détermination du *point de centrage* de l'appareil complet.

Ce problème relève de la mécanique du planeur et sera étudié dans la seconde partie de cet ouvrage.

**Formule  $100 C_m = 100 C_m O + (0,25 \times 100 C_z)$ .**

Cette formule a été utilisée précédemment. La détermination de la position du foyer qui vient d'être développée permet de comprendre l'établissement de cette égalité et de justifier le libellé  $0,25 \times 100 C_z$  du second terme de la somme.

### 5.3. - POSITIONS RELATIVES DU CENTRE DE POUSSÉE ET DU FOYER.

Lorsque nous avons étudié l'influence de l'allongement sur la position du centre de poussée, nous avons envisagé trois cas, suivant le sens positif ou négatif de la valeur du  $C_m O$ .

Nous devons considérer les mêmes cas pour mener à bien cette nouvelle étude.

#### 5.3.1. - Profil à $C_m O$ positif (fig. 45).

Sur ce schéma, nous avons déterminé la position :

- Du centre de poussée, pour une certaine incidence ;
- Du foyer, pour la même incidence.

Nous constatons que ce dernier est situé en avant du centre de poussée.

Si nous effectuons les tracés correspondant à d'autres incidences, nous constatons que le foyer reste *toujours* situé en avant du centre de poussée, même lorsque l'angle d'incidence est voisin de l'angle de portance maximum.

Nous pouvons donc tirer la première conclusion suivante :

**POUR UN PROFIL A  $C_m O$  POSITIF, LE FOYER EST TOUJOURS SITUÉ EN AVANT DU CENTRE DE POUSSÉE.**

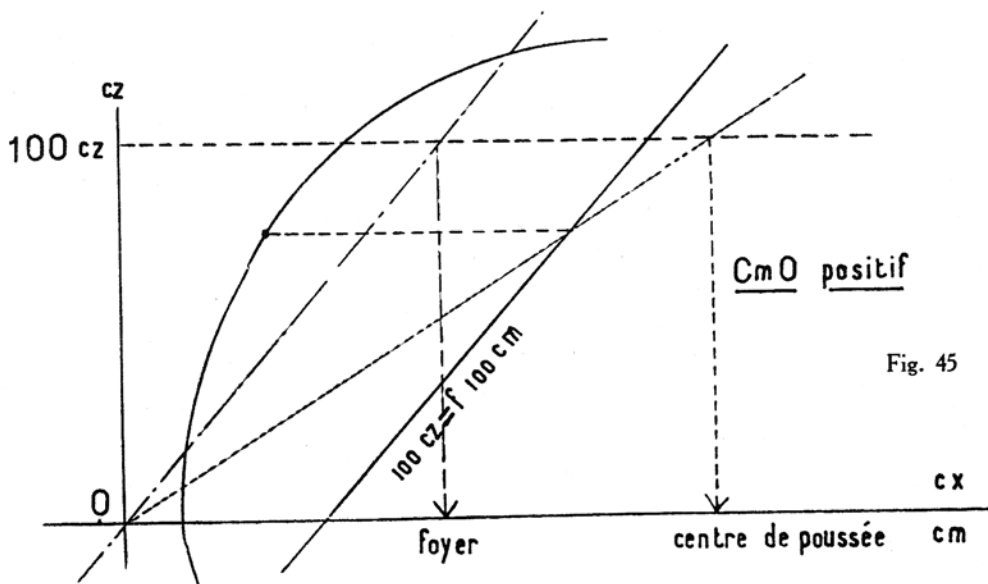


Fig. 45

Si nous considérons la longueur mesurée entre le foyer et le centre de poussée, cette longueur, multipliée par l'intensité de la résultante aérodynamique appliquée au centre de poussée, nous obtenons un *moment* qui tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre (convention pourtant ancienne, mais encore appliquée).

Dans ce cas, c'est un moment positif, il est « piqueur » (fig. 46).

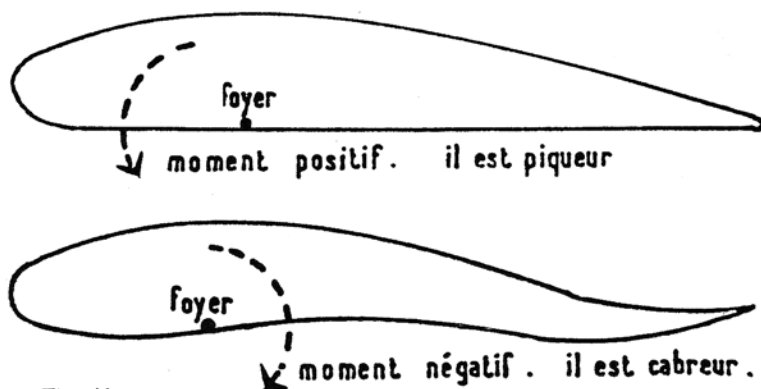


Fig. 46

De cette constatation, nous tirons la seconde conclusion :

POUR UN PROFIL A  $C_m O$  POSITIF, LE MOMENT DU A LA PORTANCE EST TOUJOURS PIQUEUR.

### 5.3.2. - Profil à $C_m O$ nul (fig. 47).

Sur ce schéma, nous avons fait les mêmes déterminations que précédemment et nous pouvons constater que foyer et centre de poussée sont confondus.

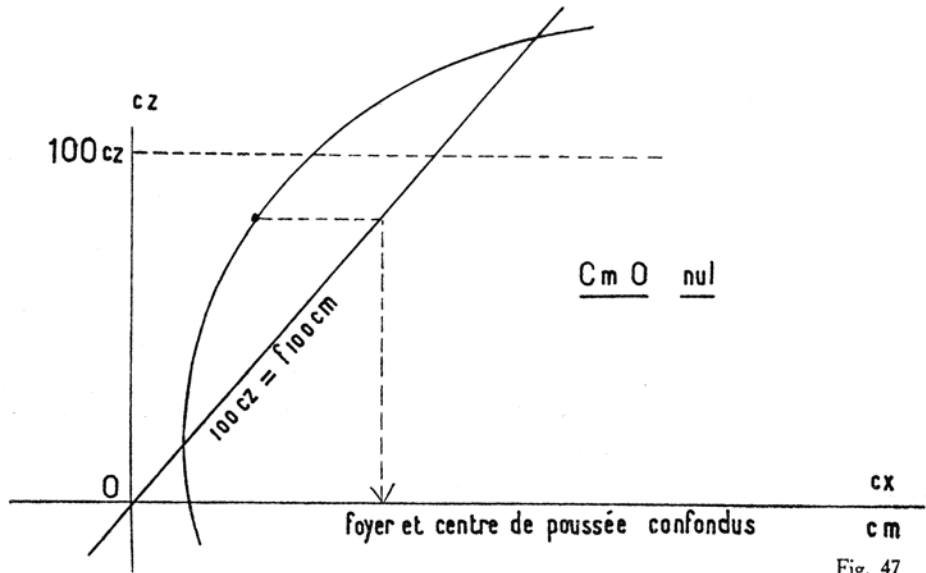


Fig. 47

Les tracés, pour d'autres incidences, donnent un résultat analogue au précédent, d'où les deux conclusions suivantes :

a) POUR UN PROFIL A  $C_m O$  NUL, LE FOYER ET LE CENTRE DE POUSSÉE SONT CONFONDUS ;

b) POUR UN PROFIL A  $C_m O$  NUL, LE MOMENT DU A LA PORTANCE EST NUL.

### 5.3.3. - Profil à $C_m O$ négatif (fig. 48).

Sur ce schéma, les tracés précédents ont été effectués et nous voyons que le foyer est situé en arrière du centre de poussée.

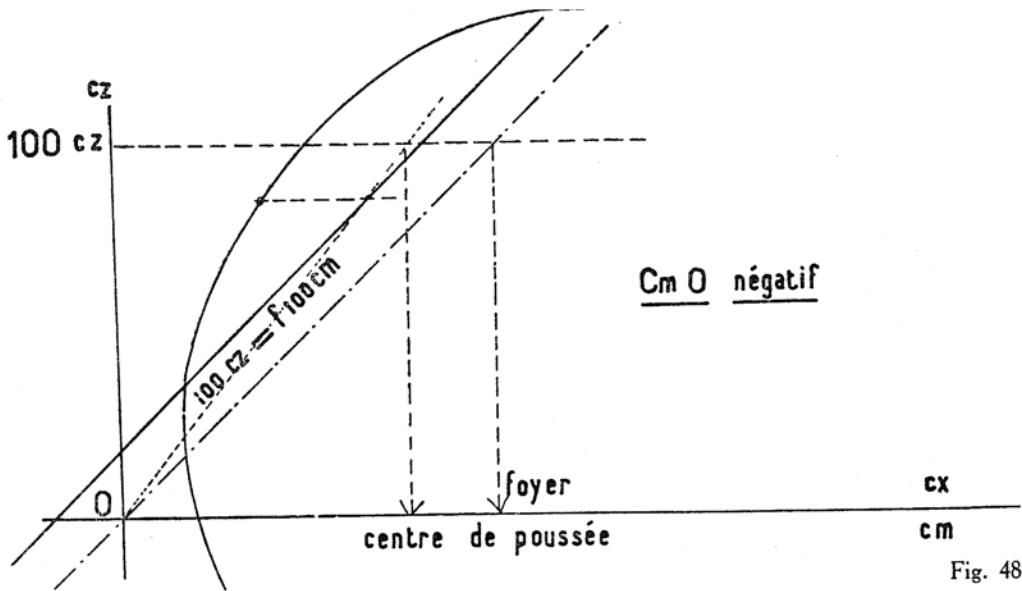


Fig. 48

Si nous effectuons un tracé pour un angle voisin de l'angle de portance maximum, nous constatons que le foyer est toujours en arrière du centre de poussée et nous pouvons conclure :

**POUR UN PROFIL A  $C_{m0}$  NÉGATIF, LE FOYER EST TOUJOURS SITUÉ EN ARRIERE DU CENTRE DE POUSSÉE.**

D'autre part, le produit de l'intensité de la résultante aérodynamique par la longueur de bras de levier, mesuré entre CP et F, donne un moment qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre. Dans ce cas, c'est un moment *négatif* ; il est *cabreur* (fig 46).

Nous en déduisons donc que :

**POUR UN PROFIL A  $C_{m0}$  NÉGATIF, LE MOMENT DU A LA PORTANCE EST CABREUR.**

Ces diverses conclusions sont à retenir. Elles seront utilisées ultérieurement lors de l'étude de la stabilité longitudinale du planeur.

#### 5.4. - POLAIRE DU PLANEUR COMPLET.

Nous avons vu comment tracer la polaire de l'aile d'un appareil modèle réduit et quelle utilisation pouvait être faite de cette polaire lors de la détermination de la position du centre de poussée, en vue du centrage du modèle.

Nous avons, en somme, agi comme si l'aile était seule. Or, elle est accompagnée d'un fuselage, d'un plan fixe, d'une ou plusieurs dérives, quelquefois d'un train d'atterrissage...



Ces éléments, le plan fixe mis à part, ne contribuent pas à augmenter la valeur de la portance, que l'aile continue à assurer seule.

Par contre, ils contribuent d'une manière efficace à augmenter la valeur de la traînée. Dans ces conditions, nous nous apercevons qu'à une valeur donnée de la portance, correspond une valeur plus grande de  $100 C_x$ , ce qui a pour effet de décaler la polaire vers la droite.

En définitive, tout se passe comme si l'apport de la traînée supplémentaire entraînait une réduction de l'allongement fixé, lors de la construction de l'aile.

Or nous savons que toute réduction de l'allongement de l'aile, pour une incidence donnée, a pour conséquence une réduction de la valeur de la portance.

Nous comptons sur une valeur de  $C_z$  déterminée, mais nous n'obtenons pas cette valeur par le seul fait d'avoir ajouté : fuselage, plan-fixe.

Nos prévisions sont donc faussées, dès le départ.

A cela, deux remèdes :

1° Prévoir dès le début une valeur de  $100 C_z$  supérieure, sachant que cette valeur ne sera pas atteinte ;

2° Etablir la polaire du planeur complet sur laquelle nous prendrons la valeur désirée de  $100 C_z$ , comme point de départ de nos calculs.

#### 5.4.1. - Polaire aile + Plan fixe.

Prenons un exemple concret pour illustrer le second remède préconisé. Pour cela, établissons la polaire complète du planeur « Mouche » dont voici les principales caractéristiques :

- Envergure de l'aile : 95 cm ;
- Corde de l'aile : 12 cm ;
- Envergure du plan fixe : 30 cm ;
- Corde du plan fixe : 9 cm ;
- Profil de l'aile et du plan fixe : Clark Y dont voici la polaire d'allongement  $\infty$  (fig. 49).

L'allongement de l'aile est égal à :

$$95 : 12 = 7,92 \text{ soit } 8 \text{ (en arrondissant le résultat pour simplifier les calculs).}$$

Celui du plan fixe est égal à :

$$30 : 9 = 3,33.$$

Commençons par tracer la polaire du Clark Y pour  $\lambda = 8$  et pour cela, calculons pour chaque incidence la valeur de la traînée induite au moyen de la formule :

$$100 C_{x i} = \frac{(100 C_z)^2}{3,14 \times \lambda \times 100}$$

que nous connaissons.

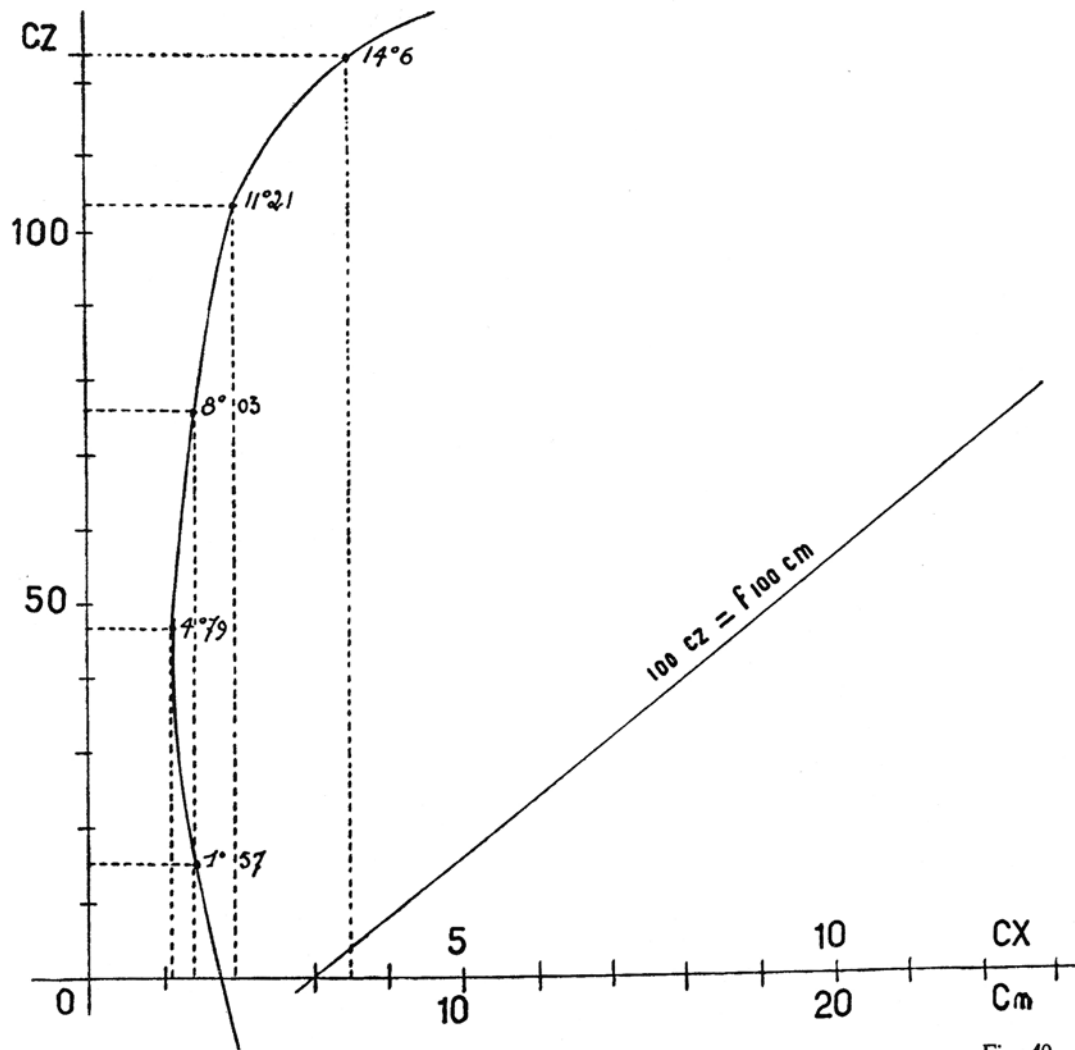


Fig. 49

Nous trouvons :

|      |                  |                |
|------|------------------|----------------|
| 0,09 | pour l'incidence | $1^\circ 57$   |
| 0,86 | »                | $4^\circ 79$   |
| 2,3  | »                | $8^\circ 03$   |
| 4,26 | »                | $11^\circ 21$  |
| 6,16 | »                | $14^\circ 6$ . |

Ajoutons ces traînées respectivement à celles que nous lisons, aux incidences considérées, sur la polaire  $\lambda = \infty$  et nous obtenons :

Pour  $1^{\circ}57$  :  $1,4 + 0,09 = 1,49 C_x$  ;  
 Pour  $4^{\circ}79$  :  $1,1 + 0,86 = 1,96 C_x$  ;  
 Pour  $8^{\circ}03$  :  $1,4 + 2,3 = 3,7 C_x$  ;  
 Pour  $11^{\circ}21$  :  $1,9 + 4,26 = 6,16 C_x$  ;  
 Pour  $14^{\circ}6$  :  $3,5 + 6,16 = 9,66 C_x$ .

Au moyen de la formule :

$$I_i = \frac{100 C_z \times 57,3}{3,14 \times \lambda \times 100}$$

établie précédemment, calculons, pour chaque angle d'incidence initial, la valeur de l'angle induit. Ajoutons ensuite respectivement, à chaque angle d'incidence, la valeur correspondante de l'angle induit ainsi calculée pour obtenir les valeurs qui seront portées sur la polaire  $\lambda = 8$  aux lieu et place des valeurs primitives. Les résultats simplement énoncés sont les suivants :

$1^{\circ}91$  au lieu de  $1^{\circ}57$  ;  
 $5^{\circ}85$  »  $4^{\circ}79$  ;  
 $9^{\circ}76$  »  $8^{\circ}03$  ;  
 $13^{\circ}58$  »  $11^{\circ}21$  ;  
 $16^{\circ}88$  »  $14^{\circ}06$ .

Il devient alors possible d'établir notre polaire pour  $\lambda = 8$ , mais c'est la polaire de l'aile seule (fig. 50).

Si nous faisons le même travail, concernant le plan fixe d'allongement  $\lambda = 3,33$ , nous pourrions tracer la polaire du profil Clark Y pour ce nouvel allongement.

Elle ne nous est pas indispensable, mais nous la présentons à titre indicatif (fig. 51).

Nous obtiendrons la polaire :

aille + plan fixe

en ajoutant, aux traînées de l'aile, les traînées du plan fixe, rapportées aux traînées correspondantes de l'aile.

Si nous admettons que les traînées sont proportionnelles aux surfaces, nous sommes conduits à évaluer le rapport des surfaces : aile plan fixe.

Surface aile :  $95 \text{ cm} \times 12 \text{ cm} = 1\,140 \text{ cm}^2$ .

Surface plan fixe :  $30 \text{ cm} \times 9 \text{ cm} = 270 \text{ cm}^2$ .

Rapport des surfaces :  $1\,140 : 270 = 4,2$ .

Le rapport des traînées est équivalent. Pour une incidence de  $1^{\circ}57$ , la traînée de l'aile est  $1,49 C_x$ .

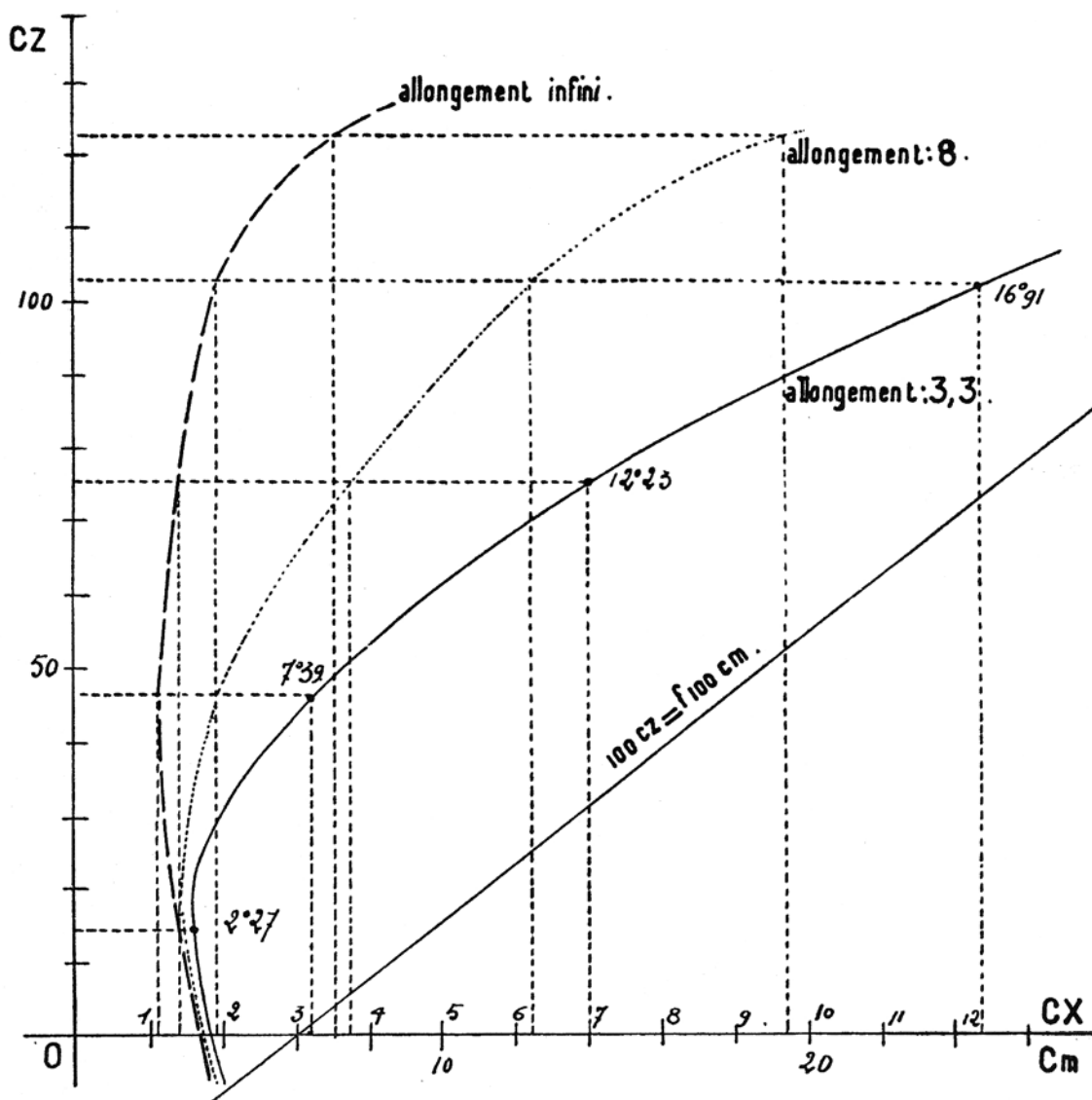


Fig. 51

Celle du plan fixe sera :

$$1,49 : 4,2 = 0,35\ Cx$$

quantité de laquelle nous allons décaler vers la droite notre polaire d'allongement  $\lambda = 8$ .

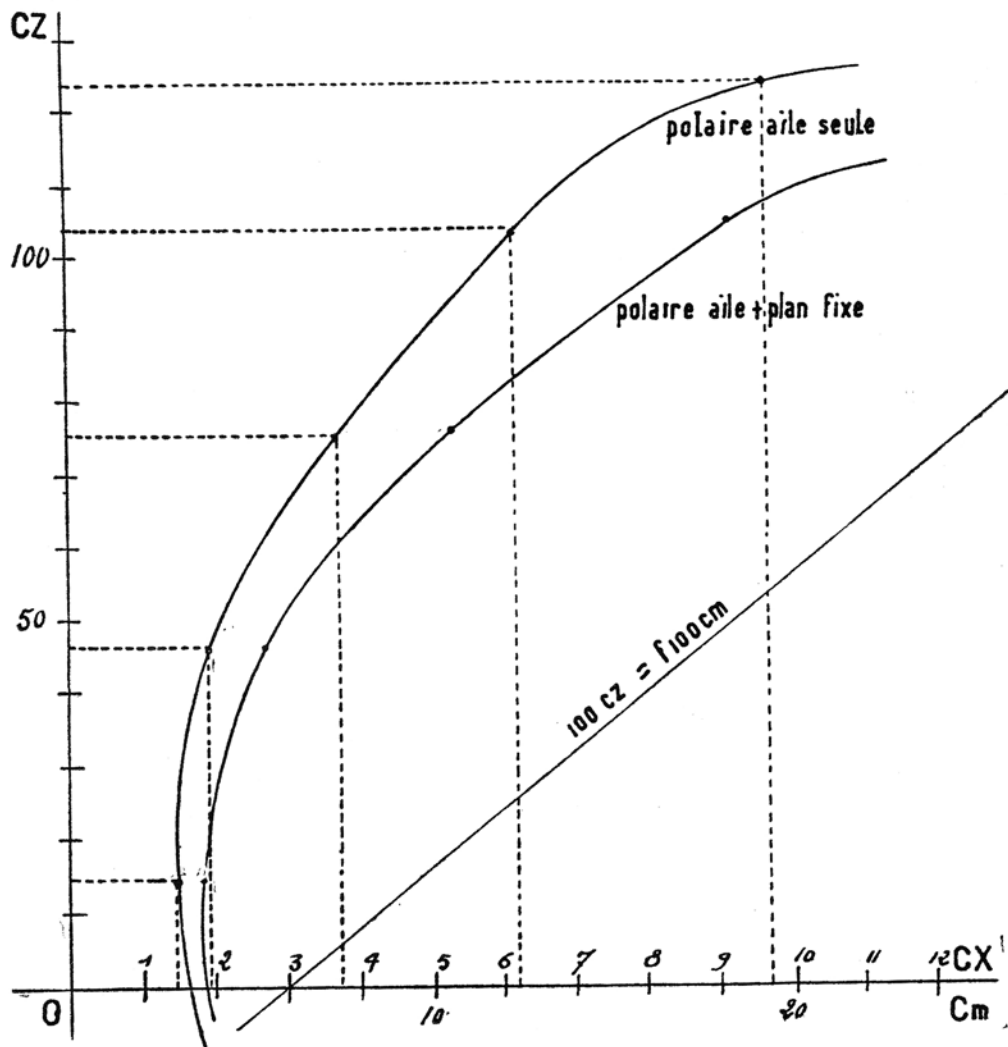


Fig. 52

Le même calcul appliqué à tous les autres angles d'incidence nous permettra de dessiner la polaire : aile + plan fixe (fig. 52).

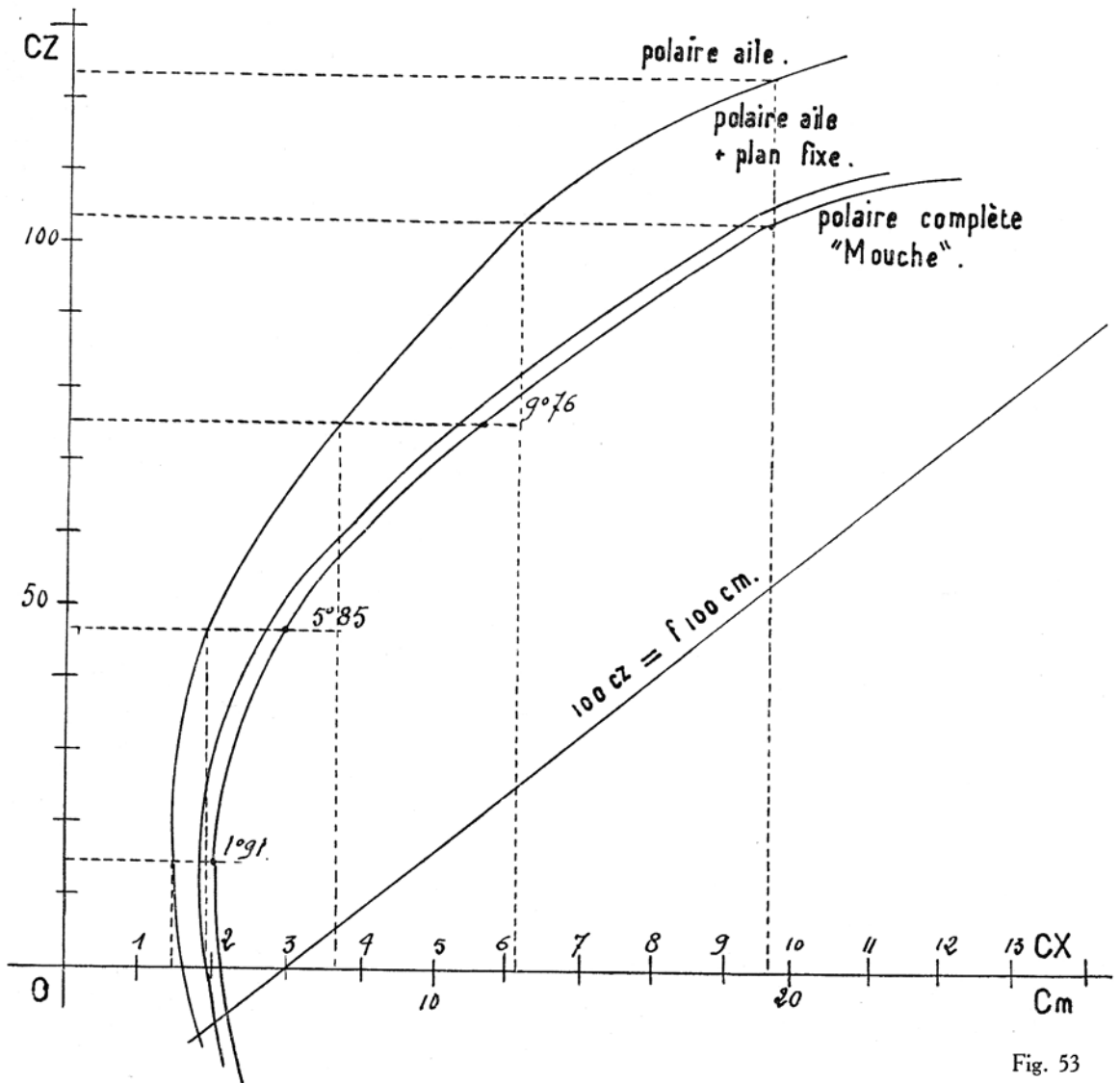


Fig. 53

#### 5.4.2. - Polaire fixe + Plan fixe + Fuselage.

Pour obtenir la polaire complète, il faut encore que nous calculions les traînées respectives : du fuselage, du support de l'aile, des dérives, en appliquant une méthode analogue à celle qui vient de nous permettre de déterminer la traînée du plan fixe.

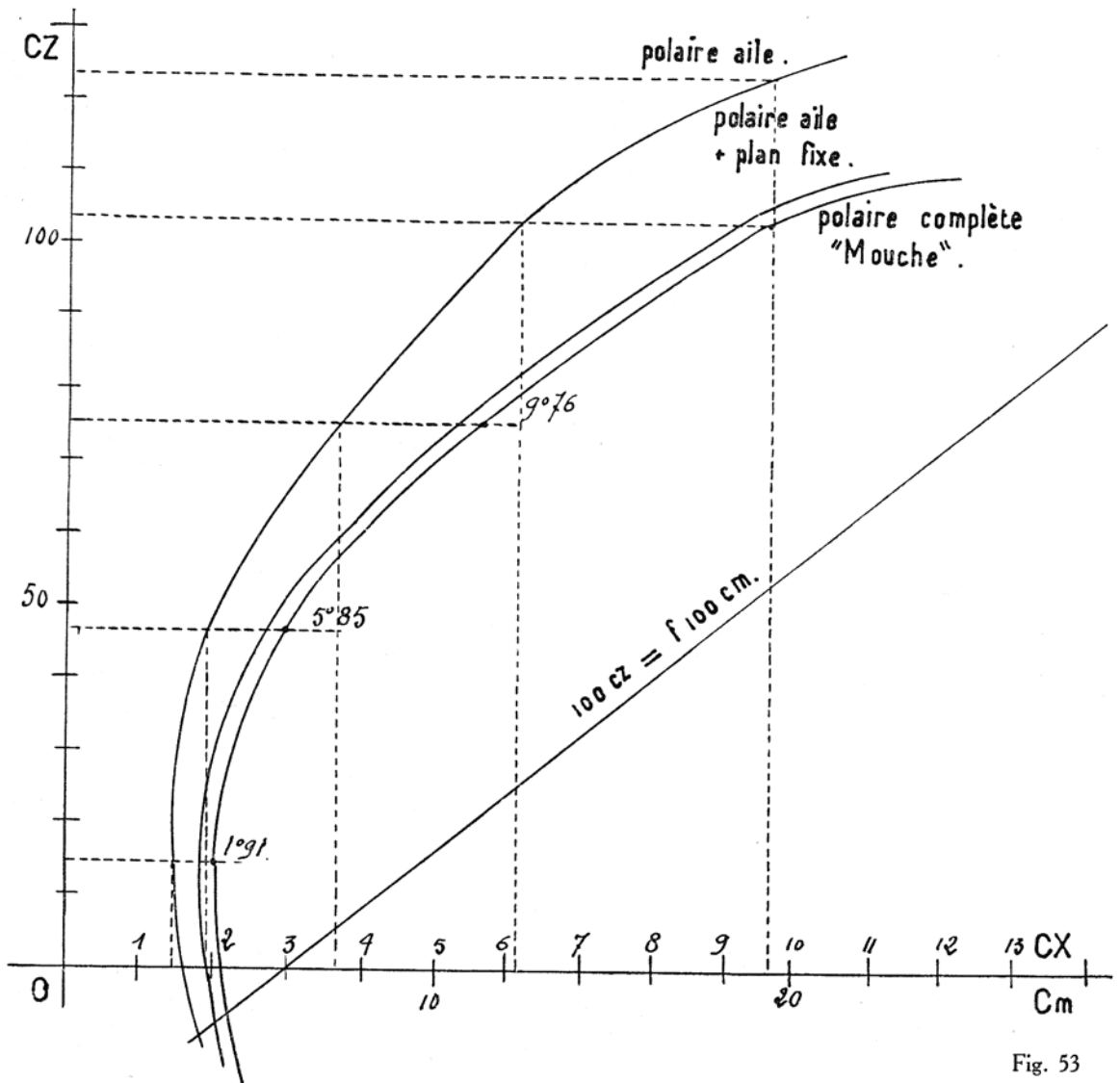


Fig. 53

#### 5.4.2. - Polaire fixe + Plan fixe + Fuselage.

Pour obtenir la polaire complète, il faut encore que nous calculions les traînées respectives : du fuselage, du support de l'aile, des dérives, en appliquant une méthode analogue à celle qui vient de nous permettre de déterminer la traînée du plan fixe.

Nous obtiendrons ces traînées en tenant compte des coefficients  $100 C_x$ , déterminés, en soufflerie, pour chacun de ces éléments et dont voici les principaux :

$100 C_x = 27,4$  pour un fuselage rectangulaire seul ;  
=  $49,5$  pour un fuselage carré sur tranche ;  
=  $32$  pour un fuselage triangulaire ;  
=  $43$  pour un fuselage carré ;  
=  $57$  pour un fuselage avec patin et cabane ;  
=  $192$  pour un fuselage de moto-modèle avec train et hélice,  
ces valeurs étant valables pour une surface de  $1 \text{ m}^2$ .

Comme nous l'avons fait pour la traînée du plan-fixe, nous rapporterons à la surface de l'aile les traînées obtenues pour chacun des éléments considérés.

