

ÉCOLE DE SPÉCIALISATION  
DE L'AVIATION LÉGÈRE DE L'ARMÉE DE TERRE

**COURS DE  
MÉCANIQUE DU VOL AVION**

DOCUMENT APPROUVÉ PAR LA COMMISSION  
DES RÈGLEMENTS DE L'A. L. A. T. EN SA  
SÉANCE DU 26 FÉVRIER 1960

EDITION DE SEPTEMBRE 1965

# S O M M A I R E G E N E R A L

## CHAPITRE I : ETUDE DU VOL EN PALIER.

- I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.
- II. VITESSE NECESSAIRE POUR MAINTENIR LE VOL HORIZONTAL.
- III. CONCLUSIONS PRATIQUES.
- IV. ETUDE DE LA PUISSANCE CONSOMMEE.
- V. RESUME.

## CHAPITRE II : LE VOL EN MONTEE.

- I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.
- II. VITESSE SUR TRAJECTOIRE.
- III. PUISSANCE CONSOMMEE.
- IV. VITESSE ASCENSIONNELLE.
- V. CONCLUSIONS PRATIQUES.
- VI. RESUME.

## CHAPITRE III : LE VOL EN DESCENTE.

### VOL EN DESCENTE SANS MOTEUR:

- I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.
- II. VITESSE DE VOL.
- III. VITESSE VERTICALE DE DESCENTE.
- IV. DISTANCE PARCOURUE EN VOL PLANE. FINESSE DE L'APPAREIL.
- V. ANALYSE DES PERFORMANCES EN VOL EN DESCENTE.
- VI. RECHERCHE DES INCIDENCES CARACTERISTIQUES SUR LA POLAIRE.

### VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR:

- I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.
- II. VITESSE DE VOL.

CHAPITRE IV : L'HELICE.

- I. GENERALITES.
- II. VRILLAGE DES PALES.
- III. L'HELICE A PAS VARIABLE.
- IV. VITESSE INDUITE.
- V. CONSTRUCTION DES HELICES.
- VI. EQUILIBRE ET VIBRATIONS.
- VII. HELICE A TRACTION VERTICALE.
- VIII. CONCLUSIONS.

CHAPITRE V : PUISSANCE DISPONIBLE FOURNIE PAR UN GROUPE MOTO-PROPULSEUR A PISTONS.

- I. PUISSANCE  $W_m$  FOURNIE PAR UN MOTEUR A PISTONS.
- II. PUISSANCE FOURNIE PAR UN MOTEUR SANS COMPRESSEUR.
- III. PUISSANCE FOURNIE PAR UN MOTEUR A COMPRESSEUR.
- IV. PUISSANCE  $W_u$  FOURNIE A L'AVION PAR L'HELICE.

CHAPITRE VI : ETUDE DES PERFORMANCES DE L'AVION.

- I. PUISSANCE  $W_u$  FOURNIE PAR UN GROUPE MOTO-PROPULSEUR.
- II. PUISSANCE  $W_n$  NECESSAIRE POUR MAINTENIR L'AVION EN VOL EN PALIER.
- III. COMPARAISON DE CES DEUX PUISSANCES.
- IV. QUE SE PASSE-T-IL LORSQUE LA PUISSANCE  $W_u$  VARIE ?
- V. VOL AU PREMIER ET SECOND REGIMES.
- VI. INFLUENCE DES VARIATIONS D'ALTITUDE SUR LES PERFORMANCES.
- VII. INFLUENCE DU POIDS SUR LES PERFORMANCES.
- VIII. INFLUENCE DU VENT SUR LES PERFORMANCES.
- IX. CONCLUSIONS.

CHAPITRE VII : REPRESENTATIONS GRAPHIQUES, COMPARAISONS DES DIFFERENTES COURBES.

- I. POLAIRE DE L'AVION COMPLET.
- II. COURBE DE LA PUISSANCE NECESSAIRE AU VOL EN PALIER.
- III. POLAIRE DES VITESSES.

CHAPITRE VIII : L'HYPERSUSTENTATION.

- I. EXPOSE DU PROBLEME.
- II. COMMENT AUGMENTER  $C_z$  .
- III. COMMENT AUGMENTER  $C_x$  .
- IV. COMMENT AUGMENTER LA SURFACE DE L'AILE .
- V. INCONVENIENTS DES VOLETS.
- VI. PRECAUTIONS A PRENDRE DANS L'UTILISATION DES VOLETS.

CHAPITRE IX : LA STABILITE.

- I. GENERALITES.
- II. LES AMENAGEMENTS A APPORTER.
- III. ETUDE DE LA STABILITE.
- IV. LA STABILITE ROULIS.
- V. LA STABILITE LACET.
- VI. LA STABILITE TANGAGE.
- VII. CONSEQUENCES PRATIQUES DES LIMITES DE CENTRAGE.



C H A P I T R E IE T U D E D U V O L E N P A L I E RP L A NI. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE

- A - FORCES APPLIQUEES
- B - CONDITIONS D'EQUILIBRE
- C - EQUATIONS D'EQUILIBRE

II. VITESSE NECESSAIRE POUR MAINTENIR LE VOL HORIZONTAL

- A - EXPRESSION
- B - ACTIONS DES DIFFERENTS FACTEURS

III. CONCLUSIONS PRATIQUES

- A - PENTE DE DECROCHAGE
- B - VITESSE DE DECROCHAGE

IV. ETUDE DE LA PUISSANCE CONSOMMEE

- A - EXPRESSION
- B - ACTIONS DES DIFFERENTS FACTEURS

V. RESUME

e

### REMARQUE PRELIMINAIRE

Nous appellerons :

T , la force de traction de l'hélice

FR , la résultante aérodynamique de l'avion complet

P , le poids de l'appareil.

FR se décompose en deux forces :

Fx , suivant la direction de la trajectoire de l'avion (trainée)

Fz , suivant la perpendiculaire à la direction précédente (portance)

## I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE

### A - FORCES APPLIQUEES

$\vec{P}$  ,  $\vec{T}$  ,  $\vec{FR}$  , (Fig. 1)

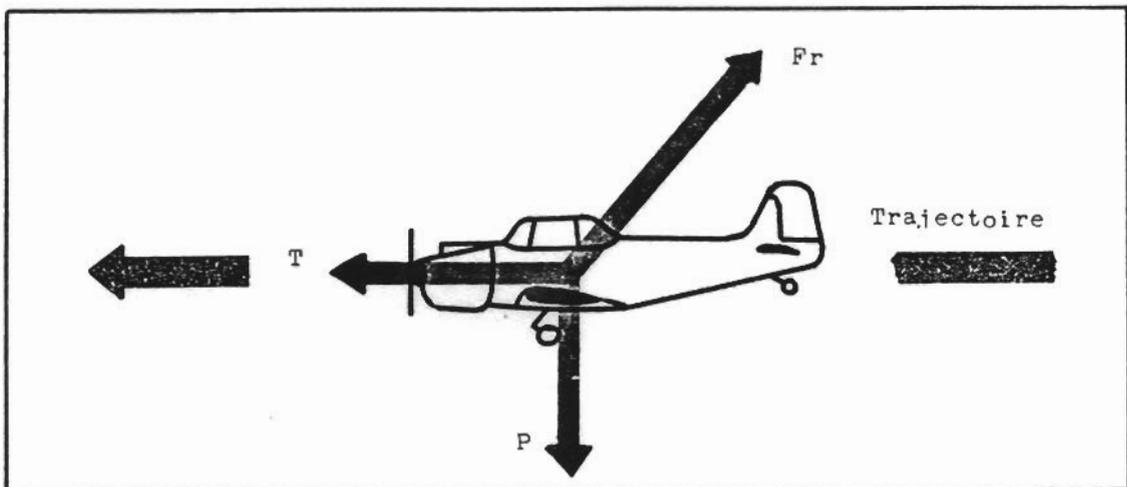


Fig. 1

### B - CONDITIONS D'EQUILIBRE

Pour que le mouvement soit rectiligne et uniforme, il faut que le système des forces appliquées à l'avion soit équivalent à zéro :

$\vec{P}$  ,  $\vec{T}$  ,  $\vec{FR}$  concourantes

$\vec{P}$  ,  $\vec{T}$  ,  $\vec{FR} = 0$

### C - EQUATIONS D'EQUILIBRE

Nous pouvons diviser les forces en deux groupes en décomposant  $\vec{FR}$  suivant la direction du vent relatif (trainée  $F_x$ ), et suivant la perpendiculaire au vent relatif (portance  $F_z$ ). A la place de  $\vec{FR}$  nous considérons donc l'ensemble de ces deux forces  $F_x$  et  $F_z$  (Fig. 2).

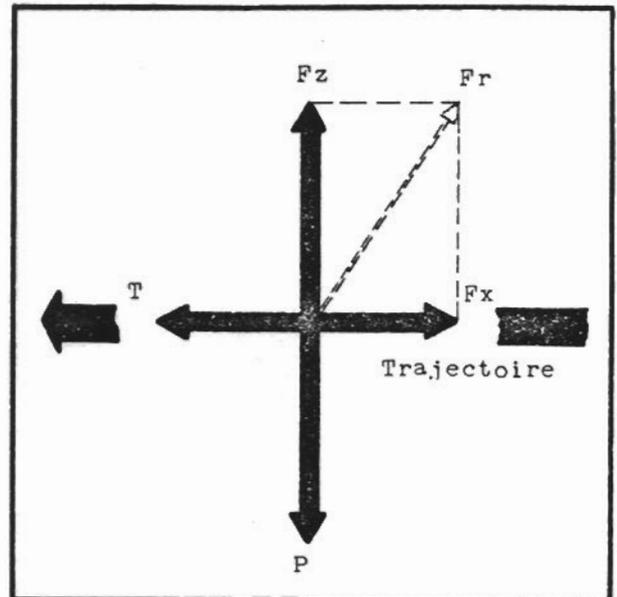


Fig. 2

Quand l'avion est en vol uniforme en palier :

1) Il vole à vitesse constante, aucune force ne vient l'accélérer ni le freiner, ce que nous exprimons par la relation :

$$T = F_x \quad (1)$$

2) Il est en vol horizontal, aucune force ne tend à le faire monter ou descendre, ce que nous exprimons par la relation :

$$P = F_z \quad (2)$$

Ces deux relations constituent les équations d'équilibre.

## II. VITESSE NECESSAIRE POUR MAINTENIR LE VOL HORIZONTAL

### A - EXPRESSION

Considérons l'équation (2) et remplaçons  $F_z$  par sa valeur. Nous obtenons :

$$P = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z$$

d'où

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{C_z}}$$

Nous en déduisons que la vitesse de vol d'un avion en palier dépend de trois facteurs principaux :

## B - ACTION DES DIFFERENTS FACTEURS.

1) Action de

$$\frac{2}{\rho}$$

La vitesse nécessaire au vol en palier augmente si  $\frac{2}{\rho}$  augmente. Pour cela il faut que  $\rho$  diminue ; ceci se produit en particulier lorsque la température augmente ou que l'on s'élève en altitude.

2) Action de

$$\frac{P}{S}$$

$\frac{P}{S}$  représente la charge alaire (ou charge au mètre carré).

Si  $\frac{P}{S}$  augmente, la vitesse nécessaire pour maintenir le vol en palier va augmenter.

Pratiquement pour un appareil donné la charge alaire augmente lorsque le poids emporté augmente (puisque S reste constant).

3) Action de

$$\frac{1}{C_z}$$

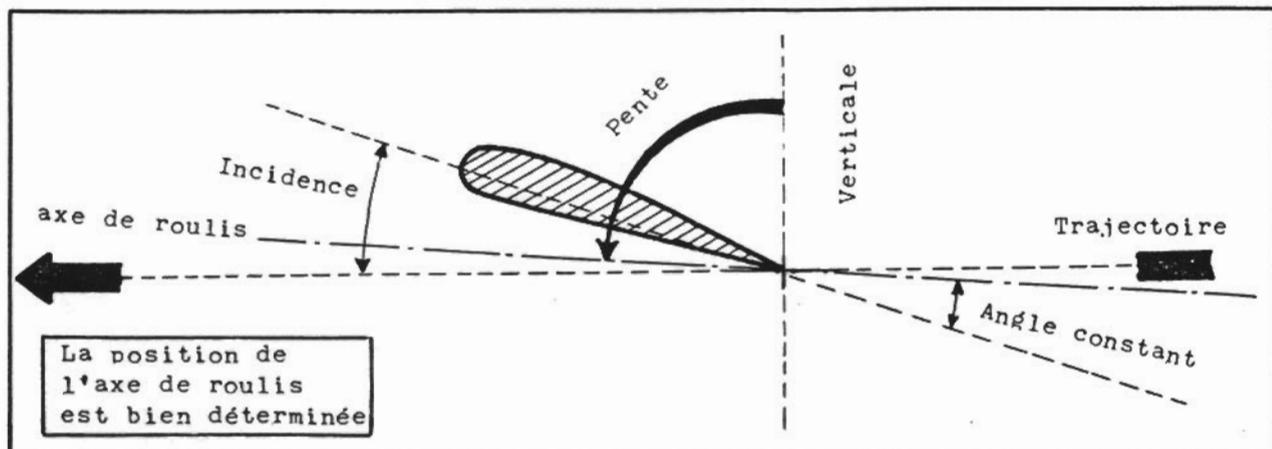
$C_z$  est un coefficient lié à l'incidence.

La vitesse nécessaire sera d'autant plus faible que  $C_z$  sera fort. Or  $C_z$  ne peut dépasser une certaine limite (incidence de décrochage). Donc la vitesse ne peut descendre au-dessous d'une certaine limite qui est la vitesse de décrochage avec moteur.

## III. CONCLUSIONS PRATIQUES

### A - PENTE DE DECROCHAGE

La pente est définie par la position de l'axe de roulis de l'appareil, comme l'aile fait avec cet axe de roulis un angle constant, à une incidence donnée par la voilure correspond une pente bien précise pour l'avion, la trajectoire étant déterminée (Fig. 3).



En particulier à l'incidence de décrochage correspond une seule pente en vol en palier.

Nous avons donc :

- Une pente de décrochage en vol normal.
- Une pente de décrochage en vol inversé (vol dos).

#### B - VITESSE DE DECROCHAGE :

Les vitesses de décrochage augmentent avec :

- 1) L'altitude.
- 2) La température.
- 3) La charge emportée.

Dans les deux premiers cas l'anémomètre, qui mesure une pression dynamique ne décèlera pas cette augmentation, en d'autres termes la vitesse propre de décrochage aura augmenté mais pas la vitesse indiquée.

Dans le troisième cas vitesse propre et vitesse indiquée augmenteront.

### IV. ETUDE DE LA PUISSANCE CONSOMMEE

#### A - EXPRESSION

L'expérience montre que pour une pente donnée (donc une incidence donnée) un régime moteur bien défini doit être affiché pour maintenir le vol en palier. Le moteur doit donc développer une certaine puissance bien déterminée pour une incidence donnée.

Calculons la puissance  $W_n$  nécessaire au vol en palier :

$$W_n = T \cdot V$$

or  $T = F_x$

donc  $W_n = F_x \cdot V$

mais  $F_x = 1/2 \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x$

donc  $W_n = \left[ 1/2 \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \right] V$

Ce qui s'écrit :

$$W_n = 1/2 \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_x$$

Cette relation nous montre que la puissance nécessaire pour maintenir le vol en palier augmente considérablement avec la vitesse de vol.

Remplaçons maintenant dans cette expression la vitesse par sa valeur telle que nous l'avons définie au paragraphe précédent :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

Nous obtenons après quelques calculs la valeur définitive de la puissance nécessaire au vol horizontal.

Soit :

$$W_n = P \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{Cx^2}{Cz^3}}$$

A titre d'information voici le détail de ces calculs :

$$W_n = \frac{1}{2} \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot Cx$$

$$W_n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \left[ \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}} \right]^3 \cdot S \cdot Cx$$

$$\text{Or } \left[ \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}} \right]^3 = \left[ \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}} \right]^2 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

$$= \frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

$$\text{Donc } W_n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}} \cdot S \cdot Cx$$

Et en simplifiant :

$$W_n = P \cdot \frac{Cx}{Cz} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

$$W_n = P \cdot \sqrt{\frac{Cx^2}{Cz^2}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

$$W_n = P \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{Cx^2}{Cz^3}}$$

## B - ACTIONS DES DIFFERENTS FACTEURS

$W_n$  dépend donc de :

- 1)  $P$  plus le poids d'un avion augmente, plus  $W_n$  augmente.
- 2)  $\frac{2}{\rho}$   $W_n$  augmente avec l'altitude et la température.
- 3)  $\frac{P}{S}$   $W_n$  augmente avec la charge au metre carré (noter l'extrême importance de  $P$  qui intervient sur  $W_n$  en deux endroits).
- 4)  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$  Cette expression, nouvelle pour nous, dépend de l'incidence. A chaque incidence correspond une valeur de  $C_x$  et de  $C_z$  donc une valeur de l'expression  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$ .

Pour pouvoir voler avec le minimum de puissance nous devons choisir l'incidence pour laquelle cette quantité  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$  est minimale.

On appelle cette incidence, l'incidence plafond et nous verrons plus loin comment on la détermine et pourquoi elle est ainsi qualifiée.

## V. RESUME

### A - EQUATIONS D'EQUILIBRE

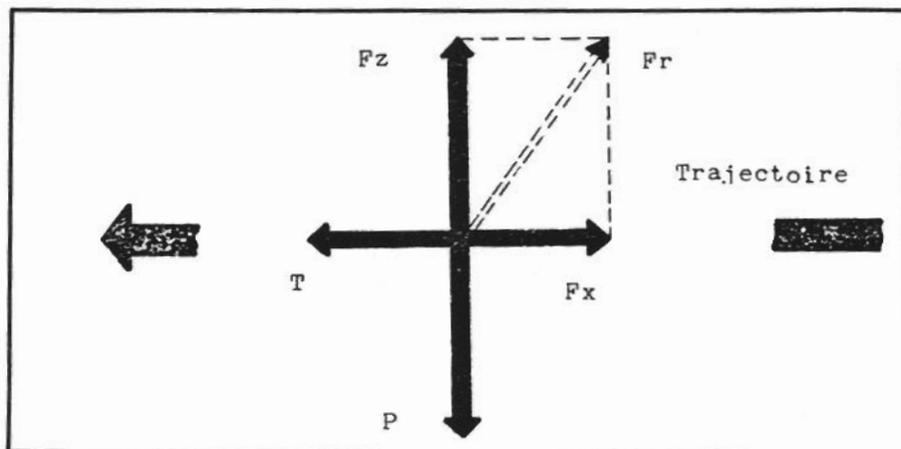


Fig. 4

Etant donné les forces appliquées à l'avion, pour qu'il soit en vol en palier il faut (Fig. 4) :

1) Que sa vitesse soit constante (qu'aucune force ne l'accélère ni le freine)

$$T = F_x \quad \textcircled{1}$$

2) Qu'il reste à altitude constante (qu'aucune force ne tende à le faire monter ou descendre).

$$F_z = P \quad \textcircled{2}$$

### B - VITESSE ET PUISSANCE

De l'équation  $\textcircled{2}$  on tire la valeur de la vitesse nécessaire au vol.

$$v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{C_z}}$$

Vitesse de vol en palier      Conditions aérologiques      Charge au m<sup>2</sup>      Incidence

De l'équation 1 on déduit la valeur de la puissance nécessaire au vol.

$$W_n = P \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

Puissance nécessaire      Poids      Conditions aérologiques      Charge au m<sup>2</sup>      Incidence

### C - CONCLUSION

1) A chaque incidence correspond une vitesse nécessaire au vol en palier.

2) L'avion ne peut voler en dessous d'une certaine vitesse (vitesse de décrochage). A cette vitesse correspond une incidence particulière que l'on visualise par la pente que celle-ci donne à l'avion.

3) Lorsque la charge emportée dans un appareil est forte, toutes les vitesses minimales de l'avion sont majorées.



C H A P I T R E    I IL E   V O L   E N   M O N T E EP L A NI.    SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.

- A - FORCES APPLIQUEES.
- B - CONDITIONS D'EQUILIBRE.
- C - EQUATIONS D'EQUILIBRE.

II.    VITESSE SUR TRAJECTOIRE.III.    PUISSANCE CONSOMMEE.IV.    VITESSE ASCENSIONNELLE.

- A - EXPRESSION.
- B - ACTION DES DIFFERENTS FACTEURS.

V.    CONCLUSIONS PRATIQUES.

- A - INCIDENCE PLAFOND.
- B - RELATION ENTRE LA PENTE ET L'INCIDENCE.
- C - COMMENT CHOISIR LA PENTE.

VI.    RESUME.

I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.

A - FORCES APPLIQUEES.

$\vec{F}$  ,  $\vec{T}$  ,  $\vec{FR}$  (Fig. 1)

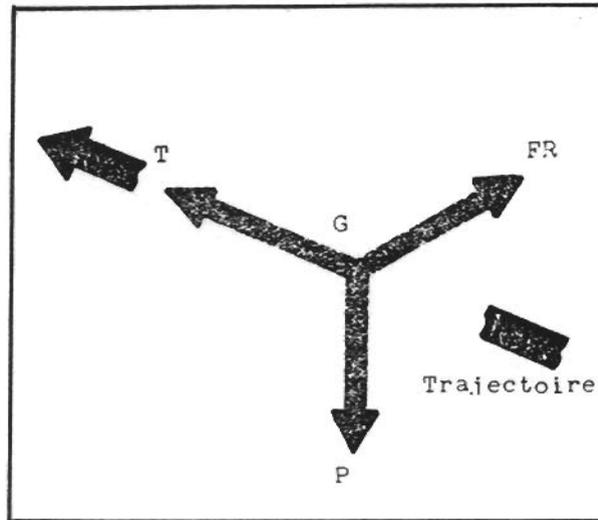


Fig. 1

B - CONDITIONS D'EQUILIBRE.

- 1)  $\vec{P}$  ,  $\vec{T}$  ,  $\vec{FR}$  doivent être concourantes
- 2) On doit avoir la relation :

$$\vec{P} + \vec{T} + \vec{FR} = 0$$

C - EQUATIONS D'EQUILIBRE.

Comme pour le vol en palier décomposons toutes ces forces suivant deux directions (Fig. 2).

- La trajectoire,
- La perpendiculaire à la trajectoire.

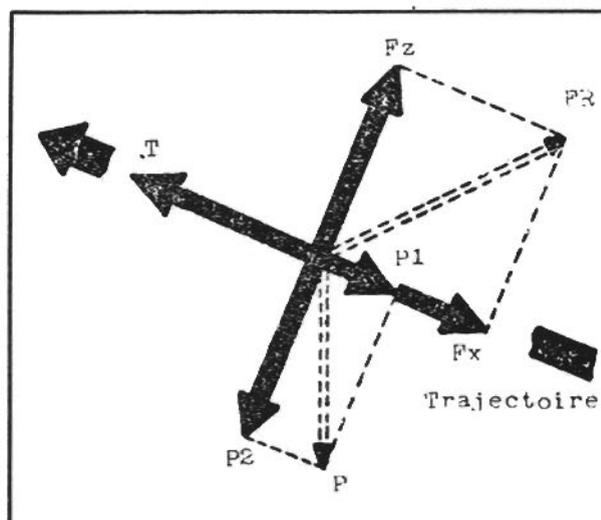


Fig. 2

$\vec{FR}$  et  $\vec{P}$  seront donc remplacées par l'ensemble de leurs composantes :

-  $\vec{Fx}$  et  $\vec{Fz}$  pour  $\vec{FR}$ ,

-  $\vec{P1}$  et  $\vec{P2}$  pour  $\vec{P}$ .

Pour que la somme  $\vec{T} + \vec{P} + \vec{FR}$  soit nulle, il faut et il suffit que l'on ait :

$$T = Fx + P1 \quad (1)$$

$$Fz = P2 \quad (2)$$

Ces équations traduisent le fait :

- 1) Qu'aucune force n'intervient pour accélérer ou ralentir l'avion (équation (1)).
- 2) Qu'aucune force vient de modifier la trajectoire rectiligne ascendante de l'avion (équation (2)).

REMARQUE - A titre d'information.

Appelons  $\hat{A}$  l'angle que fait la trajectoire avec l'horizontale ; ( Fig. 3 ).  
Nous remarquons que :

$$P1 = P \cdot \sin \hat{A} .$$

$$P2 = P \cdot \cos \hat{A} .$$

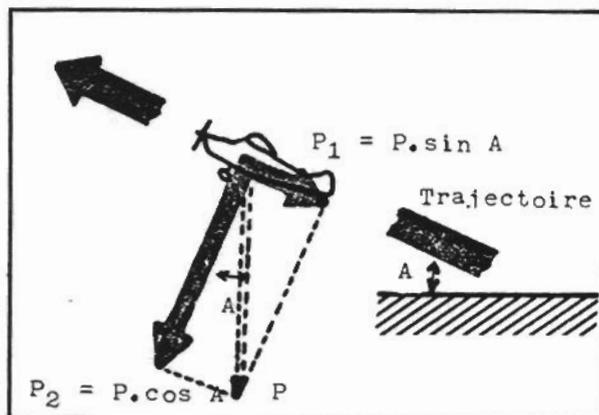


Fig. 3

1. L'équation (1) devient alors :

$$T = Fx + P \cdot \sin \hat{A} .$$

et signifie que la traction doit être supérieure à la trainée, et ceci d'autant plus que l'angle de montée est plus important.

Si nous prenions le cas limite où la trajectoire serait verticale, l'angle  $\hat{A}$  vaudrait  $90^\circ$ , son sinus serait égal à 1° et nous aurions :

$$T = Fx + P$$

Si nous considérons maintenant le vol en palier,  $\hat{A} = 0$  et  $\sin \hat{A} = 0$ .  
L'équation (1) devient :

$$T = Fx$$

ce qui correspond bien à ce que nous avons trouvé au chapitre précédent

2. Considérons maintenant l'équation (2) :

$$F_z = P_2 = P \cdot \cos \hat{A}.$$

Nous voyons que  $F_z$  est maintenant inférieure au poids, ce qui est surprenant mais parfaitement exact, la composante verticale de la traction de l'hélice s'opposant également au poids.

Là encore dans le cas du vol en palier ou  $\hat{A} = 0$ , nous avons :

$$\cos \hat{A} = 1 \quad \text{et} \quad F_z = P.$$

## II. VITESSE DE VOL SUR TRAJECTOIRE.

L'équation (2) donne :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P_2}{S} \cdot \frac{1}{C_z}} \quad (3)$$

La comparaison avec le cas du vol en palier montre que pour une même incidence la vitesse nécessaire au vol a diminué puisque  $P_2$  est inférieur à  $P$ .

## III. PUISSANCE CONSOMMÉE PAR L'AVION QUAND IL EST MAINTENU EN VOL EN MONTEE.

C'est le travail effectué par la traction de l'hélice qui maintient l'avion en vol en montée. Comme cet avion est animé d'un mouvement rectiligne uniforme, il est évident que la puissance consommée par la cellule est rigoureusement égale à la puissance  $W_u$  restituée par l'hélice.

C'est cette puissance que nous allons calculer. Procédons de la même façon que dans le chapitre I.

$$W_u = T \cdot V$$

$$\text{Ou} \quad T = F_x + P_1$$

$$\text{Donc :} \quad W_u = (F_x + P_1) \cdot V$$

$$W_u = F_x \cdot V + P_1 \cdot V$$

Le produit  $F_x \cdot V$  a été calculé dans le chapitre I. C'est la puissance  $W_n$  consommée par la cellule pour le vol en palier à la même vitesse.

$$\text{Il reste :} \quad W_u = W_n + P_1 \cdot V$$

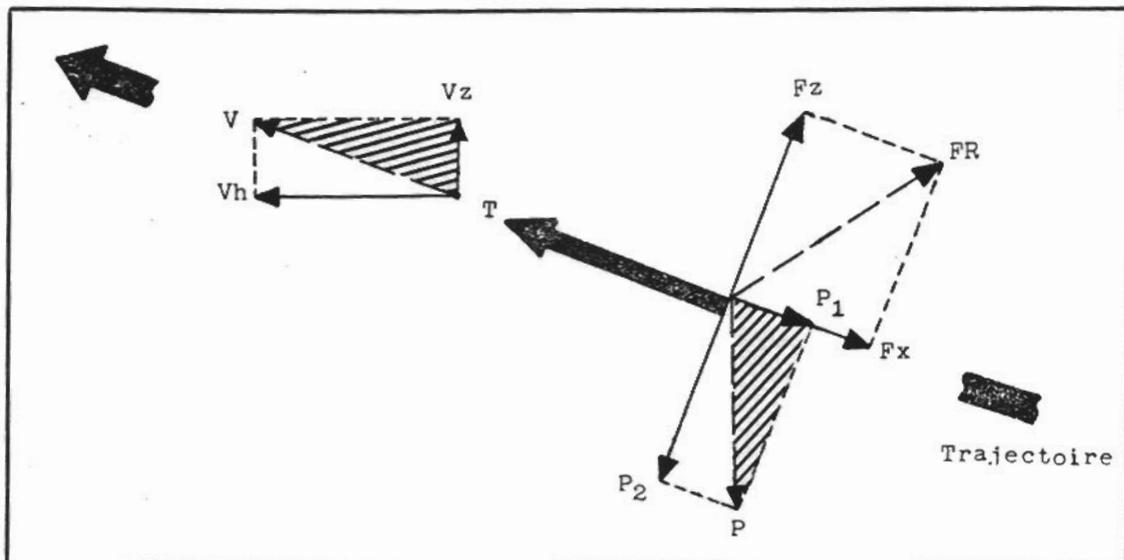


Fig. 4

Reprenons maintenant le schéma des forces appliquées (Fig. 4), traçons d'autre part les vecteurs représentant la vitesse  $V$  sur trajectoire et la vitesse ascensionnelle  $Vz$ , la comparaison des deux figures montre que les triangles hachurés sont semblables et nous pouvons écrire :

$$\frac{P_1}{Vz} = \frac{P}{V}$$

$$\text{Soit : } P_1 \cdot V = P \cdot Vz.$$

Remplaçons dans la formule (4)  $P_1 \cdot V$  par sa valeur :

$$W_u = W_n + P \cdot Vz \quad (5)$$

L'équation (5) montre que la puissance restituée par l'hélice est égale à la somme :

- de la puissance nécessaire pour maintenir l'avion en vol horizontal,
- et de l'excédent de puissance permettant de créer une vitesse ascensionnelle  $Vz$ .

REMARQUE - A titre d'information.

En fait il n'est pas absolument rigoureux de dire que  $F_x \cdot V$  est égal à  $W_n$  puissance nécessaire pour maintenir le vol horizontal. En effet l'expression de  $W_n$  est :

$$W_n = P \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

Si nous refaisons pour le vol en montée le calcul de  $F_x \cdot V$  nous obtenons

$$F_x \cdot V = \frac{1}{2} \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_x$$

L'expression de  $V$ , donnée par la forme (3) est devenue :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P2}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

Dans ces conditions la valeur exacte de  $Fx \cdot V$  est :

$$Fx \cdot V = P2 \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P2}{S} \cdot \frac{Cx^2}{Cz^3}}$$

Or  $P2 = P \cdot \cos A$ . Pour les angles de montée qui nous intéressent, il est très peu différent de  $P$ .

Dans un esprit de simplification, nous considèrerons que, pour le vol en montée comme pour le vol en palier, la valeur de  $Fx \cdot V$  demeure égale à  $Wn$ .

#### IV. ETUDE DE LA VITESSE ASCENSIONNELLE.

##### A - EXPRESSION.

Ce qui est intéressant en vol en montée c'est d'obtenir de l'avion qu'il ait la plus forte vitesse ascensionnelle  $Vz$  possible. Calculons-là.

De l'équation (5) on tire :

$$Vz = \frac{Wu - Wn}{P} \quad (6)$$

##### B - ACTION DES DIFFERENTS FACTEURS.

La valeur de la  $Vz$  se présente sous la forme d'une fraction ; donc  $Vz$  sera d'autant plus grand que :

- Le numérateur  $Wu - Wn$  sera plus grand,
- Le dénominateur  $P$  sera plus petit.

##### 1) Vz sera grand si P est petit.

On a donc intérêt à construire des avions les plus légers possibles.

##### 2) Vz sera grand si $Wu - Wn$ est grand.

Pour obtenir ce résultat il faut :

a) Augmenter  $Wu$  c'est à dire monter sur l'avion un moteur le plus puissant possible et une hélice adaptée.

b) Diminuer  $Wn = P \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{Cx^2}{Cz^3}}$

Pour cela il faut :

- que  $\boxed{P}$  et  $\boxed{\frac{P}{S}}$  soient petits c'est à dire que l'avion soit le plus léger possible.

Si l'on veut obtenir ce résultat il faudra au moins qu'il soit peu chargé au mètre carré (grande surface d'aile).

- que  $\boxed{\rho}$  (densité de l'air) soit grand, ce qui est le cas à basse altitude et par temps froid.

- que  $\boxed{\frac{Cx^2}{Cz^3}}$  soit le plus petit possible.

Nous verrons que ce résultat est obtenu seulement pour une incidence bien déterminée :

$$\text{L'INCIDENCE PLAFOND} \quad \left[ \frac{Cx^2}{Cz^3} \text{ mini} \right]$$

#### CONCLUSION :

La vitesse ascensionnelle d'un avion donné est d'autant plus grande que :

- l'avion est peu chargé.
- L'altitude assez faible.
- La température n'est pas très élevée.
- L'incidence adoptée est égale à l'incidence plafond.

Toutes les fois que l'on s'écartera de ces conditions, la vitesse ascensionnelle diminuera.

### V. QUELLES CONCLUSIONS PRATIQUES RETENIR DE CE CHAPITRE.

#### A - IL FAUT RETENIR EN PRIORITE LE RESULTAT SUIVANT :

Pour avoir une vitesse ascensionnelle maximale quelles que soient les conditions de vol il faut que la voilure travaille à incidence plafond.

#### B - RELATION ENTRE LA PENTE ET L'INCIDENCE.

La question se pose maintenant de savoir comment repérer cette incidence.

La meilleure façon serait de pouvoir disposer d'un instrument permettant de la mesurer directement.

De tels appareils existent, on les appelle communément des "Imètres" (de  $\hat{i}$  : incidence) mais ils ne sont pas couramment montés sur les avions.

Une bonne indication peut-être fournie par le variomètre qui, à l'incidence plafond, doit indiquer la meilleure vitesse ascensionnelle.

Le pilote a cependant un moyen de visualiser et d'adopter une incidence donnée en agissant sur la pente de son appareil. En effet l'aile fait avec l'axe de roulis de l'avion un angle constant (Fig. 5). A chaque incidence de l'aile (angle que fait la corde de profil avec la trajectoire) correspond une position bien déterminée de l'axe de roulis par rapport à la trajectoire, donc une pente bien précise pour l'avion (puisque la trajectoire fait un angle connu  $A$  avec l'horizon).