Reprenons le planeur modèle réduit « Mouche ». Le maître couple de son fuselage mesure  $10 \text{ cm}$  de hauteur et  $1 \text{ cm}$  de largeur.

Compte tenu de la valeur de son  $100 C_x$  unitaire, soit  $28$  environ, sa traînée est égale à :  
 $28 \times 0,1 \times 0,01 = 0,028$ .

Rapportée à la surface de l'aile, qui est égale à  $0,114 \text{ m}^2$ , la traînée du fuselage devient égale à :

$$0,028 : 0,114 = 0,2 C_x$$

quantité de laquelle la polaire doit être décalée vers la droite, ce qui permet d'établir, cette fois, la polaire complète (fig. 53).

### Application.

Afin de pouvoir caler l'aile du planeur « Mouche » à l'angle de vitesse minimum de descente verticale, ce qui est la solution la plus raisonnable, déterminons graphiquement la valeur de cet angle dans les deux cas :

- 1° A l'aide de la polaire de l'aile seule ;
- 2° A l'aide de la polaire du planeur complet.

Les exigences de la mise en page ne permettant pas d'exposer largement les différents tracés, bornons-nous à constater les résultats suivants :

- 1° Sur la polaire de l'aile seule, la valeur de l'angle minimum de descente verticale est égale à  $9$  degrés ;
- 2° Sur la polaire complète, la valeur de cet angle est égale à  $10,2$  degrés.

Ce résultat était attendu. Il démontre en tout cas la nécessité d'établir la polaire de l'appareil complet dans le but d'obtenir de celui-ci le rendement maximum.



# ANNEXE I

---

## *APPLICATIONS PÉDAGOGIQUES*

### **Observations - Expériences**

#### **Travaux pratiques**

Les applications pédagogiques qui vont suivre se rapportent aux cinq chapitres de la première partie de cet ouvrage.

Les observations, les expériences et les travaux pratiques qui sont ainsi proposés ne sauraient constituer un guide complet, mais leur ensemble doit fournir un canevas susceptible de donner une indication générale sur tout ce qui peut être tenté.

En effet, une observation intéressante peut amener l'observateur à faire, en variant le procédé, des constatations semblables aussi intéressantes que les premières.

Une expérience, réalisée dans certaines conditions, peut être reprise en modifiant les bases de départ.

Les travaux pratiques peuvent être modifiés à l'infini.

Il importe de remarquer que, seul, le premier chapitre peut donner lieu, dans une classe primaire, à des applications pédagogiques, assimilables par des élèves de 12 à 14 ans.

Par suite de leur caractère plus abstrait, les applications pédagogiques des quatre chapitres suivants ne peuvent convenir qu'aux élèves-maîtres. Ceux-ci, par leurs travaux pratiques personnels, acquerront une expérience et une sûreté dont profitera l'enseignement aéronautique qu'ils pourront être amenés, plus tard, à prodiguer à leurs élèves.

## CHAPITRE PREMIER

---

### 1° Observations prouvant l'existence de l'air.

— Il est assez difficile d'avancer contre un vent violent.

— En agitant rapidement un éventail ou une feuille de carton, nous éprouvons une certaine résistance comme si l'éventail ou la feuille de carton butait contre un corps peu consistant. *Ce corps c'est l'air.*

— Les branches d'un arbre sont agitées par une main invisible. *L'air est la cause de cette agitation.*

### 2° Rendons visible la présence de l'air.

— Perçons un petit trou au fond d'une boîte en fer blanc. Plongeons cette boîte retournée, fond en l'air, sur une cuvette d'eau.

— Des bulles s'échappent par le trou. *Ce sont des bulles d'air.*

— Retournons un verre sur une cuvette d'eau. L'eau ne monte pas jusqu'au fond du verre. Quelque chose est emprisonné entre l'eau et le fond du verre. *C'est encore de l'air.*

### 3° Expérience prouvant que l'air est pesant.

— Prenons une chambre à air d'automobile et pesons-la soigneusement, non gonflée. Gonflons-la fortement. Pesons-la à nouveau. Son poids ayant augmenté, nous en déduisons que l'air est pesant.

— Dégonflons la chambre et nous retrouvons le poids primitif, vérifiant ainsi l'expérience précédente.

#### 4° **Expérience prouvant l'existence de la pression atmosphérique.**

— L'expérience classique du verre d'eau fermé par une plaque de bristol, et retourné, est connue.

— Prenons un flacon à large goulot et lançons à l'intérieur un morceau de coton hydrophile enflammé. Fermons immédiatement le goulot avec une membrane de caoutchouc. Le coton étant éteint, la membrane se creuse fortement vers l'intérieur du flacon.

Expliquons le phénomène et nous en trouvons la cause : la pression atmosphérique.

— N'oublions pas de signaler que nous venons de réaliser une ventouse dont le flacon est le verre spécial et la membrane la peau humaine.

#### 5° **Expérience montrant la variation de la pression en fonction de la hauteur du liquide.**

— Perçons trois petits trous dans la paroi d'une boîte de conserve vide : l'un très près du fond, le second au milieu de la hauteur de la boîte et le troisième en haut.

— Remplissons d'eau la boîte et observons les jets qui s'échappent des trois orifices.

Notons : celui du fond est...

celui du milieu est...

celui du haut est...

— Pourquoi celui du fond jaillit-il plus loin que les deux autres ?

— L'explication raisonnée des observations faites permet de conclure que la pression du liquide contre le flanc de la boîte est plus grande vers le fond que vers sa partie supérieure.

— L'eau est pesante, l'air est pesant.

En établissant un lien entre les deux fluides, nous pouvons en déduire que la pression atmosphérique est plus grande :

— Au fond d'une vallée qu'en haut d'une colline ;

— A la cave qu'au grenier d'une maison.

Il nous est facile de vérifier, au cours d'une sortie scolaire, l'exactitude de ces déductions, en se servant d'un baromètre anéroïde ordinaire.

#### 6° **Observations et expériences conduisant à la notion de : force ou pression statique ; force ou pression dynamique.**

— Prenons 20 cm d'un tube fin en caoutchouc et après lui avoir donné, en l'étirant, une longueur de 50 cm, fixons-le sur une planche. Nous savons qu'il est capable, à présent, de fournir un effort en se détendant.

— Il tient en réserve une force qui est appelée force « *statique* ».

— Si nous détachons une extrémité du tube, cette force se manifeste et devient agissante, dans le cas du lance-pierre, par exemple.

— Cette force agissante est une force « *dynamique* ».

— Par analogie, nous dirons que la pression atmosphérique est statique lorsqu'elle n'agit pas, qu'elle est dynamique lorsqu'elle agit.

— Elle est statique à la surface de l'eau d'un puits. Elle est dynamique lorsqu'on actionne la pompe et qu'elle fait monter l'eau dans le tuyau d'aspiration.

### 7° Observations conduisant à la notion de vent relatif.

— Il pleut et nous nous déplaçons dans une automobile, suivant la direction Ouest-Est, par exemple. Nous pouvons constater que les gouttes d'eau s'écrasent toujours contre le pare-brise, même si la voiture roule d'Est en Ouest.

— Il neige et au cours d'un déplacement identique, nous voyons les flocons venir au devant de la voiture, quelle que soit la direction de celle-ci. Si la voiture s'arrête, nous sommes étonnés de les voir tomber, selon une trajectoire Nord-Sud par exemple, alors que nous les supposons venir de la direction inverse.

— Ce n'est qu'une fois arrêtés que nous pouvons avoir une notion exacte de la direction de la chute de la pluie ou de la neige.

— Conclusion : la direction de chute des gouttes de pluie ou des flocons de neige ne peut être déterminée que par rapport au sol.

— Il en est de même pour la direction du vent.

Jouons au cerf-volant.

— Si le vent souffle, l'appareil monte seul : nous n'avons pas besoin de nous déplacer.

— Si l'air est calme, nous devons courir assez rapidement en entraînant le cerf-volant qui s'élève, frappé par l'air immobile. Il n'y a pas de vent, mais en courant, nous avons créé un déplacement de l'air dont la vitesse est égale à celle de notre course.

*C'est un vent relatif.*

### 8° Observations conduisant à la notion de vitesse relative.

— Nous sommes dans le wagon de queue d'un rapide roulant à 120 km/heure.

Nous gagnons par les couloirs la voiture de tête, en marchant d'un pas normal, c'est-à-dire en faisant 4 km/h.

— Il est possible de poser les petits problèmes suivants :

Quelle est notre vitesse par rapport au train ?

Quelle est notre vitesse par rapport au sol ?

Quelle est la vitesse du train par rapport à nous ?

— Arrivés en tête du train, nous revenons en queue :

Quelle est notre vitesse par rapport au train ?

Quelle est notre vitesse par rapport au sol ?

Quelle est la vitesse du train par rapport à nous ?

— Nous pouvons imaginer d'autres cas analogues :

- Celui d'un avion volant contre le vent ;
- Celui d'un avion volant vent dans le dos.

— Nous arriverons ainsi à faire saisir à nos élèves qu'un avion, volant à une vitesse constante de 300 km/h, peut fort bien ne parcourir que 270 km par rapport au sol, en une heure, comme aussi joindre deux villes distantes de 350 km dans le même temps.

### 9° Expériences concernant la loi de Bernoulli.

*Première expérience.*

— Plions, suivant les indications du croquis (fig. 54), une carte de 10 cm × 15 cm et plaçons-la sur une table.

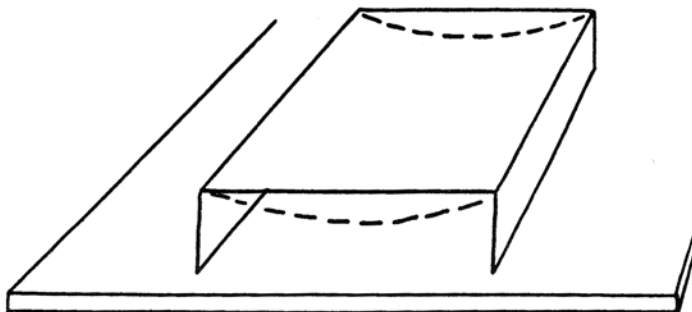


Fig. 54

— Soufflons fortement entre la carte et la table. Nous voyons la surface supérieure de la carte s'incurver et se rapprocher de la surface de la table.

*2<sup>e</sup> expérience.*

— Coupons dans du bristol mince deux bandes égales, ayant 15 cm de long sur 6 cm de hauteur.

— Entre le pouce et l'index étendus, maintenons aussi parallèlement que possible les deux bandes.

— Soufflons entre celles-ci.

— Nous les voyons se rapprocher l'une de l'autre et presque se toucher à leurs extrémités libres.

— Cessons de souffler, elles s'écartent pour retrouver leur parallélisme primitif (fig. 55).

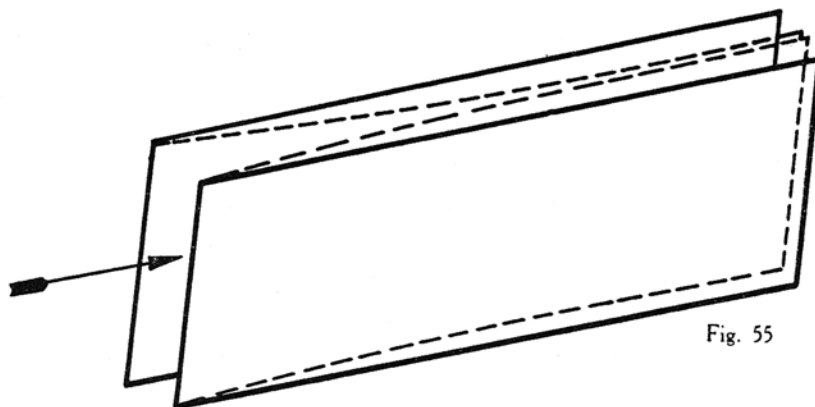


Fig. 55

— L'expérience est encore plus concluante si nous avons légèrement incurvé les bandes avant de les saisir. Dans ce cas, les côtés convexes seront face à face.

— Tenues comme précédemment, les extrémités libres sont plus éloignées que les extrémités tenues (fig. 56).

— Lorsque nous soufflerons, les bandes se redresseront avant de se coller l'une à l'autre.

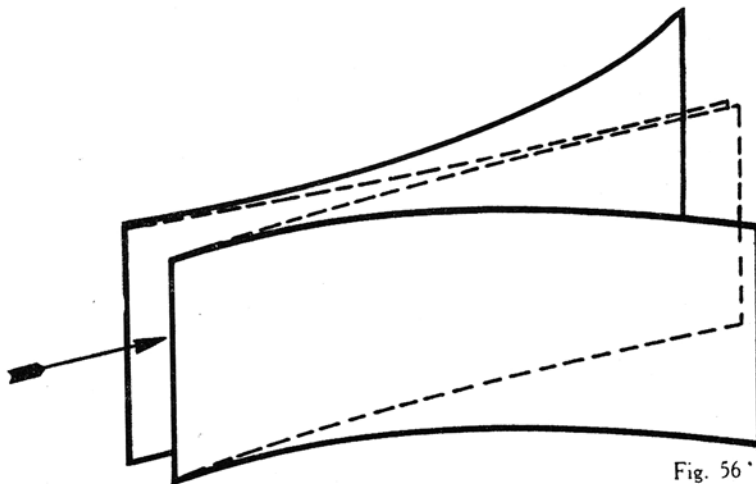


Fig. 56

### 3<sup>e</sup> expérience.

— Suspendons deux balles de ping-pong de telle façon qu'il subsiste entre elles un espace de 6 à 8 mm.

— A l'aide d'une paille, soufflons entre les deux balles.

— Au lieu de s'éloigner, les deux balles se rapprochent.

— Cette dernière expérience est beaucoup plus délicate à réussir que les deux précédentes.

— En conclusion de ces expériences, il n'est pas question d'énoncer la loi de Bernoulli à des élèves de 12 à 14 ans, étonnés par les résultats obtenus.

— Certains recommenceront peut-être, pour leur compte personnel ou pour celui d'amis, l'une des expériences. Ce sera tout de même un résultat positif.

— D'autres poseront probablement la question : « Pourquoi » ?

— A ces derniers il faudra répondre, en ne se servant, à notre avis, que de l'expression : pression atmosphérique, et nous dirons :

« Sur les deux faces extérieures des bandes, la pression atmosphérique appuie. Les bandes restent en place parce que la pression atmosphérique presse aussi sur les côtés intérieurs et aussi fort qu'à l'extérieur.

« Lorsque nous soufflons entre les bandes, nous chassons une partie de l'air qui se trouve entre celles-ci. Il en résulte une légère diminution de pression. La pression extérieure est alors la plus forte et oblige les bandes à se rapprocher ».

Cette explication ne présente pas un caractère d'exactitude scientifique très rigoureux, mais nous ne croyons pas possible d'aller plus loin avec de jeunes élèves.

#### **10° Observations à faire lors d'une visite à un terrain d'aviation.**

— Lors d'une visite des appareils sur le terrain de l'Aéro-Club le plus proche, examinons l'indicateur de vitesse d'un C 800 ou d'un autre planeur.

— Cet indicateur de vitesse, communément appelé « Badin » du nom de son inventeur, comprend deux parties : l'une placée en avant sur le nez du fuselage, la seconde à l'intérieur de la cabine de pilotage.

Nous remarquons une certaine analogie de forme entre la première partie de l'instrument et les deux bandes de bristol ayant été utilisée lors de nos expériences.

— C'est le « tube de Venturi ».

— Pourquoi est-il placé tout en avant de l'appareil ?

— Nous demanderons quelques explications au chef pilote.

— Nous examinerons le tube de Pitot monté sur le Morane 500 ou 502 ou autre appareil.

— Le chef-pilote nous expliquera comment il faut lire les vitesses sur le cadran du Badin, que nous avons sous les yeux au tableau de bord.

#### **11° Constatations prouvant que l'air s'oppose à l'avancement.**

— Il est beaucoup plus facile de fermer une porte lorsque la fermeture s'opère en air calme que lorsqu'elle s'oppose à un courant d'air.

— Il est moins pénible de rouler à bicyclette lorsqu'il n'y a pas de vent que lorsqu'il faut pédaler vent debout.

— Il faut déployer moins de force pour fermer, contre le vent, la porte d'un couloir, qu'une grande porte cochère : influence de la surface.

— Lorsqu'il y a du vent, il est beaucoup moins fatigant de rouler à 10 km/h à bicyclette qu'à 20 km/h ; influence de la vitesse.

— Lorsqu'il y a du vent, il est moins pénible de pédaler, le corps fortement penché en avant que bien droit sur la selle : influence de la surface mais aussi de la forme.

— Nous pourrions analyser des cas analogues :

Feuille d'arbre qui tombe en tournoyant ;

Montée d'un cerf-volant de petite surface, puis de grande taille...

— Nous pourrions donner aux élèves la formule de la résistance de l'air sous la forme :  $R = K \times S \times V \times V$  en premier lieu.

— Lorsque nous leur aurons bien expliqué ce que représente chacune des lettres de la formule, nous passerons peut-être à l'expression  $R = K \times S \times V$  au carré si la notion de carré est suffisamment acquise.

— Et nous pourrions poser des problèmes :

— Quelle poussée en kilogrammes exerce un vent de 36 km/h contre un mur vertical ayant 20 m de long, 10 m de haut, K valant 0,085 ?

— Un courant d'air soufflant à 18 km/h fait claquer une porte ayant 2 m de haut et 1 m de large. Quelle est en kilogrammes la valeur de la poussée de ce courant contre la porte, K valant 0,08 ?

— Un vent animé d'une vitesse de 54 km/h, s'engouffrant sous un hangar ouvert, peut-il soulever une tuile ayant 10 dm<sup>2</sup> de surface et pesant 1,750 kg, K valant 0,08 ?

— Essayez de calculer approximativement la surface de la silhouette de votre corps. Partant de cette donnée, calculez la force que vous devez vaincre pour avancer à pied à raison de 4 km/h contre un vent de 36 km/h, K valant, pour vous, 0,043.

— Si au lieu d'aller contre le vent, vous allez vent dans le dos, dans les mêmes conditions que précédemment, calculez la valeur de la force qui vous pousse en avant.

— Nous poserons les mêmes problèmes pour un cycliste, en spécifiant que la position inclinée du cycliste réduit la surface de sa silhouette de 35 %.

— Nous poserons les problèmes inverses, sans jamais toutefois demander la valeur V sans être sûrs que V<sup>2</sup> est un carré parfait au plus égal à 100.

— Nous pourrions aborder le domaine de l'automobile, puis celui de l'aviation.

— Quelle est la valeur de la résistance de l'air contre les deux roues d'un avion « Stampe », volant à 180 km/h, sachant que chacune d'elles a un diamètre total de 50 cm et une épaisseur de 15 cm, K = 0,008 ?

— Si nous proposons le même calcul pour le train complet d'un « Constellation », nous n'aurons pas de peine à faire comprendre à nos élèves pourquoi le pilote rentre le train aussitôt après le décollage.

— Ils seront même capables de démontrer à leurs parents qu'au lieu de placer trois valises sur la galerie de toit de leur voiture, il serait plus avantageux de les loger à l'intérieur de celle-ci ou dans la malle arrière.



## CHAPITRES II, III, IV ET V

---

### 1° Calcul du nombre de Reynolds.

— A quel nombre de Reynolds vole le « Mouche » à 18 km/h, sachant que la corde moyenne de son aile mesure 12 cm ?

— A quel nombre de Reynolds volerait-il pour une même vitesse, si toutes ses dimensions étaient doublées ?

— Un planeur C 800 vole à 60 km/h. La corde moyenne de son aile mesurant 1,20 m, à quel nombre de Reynolds vole-t-il ?

— Quelle serait l'envergure d'un planeur modèle réduit, volant à 24 km/h, ayant un allongement  $\lambda = 12$ , le nombre de Reynolds étant 72 000 ?

### 2° Expérience en soufflerie.

— Si l'Ecole Normale possède une soufflerie soit du modèle A, soit du modèle B, nous pourrions réaliser toutes les expériences décrites au chapitre II.

Visualisation des filets d'air ;

Ecoulement des filets d'air autour :

D'une plaque plane,

D'une sphère,

D'une demi-sphère,

D'un corps fuselé,

D'un corps profilé,

D'une section d'aile.

— Il sera possible de déceler le décrochage des filets sur l'extrados lorsque l'angle d'incidence sera trop grand.

— Si à ce moment toute la puissance motrice n'est pas utilisée, nous aurons la possibilité de constater que les filets d'air ne « raccrochent pas », lorsque la vitesse d'écoulement du vent relatif augmente.

— Nous pourrions en déduire que l'apparition du phénomène de décrochage aérodynamique est totalement indépendante de la vitesse, mais dépend uniquement de la valeur de l'angle d'incidence.

### 3° Travaux pratiques.

Traçons la polaire du Göttingen 436 :

| Incidences         | — 3° | — 0°1 | 2°8 | 5°7 | 8°7 | 11°6 | 14°6 |
|--------------------|------|-------|-----|-----|-----|------|------|
| 100 C <sub>z</sub> | 15   | 36    | 56  | 74  | 94  | 110  | 122  |
| 100 C <sub>x</sub> | 1,1  | 1,95  | 2,9 | 4,6 | 7   | 9,5  | 13,6 |

Nombre de Reynolds = 416 000.

Allongement  $\lambda = 5$ .

Valeur 100 C<sub>m</sub> O = 7.

Traçons la polaire du Göttingen 693 :

| Incidences         | — 3°1 | — 0°6 | — 0°1 | 2°8 | 5°7 | 8°7 | 11°5 |
|--------------------|-------|-------|-------|-----|-----|-----|------|
| 100 C <sub>z</sub> | 1     | 20    | 40    | 59  | 78  | 95  | 112  |
| 100 C <sub>x</sub> | 1,1   | 1,1   | 1,9   | 3   | 5   | 7,5 | 10   |

Nombre de Reynolds = 416 000.

Allongement  $\lambda = 5$ .

Valeur 100 C<sub>m</sub> O = 8.

Traçons la polaire du Göttingen 533 :

| Incidences | - 6° | - 3°1 | - 0°2 | 2°8 | 5°7 | 11°5 | 14°5 |
|------------|------|-------|-------|-----|-----|------|------|
| 100 Cz     | 4    | 25    | 47    | 59  | 89  | 122  | 142  |
| 100 Cx     | 1,5  | 1,7   | 2,5   | 4,3 | 6,7 | 12,7 | 17,5 |

Nombre de Reynolds = 416 000.

Allongement  $\lambda = 5$ .

Valeur 100 Cm O = 4,6.

Traçons la polaire du Göttingen 676 ou NACA M 12 :

| Incidences | 0°  | 2°9 | 5°8 | 8°7 | 14°6 | 17°6 | 18°6 |
|------------|-----|-----|-----|-----|------|------|------|
| 100 Cz     | 10  | 32  | 53  | 76  | 99   | 108  | 104  |
| 100 Cx     | 0,8 | 1,6 | 3,2 | 5   | 9,3  | 14,3 | 16,5 |

Nombre de Reynolds = 416 000.

Allongement  $\lambda = 5$ .

Valeur 100 Cm O = 2.

**4° Points caractéristiques des polaires.**

Pour chacune des polaires établies, déterminons les valeurs :

- De l'angle de portance nulle ;
- De l'angle de traînée minimum ;
- De l'angle de finesse maximum ;
- De l'angle de portance maximum ;
- De l'angle de vitesse minimum de descente verticale.

**5° Polaires d'allongement infini.**

— Calculons et traçons la polaire d'allongement infini correspondant à chacune des polaires ci-dessus.

— Nous serons à même de pouvoir faire des comparaisons intéressantes entre ces profils.

— Ces comparaisons porteront sur la valeur de 100 Cz par rapport à une valeur de 100 Cx invariable.

— Elles nous permettront de déterminer le profil le plus intéressant à utiliser lors de la réalisation d'un appareil :

Destiné à voler très vite ;

Destiné à voler longtemps.

#### 6° **Changement d'allongement.**

— Calculons et traçons, en partant des dessins précédents, des polaires d'allongement :

3 - 8 - 12 - 15.

— Conservées soigneusement, elles pourront nous servir ultérieurement, au moment de la réalisation d'un modèle.

#### 7° **Position du centre de poussée.**

— En possession des documents établis précédemment, nous sommes outillés pour étudier la variation de la position du centre de poussée, en fonction de l'incidence.

— Pour chaque profil et chaque polaire, nous pouvons, après les déterminations graphiques ou mathématiques, établir une courbe représentant la variation de position du centre de poussée en fonction de l'angle d'incidence.

— La comparaison des différentes courbes obtenues permettra le choix du profil à utiliser, dans un cas bien précis.

#### 8° **Polaire du planeur complet.**

— Si nous disposons d'un appareil terminé, l'établissement de sa polaire complète nous permettra peut-être de constater que le centrage adopté n'est pas le meilleur et par conséquent de faire la rectification.

— Si les résultats en vol sont nettement améliorés, nous aurons au moins la satisfaction de constater que notre travail n'a pas été inutile.

**DEUXIÈME PARTIE**

---

**MÉCANIQUE DU PLANEUR**

---

## CHAPITRE VI

---

**6.1. - Stabilité du planeur.**

**6.2. - Stabilité longitudinale.**

6.2.1. - Premier cas : profil à  $C_m O$  positif.

6.2.2. - Deuxième cas : profil à  $C_m O$  négatif.

**6.3. - Peut-on faire voler seule une aile à  $C_m O$  positif ?**

— Aile volante.

— Elytroplan.

**6.4. - Equilibre longitudinal d'une aile à  $C_m O$  positif suivie d'un plan fixe.**

6.4.1. - Dièdre longitudinal.

6.4.2. - Méthode expérimentale de détermination du dièdre longitudinal.

6.4.3. - Calcul de l'angle de calage du plan fixe.

---

## CHAPITRE VI

---

### 6.1. - LA STABILITÉ.

Un corps est stable si, écarté légèrement de sa position d'équilibre, il retrouve cette position après avoir effectué quelques oscillations d'amplitude décroissante.

Un corps est d'autant plus stable qu'il a une tendance plus marquée à revenir à sa position primitive, pour un écart donné.

Il est *instable* dans le cas contraire.

Si un corps est stable, le moment qui tend à le ramener à sa position d'équilibre, s'il en est écarté, est un *moment de rappel*.

Si un corps est instable, il s'agit alors d'un *moment perturbateur*.

C'est ainsi qu'une simple règle plate en bois de structure homogène, est soumise à un moment de rappel lorsque son point de suspension est situé au-dessus de son centre de gravité.

Le moment est nul lorsque le centre de gravité et le point de suspension sont confondus. La règle est en équilibre indifférent.

Le moment est perturbateur lorsque le centre de gravité est situé au-dessus du point de suspension.

La valeur du moment de rappel ou du moment perturbateur est d'autant plus grande que la distance séparant le centre de gravité du point de suspension est plus grande, et inversement.

Ces différences caractéristiques concernant l'équilibre d'une règle plate suspendue sont applicables à un planeur modèle réduit en vol.

Ce planeur peut être :

- En équilibre très stable ;
- En équilibre stable ;
- En équilibre indifférent ;
- En équilibre instable.

Mais la règle suspendue n'est en équilibre que par rapport au plan vertical. Le planeur, lui, doit toujours être en équilibre stable par rapport à *trois plans* :

- Un plan horizontal passant par l'axe de symétrie longitudinal de l'appareil ;
- Un plan vertical passant par son axe de symétrie vertical ;
- Un plan vertical, perpendiculaire au précédent et orienté dans le sens de l'envergure.

Ces trois plans déterminent, par leur intersection, la position d'un point nettement défini, qu'il est sage de faire coïncider avec le centre de gravité du modèle réduit de planeur.

L'appareil pourra, dans ce cas, pivoter autour de trois axes :

- Un axe horizontal orienté dans le sens de l'envergure ;
- Un axe horizontal orienté dans le sens du fuselage ;
- Un axe vertical perpendiculaire aux deux précédents (fig. 57).

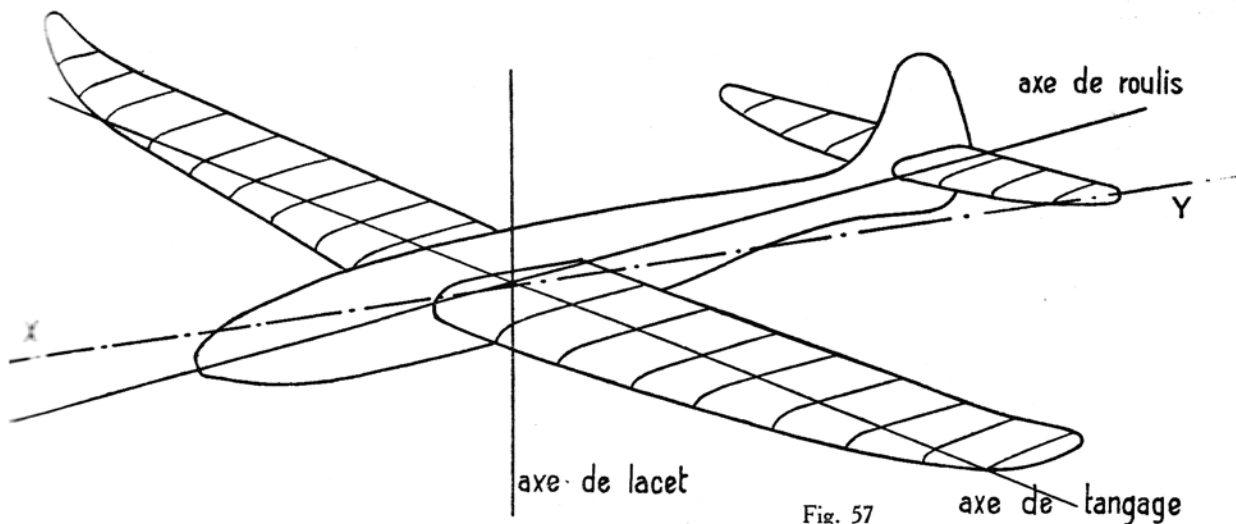


Fig. 57

Le premier de ces axes est appelé *axe de tangage*, le second *axe de roulis* et le dernier *axe de giration* ou *de lacet*.

Alors que la règle plate suspendue ne mettait en jeu qu'une seule stabilité, il importe de considérer, dans le cas du planeur, trois stabilités différentes, à savoir :

- Une *stabilité longitudinale* autour de l'axe de tangage ;
- Une *stabilité latérale* autour de l'axe de roulis ;
- Une *stabilité de route* autour de l'axe de lacet.



## 6.2. - STABILITÉ LONGITUDINALE D'UNE AILE SEULE.

Envisageons d'abord la stabilité que peut présenter une aile seule en vol, afin de sérier les difficultés que peut présenter le vol d'un ensemble : aile et plan fixe.

Considérons deux cas : celui de l'aile construite avec un profil à  $C_m O$  positif et celui de l'aile montée avec un profil à  $C_m O$  négatif.

### 6.2.1. - Premier cas : Profil à $C_m O$ positif.

Nous disposons d'une aile réalisée avec le profil Göttingen 497, de 10 cm de corde.

Centrons, par la pensée, cette aile à 40 %, donc à 4 cm en arrière du bord d'attaque et essayons de la faire voler à une incidence de  $4^{\circ}$ .

La polaire, tracée pour la circonstance, apprend que, dans ce cas, 100  $C_z$  valent 88 et que le centre de poussée est situé à 40 % de la corde de profil.

- Dans ces conditions, le centre de poussée et le centre de gravité sont confondus.
- Le moment dû à la portance est nul, puisque la longueur du bras de levier c.p. - c.g. est nulle.
- Un seul moment sollicite l'aile. Il est dû à la valeur du  $C_m O$ .
- Il est **piqueur** (fig. 58).

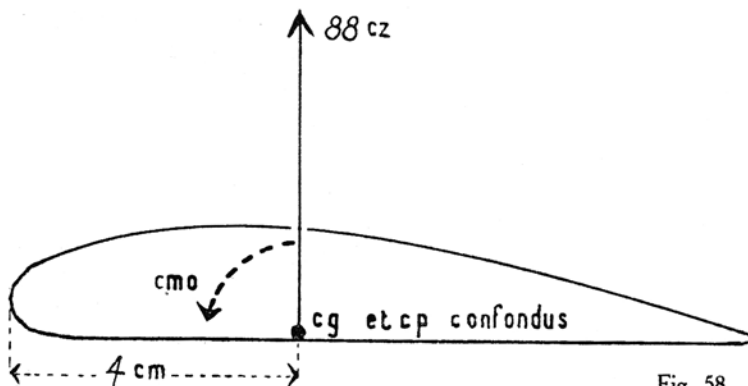


Fig. 58

Supposons qu'une rafale ramène l'incidence initiale à  $1^{\circ}$ .

— Immédiatement, le centre de poussée recule à 45 % de la corde, la valeur de 100  $C_z$  tombe à 62 (c'est la polaire qui nous renseigne), mais nous avons à présent une distance égale à  $4,5 \text{ cm} - 4 \text{ cm} = 0,5 \text{ cm}$  entre la position du centre de gravité c.g. et celle du centre de poussée c.p.

Cette distance joue le rôle d'un bras de levier de la portance par rapport à c.g. et nous assistons à la naissance d'un moment :

$$100 C_z \times 0,5 \\ 62 \times 0,5 = 31 \text{ (fig. 59).}$$

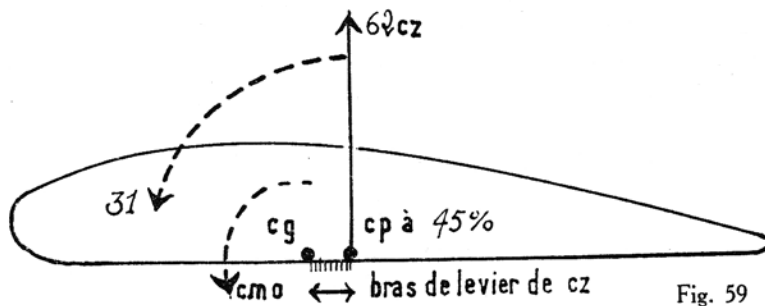


Fig. 59

Ce moment est positif, donc piqueur et il s'ajoute à celui du Cm O.

*Conclusion* : la diminution de l'incidence s'accroît.

Supposons que cette incidence passe à  $1^{\circ}7$ . Le centre de poussée recule à 53 % de la corde, la valeur de  $100 C_z$  tombe à 48 ; la longueur du bras de levier de la portance augmente et mesure à présent :

$$5,3 \text{ cm} - 4 \text{ cm} = 1,3 \text{ cm.}$$

Malgré la diminution de la valeur de  $100 C_z$ , la valeur du moment résultant est augmentée puisque nous la trouvons égale à :

$$48 \times 1,3 = 62,4 \text{ (fig. 60).}$$

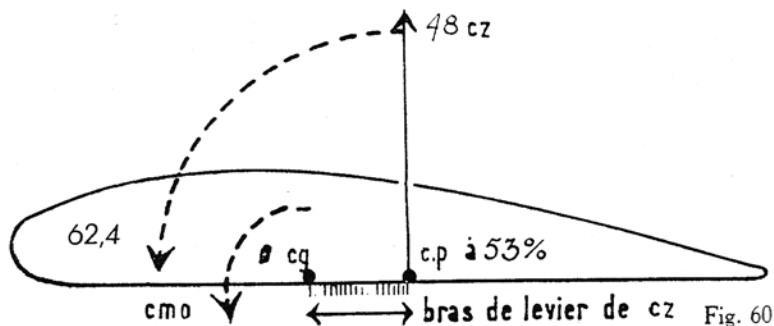


Fig. 60

C'est toujours une valeur positive et le moment est toujours piqueur.

*Conclusion* : l'aile pique de plus en plus. Nous pourrions supposer une troisième incidence. Elle nous conduirait encore à une accentuation du piqué.

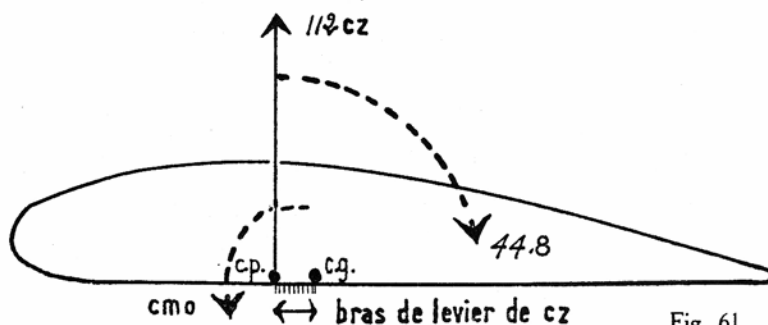
Donc, *jamais l'aile seule ne se redressera dans le cas du piqué* ; au contraire, celui-ci ne pourra que s'accroître.

Supposons à présent que la rafale fasse cabrer notre aile et que son incidence passe de  $4^{\circ}2$  à  $8^{\circ}6$ .

La valeur de  $100 C_z$  monte à 112 et le centre de gravité se rapproche du bord d'attaque. Situé à 36 % de la corde, il se trouve à 3,6 cm en arrière du bord d'attaque.

Le bras de levier de la portance mesure  $4 \text{ cm} - 3,6 \text{ cm} = 0,4 \text{ cm}$ , mais le centre de poussée se trouvant en avant de c. g., le moment résultant tournera dans le sens des aiguilles d'une montre.

C'est un moment négatif, donc **cabreur** (fig. 61).



L'examen du schéma de la figure nous montre que l'aile seule est soumise à deux moments :

- Un moment cabreur de valeur assez élevée, dû à la portance ;
- Un moment piqueur de valeur généralement peu importante, dû au  $C_m O$ .

L'aile subira l'influence prépondérante du premier moment et *cabrera davantage*.

Si la rafale fait passer l'aile à une incidence de  $11^{\circ}5$ , la valeur de la portance augmente en même temps que la longueur de son bras de levier.

Le moment résultant grandit encore et comme son sens est toujours négatif, il accentue encore le cabré.

*L'aile ne retrouvera jamais son incidence initiale.*

De cette étude, il est possible de tirer les conclusions suivantes :

- lorsque le  $C_m O$  est positif, toute diminution d'incidence ne peut que s'amplifier,
  - lorsque le  $C_m O$  est positif, toute augmentation d'incidence ne peut que s'amplifier,
- d'où l'on peut en déduire qu'une aile à  $C_m O$  positif ne peut jamais voler seule.

Cette aile, qui s'écarte toujours de plus en plus de la position d'équilibre que nous voudrions lui voir conserver, est donc *instable*.

C'est le cas de toutes les ailes construites avec des profils à  $C_m O$  positif. *Instables* en vol normal, elles ne deviennent *stables* qu'en vol sur le dos, ce qui ne présente aucun intérêt pour notre étude. Il nous faut seulement retenir cette dernière conclusion.

Remarquons encore que plus la valeur numérique du  $C_m O$  est élevée, plus elle contribue à amplifier un piqué.

Cette remarque importante incite à *éliminer le plus possible, de la construction modèle réduit, les profils à  $C_m O$  élevé.*

C'est la raison pour laquelle nous avons passé sous silence le profil Eiffel 431, donnant une valeur de portance élevée mais pour lequel  $100 C_m O$  est égal à 13, ce qui est une valeur trop élevée.

### 6.2.2. - Deuxième cas : profil à $C_m O$ négatif.

L'aile étant réalisée en partant d'un profil à  $C_m O$  négatif, qualifié d'autostable, que se passe-t-il :

- a) Quand cette aile voit son incidence augmenter, c'est-à-dire lorsqu'elle « cabre » ?
- b) Quand cette aile voit son incidence diminuer, c'est-à-dire lorsqu'elle « pique » ?

Sans avoir à refaire les calculs précédents, l'examen des figures 62 et 63 suffit à faire comprendre que les nouvelles conclusions sont inverses de celles envisagées dans le premier cas.

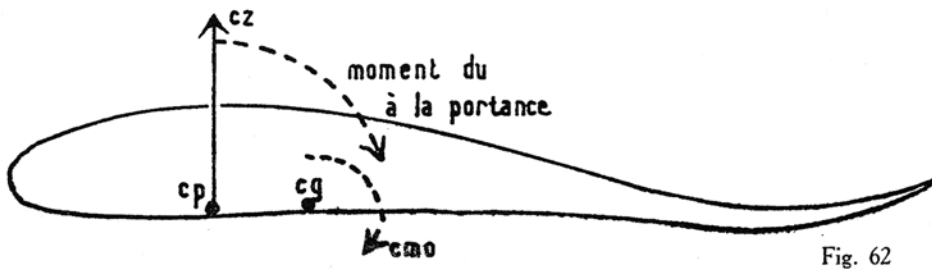


Fig. 62

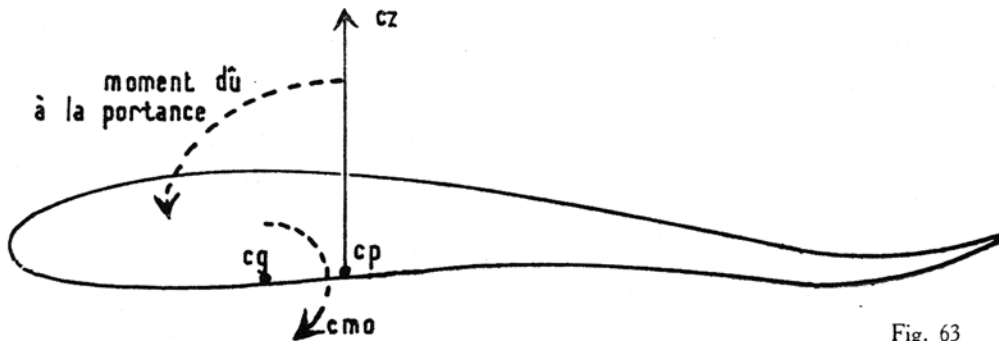


Fig. 63

Lorsque l'incidence augmente, nous savons que le centre de poussée c.p. recule et passe derrière le centre de gravité c.g.

Dès qu'un bras de levier existe entre c.g. et c.p., il se crée un moment qui tourne dans le sens contraire des aiguilles d'une montre.

Ce moment est positif, donc piqueur. Sa valeur est élevée du fait de la valeur élevée de 100 Cz.

Il annule le moment dû au Cm O négatif ou tout au moins le réduit considérablement.

En définitive, il subsiste une valeur de moment positif qui devient agissante et qui s'oppose à l'augmentation d'incidence, tendant même à ramener cette dernière à sa valeur initiale.

Si, au contraire, l'incidence diminue, les effets se produisent en sens inverse et les deux moments, celui dû au Cm O et celui dû à la portance, s'ajoutent pour donner un moment négatif, donc cabreur, qui ramène très rapidement l'aile à son incidence initiale.

L'aile utilisée dans ce cas est donc bien autostable : écartée de sa position d'équilibre correspondant à une incidence donnée, elle revient automatiquement à cette position par le seul jeu des moments, répliques immédiates aux mouvements perturbateurs.

Les profils autostables seront utilisés lors de la réalisation des appareils appelés « ailes volantes ».

Le réglage de ces appareils est assez délicat, bien que leur principe soit très simple.

Il est donc conseillé aux futurs constructeurs de n'aborder de telles réalisations que lorsqu'ils auront acquis une solide expérience dans le réglage des modèles courants.

### 6.3. - PEUT-ON FAIRE VOLER SEULE UNE AILE DONT LE PROFIL A UN Cm O POSITIF ?

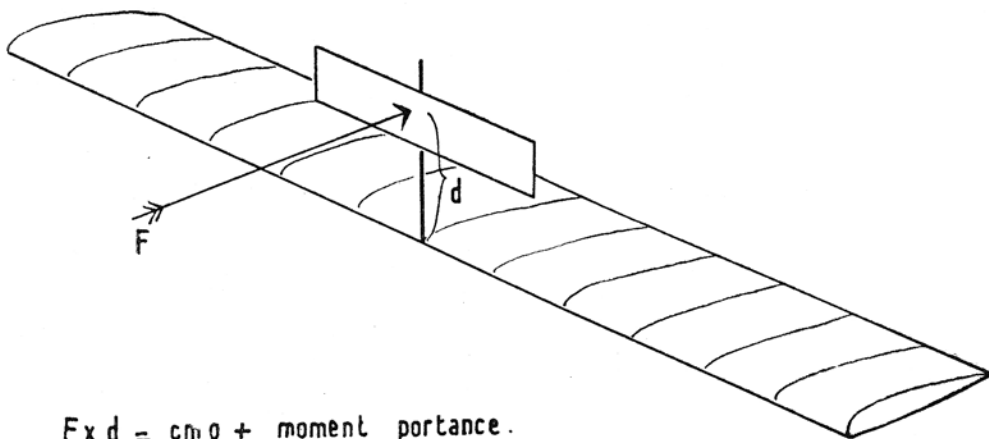
Cette opération est évidemment possible, car il suffit d'annuler le *moment piqueur* par l'utilisation d'un artifice quelconque donnant naissance à un *moment cabreur* égal à la somme algébrique du moment piqueur dû à la portance et du moment piqueur dû au Cm O.

Simple en théorie, la réalisation pratique d'une telle opération est assez difficile.

Quel est l'artifice communément employé ?

Il consiste à installer une surface, généralement de forme rectangulaire, sur une tige verticale, solidaire du bord d'attaque.

Cette surface est frappée perpendiculairement par le vent relatif (fig. 64).



$$F \times d = c m o + \text{moment portance.}$$

Fig. 64

La surface peut être plane ou avoir la forme d'un *empennage papillon*, l'arête du V étant toujours tournée vers l'avant (fig. 65).

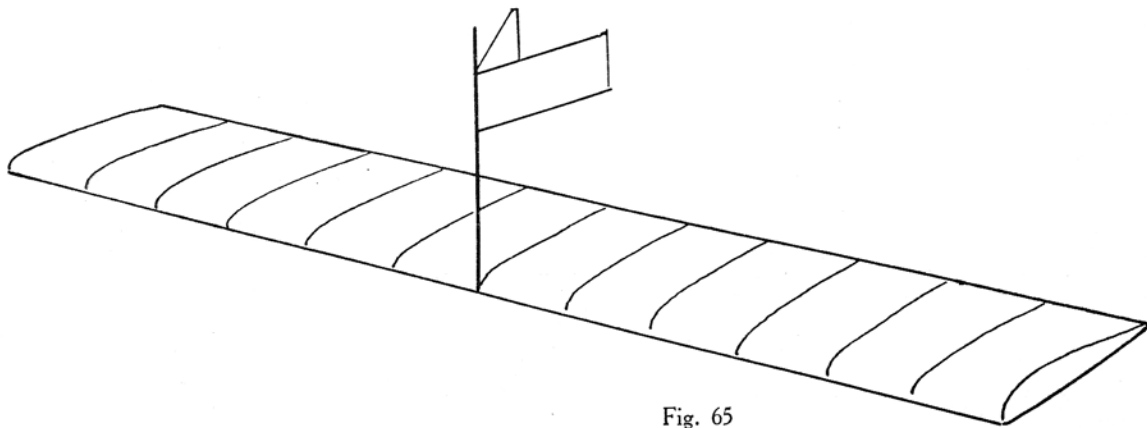


Fig. 65

La mise au point de ce système peut être réalisée de trois façons différentes :

a) La surface plane, frappée par le vent relatif, peut être montée ou descendue sur son support. Dans ce cas, l'augmentation ou la diminution du moment cabreur ne dépend que de la variation de longueur du bras de levier, la poussée subie par la plaque restant fixe (fig. 66).

b) La longueur du bras de levier restant invariable, il est possible d'agir sur la valeur de la poussée contre la plaque pliée en V.

En ouvrant le V, la surface de la projection verticale de la plaque augmente. La poussée augmente ainsi que le moment (fig. 67).

c) La longueur du bras de levier et l'ouverture du V peuvent être modifiées simultanément.

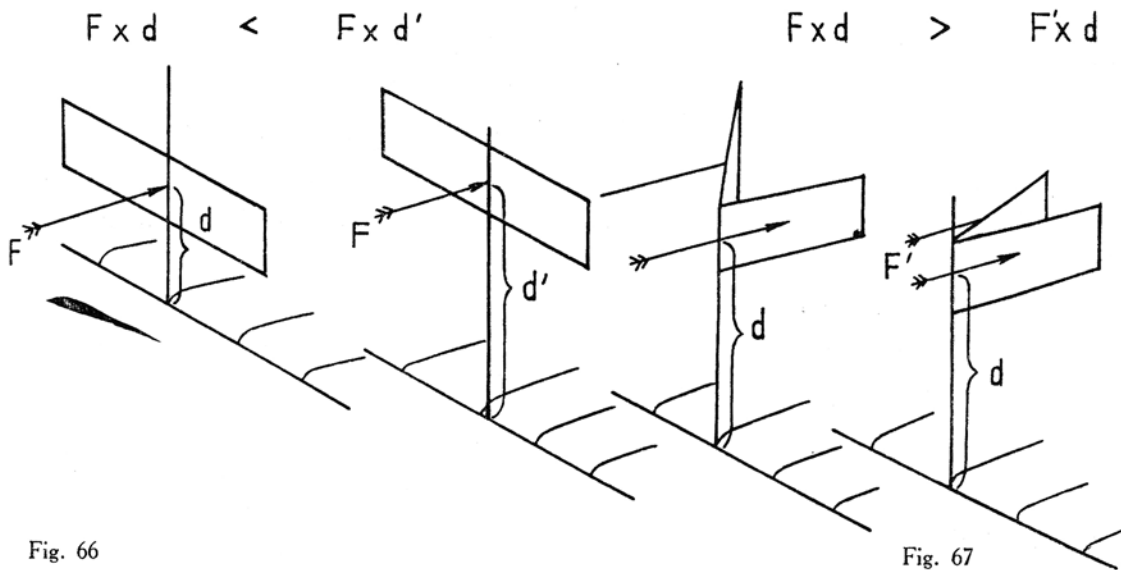


Fig. 66

Fig. 67

La plaque ainsi installée est une « élytre » et l'appareil complet est un « Elytroplan ».

Un tel appareil ne volera, à peu près correctement, que lorsqu'il aura été possible, après maintes retouches, de poser l'égalité suivante :

$$\text{Moment de } 100 \text{ Cz} + \text{moment Cm O} = F.d.$$

Revenons à l'aile volante qui risque d'être dotée, malgré son profil autostable, d'une stabilité insuffisante.

En effet, l'égalité des moments est très difficile à obtenir par l'utilisation seule d'un profil autostable.

Il reste presque toujours un reliquat de moment cabreur ou de moment piqueur, qu'il s'agit d'annuler.

C'est pour réaliser cette opération qu'il convient de coller au bord de fuite, en bouts d'ailes, deux surfaces égales de bristol assez rigide, appelées « flettner » (fig. 68).

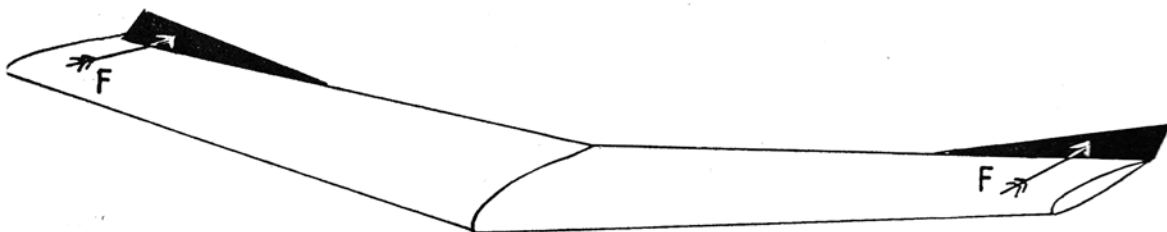


Fig. 68

Si l'aile volante pique, les deux flettner seront pliés vers le haut de la même valeur d'angle, et ceci jusqu'au moment où un vol plané acceptable sera obtenu.

Si l'aile volante a tendance à cabrer, les deux flettner seront pliés en sens inverse.

#### 6.4. - ÉQUILIBRE LONGITUDINAL D'UNE AILE A $C_m O$ POSITIF, SUIVIE D'UN PLAN FIXE.

Toute aile réalisée à partir d'un  $C_m O$  positif — et c'est le cas général : planeurs, avions, modèles réduits et modèles réels — peut être stabilisée longitudinalement par l'adjonction d'un plan fixe.

Les deux éléments : aile et plan fixe, sont montés, le premier à l'avant d'un fuselage, le second à l'arrière.

L'ensemble peut être comparé à l'Elytroplan dont il a déjà été parlé.

Le plan fixe joue, par rapport à un plan horizontal, le même rôle que l'élytre par rapport à un plan vertical.

Le support de l'élytre est remplacé par le fuselage.

Cette comparaison n'est pas rigoureusement juste, car si l'élytre ne fait qu'assurer l'équilibre longitudinal et *ne peut rien faire d'autre*, le plan fixe, *en plus de cette première fonction*, peut, dans une certaine mesure et dans certains cas, assurer une partie de la portance générale nécessaire à la sustentation de l'appareil.

##### 6.4.1. - Dièdre longitudinal.

L'adjonction d'un plan fixe, en arrière et à une certaine distance d'une aile, donne donc un appareil complet si l'on envisage son équilibre longitudinal.

Il est possible d'assimiler cet appareil complet à une aile réalisée avec un profil autostable, à  $C_m O$  négatif (fig. 69).

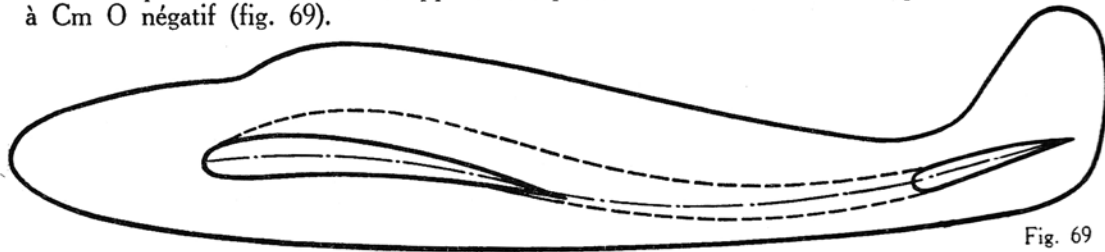


Fig. 69



La ligne moyenne courbe, du profil creux de l'aile, peut être raccordée parfaitement à la ligne moyenne du profil biconvexe symétrique du plan fixe.

Le profil autostable aile-plan fixe apparaît nettement (en pointillé), ainsi que ses deux courbures.

Ceci posé, la figure 70 permet de distinguer :

- a) Une aile dont la corde de profil AB est prolongée en arrière du bord de fuite ;
- b) Une plan fixe dont la corde de profil ab est prolongée en avant du bord d'attaque.

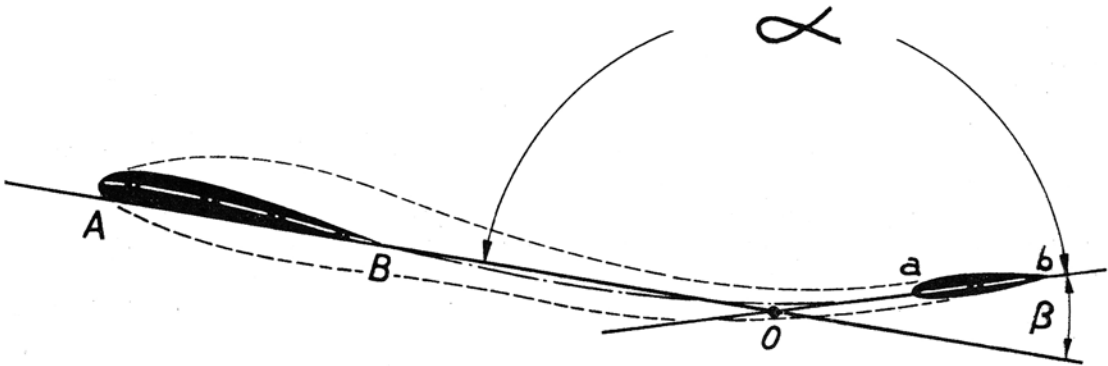


Fig. 70

$\alpha$  : alpha  
 $\beta$  : béta

Les prolongements de ces deux cordes se coupent en O, parce que le profil d'ensemble est à double courbure.

Si nous considérons l'angle  $\alpha$  formé par l'intersection des deux cordes de profil, nous voyons que son sommet O est toujours dirigé vers le bas.

L'intersection des deux cordes de profil — et il y aura intersection tant qu'il y aura double courbure, si faible que soit la seconde — définit l'angle  $\beta$ .

Cet angle est communément appelé :

*V longitudinal*  
 ou *dièdre longitudinal*.

Il est logique de penser dès à présent qu'une relation doit exister entre l'équilibre longitudinal et le dièdre longitudinal.

A cet effet, revenons en arrière, c'est-à-dire à l'aile volante, lestée pour une position bien définie du centre de gravité.

Si nous réalisons cette aile avec un profil peu autostable dont la ligne moyenne présente deux courbures peu accentuées, nous savons, par expérience, qu'elle « piquera » et qu'il faudra relever ses flettner pour la faire voler correctement.

Au départ, nous pouvons dire que le dièdre longitudinal a une faible valeur, insuffisante pour assurer l'équilibre.

En relevant les flettner, nous accentuons la seconde courbure et nous augmentons, de ce fait, la valeur du dièdre longitudinal.

Ce n'est qu'à la suite d'accentuations (lorsque l'aile piquait) ou de réductions (lorsque l'aile cabrait) de la seconde courbure que nous sommes arrivés à lui donner sa valeur exacte de dièdre longitudinal, assurant l'équilibre recherché.

**L'ÉQUILIBRE LONGITUDINAL N'EST RÉALISÉ QUE POUR UNE VALEUR BIEN DÉFINIE DU DIÈDRE LONGITUDINAL ET POUR UNE POSITION BIEN DÉTERMINÉE DU CENTRE DE GRAVITÉ.**

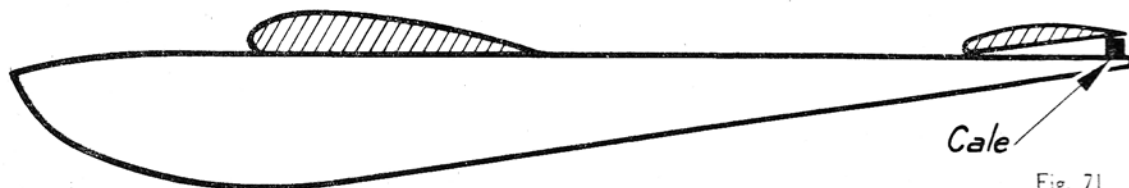
La connaissance de la valeur de cet angle nous apparaît donc de la plus grande importance si nous considérons le problème de l'équilibre longitudinal de la façon suivante :

« Connaissant l'angle de calage de l'aile par rapport à un plan de référence horizontal, déterminer la valeur de l'angle de calage du plan fixe par rapport au plan précédent ».

Deux solutions s'offrent à nous pour résoudre ce problème : l'une très simple correspondant à la pratique courante ; la seconde, beaucoup plus complexe, que nous exposerons néanmoins.

#### **6.4.2. - Méthode expérimentale de détermination du dièdre longitudinal.**

L'appareil étant monté, lesté convenablement pour faire coïncider le centre de gravité avec le point choisi, nous donnons une certaine valeur au dièdre longitudinal en plaçant une cale de 3 ou 4 mm d'épaisseur sous le bord de fuite du plan fixe (fig. 71).

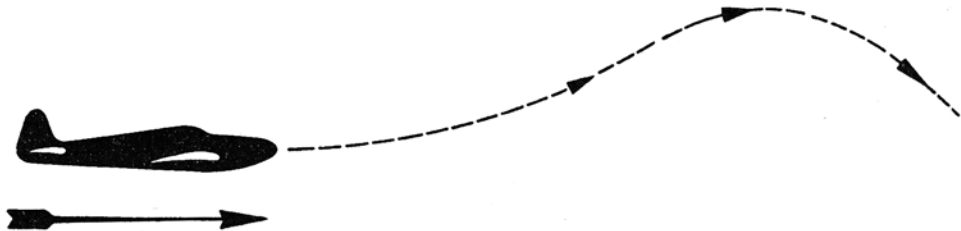


Cette valeur donnée au dièdre longitudinal sera :

- Trop grande si la cale est trop épaisse ;
- Trop faible si la cale est trop mince.

Lors des essais préliminaires au cours desquels les lancers sont effectués à la main, nous pourrons voir :

- L'appareil cabrer, monter, se mettre en perte de vitesse (fig. 72) ;
- L'appareil piquer obstinément vers le sol (fig. 73).



*Sol*

Fig. 72



*Sol*

Fig. 73

Dans le premier cas, nous saurons que la valeur du dièdre longitudinal est trop forte. Nous réduirons l'épaisseur de la cale placée entre le fuselage et le bord de fuite du plan fixe.

Dans le second cas, nous saurons que la valeur du dièdre longitudinal est trop faible. Nous remplacerons la cale utilisée par une autre, d'épaisseur plus grande.

Nous recommencerons de nouveaux essais jusqu'au moment où notre appareil planera convenablement, c'est-à-dire en suivant une trajectoire sensiblement rectiligne.

La dernière cale placée aura donné la valeur exacte au dièdre longitudinal, assurant à l'appareil un équilibre longitudinal convenable.

Cette méthode est celle que doivent connaître et appliquer les jeunes modélistes des classes primaires.

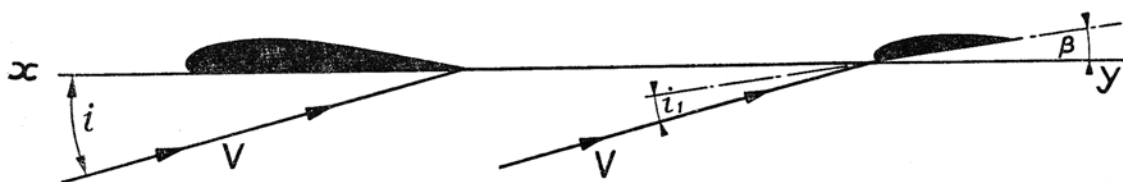
### 6.4.3. - Calcul de l'angle de calage d'un plan fixe.

La détermination de la valeur de l'angle de calage d'un plan fixe s'opère en deux temps, à savoir :

- a) Calcul de la valeur de l'angle de déflexion ;
- b) Calcul de l'angle de calage du plan fixe.

a) *Calcul de la valeur de l'angle de déflexion.*

Considérons un appareil complet : aile et plan fixe, représenté par la figure 74.



Les deux directions fléchées sont parallèles

Fig. 74

L'aile de cet appareil est calée géométriquement à  $0^\circ$  par rapport à une ligne de référence  $xy$ .

Son plan fixe est calé négativement par rapport à la ligne de référence. L'angle de calage négatif est égal au dièdre longitudinal. Ceci est la conséquence normale du calage adopté pour l'aile.

Dans ces conditions, nous voyons que l'angle d'attaque  $i$  de l'aile, mesuré entre la corde de profil et la direction « $V$ » du vent relatif, est égal à l'angle d'attaque  $i_1$  du plan fixe, mesuré entre sa corde de profil et la direction  $V$  du vent relatif, augmenté à l'angle  $\beta$  égal, en valeur, au dièdre longitudinal.

Inversement, nous pouvons écrire que l'angle d'attaque du plan fixe est égal à l'angle d'attaque de l'aile, diminué du dièdre longitudinal.

Ce résultat est exact géométriquement et représente le *calage géométrique* du plan fixe par rapport à la ligne de référence  $xy$ .

Mais il nous faut à présent envisager le problème au point de vue aérodynamique, car ce n'est pas le calage géométrique qui réalisera l'équilibre horizontal, mais le *calage aérodynamique*, déterminé par rapport à la direction d'écoulement des filets d'air.

Nous savons qu'en arrière du bord de fuite de l'aile, la direction d'écoulement des filets d'air est défléchie vers le bas et que la direction du vent relatif fait, avec la direction du vent défléchi, un angle appelé *angle induit*.

Si la direction du courant défléchi était invariable, la valeur de l'angle induit, que nous savons calculer, retranchée de la valeur de l'angle d'incidence de l'aile, nous donnerait la valeur de l'angle de calage *aérodynamique* du plan fixe.

Mais la direction du courant défléchi n'est pas immuable. Elle tend à se rapprocher de la direction primitive du vent relatif et cela d'autant plus qu'on s'éloigne davantage du bord de fuite de l'aile (fig. 75).

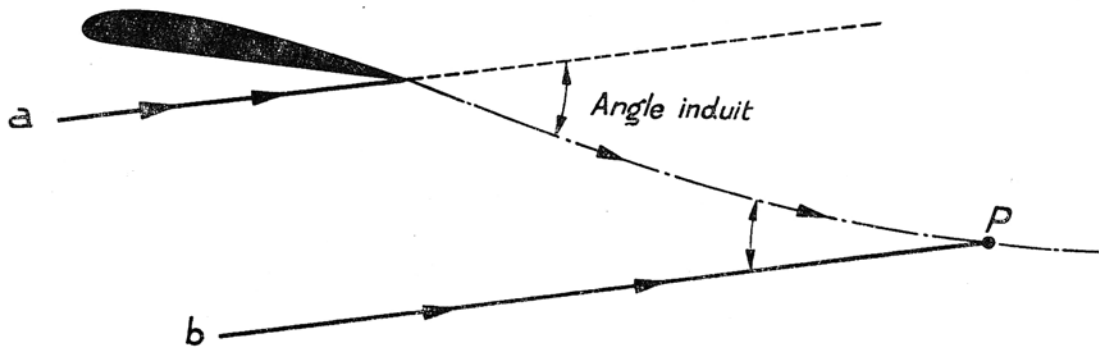


Fig. 75

*a et b sont parallèles*

Nous sommes donc obligés de tenir compte, pour le point P, de la valeur d'un angle légèrement inférieur à l'angle induit.

Dans ces conditions, tout se passe comme si l'incidence réelle d'un plan fixe était diminuée par rapport à celle de l'aile et nous aurons toujours :

$$\hat{i}e = \hat{i}a - \hat{\epsilon}$$

*i*e étant l'angle d'incidence effectif,

*i*a étant l'angle d'incidence apparent,

$\epsilon$  étant ce qu'on appelle *angle de déflexion*, applicable au point P (fig. 76).

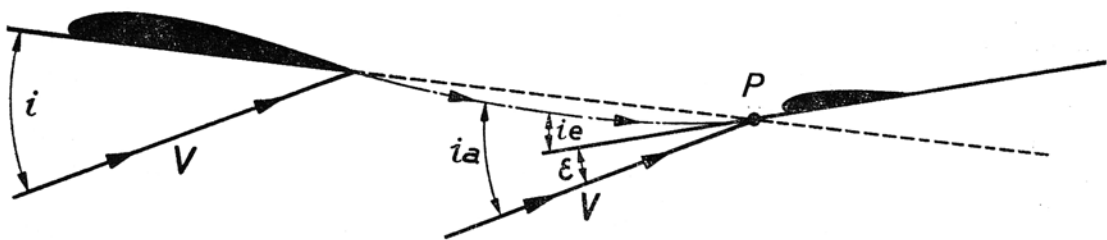


Fig. 76

*V et V sont parallèles*

Si nous pouvons calculer la valeur de l'angle de déflexion, nous obtiendrons facilement la valeur de l'angle de calage réel, donc *aérodynamique*, du plan fixe et le problème sera résolu.

La valeur de l'angle de déflexion est donnée en degrés, avec une approximation suffisante en modèle réduit, par la formule suivante :

$$\text{Angle de déflexion } \varepsilon = \frac{57,3 \times C_z}{\pi \times \lambda} + 0,3 i$$

dans laquelle  $i$  représente l'incidence de l'aile.

b) *Calcul de l'angle de calage du plan fixe.*

Lorsque nous aurons retranché  $\varepsilon$  de  $i$ , angle d'incidence de l'aile, nous connaissons la valeur de l'angle de calage recherché.

Cette valeur d'angle, en aérodynamique, ne pourra être acceptée comme valeur d'angle géométrique que dans le cas où *la corde de profil de l'aile sera parallèle ou confondue avec la ligne de référence  $xy$* , cette ligne représentant l'axe de symétrie longitudinal du fuselage (fig. 77).

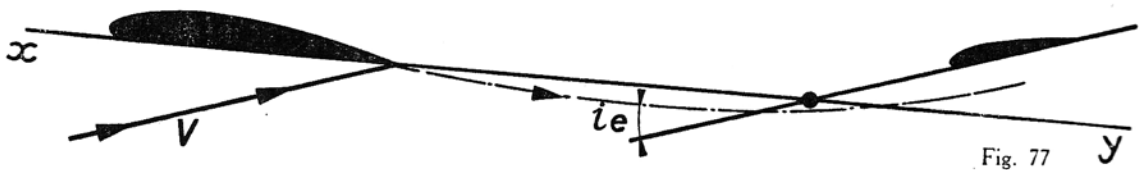


Fig. 77



Fig. 78

Dans ce cas, nous réalisons un appareil dont la silhouette est donnée par la figure 78.

C'est une solution qui paraît manquer d'esthétique, surtout lorsque l'angle d'incidence prévu est supérieur à  $6^\circ$ . De plus, l'appareil ainsi réglé aura tendance à voler « queue basse ». Il est alors préférable d'augmenter l'incidence géométrique de l'aile par rapport à  $xy$  et de diminuer d'autant l'incidence géométrique du plan fixe, l'angle d'incidence effectif  $i_e$  devant demeurer inchangé.

Le calage aérodynamique du plan fixe par rapport à celui de l'aile restera lui aussi inchangé.  
L'équilibre longitudinal restera assuré, mais l'axe  $xy$  se rapprochera sensiblement de la direction du vent relatif. L'appareil ainsi réglé ne volera plus « queue basse » (fig. 79).



Fig. 79

Donnons un exemple avec le cas d'une aile d'allongement  $\lambda = 10$ , calée à l'incidence  $6^\circ$ , donnant un  $100 C_z = 80$  et accompagnée d'un plan fixe.

Calculons l'incidence aérodynamique de ce plan fixe par rapport à celle de l'aile.  
L'angle de déflexion, dans ce cas précis, vaut :

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \frac{57,3 \times 80}{3,14 \times 10 \times 100} + 0,3 \times 6 \\ &= \frac{4\,584}{3\,140} + 0,3 \times 6 \\ &= 1,4 + 1,8 \\ &= 3,2. \end{aligned}$$

Remarquons que cette valeur est approximativement égale à la moitié de la valeur de l'angle d'incidence de l'aile.

IL EST BON DE SE SOUVENIR DE CETTE REMARQUE INTÉRESSANTE, QUI SE VÉRIFIERA DANS TOUS LES CAS.

L'incidence aérodynamique du plan fixe a pour valeur :

$$6^\circ - 3,2 = 2,8.$$

Si nous calons l'aile à  $0^\circ$  par rapport à l'axe  $xy$ , le plan fixe devra être calé *négativement* par rapport à  $xy$ , d'une valeur d'angle égale à  $2,8$ .

Si nous calons l'aile positivement par rapport à  $xy$ , d'une valeur d'angle égale à  $4^\circ$ , l'incidence du plan fixe se trouvera diminuée de la même valeur.

Cette incidence ne sera plus *négative*, mais *positive* par rapport à  $xy$  et d'une valeur égale à :

$$4^\circ - 2,8 = 1,2.$$

Entre le calage géométrique de l'aile à  $4^\circ$  et le calage géométrique du plan fixe à  $1^\circ 2'$ , il existe toujours une différence d'incidence aérodynamique égale à  $2^\circ 8'$ .

Et nous pouvons dire que :

$4^\circ$  positifs représentent le calage géométrique de l'aile ;

$6^\circ$  positifs représentent le calage aérodynamique de l'aile ;

$1^\circ 2'$  positif représente le calage géométrique du plan fixe ;

$2^\circ 8'$  positifs représentent le calage aérodynamique du plan fixe.