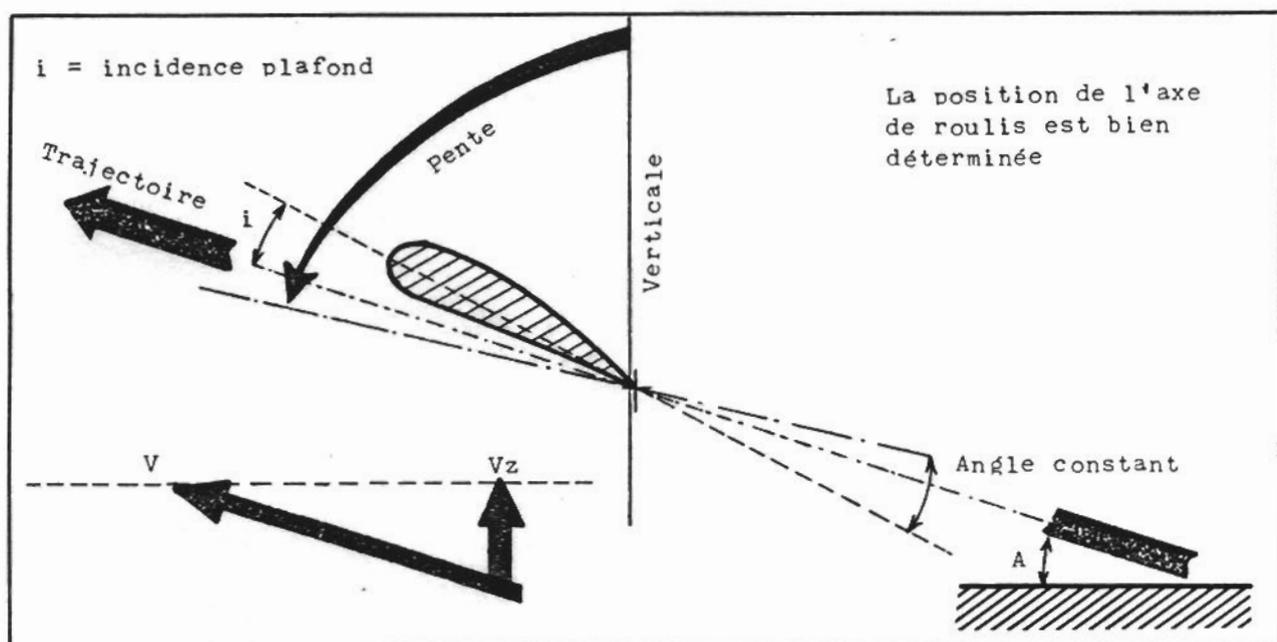


Fig. 5

### C - COMMENT CHOISIR CORRECTEMENT SA PENTE.

Il n'est pas possible au pilote de visualiser une fois pour toutes la pente correcte que doit prendre son appareil en vol en montée pour être sûr que sa voilure travaille à l'incidence plafond. L'angle que fait la trajectoire avec le sol n'est pas le même dans tous les cas de vol.

En effet :

- Supposons que la charge emportée augmente. D'après la formule (3) nous voyons que la vitesse sur trajectoire a augmenté. D'après la formule (6)  $V_z$  aura diminué.

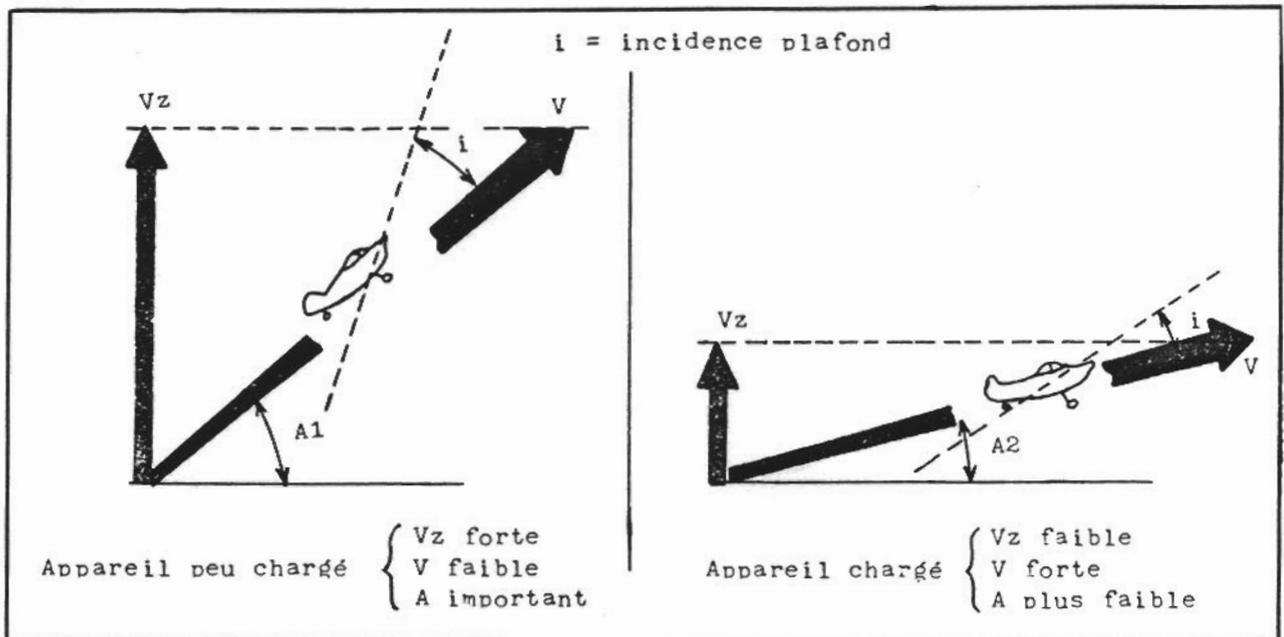


Fig. 6

Si maintenant nous reportons sur un graphique les angles de montée  $A_1$  et  $A_2$  correspondant aux cas d'un appareil peu chargé et d'un appareil fortement chargé, nous constatons un résultat important (Fig. 6) :

Quand la charge emportée augmente, la trajectoire se rapproche de l'horizontale.

En reprenant le raisonnement vu plus haut nous voyons que, si nous voulons rester à l'incidence plafond, nous devons augmenter la pente.

Un raisonnement identique nous amènera aux mêmes conclusions dans les cas où :

- a) La puissance du moteur a diminué.  
(baisse de régime au décollage par exemple).
- b) La masse spécifique de l'air a diminué.  
(terrain à altitude élevée ou forte température).

La conclusion à retenir sera donc la suivante :

En cas de doute sur les possibilités de décollage et de montée de l'appareil, on améliore la sécurité en augmentant les valeurs de la vitesse et de la pente de montée.

## VI. RESUME DU CHAPITRE.

### A - EQUATION D'EQUILIBRE (Fig. 7).

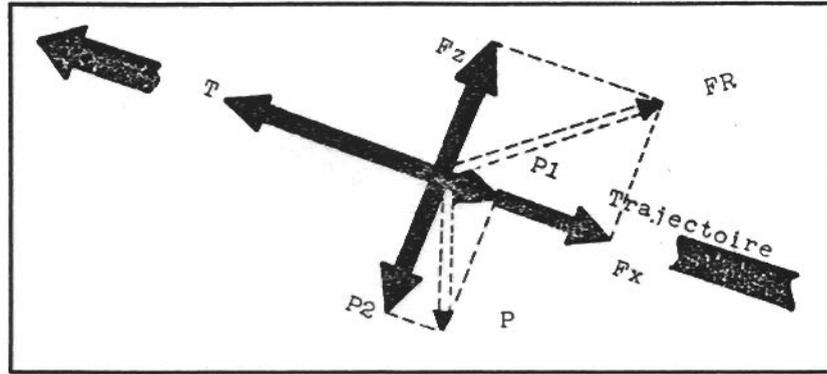


Fig. 7

$$T = Fz + P1 \quad P2 = Fz$$

**B - QUELQUES FORMULES A RETENIR.**

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

et

$$Wz = \frac{Wu - Wn}{P}$$

**C - CONCLUSIONS PRATIQUES.**

- 1) La pente de l'appareil donne au pilote une idée de l'incidence.
- 2) La meilleure vitesse ascensionnelle de l'avion s'obtiendra en adoptant l'incidence plafond.
- 3) Toutes les fois que nous sommes très chargés ou que nous avons des doutes sur les possibilités de l'appareil (terrain élevé, forte température) nous devons afficher des pentes et des vitesses plus fortes que dans les conditions normales.

*2*

CHAPITRE IIILE VOL EN DESCENTEPLAN :VOL EN DESCENTE SANS MOTEURI. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.

- A - FORCES APPLIQUEES.
- B - CONDITIONS D'EQUILIBRE.
- C - EQUATIONS D'EQUILIBRE.

II. VITESSE DE VOL.III. VITESSE VERTICALE DE DESCENTE.IV. DISTANCE PARCOURUE EN VOL PLANE. FINESSE DE L'APPAREIL.V. ANALYSE DES PERFORMANCES EN VOL EN DESCENTE.

- A - VITESSE DE CHUTE.
- B - ANGLE DE PLANE.
- C - CONCLUSIONS PRATIQUES POUR LE PILOTE.

VI. RECHERCHE DES INCIDENCES CARACTERISTIQUES SUR LA POLAIRE.

- A - INCIDENCE PERMETTANT DE PLANER LE PLUS LOIN POSSIBLE.
- B - INCIDENCE PERMETTANT DE PLANER LE PLUS LONGTEMPS POSSIBLE.
- C - INCIDENCE DONNANT LES VITESSES MAXI ET MINI SUR TRAJECTOIRE.

VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR

I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.

II. VITESSE DE VOL.

III. VITESSE VERTICALE DE DESCENTE.

IV. FINESSE DE L'AVION.

V. L'ATTERRISSAGE.

RESUME.

*S*

## VOL EN DESCENTE SANS MOTEUR

### I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.

#### A - FORCES APPLIQUEES.

Le moteur étant réduit la force  $T$  disparaît. Les seules forces applicables à l'avion demeurent: (Fig. 1).

- Le poids  $P$ , dirigé suivant la verticale,
- La résultante aérodynamique  $FR$

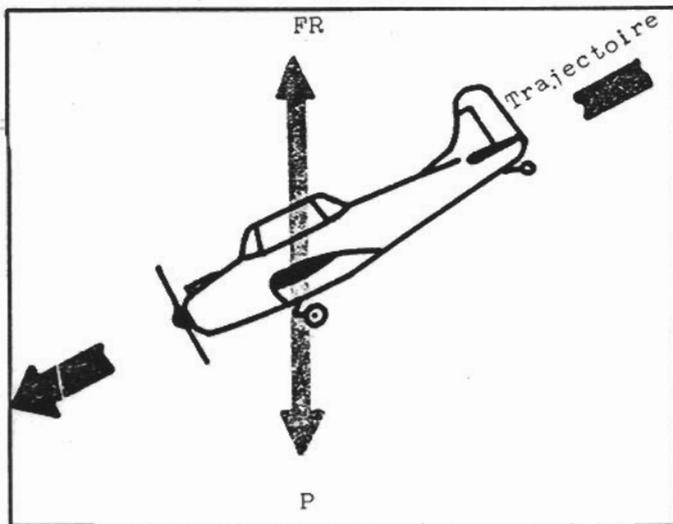


Fig. 1

#### B - LES CONDITIONS D'EQUILIBRE.

- 1)  $\vec{FR}$  et  $\vec{P}$  doivent être concourantes.
- 2) On doit avoir la relation  $\vec{FR} + \vec{P} = 0$ .

Donc dans ce cas de vol  $FR$  doit être verticale pour pouvoir équilibrer  $P$  et :

$$FR = P.$$

#### C - EQUATIONS D'EQUILIBRE.

Décomposons les forces appliquées suivant (Fig. 2) :

- La direction de la trajectoire (groupe de forces  $F_x$  et  $P_1$ ),
- La perpendiculaire à la trajectoire (groupe  $F_z$  et  $P_2$ ).

Pour que la somme de  $\vec{P}$  et de  $\vec{FR}$  soit nulle il suffit que l'on ait:

$$F_z = P_2$$

$$F_x = P_1$$

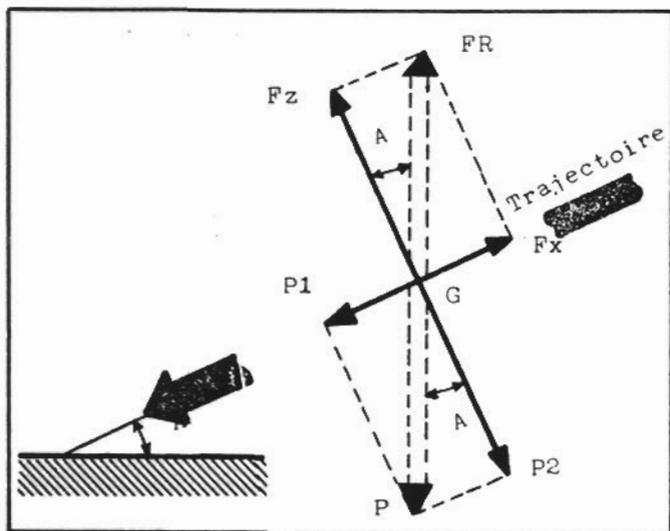


Fig. 2

REMARQUE :

Les valeurs de P1 et P2 dépendent de l'angle de descente  $\hat{A}$  (angle que fait la trajectoire avec l'horizontale). En effet, reprenons le schéma ci-dessus :

Les vecteurs Fz et FR d'une part, P2 et P d'autre part, font entre eux un angle égal à  $\hat{A}$  (angles aigus ayant leurs côtés perpendiculaires deux à deux).

En effet Fz et P2 sont perpendiculaires à la trajectoire, et FR et P sont perpendiculaires à l'horizontale.

Dans ces conditions nous pouvons écrire les quatre relations suivantes :

$$P1 = P \cdot \sin \hat{A} \qquad Fx = FR \cdot \sin \hat{A}$$

$$P2 = P \cdot \cos \hat{A} \qquad Fz = FR \cdot \cos \hat{A}$$

Dans le cas du vol horizontal  $\hat{A} = 0$ ,  $\sin \hat{A} = 0$  et  $\cos \hat{A} = 1$ .

On voit que P1 disparaît et que P2 est égal à P, ce qui est bien conforme à ce que nous avons vu précédemment.

II. VITESSE DE VOL SUR TRAJECTOIRE.

On la tire de l'équation :

$$FR = P$$

$$\text{d'où} \quad P = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot CR$$

et

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{CR}}$$

Noter qu'ici c'est CR qui intervient et non Cz.

III. VITESSE VERTICALE DE DESCENTE Vz.

Pour la trouver évaluons la puissance nécessaire au vol. Elle vaut :

$$Fx \cdot V$$

Et l'on a :

$$Fx \cdot V = P1 \cdot V$$

Le même raisonnement que pour le vol en montée (chap. II) permet d'écrire :

$$Fx \cdot V = P \cdot Vz$$

Remplaçons  $F_x$  par sa valeur  $\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_x$

$$\frac{1}{2} \rho \cdot v^3 \cdot S \cdot C_x = P \cdot V_z$$

Reportons la valeur de  $V$  trouvée au paragraphe ci-dessus :

$$\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_x \left[ \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{C_R}} \right]^3 = P \cdot V_z$$

Soit en simplifiant :

$$V_z = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_R^3}}$$

REMARQUE :

Nous voyons apparaître ici l'expression  $\frac{C_x^2}{C_R^3}$ .

La valeur de  $C_R$  est aux incidences d'utilisation normale, très peu différente de celle de  $C_z$ , dans un but de simplification, nous emploierons pour  $V_z$  l'expression :

$$V_z = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

#### IV. DISTANCE PARCOURUE EN VOL PLANE. FINESSE DE L'APPAREIL.

Soit  $h$  l'altitude de l'avion, nous allons calculer combien de fois il peut parcourir horizontalement une distance égale à cette altitude. Soit  $D$  la distance qu'il peut parcourir.

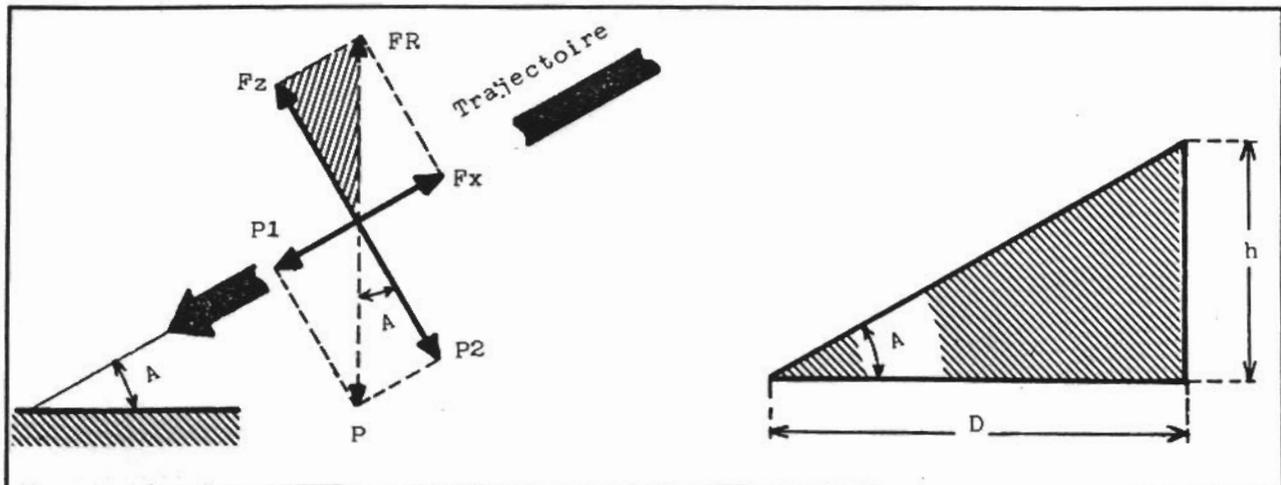


Fig. 3

Cela revient à calculer la valeur  $\mathcal{F}$  du rapport  $\frac{D}{h}$  que l'on appelle la finesse de l'appareil (Fig. 3).

Les deux triangles hachurés sont semblables et nous pouvons écrire les rapports de proportionnalité correspondants :

$$\frac{Fz}{Fx} = \frac{D}{h} = \mathcal{F}$$

Remplaçons Fz et Fx par leur valeur, il vient :

$$\mathcal{F} = \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot Cz}{\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot Cx}$$

Ou en simplifiant :

$$\boxed{\mathcal{F} = \frac{Cz}{Cx}}$$

Le rapport  $\frac{Cz}{Cx}$  représente la finesse de l'appareil en descente moteur réduit.

## V. ANALYSE DES PERFORMANCES EN VOL EN DESCENTE

### A. - VITESSE DE CHUTE.

Reprenons la formule donnant la valeur de Vz :

$$Vz = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{Cx^2}{Cz^3}}$$

Nous voyons que la vitesse de chute dépend de :

1)  $\frac{2}{\rho}$  A incidence et poids égaux, la vitesse de chute est plus importante en altitude qu'au niveau de la mer.

2)  $\frac{P}{S}$  Ceci appelle deux remarques :

a) Vz dépend de  $\frac{P}{S}$  charge au mètre carré. Donc deux avions de poids différents, toutes choses égales d'ailleurs, auront la même Vz si leurs charges alaires sont identiques.

(Remarquons qu'en vol en montée Vz n'obéit pas à la même loi).

- b) Si maintenant sur un avion donné, P augmente, Vz va également augmenter.

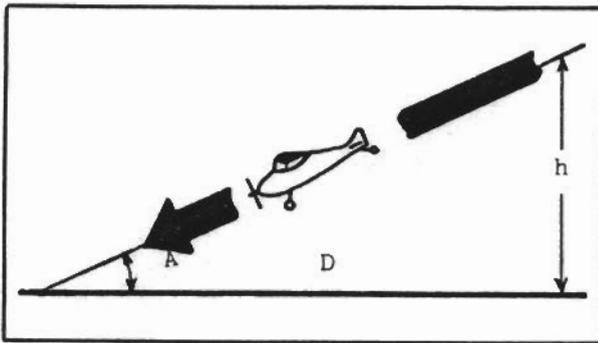
Sur un avion donné, Vz augmente avec la charge emportée.

- 3)  $\frac{Cx^2}{Cz^3}$  Ici encore quand on vole à l'incidence plafond, on obtient la meilleure action sur la Vz (donc pour le vol en descente, la plus petite vitesse de chute possible).

## B - ANGLE DE PLANE.

Considérons un avion en vol plané (Fig. 4).

- 1) Sa trajectoire fait avec le sol en angle  $\hat{A}$ .



On peut écrire la relation trigonométrique :

$$\operatorname{tg} \hat{A} = \frac{h}{D} = \frac{1}{F}$$

Fig. 4

Cette relation signifie que plus la finesse d'un avion est grande, moins sa trajectoire est inclinée par rapport au sol et plus grande est la distance qu'il peut parcourir moteur réduit (fig. 5).

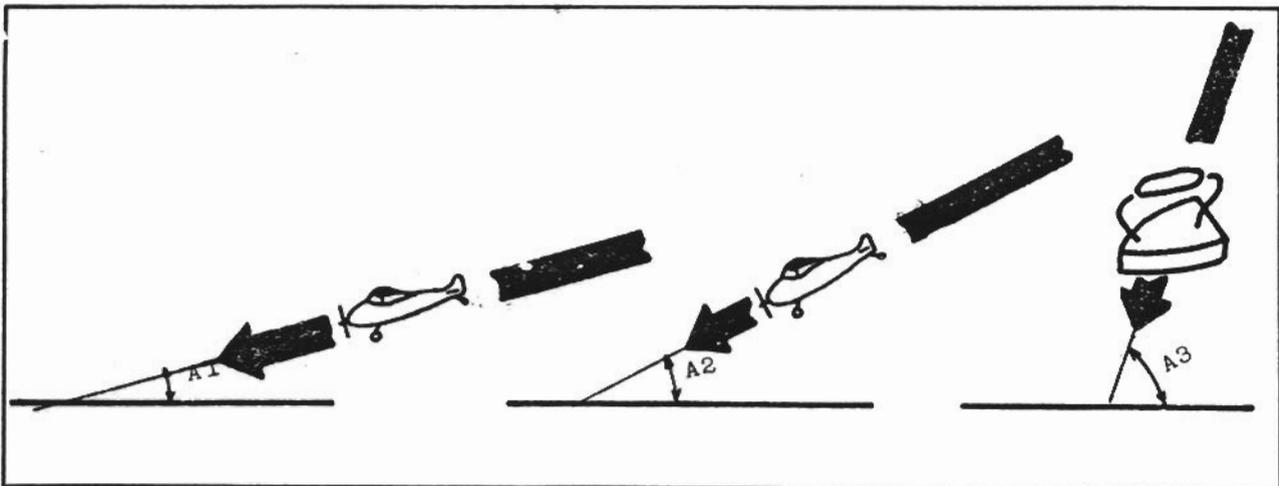


Fig. 5

Grande finesse :  
A petit

Finesse plus faible :  
A plus grand

Finesse  
proverbiale

## 2) Voyons maintenant de quoi dépend la finesse.

Nous avons : 
$$F = \frac{C_z}{C_x}$$

Donc la finesse dépend uniquement de la valeur des coefficients unitaires c'est à dire de l'incidence et non du poids et de l'altitude de vol. Il existe une incidence particulière pour laquelle cette finesse est maximale.

La finesse d'un appareil par rapport au sol lorsque le vent est nul est indépendante de son poids elle dépend uniquement de son incidence.

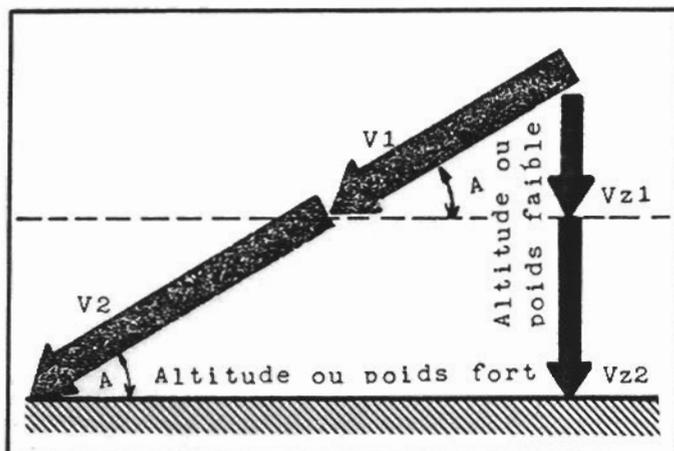


Fig. 6

Beaucoup d'élèves ont des difficultés à comprendre ce résultat important car, disent-ils, "quand le poids de mon appareil augmente, la finesse doit diminuer puisque, en gardant la même pente, j'arrive plus vite au sol."

Or que se passe-t-il lorsque la charge emportée augmente ? Nous avons vu que la vitesse de chute augmente, donc il est exact que l'on reste moins longtemps en l'air :

mais la vitesse sur trajectoire a également augmenté dans la même propor-

tion  $\sqrt{\frac{2P}{\rho S}}$  ) et, si nous gardons la même incidence, Vz et V augmentent de telle façon que l'angle de plané reste le même (fig. 6).

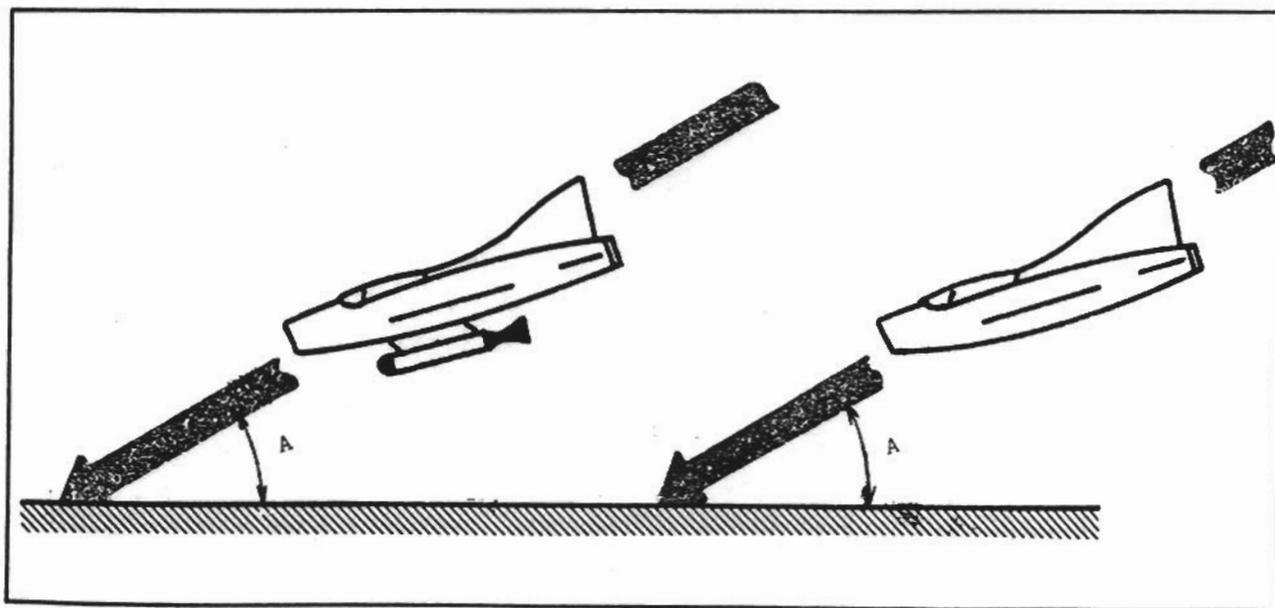


Fig. 6 bis

Avion chargé : forte vitesse

Avion peu chargé : faible vitesse

Même incidence, même angle de plané

### C - CONCLUSIONS PRATIQUES POUR LE PILOTE.

Les performances de l'avion en vol plané dépendent principalement, nous l'avons vu, de l'incidence adoptée : or à chaque incidence correspond une valeur bien déterminée de la finesse  $\frac{C_z}{C_x}$ .

L'angle  $\hat{A}$  de la trajectoire avec le sol est parfaitement connu, la position de l'axe de roulis de l'avion est donc bien déterminée : il n'y a donc pas d'ambiguïté sur la valeur de la pente. (Fig. 7).

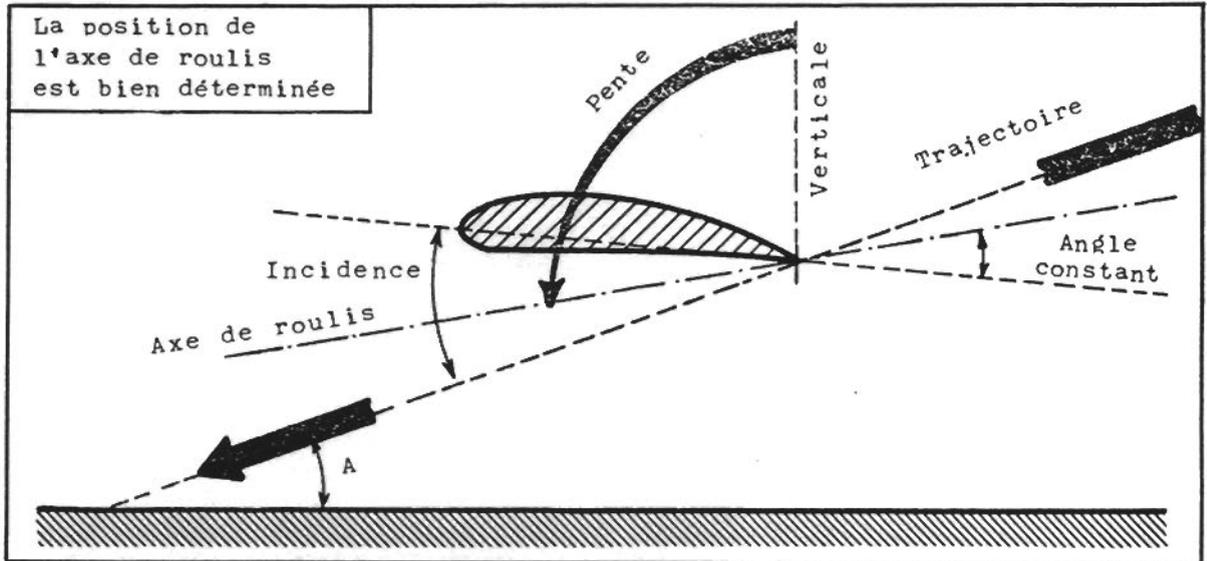


Fig. 7

Augmentons la charge alaire,  $V$  et  $V_z$  augmentent mais  $\hat{A}$  reste le même. La pente ne change pas : on peut dire :

En vol en descente on adopte toujours les mêmes valeurs pour des pentes d'évolution et d'approche finale. En cas de variation de la charge emportée l'augmentation de vitesse nécessaire pour assurer la sustentation a lieu automatiquement.

Remarquer l'importante différence qui existe entre la façon de choisir une pente correcte en vol en montée et en vol en descente.

### VI. RECHERCHE DES INCIDENCES CARACTERISTIQUES SUR LA POLAIRE.

Nous avons défini jusqu'à présent deux incidences caractéristiques :

1) L'angle de finesse maximale pour lequel le rapport  $\frac{C_z}{C_x}$  est maximal et qui donne l'angle de plané le plus faible.

2) L'incidence plafond, pour laquelle le rapport  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$  a sa valeur minimale et qui donne les meilleures performances au point de vue vitesse verticale, c'est à dire :

- La vitesse de montée la plus forte,

- La vitesse de chute la plus faible.

Voyons maintenant comment repérer ces incidences sur la polaire.

(Nous supposons dans ce qui suit que la polaire est construite à partir d'échelles égales).

#### A - INCIDENCE PERMETTANT DE PLANER LE PLUS LOIN POSSIBLE.

Soit un point  $C_0$  sur la polaire, chercher la valeur maximale de  $\frac{C_z}{C_x}$  c'est chercher la valeur maximale de l'angle  $\alpha$  car :  $\frac{C_{z0}}{C_{x0}} = \text{tg} \alpha$ .

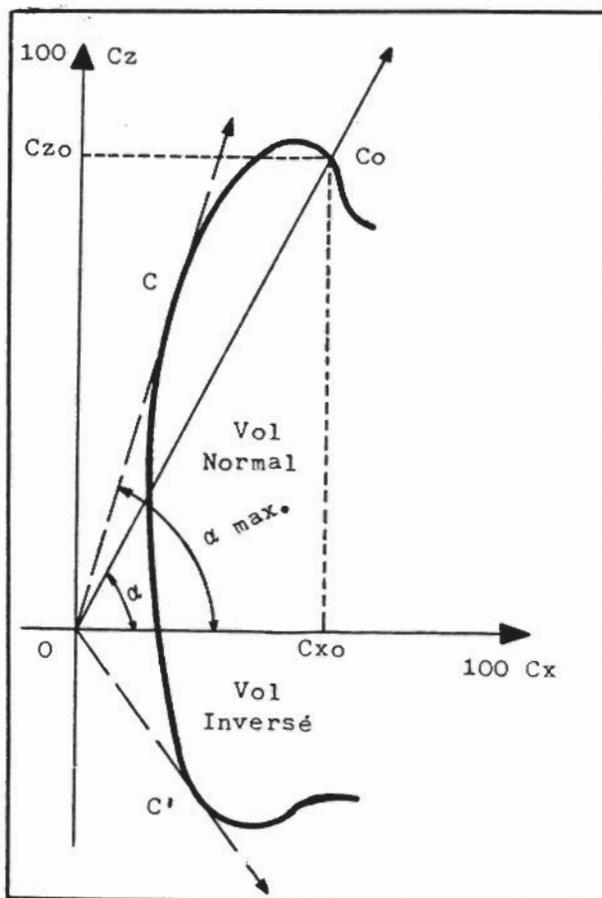


Fig. 8

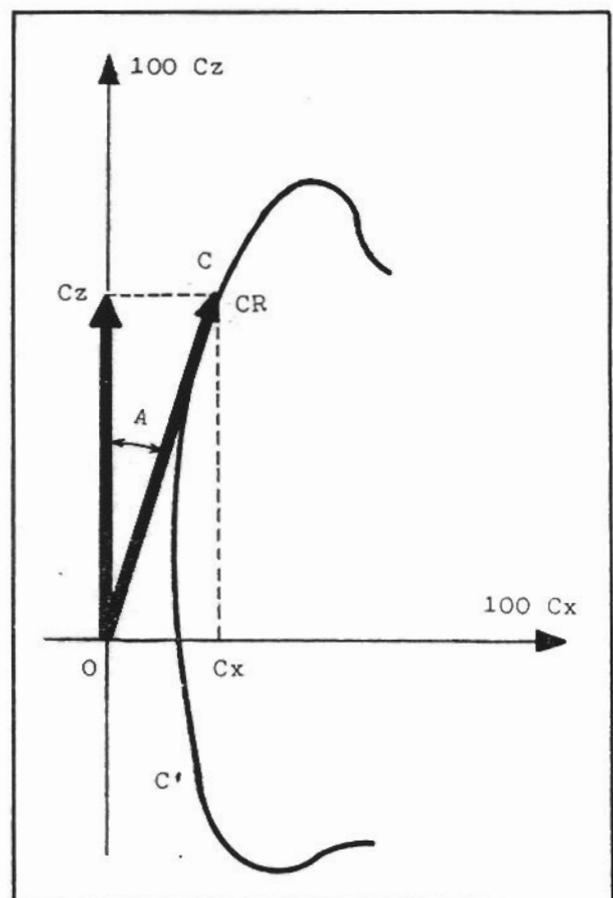


Fig. 9

L'angle  $\alpha$  est maximal si la droite  $OC_0$  est tangente à la courbe ; soit  $OC$  cette tangente.