**Remarque :** Que nous adoptions l'une ou l'autre des deux solutions précédentes, lors de la réalisation d'un appareil, celui-ci *ne dispose que d'une seule position d'équilibre.*



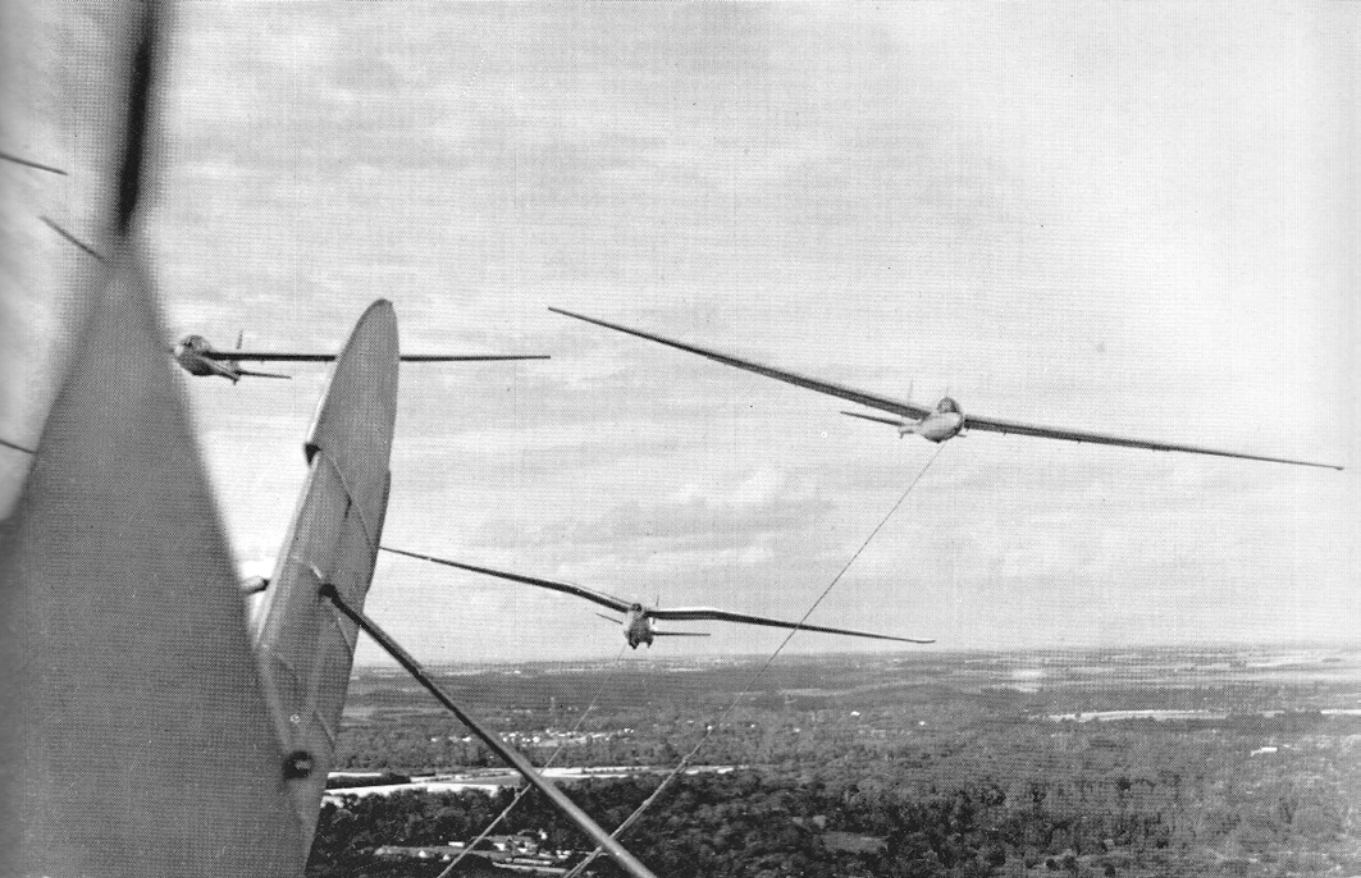
## CHAPITRE VII

---

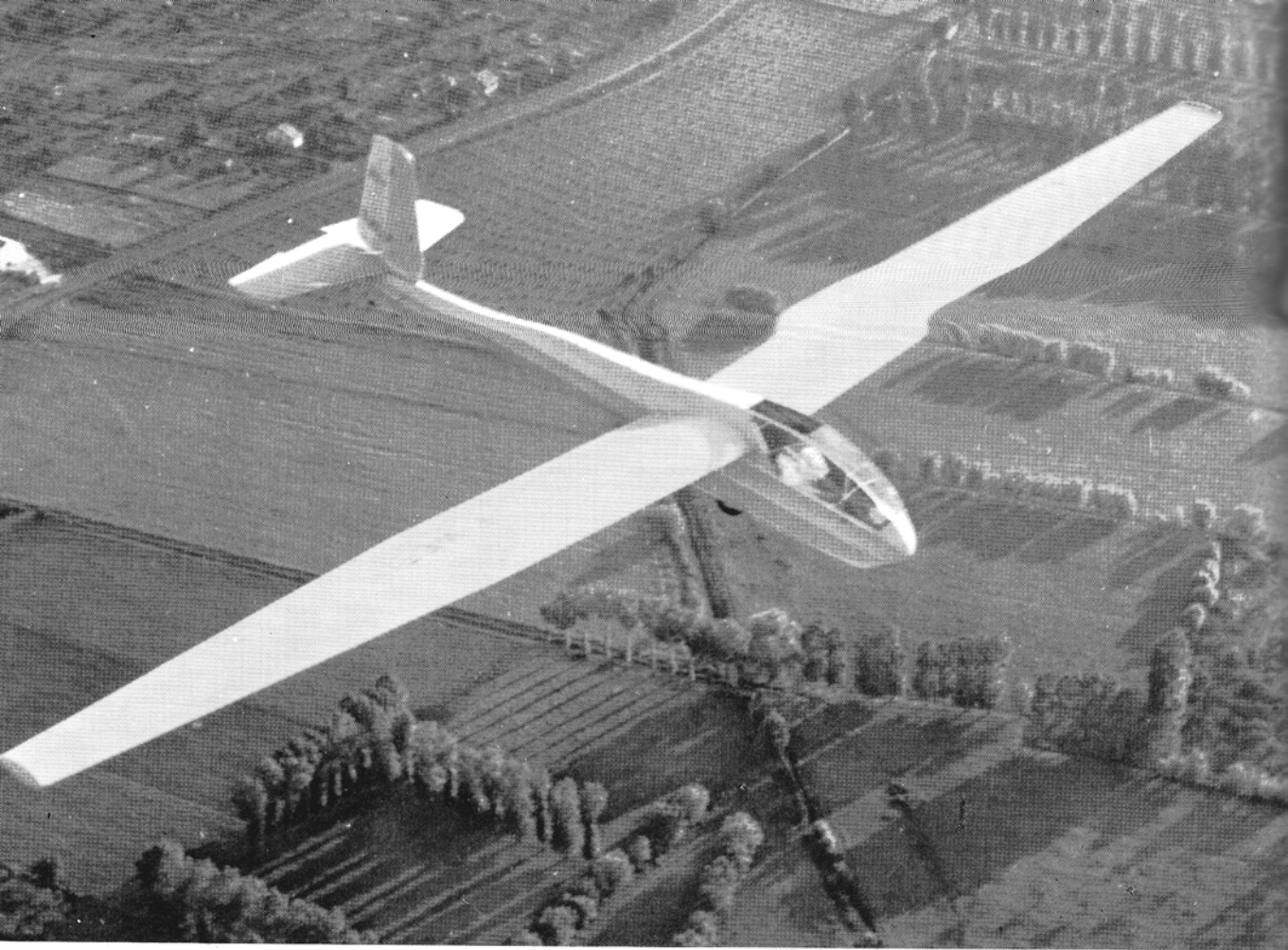
### STABILITE LONGITUDINALE

---

- 7.1. - Conditions de stabilité.
- 7.2. - Foyer général de l'appareil complet.
- 7.3. - Mouvement de l'aile par rapport au foyer général et au centre de gravité.
- 7.4. - Facteurs dont dépend la stabilité.
  - 7.4.1. - Cas particuliers.
  - 7.4.2. - Peut-on diminuer le risque d'instabilité ?
- 7.5. - Quelle valeur de stabilité faut-il adopter ?
- 7.6. - Angle de plané.
- 7.7. - Solutions pratiques.
  - 7.7.1. - Cas du centre de poussée situé entre le centre de gravité et le foyer général.
  - 7.7.2. - Cas du centre de gravité situé entre le centre de poussée et le foyer général.
- 7.8. - Conseils pratiques.



Remorquage de trois planeurs par avion



**Planeur Javelot Wassmer 20**

## CHAPITRE VII

---

### LA STABILITE LONGITUDINALE

---

#### 7.1. - CONDITIONS DE STABILITÉ.

L'étude faite au cours du chapitre précédent nous a permis de conclure que *l'équilibre longitudinal est assuré* sous certaines conditions.

Mais *équilibre* et *stabilité* sont deux choses différentes et nous ne savons pas encore si, lorsque l'équilibre est obtenu, la stabilité longitudinale l'est également.

Nous ne pouvons affirmer qu'il y a stabilité tant que nous n'avons pas prouvé, dans tous les cas :

— Qu'à un moment piqueur de l'aile s'oppose un moment cabreur, de valeur légèrement supérieure, dû au plan fixe ;

— Qu'à un moment cabreur de l'aile s'oppose un moment piqueur de valeur légèrement supérieure, dû au plan fixe.

Nous dirons donc que la stabilité longitudinale ne devient une réalité que lorsque *les moments cabreurs ou piqueurs de l'aile* sont annulés par des moments de sens inverse, dus à l'existence du plan fixe.

Il importe donc de se rendre compte comment naissent et agissent ces différents moments, avant de s'annuler.

Cette étude sera conduite qualitativement plutôt que quantitativement, cette dernière méthode risquant de nous conduire hors du cadre assigné à cet ouvrage.

## 7.2. - FOYER GÉNÉRAL DE L'APPAREIL COMPLET.

Rappelons les expériences faites sur un profil d'aile, monté en girouette et placé dans le vent relatif d'une soufflerie.

Ces expériences nous ont permis de déceler l'existence d'un point fixe, appelé *foyer du profil*, pour lequel l'équilibre aérodynamique est indifférent et, par conséquent la stabilité nulle.

Le calcul nous a permis de démontrer également l'existence de ce point fixe.

Par analogie nous pouvons concevoir qu'un appareil complet, monté en girouette dans le vent relatif d'une soufflerie, possède, lui aussi, un point fixe d'équilibre *indifférent*. Le calcul, lui aussi, permettrait de prouver l'existence de ce point.

Nous appellerons donc ce point fixe : *foyer général* de l'appareil complet.

La connaissance de la position du foyer général va servir de base à l'étude du problème de la *stabilité longitudinale* d'un appareil complet.

## 7.3. - MOUVEMENT DE L'AILE PAR RAPPORT AU FOYER GÉNÉRAL ET AU CENTRE DE GRAVITÉ.

### Examinons le cas d'un appareil en équilibre stable.

Si, pour une raison quelconque, cet appareil s'écarte de cette position d'équilibre, soit en cabrant, soit en piquant, il en résulte un accroissement ou une diminution de la valeur de la résultante aérodynamique générale (aile et plan fixe) appliquée au foyer général.

Désignons par  $a F_z R$  l'augmentation ou la diminution de la valeur de cette résultante (1).

Cette variation donne naissance à un moment égal à :

$$a F_z R \times n$$

$n$  étant la distance mesurée entre le centre de gravité et le foyer général lorsque *ces deux points ne sont pas confondus*.

Pour plus de commodité, appelons  $H$  le point d'application de  $a F_z R$ , c'est-à-dire le foyer général (fig. 82).

*Premier cas : H est situé en avant de G.*

Dans ce cas, le produit  $a F_z R \times n$  est l'expression d'un moment qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre. Ce moment est cabreur.

---

(1) Dans certains traités d'aérodynamique,  $a$  est représenté par  $\Delta$  et on écrit  $\Delta F_z R$ .

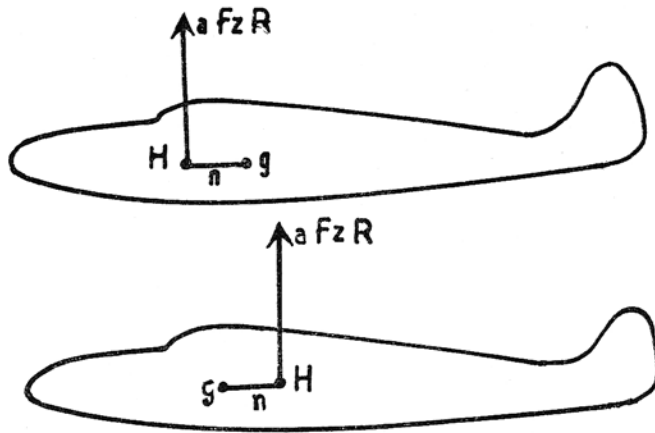


Fig. 82

Si, sous l'influence d'une perturbation, l'appareil en vol plané rectiligne amorce un « cabré », le moment agit dans le même sens que l'effet perturbateur qui a amorcé le « cabré ». Il contribue donc à accentuer ce « cabré » (fig. 83).

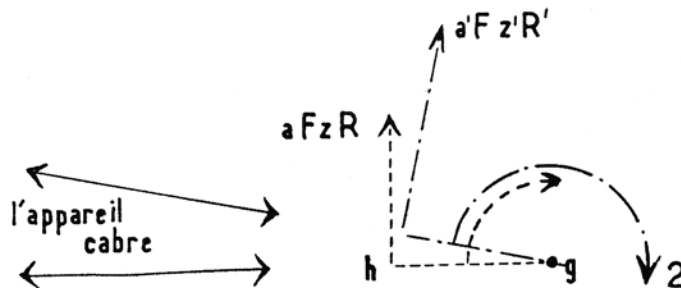


Fig. 83

Si, au contraire, l'appareil amorce un « piqué », il en résulte une diminution de la valeur de  $a Fz R$ .

Le moment résultant  $a Fz R \times n$  a un effet diminué et, loin de rétablir l'équilibre, ce nouveau moment contribue à l'accentuation du piqué (fig. 84).

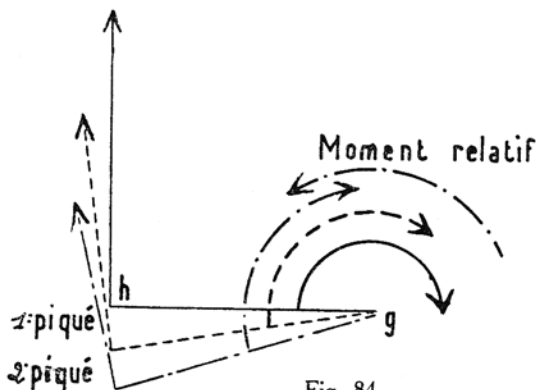


Fig. 84

Dans les deux exemples envisagés, le vol de l'appareil est impossible puisque :

- Son cabré sera accentué par le moment résultant  $a Fz R \times n$  ;
- Son piqué sera accentué par le moment résultant  $a Fz R \times n$ .

D'autres facteurs interviennent pour contribuer à ces résultats, mais les seuls faits énoncés ci-dessus sont suffisamment probants pour nous amener à la conclusion suivante :

**Si le foyer général est situé en avant du centre de gravité, le planeur est instable et le vol normal impossible.**

*Deuxième cas : H est situé en arrière de G.*

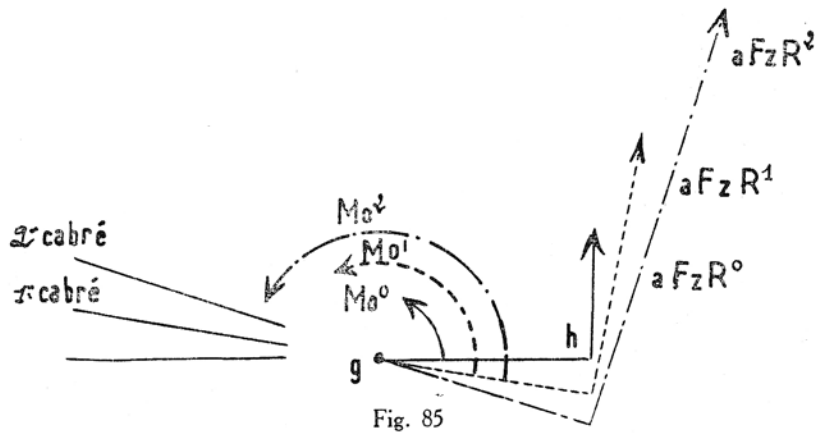
Dans ce cas, le produit  $a Fz R \times n$  est l'expression d'un moment qui tourne en sens inverse des aiguilles d'une montre.

Ce moment est *piqueur* (ancienne convention).

Il s'oppose à tout cabré de l'appareil (fig. 85).

Si l'appareil amorce un « piqué », la valeur de  $a Fz R$  diminue, le moment résultant perd une partie de son effet.

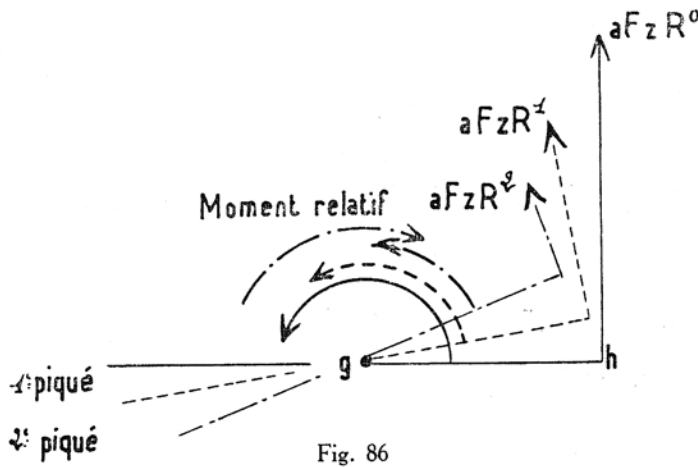
Chaque accentuation du piqué provoque l'apparition d'un moment *cabreur*, sans cesse croissant, s'opposant par conséquent à l'accentuation du piqué.



Celui-ci est donc freiné énergiquement et le planeur se remet progressivement en ligne de vol normal (fig. 86).

Dans les deux exemples envisagés, d'appareil, écarté de sa position d'équilibre, la retrouve automatiquement, ce qui nous permet d'énoncer la conclusion suivante :

**Si le foyer général est situé en arrière du centre de gravité, le planeur est stable longitudinalement.**





#### 7.4. - DE QUELS FACTEURS DÉPEND LA STABILITÉ ?

Considérons le produit  $a Fz R \times n$  donnant la valeur du moment stabilisateur.

Pour une augmentation donnée du cabré ou du piqué, la valeur de l'expression  $a Fz R$  est constante.

La stabilité longitudinale ne dépend donc que du facteur  $n$ . Celui-ci constitue le bras de levier de  $a Fz R$ . Il est égal à la distance séparant le centre de gravité du foyer général. Il nous est donc possible de dire que :

— **La stabilité longitudinale est d'autant plus importante que le bras de levier  $n$  est plus grand et inversement.**

##### 7.4.1. - Cas particuliers.

Lorsque le centre de gravité sera très proche du foyer général, nous aurons une stabilité longitudinale peu efficace, puisque  $n$  sera très court.

Néanmoins elle existera et théoriquement cela doit nous suffire.

Pratiquement, l'appareil risque d'être instable avec tous les inconvénients que ce défaut comporte.

*Si le centre de gravité et le foyer général ne sont pas situés, tous deux, sur une droite parallèle à la trajectoire suivie par l'appareil, deux cas peuvent être envisagés :*

—  $G$  est plus bas que  $H$ .

(C'est le cas du « Mouche », appareil de début à aile haute.)

—  $G$  est plus haut que  $H$ .

(C'est le cas du « Sioux », appareil d'entraînement à aile basse.)

Lançons le planeur « Mouche ».

Le début du vol est satisfaisant en ce sens que le plané est correct.

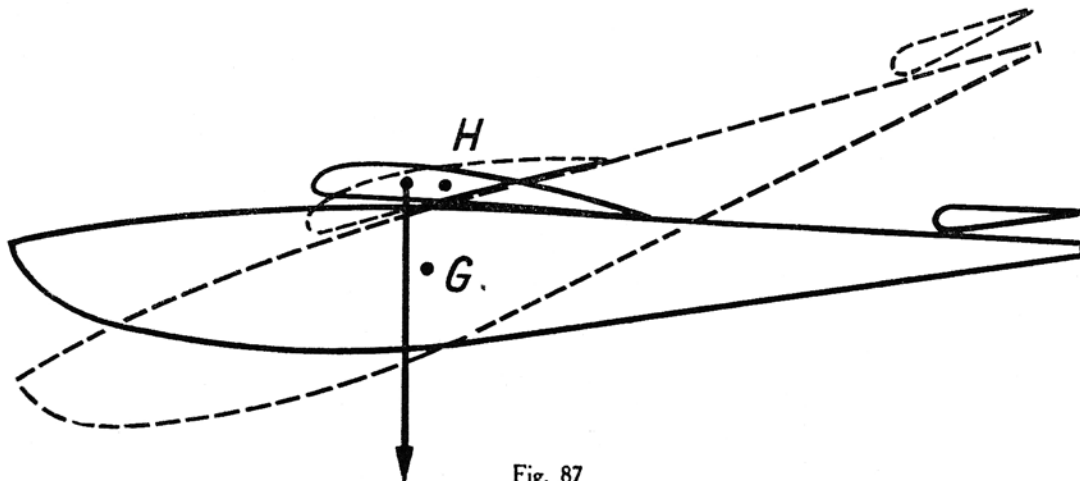


Fig. 87

Mais une rafale provoque un léger « cabré » de l'appareil. Ce dernier, après quelques oscillations longitudinales, paraît retrouver son équilibre.

Pourtant, le « Mouche » amorce un « piqué ». Ce piqué n'est pas amorti. Au contraire, il s'accroît dangereusement et ne prendra fin qu'au sol.

Que s'est-il passé ?

Lorsque le « piqué » a débuté, le foyer général, effectuant une rotation autour du centre de gravité, s'est trouvé, à un moment donné, placé en avant du centre de gravité (fig. 87).

A partir de cet instant, le « Mouche », qui à l'origine était stable, est devenu *instable*.

Lançons à son tour le planeur « Sioux ».

La montée au treuil et le décrochage sont réussis. Le « Sioux » plane correctement, mais au cours de son vol, sa trajectoire rencontre une turbulence ou vient couper une ascendance thermique, si bien que l'appareil amorce un sérieux « cabré » qu'il va amortir, mais avec excès, puisque rapidement, il se met en position de « piqué ».

Ce piqué s'accroît et se termine au sol, aussi brutalement et de la même manière que lors de l'essai du « Mouche ».

Que s'est-il passé ?

Lorsque le « Sioux » s'est mis en position de « cabré », le foyer général s'est trouvé, comme pour le « Mouche », en avant du centre de gravité. Le « Sioux », stable au début de son vol, est devenu *instable* (fig. 88).

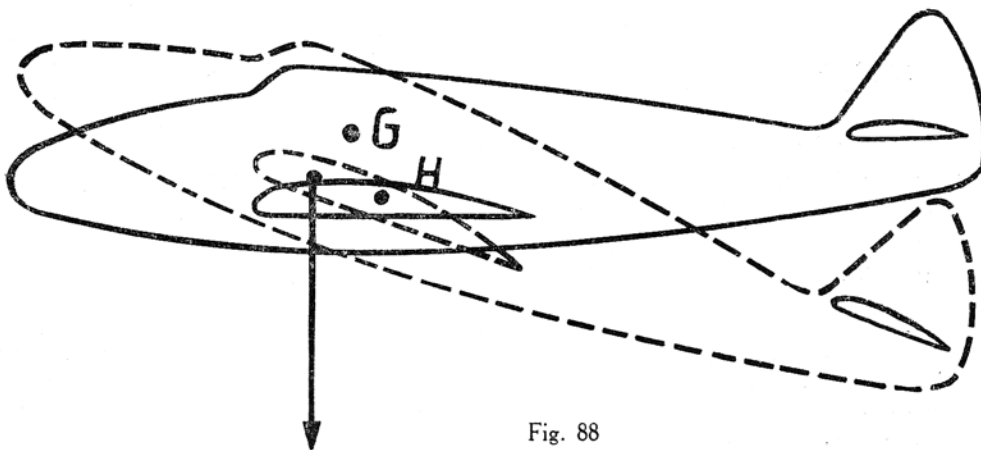


Fig. 88

Ces deux expériences permettent de dégager les observations suivantes, lorsque le centre de gravité est très rapproché du foyer général :

1° Tous les appareils à aile haute, du type « Mouche », risquent de devenir instables aux faibles incidences de vol ;

2° Tous les appareils à aile basse, du type « Sioux », risquent de devenir instables aux fortes incidences de vol.

#### 7.4.2. - Est-il possible de diminuer ce risque d'instabilité ?

Dans le cas du « Mouche », G est situé beaucoup plus bas que H, parce que les grains de plomb, nécessaires au lestage, sont entassés dans la soute à lest et reposent sur la partie inférieure du fuselage.

En rehaussant le plancher de la soute à lest, nous rapprochons suffisamment G de H et le problème est résolu.

Nous aurons d'ailleurs l'occasion de reparler de cette solution favorable lorsque nous aborderons l'étude de la stabilité latérale des planeurs.

Dans le cas du « Sioux », c'est exactement le contraire qu'il faudrait faire, c'est-à-dire éloigner suffisamment G de H en abaissant le plancher de la soute à lest. Ce n'est pas impossible.

Remarquons incidemment que l'abaissement de la position de G n'a pas une influence heureuse sur la stabilité latérale des planeurs.

Nous pouvons conclure à présent :

— **Pour améliorer la stabilité d'un appareil à aile haute, l'intérêt est de surélever le lest le plus possible ;**

— **Pour améliorer la stabilité d'un appareil à aile basse, l'intérêt est d'abaisser le lest.**

#### 7.5. - QUELLE VALEUR DE STABILITÉ DOIT-ON ADOPTER ?

Faut-il adopter une grande valeur de stabilité en avançant résolument G par rapport à H ?

Faut-il adopter une faible valeur de stabilité en plaçant G près de H ?

Il n'est pas possible de donner une réponse catégorique à ces deux questions, car tout dépend de ce que l'on désire obtenir de l'appareil.

En effet, si nous adoptons une valeur de stabilité assez forte, nous aurons un appareil très stable.

Lorsque sa trajectoire rencontrera une masse d'air turbulente de faible étendue, l'appareil retrouvera, après quelques oscillations rapidement amorties, sa ligne de vol initiale.

Malheureusement, ce vol en « montagnes russes » a toujours eu pour conséquence une perte sérieuse d'altitude, résultat peu favorable quand il s'agit d'un *vol de durée*.

Il a été constaté également que, dans le cas où l'appareil est doté d'une stabilité longitudinale vraiment trop marquée, les oscillations longitudinales s'amplifient au lieu de s'amortir.

L'appareil termine alors son vol en exécutant une ou deux « boucles » consécutives avant d'arriver au sol, sous un angle vraiment excessif, qui ne favorise pas la correction de l'atterrissage (fig. 89).

Si nous adoptons une faible valeur de stabilité, l'appareil sera peu stable.

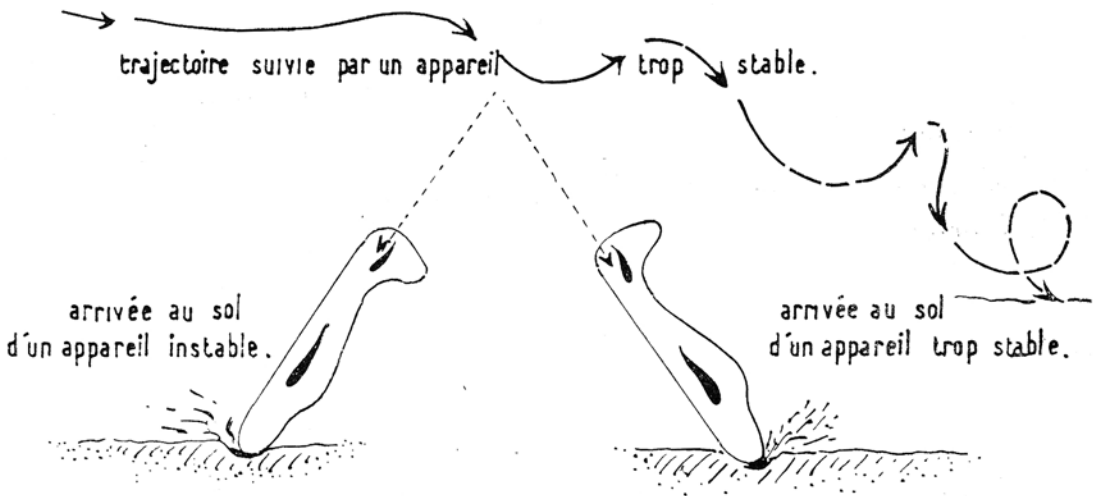


Fig. 89

Lorsqu'il rencontrera sur sa trajectoire une masse d'air turbulente, il n'aura pas le temps de réagir, c'est-à-dire de modifier son incidence d'équilibre. Il s'élèvera ou il s'enfoncera, mais lorsqu'il sortira de la zone perturbée, il continuera son vol sans « montagnes russes » (fig. 90).

Si, en sortant de la zone perturbée, l'appareil a gagné un peu d'altitude, c'est parfait. S'il en a perdu quelque peu, cela n'est pas très grave, car il en aura certainement moins perdu que dans le cas précédent.

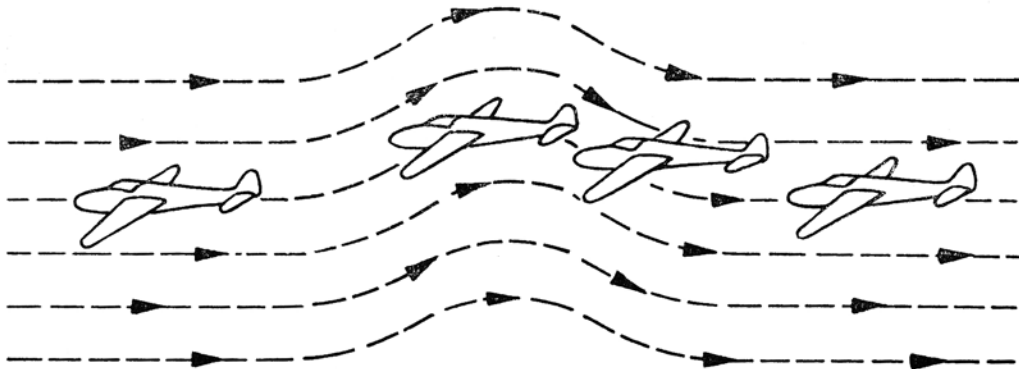


Fig. 90

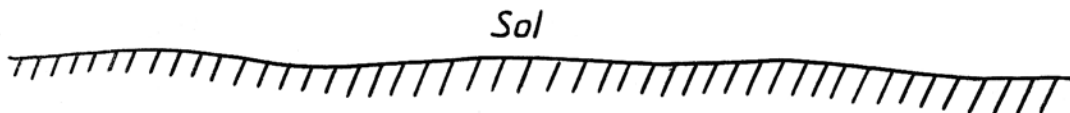
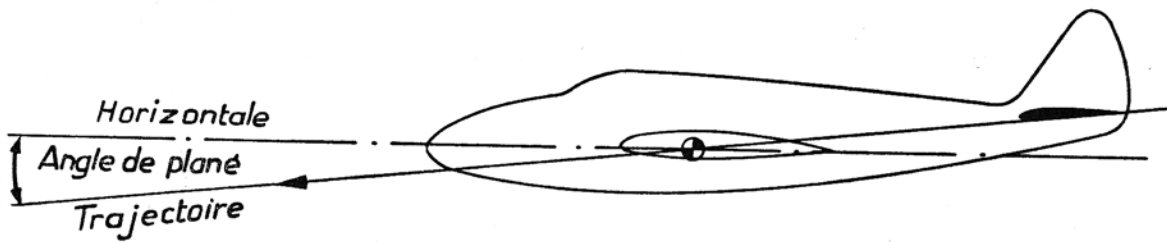


Fig. 91

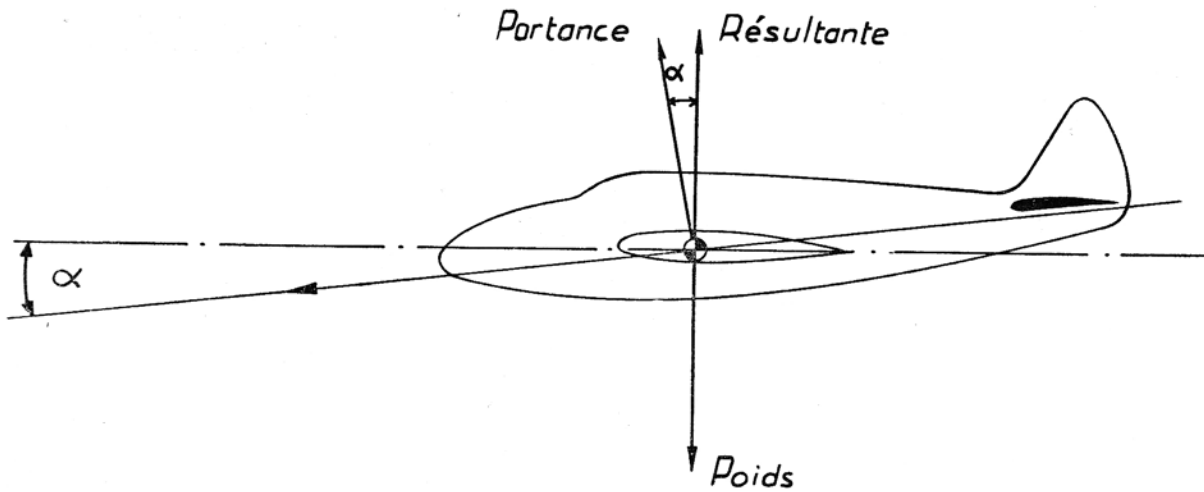


Fig. 92

Nous pouvons aller plus loin et envisager la traversée d'une ascendance thermique, qui n'est en somme qu'une perturbation présentant un caractère spécial.

Il y a de fortes chances pour qu'un appareil très stable exécute, au sein de l'ascendance, une série de cabrioles désordonnées et qu'il sorte de celle-ci après avoir perdu une altitude considérable.

Au sein de la même ascendance, un modèle peu stable, mais dont la stabilité est malgré tout suffisante, conservera vraisemblablement son incidence d'équilibre. Il continuera à voler et gagnera en altitude jusqu'au moment où il quittera la colonne d'air ascendante. Il aura ainsi gagné des secondes, des minutes, parfois des heures de vol.

L'expérience prouve donc que :

— **Nous avons tout avantage à adopter une faible valeur de stabilité longitudinale.**  
**Rapprochons donc G de H autant que cela est possible.**

*Faisons le point de la situation :*

**Notre appareil est doté d'une position d'équilibre par rapport à la direction du vent relatif**, position obtenue grâce à un calage judicieux du plan fixe par rapport à l'aile.

*Il possède une stabilité longitudinale* parce que le centre de gravité est situé en avant du foyer général.

*Il peut donc voler correctement.*

Mais nous pouvons nous poser la question suivante :

« La position d'équilibre en vol de notre modèle, par rapport à la direction du vent relatif, position à laquelle il reviendra, s'il en est écarté, en raison de sa stabilité, est-elle la meilleure ? Est-elle celle qui permettra de réaliser le vol de très longue durée que nous recherchons ? »

Aucun élément jusqu'à présent ne nous permet de répondre à cette préoccupation.

C'est la raison pour laquelle nous allons aborder l'étude de l'angle de plané.

## 7.6. - ANGLE DE PLANÉ.

Nous savons que tout planeur en vol est en descente continue par rapport à la masse d'air qui lui fournit sa sustentation. En vol plané et par atmosphère calme, le modèle suit une trajectoire oblique par rapport au sol.

— Cette trajectoire fait, avec l'horizontale, un angle appelé *angle de plané* (fig. 91).

L'angle de plané est égal à celui que font entre elles la direction de la résultante aérodynamique et celle de la portance.

La direction de la résultante est celle de la verticale puisqu'elle s'oppose au poids de l'appareil (fig. 92).

Si nous pouvons rapprocher la direction de la trajectoire de l'horizontale, il est évident qu'avant de toucher le sol, l'appareil devra parcourir une distance plus longue et restera plus longtemps en vol. Tous nos efforts tendent vers ce but.

Il s'agit en somme de réduire la valeur de l'angle de plané et, sans le savoir, nous avons déjà opéré cette réduction.

Reprenons (voir chapitre VI) ce que nous avons dit sommairement concernant la notion expérimentale de dièdre longitudinal.

Nous avons appris que si l'appareil lancé à une certaine vitesse a tendance à piquer, nous pouvons remédier à ce défaut en augmentant l'épaisseur de la cale placée sous le bord de fuite du plan fixe.

Si nous avons procédé ainsi, c'est parce que nous avons jugé que la pente de la trajectoire suivie par l'appareil était trop grande, donc que l'angle de plané était trop grand.

En augmentant l'épaisseur de la cale, donc la valeur du dièdre longitudinal, nous constatons que la pente de la trajectoire est moins grande que précédemment, donc améliorée.

La position d'équilibre de l'appareil est modifiée favorablement puisque la pente est améliorée.

Avant, l'angle de plané avait une valeur importante. A présent, sa valeur est plus faible.

Nous pouvons dire que le calage, que nous avons déterminé par le calcul, nous a donné une position d'équilibre approchée qui doit être parfaite par l'expérience.

**Ce n'est donc qu'en agissant, en plus ou en moins, sur la valeur du dièdre longitudinal, que nous arriverons à déterminer la position d'équilibre la plus favorable au vol de longue durée.**

La méthode basée sur le calcul est excellente, en ce sens qu'elle permet de trouver la position d'équilibre très approchée mais, seule, l'expérimentation permet de trouver la position d'équilibre idéale dans tous les cas. Nous conseillerons la méthode mathématique dans le cas bien précis où le centre de poussée de l'aile et le centre de gravité sont confondus (fig. 93).

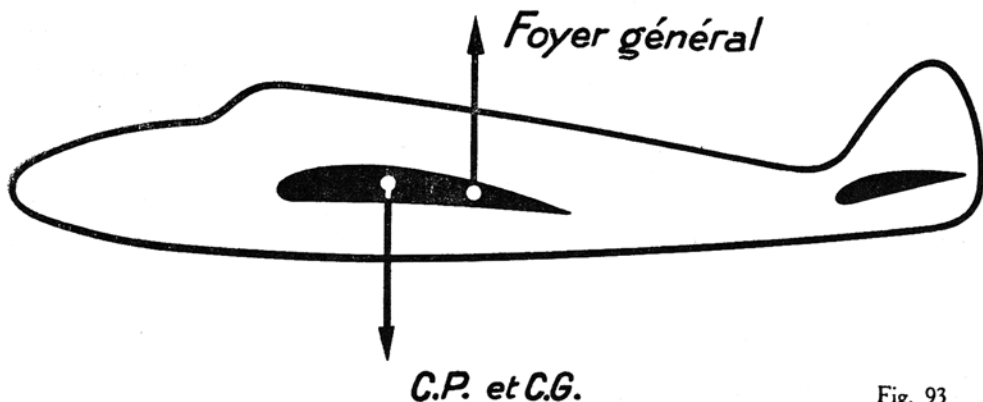


Fig. 93

Dans ce cas, la portance de l'aile n'engendre aucun moment, soit piqueur, soit cabreur, par rapport au centre de gravité, puisque la longueur du bras de levier est nulle.

Tant que la position d'équilibre n'est pas modifiée, nous pouvons dire que le plan fixe n'a aucun effort stabilisateur à fournir, ni dans un sens, ni dans l'autre : *il est neutre*.

Le calage aérodynamique que nous lui avons donné, par rapport à la direction des filets d'air défléchis, ayant déterminé la position d'équilibre, est donc bien ce que nous pouvons faire de mieux.

Le plan fixe, n'ayant aucun effet de portance, positive ou négative, *doit être calé en tenant compte de la valeur de l'angle de portance nulle* du profil utilisé.

Pour simplifier les choses en ce qui concerne la recherche de l'angle de portance nulle, une solution s'impose : *l'emploi d'un profil biconvexe symétrique dont l'angle de portance nulle est justement égal à  $0^\circ$* .

### 7.7. - SOLUTIONS PRATIQUES.

Calons l'aile, par rapport à une ligne de référence AB, à l'incidence correspondant au  $C_z$  d'utilisation choisi.

Nous aurons tout intérêt à choisir l'incidence pour laquelle la vitesse de descente verticale est minimum.



Fig. 94

Calculons l'angle de déflexion correspondant à l'incidence de l'aile.

Construisons un plan fixe avec un profil biconvexe symétrique.

Donnons à l'incidence du plan fixe, par rapport à AB, une valeur égale à *l'angle de déflexion*.

Calé de cette façon, il sera effectivement calé à  $0^\circ$  par rapport au courant défléchi.

Il sera donc neutre et de ce fait efficace au maximum, aussi bien dans le cas du cabré que dans celui du piqué.

En outre, sa traînée sera minimum, ce qui constitue encore un avantage (fig. 94).

Bien entendu le point de centrage sera donné, par la position du centre de poussée, sur la polaire du profil choisi pour l'aile.



### 7.7.1. - Cas du centre de poussée situé entre le centre de gravité et le foyer général.

Il s'agit alors d'un centrage avant.

L'examen de la figure 95 nous révèle que l'appareil est soumis à la somme de deux moments piqueurs par rapport au centre de gravité :

- Un moment dû à la portance multipliée par la distance CG-CP ;
- Un moment dû au Cm O du profil.

Pour équilibrer le moment piqueur total, il importe que le plan fixe donne naissance à un moment cabreur égal.

Ce moment cabreur ne peut être obtenu que par une *valeur négative de la portance*, multipliée par la longueur du bras de levier CP - CG.

Dans ce cas, le plan fixe est *déporteur* et l'expérimentation, comme le raisonnement, prouve que le dièdre longitudinal doit être important.

C'est pour obtenir cette grande valeur du dièdre longitudinal que nous avons dû placer une cale sous le bord de fuite du plan fixe.

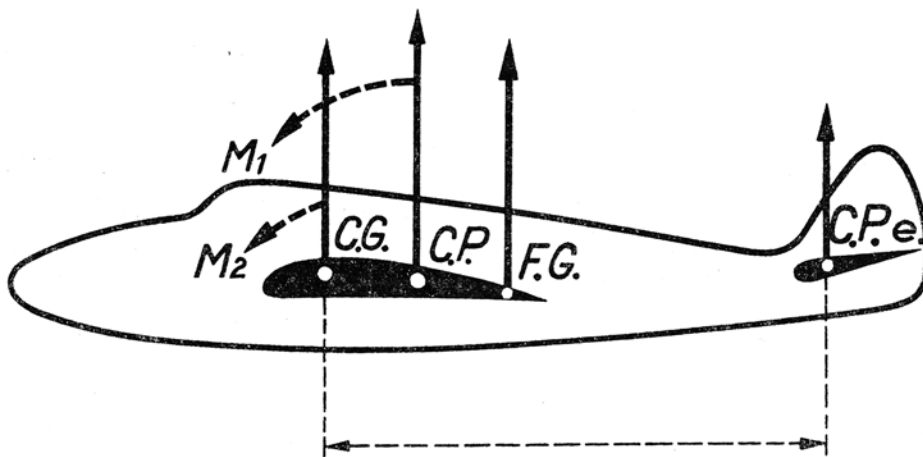


Fig. 95

*Valeur de cette solution.*

Nous pouvons dire qu'elle n'est pas heureuse à tous points de vue.

En effet, un centrage avant a pour conséquence une diminution de portance, le plan fixe étant déporteur, d'où il résulte une vitesse de descente verticale plus élevée.

Le plan fixe, fournissant dans tous les cas une portance négative, voit son efficacité réduite lorsque l'appareil cabre.

Le plan fixe a une traînée d'autant plus importante que le dièdre longitudinal est important. Pour toutes ces raisons, l'appareil vole lourdement. Il a tendance à s'enfoncer rapidement. Il a pourtant une qualité : celle d'être facile à régler, car il admet des variations de sa position d'équilibre non négligeables. C'est ainsi qu'une cale de 4 mm d'épaisseur, glissée sous le bord de fuite du plan fixe, peut être remplacée par une cale de 3 ou 5 mm d'épaisseur, sans influence apparente sur le vol.

**Nous conseillons donc le centrage avant aux débutants.**

### 7.7.2. - Cas du centre de gravité situé entre le centre de poussée et le foyer général.

Un raisonnement analogue (fig. 96) au précédent nous apprend que le moment résultant qui sollicite l'aile n'est plus égal à la somme, mais à la différence du moment cabreur dû à la portance et du moment piqueur dû au  $C_m O$  du profil.

Le moment dû à la portance est toujours supérieur à celui dû au  $C_m O$ .

Le moment résultant est donc cabreur.

Le plan fixe doit, pour l'annuler, développer un moment piqueur égal. Ce moment, compte tenu de la longueur de son bras de levier, sera donné par une *valeur positive* de sa portance.

*Le plan fixe sera donc porteur.* Il devra être d'autant plus porteur que le centre de gravité sera plus proche du foyer général, donc plus éloigné du centre de poussée.

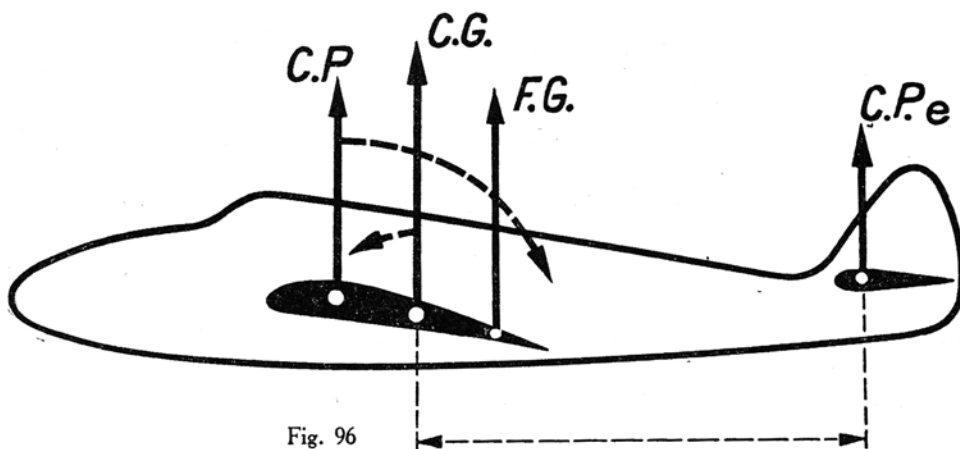


Fig. 96

*Valeur de cette solution.*

Elle est bonne évidemment, si nous considérons que le plan fixe contribue, dans une certaine mesure, à assurer la sustentation de l'appareil. Mais le modèle devient très difficile à mettre au point.

Alors que, précédemment, une cale de 1 mm d'épaisseur en plus ou en moins n'avait pas de conséquences sensibles, quelques dixièmes de millimètre suffisent à faire perdre le bénéfice que l'on peut espérer d'un centrage arrière. Celui-ci n'est donc conseillé qu'à des modélistes confirmés, très bons observateurs et méticuleux en toutes choses.

### 7.8. - CONSEILS PRATIQUES CONCERNANT LA STABILITÉ LONGITUDINALE D'UN APPAREIL.

Les débutants ont avantage à centrer toujours en avant du foyer général. Le réglage des appareils en sera grandement facilité.

Les modélistes expérimentés centreront leurs modèles d'après la méthode donnant un plan fixe neutre.

Dans certains cas particuliers : appareils assez lourds, tentatives de records, il y a intérêt à essayer le centrage arrière.

Dans tous les cas, il importe de choisir, tout au moins pour l'aile, un profil à  $C_m 0$  faible en se souvenant que le  $C_m 0$  est un élément perturbateur.

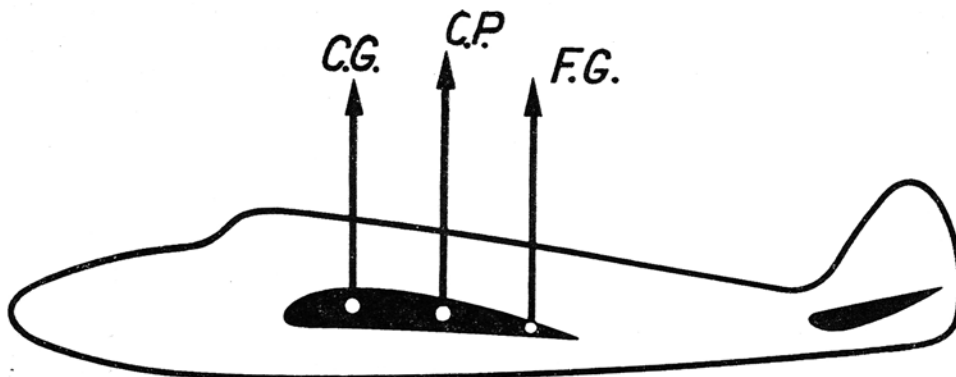


Fig. 97

Enfin, dans le cas d'un centrage avant, il est possible d'utiliser le stratagème suivant : au lieu d'être monté à l'endroit, le profil du plan fixe peut être monté à l'envers (fig. 97).

La valeur du dièdre longitudinal sera ainsi réduite, entraînant la réduction de la traînée sans que le résultat soit changé.

## CHAPITRE VIII

---

### STABILITE LONGITUDINALE (suite)

---

- 8.1. - Foyer général du planeur.
- 8.2. - Surface réelle et surface efficace du plan fixe.
- 8.3. - Détermination de la position du foyer général.
- 8.4. - Détermination graphique.
- 8.5. - Position du centre de gravité en avant du foyer général :
  - Centrage arrière ;
  - Centrage avant.
- 8.6. - Application.
- 8.7. - Conseils relatifs au centrage d'un appareil.

## CHAPITRE VIII

---

### STABILITE LONGITUDINALE (suite)

---

#### 8.1. - FOYER GÉNÉRAL DU PLANEUR.

— Par analogie avec le foyer de l'aile, nous avons soupçonné l'existence du foyer général de l'appareil complet.

— Par rapport à ce point fixe, autour duquel l'équilibre aérodynamique est indifférent, nous avons assuré la stabilité longitudinale du modèle.

— La connaissance de la position exacte de ce point fixe est donc nécessaire, faute de quoi la mise en pratique de nos théories est impossible, sauf dans le cas particulier où le centre de gravité et le centre de poussée sont confondus.

Supposons un modèle comportant les éléments suivants :

- a) Une aile d'allongement  $\lambda = 8$  ;
- b) Une corde moyenne  $l$  et une surface  $S$  ;
- c) Un plan fixe d'allongement  $\lambda = 3$  et de surface  $S_1$  égale à 25 % de  $S$  ;
- d) Une distance entre le foyer de l'aile et celui du plan fixe égale à  $3 l$ , soit  $L$ .

— Chaque fois qu'en vol cet appareil cabrera, il en résultera un accroissement de la valeur de la portance pour l'aile et un accroissement de celle du plan fixe.

— Ces deux accroissements ne sont pas de même grandeur, puisque les allongements sont différents.

— L'accroissement de la portance sur  $S_1$  sera toujours inférieure à l'accroissement enregistré sur  $S$ .

— L'accroissement de  $C_z$  pour une augmentation d'incidence de 1 degré, et que nous désignons par  $a C_z$ , nous est donné approximativement par la formule de Wood :

$$a C_z = \frac{\lambda}{\lambda + 2} \times 0,1095.$$

— Dans le cas supposé, nous pouvons écrire que l'accroissement de portance est :  
pour l'aile :

$$a R_z = \frac{0,1095 \times 8}{8 + 2} \times S \times q$$

pour le plan fixe :

$$a R_{z_1} = \frac{0,1095 \times 3}{3 + 2} \times 0,25 S \times q$$

$q$  étant la pression dynamique, *supposée de même valeur*, dans les deux cas.

— Les accroissements de portance sont l'un par rapport à l'autre comme :

$$\frac{8}{8 + 2} \times S \text{ est à } \frac{3}{3 + 2} \times 0,25 S$$

Dans tous les cas, nous aboutissons à un *rapport de valeur constante* et, par conséquent, les conditions d'équilibre ne sont pas modifiées par une augmentation ou une diminution de l'angle d'incidence.

— Le vol est donc toujours possible.

## 8.2. - SURFACE RÉELLE ET SURFACE EFFICACE DU PLAN FIXE.

En réalité, les choses se passent un peu moins simplement car :

— La pression dynamique, supposée constante pour l'aile et le plan fixe, ne l'est pas en réalité. Elle est inférieure à  $q$  pour le plan fixe, parce que celui-ci est situé dans le sillage de l'aile.

— Une augmentation d'incidence de 1 degré pour l'aile n'augmente pas celle du plan fixe de 1 degré. Souvenons-nous de la déflexion.

— Par degré d'incidence de l'aile, la valeur de la déflexion est donnée par la formule :

$$\varepsilon = \frac{4 - \frac{L}{3l}}{\lambda + 2}$$

— En appliquant cette formule à notre cas particulier, nous obtenons :

$$\varepsilon = \frac{4 - \frac{31}{31}}{8 + 2} = \frac{4 - 1}{10} = \frac{3}{10} = 0,33$$

et nous voyons que, lorsque l'incidence de l'aile a augmenté de 1 degré, celle du plan fixe n'a augmenté que de :

$$1 - 0,33 = 0,67 \text{ degré.}$$

— L'augmentation de portance produite par le plan fixe deviendra :

$$a R_z = 0,1095 \times \frac{3}{3 + 2} \times 0,25 S \times q \times 0,67$$

soit un peu plus de la moitié de la valeur escomptée, ce qui nous oblige à écrire que l'augmentation de portance de l'aile est, à celle du plan fixe, comme :

$$\frac{8}{8 + 2} \times S \text{ est à } \frac{3}{3 + 2} \times 0,25 S \times 0,67$$

Dans la seconde partie de la relation  $\frac{3}{3 + 2} \times 0,25 S \times 0,67$ , il est évident que le facteur 0,67 ne modifie en rien l'allongement du plan fixe. Il ne peut avoir d'effet que sur la surface 0,25 S qui est une surface réelle. Il la réduit au point de vue aérodynamique et nous pouvons dire que :

*La surface efficace du plan fixe en vol est égale à 67 % de sa surface réelle.*

— Mais ce n'est pas tout. Voyons l'effet du sillage sur la valeur de la pression dynamique.

— Nous connaissons l'existence des tourbillons libres en arrière du bord de fuite. Ces tourbillons freinent la vitesse d'écoulement des filets d'air, traversés par le plan fixe.

— Qui dit réduction de vitesse dit réduction de la pression dynamique, réduction qui varie en raison du carré de la diminution de la vitesse en application de la formule  $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ .

— Nous savons que la réduction de la vitesse peut atteindre 10 % de la vitesse initiale et nous en déduisons une nouvelle valeur de q, soit q<sub>1</sub> :

$$q_1 = 0,9 \times 0,9 \times q = 0,81 q$$

— Ceci posé, l'accroissement de la portance sur le plan fixe devient :

$$a R_{z_1} = 0,1095 \times \frac{3}{3 + 2} \times 0,25 S \times 0,67 \times 0,81$$

soit encore 20 % de moins que précédemment. Quoi qu'il en soit, nous aboutissons toujours à un rapport de valeur constante :

$$\frac{a \text{ Rz aile}}{a \text{ Rz plan fixe}} = \frac{\frac{8}{8+2} \times S.}{\frac{3}{3+2} \times 0,25 S \times 0,67 \times 0,81.}$$

— En définitive, tout se passe, au point de vue aérodynamique, comme si la surface du plan fixe, en vol, était réduite, pour les trois raisons suivantes :

- Faible allongement ;
- Effet de déflexion ;
- Effet de sillage.

— Dans l'exemple envisagé, la *surface efficace* du plan fixe n'est plus que de :

$$100 \% - (33 \% + 20 \%) = 47 \% \text{ de sa surface réelle}$$

### 8.3. - DÉTERMINATION DE LA POSITION DU FOYER GÉNÉRAL.

— Nous pouvons à présent déterminer la position du foyer général de notre modèle.

— Remplaçons l'accroissement de portance sur l'aile et celle donnée par le plan fixe, par leur *somme*  $a \text{ Rz } R$ , appliquée au foyer général F.G. (fig. 98).

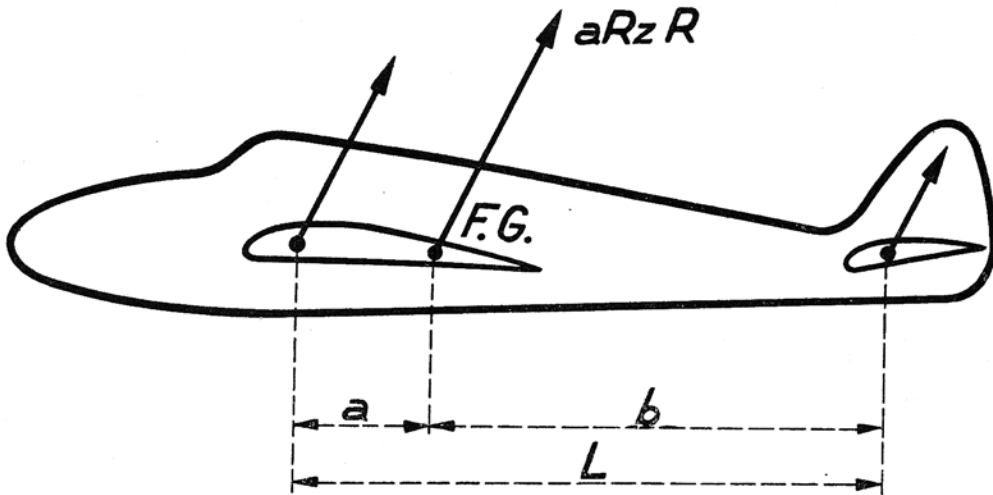


Fig. 98



Nous pouvons écrire :

$$\frac{a}{b} = \frac{0,47 \times S_1}{S}$$

et encore :

$$\frac{a}{a+b} = \frac{a}{L} = \frac{0,47 \times S_1}{S + (0,47 \times S_1)}$$

— Comme nous avons supposé  $S_1 = 0,25 S$ , nous obtenons :

$$\frac{a}{b} = \frac{0,47 \times 0,25 S}{S} = \frac{0,1175}{1} = \frac{1}{9} \text{ (par défaut)}$$

$$\text{et } \frac{a}{L} = \frac{a}{a+b} = \frac{1}{10}$$

— Ayant admis au départ que  $L = 3 l$ , nous avons :

$$\frac{a}{3l} = \frac{1}{10} \text{ et } a = \frac{3l}{10} = 0,33 l$$

— Le point d'application de la résultante a Rz R au foyer général est donc situé à 33 % de la corde l, en arrière du foyer de l'aile.

— Celui-ci étant situé à 25 % de la corde l en arrière du bord d'attaque, le foyer général est donc situé à :

$$25 \% + 33 \% = 58 \% \text{ de la corde}$$

en arrière du bord de l'aile.

— En supposant l égal à 12 cm, le foyer général serait à :

$$\frac{12 \text{ cm} \times 58}{100} = 6,96 \text{ cm}$$

en arrière du bord d'attaque.

— Nous savons que l'appareil est en *équilibre aérodynamique indifférent* par rapport au foyer général.

— Nous avons constaté que le centre de gravité devait toujours être situé en avant du foyer général pour obtenir une stabilité longitudinale, agissant dans le bon sens.

— Le centre de gravité, situé en arrière du foyer général, donne une stabilité inverse et provoque l'instabilité en vol normal, mais la stabilité en vol sur le dos.

— Nous pouvons donc dire que :

**Le foyer général constitue la limite arrière du centrage.**

### 8.4. - PRATIQUE DE LA DÉTERMINATION DE LA POSITION DU FOYER GÉNÉRAL.

Les opérations successives à faire en vue d'obtenir la position du foyer général sont les suivantes :

- 1° Calculer la surface de projection de l'aile (ceci est primordial lorsque le dièdre est important) ;
- 2° Calculer la *surface réelle* du plan fixe ;
- 3° Calculer la *surface efficace* du plan fixe (surface efficace = surface réelle  $\times$  0,4) (fig. 99).

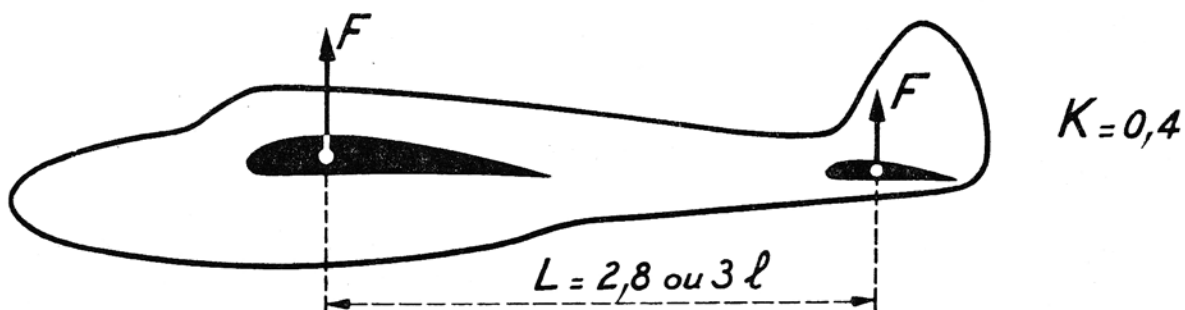


Fig. 99

Si le plan fixe est assez proche de l'aile, prendre 0,35 au lieu de 0,4 (fig. 100).

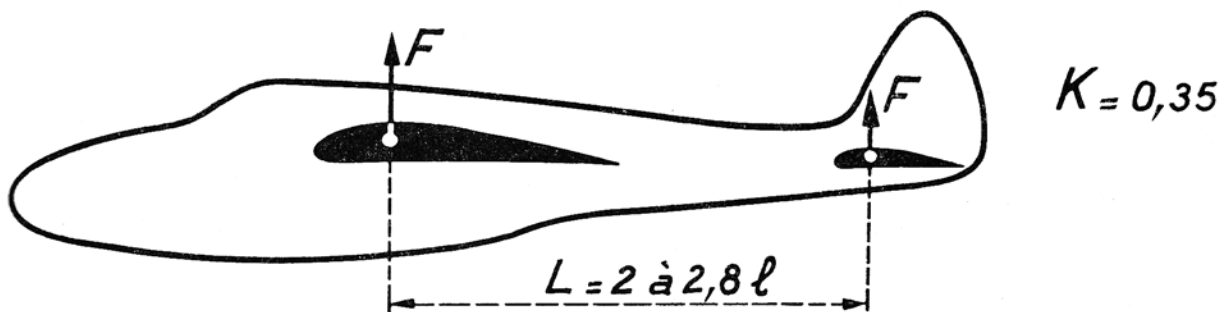


Fig. 100

Si le plan fixe est nettement surélevé par rapport à l'aile, prendre 0,5 au lieu de 0,4 (fig. 101).



Fig. 101

4° Mesurer, sur l'appareil monté, la longueur séparant le foyer de l'aile du foyer du plan fixe.

5° Composer deux forces parallèles, de même sens, proportionnelles l'une à la surface de l'aile, l'autre à la surface *efficace* de l'empennage, les points d'application des deux vecteurs représentant ces forces étant séparés par la longueur mesurée ci-dessus.

**Le point d'application de la résultante de ces deux forces donne la position du foyer général (fig. 102).**

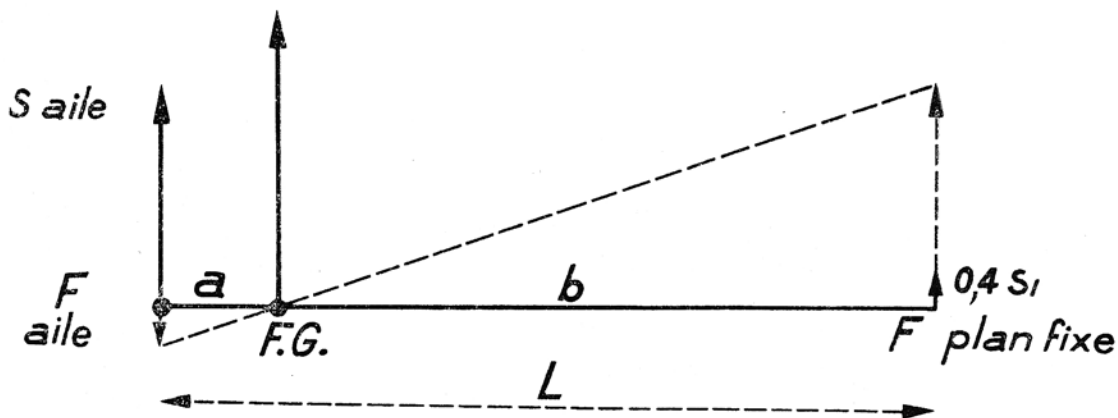


Fig. 102

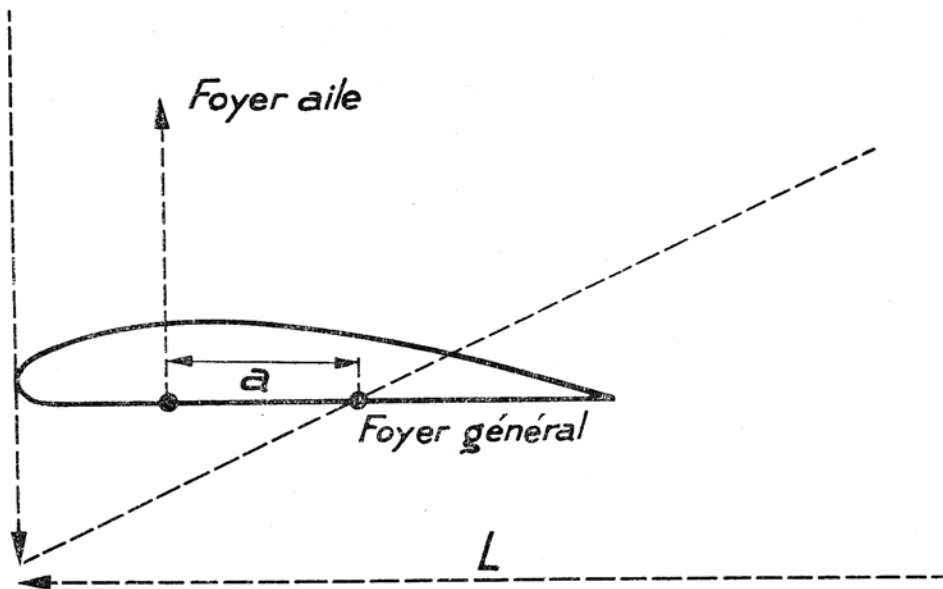


Fig. 103

Soit par le calcul, soit par la méthode graphique, échelle grandeur ou échelle réduite, nous pourrons reporter facilement le point trouvé sur la corde de l'aile puisque le foyer de celle-ci est situé à 25 % de la corde, en arrière du bord d'attaque.

Sur la figure 103, la valeur de  $a$ , donnée par le calcul ou mesurée sur le graphique, sera augmentée de 2 cm puisque la corde du profil utilisée est de 8 cm. Le foyer général est donc à une distance égale à  $a + 2$  cm en arrière du bord d'attaque.

### 8.5. - POSITION DE C.G. EN AVANT DU FOYER GÉNÉRAL.

Si nous voulons un *centrage arrière*, donc un *empennage porteur*, nous placerons C.G. très peu en avant de F.G.

— Si nous voulons un *centrage avant*, donnant un plan fixe *déporteur*, nous rapprocherons C.G. du bord d'attaque.

— L'expérience a montré que pour conserver une stabilité longitudinale assez efficace, il n'était guère possible de rapprocher C.G. de F.G. :

**A moins de 5 % de la valeur de la corde de l'aile (fig. 104).**

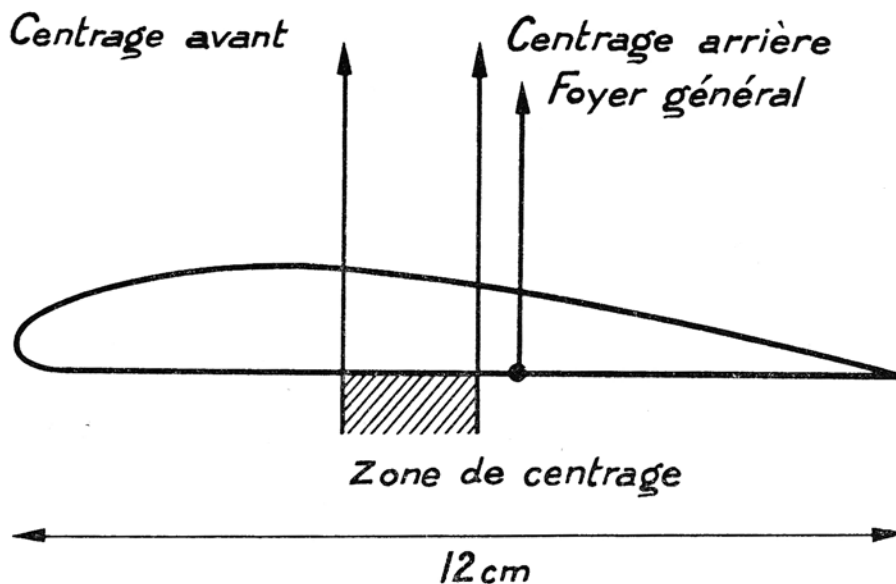


Fig. 104

— Dans le cas contraire, au risque d'obtenir une stabilité longitudinale trop efficace, l'expérience a prouvé qu'il n'était guère possible d'éloigner C.G. de F.G. :

**A plus de 20 % de la valeur de la corde de l'aile** (fig. 104).

— Entre ces deux positions extrêmes, se place celle donnant l'empennage neutre. Seule, la polaire nous permet de situer cette position.

### 8.6. - APPLICATION.

Celle que nous allons faire concerne le « planeur Mouche ».

Rappelons ses caractéristiques :

Envergure de l'aile : 95 cm ;  
 Corde de l'aile : 12 cm ;  
 Envergure du plan fixe : 30 cm ;  
 Corde du plan fixe : 9 cm ;  
 Distance F de l'aile à F du plan fixe : 43 cm.

La surface de l'aile du « Mouche » est :

$$95 \text{ cm} \times 12 \text{ cm} = 1\,140 \text{ cm}^2.$$

Nous pouvons la considérer égale à la surface projetée, en raison du faible dièdre en bouts d'ailes.

La surface réelle du plan fixe est :

$$30 \text{ cm} \times 9 \text{ cm} = 270 \text{ cm}^2$$

et sa surface efficace :

$$270 \text{ cm}^2 \times 0,4 = 108 \text{ cm}^2.$$

Représentons :

— Par une longueur de vecteur égale à 1 cm, la force de sustentation donnée par une surface de  $200 \text{ cm}^2$  ;

— Par une longueur de 3 mm, une distance entre les foyers égale à 1 cm (1).

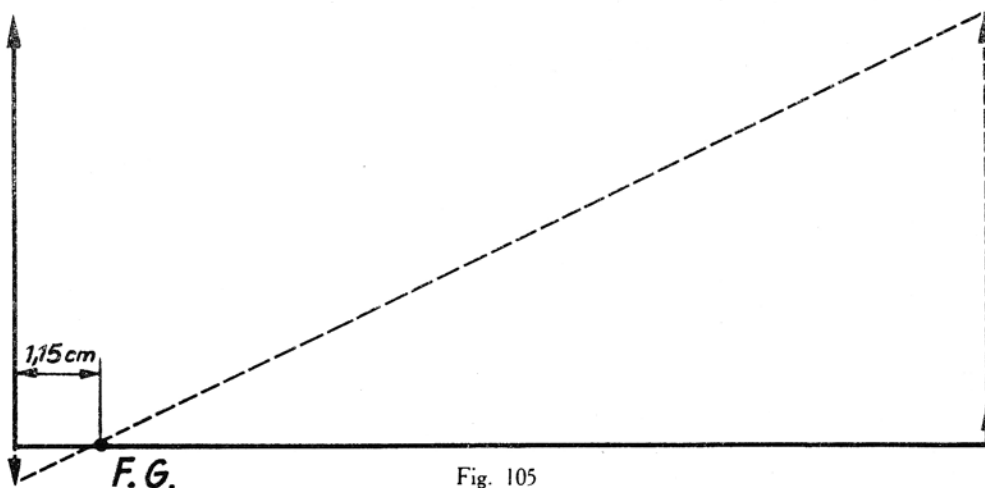


Fig. 105

— La composition graphique des forces (fig. 105) nous indique que le foyer général est situé à :

$$1 \text{ cm} \times \frac{11,5}{3} = 3,8 \text{ cm}$$

en arrière du foyer de l'aile.