On obtient ainsi deux points  $C$  et  $C'$ . Il suffit de lire directement sur la polaire la valeur des incidences correspondantes.

Cette construction nous permet d'autre part de trouver en vraie grandeur la valeur de l'angle de plané  $A$  correspondant.

Reportons nous d'une part à la façon de construire une polaire (cours d'aérodynamique) et d'autre part au paragraphe IV du présent chapitre (finesse de l'appareil) et en particulier à la figure 3.

Nous voyons que l'angle de plané  $\hat{A}$  est égal à l'angle que fait  $\vec{CR}$  avec  $\vec{Cz}$ . Donc sur une polaire à échelles égales à l'angle que fait  $OC$  et  $OCz$  (Fig. 9).

**B - INCIDENCE PERMETTANT DE PLANER LE PLUS LONGTEMPS POSSIBLE.**

C'est l'incidence plafond correspondant à la plus petite valeur du rapport  $\frac{Cx^2}{Cz^3}$ .

Un calcul dépassant le cadre de ce cours montre qu'on peut le trouver sur la polaire de la façon suivante : on trace une tangente à la polaire (Fig. 10) qui coupe les axes de coordonnées en deux points A et B tels que  $BC = 2 AB$ . Quand on est parvenu à ce résultat il suffit de lire sur la polaire la valeur de l'incidence plafond.

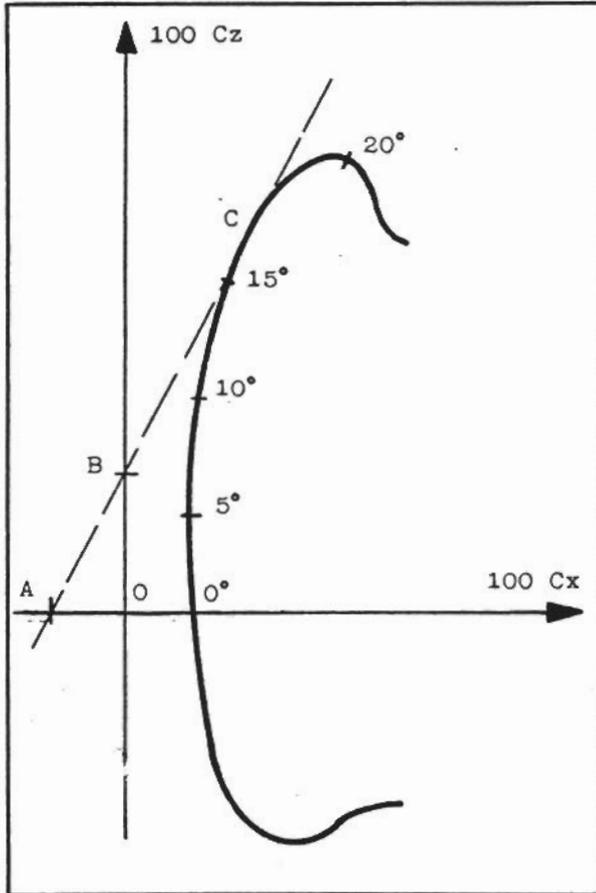


Fig. 10

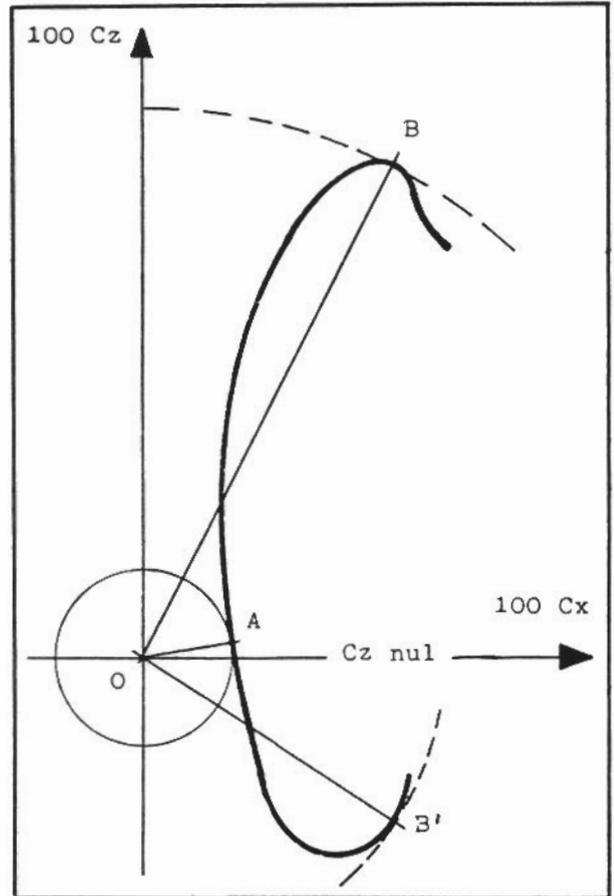


Fig. 11

**C - INCIDENCE DONNANT LES VALEURS MAXI ET MINI DE LA VITESSE SUR TRAJECTOIRE.**

Reprenons la formule donnant la valeur de V :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{CR}}$$

- On voit que V sera
- maximale si CR est minimal,
  - minimale si CR est maximal.

Sur la polaire à échelles égales le vecteur OC représente à l'échelle choisie la valeur de CR (Fig. 11).

- Pour que CR soit maximal il faut que OB soit le rayon du cercle tangent intérieurement à la polaire.
- Pour que CR soit minimal il faut que OA soit le rayon du cercle tangent extérieurement à la polaire. Il est à noter que ce point A ne correspond pas en général au point de Cz nul.

## VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR

### I. SCHEMA DES FORCES APPLIQUEES ET EQUATIONS D'EQUILIBRE.

#### A - FORCES APPLIQUEES (Fig. 12).

Nous retrouvons :

- La force T,
- Le poids P,
- La résultante aérodynamique FR,

#### B - CONDITIONS D'EQUILIBRE.

- 1)  $\vec{P}$  ,  $\vec{T}$  , et  $\vec{FR}$  doivent être concourantes.
- 2) On doit avoir la relation :

$$\vec{P} + \vec{T} + \vec{FR} = 0$$

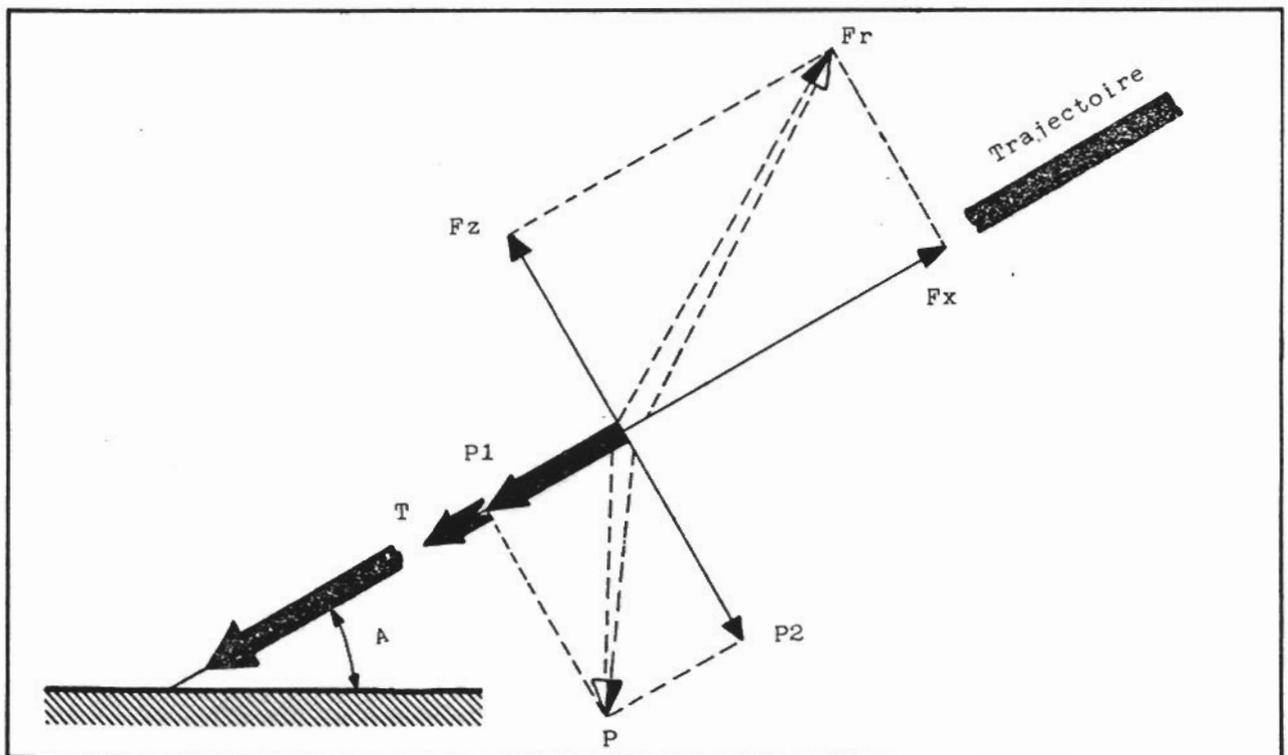


Fig. 12

**C - EQUATIONS D'EQUILIBRE.**

Décomposons toutes ces forces suivant deux directions :

- la trajectoire, nous avons :

$$\vec{T} , \vec{P1} \text{ et } \vec{Fx} ,$$

- la perpendiculaire à la trajectoire, nous avons :

$$\vec{P2} \text{ et } \vec{Fz} .$$

Pour que le système des forces soit équivalent à zéro il faut il suffit que l'on ait :

$$\vec{T} + \vec{P1} = \vec{Fx} \quad (1)$$

$$\vec{P2} = \vec{Fz} \quad (2)$$

**II. VITESSE DE VOL SUR TRAJECTOIRE.**

On tire de l'équation (2) :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P2}{S} \cdot \frac{1}{Cz}} .$$

Nous voyons ici intervenir la composante  $P2$  du poids, égale à  $P \cdot \cos \hat{A}$ .

Dans le cas du vol horizontal  $\hat{A} = 0$ ,  $\cos \hat{A} = 1$  et nous retrouvons donc bien la formule :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}} .$$

**III. VITESSE VERTICALE DE DESCENTE.**

Multiplications les deux termes de l'équation (1) par  $V$  nous avons :

$$T \cdot V + P1 \cdot V = Fx \cdot V .$$

$$TV = Wu$$

$$P1V = PVz$$

$$Fx \cdot V = Wn \text{ (en confondant CR et Cz peu différents).}$$

Nous obtenons en définitive :

$$Wu + PVz = Wn , \text{ soit :}$$

$$Vz = \frac{Wn - Wu}{P} .$$

On voit donc que  $V_z$  est plus faible qu'en vol en descente sans moteur, en effet dans ce cas de vol nous avons :

$$V_z = \frac{P \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}}{P}$$

soit :  $V_z = \frac{W_n}{P}$

#### IV. FINESSE DE L'AVION.

La finesse est mesurée par le rapport des forces de portance aux forces de trainée donc ici :

$$\mathcal{F} = \frac{F_z}{F_x - T}$$

La finesse est augmentée par rapport au vol sans moteur ce qui est conforme au bon sens.

#### V. L'ATTERRISSAGE.

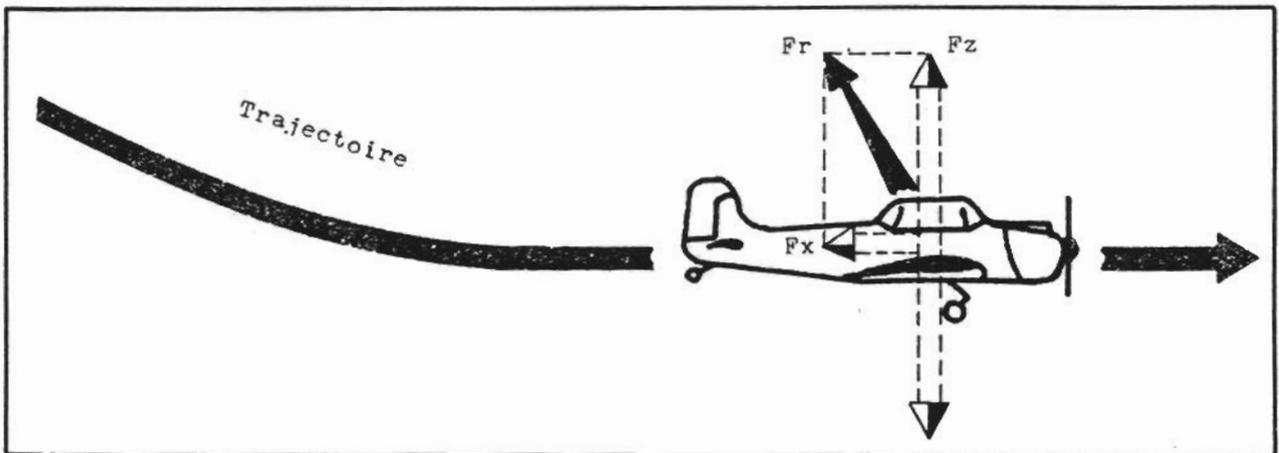


Fig. 13

Pendant le palier qui précède l'atterrissage la traction étant négligeable la traînée va freiner l'appareil. Or  $F_z$  devant équilibrer le poids  $P$  aura une valeur bien déterminée pour un avion donné (Fig. 13).

$F_x$  sera donc d'autant plus petit que la finesse ( $\frac{C_z}{C_x}$  ou  $\frac{F_z}{F_x}$ ) sera grande

Donc ce sont les avions les plus fins qui sont le moins freinés à l'atterrissage, et qui par conséquent effectuent les paliers les plus longs.

Ceci est important pour les avions actuels où la finesse de la cellule est recherchée systématiquement.

$\mathcal{F}$  A moins qu'il existe des dispositifs augmentant la traînée, donc diminuant on voit qu'une légère survitesse conduira à un palier très long, ce qui est gênant en utilisation sur terrains courts ou mal dégagés.

Les appareils modernes comportent des volets ou des freins aérodynamiques qui permettent :

- En vol, en configuration lisse, d'avoir un avion fin,
- En approche et atterrissage, avec dispositifs braqués d'avoir un avion moins fin donc plus facile à poser.

### RESUME

1) Vitesse de vol en descente, moteur réduit.

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{CR}}$$

Noter que c'est le coefficient CR qui intervient.

2) Vitesse de chute.

$$V_z = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

←
↓
→

Conditions aérologiques      Chargement      Incidence

Pour un avion chargé, la vitesse de chute dépend du poids (imposé) et de l'incidence (laissée à la disposition du pilote).

Il existe une incidence pour laquelle la vitesse de chute est plus faible possible, c'est celle pour laquelle le rapport  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$  est le plus faible possible.

On l'appelle l'incidence plafond.

Toutes les fois que le pilote choisira (volontairement ou non) une autre incidence il planera moins longtemps.

3) Distance parcourue en plané par vent nul.

Pour planer le plus loin possible l'incidence doit être telle que la finesse soit maximale.

La finesse pour une incidence donnée est indépendante du poids . Un avion chargé n'ira pas moins loin qu'un avion moins chargé mais il arrivera plus vite au sol.

Il existe une incidence (donc une pente) pour laquelle la finesse est maximale.

Toutes les fois que le pilote choisira une autre incidence il planera moins loin.

4) Si l'on plane en gardant du moteur.

- La vitesse verticale de descente diminue.
- La finesse de l'avion augmente.



## CHAPITRE IV

### L'HELICE

#### PLAN

##### I. GENERALITES.

A - FONCTIONNEMENT.

##### II. VRILLAGE DES PALES.

A - NECESSITE DU PAS VARIANT LE LONG DE LA PALE.

B - MESURES.

C - PAS.

##### III. L'HELICE A PAS VARIABLE.

A - RENDEMENT D'UNE HELICE "A PAS FIXE".

B - HELICES "A PAS VARIABLE".

##### IV. VITESSE INDUITE.

##### V. CONSTRUCTION DES HELICES.

##### VI. EQUILIBRE ET VIBRATIONS.

A - EQUILIBRE STATIQUE.

B - EQUILIBRE DYNAMIQUE.

C - EQUILIBRE AERODYNAMIQUE.

D - GIVRAGE.

##### VII. HELICE A TRACTION VERTICALE.

##### VIII. CONCLUSIONS.



## I. GENERALITES.

Une hélice est un mécanisme qui permet de transformer un mouvement de rotation en force de traction.

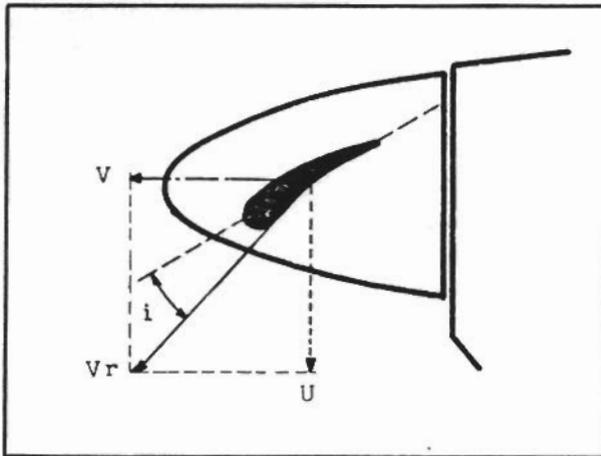
Elle est constituée par un moyeu, entraîné par le moteur, sur lequel sont encastrées deux ou plusieurs "petites ailes" appelée PALES.

Toutes les définitions relatives aux pales sont les mêmes que pour un profil.

## FONCTIONNEMENT.

Lorsque l'hélice est animée d'une vitesse circonférentielle  $U$  et que l'avion se déplace à une certaine vitesse  $V$ , le profil de la pale décrit une trajectoire dont la direction et la vitesse sont la résultante des deux vitesses  $V$  et  $U$  (Fig. 1).

Ce vecteur  $V_r$  est directement opposé au vent relatif qui intéresse le profil de la pale et détermine avec la corde de profil l'incidence  $i$ .



$V$  : vitesse de l'avion

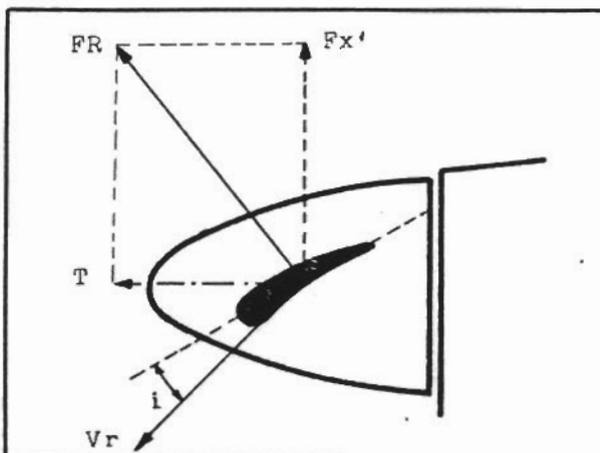
$U$  : vitesse circonférentielle

$V_r$  : vitesse résultante

Fig. 1

Pour créer une force de traction, il faut (fig. 2) :

- Que la pale ait, par rapport au vent relatif, une incidence produisant une résultante aérodynamique dirigée dans le bon sens, c'est à dire dont la composante, dirigée perpendiculairement au plan de rotation donne naissance à la force de traction  $T$ .
- Que cette incidence soit telle, que le rendement général de l'hélice soit le meilleur possible.



$FR$  : résultante aérodynamique

$T$  : force de traction

$Fx'$  : force de réaction

Fig. 2

Sur la figure ci-dessus, la résultante aérodynamique  $FR$  appliquée au centre de poussée se décompose en :

- Une force  $T$  parallèle à l'axe de l'avion.
- Une force  $Fx'$ , dans le plan de rotation de l'hélice, opposée au sens de rotation et nommée force de réaction.

Le rendement le meilleur est obtenu lorsque  $T$  est le plus grand possible et  $Fx'$  le plus petit possible.

## II. VRILLAGE DES PALES.

### A - NECESSITE DU PAS VARIANT LE LONG DE LA PALE.

La figure 3 nous montre que la vitesse circonférentielle  $U$  augmente au fur et à mesure que l'on s'éloigne du moyeu.

$$U = 2 \pi \cdot N \cdot R .$$

$N$  étant le nombre de tours  
 $R$  la distance du moyeu.

En appliquant le principe énoncé au paragraphe précédent, nous pouvons établir par des vecteurs le rapport qui existe en divers points de la pale entre la vitesse de translation  $V$  de l'avion et la vitesse circonférentielle  $U$  de l'hélice.

La figure 4 montre que la vitesse relative, et par conséquent le vent relatif, varie le long de la pale. Si celle-ci était à pas constant on aurait une modification importante de l'incidence et un mauvais rendement. Pour que ce rendement soit optimum il faut qu'en tout point des pales le profil forme une incidence constante avec le vent relatif. C'est pour cela que les pales sont vrillées.

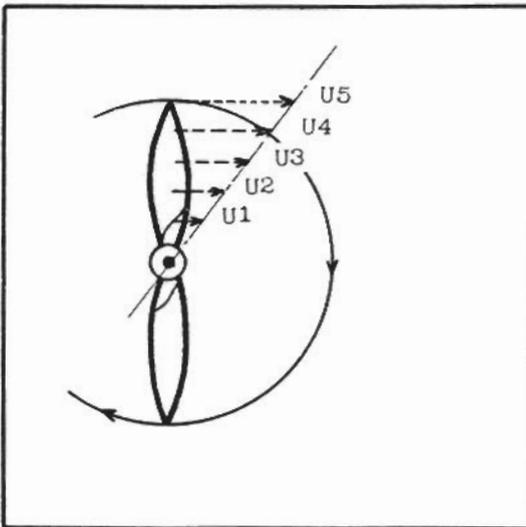


Fig. 3

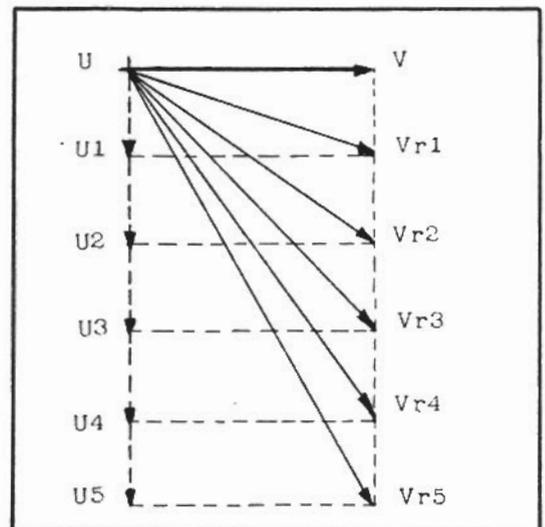


Fig. 4

## B - MESURES.

### 1) Angle d'avance.

On appelle "angle d'avance" l'angle  $\Phi$  (phi) que fait la direction de la vitesse relative  $V_r$  d'un point de la pale avec le plan de rotation de l'hélice (Fig. 5).

La figure 4 montre que l'angle  $\Phi$  varie constamment le long de la pale et diminue avec l'augmentation de la vitesse circonférentielle.

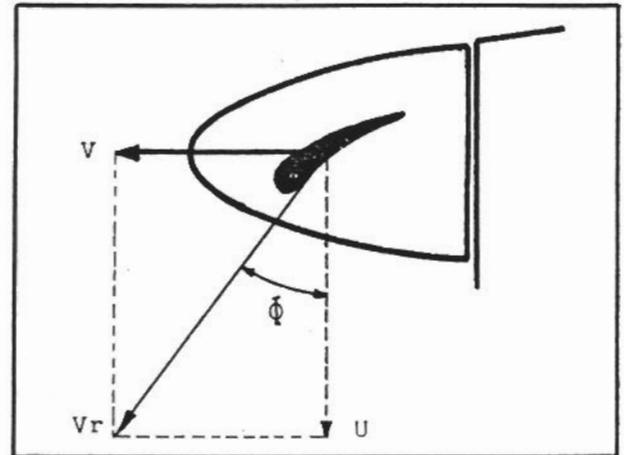


Fig. 5

### 2) Angle de construction. (ou de calage).

Le constructeur de l'hélice désirant qu'en chaque point de la pale le profil forme une certaine incidence avec  $V_r$  ajoutera la valeur de cet angle à l'angle d'avance déjà calculé et obtiendra ainsi l'angle de construction  $\theta$  (thêta) (Fig. 6).

$$\theta = \Phi + \hat{i}$$

L'application de cette formule par le constructeur lui permettra d'obtenir les caractéristiques de rendement pour une hélice devant travailler à un régime donné et montée sur un avion animé d'une vitesse connue  $V$ .

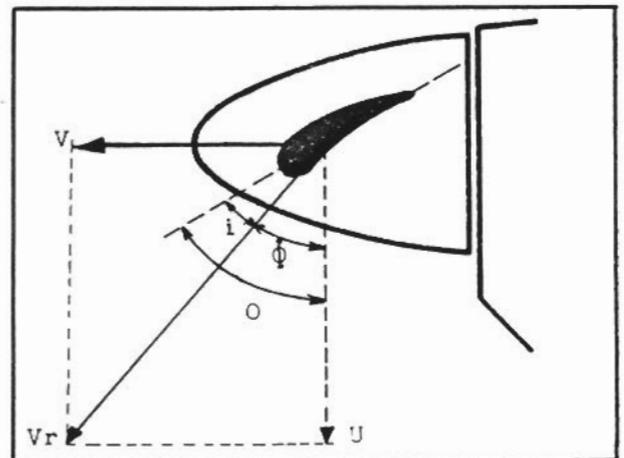


Fig. 6

## C - PAS.

Une hélice qui avance dans l'air se visse dans celui-ci et un point de la pale décrit une courbe schématiquement représentée par le tire-bouchon et nommée "hélice" (Fig. 7).

1) Le pas géométrique d'une hélice est la distance théorique dont elle se déplacerait en un tour si elle se vissait en un milieu incompressible. Ce pas est également appelé pas théorique. En fait elle "foire" dans le fluide qu'est l'air et parcourt une distance inférieure à celle du pas géométrique. Cette distance est le pas pratique (ou effectif).

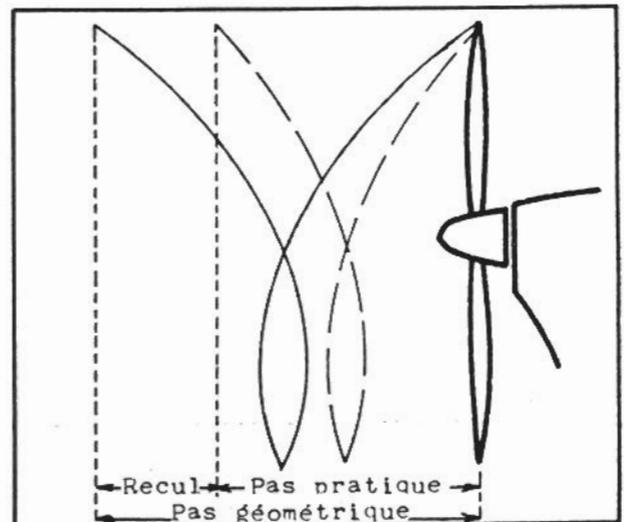


Fig. 7

2) Le recul est la différence entre le pas théorique et le pas pratique.

Pour mémoire on emploie également la notion de pas efficace qui est par définition la distance dont avancerait en un tour de pale travaillant à l'incidence de portance nulle.

La variation du recul est à la base du travail fourni par l'hélice. Toute augmentation de celui-ci va provoquer un effort de traction supplémentaire, le pas pratique ayant toujours tendance à rattraper le pas efficace, entraînant ainsi l'avion vers la vitesse pour laquelle elle aurait l'incidence de portance nulle. On conçoit que, pour des vitesses et des régimes différents le rendement d'une hélice donnée varie.

### III. L'HELICE A PAS VARIABLE.

#### A - RENDEMENT D'UNE HELICE "A PAS FIXE".

Etudions maintenant quel peut être le rendement d'une hélice à angle de calage fixe (couramment appelée hélice à pas fixe) dans les différents cas de vol.

1) Supposons un calage tel que l'incidence ait sa valeur optimum lorsque l'avion est en configuration de croisière (Fig. 8). Au décollage et en montée, l'avance par tour est faible du fait de la grande vitesse de rotation et de la faible vitesse de translation : l'incidence va être très grande (Fig. 9). Le rendement sera donc faible.

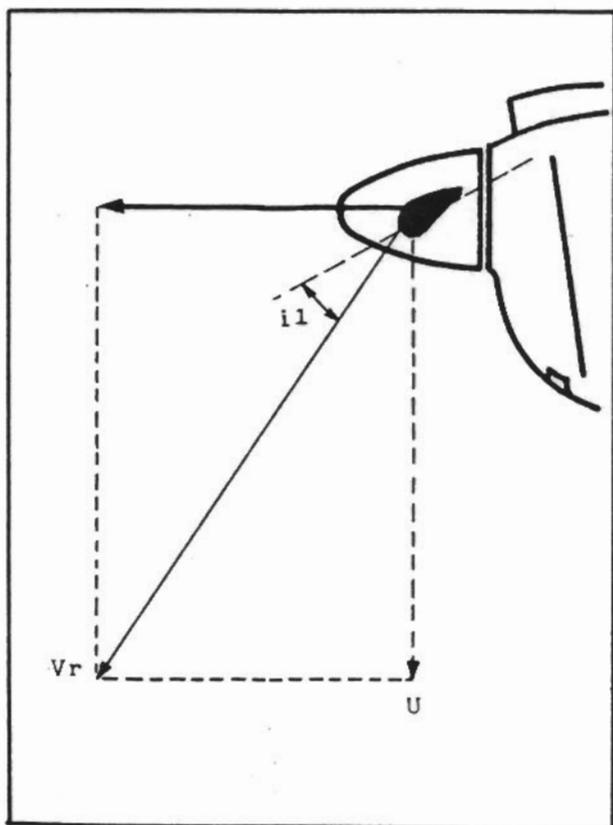


Fig. 8 : Configuration croisière:  
 $i_1$  normal (optimum).

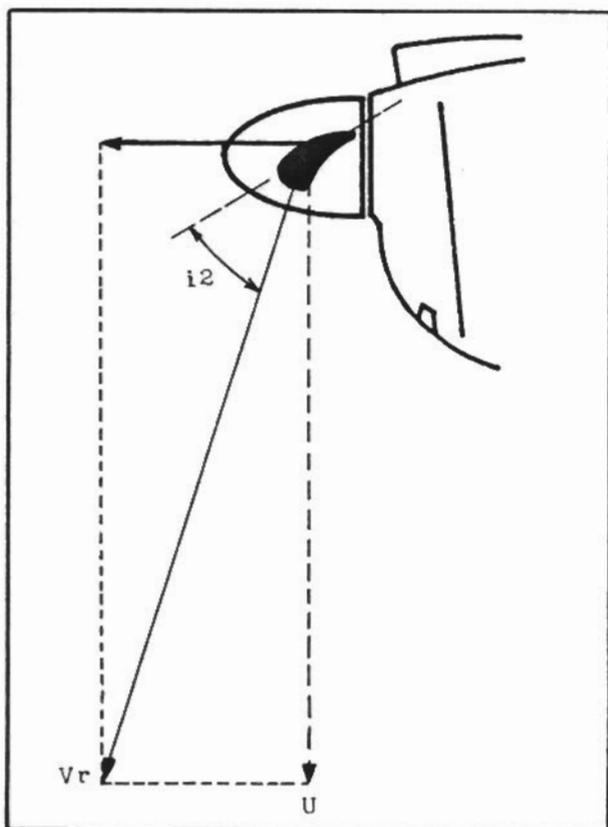


Fig. 9 : Au décollage :  
 $i_2$  est trop grand.

2) Inversement, si le calage de la pale a été calculé pour fournir de bonnes performances au décollage ou en vol en montée, l'incidence va diminuer en croisière et s'écarter de sa valeur optimum : le rendement diminuera.

3) On pallie cet inconvénient en utilisant des hélices à pas variable.

#### B - HELICES A "PAS VARIABLE".

1) On appelle hélice à pas variable une hélice dont on peut modifier en cours de fonctionnement le calage des pales.

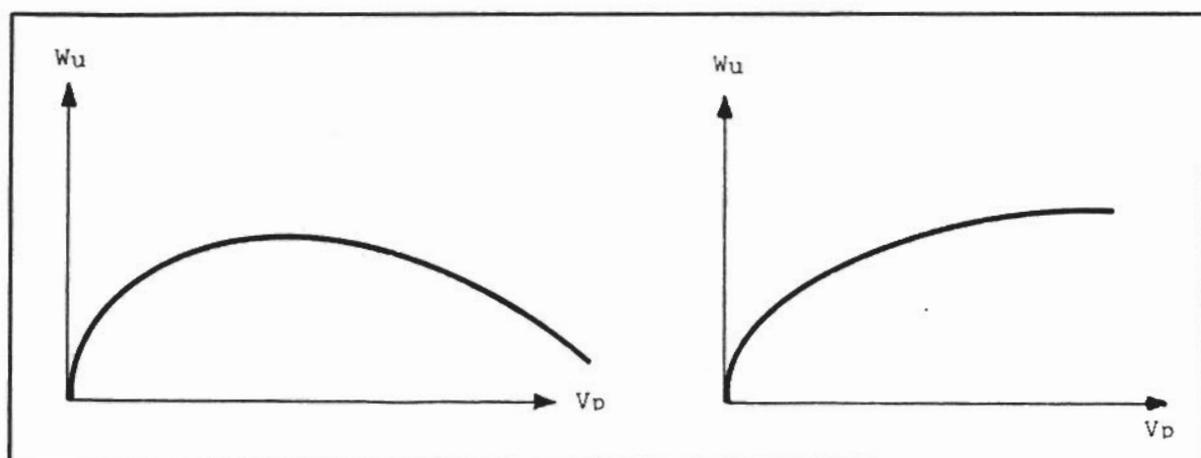
Les types d'hélice à "pas variable" sont nombreux. Certains sont à commande manuelle, d'autres à commande automatique.