— La corde de l'aile mesurant 12 cm, le foyer de l'aile est à :

$$\frac{12 \text{ cm} \times 25}{100} = 3 \text{ cm}$$

en arrière du bord d'attaque.

(1) Ces échelles différentes ont dû être adoptées afin de pouvoir établir un graphique valable, dans le cadre du format de l'ouvrage.

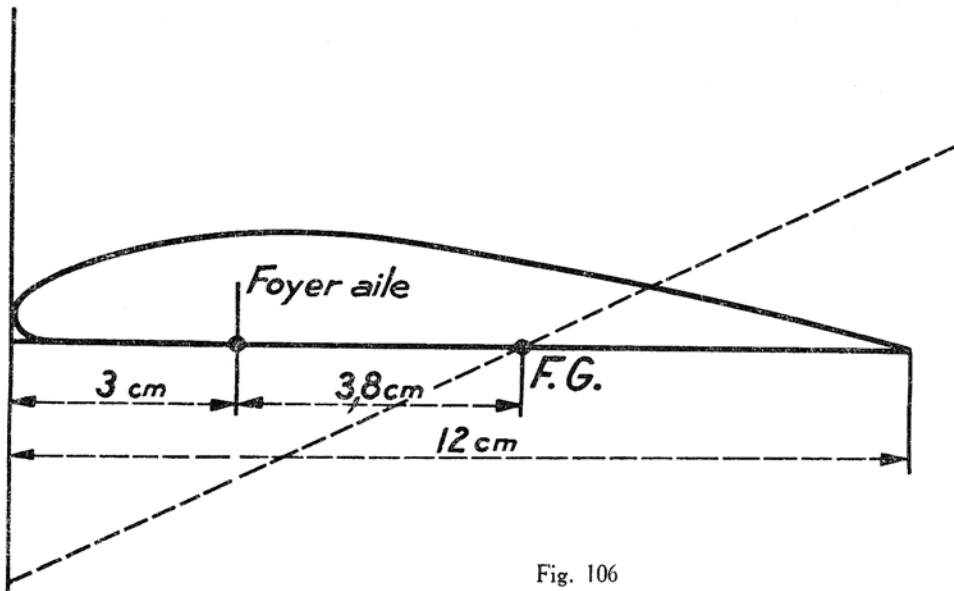


Fig. 106

— Le foyer général du « Mouche » se trouve donc à :

$$3 \text{ cm} + 3,8 \text{ cm} = 6,8 \text{ cm}$$

en arrière du bord d'attaque (fig. 106).

— Vérifions par le calcul le résultat ci-dessus.

— Appelons  $x$  la distance séparant le foyer de l'aile de celui du foyer général (fig. 107).

—  $BF_1$  représente la surface de l'aile soit  $1\,140 \text{ cm}^2$ .

—  $AF$  représente la surface efficace du plan fixe, soit  $108 \text{ cm}^2$ .

—  $FF_1$  mesure  $43 \text{ cm}$ .

Nous pouvons écrire :

$$\frac{x}{AF} = \frac{FF_1 - x}{BF_1}$$

et en remplaçant les lettres par leurs valeurs :

$$\frac{x}{108} = \frac{43 - x}{1\,140}$$

d'où nous tirons :

$$1\,140 x = (43 - x) 108$$

d'où :

$$x = 3,7 \text{ cm}$$

— La méthode graphique nous a donné un millimètre en plus. Il n'est guère possible d'obtenir une approximation plus grande.

Centrons le « Mouche ».

Adoptons un *centrage avant* en plaçant C.G. à 15 % de la corde de profil en avant de F.G., soit :

$$\frac{12 \text{ cm} \times 15}{100} = 1,8 \text{ cm.}$$

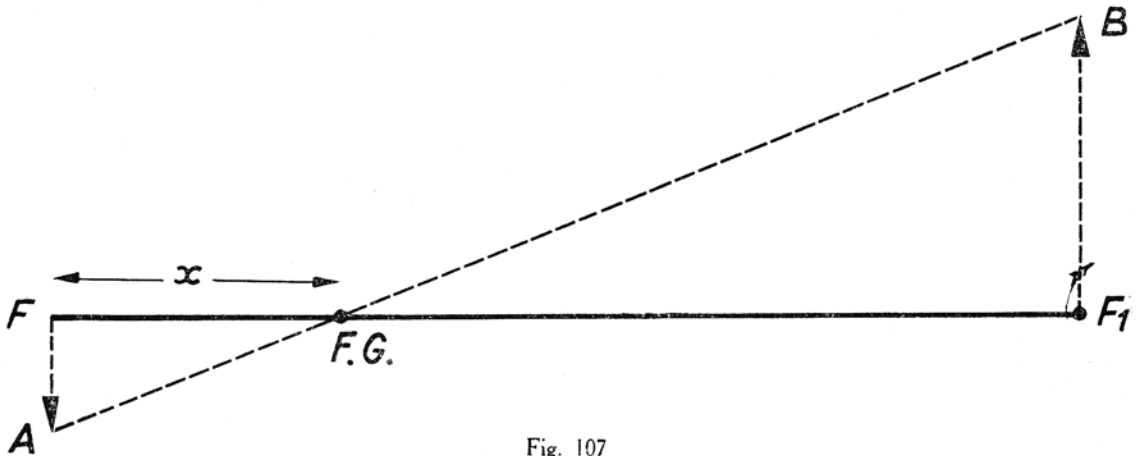


Fig. 107

— Dans ce cas, le centre de gravité sera situé à :

$$6,8 \text{ cm} - 1,8 = 5 \text{ cm}$$

arrière du bord d'attaque de l'aile.

Adoptons un *centrage arrière* en plaçant C.G. à 6 % de la corde de profil en avant de F.G., soit :

$$\frac{12 \text{ cm} \times 6}{100} = 0,72 \text{ cm}$$

— Dans ce cas, le centre de gravité sera situé à :

$$6,8 \text{ cm} - 0,72 \text{ cm} = 6,08 \text{ cm}$$

en arrière du bord d'attaque de l'aile.



Nous en avons ainsi terminé avec tous les problèmes relatifs :

- A l'équilibre longitudinal ;
- A la stabilité longitudinale ;
- Au centrage,

d'un appareil quelconque, car il est bien évident que les méthodes appliquées et les calculs relatifs au « Mouche », sont valables pour tous les appareils. Seules changent les caractéristiques des modèles, les formules utilisées donnant un résultat final différent, mais toujours valable.

### 8.7. - CONSEILS RELATIFS AU CENTRAGE D'UN APPAREIL.

— La position du centre de gravité étant déterminée et bien repérée sur l'aile ou le fuselage, le lestage doit toujours être effectué en *salle*.

— Ne jamais faire de lestage à la hâte sur un terrain.

— Le point de centrage est un *point* et non une *surface*. Ne jamais lester un appareil en le soutenant sur vos doigts. Il doit toujours être soutenu par une arête vive.

— Si en fin de lestage, lorsque l'équilibre longitudinal est établi, la soute à lest n'est pas complètement remplie par la grenaille de plomb, ne pas oublier d'immobiliser celle-ci, soit avec de la colle, soit en bourrant de papier l'espace resté vide.

— Si le plomb se déplace en vol, le centre de gravité se déplace également et les effets de ces déplacements sont redoutables.

— En fin de lestage, l'appareil ne doit pas être rigoureusement horizontal. Il doit prendre une position peu accentuée de « piqué ».

## CHAPITRE IX

---

### STABILITE LATERALE

---

- 9.1. - Définition.
- 9.2. - Le dièdre.
- 9.3. - Valeur du dièdre.
- 9.4. - Quelle valeur de dièdre faut-il adopter ?
- 9.5. - Stabilité latérale dynamique.
- 9.6. - Conseils pratiques.

## CHAPITRE IX

### STABILITE LATERALE

#### 9.1. - DÉFINITION.

Cette stabilité a pour effet de conserver la voilure dans un plan horizontal parallèle à la ligne d'horizon.

Les oscillations d'un appareil, par rapport à ce plan, s'effectuent autour de l'axe de roulis. Elles se traduisent par un balancement d'une aile sur l'autre. Lorsque ce balancement s'amortit rapidement, le planeur est doté d'une bonne stabilité latérale.

En aviation grandeur, c'est le pilote qui, par l'intermédiaire du « manche à balai », manœuvre et commande les ailerons. Il corrige ainsi les perturbations.

En modèle réduit, l'absence de pilote oblige à doter les appareils d'une stabilité latérale propre.

#### 9.2. - DIÈDRE.

Ce résultat est obtenu en donnant du *dièdre* à la voilure (fig. 108).

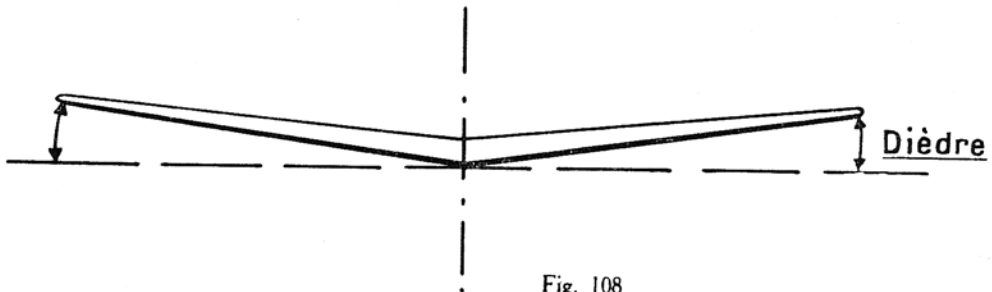
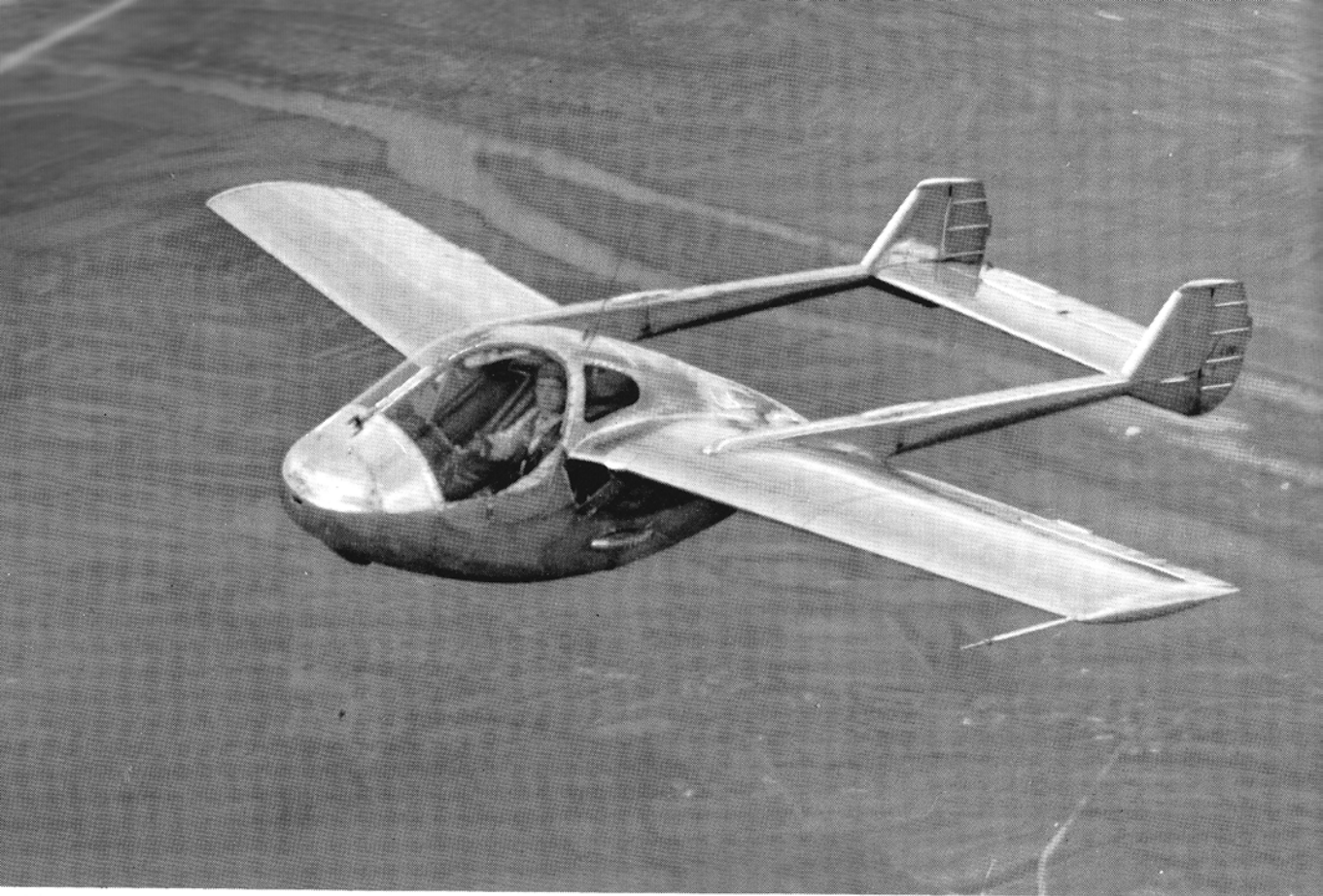


Fig. 108



Stampe



**Sipa 200**

Les surfaces des deux demi-ailes des modèles réduits font entre elles un angle de valeur déterminée, au lieu d'être dans le prolongement l'une de l'autre.

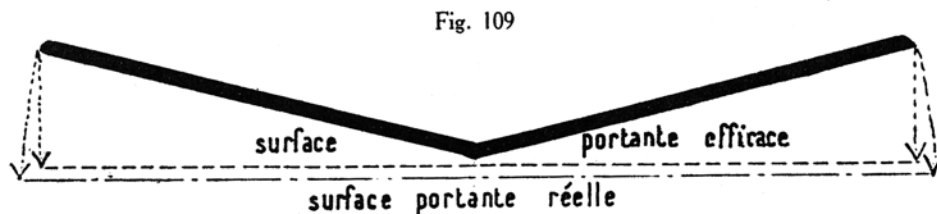
Cette disposition est d'ailleurs adoptée sur beaucoup d'appareils grandeurs : Norécrin, DC 3, DC 4, Constellation.

— Dans ce cas, elle vise au soulagement des efforts que doit fournir le pilote lorsque l'avion traverse une masse d'air fortement turbulente.

Nous n'envisagerons pas ici les différentes réalisations pratiques du dièdre, ceci relevant de la technologie pure.

Quelle est l'influence du dièdre ?

L'examen de la figure montre que deux demi-ailes, assemblées avec dièdre, ont une surface portante égale à leur surface de projection sur un plan horizontal (fig. 109).



Le dièdre réduit la grandeur de la surface portante. Il diminue donc la valeur de la portance que nous étions en droit d'espérer de l'aile maintenue plane.

Ceci revient à dire que nous tirons moins de  $C_z$  d'une aile dièdrée que d'une aile plane de même surface, toutes deux étant en équilibre horizontal.

Dans ces conditions, si pour une raison quelconque le modèle s'incline sur l'aile gauche, nous voyons que :

— La projection horizontale de la surface de la demi-aile gauche grandit, donnant ainsi plus de portance à gauche ;

— La projection horizontale de la demi-aile droite, qui s'élève, diminue, donnant moins de portance qu'auparavant à droite.

Plus de portance à gauche, moins à droite : nous obtenons un couple redresseur par rapport à l'axe de roulis, qui ramène le modèle à sa position d'équilibre.

Il est même probable qu'il la dépasse, inclinant le modèle à droite, mais moins que précédemment à gauche.

Le raisonnement précédent fait apparaître un couple inverse, plus faible, et l'effet de tous

les couples redresseurs successifs se traduit par un balancement de l'appareil, d'une aile sur l'autre, balancement amorti, jusqu'au moment où l'équilibre est rétabli.

Remarquons qu'il faut une inclinaison assez forte, soit à gauche, soit à droite, pour donner une augmentation notable de la surface de projection, d'où une augmentation de la valeur de la portance.

Nous pouvons donc dire qu'en cas de balancement latéral peu prononcé, nous ne verrons pas naître de couples redresseurs.

Le balancement sera presque continu et le vol n'en sera pas plus gracieux pour autant.

Pour pallier cet inconvénient, la meilleure solution consiste à adopter un *dièdre elliptique* (fig. 110).



dièdre elliptique

Fig. 110

Dans ce cas, nous pouvons considérer les portions d'aile AB, BC et CD comme des surfaces planes, fournissant chacune une valeur égale de  $C_z$ .

Pour une faible inclinaison, nous voyons la tranche AB se confondre avec le plan horizontal et provoquer ainsi la naissance d'un moment redresseur, dont les deux facteurs sont l'augmentation de portance de la tranche AB et la longueur de bras de levier a O. Ce moment est assez faible, mais suffisant pour rétablir l'équilibre.

Pour une inclinaison très forte, c'est la tranche CD qui rejoint le plan horizontal.

Initialement plus oblique sur ce plan que la tranche AB, son augmentation de portance est bien supérieure à celle enregistrée précédemment.

D'autre part, le bras de levier est plus long que a O. Les deux facteurs du moment étant augmentés, celui-ci est plus important et le rétablissement de l'équilibre suit (fig. 111).

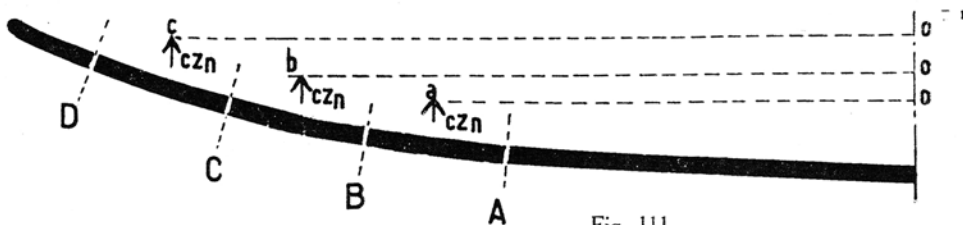


Fig. 111

Dans le cas d'un dièdre elliptique, nous pouvons dire qu'à une faible inclinaison correspond un moment redresseur faible et qu'à une forte inclinaison correspond un moment redresseur important.

**Le rétablissement de l'équilibre compromis sera donc plus progressif que dans le premier cas et le balancement inhérent au dièdre simple sera supprimé ou peu perceptible.**

### 9.3. - VALEUR DU DIÈDRE.

Pour connaître la valeur du dièdre à adopter, il est bon de considérer deux cas :

- Vol en air calme ;
- Vol en air agité.

*En air calme*, l'appareil aura peu de tendance à s'incliner latéralement sur une aile, s'il est bien construit.

Nous dirons qu'il est bien construit lorsque :

- Les deux demi-ailes pèseront exactement le même poids ;
- Lorsque l'incidence de ces deux demi-ailes sera rigoureusement la même sur toute la longueur de l'envergure ;
- Lorsque les deux demi-ailes auront la même traînée.

En effet, si l'une des ailes pèse quelques grammes de plus que l'autre, le rapport  $\frac{\text{poids}}{\text{surface}}$  = charge alaire est défavorable à cette dernière, en ce sens qu'il a une valeur plus grande pour une même valeur de la portance.

Dans ce cas, ne soyons pas étonnés si l'aile la plus lourde s'enfonce, rompant ainsi l'équilibre latéral.

Si l'une des ailes est légèrement gauchie négativement, son incidence est diminuée. Sa portance l'est aussi.

Comme dans le cas précédent, la valeur du rapport  $\frac{\text{poids}}{\text{portance}}$  est augmentée.

Si la traînée d'une demi-aile est supérieure à celle de l'autre, la première demi-aile se trouve ralentie. La diminution de sa vitesse a pour conséquence une diminution de portance et nous retombons dans le cas précédent.

**Donc, si notre modèle est bien construit, il suffira d'un dièdre assez faible pour obtenir une stabilité latérale suffisante.**

*En air agité*, il n'en sera plus de même et nous sommes persuadés qu'il faudra des valeurs importantes de moments redresseurs pour rétablir un équilibre continuellement et fortement compromis.

Ces moments puissants ne seront obtenus que par l'adoption d'un dièdre important.



De là à conclure qu'il nous faut un appareil adapté à chaque cas de vol, il n'y a qu'un pas. Nous ne le franchirons cependant pas, préférant adopter une solution de compromis, celle de l'appareil à *dièdre moyen*.

La valeur donnée au dièdre sera donc fixe. Mais rien n'arrêtant les modélistes dignes de ce nom, nous pouvons réaliser ce que nous appellerons un « *modèle tout temps* », donc à *dièdre variable*.

C'est une complication supplémentaire à résoudre au moment de la construction, mais nous pouvons assurer que le supplément de travail exigé par l'établissement d'un tel dièdre est largement compensé par les résultats obtenus.

#### 9.4. - QUELLE VALEUR DE DIÈDRE FAUT-IL ADOPTER ?

Nous avons vu que le dièdre est un angle et nous savons que la valeur d'un angle se donne en degrés ou en grades.

Les modélistes, même les plus avertis, ont pris la fâcheuse habitude d'exprimer la valeur du dièdre en pourcentage de l'envergure.

Ils diront :

« Mon planeur a 10 % de dièdre » ;

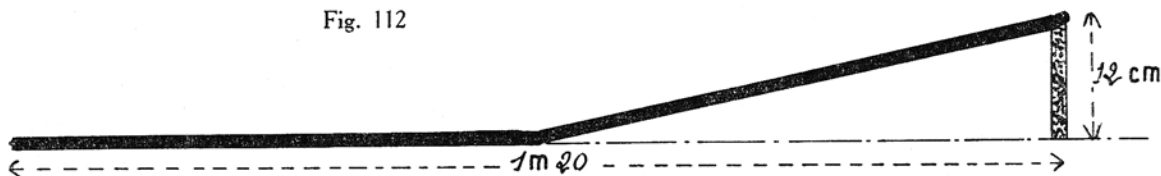
« Mon motomodèle a 15 % de dièdre ».

— Ce qui signifie, dans le premier cas, qu'un planeur ayant 1,20 m d'envergure voit l'extrémité de son aile droite surélevée de :

$$\frac{120 \text{ cm} \times 10}{100} = 12 \text{ cm}$$

au-dessus du plan horizontal tangent à son aile gauche (fig. 112).

Fig. 112



et, dans le second cas, qu'un motomodèle ayant 1,50 m d'envergure voit l'extrémité de son aile droite surélevée de :

$$\frac{150 \text{ cm} \times 15}{100} = 22,5 \text{ cm}$$

au-dessus du plan horizontal tangent à son aile gauche.

Evidemment, nous ne pouvons pas dire qu'il s'agit là de données mathématiques pures, mais d'une fâcheuse habitude que nous ne pouvons préconiser.

La pratique a démontré depuis longtemps qu'une *valeur de dièdre égale à 10 %* est une bonne moyenne. C'est le chiffre que nous retiendrons en rappelant cependant que c'est une valeur un peu trop élevée pour le vol par temps calme, ceci pour deux raisons :

1° Le dièdre réduisant, en pratique, la surface portante efficace, cause une augmentation de la valeur de la charge alaire.

Or, cette charge est un facteur qui intervient dans le calcul de la vitesse de descente verticale.

Si la charge alaire est augmentée, la vitesse de descente l'est aussi et ceci ne constitue pas un résultat *favorable pour accroître la durée du vol*.

Dans tous les cas, la durée du vol restera toujours égale au quotient de la hauteur de largage par la vitesse de descente verticale.

2° Le dièdre contribue efficacement au maintien de l'appareil sur une trajectoire voisine de la ligne droite.

Il y a peu de chances pour que le modèle spirale. Or, il n'est pas rare de trouver, par temps calme et par temps chaud, des ascendances thermiques dont la base se déplace peu.

Si le modèle en vol rencontre une telle ascendance, il la traverse sensiblement en ligne droite en gagnant un peu d'altitude. Sorti de l'ascendance, la descente reprend et nous pouvons constater que le planeur n'a pu utiliser la possibilité qui s'offrait à lui de prendre de l'altitude.

Si, au contraire, le modèle spirale, il a les plus grandes chances de rester assez longtemps dans l'ascendance rencontrée.

Celle-ci lui fait gagner une altitude parfois considérable. Il pourra alors être « perdu de vue en altitude ».

S'il est monté par exemple à 2 000 m, il lui faudra un temps appréciable pour regagner le sol en *vol plané*.

Il parcourra ainsi une très longue distance et sera peut-être « *perdu de vue en distance* ».

En définitive, nous avons dans ce cas toutes chances de perdre l'appareil.

## 9.5. - STABILITÉ LATÉRALE DYNAMIQUE.

Nous avons vu naître, se développer et agir des moments redresseurs lorsqu'un appareil s'incline soit sur une aile, soit sur l'autre. Tout cela est parfait, mais si nous voulons bien remarquer que ces moments ne naissent et n'agissent que lorsque la rupture de l'équilibre horizontal est un fait accompli, nous sommes obligés de reconnaître que les moments en question ne font sentir leurs efforts qu'avec un certain temps de retard.

Ils « guérissent » mais ne préviennent pas le « mal ».

Cette constatation nous permet d'affirmer que le dièdre ne dote pas l'appareil d'une stabilité latérale statique, parce que, en fait, la stabilité statique n'existe pas.

Toute autre est la *stabilité latérale dynamique* qui, elle, existe à l'état de repos et se manifeste dès l'apparition du danger. De quoi s'agit-il ?

Si nous appliquons, en un point quelconque d'une sphère homogène quant à sa *masse*, une force tangente  $F$ , la sphère tournera et prendra une certaine accélération angulaire, autour d'un axe perpendiculaire au plan déterminé par la ligne d'action de la force et le centre de la sphère (fig. 113).

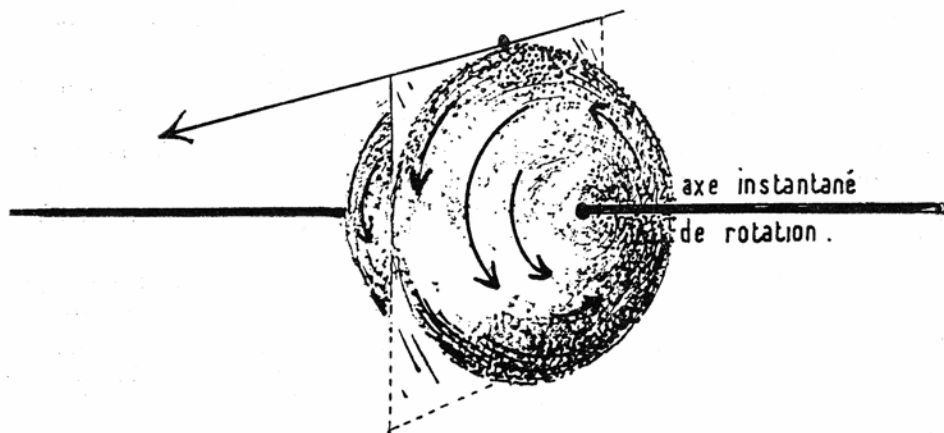


Fig. 118

— Cet axe est appelé *axe instantané de rotation*. A la sphère, ajoutons deux *masses* égales opposées sur un diamètre différent de l'axe instantané de rotation.

La sphère possède à présent un *axe principal d'inertie*, passant par les deux masses ajoutées et le centre de la sphère.

Appliquons la force  $F$  au même point que précédemment.

Nous constatons que l'axe instantané de rotation a changé de position et se trouve à présent entre sa *position primitive* et l'*axe principal d'inertie* (fig. 114).

Nous constaterons aussi que plus les *masses* ajoutées seront importantes, plus l'axe instantané de rotation se rapprochera de l'axe principal d'inertie.

Ceci est le principe. Passons à son application. Considérons un appareil tournant autour d'un axe  $x y$ , situé dans le plan de symétrie vertical et examinons ce que vaut l'inertie de l'appareil autour de différents axes (fig. 115).

Si l'appareil oscille autour de l'axe de roulis, son inertie est, en principe, celle de l'aile.

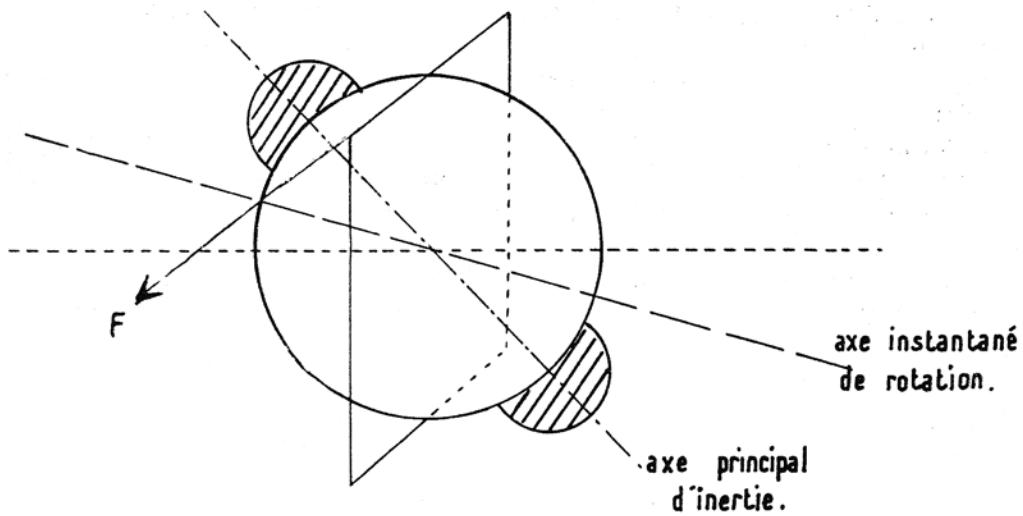


Fig. 114

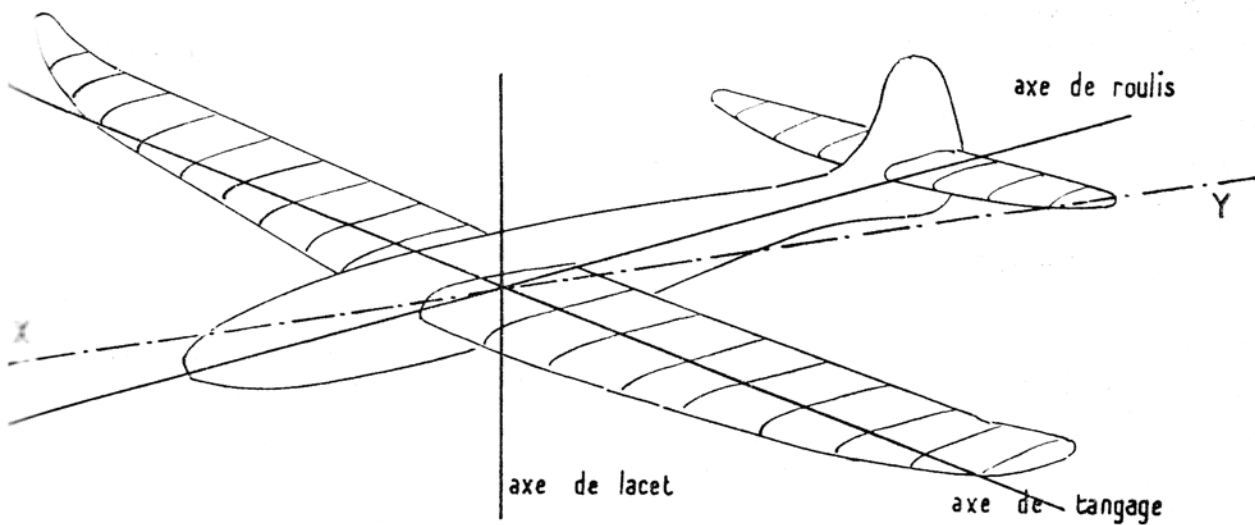


Fig. 115

Si l'appareil tourne autour de l'axe de lacet, son inertie est à peu près égale à celle de l'aile augmentée de celle du fuselage.

Il est évident que l'axe principal d'inertie est sensiblement dirigé suivant l'axe longitudinal du fuselage.

— Si l'appareil tourne autour de  $x y$ , son axe instantané de rotation sera d'autant plus près de son axe principal d'inertie que l'inertie du fuselage sera grande par rapport à celle de l'aile.

— Supposons à présent que par construction, l'axe principal d'inertie se trouve en position cabrée.

— Il y a beaucoup de chances, dans ce cas, pour que l'axe instantané de rotation le soit aussi. Que se passe-t-il alors (fig. 116) ?

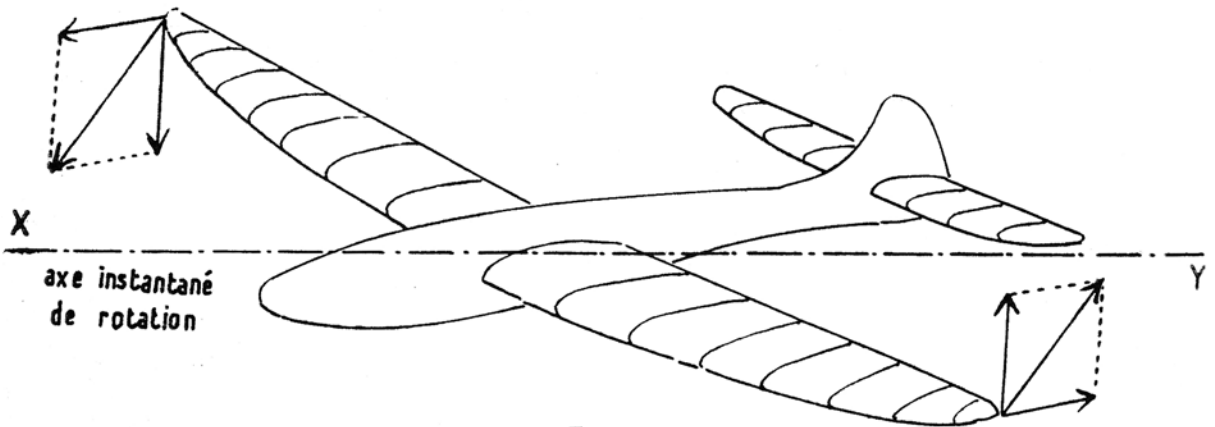


Fig. 116

— Si nous décomposons le mouvement de rotation, par rapport à l'axe instantané, en deux mouvements :

— l'un dirigé suivant la trajectoire (axe de roulis) ;

— l'autre suivant la perpendiculaire à la trajectoire, tracée dans un plan vertical (axe de lacet),

nous constatons que :

— l'aile qui s'abaisse, avance ;

— l'aile qui s'élève, recule.

— Si l'aile droite avance par rapport au centre de gravité de l'appareil, celui-ci présente le flanc droit de son fuselage au vent relatif.

Immédiatement, une composante du vent relatif agit en repoussant le fuselage jusqu'à sa position d'équilibre.

Nous avons réalisé théoriquement la stabilité latérale dynamique.

Réalisons-la pratiquement.

Nous savons que l'axe instantané de rotation doit être légèrement cabré et que l'axe principal d'inertie doit l'être davantage.

Nous obtiendrons le résultat cherché :

- a) En faisant voler l'appareil « queue basse » ;
- b) En répartissant judicieusement les masses du fuselage.

a) *Vol « queue basse ».*

Pour qu'un appareil vole « queue basse », il est nécessaire de caler son aile à une incidence proche de la négative.

Cette incidence faible ne pouvant fournir qu'une faible valeur de portance, l'appareil devra voler légèrement cabré pour retrouver l'incidence assurant la portance nécessaire, d'où le vol « queue basse » souhaité. Ce vol n'est pas très esthétique.

b) *Répartition judicieuse des masses.*

Nous aurons un axe principal d'inertie cabré, par rapport à la trajectoire suivie en vol :

1° En alourdissant tout ce qui est en avant du centre de gravité et au-dessus du plan horizontal de référence du fuselage, ainsi que tout ce qui est en arrière du centre de gravité et en-dessous du plan précédent ;

2° En allégeant tout ce qui est en avant du centre de gravité et en dessous du plan horizontal de référence et tout ce qui est en arrière du centre de gravité et au-dessus du plan horizontal de référence (fig. 117).