2) Le calage des hélices modernes à vitesse constante varie automatiquement et le régime déterminé par le pilote reste constant, indépendamment de la position de la manette des gaz ou des évolutions de l'avion.

Ainsi est obtenu dans tous les cas de vol le meilleur rendement de l'hélice (la puissance fournie par le moteur est utilisée au mieux).

3) L'influence du pas variable sur  $W_u$  puissance utile restituée par l'hélice à l'avion, est très importante.

a) On aura avec une hélice à pas fixe (Fig. 10).



Courbe 1  
Hélice adaptée au  
vol en montée

Fig. 10

Courbe 2  
Hélice adaptée au vol  
de croisière

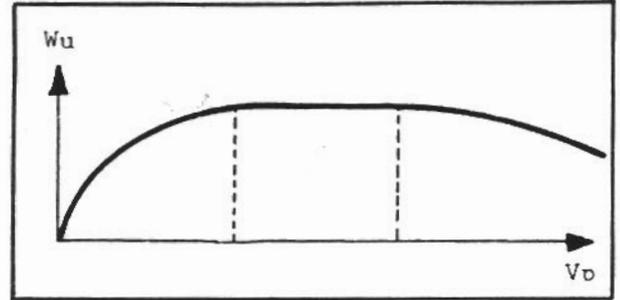
b) Avec une hélice à pas variable, il est possible de passer de la courbe 1 à la courbe 2, en cours de vol, donc d'adapter au mieux le rendement de l'hélice à la configuration de vol désirée.

L'hélice à vitesse constante est :

- Une hélice à pas variable, dont il est possible de faire varier les caractéristiques en fonction du cas de vol.

- Un régulateur de régime - qui permet donc à l'équipage de ne plus avoir à s'occuper des paramètres moteur une fois ceux-ci affichés. (Voir mécanismes dans Cours Mécanique Avion)

L'hélice à vitesse constante est toujours en légères oscillations autour d'un pas moyen correspondant au régime fixé. Son rendement reste constant pour une plage importante de vitesse (Fig. 11).



Courbe 3 : Hélice à vitesse constante.  
Fig. 11.

#### IV. VITESSE INDUITE.

Supposons une hélice en rotation dans un air animé d'une vitesse  $V_o$ . On constate que sous l'influence de l'hélice, l'écoulement de l'air est caractérisé par l'existence d'une veine d'air dont la vitesse a varié par rapport à l'air ambiant (Fig. 12).

En avant de l'hélice, il y a création d'une zone de dépression. La pression statique diminue et la pression dynamique augmente.

Prenons une molécule au niveau de l'hélice, sa vitesse qui était  $V_o$  augmente d'une quantité  $V_i$ , appelée vitesse induite et devient :

$$V_1 = V_o + V_i$$

En arrière de l'hélice : l'air est animé d'un mouvement hélicoidal (Cf. Cours de Pilotage Avion). Les molécules ont été accélérées au contact des pales. La vitesse  $V_1$  de la molécule a encore augmenté d'une quantité  $V_i$  (Loi de Froude).

La vitesse d'une molécule en arrière de l'hélice est alors :

$$V_2 = V_o + 2 V_i$$

#### REMARQUE :

On peut dire que l'hélice a pour but de communiquer à une veine d'air une vitesse induite qui a pour conséquence la création d'une force aérodynamique de traction.

-  $V_i$  varie avec le pas de l'hélice et sa vitesse de rotation.

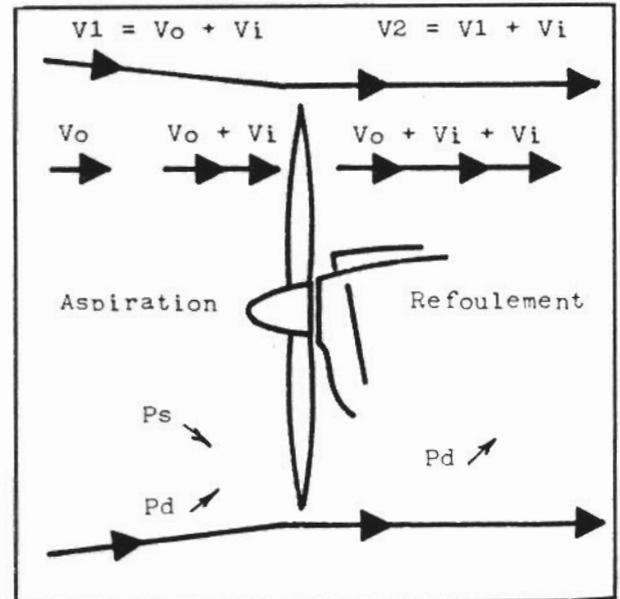


Fig. 12

## V. CONSTRUCTION des HELICES.

Il semblerait d'après ce que nous venons de voir que les tractions les plus fortes soient obtenues avec les hélices à grande surface et tournant vite, puisque la résultante aérodynamique d'un profil dépend de la vitesse relative et de la surface :

$$FR = \frac{1}{2} \rho v^2 S CR$$

En fait la vitesse de rotation d'une hélice ainsi que ses dimensions sont rapidement limitées pour les raisons suivantes :

1) Lorsque la vitesse relative approche de la vitesse du son, on constate une "entrée en compressibilité" se traduisant par des tourbillons, des vibrations et la disparition de la résultante aérodynamique.

2) Il existe un rapport optimum entre la vitesse circonférencielle d'une hélice et la vitesse propre de l'avion. Pour un appareil et un moteur donnés, ce rapport impose de choisir des dimensions d'hélice bien déterminées.

3) Plus la masse et la vitesse des pales sont grandes, plus la force centrifuge appliquée à leur centre de gravité sera forte. Des limitations de structure peuvent alors intervenir.

4) La vitesse linéaire d'un élément de pale est d'autant plus forte qu'il est plus éloigné du moyeu. Il s'ensuit que les forces aérodynamiques en bout de pale peuvent être très importantes et entraîner des moments de torsion prohibitifs.

On est donc amené :

1) A maintenir la vitesse de rotation dans les limites convenables éventuellement en intercalant un réducteur entre le moteur et l'hélice.

2) A limiter le diamètre de l'hélice et, pour conserver la même traction, à augmenter la surface des pales ou leur nombre.

## I. EQUILIBRAGE ET VIBRATIONS.

Les hélices sont équilibrées statiquement dynamiquement et aérodynamiquement.

### A - EQUILIBRE STATIQUE.

L'équilibre de l'hélice doit être indifférent autour de son moyeu, et l'on doit éviter qu'une pale ait du balourd par rapport à l'autre.

### B - EQUILIBRE DYNAMIQUE.

Les positions des centres de gravité de chaque pale doivent être à la même distance du moyeu, car le système des forces d'inertie appliquées à l'hélice en rotation doit être équivalent à 0.

### C- EQUILIBRE AERODYNAMIQUE.

Une similitude rigoureuse des pales est nécessaire pour que les efforts aérodynamiques développés soient égaux.

## D - GIVRAGE.

### 1) Conséquences.

Dans certaines conditions météo, il se produit des formations de glace sur l'avion et sur les hélices. L'équilibre statique ou dynamique est alors détruit. Il se produit des vibrations parfois très importantes.

D'autre part le profil étant épaissi par la glace, la résultante aérodynamique diminue et la traction devient très faible.

Enfin sous l'action de la force centrifuge des blocs de glace peuvent se détacher et causer des avaries à la cellule.

### 2) Remèdes.

On lutte contre le givrage :

- En projetant sur les pales de l'alcool qui s'écoule à partir du moyeu sous l'effet de la force centrifuge.
- En chauffant la pale électriquement.

## VII. HELICE A TRACTION VERTICALE.

La traction exercée par une hélice peut être suffisamment forte pour équilibrer le poids.

Applications :

- a) Avions à décollage vertical.
- b) Hélicoptères.

Les problèmes propres à ce dernier matériel seront plus particulièrement traités dans les manuels correspondant à l'option "Hélicoptère".

## VIII. CONCLUSIONS.

- 1) L'hélice ne peut être adaptée qu'à un seul régime de fonctionnement pour lequel son rendement est optimum.

Ce régime est fonction :

- du dessin géométrique de l'hélice,
- de la vitesse de l'avion.

- 2) L'hélice à pas variable est un compromis qui permet d'obtenir un rendement acceptable de l'hélice pour la gamme de  $\gamma$  et  $W_u$  d'utilisation courante sur l'avion.

- 3) L'hélice exige un équilibrage statique, dynamique, aérodynamique, rigoureux. Tout choc, toute entaille de nature à créer une dissymétrie peut entraîner des ennuis graves de fonctionnement.
- 4) Retenir que l'hélice est un des organes les plus délicats à dessiner sur un avion classique.

5) ATTENTION.

L'hélice à vitesse constante ne permet pas de détecter une baisse de puissance.

- a) Si la puissance moteur diminue le régime restera constant.
- b) En cas de givrage le rendement de l'hélice diminue mais le régime reste constant. Seule la diminution de la vitesse indiquée permettra de déceler ces phénomènes.



CHAPITRE VPUISSANCE DISPONIBLE FOURNIE PAR UN GROUPE MOTO PROPULSEUR A PISTONSP L A N :

- I. PUISSANCE  $W_m$  FOURNIE PAR UN MOTEUR A PISTONS.
  - A - INFLUENCE DU REGIME.
  - B - PRESSION D'ADMISSION.
  - C - RICHESSE DU MELANGE.
  
- II. PUISSANCE FOURNIE PAR UN MOTEUR SANS COMPRESSEUR.
  
- III. PUISSANCE FOURNIE PAR UN MOTEUR A COMPRESSEUR.
  
- IV. PUISSANCE  $W_u$  FOURNIE A L'AVION PAR L'HELICE.

e)

## I. PUISSANCE $W_m$ FOURNIE PAR UN MOTEUR A PISTONS.

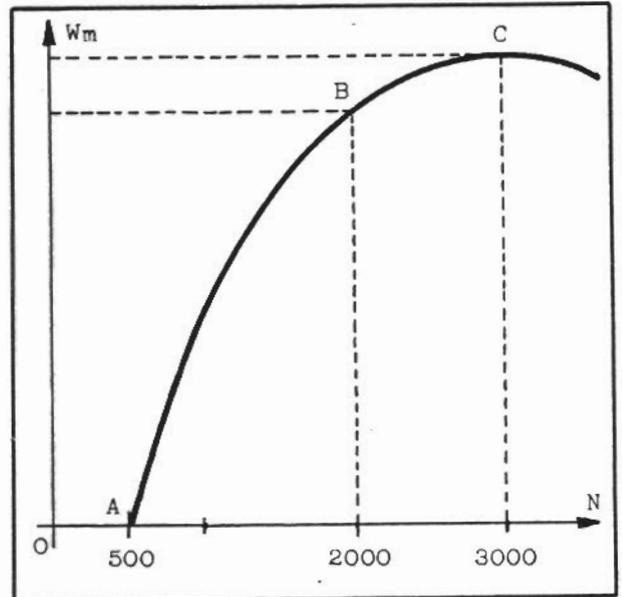
Elle dépend de 3 facteurs essentiels :

- Le régime "N" (en t/mn),
- La pression d'admission "P.A.",
- La richesse du mélange.

### A - INFLUENCE DU REGIME "N".

Quand le régime augmente, la qualité de mélange brûlée par le moteur par seconde augmente. Par conséquent la puissance fournie par le moteur augmente.

Ceci reste vrai jusqu'au régime de puissance maximale. Au-delà de ce régime, des fonctions annexes (distribution, graissage, alimentation, aspiration des gaz, refoulement des gaz d'échappement, etc...) absorbent tellement d'énergie que la puissance restant disponible sur l'arbre moteur diminue. Sur la Fig. 1, on voit :



En A = Régime lent - Aucune puissance disponible sur l'arbre. Le travail de détente des gaz est intégralement utilisé pour les fonctions annexes.

En B = Fonctionnement normal.

En C = Le moteur atteint le régime au-delà duquel il est sans intérêt de le faire fonctionner.

Fig. 1

### B - PRESSION D'ADMISSION "P.A"

Pour le même régime, le poids de l'air admis dans les cylindres, donc le poids d'essence qu'il est possible de brûler augmente avec la pression d'admission. Pour un même régime, plus la pression d'admission est élevée, plus la puissance disponible est forte.

Il n'est pas possible d'augmenter indéfiniment la pression d'admission sans provoquer en fin de compression des pressions, donc des températures exagérées.

L'auto-allumage qui prend alors naissance (voir Mécanique Avion) fait diminuer la puissance.

### C - RICHESSE DU MELANGE.

Pour obtenir la puissance maximale du moteur, on fournira un mélange très riche, afin de diminuer les températures en fin de compression par vaporisation de l'essence en surplus. (On peut également injecter un mélange d'eau et d'antigel).

Dans ce cas il y a de nombreux imbrulés (le carbone brûlant moins facilement que l'hydrogène le moteur "fumera noir" à l'échappement) et par conséquent un gaspillage d'essence.

## II. PUISSANCE FOURNIE PAR UN MOTEUR SANS COMPRESSEUR.

(Type C 90 ou 470.11)

Dans ce type de moteur, la puissance diminue avec l'altitude, car la pression atmosphérique diminuant la pression d'admission diminuera elle aussi.

a) Au sol, en fonction de la pression d'admission maintenue dans le collecteur d'admission, on aura les courbes de puissance de la Fig. 2.

b) Si l'on prend de l'altitude, par exemple 1900 m, pression atmosphérique = 800 mbs la pression dans les pipes, plein gaz, sera au maximum d'environ 75 pz (1 pz = 10 mbs). On voit que le moteur ne pourra plus fournir que 165 CV environ au lieu de 200.

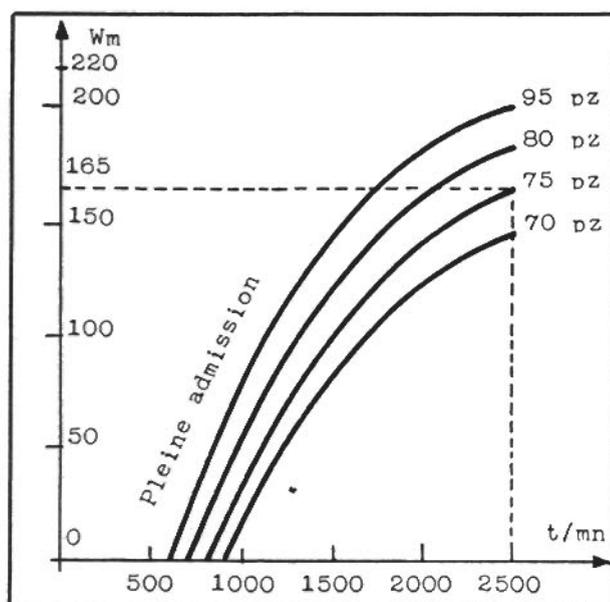


Fig. 2

## III. PUISSANCE FOURNIE PAR UN MOTEUR A COMPRESSEUR.

(Type Potez 4 D 30 et 32)

Dans ce type de moteur, l'air est comprimé avant d'être admis dans les cylindres par un compresseur entraîné par le vilebrequin (compresseur appelé "mécanique" par opposition au turbo-compresseur, entraîné par les gaz d'échappement).

Ce compresseur est capable de maintenir une certaine valeur de la pression d'admission jusqu'à une altitude donnée. Pour cela, il suffit d'ouvrir progressivement le papillon des gaz au fur et à mesure de la montée.

Il est évident que cela ne peut durer indéfiniment. L'altitude à laquelle on est obligé d'ouvrir à fond les gaz pour obtenir la pression d'admission que l'on utilisait au niveau de la mer dans le même cas de vol, s'appelle l'altitude de rétablissement. C'est l'altitude maximale à laquelle le compresseur rétablit les conditions de fonctionnement qui existaient au niveau de la mer.

### REMARQUE :

Ce type de moteur entraîne le plus souvent une hélice à pas variable.

Dans un tel moteur, le diagramme de puissance est un peu plus compliqué puisque doivent figurer les altitudes de rétablissement. Il faut donc y faire entrer : l'altitude, la pression d'admission, le régime et la puissance c'est à dire 4 paramètres. (Voir diagramme page suivante).

GRAP

du MOTEUR POTEZ

Type 4 D 30 et 4 D 32.

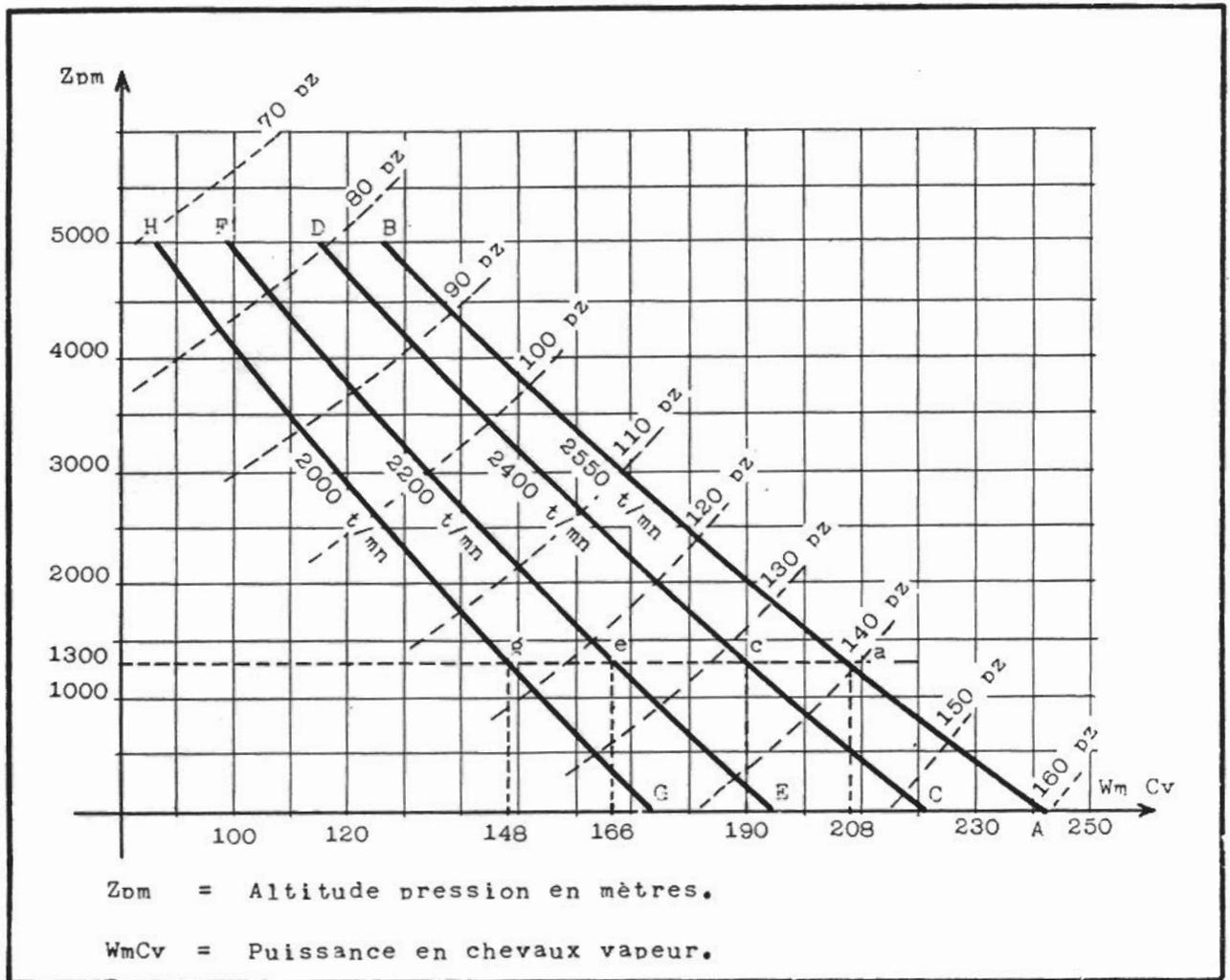


Fig. 3

Sur le graphique Fig. 3, AB représente la puissance que l'on obtient en restant plein gaz à 2550 t/mn. (Ce régime est inscrit le long de la courbe). CD représente la puissance obtenue avec un régime plus faible (2400 t/mn), plein gaz également.

De même pour EF et GH (2200 et 2000 t/mn).

On voit que selon le régime on obtiendra à 1300 mètres :

148 CV à 2000 t/mn. (point g)

166 CV à 2200 t/mn. (point e)

190 CV à 2400 t/mn. (point c)

208 CV à 2550 t/mn. (point a)

Etant données les vitesses différentes de rotation du compresseur, on aura des pressions d'admission différentes. Elles seront respectivement de 117, 123, 132 et 138 pz.

En reliant entre eux tous les points des courbes où l'on enregistre la même pression d'admission, on obtiendra les courbes d'équipression 160, 140, 130 pz, etc ...

Il est évident qu'il est possible d'obtenir une même puissance à l'aide de combinaisons différentes pression d'admission-régime. Parmi toutes ces combinaisons le constructeur préconise celles qu'il convient d'appliquer pour ne pas fatiguer inutilement, ou risquer d'endommager son moteur. Par exemple, pour le POTEZ 4 D 32 du N. 3202, on ne doit pas dépasser, en fonction du régime, les pressions d'admissions suivantes :

- à 2550 t/mn. 161 pz : décollage,
- à 2400 t/mn. 141 pz : montée,
- à 2200 t/mn..123 pz : croisière rapide,
- à 2000 t/mn. 105 pz : croisière économique,

Sur la figure 3, prenons la courbe EF qui correspond au régime 2200 t/mn.

Si l'on part de 5000 m vers le bas, on voit que, pour ce régime, papillon des gaz complètement ouvert on a :

- une PA de 75 pz à 5000 m.
- une PA de 107 pz à 2500 m.
- une PA de 121 pz à 1500 m.

Jusqu'ici rien d'anormal : la PA, gaz à fond, reste inférieure au maximum fixé par le constructeur.

Si l'on continue à descendre, on voit que la pression d'admission va atteindre vers 1300 m. le maximum admis, soit 123 pz.

Si nous voulons voler plus bas, il faudra alors commencer à réduire les gaz pour ne pas dépasser ce maximum. Plus nous nous approcherons de l'altitude 0, plus il faudra réduire pour garder 123 pz.

La courbe de puissance réellement utilisable prendra alors l'allure de celle de la figure 4.

FE représente ce que l'on obtiendrait au régime 2200 t/mn, papillon des gaz ouvert à fond.

FI ce qui est toléré à pleine ouverture. En I on atteint le maximum admissible pour la PA. Si Z diminue il faut alors refermer le papillon.

On parcourt alors la courbe IJ.

Cette courbe montre que la puissance disponible augmente avec l'altitude pour une PA constante. En effet la contre-pression à l'échappement diminue en altitude. Le moteur ayant moins de travail à fournir pour évacuer ses gaz brûlés, transmet sur son arbre ce gain de puissance.

Le point I est situé à l'altitude de rétablissement, altitude à laquelle la PA de 123 pz (pression que l'on utilisait au niveau de la mer dans le même cas de vol), est obtenue papillon des gaz ouvert à fond.

L'ensemble des courbes d'emploi du moteur POTEZ 4 D 32 sera alors celui de la figure 5.

#### IV. PUISSANCE $W_u$ FOURNIE A L'AVION PAR L'HELICE.

La puissance  $W_m$  est utilisée pour faire tourner une hélice.

On a vu que l'hélice ne fonctionne correctement que dans des gammes assez étroites de régime moteur et de  $V_p$  Avion.

Par conséquent, même avec un moteur fournissant une puissance  $W_m$  constante la puissance  $W_u$  restituée par l'hélice varie avec  $V_p$ . Le rapport  $\frac{W_u}{W_m}$  s'appelle le rendement  $\mathcal{R}$ .

La Fig. 6 donne l'allure générale de la courbe de variation de  $W_u$  étant admis que  $W_m$  est constant

Etant donné une certaine puissance  $W_m$  fournie par le moteur à l'hélice, celle-ci n'en restitue à l'appareil qu'une certaine partie  $W_u$  (80 % dans les meilleures conditions).

#### Cas d'un avion équipé d'une hélice à pas fixe.

Pour une vitesse donnée  $V_p$  de l'appareil, en reportant sur un même graphique les courbes  $W_u$  et  $W_m$  en fonction du régime, on obtient la Fig. 7.

Le moteur ne pourra fournir sa pleine puissance que pour un cas de vol particulier, qui dépend des caractéristiques de l'hélice.

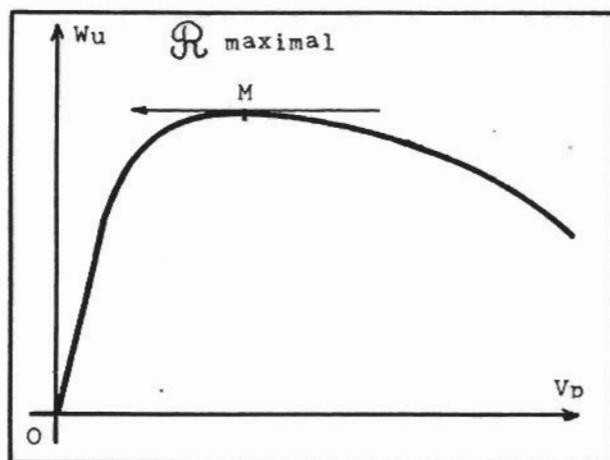


Fig. 6

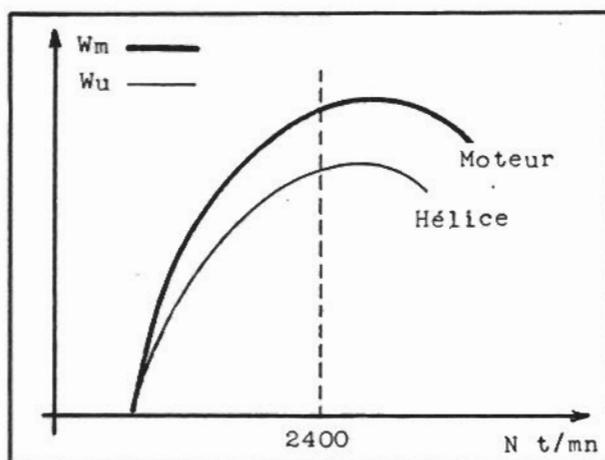


Fig. 7

*Signature manuscrite*

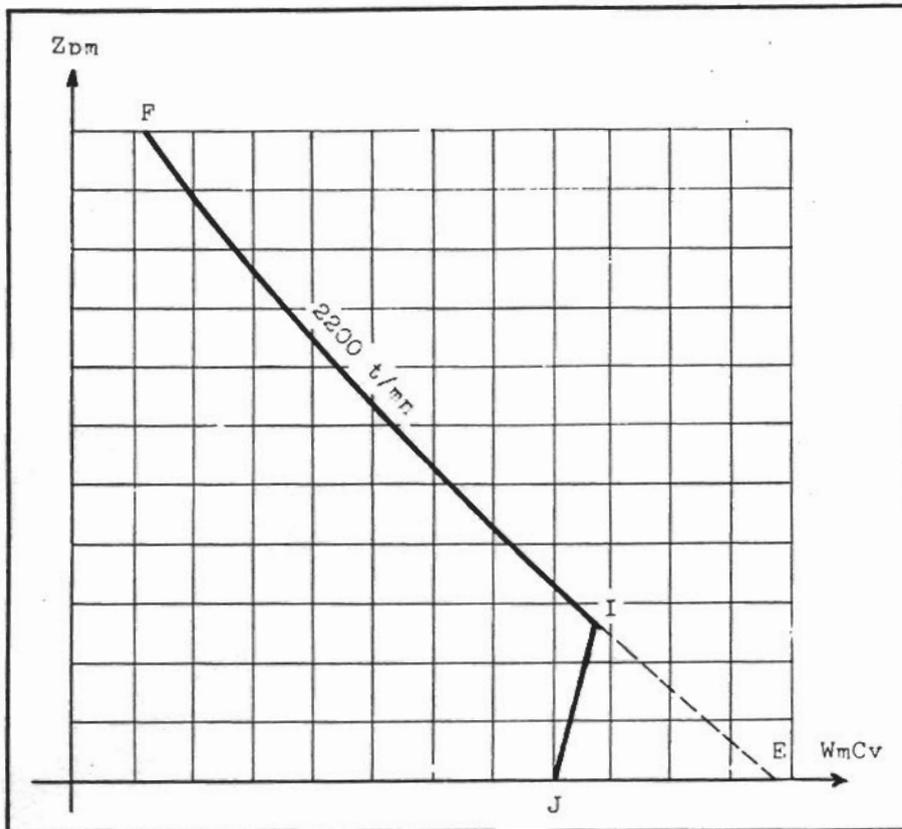


Fig. 4

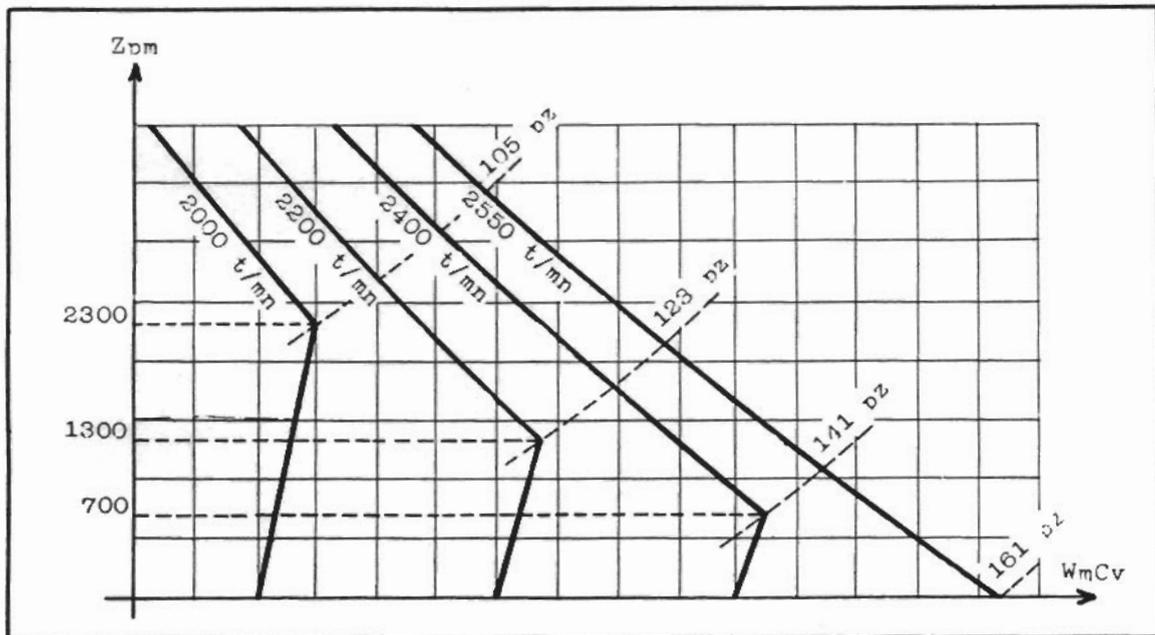


Fig. 5

- A 2550 t/mn, pleine ouverture autorisée en permanence.
- A 2400 t/mn, pleine admission autorisée à partir de 700 m.
- A 2200 t/mn, pleine admission autorisée à partir de 1300 m.
- A 2000 t/mn, pleine admission autorisée à partir de 2300 m.

On voit que ce moteur à 4 altitudes de rétablissement :

- 0 m. pour 161 DZ
- 700 m. pour 141 DZ
- 1300 m. pour 123 DZ
- 2300 m. pour 105 DZ

CHAPITRE VIETUDE DES PERFORMANCES DE L'AVIONPLAN :

- I. PUISSANCE  $W_u$  FOURNIE PAR UN GROUPE MOTO PROPULSEUR.
- II. PUISSANCE  $W_n$  NECESSAIRE POUR MAINTENIR L'AVION EN VOL EN PALIER.
- III: COMPARAISON DE CES DEUX PUISSANCES.
- A - LE VOL EN PALIER.
  - B - LE VOL EN MONTEE.
    - 1) L'excédent de puissance.
    - 2) Calcul de la vitesse ascensionnelle.
  - C - RECHERCHE DE L'ENDURANCE MAXIMALE.
  - D - RECHERCHE DE LA PLUS GRANDE DISTANCE FRANCHISSABLE.
- IV. QUE SE PASSE-T-IL LORSQUE LA PUISSANCE  $W_u$  VARIE ?
- V. VOL AU PREMIER ET SECOND REGIMES.
- A - DEFINITIONS.
  - B - SECURITE A BASSE ALTITUDE.
  - C - SECURITE EN VOL EN MONTEE.
  - D - SECURITE EN DESCENTE ET EN APPROCHE.
- VI. INFLUENCE DES VARIATIONS D'ALTITUDE SUR LES PERFORMANCES.
- A - EFFET DE L'ALTITUDE.
  - B - INFLUENCE DE L'ALTITUDE SUR LES PUISSANCES.
  - C - PLAFONDS.
  - D - L'ALTITUDE ET LA DISTANCE FRANCHISSABLE.

VII. INFLUENCE DU POIDS SUR LES PERFORMANCES.

VIII. INFLUENCE DU VENT SUR LES PERFORMANCES.

A - ENDURANCE ET MONTEE.

B - DISTANCE FRANCHISSABLE.

IX. CONCLUSIONS.



Nous allons dans ce chapitre, aborder l'étude de ce que l'on appelle les "Courbes de Performances".

Ces courbes représentent - en fonction de la vitesse  $V_D$  de l'avion - d'une part la puissance  $W_u$  restituée par l'hélice et d'autre part la puissance  $W_n$  nécessaire pour maintenir le vol en palier. La comparaison de ces deux courbes fournit de nombreuses indications utiles et constituent par ailleurs une révision de tout ce que nous avons appris jusqu'ici. Leur étude nécessite donc le plus grand soin.

### I. PUISSANCE $W_u$ FOURNIE PAR UN GROUPE MOTO PROPULSEUR.

Le moteur, pour une pression d'admission et une vitesse de rotation déterminées, développe une certaine puissance  $W_m$ . L'hélice qui reçoit cette puissance ne la restitue pas intégralement à l'avion. Le rendement des meilleures hélices ne dépasse pas 80 % et la puissance communiquée à l'avion par l'hélice fonction de la vitesse, peut être représentée par une courbe ayant l'allure ci-après (Fig. 1). Nous appelons  $W_u$  cette puissance utilisable.

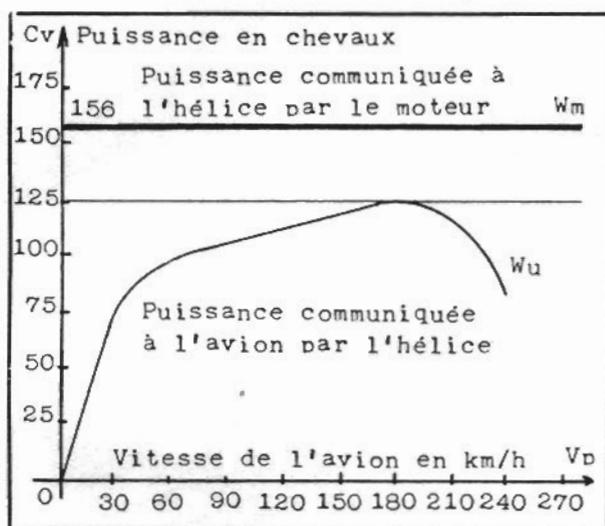


Fig. 1

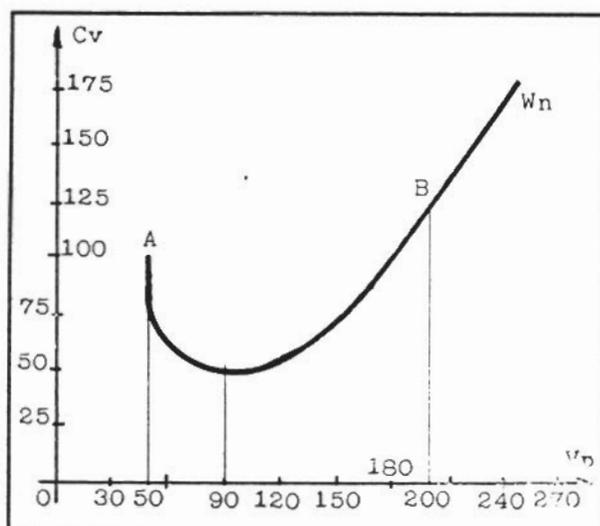


Fig. 2

### II. PUISSANCE $W_n$ NECESSAIRE POUR MAINTENIR L'AVION EN VOL EN PALIER.

Cette puissance peut facilement être calculée.

On déduit en effet de mesures effectuées en souffleries la valeur de la traînée totale  $F_x$  de l'avion complet pour une certaine vitesse. En multipliant la traînée (en kilo) par la vitesse (en m/s) nous obtenons  $W_n$  en kilogrammètres seconde, et il est alors facile de convertir  $W_n$  en chevaux vapeur si nous nous rappelons que 1 CV = 75 k $\dot{m}$ /s.

#### REMARQUE.

Si le cheval vapeur est une unité familière à chacun d'entre nous, elle n'est cependant pas employée couramment par les ingénieurs. Ceux-ci évaluent les puissances en kilowatts.

Il est facile de transformer des kilogrammètres par seconde en kilowatts

si l'on sait que 1 kilowatt égale 102 kilogrammètres par seconde.

On effectue ce calcul pour différentes vitesses, ce qui nous permet d'obtenir la courbe exprimant  $W_n$  en fonction de  $V$ . Cette courbe affecte la forme de la figure 2.

### III. COMPARAISON DE CES DEUX PUISSANCES.

Reportons sur un même graphique (Fig. 3) les courbes représentant  $W_n$  et  $W_u$ . Elles se coupent en A et B.

Quelles conclusions peut-on tirer de leur comparaison ?

#### A - VOL EN PALIER.

Pour que le vol en palier soit possible, il faut que le moteur fournisse à l'avion exactement autant de puissance que celui-ci en consomme.

Ceci est réalisé exactement pour les deux points A et B qui représentent :

- Le point A la plus petite vitesse possible de vol en palier,
- Le point B la plus grande vitesse possible de vol en palier.

Au point A nous volerons en palier à la vitesse de 50 km/h et en B à la vitesse de 200 km/h. Dans ce premier cas nous serons aux grandes incidences et bien près du décrochage. Dans le deuxième cas nous aurons une incidence faible et une vitesse de croisière normale.

Cet exemple montre que lorsque nous suivons la courbe  $W_n$  de B vers A nous augmentons notre incidence et inversement (Fig. 4).

La courbe est limitée d'une part par la valeur de l'incidence de décrochage : point O. D'autre part, par une vitesse maximale que l'avion ne peut dépasser sans risquer des détériorations de structure. Cette vitesse correspond au point Q.

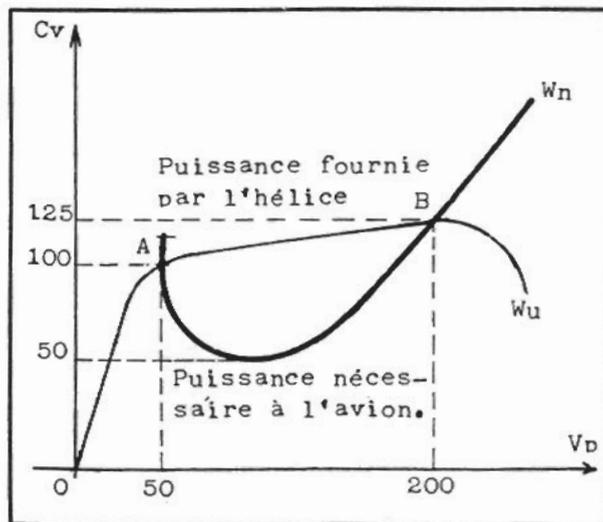


Fig. 3

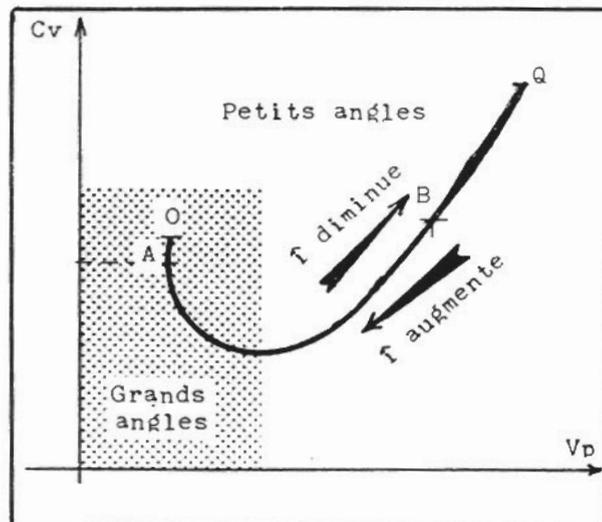


Fig. 4

## B - VOL EN MONTEE.

### 1) L'excédent de puissance.

Lorsque la puissance disponible  $W_u$  est supérieure à la puissance nécessaire pour maintenir le vol en palier nous avons un excédent de puissance :  
 $W_u - W_n$ .

En vertu du principe de conservation de l'énergie, cet excédent ne peut pas se perdre. Il sera consommé par l'avion qui va passer en vol en montée.

Reportons nous à notre graphique et supposons que nous adoptons une incidence telle que notre vitesse de vol soit de 80 km/h.

Pour cette vitesse il nous suffit de 60 CV pour maintenir le vol en palier.

$$W_n = CD = 60 \text{ CV.}$$

Or toujours pour cette vitesse le moteur nous en fournit 110 :

$$W_u = CE = 110 \text{ CV.}$$

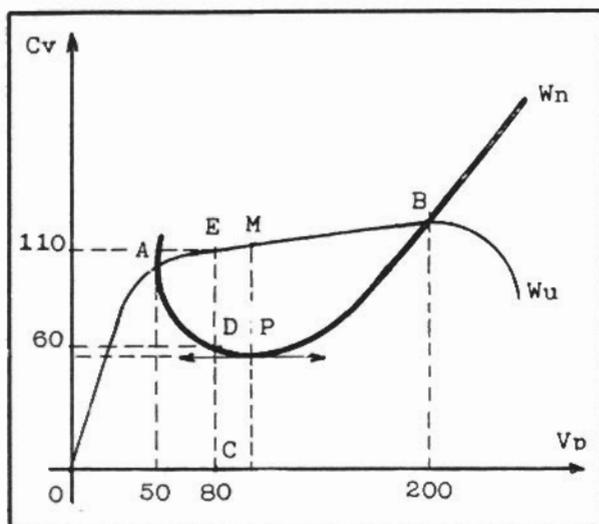


Fig. 5

L'excédent de puissance  $W_u - W_n = 110 - 60 = 50$  CV fera passer l'avion en vol en montée.

### 2) Calcul de la vitesse ascensionnelle.

Reprenons maintenant les équations de puissance relatives au vol en montée. (Chapitre III).

$$W_u = W_n + PVZ$$

$$\text{ou } PVZ = W_u - W_n$$

Dans le cas présent :

$$PVZ = W_u - W_n = 50 \text{ CV} = 3750 \text{ kgm/s.}$$

(Rappelons nous que 1 CV = 75 kgm/s et si nous ne sommes pas suffisamment familiarisés avec les différentes unités reportons nous au chapitre préliminaire du cours d'Aérodynamique).

Supposons que l'avion considéré pèse 500 kgs, il est facile de calculer quelle sera sa vitesse ascensionnelle.

$$PVZ = W_u - W_n$$

$$\text{donc } VZ = \frac{W_u - W_n}{P}$$

$$V_{Zm} = \frac{3750 \text{ kgm/s}}{500} = 7,5 \text{ m/s}$$

3) En résumé.

Sur le graphique des courbes de performances relatives à un avion d'un poids donné, la distance FP entre les deux courbes représente la vitesse ascensionnelle.

a) On voit aisément que la meilleure vitesse ascensionnelle sera obtenue lorsque nous aurons l'incidence pour laquelle la distance entre les courbes sera la plus grande.

Nous avons vu (vol en montée) que cette incidence est en principe

l'incidence plafond ( $\frac{Cx^2}{Cz^3}$  mini). Ceci

n'est vrai que dans le cas où la puissance restituée par l'hélice est constante (Fig. 6).

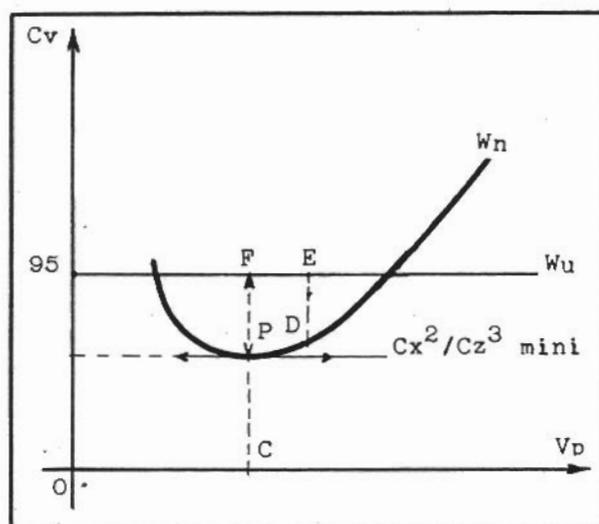


Fig. 6

b) Dans la pratique nous avons vu qu'il n'en est pas ainsi et la plus grande distance entre les deux courbes dépend de la position relative de ces dernières

Suivant que l'hélice a été conçue pour donner de bonnes performances en montée (Fig. 7) ou en croisière (Fig. 8), les courbes Wu seront différentes et l'incidence correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle peut être différente de l'incidence plafond (Point P).

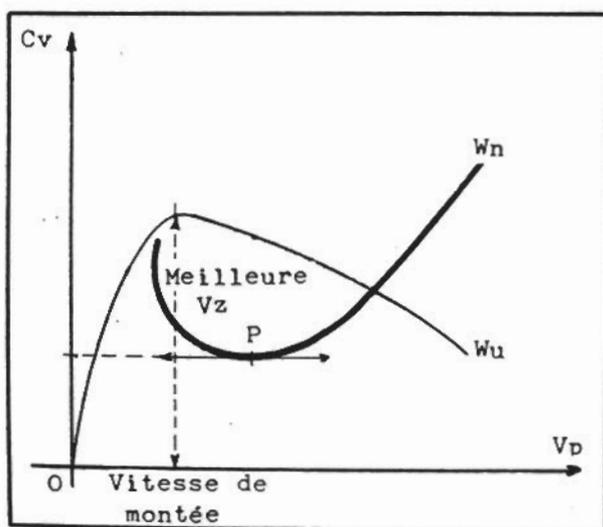


Fig. 7

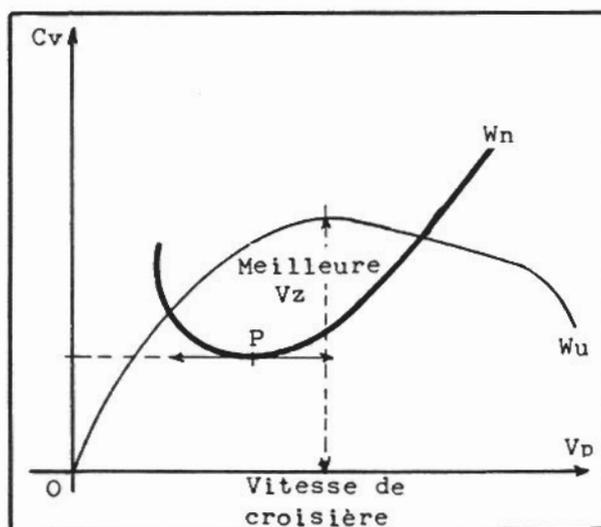


Fig. 8

Comme le pilote ne connaît pas l'allure relative des 2 courbes  $W_u$  et  $W_n$ , il se référera au manuel de pilotage de l'avion. Ce manuel, résultat des essais menés par le constructeur et le CEV, précise quelle est la  $V_i$  qui permet d'obtenir la meilleure  $V_z$ . La puissance est évidemment la puissance maximale continue du moteur (PMC).

Si le pilote ne peut trouver ces renseignements, il lui sera possible de trouver approximativement cette vitesse en essayant, à partir de paliers stabilisés à des  $V_i$  de plus en plus faibles, de passer en vol en montée en diminuant seulement sa pente.

Dès qu'il aura obtenu une  $V_i$  ne permettant plus cette manoeuvre, il saura qu'il a dépassé l'incidence donnant la meilleure  $V_z$ . Il adoptera une  $V_i$  légèrement supérieure.

**NOTA :**

- 1 - CEV : Centre d'essais en vol.
- 2 -  $V_i$  : Vitesse indiquée par l'anémomètre.
- 3 - PMC : Plus grande puissance que le moteur peut développer de façon continue sans risque d'avaries. La puissance maximale, elle, est limitée dans le temps.

**C - RECHERCHE DE L'ENDURANCE MAXIMALE.**

Il peut être parfois intéressant de rester le plus longtemps possible en l'air avec le carburant dont on dispose. C'est par exemple le cas lorsqu'on attend son tour d'atterrissage sur un aérodrome encombré en fin de mission et alors que les réservoirs sont presque vides. La question se pose de savoir quelle vitesse adopter.

Il s'agit de consommer le moins possible d'essence par seconde, or cette essence transformée par le moteur fournit un certain travail et le travail effectué en une seconde s'appelle la puissance.

En définitive nous cherchons à consommer la plus faible puissance possible.

Elle s'obtient en réduisant la puissance jusqu'à obtention d'une courbe  $W_u$  tangente en M à la courbe  $W_n$ .

Le point contact est le point cherché.

Il est très voisin ou confondu avec le point P (Fig. 8 bis).

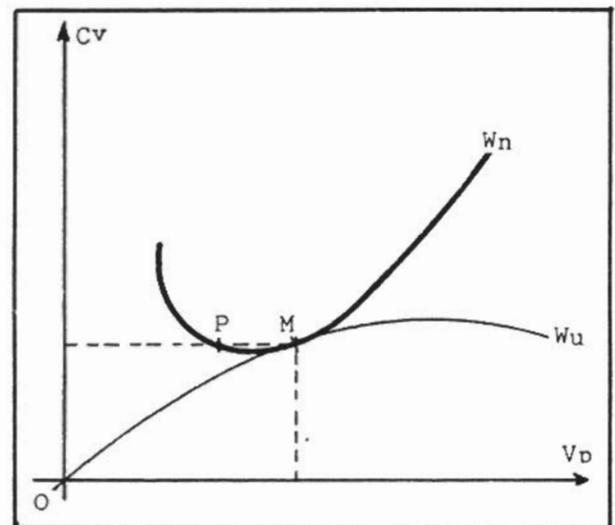


Fig. 8 bis

**D - RECHERCHE DE LA PLUS GRANDE DISTANCE FRANCHISSABLE.**

L'avion parcourra la plus grande distance quand la consommation au kilomètre sera la plus faible.

Comme dans le paragraphe précédent, remplaçons consommation par travail. Le travail par kilomètre est exprimé par le rapport :

T (Travail fourni).  
D (Distance parcourue).

La valeur minimale de ce rapport est obtenue sur la courbe  $W_n$  en traçant la tangente  $OF$  issue de l'origine (Cf. Fig. 10). Le point de contact  $F$  est le point cherché.

Il correspond à l'incidence de finesse max et est obtenu de la même façon que sur la polaire.

REMARQUE A TITRE D'INFORMATION.

Divisons haut et bas le rapport  $\frac{T}{D}$  par le temps  $t$ .

$$\text{Nous obtenons : } \frac{T}{D} = \frac{T/t}{D/t} = \frac{W_u}{t}$$

Comme nous sommes en palier  $W_u = W_n$ , donc  $\frac{T}{D} = \frac{W_n}{V}$ .

Pour obtenir la plus grande distance franchissable, il faut que  $\frac{W_n}{V}$  soit le plus petit possible.

Si  $M$  est un point de la courbe, cela revient à donner à l'angle  $\alpha$  la plus petite valeur, ce qui est réalisé lorsque  $OM$  est tangente.

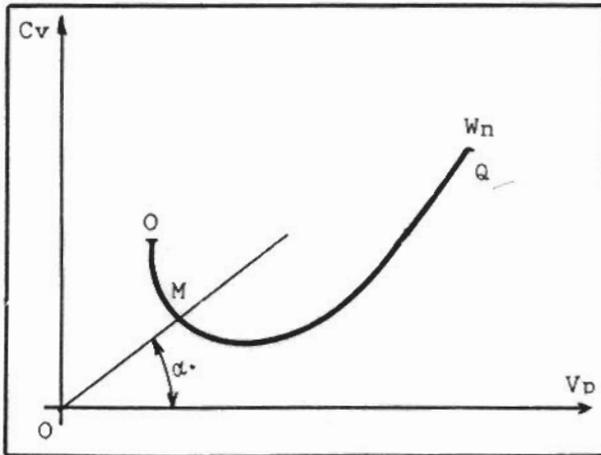


Fig. 9

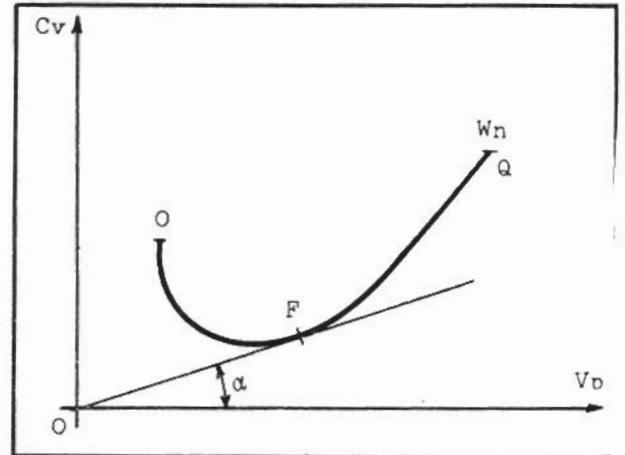


Fig. 10

Remplaçons  $W_n$  et  $V$  par leurs valeurs :

$$\frac{W_n}{V} = \frac{P \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{Cx^2}{Cz^3}}}{\sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}} = P \cdot \frac{Cx}{Cz}$$

La valeur minimale de  $\frac{W_n}{V}$ , donc le rayon d'action minimal, est obtenue

quand  $P$  est minimal et  $\frac{Cz}{Cx}$  maximal.

On doit donc bien adopter l'angle de finesse maximale.

#### IV. QUE SE PASSE-T-IL LORSQUE LA PUISSANCE $W_u$ VARIE ?

Nous avons considéré jusqu'à présent la puissance  $W_u$  comme constante.

Or chacun sait que cette puissance  $W_u$  est fonction :

- d'une part des paramètres moteur :

PA , N , et Richesse.

- d'autre part du pas de l'hélice qui peut modifier le rendement moteur.

Le maximum de puissance fournie par le moteur est atteint lorsque la pression d'admission maximale autorisée est affichée, le mélange est riche, et la commande d'hélice sur la position de régime maximale. Sur un avion doté d'une hélice à pas fixe, ces deux conditions se ramènent à une seule : pleins gaz. Ce régime, d'ailleurs, ne doit être maintenu que très peu de temps étant donné les risques d'avarie possible du moteur.

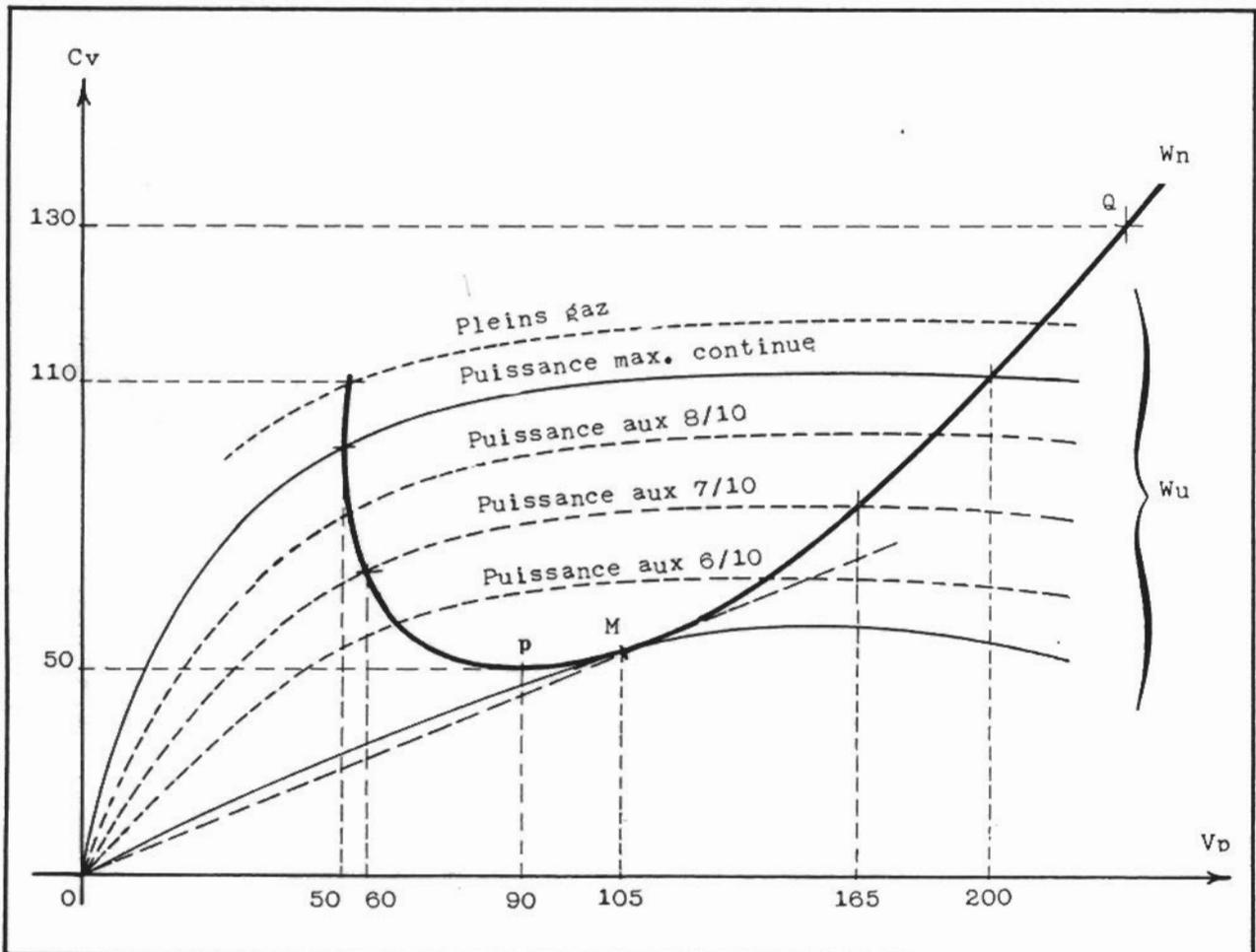


Fig. 11

Reportons sur notre graphique : (Fig. 11)

- La courbe  $W_n$ ,
- Les courbes  $W_u$  obtenues pour différentes puissances disponibles.

Nous voyons que, lorsque nous diminuons la puissance du moteur :

- 1) Les vitesses minimales de vol en palier ne varient guère,
- 2) Les vitesses maximales de vol en palier diminuent notablement.
- 3) L'excédent de puissance varie très vite et peut même devenir nul.

#### DE CETTE ETUDE NOUS DEDUISONS QUE :

Lorsque la puissance restituée par l'hélice ( $W_u$ ) est inférieure à 50 CV, il n'y a pas de vol en palier possible.

Lorsque  $W_u$  est égale à 50 CV, le vol est possible à une seule vitesse: 90 km/h, Point P.

Lorsque  $W_u$  est comprise entre 50 et 110 CV il y a deux vitesses de vol possibles.

Lorsque  $W_u$  est comprise entre 110 et 130 CV, le vol en palier n'est plus possible qu'à une seule vitesse.

Lorsque  $W_u$  est supérieure à 130 CV il est prudent de faire voler cet avion sans pilote ....

### V. VOL AU PREMIER ET SECOND REGIMES.

#### A - DEFINITIONS.

##### 1) Premier régime.

On dit que l'on est au premier régime lorsque à une augmentation de l'incidence correspond une diminution de la puissance nécessaire au vol.

##### 2) Second régime.

On dit que l'on est au second régime lorsque à une augmentation de l'incidence correspond une augmentation de la puissance nécessaire au vol.

#### B - SECURITE A BASSE ALTITUDE.

1) Considérons un avion volant en palier à basse altitude à 200 km/h. (donc au premier régime). Le point de fonctionnement est le point R et la puissance consommée 95 CV (Fig. 12).

Survient un obstacle, la réaction instinctive du pilote est de tirer sur le manche, le comportement de l'appareil est alors le suivant

- L'incidence a augmenté.
- Pendant quelques secondes, par inertie, l'avion conserve la même vitesse et sa portance augmente. Il aura donc tendance à monter.
- Puis la vitesse diminuera légèrement et se stabilisera par exemple à 170km/h (point de fonctionnement R') Pour cette vitesse le maintien du vol en palier ne demande plus que 70 CV, or le moteur en fournit 90 : il y a donc un excédent de puissance de 20CV qui maintiendra l'avion en montée.

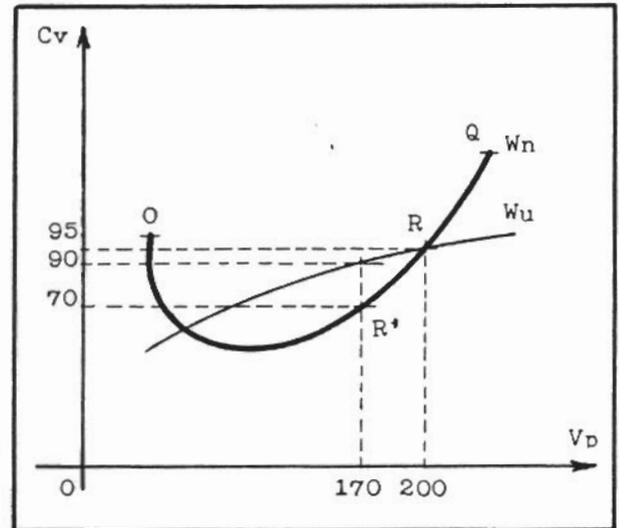


Fig. 12

2) Considérons le même avion en palier au second régime, à une vitesse de 70 km/h pour une puissance consommée de 70 CV (point S, fig. 13).

Dans les mêmes circonstances que précédemment si le pilote à la même réaction de tirer sur le manche, l'enchaînement suivant de phénomènes va se produire.

- L'incidence augmente provoquant pendant quelques secondes une augmentation de Fz et une légère montée de l'avion.
- Malheureusement, pour la nouvelle incidence choisie (point S1), le maintien du vol en palier exigerait que le moteur fournisse 80 CV, or il n'en fournit que 70 environ.

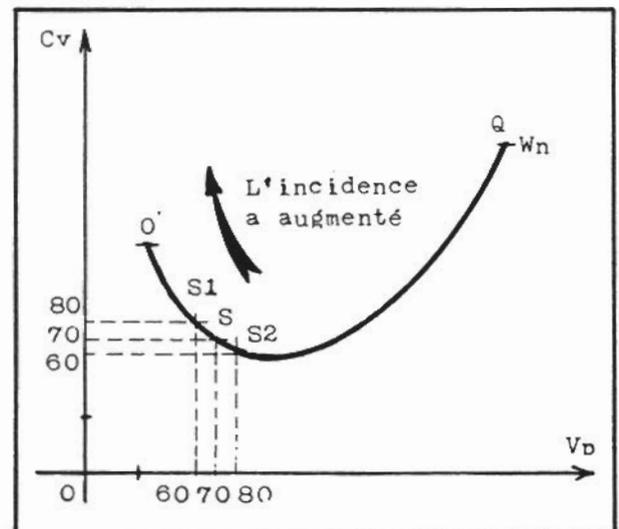


Fig. 13

Il y a donc un déficit en puissance de 10 CV que l'avion va combler en se mettant en vol en descente.

Le pilote averti aurait réagi en diminuant légèrement son incidence : pendant quelques secondes, l'avion aurait perdu de l'altitude, mais augmenté sa vitesse. Pour la nouvelle incidence (point S2) le vol horizontal consomme 60 CV. Comme le moteur en fournit 70, il aurait disposé d'un excédent de puissance de 10 CV, suffisant pour maintenir l'appareil en vol en montée .... à condition que sa perte d'altitude initiale ne lui ait pas fait percuter le sol !!!

#### CONCLUSION :

Le vol au second régime est dangereux à basse altitude et nécessite une éducation particulière des réflexes.

#### C - SECURITE EN VOL EN MONTEE.

Une augmentation d'incidence entraîne au premier régime une augmentation de la vitesse verticale. Au contraire au second régime elle provoque une diminution de cette vitesse.

#### D - SECURITE EN DESCENTE ET EN APPROCHE.

On démontre qu'une augmentation d'incidence au premier régime entraîne une diminution du taux de chute alors qu'au second régime, elle entraîne une augmentation du taux de chute.

### VI. INFLUENCE DES VARIATIONS D'ALTITUDE SUR LES PERFORMANCES.

#### A - EFFET DE L'ALTITUDE.

Le principal effet de l'altitude est de diminuer la masse spécifique de l'air. Cette diminution a sur l'avion des effets complexes qui peuvent se résumer ainsi :

- Diminution de la portance,
- Diminution de la traînée,
- Diminution de la traction de l'hélice,
- Diminution du poids d'air absorbé par le moteur d'où chute de puissance.

#### B - INFLUENCE DE L'ALTITUDE SUR LES PUISSANCES.

On tente de pallier ces inconvénients en adoptant une hélice à pas variable ou en munissant le moteur d'un compresseur pour augmenter son alimentation en air. Au delà d'une certaine altitude ces artifices deviennent inopérants et on constate :

- Que la puissance disponible sur l'hélice a diminué,
- Que la puissance nécessaire pour se maintenir en vol horizontal a augmenté.

Les courbes se déforment donc comme indiqué sur les figures ci-dessous.

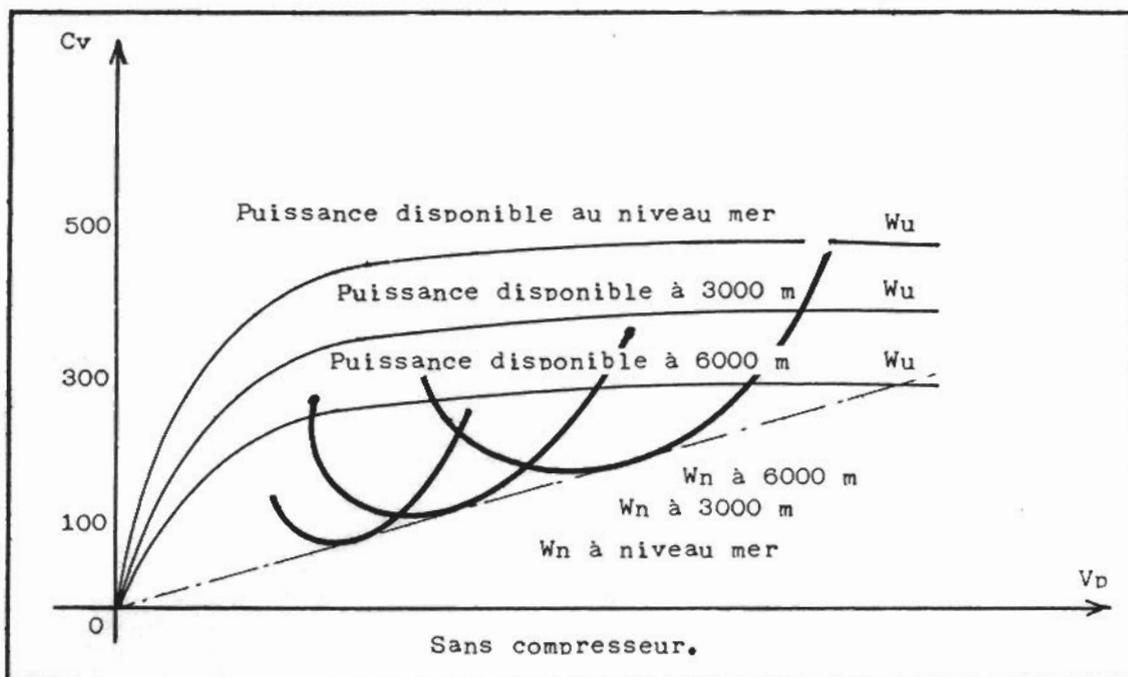


Fig. 14

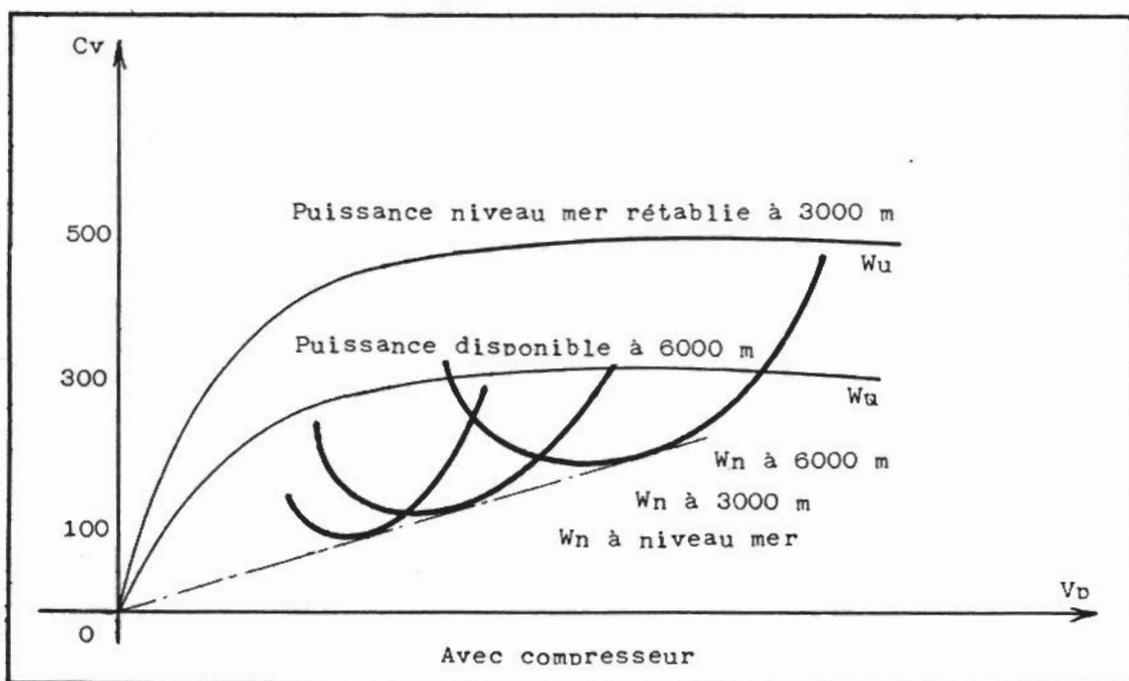


Fig. 14 bis

REMARQUE : à titre d'information.