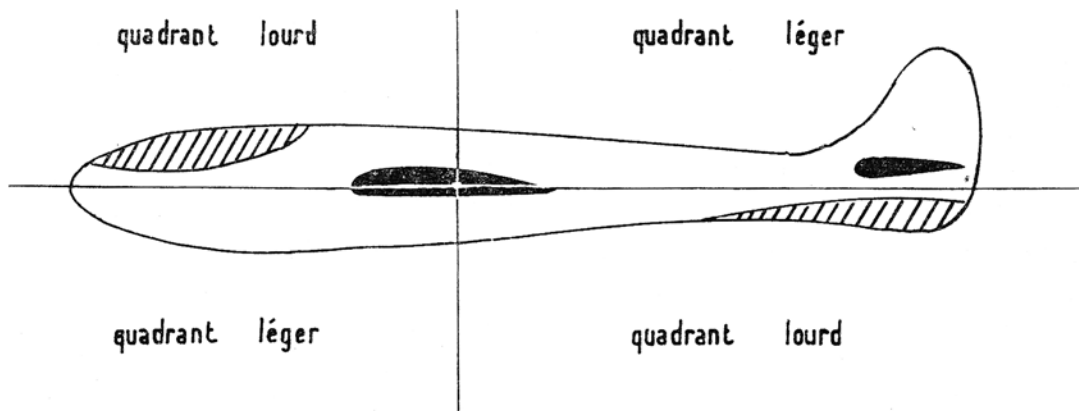


Fig. 117

## 9.6. - CONSEILS PRATIQUES.

Construisons des appareils « tout temps » dont la valeur du dièdre sera égale à 10 % de l'envergure.

Si nous ne faisons voler que par temps calme, un dièdre de 4 à 8 % sera suffisant.

Si nous voulons affronter le vent, n'hésitons pas à donner 12 à 15 % de dièdre.

Sachons qu'en faisant voler par temps calme un appareil à grand dièdre, nous sacrifions inutilement des secondes de vol.

Surélevons autant que possible le plancher de la soute à lest.

Ne craignons pas de caissonner l'avant supérieur du fuselage, jusqu'à mi-hauteur.

Montons des patins très légers sous les fuselages.

Ne perdons pas de vue qu'un train d'atterrissage très solide, donc lourd, sous un moto-modèle, est un défi lancé à la stabilité latérale dynamique.

Un patin sous la dérive n'est pas un élément indispensable, mais en adapter un, c'est agir sagement.

## CHAPITRE X

---

### **10.1. - Stabilité de route.**

10.1.1. - Influence des surfaces verticales.

10.1.2. - Influence de la flèche.

10.1.3. - Stabilité de route et stabilité latérale.

### **10.2. - L'avion : effets dus au groupe motopropulseur.**

10.2.1. - Axe de traction.

10.2.2. - Couple de renversement.

10.2.3. - Compensation du couple de renversement.

### **10.3. - Treuillage des planeurs.**

### **10.4 - Conseils pratiques :**

- Stabilité de route ;
- Réglage de l'avion ;
- Treuillage.



## CHAPITRE X

---

### 10.1. - STABILITÉ DE ROUTE.

#### 10.1.1. - Influence des surfaces verticales.

Un appareil est stable autour de l'axe de lacet ou de giration lorsqu'à la suite d'une perturbation l'écartant de la direction de sa trajectoire, il revient à celle-ci automatiquement.

Les forces aérodynamiques qui ramènent l'appareil dans la bonne direction engendrent un moment de giration stabilisateur.

Nous avons eu l'occasion de voir des appareils rester obstinément face au vent, s'enfoncer sur place ou même reculer par rapport au sol. Dans ce cas, nous pouvons dire qu'ils étaient dotés d'une stabilité de route excessive.

— Si, pendant toute la durée du treuillage, une excellente stabilité de route est une qualité très précieuse, elle l'est beaucoup moins, lors du vol libre.

En effet, si le modèle pénètre dans une zone ascendante, il la traverse en ligne droite et ne profite pas, ainsi que nous l'avons déjà dit, du gain possible d'altitude qui s'offrait à lui.

**La stabilité de route est assurée par une répartition judicieuse des surfaces verticales situées en avant du centre de gravité et des surfaces situées en arrière du C.G.**

Ces surfaces comprennent :

— La surface de la ou des dérives ;

— La projection verticale de la silhouette du fuselage et la projection verticale de la surface portante, surtout lorsque le dièdre de l'aile est important (fig. 118).

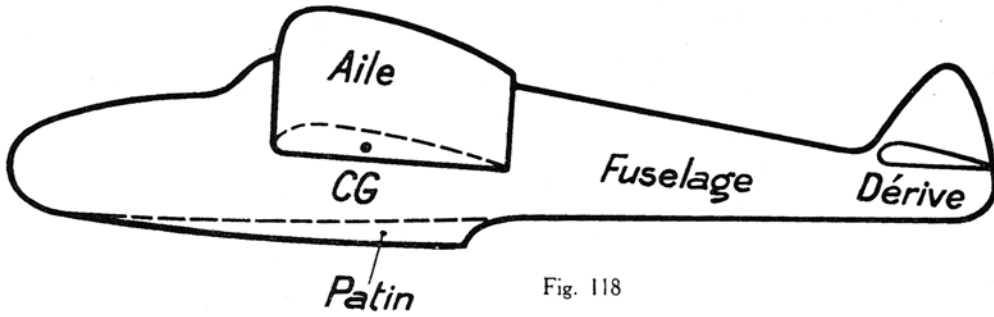


Fig. 118

L'ensemble de toutes ces surfaces soumises à un vent relatif possède un foyer particulier auquel nous allons appliquer la résultante générale de toutes les forces de poussée latérale.

— Ce foyer spécial constitue ce que nous appelons le *centre de poussée latérale* (fig. 119).

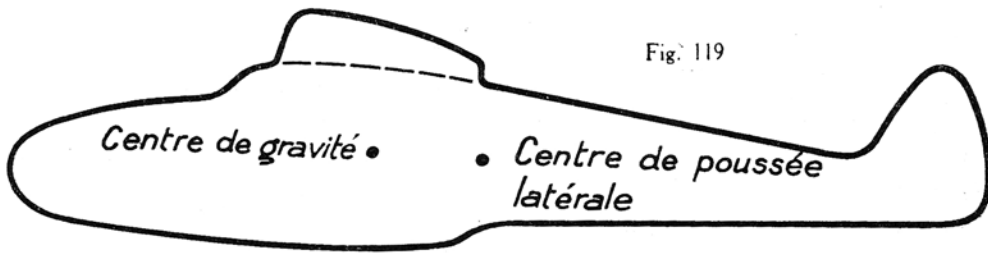


Fig. 119

— Il peut occuper quatre positions principales par rapport au centre de gravité de l'appareil (fig. 120).

— Voyons ce qui se passe en position 1.

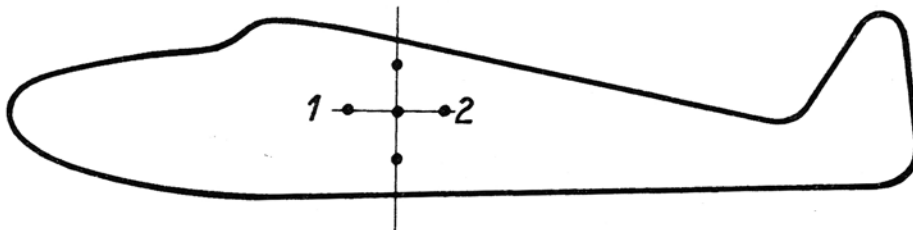


Fig. 120

En cas de virage à droite, la résultante  $P$  des forces de poussée latérale étant appliquée au centre de poussée latérale, engendre un moment dont l'action accentue le virage à droite.  
 — S'il s'agit d'un virage à gauche, l'effet est analogue et le virage s'accroît pour la même raison (fig. 121).

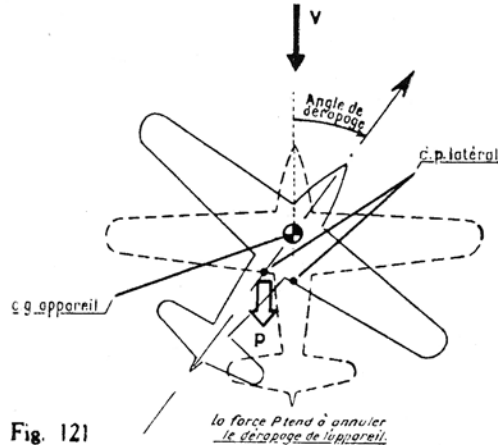


Fig. 121

Nous pouvons même affirmer que le modèle effectue une rotation de  $180^\circ$ .

*Il est donc instable autour de l'axe de lacet.*

Il en sera toujours ainsi lorsque le centre de poussée latérale sera situé en avant du centre de gravité du modèle, soit au-dessus, soit en-dessous de celui-ci.

Un raisonnement analogue au précédent, appliqué à la position 2, fait apparaître un moment redresseur qui remet l'appareil sur sa trajectoire primitive (fig. 122).

*Le modèle est stable autour de l'axe de lacet.*

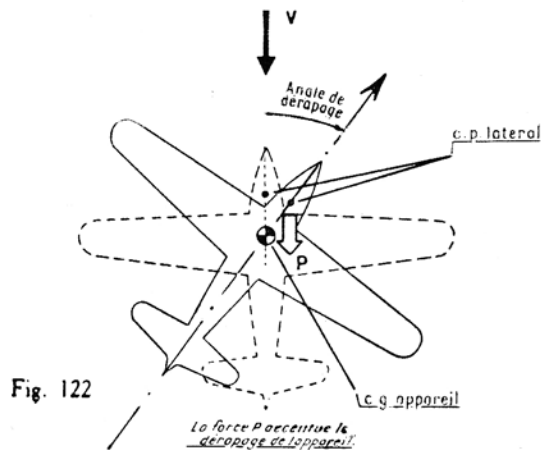


Fig. 122

**Concluons. — Le centre de poussée latérale doit toujours être situé derrière le centre de gravité de l'appareil.**

Nous devons tenir compte de cette obligation lorsque nous dessinerons la vue en élévation de tout appareil nouveau.

Comme nous pouvons admettre que le centre de poussée latérale est confondu avec le centre de gravité de la silhouette obtenue, la méthode dite des deux points de suspension permettra de trouver la position du centre de gravité, donc celle du centre de poussée latérale. Nous réaliserons la silhouette de l'appareil en carton fort.

### 10.1.2. - Influence de la flèche.

La flèche des ailes contribue, elle aussi, à assurer la stabilité de route (fig. 123).

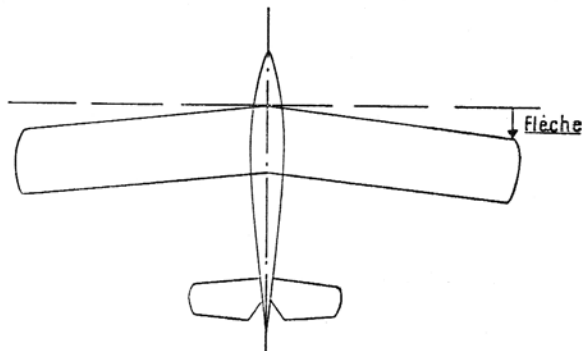


Fig. 123

— En effet, lorsque l'appareil amorce un virage à droite, la demi-aile gauche, qui est à l'extérieur du virage, s'avance pendant que la demi-aile droite s'efface.

— La première présente son bord d'attaque aux filets d'air, moins obliquement qu'avant l'amorce de virage.

— Sa traînée augmente légèrement.

— Celle de l'aile droite décroît par phénomène inverse.

— Un couple redresseur est amorcé, qui ramène l'appareil sur sa trajectoire.

*L'effet dû à la flèche a donc agi dans le même sens que la dérive.*

**Concluons. — Nous pouvons réduire la surface de la dérive, en donnant une « flèche » au bord d'attaque des ailes.**

— N'allons pas jusqu'à dire, cependant, qu'en donnant une flèche très importante, nous pourrions supprimer purement et simplement la dérive.

### 10.1.3. - Stabilité de route et stabilité latérale.

Nous allons combiner à présent la stabilité de route donnée par la dérive et la flèche, s'il y en a, avec la stabilité latérale, car en fait, elles sont indissociables.

Que se passe-t-il lorsque la première est très importante par rapport à la seconde ? C'est le cas d'une grande dérive associée à un dièdre faible.

Si pour une raison quelconque, le modèle amorce un virage à droite, il glisse vers l'intérieur du virage.

Il glisse parce que le dièdre est insuffisant pour maintenir l'inclinaison latérale correcte indispensable pour assurer un virage correct. Les filets d'air viennent frapper la face droite de la dérive, qui subit une poussée latérale. Cette poussée latérale ne peut qu'accroître le virage.

La glissade s'accroît et de proche en proche, le virage à droite se transforme en une spirale de plus en plus serrée, de laquelle l'appareil ne sortira... qu'en arrivant au sol.

C'est ce que nous appellerons *l'instabilité spirale*.

Que se passe-t-il si la stabilité latérale est trop importante par rapport à la stabilité donnée par la dérive ?

C'est le cas d'un fort dièdre associé à une petite dérive.

Si le modèle s'incline sur l'aile droite, le couple stabilisateur provoqué par le dièdre agira immédiatement, même au-delà du besoin, provoquant ainsi une légère glissade sur l'autre aile.

Le couple stabilisateur changeant de sens sera la cause d'une glissade sur l'aile gauche et le phénomène se poursuivra indéfiniment. Nous aboutissons à un vol balancé, effectué suivant une trajectoire ondulée dans le plan horizontal. C'est le « roulis hollandais » (1). Nous pouvons donc conclure que le dosage :

Dièdre-dérive est assez délicat à réaliser car : dans le premier cas, la stabilité latérale trop faible n'a pu parer, à elle seule, à l'insuffisance du dièdre ; dans le second cas, elle n'a pu suffire à rendre la dérive assez efficace.

L'expérience a prouvé que :

- Petite dérive s'associe bien avec dièdre faible.
- Grande dérive est à conseiller lorsque le dièdre est important. Des deux erreurs ayant permis de tirer les conclusions précédentes, la plus grave est nécessairement celle qui conduit à l'instabilité spirale.

---

(1) Par analogie au mouvement balancé, d'un pied sur l'autre, des patineurs hollandais.

## 10.2. - L'AVION : EFFETS DUS AU GROUPE MOTOPROPULSEUR.

Que l'avion soit propulsé à l'aide d'un moteur caoutchouc ou d'un moteur à combustion interne, dans les deux cas, nous avons à résoudre des problèmes analogues : centrage, stabilité longitudinale, stabilité latérale, stabilité de route, à ceux qu'ont posés les planeurs et qui ont été résolus.

— Toutes les conclusions définies jusqu'à présent restent valables lorsqu'il s'agit d'un appareil tirant l'énergie nécessaire à la continuité de son vol, non plus de son propre poids, mais d'un écheveau de caoutchouc ou d'un moteur à combustion interne.

— De cette constatation, nous tirons cette première conclusion :

**Tout avion, quel que soit son moteur, doit, celui-ci étant arrêté, voler correctement comme un planeur.**

— Ce qui veut dire que nous ne mettrons le moteur en marche que lorsque l'appareil volera convenablement, hélice stoppée.

— Ce n'est qu'ensuite que nous entreprendrons la résolution des problèmes posés par l'installation d'une force motrice à bord.

— Ces problèmes sont les suivants :

### 10.2.1. - Axe de traction.

L'axe de traction peut passer :

- a) Par le centre de gravité ;
- b) En dessous du centre de gravité ;
- c) Au-dessus du centre de gravité.

Examinons les trois possibilités.

a) *L'axe de traction passe par le centre de gravité C.G. (fig. 124).*

Dans ces conditions, hélice stoppée, l'appareil en vol se comporte comme un planeur. Sa vitesse est maintenue constante sur trajectoire inclinée par la seule utilisation de son propre poids.

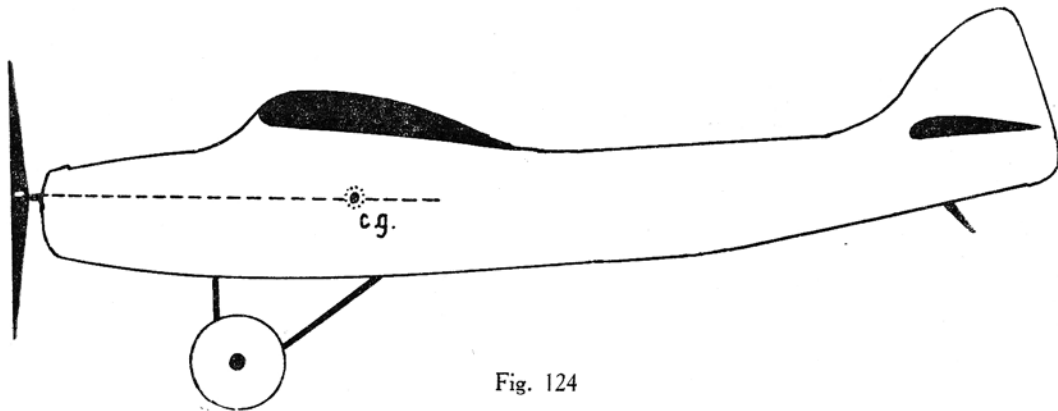


Fig. 124

Lorsque l'hélice entre en rotation, elle fournit un effort de traction qui, s'ajoutant à l'effort précédent, a pour conséquence un accroissement de la vitesse sur la trajectoire.

Qui dit « augmentation de vitesse » dit aussi « augmentation de la valeur de la portance ».

— Cette augmentation de la valeur de la portance se traduira, au début, par une montée de l'appareil qui, abandonnant sa trajectoire initiale, volera suivant une nouvelle trajectoire plus cabrée que la précédente.

— Si l'effort de traction est tout juste suffisant pour entretenir le vol sur cette nouvelle trajectoire, le modèle prendra de l'altitude régulièrement (premier cas).

Ce n'est malheureusement pas toujours le cas et il nous est arrivé d'assister à des montées en chandelle, suivies de paliers, de montées en chandelle et ainsi de suite jusqu'à l'arrêt du moteur (deuxième cas).

— Si l'effort de traction est dû à un moteur surpuissant actionnant une hélice parfaitement adaptée, nous verrons l'appareil suivre une trajectoire de plus en plus cabrée jusqu'au moment où, véritablement suspendu à son hélice, le modèle montera à la verticale (troisième cas).

— Nous pouvons dire qu'à ce moment, la valeur de la portance sera nulle ou presque et que la sustentation de l'avion sera assurée uniquement par l'effort de traction de l'hélice.

— Si la montée en chandelle est spectaculaire dans le premier et le troisième cas, elle l'est beaucoup moins dans le second.

— Le public non averti a la certitude d'assister au vol d'un appareil mal réglé qui exécute des bonds successifs assez mal ordonnés.

— Nous comprenons donc la nécessité de tirer le meilleur parti possible de la puissance dont nous disposons, **par le choix d'un calage judicieux de l'axe de traction de l'hélice.**

**Si nous disposons d'un moteur surpuissant et d'une hélice bien adaptée, l'axe de traction peut passer par le C.G. de l'appareil.**

b) *L'axe de traction passe sous le centre de gravité C.G. (fig. 125).*

— Lorsque l'axe de traction passe sous le centre de gravité, l'effort de traction fourni par l'hélice, multiplié par le bras du levier  $d$ , donne naissance à un moment cabreur.

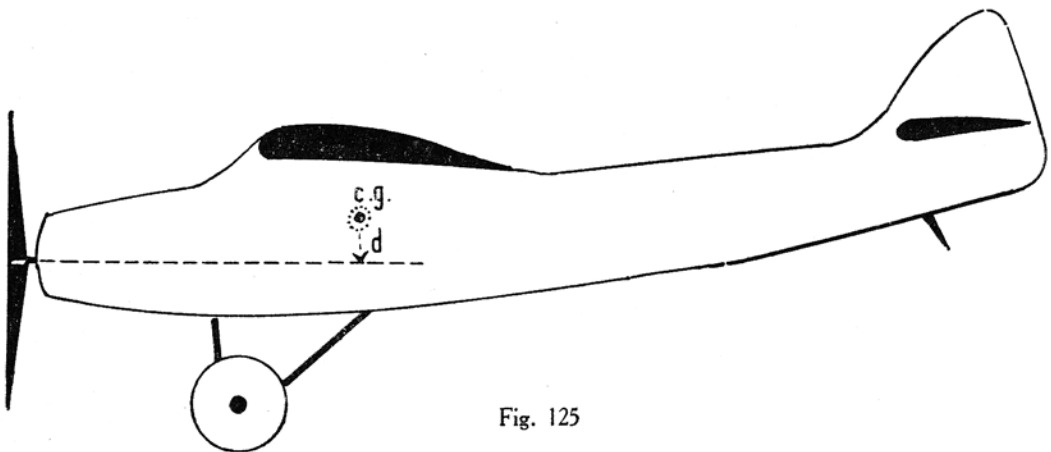


Fig. 125

— Nous obtenons une montée en chandelle encore plus spectaculaire que précédemment et nous avons peut-être trouvé le moyen de faire exécuter une série de boucles à notre appareil.

— Comme il perdra de l'altitude à chaque boucle effectuée, la dernière, celle qu'il fera au ras du sol, pourra bien être malheureusement la dernière.

— **Nous ne ferons donc pas passer l'axe de traction sous le centre de gravité.**  
C'est une mesure de prudence.

c) *L'axe de traction passe au-dessus de C.G.* (fig. 126).

Le moment de la force de traction est piqueur. Il contribue à réduire le cabré provoqué par l'accroissement de la portance.

**C'est la solution idéale dans tous les cas.**

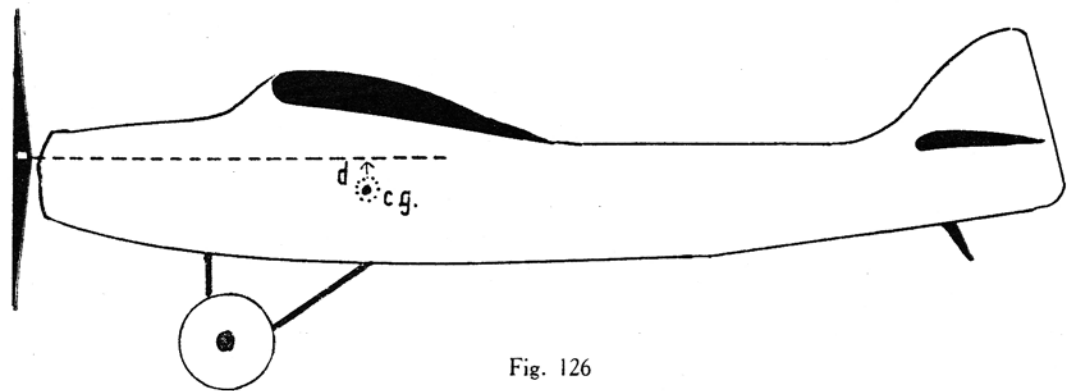


Fig. 126

— Pour déterminer la direction de l'axe de traction, il est donc indispensable de connaître la position, *en hauteur*, du centre de gravité dans le fuselage.

— Cette position s'obtient facilement en suspendant l'appareil terminé, par deux points différents (voir figure 127).

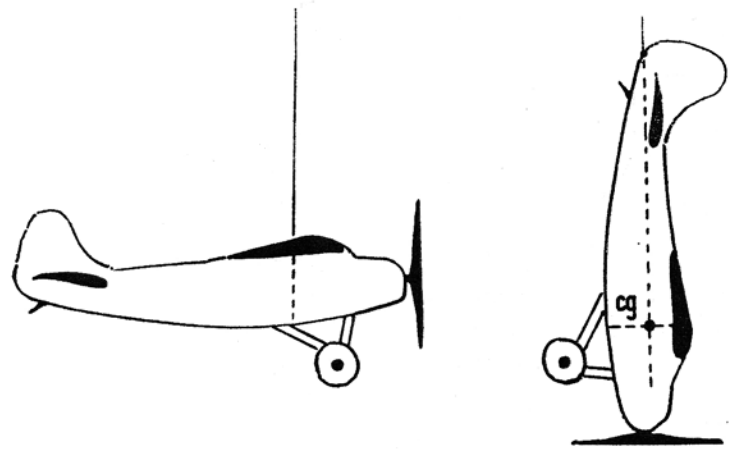


Fig. 127



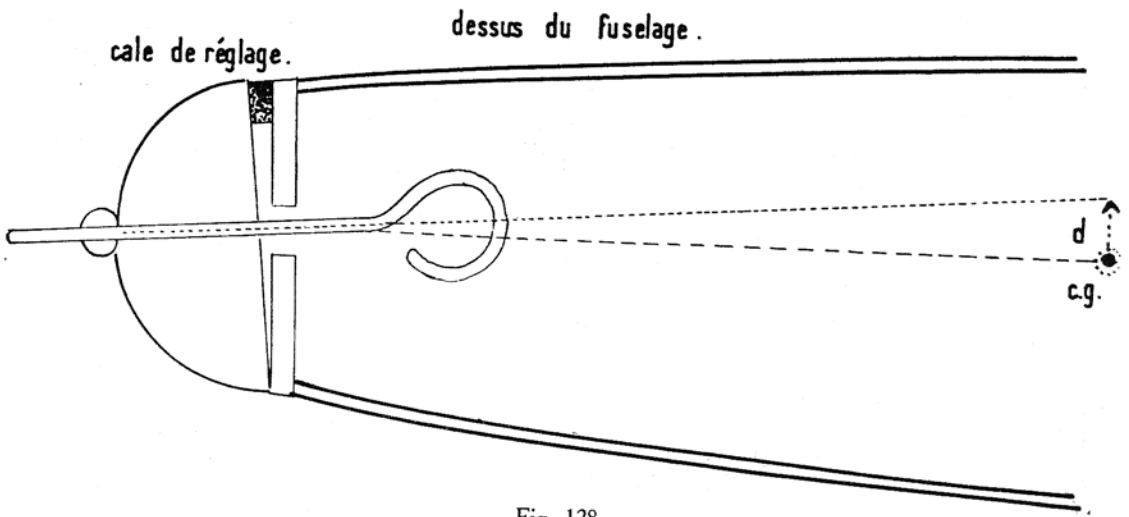


Fig. 128

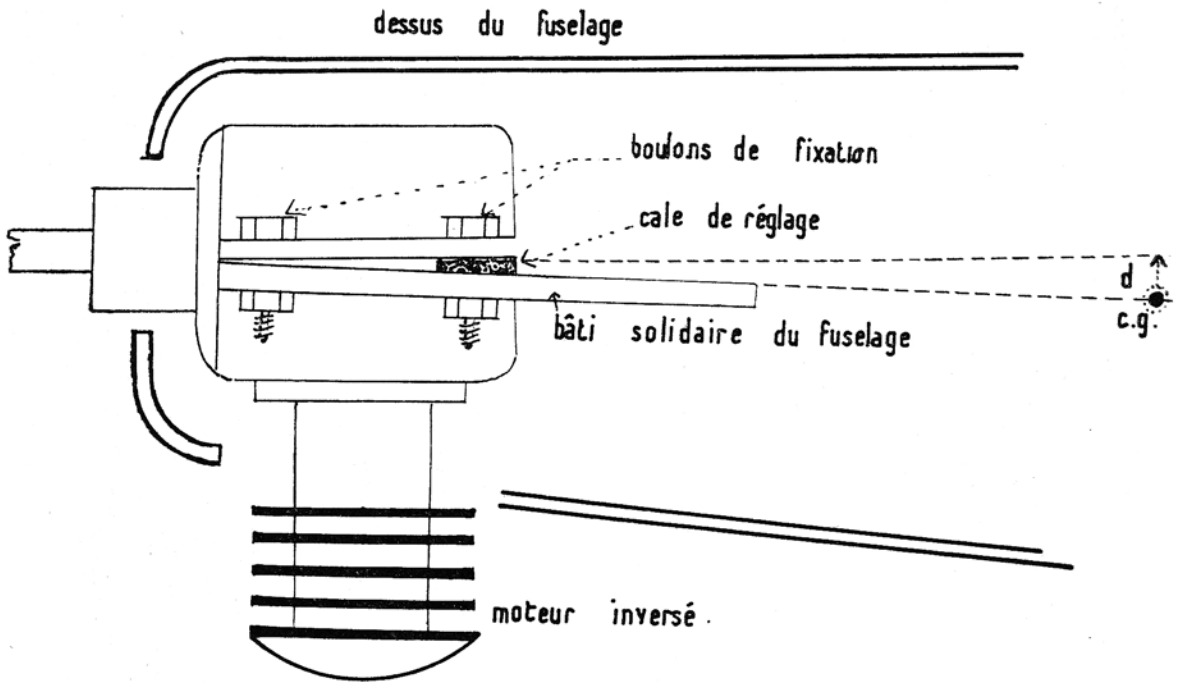


Fig. 129

Par adjonction de cales de réglage d'épaisseur voulue, entre le nez du fuselage et la partie supérieure de celui-ci, nous obtiendrons facilement le calage désiré (fig. 128).

S'il s'agit d'un motomodèle, nous placerons des rondelles d'épaisseur convenable entre l'arrière du carter du moteur et son support (fig. 129).

### 10.2.2. - Couple de renversement.

Lorsqu'une hélice tourne, elle doit vaincre une traînée angulaire au lieu d'une traînée rectiligne, comme c'est le cas pour une aile en vol.

Si cette traînée angulaire n'est pas annulée, le point d'application de cette traînée parasite étant le bâti du moteur lui-même, celui-ci se mettra à tourner en sens inverse de l'hélice jusqu'au moment où il engendrera une force capable d'annuler la première.

Ceci est une conséquence inévitable du principe de réaction.

L'ensemble de ces deux forces constitue ce que nous appelons *le couple de renversement*.

Si l'hélice tourne en sens inverse des aiguilles d'une montre, l'appareil tout entier va se mettre à tourner en sens inverse, ce qui se traduira par une succession dangereuse de « tonneaux » ou par une mise en virage de plus en plus serré, dirigé vers la gauche, et ceci jusqu'au contact brutal avec le sol.

### 10.2.3. - Compensation du couple de renversement.

— Nous disposons de trois solutions :

- 1° Braquer la dérive de la valeur convenable, pour mettre l'appareil en virage à droite ;
- 2° Rendre l'aile gauche plus porteuse que la droite ;
- 3° Décaler vers la droite l'axe de traction de l'hélice.

— Les deux premières solutions, faciles à réaliser, sont peu utilisées en modèle réduit.

— Si la correction est parfaite ou tout au moins suffisante, le vol sera correct, tant que l'hélice tournera. Dès qu'elle s'arrêtera, la correction, n'ayant plus de couple de renversement à annuler, mettra l'appareil en virage à droite.

— La troisième solution consistant à opérer un décalage de l'axe de traction par rapport au plan de symétrie verticale ne présente pas l'inconvénient ci-dessus.

— En général, un angle de 1 ou 2 degrés suffit pour annuler le couple de renversement. (fig. 130).

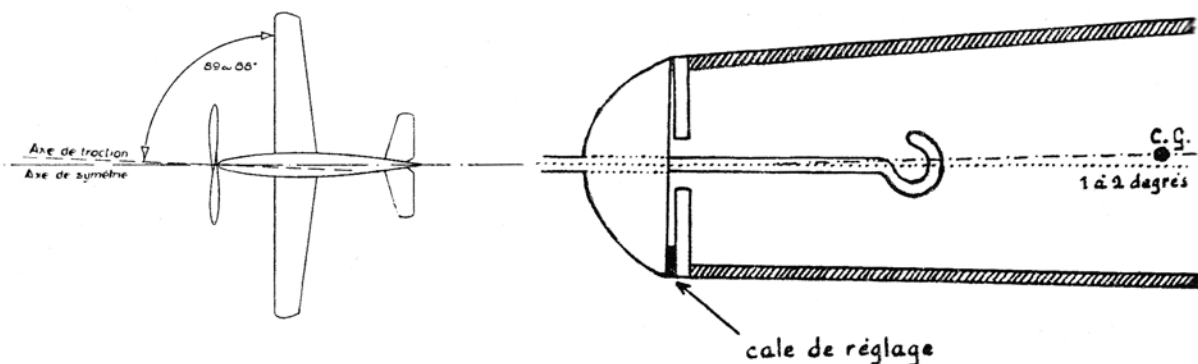


Fig. 130

### 10.3. - TREUILLAGE DES PLANEURS.

Pendant le treuillage, le planeur, tout en restant soumis aux forces de portance, de traînée et de poids, est sollicité par une nouvelle force : la force de traction exercée par le fil, appliquée au crochet.

Lorsque le crochet est situé sur la verticale passant par le centre de gravité, la force  $F$  déclenche l'action d'un moment cabreur  $F \times d$  qui disparaît lorsque le fil de treuillage, le crochet et le centre de gravité sont alignés (fig. 131).

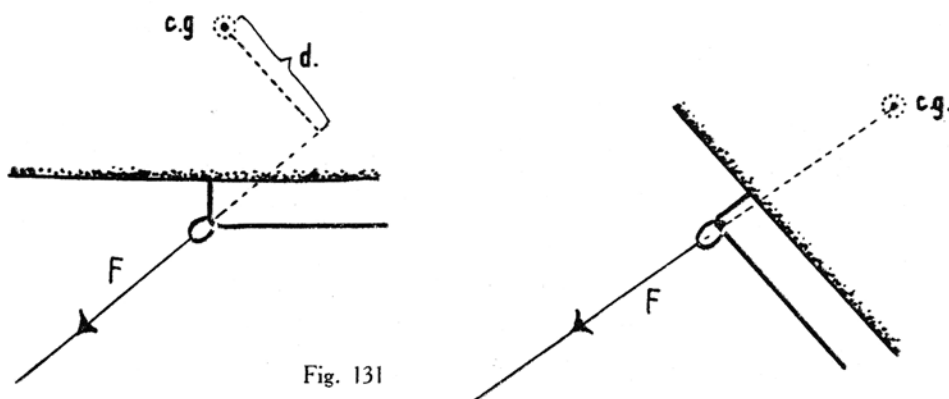


Fig. 131

Lorsque le crochet est nettement situé en avant du centre de gravité, le moment de la force  $F$  est piqueur et son action disparaît, comme dans le cas précédent, lorsque le fil de treuilage, le crochet et le centre de gravité sont alignés (fig. 132).

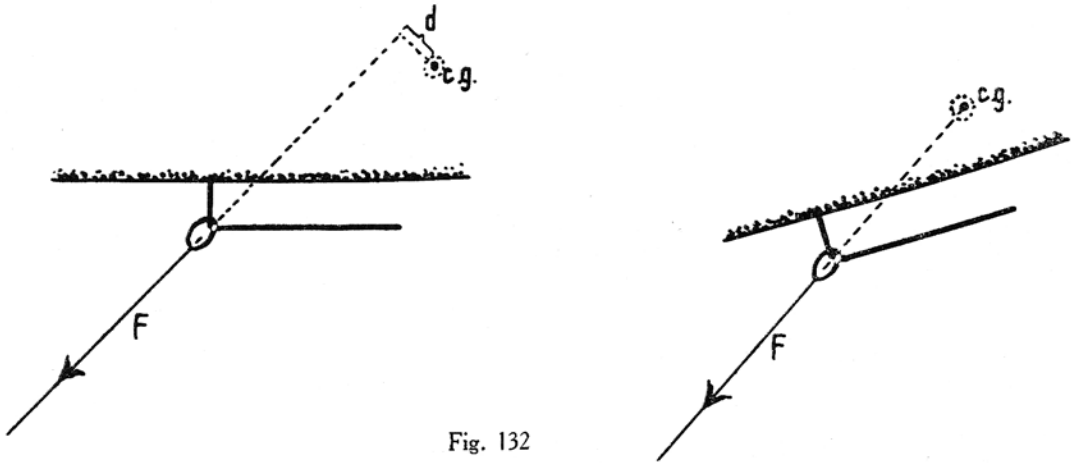


Fig. 132

— Ce qui nous permet de dire que : **la force de traction sera toujours appliquée au centre de gravité**, quelle que soit la position du crochet.