Loi de déformation de la courbe  $W_n$  fonction de  $V$  quand on change d'altitude, le poids et l'incidence restant constants :

Nous avons à l'altitude 0 mètre :

$$W_{n0} = P \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

$\rho_0$  = masse spécifique de l'air à 0 mètre.

Et en altitude :

$$W_{n1} = P \sqrt{\frac{2}{\rho_1} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

$\rho_1$  = masse spécifique de l'air à l'altitude considérée.

d'où : 
$$\frac{W_{n1}}{W_{n0}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_1}}$$

ou : 
$$W_{n1} = W_{n0} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_1}}$$

Un calcul analogue montrerait qu  $V_{D1} = V_{D0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_1}}$

Les courbes de puissance relatives aux altitudes 0 m et z m auront donc l'allure suivante :(Fig. 15.)

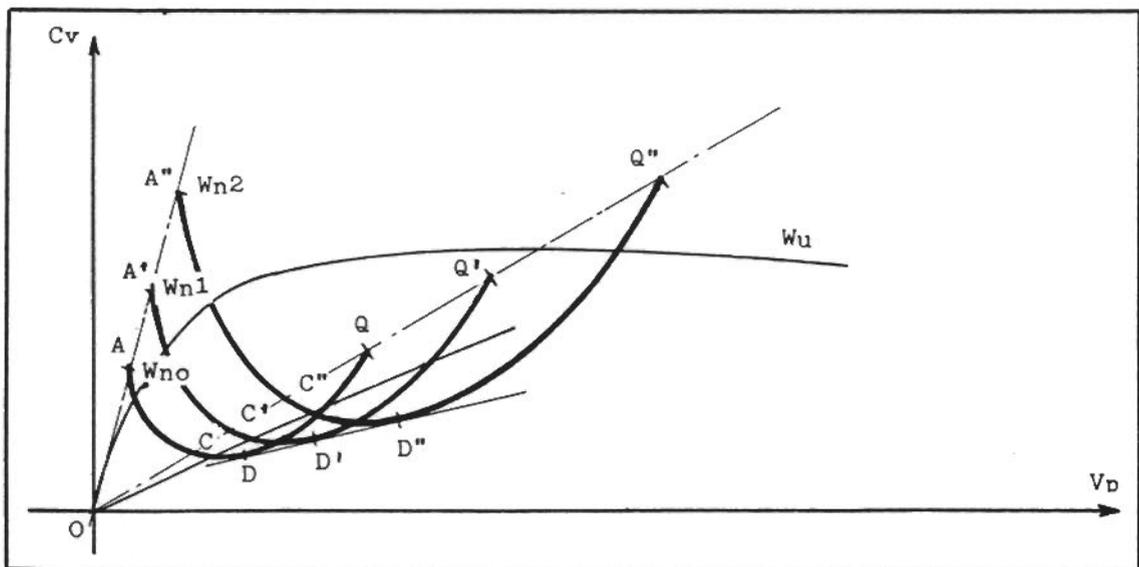


Fig. 15

$$\frac{A'O}{AO} = \frac{C'O}{CO} = \frac{D'O}{DO} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_1}}$$

et les points homologues de chaque courbe sont alignés avec l'origine.

Nous constatons que la courbe  $W_n$  s'est décalée vers le haut et vers la droite, alors que la courbe  $W_u$  ne s'est pratiquement pas modifiée (Fig. 15).

Pourquoi cette anomalie ?

Parce que dans cet exemple nous avons supposé le moteur muni d'un compresseur capable, jusqu'à une altitude de 3 000 m, de rétablir la pression d'admission à la valeur qu'elle avait au niveau de la mer. Dans ces conditions la puissance disponible ne varie pas sensiblement entre 0 et 3 000 m (on suppose également que l'hélice, à pas variable, a un rendement constant).

La figure 14 bis représente les courbes  $W_n$  et  $W_u$  pour une altitude de 6000m

La courbe  $W_n$  a accentué son décalage, la courbe  $W_u$  s'est déplacée vers le bas.

Mais sur l'une et l'autre figure nous constatons pour une augmentation d'altitude :

- Une augmentation de la vitesse minimale,
- Une diminution de l'excédent de puissance,
- Une variation de la vitesse maximale en palier.

a) Moteur sans compresseur.

La vitesse maximale varie peu pendant une faible tranche d'altitude et diminue ensuite rapidement.

b) Moteur avec compresseur.

La vitesse maximale augmente jusqu'à l'altitude de rétablissement (et d'autant plus que celle-ci est élevée) puis diminue lentement

c - PLAFONDS.

Puisque l'excédent de puissance diminue quand l'altitude augmente il doit y avoir une altitude limite pour laquelle cet excédent de puissance devient nul. Cette altitude limite varie avec l'appareil considéré et s'appelle le plafond.

Au plafond il n'y a plus qu'une seule vitesse possible de vol en palier, (pour une incidence sensiblement égale à l'incidence plafond) et la vitesse ascensionnelle y est nulle (figure semblable à la figure 8 bis).

Comme il faut très longtemps pour atteindre cette altitude et que le vol y présente peu d'intérêt, on a défini le plafond pratique, comme étant l'altitude à laquelle la vitesse ascensionnelle est encore de 0,5 m/s.

## D - L'ALTITUDE ET LA DISTANCE FRANCHISSABLE.

La distance franchissable maximale est donnée par la plus petite valeur du rapport :

$$\frac{W_n}{V} = P \cdot \frac{C_x}{C_z}$$

Cette expression ne dépend pas de la masse spécifique de l'air donc en principe l'altitude n'a aucune influence sur la distance franchissable de l'appareil.

En pratique ceci n'est pas tout à fait exact pour deux raisons.

1) Il existe généralement une altitude où le moteur a le meilleur rendement ceci est particulièrement sensible pour les turbines.

2) L'angle de finesse maximale donne, à basse altitude une vitesse faible. En altitude, en volant à la même incidence, nous aurons une vitesse propre plus forte. Cette augmentation de vitesse peut s'avérer rentable.

Ici, comme partout en pilotage, nous adopterons une solution de compromis. L'altitude et la vitesse donnant la meilleure distance franchissable seront données par le manuel de pilotage.

C'est ainsi par exemple que, pour le L 19, l'altitude correspondante à la plus grande distance franchissable est supérieure à 8 000'.

## VII. INFLUENCE DU POIDS SUR LES PERFORMANCES.

L'augmentation du poids est sans effet sur la courbe  $W_u$ , mais entraîne un décalage de la courbe  $W_n$  vers le haut et vers la droite.

A titre d'information.

Un calcul identique à celui que nous avons déjà effectué pour l'altitude nous le montre. Passons en effet d'un poids  $P_0$  à un poids  $P$ , plus important. Les puissances consommées sont respectivement :

$$\left\{ \begin{array}{l} W_{n0} = P_0 \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P_0}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}} \\ W_{n1} = P_1 \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P_1}{S} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}} \end{array} \right.$$

et les vitesses :

$$\left\{ \begin{array}{l} W_{D0} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P_0}{S} \cdot \frac{1}{C_z}} \\ W_{D1} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P_1}{S} \cdot \frac{1}{C_z}} \end{array} \right.$$

$$\text{d'où } \frac{W_{n1}}{W_{n0}} = \frac{P_1}{P_0} \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \quad \text{et} \quad \frac{V_{D1}}{V_{D0}} = \sqrt{\frac{P_1}{P_0}}$$

On en déduit que :

$$\left\{ \begin{array}{l} W_{n1} = W_{n0} \cdot \frac{P_1}{P_0} \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \\ W_{D1} = W_{D0} \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \end{array} \right.$$

Ces deux résultats montrent que la courbe est plus déformée vers le haut (donc en puissance) que vers la droite (donc en vitesse).

Les différentes courbes sont emboîtées les unes dans les autres.

A UNE MEME ALTITUDE DE VOL, L'APPAREIL CONSOMME  
DAVANTAGE DE PUISSANCE QUAND LE POIDS AUGMENTE

L'examen des courbes montre qu'en outre l'excédent de puissance  $P.Vz$  diminue ; on en déduit que  $Vz$  diminuera très rapidement.

Par ailleurs, l'endurance et la distance franchissable diminuent.

(Pour démontrer le résultat faire le même raisonnement qu'au paragraphe III.C et III.D).

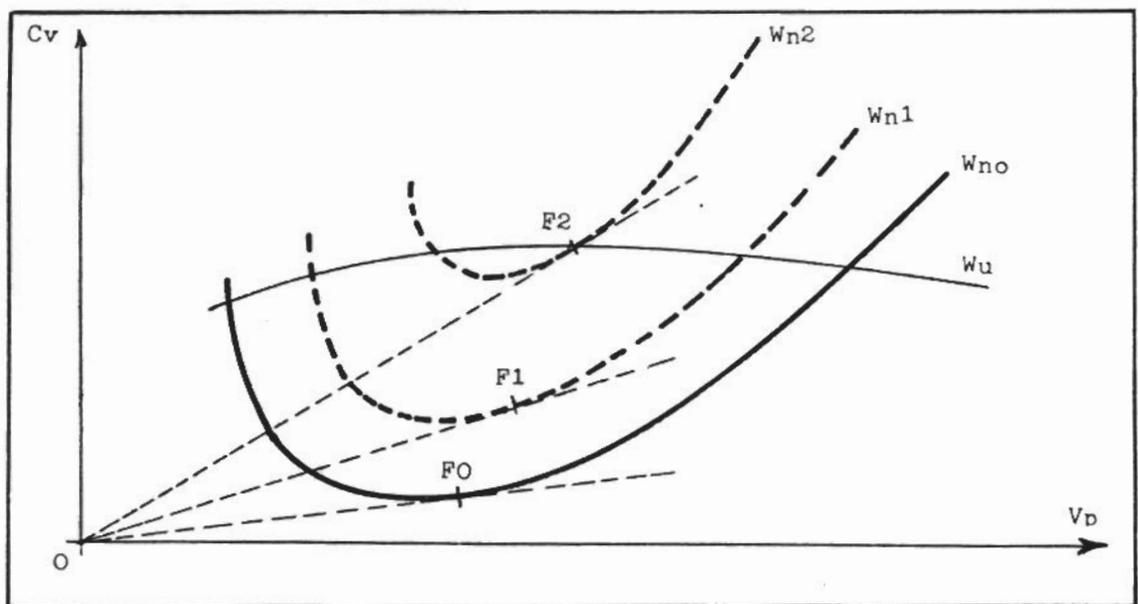


Fig. 16

## VIII. INFLUENCE DU VENT SUR LES PERFORMANCES.

Jusqu'à présent nous n'avons pas tenu compte du vent or celui-ci n'est pas sans influencer sur la façon d'utiliser un avion.

### A - ENDURANCE ET MONTEE.

Le vent n'a pas d'action sur les performances d'endurance et de montée; parce que ces performances sont considérées par rapport à l'air qui entoure l'avion. Quelle que soit la valeur du vent, le vol à incidence plafond sera utilisé.

### B - DISTANCE FRANCHISSABLE.

En ce qui concerne la distance franchissable où l'on considère la plus grande distance parcourue par l'avion par rapport au sol, l'action du vent doit être prise en considération.

Comment allons nous opérer ? Tout simplement en nous rappelant que la vitesse sol de l'avion sera plus forte ou moins forte que la vitesse propre selon que le vent est arrière ou debout. Dans les figures que nous avons jusqu'à présent considérées nous reportions sur l'axe horizontal les vitesses propres. Nous allons maintenant tenir compte du vent et reporter sur cet axe les vitesses sol en chiffres rouges.

Supposons un vent arrière de 20 km/h a une vitesse propre de 150 km/h. Ils correspondent à une vitesse sol de 170 km/h et ainsi de suite.

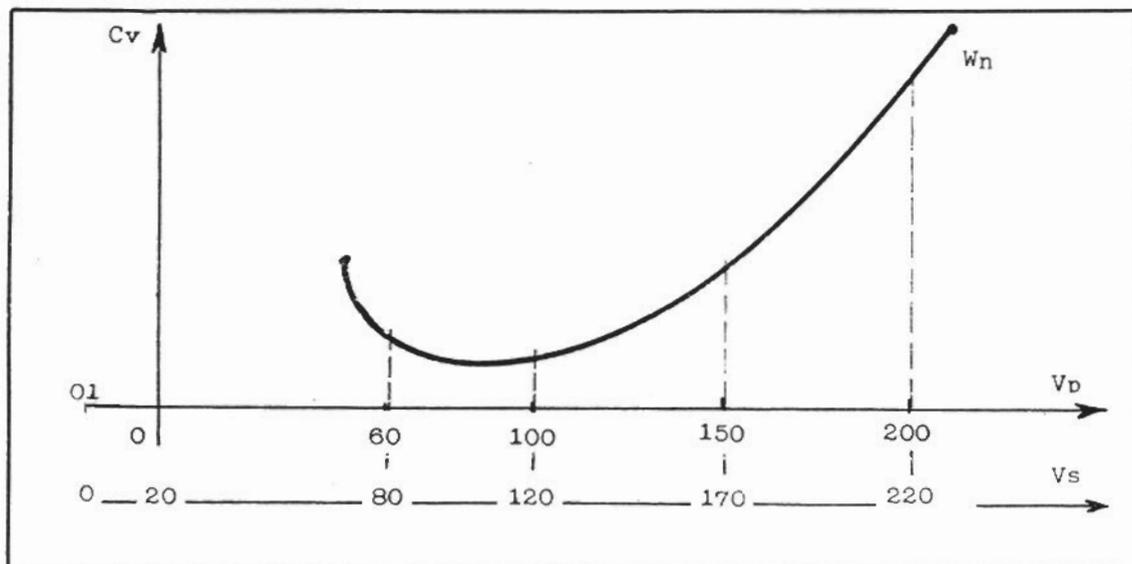


Fig. 17

En particulier à une  $V_p$  nulle correspond une  $V_s$  de 20 km/h. Nous obtenons ainsi une nouvelle origine  $O_1$  qui se déduit de  $P$  par une translation dans le sens voulu (à gauche si le vent vient de l'arrière, à droite si le vent vient de face) d'une longueur égale à la valeur du vent.

C'est à partir de cette nouvelle origine que nous tracerons la tangente à la courbe.

Dans l'exemple considéré, si par vent nul la vitesse propre donnant la distance franchissable maximale était de 115 km/h (point F) pour un vent arrière de 40 km/h cette vitesse sera de 98 km/h (point F1) et par vent debout de même force, de 130 km/h (point F2).

Les incidences à utiliser sont différentes.

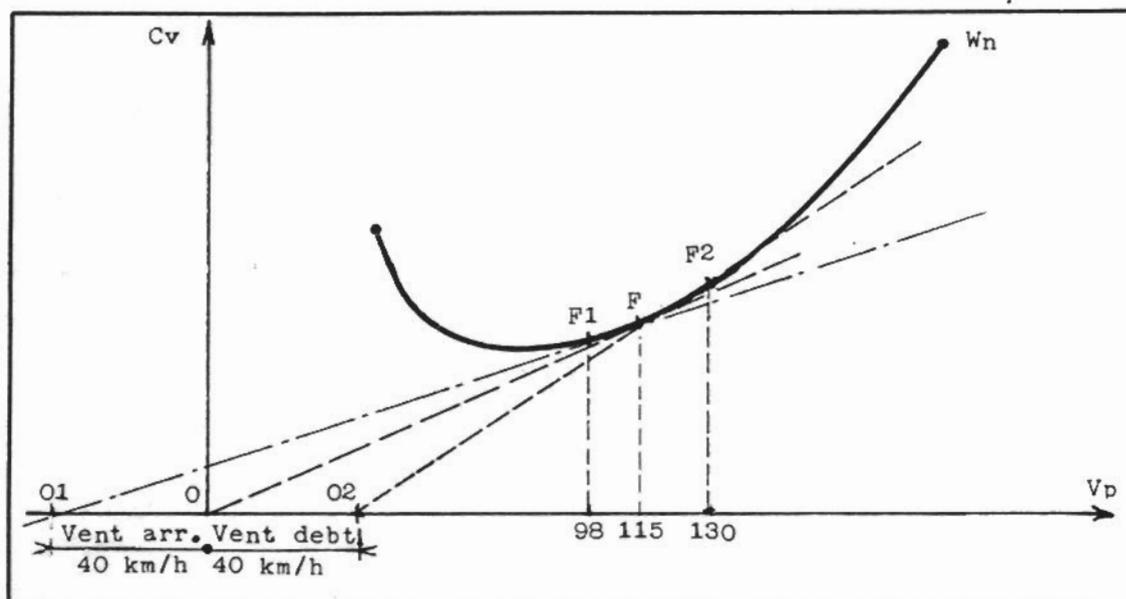


Fig. 18

#### CONCLUSION :

L'incidence de finesse maximale permet d'obtenir la distance franchissable maximale par vent nul.

Si le vent est arrière on volera avec une incidence plus forte, une  $V_p$  plus faible, un régime plus faible.

Si le vent est debout, on volera avec une incidence plus faible, une  $V_p$  plus forte, un régime plus fort.

#### NOTA :

En aucun cas il ne doit être utilisé une incidence supérieure à l'incidence plafond.

### IX. EN CONCLUSION : CE QUE LE PILOTE DOIT RETENIR DE CE CHAPITRE.

1) Lorsque le moteur lui fournit une puissance comprise entre une limite inférieure et une limite supérieure, l'avion peut voler en palier à deux vitesses différentes.

A la vitesse la plus faible correspond une incidence importante, à la plus forte une incidence faible.

Dans le premier cas, l'avion est dit au "second régime de vol" et dans le second cas, au "premier régime". La limite entre premier et second régime est marquée par une incidence particulière appelée incidence plafond. C'est à cette incidence que la voilure a le meilleur rendement, la puissance consommée est alors minimale et le taux de montée maximal.

Pour le pilote, la différence essentielle entre premier et second régime tient dans le résultat important suivant :

Sur un avion en palier au premier régime, si le pilote veut passer en vol en montée, il devra augmenter son incidence, donc diminuer la pente,

Sur un avion en palier au second régime pour monter le pilote devra diminuer l'incidence donc augmenter la pente.

CE RESULTAT EST ESSENTIEL POUR LA SECURITE DU PILOTAGE.

2) La plus forte vitesse de montée est obtenue à l'incidence plafond de même que l'endurance maximale (permettant de tenir l'air le plus longtemps possible).

3) Par vent nul, la distance franchissable maximale sera donnée par l'incidence de finesse maximale.

4) La distance franchissable est en principe indépendante de l'altitude. La variation de rendement du GMP détermine une altitude pratique où la distance franchissable est maximale.

5) La charge emportée diminue considérablement les performances de l'appareil ; un avion trop chargé devient facilement dangereux au décollage.

Respectez les limites de poids données par les fiches techniques !

6) La composante horizontale du vent n'a pas d'action sur les performances d'endurance et de montée d'un avion. Quelle que soit la valeur du vent, le vol à incidence plafond sera utilisé. En revanche, pour obtenir la distance franchissable maximale :

- Par vent debout utiliser une incidence plus faible, donc une vitesse plus forte.
- Par vent arrière, une incidence plus forte, donc une vitesse plus faible.
- Par vent nul, utiliser l'incidence de finesse maximale.

Et en définitive, retenir que l'étude des performances d'un appareil étant extrêmement complexe, il est sage de se conformer aux notices du constructeur et aux manuels de pilotage.



CHAPITRE VII

REPRESENTATIONS GRAPHIQUES  
COMPARAISONS DES DIFFERENTES COURBES

PLAN :

I. POLAIRE DE L'AVION COMPLET.

A - POINTS CARACTERISTIQUES.

B - POLAIRE.

II. COURBE DE LA PUISSANCE NECESSAIRE AU VOL EN PALIER.

III. POLAIRE DES VITESSES.

A - DEFINITION.

B - REPRESENTATION.

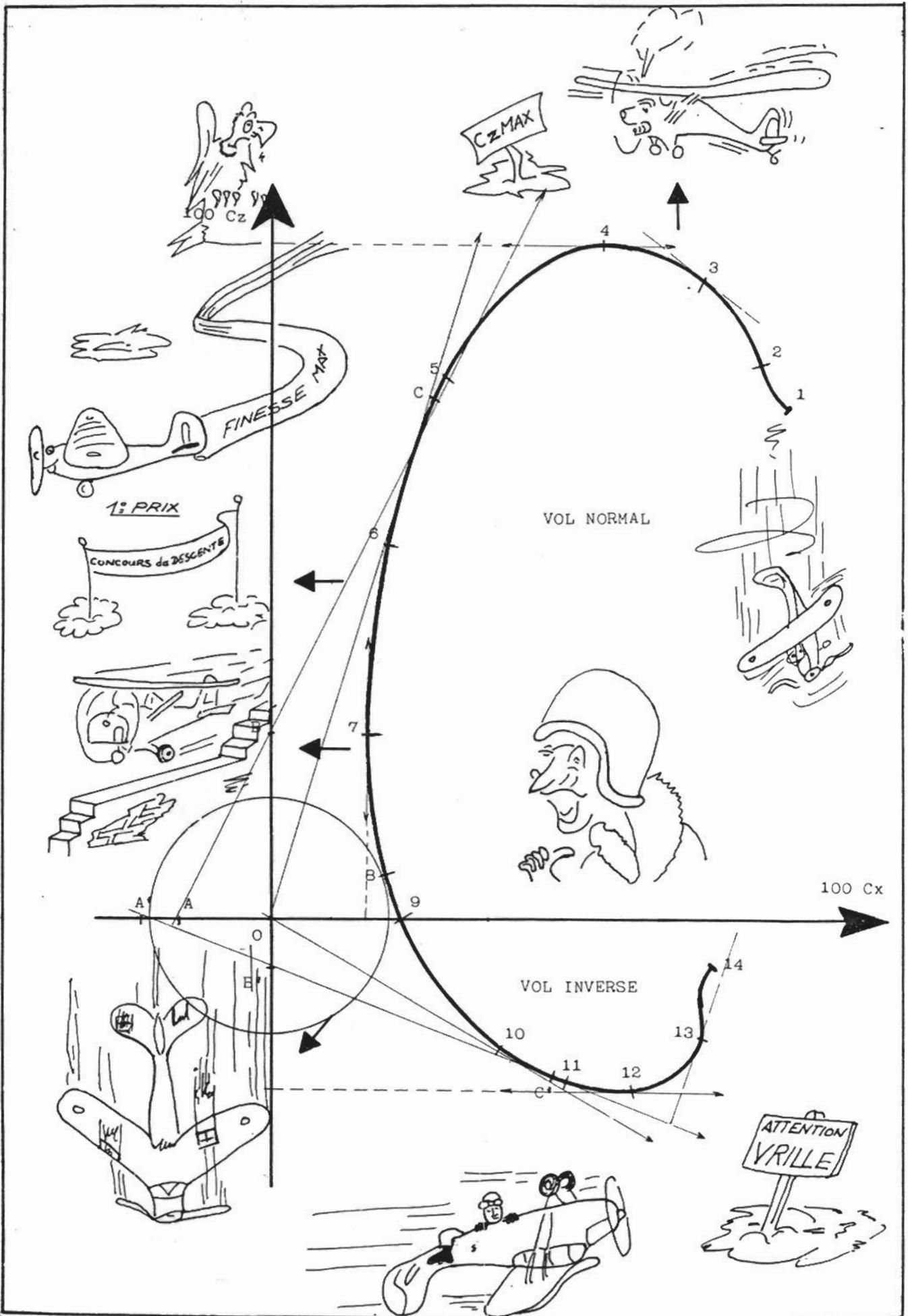


N° du point	DETERMINATION GRAPHIQUE	PROPRIETES
1	Incidence supérieure à l'incidence de décrochage.	
2	-d°-	
3	Cercle centré sur l'origine O et tangent intérieurement à la polaire. (échelles égales).	Valeur maximale de CR en vol normal. Incidence de décrochage.
4	Tangente à la polaire, parallèle à l'axe des Cx.	Valeur maximale de Cz en vol normal.
5	Tangente à la courbe telle que $\frac{AB}{BC} = \frac{1}{2}$	Valeur minimale de $\frac{C_x^2}{C_z^3}$ Incidence plafond.
6	Tangente à la courbe issue de l'origine O	Valeur maximale de $\frac{C_z}{C_x}$ Incidence de finesse max.
7	Tangente à la polaire, parallèle à l'axe des Cz.	Valeur minimale de Cx.
8	Cercle centré en O et tangent extérieurement à la polaire (échelles égales)	Valeur minimale de CR.
9	Intersection de la polaire avec l'axe des Cx.	Valeur nulle de Cz.
10	Voir point 6	Voir point 6
11	Voir point 5	Voir point 5
12	Voir point 4	Voir point 4
13	Voir point 3	Voir point 3
14	Voir point 2	Voir point 2

## CARACTERISTIQUES

CAS DE VOL CORRESPONDANT	Zone des incidences	REMARQUES
Décrochage complet Vrille parfois à plat.	Incidence où le vol est impossible	
Décrochage complet. Vrille.	- d° -	
Vitesse minimale de vol en descente. Début du décrochage complet de l'aile.	Grandes incidences	Les incidences comprises entre 3 et 4 constituent les incidences critiques en vol normal -
Vitesse minimale en vol horizontal.	- d° -	
En vol horizontal : plus petite $W_n$ possible. En vol en montée : meilleure $V_z$ possible En vol en descente : plus petite $V_z$ possible	Limite entre le premier et second régime.	Plus grande durée de vol possible pour une quantité d'essence donnée. Plus grande altitude possible.
En vol en descente : Plus grande distance parcourue à partir d'une altitude donnée (par vent nul).	Limite entre les grandes et les petites incidences	Plus grande distance parcourue par vent nul pour une quantité d'essence donnée.
	Petites incidences	
Plus grande vitesse possible en piqué avec ou sans moteur.	- d° -	
Vol en piqué à la verticale.	Petites incidences	Limite entre les incidences de vol normal et les incidences de vol inversé.
Voir point 6	Limite entre les petites et les grandes incidences	Voir point 6
Voir point 5	Grandes incidences	Voir point 5
Voir point 4	- d° -	
Voir point 4	- d° -	Les incidences comprises entre 12 et 13 constituent les incidences critiques en vol inversé.
Voir point 2	Incidence où le vol est impossible	

B - POLAIRE DE L'AVION COMPLET



## II. COURBE DE LA PUISSANCE NECESSAIRE AU VOL EN PALIER.

Les différents points caractéristiques de la polaire se retrouvent sur la courbe de puissance,

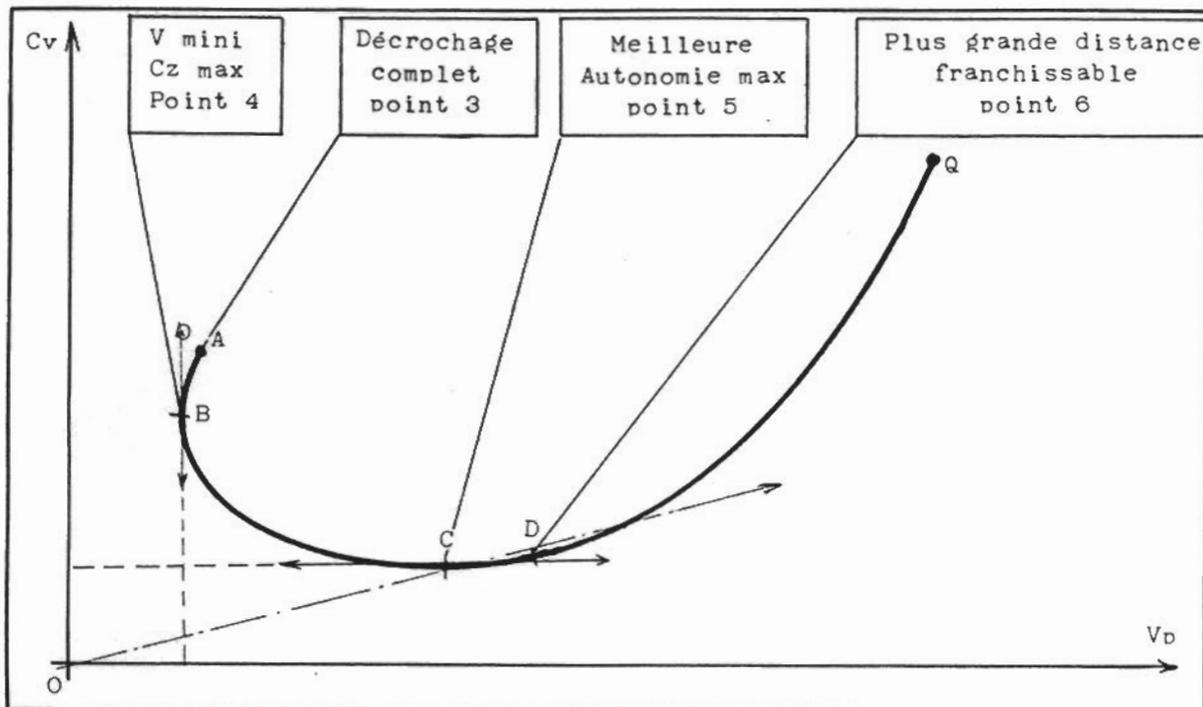


Fig. 2

## III. POLAIRE DES VITESSES.

### A - DEFINITION.

C'est la courbe qui représente les variations de la vitesse verticale de descente en fonction de la vitesse horizontale.

### B - REPRESENTATION.

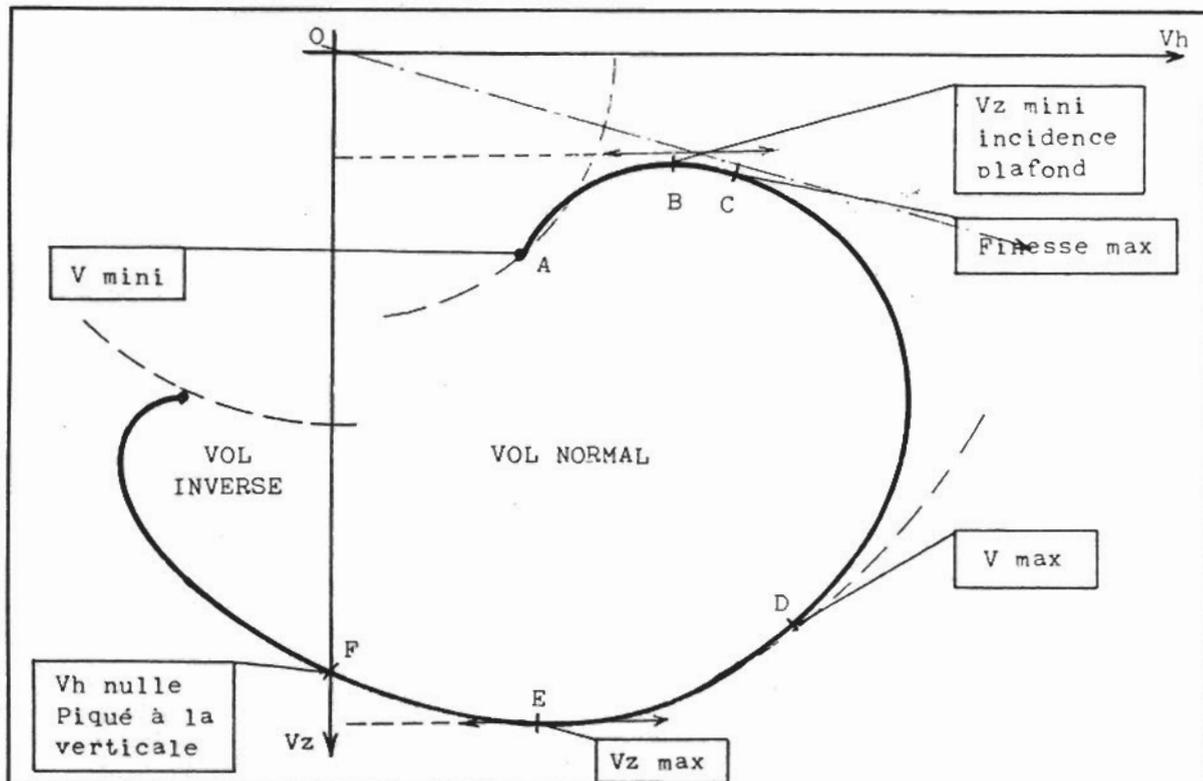


Fig. 3

## CHAPITRE VIII

### L'HYPER-SUSTENTATION

#### P L A N :

#### I. EXPOSE DU PROBLEME.

##### A - BUTS RECHERCHES.

- 1) Diminuer la vitesse.
- 2) Augmenter l'angle de la trajectoire.