— Composons le poids  $P$  de l'appareil avec la force de traction  $F$  (fig. 133).

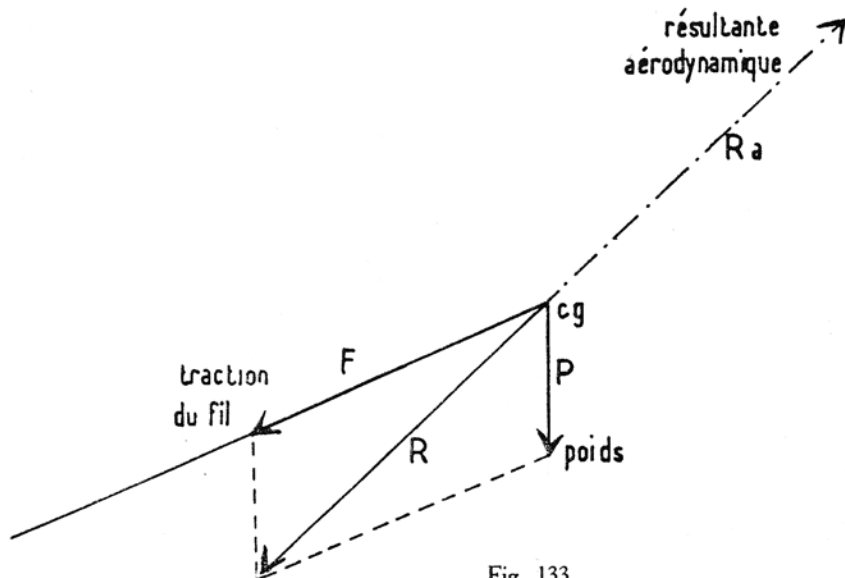


Fig. 133

—  $R$ , la résultante en intensité et en direction de ces deux forces, a le même sens que celles-ci.

— Pour équilibrer cette résultante, faute de quoi l'appareil s'enfoncerait, il faut lui opposer une force égale, mais de sens contraire.

— Cette force ne peut être que la *résultante aérodynamique*.

— Notre appareil étant stable longitudinalement doit prendre une position d'équilibre, par rapport à une direction définie du vent relatif résultant, qui est la même que celle qu'il prend par rapport au seul vent relatif, lorsqu'il vole en plané libre.

**Nous obtenons donc la meilleure montée en plaçant le crochet au centre de gravité du modèle et en tirant très fort.**

— C'est assez facile à réaliser quant à la construction.

Le fil de treillage n'étant presque jamais accroché au centre de gravité, mais à un crochet placé en dessous et en avant de celui-ci, voyons ce qui se passe lorsque :

a) *Le crochet est situé très peu en avant du centre de gravité* (fig. 134).

Au départ, le fil de treillage est presque horizontal.

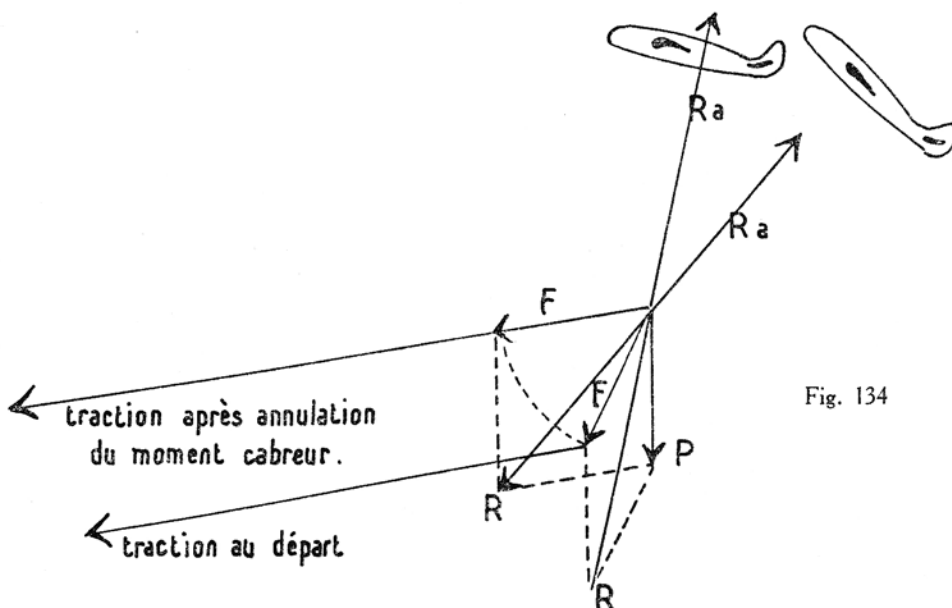


Fig. 134

- Le point d'application de la force  $F$  (crochet) tend à se mettre rapidement en ligne avec le fil et le centre de gravité.
- Le moment cabreur est puissant, d'autant plus que l'appareil est présenté moins cabré.
- Le modèle prend rapidement la position d'équilibre et monte presque à la verticale. parce que la résultante aérodynamique est rejetée en arrière.
- Le risque de mise en portefeuille de l'aile sera grand.
- Dans ce cas, la force  $F$  doit avoir une faible valeur.

**Nous tirons doucement.**

— Lorsqu'il y aura du vent, nous pourrons enrouler très peu de fil et même en dérouler, la puissance du vent réussira malgré nous ce que nous voulons éviter, donc :

**Un crochet situé très peu en avant du centre de gravité n'est à conseiller que par temps calme.**

b) *Le crochet est situé très en avant du centre de gravité.*

Dans ce cas, le moment de la force  $F$  est piqueur au départ.

Il réduira le cabré initial.

La force de traction  $F$ , ne nous donnant qu'une résultante  $R_a$  tout juste suffisante pour maintenir l'appareil à plat, nous devons tirer très fort — force  $F'$  — pour obtenir la montée du modèle (fig. 135).

**Nous utiliserons le crochet avancé lorsqu'il y aura du vent.**

— Rassemblons nos conclusions :

La meilleure montée, par temps calme, est obtenue en plaçant le crochet le plus près possible, en hauteur, du centre de gravité et en tirant très fort.

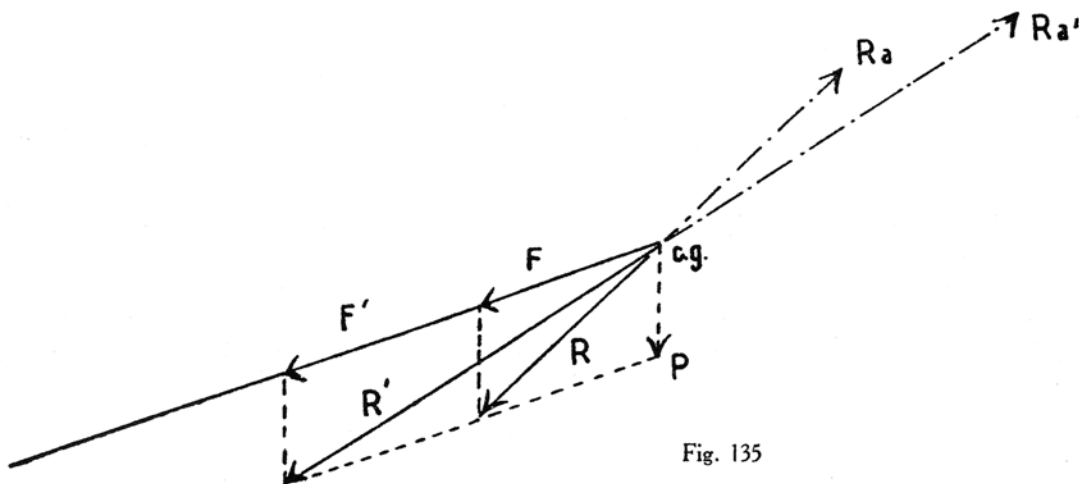


Fig. 135

Si le crochet est situé assez bas, en dessous du centre de gravité, tirons doucement au départ, plus fort ensuite.

Avançons le crochet si nous faisons voler par vent fort et tirons modérément sur le câble.

#### 10.4. - CONSEILS PRATIQUES.

##### — Stabilité de route.

Il y a intérêt à utiliser deux dérives de surface réduite, fixées aux bords marginaux du plan fixe, plutôt qu'une seule dérive, de surface double, fixée dans le plan de symétrie verticale du fuselage.

— Une petite dérive ajoutée sous le fuselage, au niveau du plan fixe, contribue à stabiliser la trajectoire suivie par l'appareil pendant la treuillée.

— S'il est beaucoup plus facile et plus rapide de tailler une dérive dans une planche de balsa ou de peuplier, que de réaliser une véritable structure à profil biconvexe symétrique, ne pas perdre de vue ce point essentiel : le premier type de dérive a une efficacité aérodynamique bien inférieure au second.

##### — Réglage de l'avion.

— L'appareil étant complètement monté, c'est-à-dire l'écheveau de caoutchouc ou le moteur en place et l'hélice fixée, régler le modèle comme s'il s'agissait d'un planeur ordinaire. en le lançant à la main.

— Lorsqu'il sera parfaitement au point, rechercher, en premier lieu, l'annulation du couple de renversement.

— Lorsque le vol paraîtra correct, modifier, s'il y a lieu, la position de l'axe de traction.

— Surtout ne jamais faire deux modifications simultanées.

##### — Treuillage.

— Ne jamais essayer de faire voler un appareil de faible envergure et léger par grand vent.

— Si l'on tient à affronter le vent, le faire avec un appareil centré avant, ayant un dièdre important associé à une grande dérive.

— Pensant qu'il est préférable de voir un modèle refuser de s'élever, plutôt que de voir ses ailes se mettre en portefeuille, nous conseillons d'avancer le crochet.

— Le câble de treuillage doit être un câble fin, *très léger*, mais solide.

— Soigner particulièrement le décrochage de ce câble.

Ce n'est pas le modéliste qui doit décrocher l'appareil mais c'est celui-ci qui doit se dégager de l'anneau au moment où, en fin de treuillage, on diminue progressivement la force de traction pour permettre au planeur d'évoluer librement.

## ANNEXE II

### *APPLICATIONS PÉDAGOGIQUES*

#### **Observations - Expériences**

#### **Travaux pratiques**

— Nous allons, au cours de ce chapitre particulier, donner une suite, que nous espérons être logique, de travaux pratiques, d'expériences et d'observations qui peuvent être faits, soit en classe, soit sur un terrain suffisamment dégagé pour permettre le vol des appareils.

Il n'est pas besoin de disposer d'un terrain d'aviation : une prairie assez étendue constituera toujours un terrain de choix.

Le domaine de l'aéromodélisme est si vaste qu'il faudrait un copieux ouvrage pour présenter complètement l'ensemble des observations, des expériences et des travaux pratiques qui peuvent être faits.

Un tel développement sort du cadre de cet ouvrage ; c'est pourquoi nous nous contenterons d'exposer brièvement, chapitre par chapitre, ce qu'il nous paraît essentiel de réaliser.



## CHAPITRE VI

---

### A. — Ce que nous préparerons en classe

Pour un planeur « Mouche » ordinaire, nos élèves réaliseront trois plans fixes différents, de même surface :

- Le premier avec un profil plat ;
  - Le second avec un profil creux ;
  - Le troisième avec un profil biconvexe symétrique.
- Les dérives ne seront pas modifiées.

### B. — Ce que nous ferons sur le terrain

*Première sortie.* — Nous emporterons un planeur « Mouche », centré légèrement avant, soit à 4 cm en arrière du bord d'attaque.

Commençons par monter le plan fixe à profil plat.

Lançons l'appareil à la main :

- Il pique très fort.

Mettons une cale de 4 mm d'épaisseur sous le bord de fuite du plan fixe et lançons à nouveau :

- Il pique moins et son vol plané est plus long.

La cale n'est toutefois pas assez épaisse. Remplaçons-la par une cale de 5 mm et lançons encore :

- Le vol plané est correct.
- Notons le point d'atterrissage.

Enlevons le plan fixe à profil plat et remplaçons-le par le plan fixe à profil creux, sans toucher à la cale de 5 mm d'épaisseur. Lançons le planeur :

— Il pique très fort et tombe.

La cale de 5 mm n'est pas assez épaisse. Remplaçons-la par une cale de 7 mm et lançons à nouveau :

— Le vol est parfait ;

— Le point d'atterrissage est sensiblement le même que précédemment.

*Conclusions :*

— Le plan fixe creux nous a obligés à augmenter l'épaisseur de la cale.

— Le plan fixe creux a soulevé davantage la queue de l'appareil.

— Il porte plus que le plan fixe à profil plat.

— Il faut surélever son bord de fuite pour réduire l'incidence du plan fixe, donc sa portance.

— Il est frappé par l'air sur une grande surface.

— Sa résistance à l'avancement est plus grande que celle du profil plat.

— Notre appareil est meilleur avec le premier plan fixe.

Toutes ces remarques faites par les élèves sont judicieuses. Ils auront compris, sans théorie, qu'un plan fixe à profil creux ne constitue pas une solution heureuse.

Enlevons ce dernier plan fixe et remplaçons-le par le plan fixe à profil biconvexe symétrique en conservant la cale de 5 mm.

Lançons :

— L'appareil « cabre » ;

— Il se met en perte de vitesse ;

— Il pique et touche le sol.

La cale est trop épaisse. Fixons à sa place une cale de 3 mm et lançons :

— Cette fois, le vol est satisfaisant ; le point d'atterrissage est sensiblement le même que celui noté lors des essais précédents.

— Les conclusions sont tirées de ces nouvelles expériences.

Nous n'avons jamais utilisé l'expression « dièdre longitudinal » à laquelle nos élèves ne sont pas habitués.

Ils ont vu agir le dièdre longitudinal sans le connaître. Ils se souviendront de son action et plus tard, lorsqu'ils seront plus âgés et plus expérimentés, ils seront immédiatement à l'aise pour comprendre cette notion.

2<sup>e</sup> sortie. — Nous emporterons le même appareil mais centré cette fois-ci, plus arrière : à 5,5 cm en arrière du bord d'attaque.

Nous referons les mêmes expériences que celles qui ont été réalisées au cours de la première sortie.

Commençons par monter le plan fixe à profil plat et lançons l'appareil :

— Il pique.

Plaçons une cale de 4 mm d'épaisseur sous le bord de fuite du plan fixe et lançons à nouveau :

— L'appareil cabre.

La cale est trop épaisse. Remplaçons-la par une cale de 2 mm et lançons encore :

— Le vol est parfait et le « Mouche » parcourt 25 m avant de toucher le sol.

*Concluons* : avec un plan fixe identique, nous devons employer une cale moins épaisse avec un centrage arrière que celle qui avait été utilisée avec un centrage avant.

*Avantage* : Le plan fixe offre moins de résistance à l'avancement que précédemment.

Montons le plan fixe à profil creux et procédons à un réglage aussi parfait que possible de l'angle de plané.

— Il faut encore une cale sous le bord de fuite du plan fixe.

— Cette cale a 5 mm d'épaisseur, c'est-à-dire 2 mm de moins en épaisseur que dans l'expérience correspondante effectuée au cours de la première sortie.

*Concluons* : avec un plan fixe creux, nous employons, quand le centrage est arrière, une cale moins épaisse que celle employée quand le centrage est avant.

En somme nous arrivons toujours au même résultat.

Nous pouvons ainsi continuer les mêmes expériences car, après avoir utilisé les plans fixes dont nous disposons, nous pouvons :

— Eloigner le plan fixe de l'aile,

— Rapprocher le plan fixe de l'aile,

et dans les deux cas, recommencer les expériences précédentes.

Elles donneront lieu à des observations intéressantes et dans tous les cas, les résultats, et en particulier les épaisseurs de cale, seront scrupuleusement notés.

Des comparaisons ultérieures, très fructueuses, pourront être faites en classe, le jour où le mauvais temps empêchera la sortie de la section.

Des croquis pourront être tracés au tableau noir. Ils montreront à nos élèves la position plus ou moins relevée du bord de fuite du plan fixe. Nous aurons peut-être l'occasion de leur montrer le « dièdre longitudinal », de leur faire constater l'augmentation ou la diminution de sa valeur, dans les cas étudiés, ce que nous n'avons pas jugé nécessaire de faire jusqu'alors.

## CHAPITRE VII

---

### A. — Ce que nous ferons en classe

#### *Centrage - Charge alaire.*

Ayant déterminé la limite arrière du centrage d'un appareil (opération faite par nous-mêmes évidemment), nous ferons réaliser par les élèves :

- Un centrage arrière ;
- La pesée du modèle ;
- La détermination de la charge alaire,

puis :

- Un centrage avant ;
- La pesée du modèle ;
- La détermination de la nouvelle charge alaire.

La comparaison des résultats permettra, presque à coup sûr, de préciser les points suivants :

- L'appareil s'enfonçant le plus vite est celui qui . . .
- L'appareil volant le plus rapidement est celui qui . . .
- L'appareil qui restera le plus longtemps en l'air est celui qui . . .

#### *Point de centrage.*

Reprenant le modèle centré arrière, soutenons-le par l'extrémité arrière du fuselage.

Nous entendrons le bruit que font les grains de plomb venant s'entasser à l'avant de la soute à lest.

Plaçons délicatement l'appareil sur le support utilisé au cours du lestage.

Toute la classe constate alors que le centre de gravité actuel est situé en avant du précédent.

Nous ferons l'expérience inverse pour constater le recul du centre de gravité.

Sans peine, nos jeunes modélistes comprendront la nécessité absolue d'immobiliser le plomb dans la soute à lest, lorsque celle-ci n'est pas totalement remplie.

*Rapprochons le plan fixe de l'aile.*

Nous disposons d'un appareil centré, donc lesté.

Rapprochons le plan fixe de l'aile et vérifions la position du centre de gravité.

Celui-ci n'occupe plus sa place primitive. Il est situé plus en avant.

Eloignons le plan fixe de l'aile et recommençons la vérification.

Le centre de gravité a reculé.

Nous aurons ainsi prouvé à nos élèves la nécessité de remettre, à leur place exacte, les éléments d'un appareil qui ont pu être déplacés à la suite d'un atterrissage manquant de douceur.

*Poids du lest.*

Nous avons donc intérêt à réaliser un appareil très léger. Comme il faudra toujours ajouter un certain poids de plomb pour centrer ce modèle, il faudra . . .

L'appareil en équilibre par rapport au centre de gravité peut être comparé à une balançoire (il ne s'agit pas d'une escarpolette) :

- Le support soutient le centre de gravité ;
- Le petit frère, c'est le lest ;
- Le grand frère, c'est le plan fixe.

Par analogie, nos élèves, qui ont tous plus ou moins pratiqué le jeu de la balançoire, répondront :

- Il faut diminuer le poids du plomb ;
- Il faut le placer loin en avant de l'aile ;
- Il faut rapprocher le plan fixe de l'aile.

## B. — Ce que nous ferons sur le terrain

Nous emporterons trois appareils centrés :

- L'un très avant (2 cm en arrière du bord d'attaque) ;
- Le second correctement ;
- Le dernier nettement en arrière du foyer général.

Dans les trois cas, ce sont les élèves qui auront lesté les appareils en tenant compte des centres de gravité que nous leur aurons imposés.

Les trois appareils seront mis soigneusement au point, avant d'être montés au treuil.

Les élèves s'éloigneront latéralement pour mieux voir les trajectoires suivies par les modèles.

*Premier appareil :*

Il descend très vite ;

- Il ondule de plus en plus ;
- Il fait une boucle ;
- Il touche le sol brutalement en piqué.

*Deuxième appareil :*

- Il descend moins vite que le précédent ;
- Il ondule très peu ;
- Il touche le sol avec douceur.

*Troisième appareil :*

- Aussitôt décroché, il commence à piquer ;
- Il pique de plus en plus ;
- Il passe en vol sur le dos ;
- Il touche le sol, dans cette position.

L'examen des dégats justifie l'arrivée au sol en vol sur le dos.

- Le premier appareil est trop stable.
- Le second a une stabilité satisfaisante.
- Le troisième est instable.

Reprenons le premier, enlevons un peu de lest, faisons un nouveau réglage et lançons :

- Il descend moins vite ;
- Il ondule moins ;
- Il ne fait plus de boucle.

*Ne centrons pas trop en avant.*

Si le troisième appareil est encore utilisable, ajoutons du plomb, faisons un réglage et lançons au treuil :

- Il vole et ne pique plus comme précédemment.

Le centre de gravité ne doit donc être ni trop en arrière, ni trop en avant.

## CHAPITRE VIII

### A. — Ce qui peut être fait en classe

Nous ne croyons guère possible de faire déterminer graphiquement la position du foyer général d'un appareil complet, par nos élèves âgés au plus de 14 ans.

Pourtant nous avons vu des écoliers effectuer cette opération et arriver au résultat exact.

A notre avis, ils appliquaient une méthode plusieurs fois exposée devant eux. Ils n'étaient que des machines reproduisant exactement les gestes, les tracés, maintes fois observés.

Ils savaient se servir d'une règle, d'une équerre et d'un double décimètre, voilà tout. A la moindre question, ils étaient déroutés.

Nous croyons par contre que :

- Le calcul de la surface de l'aile,
- Celui de la surface du plan fixe,
- Celui de la surface efficace - une simple multiplication par 0,5,
- La détermination de la position du foyer (un mot à ne pas prononcer) de l'aile, de celui du plan fixe,
- La mesure exacte de la distance entre les foyers,

constituent ce qu'il est raisonnable de demander à nos élèves.

Si en outre, nous leur faisons mesurer :

- L'envergure de l'aile en mètres,
- La largeur de l'aile en centimètres,
- La surface en décimètres carrés,

nous leur aurons fait exécuter un travail utile, puisqu'il nous servira, et éducatif puisqu'il fera appel à des notions relatives aux rapports existant entre différentes unités.

Nous ferons le reste et leur rendrons la main pour situer à sa place exacte le centre de gravité.

Ce sont les élèves qui placeront le modèle sur un support spécial, pour le lester.

Ce sont eux qui introduiront les grains de plomb dans la soute à lest, jusqu'au moment où le modèle sera en équilibre.

Ce sont encore eux qui immobiliseront le plomb, soit :

- En versant de la colle dans la soute à lest ;
- En bourrant de fin papier l'espace resté libre dans la soute.

Notre rôle sera celui d'un guide attentif à souligner la plus faible erreur et exigeant sa correction immédiate.

### B. — Ce que nous ferons sur le terrain

Nous ne ferons jamais de modifications de centrage, sauf dans les deux cas suivants où :

- L'appareil se révèle instable ;
- L'appareil se révèle trop stable,

au cours des premiers vols.

Dans le premier cas, nous ajoutons du plomb.

Dans le second cas, nous retirons du plomb.



## CHAPITRE IX

---

### A. — Ce qui peut être fait en classe

Dans le planeur « Mouche », le dièdre se trouve placé en bouts d'aile.

Nous ferons construire des ailes de même surface présentant :

- Un dièdre simple ;
- Un dièdre double ;
- Un dièdre elliptique,

l'une ou l'autre pouvant être montée indifféremment sur le même fuselage, avec le même plan fixe.

Les uns donneront au dièdre une faible valeur, les autres adopteront une valeur de dièdre plus importante et découperont des dérives légèrement plus grandes qui seront collées contre un plan fixe ordinaire.

### B. — Ce que nous ferons sur le terrain

Nous pourrons monter, avec tout ce matériel, et faire voler :

- Un « Mouche » avec aile à dièdre simple ;
- Un « Mouche » avec aile à dièdre double ;
- Un « Mouche » avec aile à dièdre elliptique,

ceci par temps calme.

Si le vent souffle le jour où la sortie a lieu, nous aurons à notre disposition un autre essaim de « Mouches » ayant des ailes à fort dièdre.

Dans un cas comme dans l'autre, nos élèves pourront faire des comparaisons entre l'efficacité de chaque type de dièdre et de chaque valeur de dièdre.

Ils sauront dire que le dièdre elliptique conduit toujours à un vol gracieux.

## CHAPITRE X

---

### A. — Ce qui peut être fait en classe

a) Nous pouvons faire ajouter au bord de fuite de la dérive, un petit flettner constitué par un rectangle de bristol ayant 3 cm de longueur et dépassant d'un bon centimètre le bord de fuite.

b) Des « flettners » semblables peuvent être ajoutés en des points symétriques du bord de fuite de l'aile.

Sans donner des explications, que nos élèves suivraient difficilement, nous pouvons leur faire constater l'action du couple de renversement.

Soulevons le capot d'une voiture dont le moteur tourne au ralenti.

Bien faire remarquer le sens de rotation du moteur : sens de marche des aiguilles d'une montre.

Donner un coup bref d'accélérateur : le bloc moteur s'incline vers la gauche, donc en sens inverse du sens de rotation.

Cette inclinaison est due au couple de renversement.

Si nous disposons d'un petit moteur électrique monté sur un axe mobile horizontal, nous pourrons monter une hélice sur l'arbre du moteur.

Celui-ci étant mis en marche et l'hélice tournant de gauche à droite, nous verrons le moteur se mettre insensiblement à tourner de droite à gauche.

La mise en rotation du moteur sera plus rapide, avec une hélice de grand diamètre ou de grand pas, qu'avec une hélice de faible diamètre et de petit pas.

## B. — Ce que nous ferons sur le terrain

a) Nous pourrons, en agissant dans le bon sens sur le flettner de la dérive, mettre le modèle en virage à droite ou en virage à gauche.

Si nous avons affaire à un appareil virant obstinément à gauche, le flettner incliné de l'angle voulu à droite maintiendra le modèle en ligne droite.

Nous pouvons aboutir au même résultat en agissant sur les flettner de l'aile.

Pour corriger un virage à droite, nous inclinerons légèrement le flettner droit et relèverons le gauche.

Il faut orienter très peu les flettner en plus ou moins afin de ne pas déclencher l'apparition du phénomène de lacet inverse qui, au lieu de corriger le virage, l'accentuerait.

b) Nous ferons treuiller les modèles par les élèves.

Pour devenir un « treuilleur » acceptable, il y a toute une éducation à faire. Elle est fort longue.

**Les quelques conseils suivants sont importants. Ils contribueront à vos succès si vous en tenez compte.**

Exiger un travail soigné. Ne pas laisser utiliser des baguettes tordues, des nervures mal taillées, trop grandes ou trop courtes.

Savoir faire recommencer toute pièce défectueuse sans vexer l'enfant.

Si malgré votre vigilance, un entoilage est défectueux, ne pas hésiter à le faire recommencer, surtout s'il présente des plis longitudinaux.

S'assurer que le collage de la structure, en certains points subissant des efforts intenses, est bien effectué. Au besoin, faire remettre de la colle. En classe, un collage insuffisant n'est pas grave ; sur le terrain, il entraîne de sérieux déboires.

Vérifier toujours le centrage de tous les appareils pour éviter bien des surprises sur le terrain.

Habituer les élèves à repérer d'un trait de crayon la place de l'aile et celle du plan fixe sur le fuselage.

Habituer les jeunes modélistes à faire les vérifications suivantes après chaque vol :

- Aile bien perpendiculaire au fuselage ;
- Milieu de l'aile coïncidant bien avec l'axe du fuselage ;
- Plan fixe, surtout s'il supporte les dérives, bien perpendiculaire au fuselage ;
- Milieu du plan fixe coïncidant bien avec l'axe du fuselage.

Vos modélistes doivent toujours connaître l'épaisseur des cales de réglages employées.

S'abstenir de vouloir faire voler coûte que coûte un appareil :

- Dont l'aile est gauchie ;
- Dont l'entoilage présente de larges déchirures, surtout à l'extrados.

Savoir faire comprendre pourquoi on ne fait pas voler cet appareil. Ne jamais dire : « Il est mal fait, il ne vaut rien ». Il est toujours bon pour l'atelier de réparations, c'est moins vexant.

Pour les séances de début, choisir toujours une journée où l'air est absolument calme.

Ne jamais emporter plus d'une dizaine d'appareils, au cours de chaque sortie. Un nombre excessif de modèles est une source de dispersion, d'inattention et de bris.

Toujours emporter des crochets de rechange et un bon paquet de bracelets de caoutchouc, si tel est le mode de fixation de l'aile et du plan fixe sur le fuselage.

Ne pas amener la foule pour assister au triomphe de vos premiers essais. Elle sera, pour vous et vos élèves, une source d'énervement et risquera de repartir fort déçue.

Etre bon treuilleur, et pour cela entraînez-vous, chaque fois que vous en aurez la possibilité, hors de la vue de vos élèves.

Ces quelques conseils, qui mettent un terme à notre second exposé pédagogique, sont les fruits d'une longue expérience de l'aéromodélisme scolaire. Leur but est d'aider les éducateurs à obtenir, par la pratique raisonnée de cette activité, des résultats fructueux, tout en servant la cause de la « petite aviation ».

# TABLE DES MATIÈRES

## PREMIÈRE PARTIE : AÉRODYNAMIQUE

### CHAPITRE I.

|  | Pages |
|--|-------|
| 1.1. - Généralités . . . . .             | 12    |
| 1.2. - L'air . . . . .                   | 13    |
| 1.3. - L'air et son écoulement . . . . . | 16    |
| 1.4. - Résistance de l'air . . . . .     | 20    |

### CHAPITRE II.

|                                      |    |
|--------------------------------------|----|
| 2.1. - Coefficients . . . . .        | 34 |
| 2.2. - Polaire d'un profil . . . . . | 36 |

### CHAPITRE III.

|  |    |
|--|----|
| 3.1. - Influence de l'allongement . . . . .  | 49 |
| 3.2. - Polaire induite . . . . .   | 54 |
| 3.3. - Polaire d'allongement infini . . . . .  | 54 |
| 3.4. - Transformation d'une polaire d'allongement donné en une polaire d'allongement différent . . . . . | 54 |

### CHAPITRE IV.

|  |    |
|--|----|
| 4.1. - Centre de poussée . . . . .   | 61 |
| 4.2. - Détermination de la position du centre de poussée . . . . .                               | 62 |
| 4.3. - Influence de l'allongement sur la position du centre de poussée . . . . .                 | 68 |
| 4.4. - Influence de la valeur du $C_m O$ sur la position du centre de poussée . . . . .          | 70 |
| 4.5. - Calcul de la position du centre de poussée, compte tenu de la valeur du $C_m O$ . . . . . | 72 |

### CHAPITRE V.

|   |    |
|---|----|
| 5.1. - Foyer d'un profil . . . . .                                  | 75 |
| 5.2. - Détermination graphique de la position du foyer . . . . .    | 81 |
| 5.3. - Position relative du centre de poussée et du foyer . . . . . | 82 |
| 5.4. - Polaire du planeur complet . . . . .                         | 85 |

### ANNEXE I.

|                                     |     |
|-------------------------------------|-----|
| Applications pédagogiques . . . . . | 94. |
|-------------------------------------|-----|

## DEUXIÈME PARTIE : MÉCANIQUE DU VOL

### CHAPITRE VI.

|  |     |
|--|-----|
| 6.1. - Stabilité du planeur . . . . .  | 110 |
| 6.2. - Stabilité longitudinale . . . . .   | 112 |
| 6.3. - Peut-on faire voler seule une aile à $C_m O$ positif ? . . . . .                    | 116 |
| 6.4. - Equilibre longitudinal d'une aile à $C_m O$ positif suivie d'un plan fixe . . . . . | 119 |

### CHAPITRE VII. — Stabilité longitudinale (suite).

|  |     |
|--|-----|
| 7.1. - Conditions de stabilité . . . . .   | 129 |
| 7.2. - Foyer général de l'appareil complet . . . . .                                     | 130 |
| 7.3. - Mouvement de l'aile par rapport au foyer général et au centre de gravité. . . . . | 130 |
| 7.4. - Facteurs dont dépend la stabilité . . . . .                                       | 134 |
| 7.5. - Quelle valeur de stabilité faut-il adopter ? . . . . .                            | 136 |
| 7.6. - Angle de plané . . . . .  | 139 |
| 7.7. - Solutions pratiques . . . . .   | 141 |
| 7.8. - Conseils pratiques . . . . .  | 144 |

### CHAPITRE VIII. — Stabilité longitudinale (suite).

|  |     |
|--|-----|
| 8.1. - Foyer général du planeur . . . . .                                | 146 |
| 8.2. - Surface réelle et surface efficace du plan fixe . . . . .         | 147 |
| 8.3. - Détermination de la position du foyer général . . . . .           | 149 |
| 8.4. - Détermination graphique . . . . .                                 | 151 |
| 8.5. - Position du centre de gravité en avant du foyer général . . . . . | 153 |
| 8.6. - Application . . . . .   | 154 |
| 8.7. - Conseils relatifs au centrage d'un appareil . . . . .             | 158 |

### CHAPITRE IX. — Stabilité latérale.

|  |     |
|--|-----|
| 9.1. - Définition . . . . .                                | 160 |
| 9.2. - Le dièdre . . . . .                                 | 160 |
| 9.3. - Valeur du dièdre . . . . .                          | 163 |
| 9.4. - Quelle valeur de dièdre faut-il adopter ? . . . . . | 164 |
| 9.5. - Stabilité latérale dynamique . . . . .              | 165 |
| 9.6. - Conseils pratiques . . . . .                        | 170 |

### CHAPITRE X.

|   |     |
|---|-----|
| 10.1. - Stabilité de route . . . . .                            | 172 |
| 10.2. - L'avion : effets dus au groupe motopropulseur . . . . . | 177 |
| 10.3. - Treuillage des planeurs . . . . .                       | 182 |
| 10.4. - Conseils pratiques . . . . .                            | 186 |

### ANNEXE II.

|                                     |     |
|-------------------------------------|-----|
| Applications pédagogiques . . . . . | 187 |
| Table des matières . . . . .        | 201 |
| Bibliographie . . . . .             | 203 |

## RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

### OUVRAGES GÉNÉRAUX.

- L. CABOT. — Manuel du chef de section locale.
- M. CHABONAT. — L'aérodynamique à la portée de tous. Publications M.R.A., Paris, 1946.
- G. DENIS et A. HÉMOND. — Aérodynamique. Cours des instructeurs de pilotage. Publication du ministère des Travaux publics et des Transports (Service de la Formation aéronautique et des sports aériens), Paris, 1956.
- J. GAMBU. — Découvrons l'aérodynamique. Publication du ministère des Travaux publics et des Sports aériens (Service de l'aviation légère et sportive), Paris, 1952.
- A.-C. KERMODE. — La mécanique du vol. Editions Eyrolles, Paris, 1952.
- H. LANOY. — Les avions modernes. Librairie des Sciences. Girardot, Paris, 1946.
- A. LAPRESLE. — Leçons d'aérodynamique expérimentale. Cours de l'Ecole nationale supérieure de l'aéronautique. Paris, 1936.
- G. PRESENTE. — Eléments d'aérodynamique et de mécanique du vol. Publication du ministère des Travaux publics, des Transports et du Tourisme (Service de l'aviation légère et sportive). Paris, 1947.
- P. REBUFFET. — Aérodynamique expérimentale. Librairie Polytechnique. Ch. Béranger, Paris, 1945.
- G.-R. SERANE. — Cours d'aérotechnique. Editions Dunod, Paris, 1952.
- A. TOUSSAINT. — Cours de technique aéronautique. Editions Riber, Paris, 1942.
- M. VERMOT-GAUCHY. — L'aviation à l'école : centre d'intérêt pédagogique (Service de l'aviation légère et sportive). Paris, 1946.
- AVIATION ÉDUCATION SOURCE BOOK. — Hastings house. Publishers, inc. New York, 1946.

### PUBLICATIONS ET REVUES.

- AVIASPORT. — Revue du pilote. Organe technique de l'aviation sportive et privée, 71, bd Roger-Salengro, Livry-Gargan (Seine-et-Oise).
- LE MODÈLE RÉDUIT D'AVION. — Revue de l'aéromodélisme, 74, rue Bonaparte, Paris.

*ACHEVÉ D'IMPRIMER  
LE 28 DÉCEMBRE 1963  
SUR LES PRESSES  
DE L'IMPRIMERIE  
GEORGES FRÈRE  
TOURCOING*



IMPRIMERIE  
GEORGES FRÈRE  
PARIS-TOURCOING