##### B - MOYENS D'Y PARVENIR.

- 1) Augmenter  $C_z$ .
- 2) Augmenter  $S$ .
- 3) Augmenter  $C_x$ .

#### II. COMMENT AUGMENTER $C_z$ .

- 1) Reculer le décrochage (contrôle de la couche limite).
- 2) Modifier le profil lui-même. (variation de courbure).

##### A - CONTROLE DE LA COUCHE LIMITE.

- 1) Aspiration.
- 2) Soufflage.

##### B - VARIATION DE LA COURBURE DU PROFIL.

- 1) Volet d'intrados.
- 2) Volet de courbure.
- 3) Volet à fente.
- 4) Volet à double fente.

#### III. COMMENT AUGMENTER $C_x$ .

#### IV. COMMENT AUGMENTER LA SURFACE DE L'AILE.

#### V. INCONVENIENTS DES VOILETS.

#### VI. PRECAUTIONS A PRENDRE DANS L'UTILISATION DES VOILETS.

## I. EXPOSE DU PROBLEME.

### A - BUTS RECHERCHES.

Pour un avion la recherche d'une vitesse élevée et d'une grande finesse est un facteur essentiel de sécurité et de rentabilité des vols. Mais un avion doit aussi décoller et atterrir.

Or, pour que ces manoeuvres s'effectuent dans des conditions acceptables il faut :

1) Que la vitesse minimale de sustentation soit la plus faible possible afin de pouvoir utiliser des pistes courtes.

2) Que la trajectoire d'approche fasse avec le sol un angle suffisamment fort pour que l'appareil puisse franchir des obstacles éventuels (arbres ou maisons dans l'axe de la piste, ligne téléphonique etc ... ) (Fig. 1).

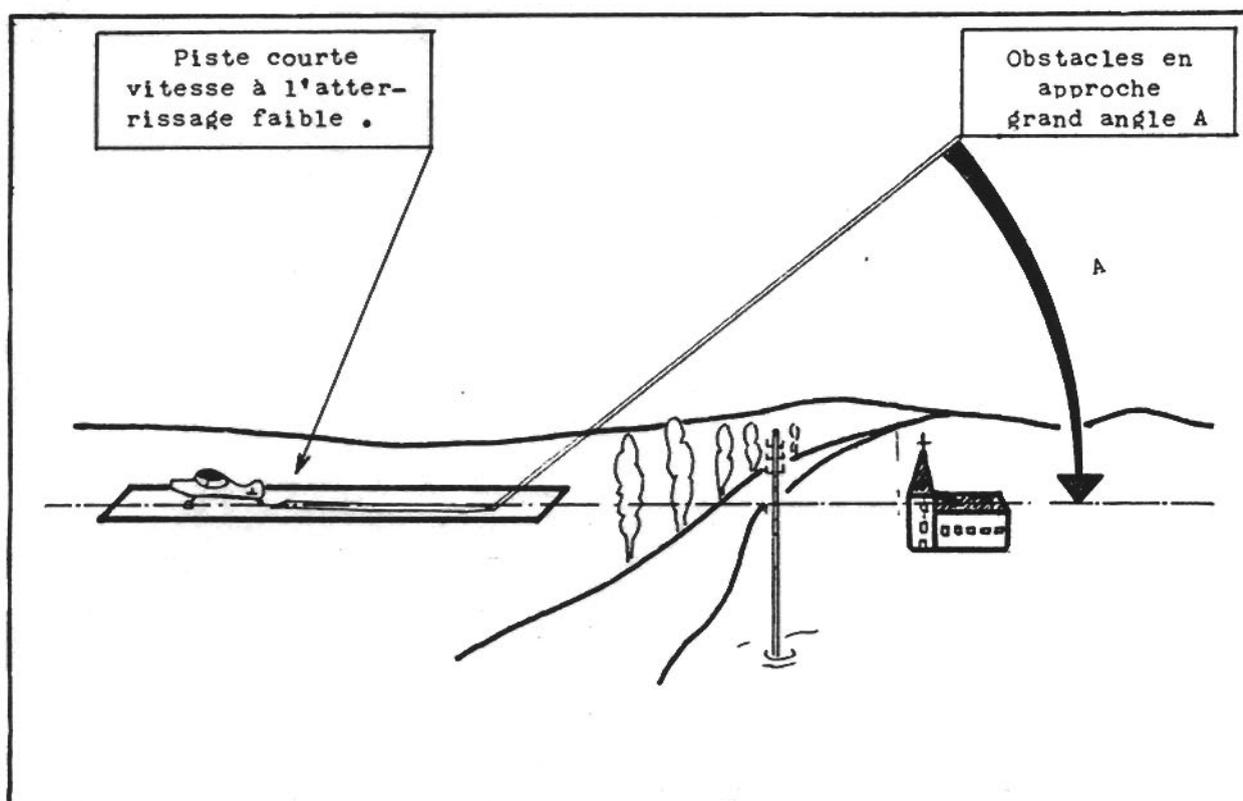


Fig. 1

### B - MOYENS D'Y PARVENIR.

1) Au décollage comme à l'atterrissage la trajectoire est horizontale. L'expression de la vitesse de vol est donc :

$$v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{1}{Cz}}$$

Pour obtenir la vitesse la plus faible possible on cherchera en particulier :

- à augmenter  $C_z$ ,
- à augmenter  $S$ ,

2) Pour augmenter l'angle de la trajectoire il faut diminuer la finesse dont l'expression est, en vol sans moteur :

$$F_r = \frac{C_z}{C_x}$$

Cette condition sera remplie si :

- nous diminuons  $C_z$ ,
- nous augmentons  $C_x$ .

3) Si nous éliminons la diminution de  $C_z$ , en contradiction avec ce que nous avons vu plus haut, il nous reste à obtenir les résultats suivants :

- 1- augmenter  $C_z$ ,
- 2- augmenter  $S$ ,
- 3- augmenter  $C_x$ .

## II. COMMENT AUGMENTER $C_z$ .

Deux moyens sont à notre disposition pour atteindre ce but :

1) Reculer le décrochage en donnant à la couche limite un apport d'énergie supplémentaire lui permettant de rester en contact avec le profil jusqu'à des incidences importantes. C'est le but du contrôle de la couche limite par aspiration ou soufflage.

La courbe unitaire de portance montre le gain de  $C_z$  obtenu par contrôle de la couche limite.

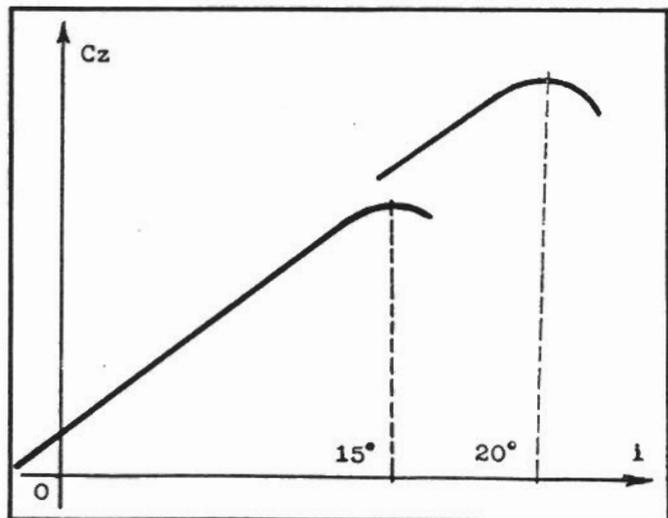


Fig. 2

2) Adopter un dispositif permettant de modifier le profil en vol pour le rendre plus porteur à incidence égale.

C'est le but de la variation de la courbure de profil.

La courbe unitaire de portance montre le gain de  $C_z$  obtenu par la modification du profil.

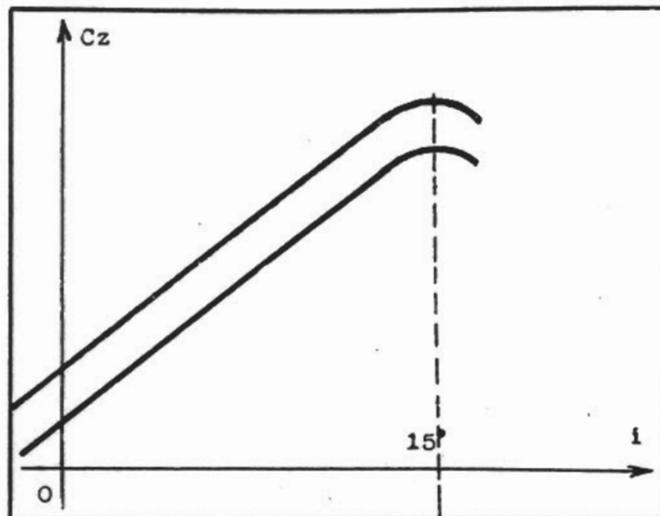


Fig. 3

#### A - CONTROLE DE LA COUCHE LIMITE.

##### 1) Aspiration.

Une dépression est créée à l'aide d'un compresseur ou d'une turbine et la couche limite est aspirée à travers des fentes placées sur l'extrados de l'aile ou éventuellement au bord d'attaque du volet. (Fig. 4).

Le  $C_z$  maximal est considérablement augmenté, le meilleur rendement étant obtenu lorsque l'aspiration se produit à 15 % de la profondeur du profil.

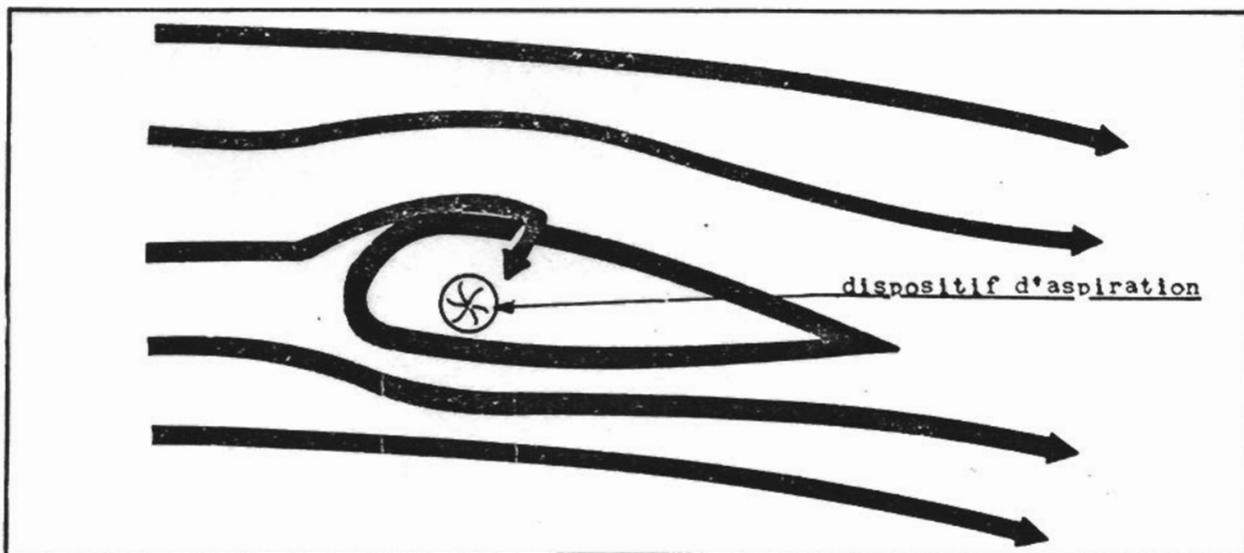


Fig. 4

L'inconvénient de ce système réside dans le poids élevé du dispositif d'aspiration qui peut finir par annuler le gain dû à une meilleure conception aérodynamique.

Une solution séduisante, expérimentée avec succès, consiste à placer à l'extrados un revêtement poreux. La dépression est créée à l'intérieur du profil et la couche limite aspirée sur toute la surface de l'aile. (Fig. 5).

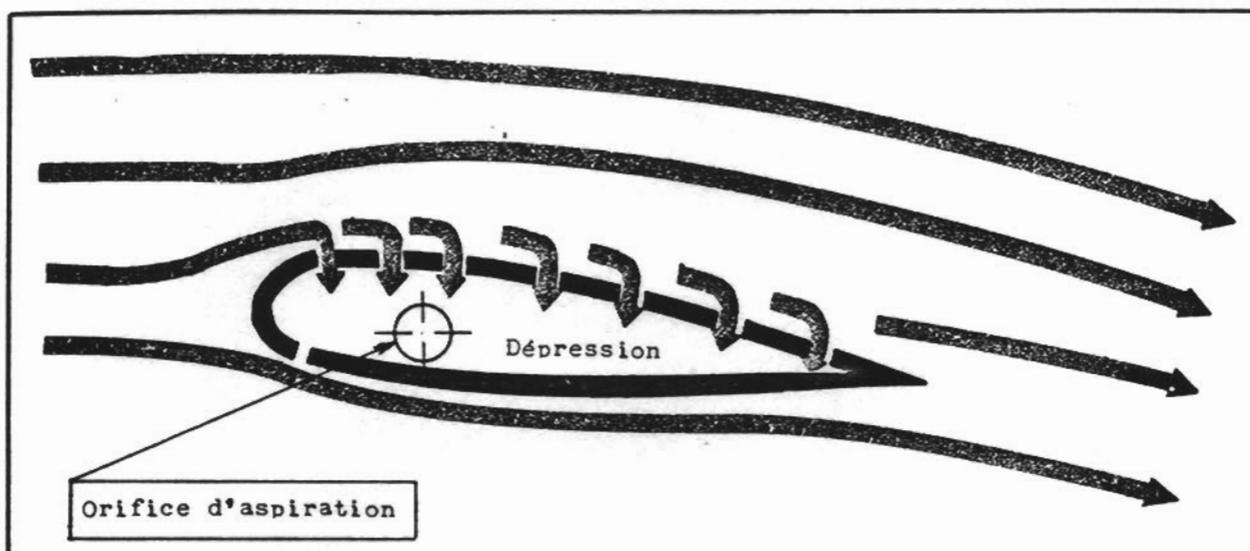


Fig. 5

Le gain de portance est équivalent mais le débit d'air nécessaire deux fois moindre.

Ce système a un inconvénient : les trous du revêtement peuvent être bouchés par des poussières ou éventuellement par givrage, ce dernier phénomène étant encore facilité par l'augmentation de la dépression à l'extrados.

## 2) Soufflage.

### a) Par pompe (Fig. 6)

Ce système permet de recoller la couche limite sur l'extrados par accélération au voisinage du point de décollement.

L'action de ce soufflage peut s'exercer sur l'aile au voisinage du point de décollement de la couche limite.

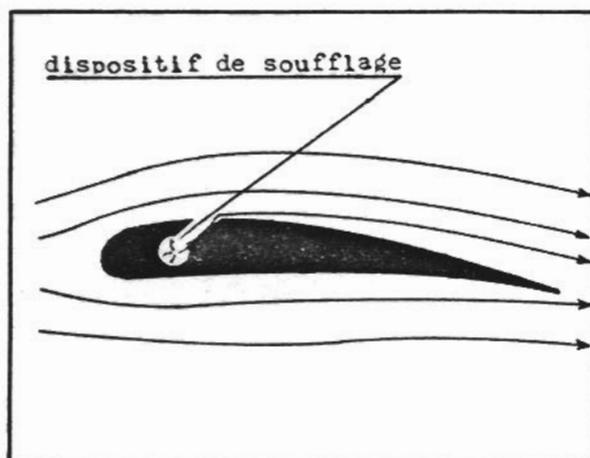


Fig. 6

b) Par fente,1 - de bord d'attaque, (Fig. 7).

A l'avant du profil est placé un bec fixe ou mobile qui provoque, par le déplacement du point d'impact, une accélération énergique de l'écoulement.

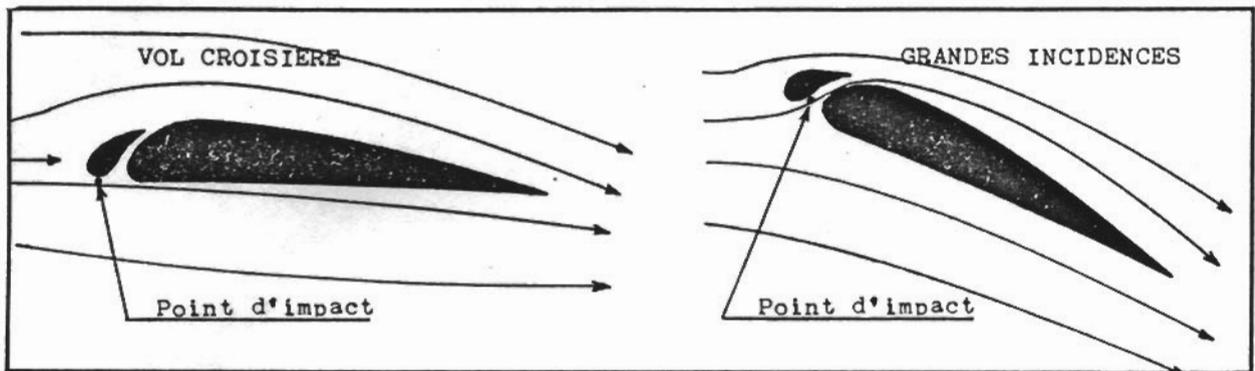


Fig. 7

Cette fente est inopérante en croisière (faibles incidences); elle entre en fonctionnement aux grandes incidences.

Ce système présente l'avantage de la simplicité et l'inconvénient de déclencher aux petits angles un écoulement turbulent prématuré dans la couche limite, par la discontinuité introduite dans le revêtement d'extrados. La vitesse de croisière peut diminuer de 25 %.

D'autre part il nécessite une assiette très cabrée pour l'approche à vitesse lente, ce qui rend l'arrondi délicat.

2) de volet (Fig. 7 bis)

Voir page 8/9

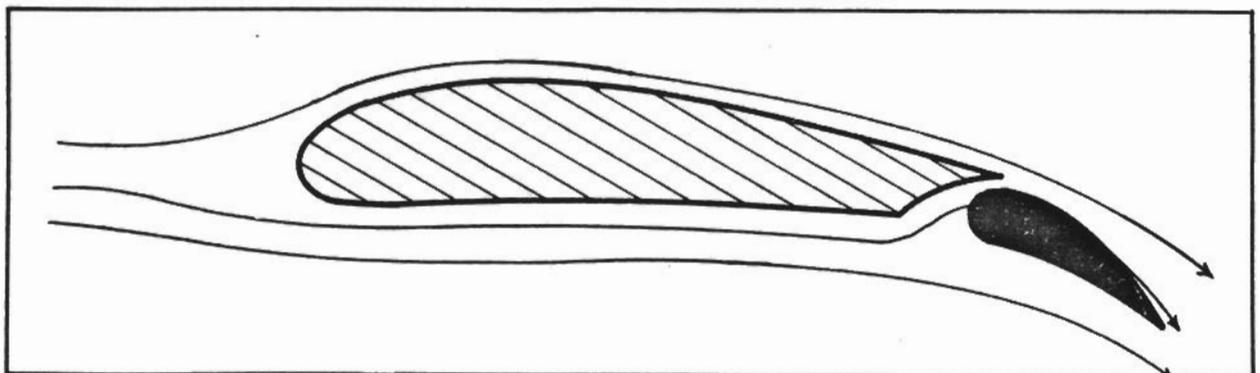


Fig. 7 bis

c) Par les hélices,

Hélices de grand diamètre dont le souffle agit sur la plus grande partie de l'envergure. Breguet 940 (Fig. 7 ter).

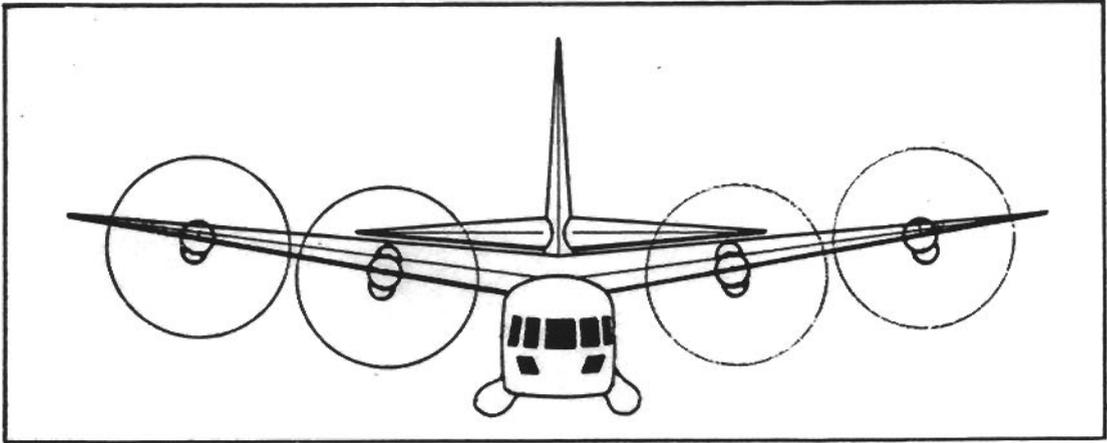


Fig. 7 ter

B - VARIATION DE LA COURBURE DU PROFIL,

Si l'on compare les polaires d'un profil à faible courbure (type biconvexe) et d'un profil à forte courbure (type creux) on obtient le diagramme suivant :

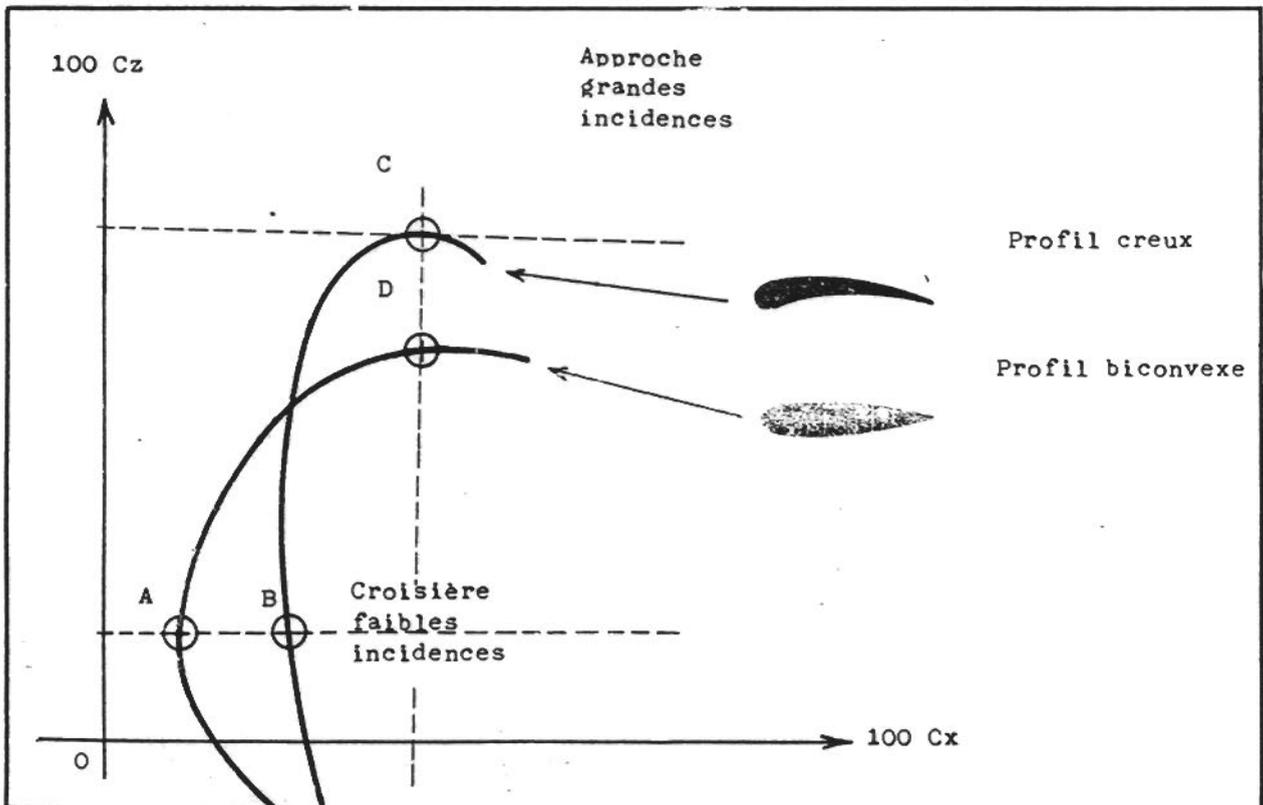


Fig. 8

On voit qu'en vol en croisière le profil biconvexe est avantageux car son  $C_x$  (point A) est inférieur à celui du profil creux (Point B).

En revanche aux grandes incidences ( manoeuvres d'atterrissage) le profil creux donne un  $C_z$  plus fort (point C) que le profil biconvexe (point D).

Nous recherchons donc en vol en croisière le profil biconvexe et en vol aux grandes incidences le profil creux.

Ce tandem est obtenu en adaptant sur un profil biconvexe un système de volets permettant de modifier la courbure du profil et de lui donner, quand le besoin s'en fait sentir, les caractéristiques du profil creux.

Quatre types de volets sont utilisés :

1) Le volet d'intrados (Fig. 9).

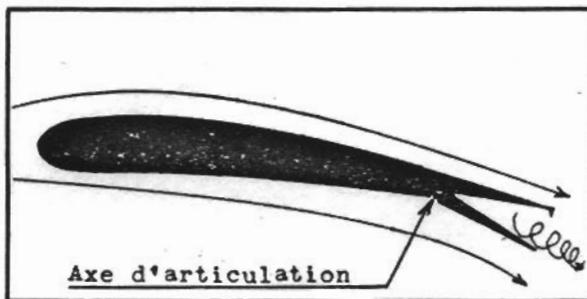


Fig. 9

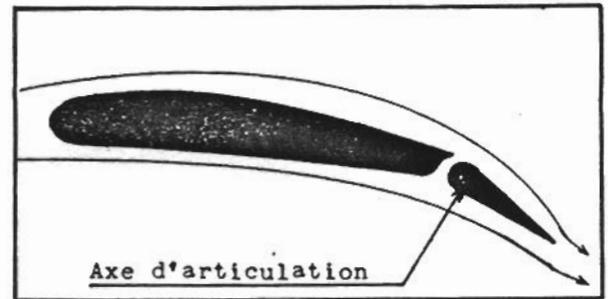


Fig. 10

C'est une simple plaque s'ouvrant sous l'intrados.

Il crée un sillage important.

2) Le volet de courbure (Fig. 10).

Il représente par rapport au type précédent un sillage moins important. La déflexion des filets d'air est plus forte, le gain de  $C_z$  meilleur.

3) Le volet de courbure à fente. (Fig. 11).

Le volet en s'ouvrant démasque une fente qui met en communication les surpressions d'intrados et les dépressions d'extrados. Un courant d'air est ainsi créé, qui réalise le soufflage de la couche limite sur le volet.

Pour ces trois dispositifs de braquage optimum permettant d'obtenir une augmentation de  $C_z$  est de l'ordre de  $20^\circ$ .

4) Volet de courbure à double fente (Fig. 12).

Utilisé fréquemment si l'on veut obtenir des braquages élevés des volets.

Il permet d'obtenir des vitesses plus basses en continuant à augmenter un peu  $C_z$  quand on commence à augmenter  $C_x$ . C'est le cas du NORD 3400.

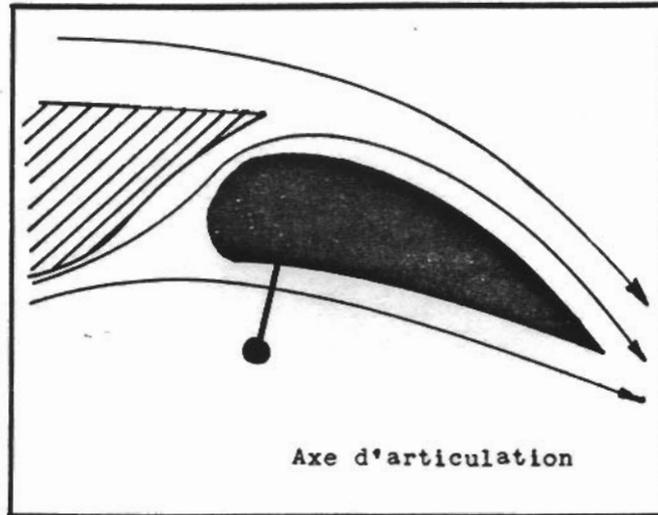


Fig. 11

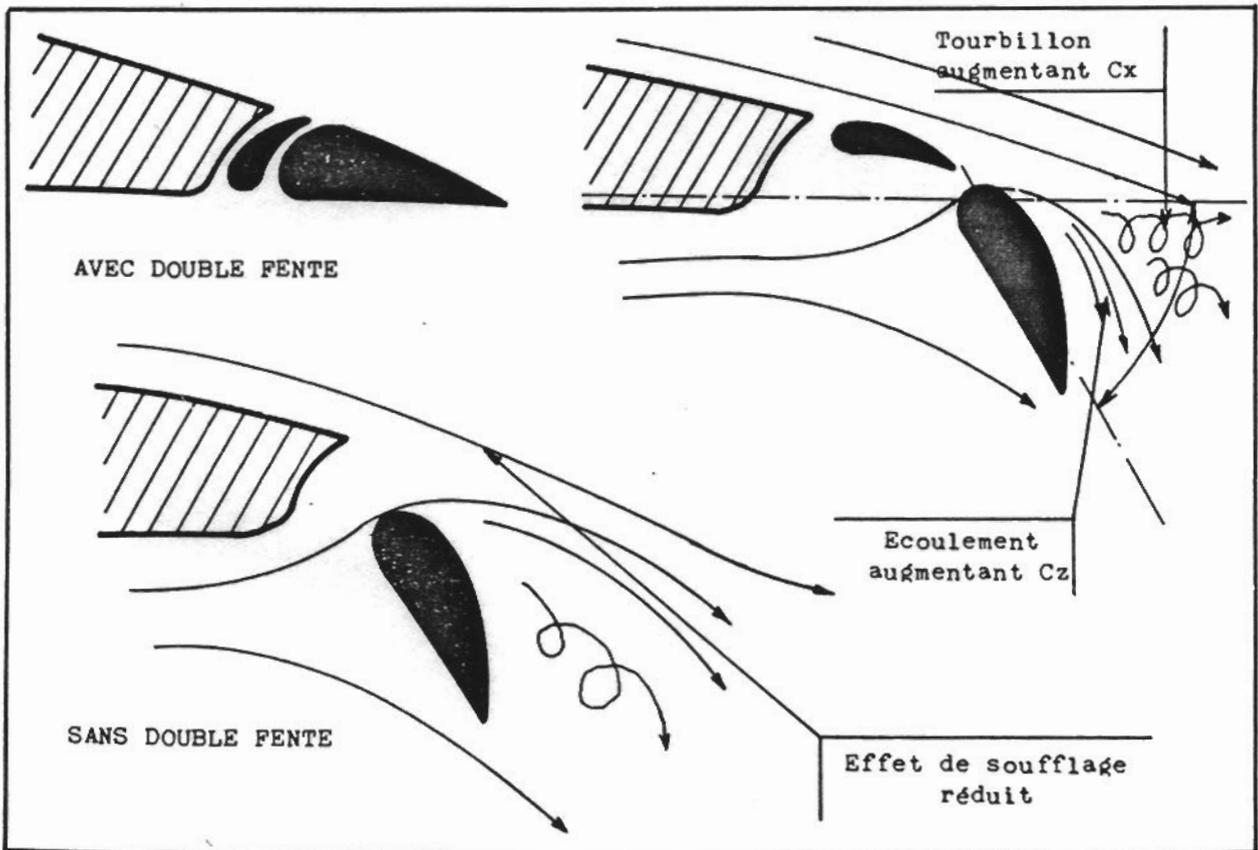


Fig. 12

**III. COMMENT AUGMENTER Cx.**

Alors que l'augmentation de Cz pose aux constructeurs des problèmes délicats, l'augmentation de Cx est extrêmement facile à obtenir.

En particulier lorsque nous disposons de volets, il suffit de les braquer au delà de 20° pour constater une augmentation de Cx dans de fortes proportions

Comparons en effet pour une aile de profil biconvexe munie de volets les polaires obtenues pour différents braquages de ces derniers : (fig. 13)

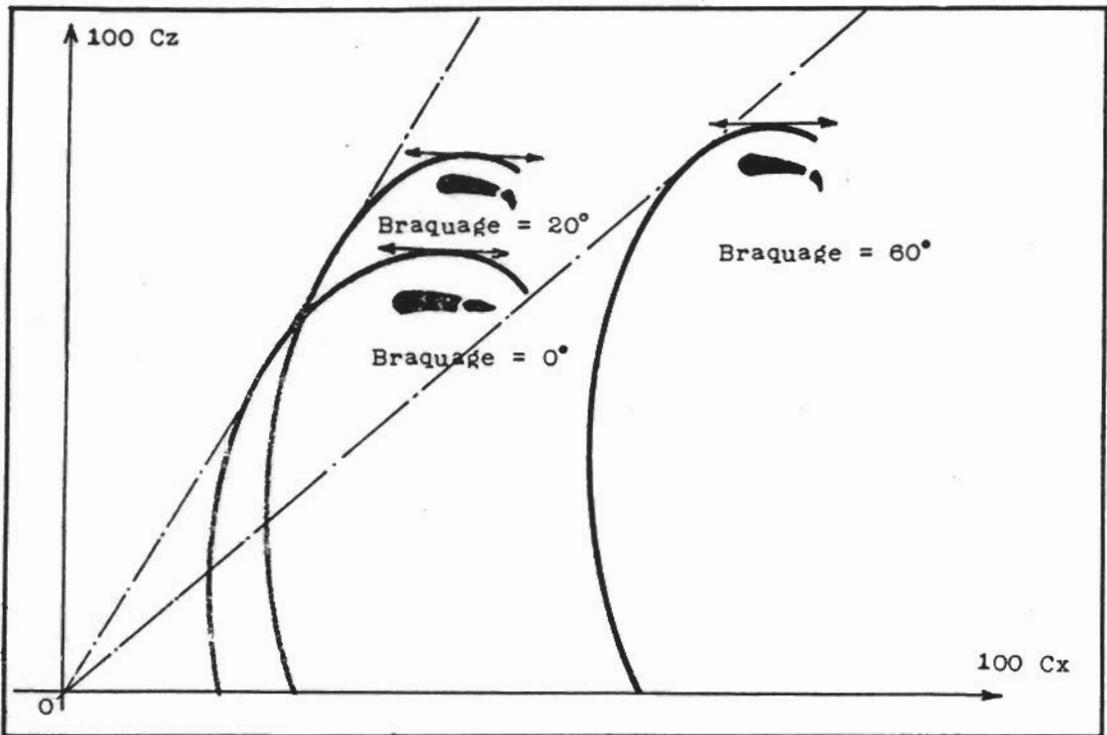


Fig. 13

1) Pour les braquages compris entre  $0^\circ$  et  $20^\circ$ , la finesse ne change pas car  $C_z$  et  $C_x$  croissent simultanément.

Ces braquages seront utilisés pour le décollage (où l'on recherche une "vitesse minimale de sustentation" faible, c'est-à-dire un fort  $C_z$  en gardant un  $C_x$  modéré) et pour les évolutions en descente.

2) Au-delà de  $20^\circ$  de braquage la finesse de l'avion diminue,  $C_x$  augmente pratiquement seul.

Ces braquages seront utilisés pour l'approche, au cours de laquelle on recherche justement une finesse faible.

#### IV. COMMENT AUGMENTER LA SURFACE DE L'AILE.

En 1925 ont été essayés sans succès des dispositifs permettant de faire varier la surface  $S$  de l'aile.

Ce système a été repris par la suite et appliqué non plus à l'aile elle-même mais au volet de courbure (Fig.14). Celui-ci, en se braquant recule et un petit volet auxiliaire, vient se placer de manière à combler le vide existant entre l'aile et le volet proprement dit.

Ce dispositif est très efficace et permet de tripler la valeur du  $C_z$  du profil.

Le braquage du volet arrière peut aller jusqu'à  $80^\circ$ .

La profondeur de l'aile peut augmenter de 30 %.

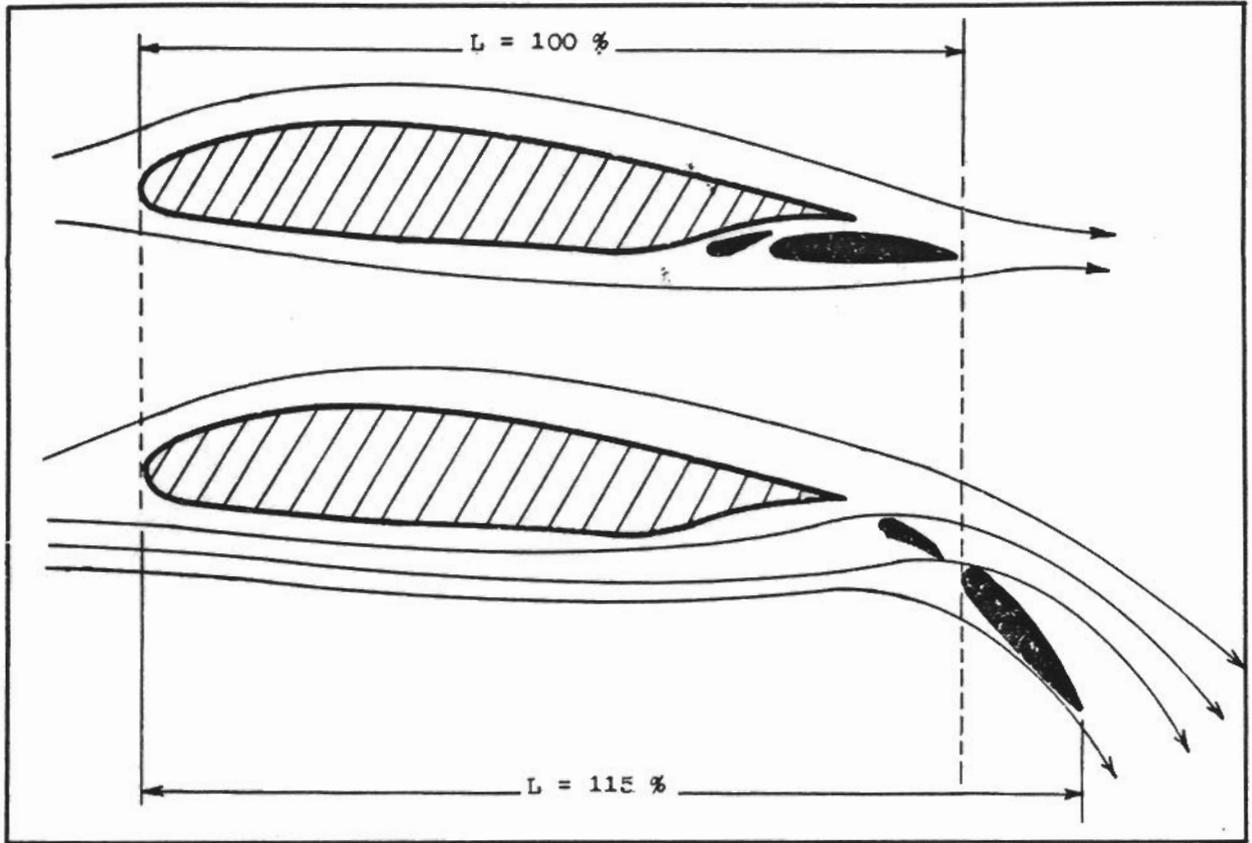


Fig. 14

#### V. INCONVENIENTS DES VOILETS.

Ces systèmes de volets répondant parfaitement au but recherché, présentent néanmoins certains inconvénients.

- fragilité de la structure imposant une vitesse limite à ne pas dépasser "volets sortis", (certains avions comme le nord 3400 possèdent un dispositif automatique qui efface les volets quand la vitesse risque de les endommager).
- changement du centre de poussée de l'avion imposant une action importante sur la commande de profondeur et un nouveau réglage des compensateurs
- les braquages importants risquent de produire un effet de masque sur la gouverne de profondeur dont l'efficacité diminue. On peut être ainsi amené à souffler la gouverne de profondeur à l'aide du moteur au moment de l'arrondi.

#### VI. PRECAUTIONS A PRENDRE DANS L'UTILISATION DES VOILETS.

- 1) Respect impératif des vitesses limites.
- 2) Sortie et rentrée lente des volets pour
  - ne pas créer de "choc aérodynamique" sur les structures,
  - ne pas risquer d'être pris au dépourvu par les réactions de l'avion.

- 3) Attention aux réactions en remise des gaz. La veine d'air soufflée par l'hélice est fortement déviée, d'où parfois des réactions violentes de l'avion en tangage (surtout sur appareil à aile haute, cas de presque tous les avions de l'A.L.A.T.).
- 4) La corde de profil de l'aile est changée par les volets. Le calage de voilure est donc différent.

Attention aux pentes de décrochage qui sont modifiées.

- 5) Attention aux indications des badins qui ont une prise statique sur les parois de fuselage derrière les volets. Les erreurs de  $V_i$  peuvent être importantes.



CHAPITRE IXLA STABILITEPLAN :I. GENERALITES.II: LES AMENAGEMENTS A APPORTER.

- A - L'AVION DOIT ETRE STABLE MAIS MANIABLE.
- B - IL DOIT ETRE STABLE "COMMANDES LIBRES" ET "COMMANDES BLOQUEES".
- C - LES GOUVERNES DOIVENT RESISTER A L'ACTION DU PILOTE.

III. ETUDE DE LA STABILITE.IV. LA STABILITE ROULIS.V. LA STABILITE LACET.

- A - POSITION D'EQUILIBRE.
- B - LE MOMENT PERTURBATEUR .
- C - LE MOMENT DE RAPPEL.
- D - STABILISATION EN ATTAQUE OBLIQUE.
- E - LES LIMITES DE CENTRAGE.

VI. LA STABILITE TANGAGE.

- A - LE MOMENT PERTURBATEUR .
- B - LE MOMENT DE RAPPEL.
- C - LA STABILITE DE CENTRAGE.
- D - LES LIMITES DE CENTRAGE.
  - 1.- Centrage avant.
  - 2.- Centrage arriere.

VII. CONSEQUENCES PRATIQUES DES LIMITES DE CENTRAGE.

## I. GENERALITES.

L'expérience a prouvé que, pour qu'un avion soit pilotable et sûr, il faut qu'il soit stable. Ceci signifie que si pour une raison quelconque, (turbulence, etc ...) il vient à être écarté de la position d'équilibre fixée par le pilote, il doit avoir tendance à revenir de lui-même à cette position initiale.

Tous les appareils que nous sommes appelés à piloter sont stables. Ceci n'est pas dû à l'effet du hasard et nous allons voir comment est réalisée cette condition impérative pour la sécurité des vols.

## II. LES AMENAGEMENTS A APPORTER.

### A - L'AVION DOIT ETRE STABLE MAIS MANIABLE.

On constate que plus un avion est stable moins il est maniable. Il faudra donc aménager la stabilité propre de l'appareil en limitant la valeur des forces de stabilisation.

### B - IL DOIT ETRE STABLE "COMMANDES LIBRES" ET "COMMANDES BLOQUEES".

En effet le pilote peut être amené à lâcher les commandes de vol pendant quelques instants. L'avion doit alors conserver dans la mesure du possible sa configuration de vol, c'est la stabilité "commandes libres".

Lorsque le pilote tient les commandes il maintient les gouvernes dans une position donnée, l'appareil doit demeurer en équilibre stable dans la configuration de vol imposée par le pilote. C'est la stabilité "commandes bloquées".

### C - LES GOUVERNES DOIVENT RESISTER A L'ACTION DU PILOTE.

Pour que le pilotage s'effectue en sécurité les commandes doivent transmettre des sensations visuelles et tactiles permettant au pilote de sentir son avion.

L'effort doit augmenter avec le facteur de charge pour que le pilote puisse doser son action et par là éviter toute brutalité involontaire qui serait fatigante pour la cellule et déplaisante pour le personnel.

Cet effort doit cependant être adapté à la morphologie du corps humain qui peut développer des forces importantes avec les jambes (action sur le palonnier) un peu plus faibles avec le bras d'avant en arrière (action sur la profondeur). très faibles latéralement (action sur les ailerons).

## III. ETUDE DE LA STABILITE.

Cette étude est complète et demanderait plusieurs volumes. Nous nous bornerons à examiner succinctement le fonctionnement des dispositifs qui assurent la stabilité.

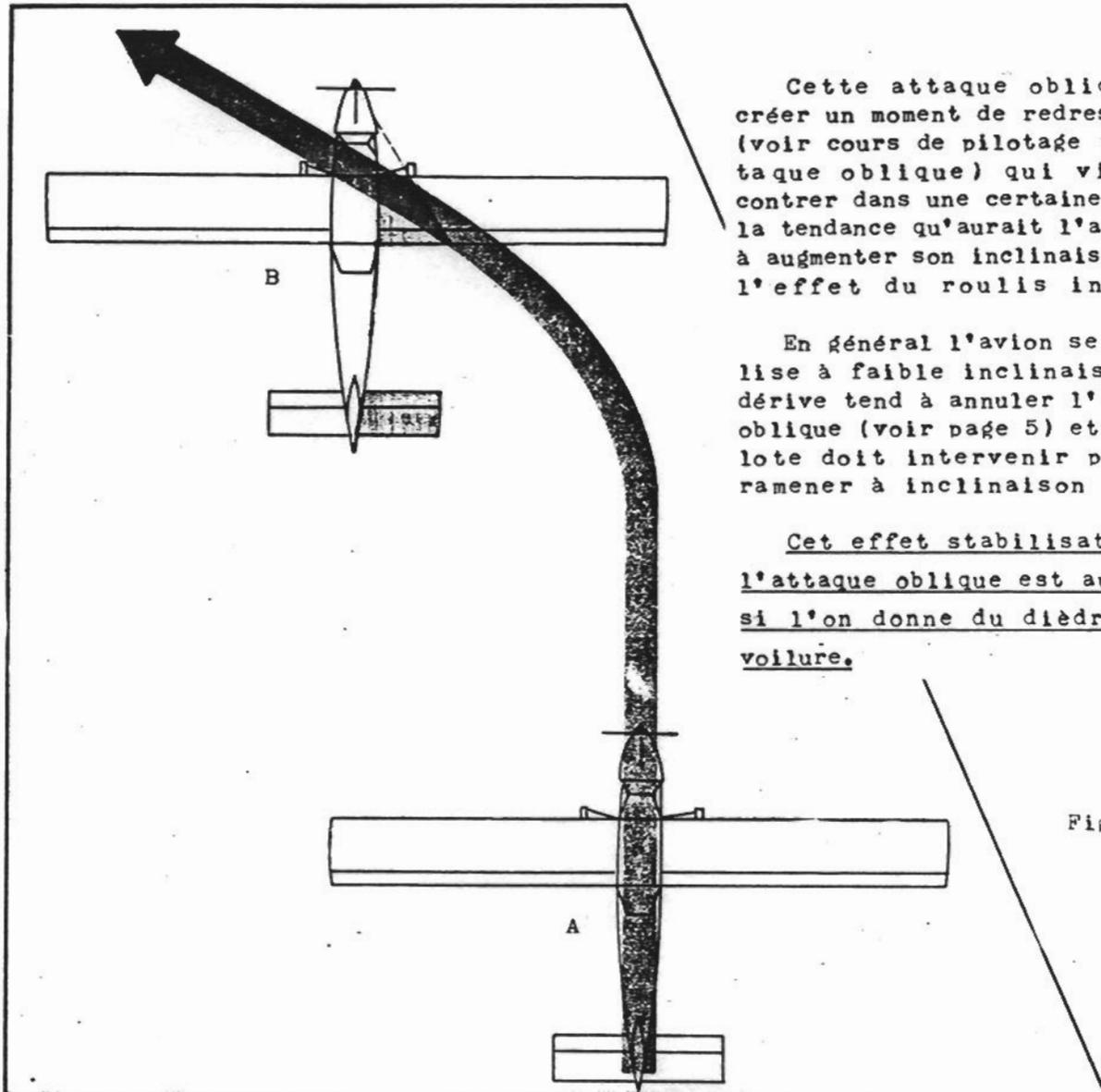
Comme l'avion est mobile autour de trois axes d'inertie, nous étudierons successivement la stabilité :

- autour de l'axe de roulis.
- autour de l'axe de lacet,
- autour de l'axe de tangage.

#### IV. LA STABILITE ROULIS.

Supposons que l'avion, sous l'effet d'une turbulence ait tendance à s'incliner (Fig 1, Position A). Comment va-t-on le ramener à inclinaison nulle ?

Sous l'effet de l'inclinaison l'avion va se mettre en virage (Position B), mais le pilote n'intervenant pas pour adapter la cadence, l'appareil évoluera en attaque oblique glissée (voir cours de pilotage : le virage).



Cette attaque oblique va créer un moment de redressement (voir cours de pilotage : l'attaque oblique) qui viendra contrer dans une certaine mesure la tendance qu'aurait l'appareil à augmenter son inclinaison sous l'effet du roulis induit.

En général l'avion se stabilise à faible inclinaison. La dérive tend à annuler l'attaque oblique (voir page 5) et le pilote doit intervenir pour le ramener à inclinaison nulle.

Cet effet stabilisateur de l'attaque oblique est augmenté si l'on donne du dièdre à la voilure.

Fig. 1

#### V. STABILITE LACET.

Supposons que l'appareil amorce un mouvement de rotation autour de l'axe de lacet. Comment va-t-on ramener et maintenir le plan de symétrie parallèle ou tangent à la trajectoire ?

##### A. POSITION D'EQUILIBRE.

Lorsque la direction du vent relatif est parallèle au plan de symétrie de l'avion, l'action de l'air va se traduire par une trainée parallèle à l'axe de symétrie et appliquée au centre de poussée P du fuselage. La direction de cette force passe par le centre de gravité CG, son moment par rapport à ce point est nul, elle n'a aucune tendance à faire tourner le fuselage (Fig.2).

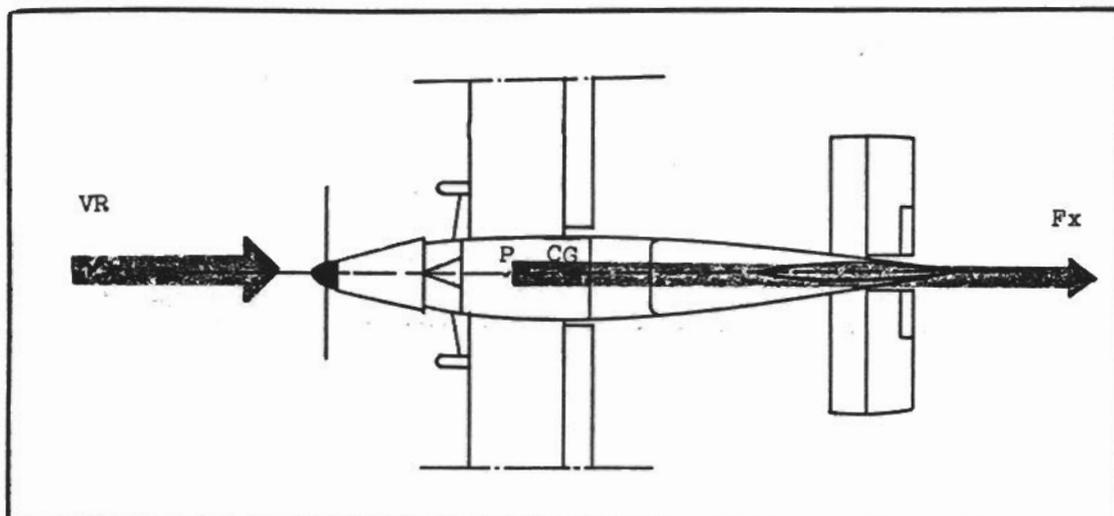


Fig. 2

### B. LE MOMENT PERTURBATEUR.

Lorsqu'à la suite d'une faible rotation autour de l'axe de lacet l'axe de symétrie fait un certain angle avec le vent relatif, le fuselage se comporte comme une aile et il est soumis à une résultante aérodynamique  $FR$  dont la direction ne passe plus par  $CG$ .

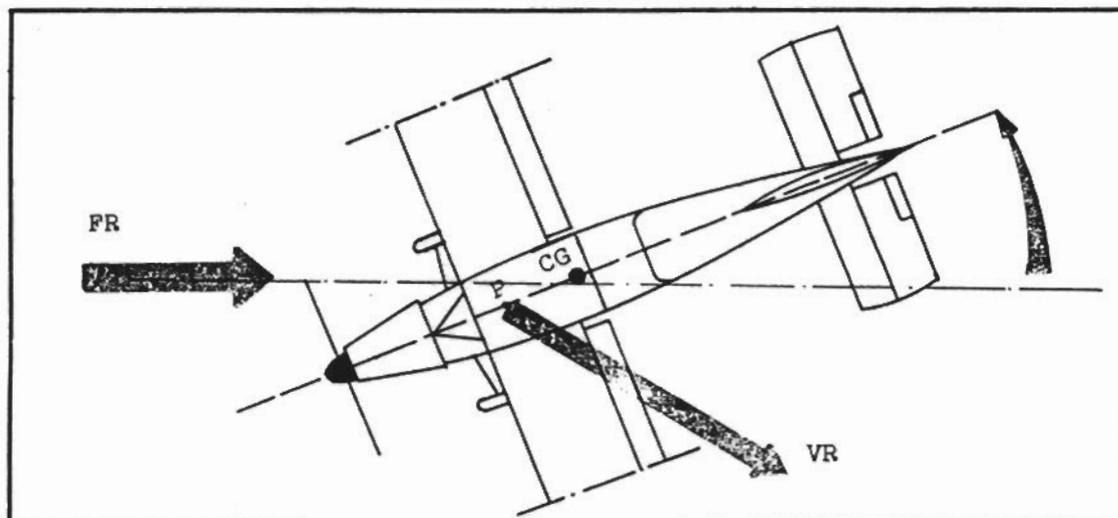


Fig. 3

Cette force  $FR$  va donc avoir par rapport à  $CG$  un certain moment ayant pour effet d'imprimer au fuselage un mouvement de rotation autour de son axe de lacet (passant par  $CG$ ).

Le centre de poussée étant généralement situé en avant de  $CG$ , cette rotation aura tendance à amplifier le mouvement de lacet initial.

### C - LE MOMENT DE RAPPEL.

Il faut ramener le fuselage à sa partie correcte, donc créer un moment de rappel.

Ce moment sera obtenu par une surface verticale : la dérive placée à l'extrémité arrière du fuselage. L'action du vent relatif sur cette dérive provoquera une résultante  $fr$  dont le moment par rapport à  $CG$  s'opposera au moment perturbateur de  $\overline{FR}$  (Fig.4).

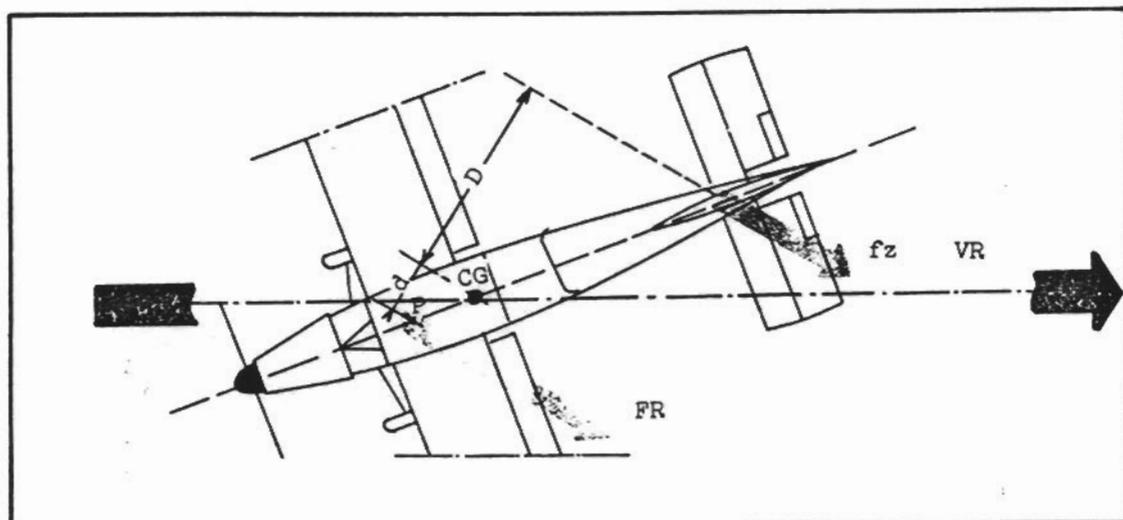


Fig. 4

La stabilisation sera réalisée si les deux moments vérifient la relation suivante :

$$M_{CG}^t FR < M_{CG}^t fr.$$

Soit en remplaçant les moments par leur valeur :

$$FR \cdot d < fr \cdot D$$

#### D - LA STABILISATION EN ATTAQUE OBLIQUE.

Dans certains cas de vol (glissade par exemple) on doit maintenir le fuselage en attaque oblique. Il faut à ce moment détruire partiellement  $fr$  de telle façon que le moment de rappel devienne égal au moment perturbateur. Le fuselage ne reviendra pas à sa position d'équilibre initiale, mais se maintiendra dans une nouvelle position d'équilibre correspondant à la configuration choisie par le pilote (Fig.5).

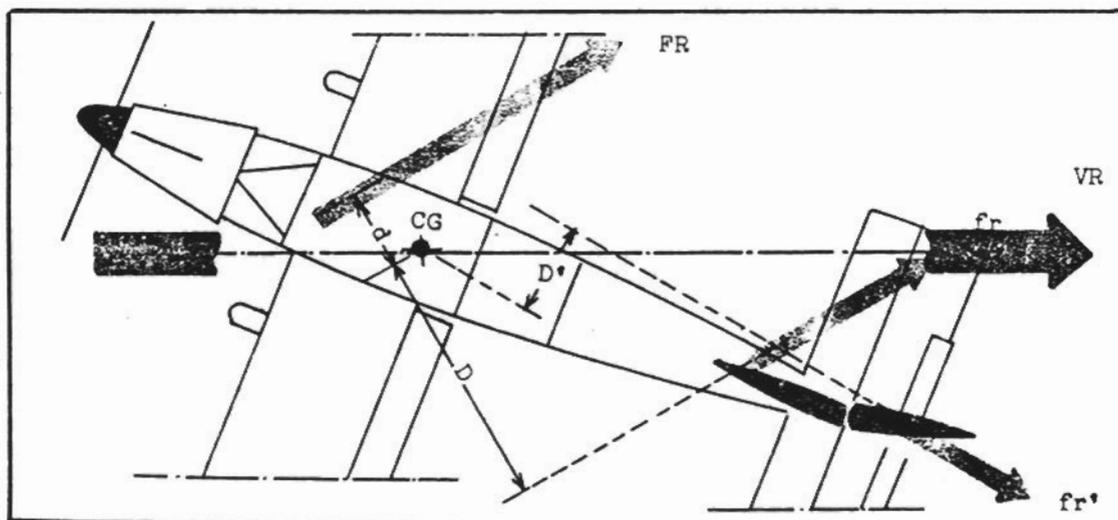


Fig. 5

Ce rôle est confié à la gouverne de direction que le pilote braquera de la quantité désirée.

La nouvelle position d'équilibre en attaque oblique sera celle pour laquelle la relation suivante :

$$FR \cdot d = fr \cdot D - fr' \cdot D'$$

sera vérifiée.

REMARQUE :

On peut également utiliser cette gouverne pour renforcer l'action de la dérive et rappeler plus énergiquement le fuselage en position initiale.

E - LIMITES DE CENTRAGE.

Un déplacement du centre de gravité vers l'avant renforce l'influence stabilisatrice du fuselage :

FR . d diminue

fr . D augmente

si CG recule, le phénomène inverse se produit :

FR . d augmente

fr . D diminue

puisque la longueur des bras de levier d et D varie.

Si CG dépasse une certaine position limite arrière, l'instabilité réapparaît.

CONCLUSION :

Un avion est stable en lacet à la condition que le centre de gravité ne soit pas en arrière d'une position limite, variant avec le type d'appareil.

VI. LA STABILITE TANGAGE.

A - LE MOMENT PERTURBATEUR.

Nous savons que la majorité des profils utilisés sur nos appareils sont instables. En effet, supposons que par l'effet d'une turbulence l'incidence vienne à augmenter (Fig.6) nous avons vu que le centre de poussée en se déplaçant vers l'avant va donner naissance à un moment cabreur qui viendra aggraver le phénomène (Cf. Cours d'Aérodynamique).

Pour stabiliser l'appareil il faut lui adapter un dispositif créant, lorsque l'incidence varie, un moment de rappel venant compenser l'influence perturbatrice.

Ce sera le rôle du plan fixe horizontal.

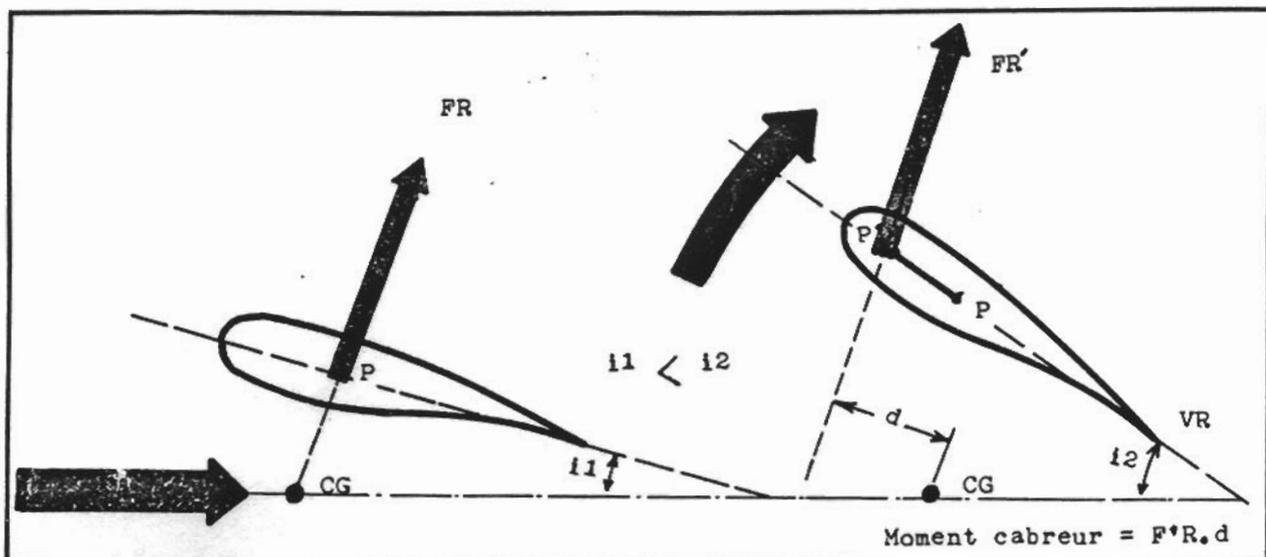


Fig. 6

**B - LE MOMENT DE RAPPEL.**

Lions à l'aile une surface appelée plan fixe horizontal dont l'incidence est nulle lorsque l'aile est à l'incidence I (Fig.7).

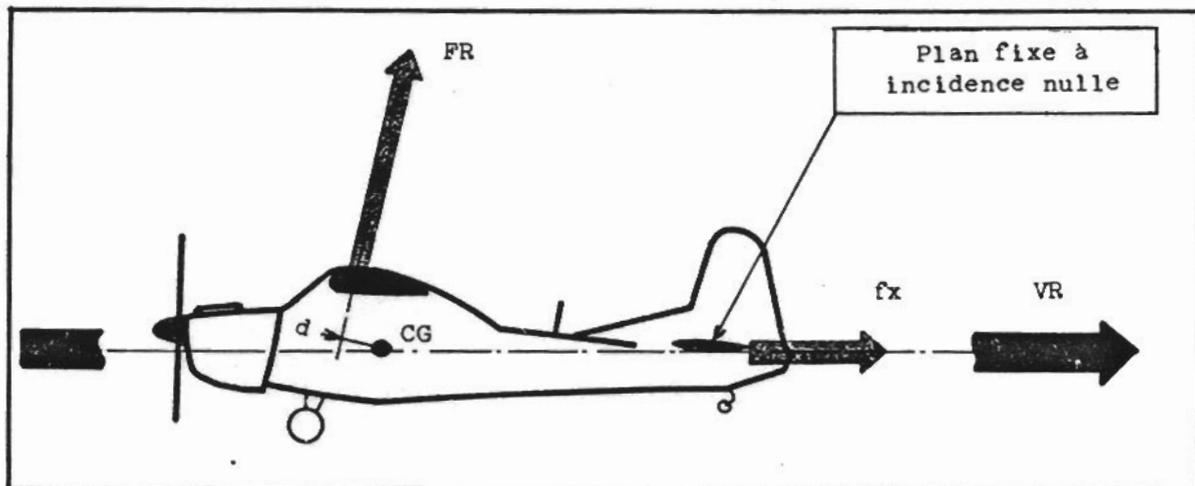


Fig. 7

L'action de l'air sur cette surface se réduit à une trainée Fx passant par CG. Cette trainée ne fait donc pas pivoter l'avion.

Si l'incidence de l'aile augmente de 3° par exemple, l'incidence du plan va passer de 0° à 3°, l'action de l'air créera alors sur le plan fixe une résultante aérodynamique fr dont la direction ne passera plus par CG (Fig.8).

Cette force fr aura donc par rapport à CG un moment dont l'expression sera:

$$M_{CG}^t fr = fr \cdot D$$

Ce moment aura tendance à faire pivoter l'appareil autour de l'axe de tangage jusqu'à l'incidence pour laquelle il y aura équilibre entre le moment piqueur et le moment cabreur. C'est à dire lorsque :

$$FR \cdot d = fr \cdot D$$

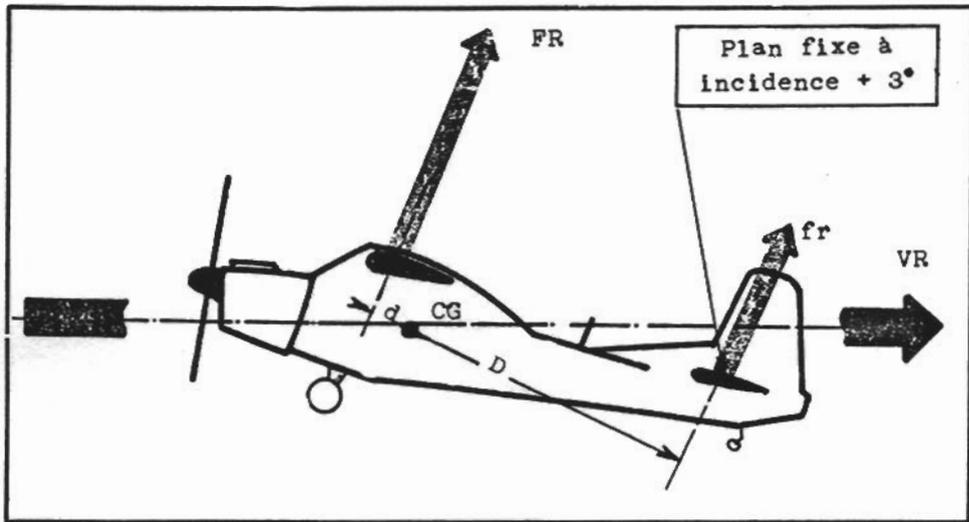


Fig. 8

### C - LA STABILITE DE CENTRAGE.

Ce système présente l'inconvénient de rappeler l'aile à une seule position d'équilibre, or il est nécessaire de pouvoir choisir en vol des incidences différentes (montée, descente, palier, atterrissage).

La gouverne de profondeur, en modifiant la valeur de la force de rappel, donc au moment stabilisateur, permettra au pilote de choisir l'incidence pour laquelle l'avion sera en équilibre.

Le principe est le même que pour la gouverne de lacet.

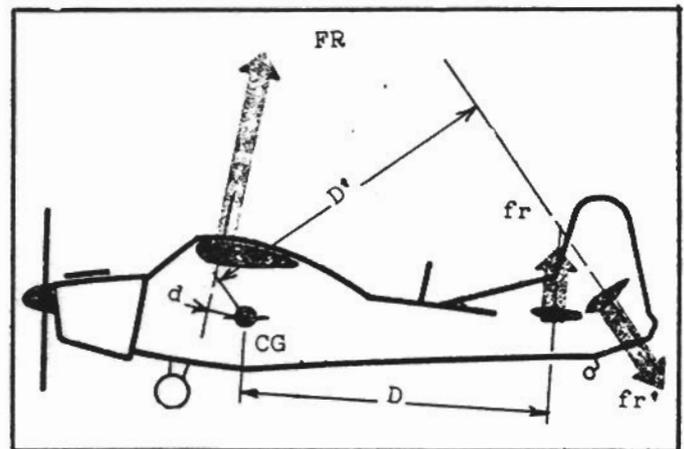


Fig. 9

Moments cabreurs:  $FR \cdot d$  et  $Fr' \cdot D'$       Moment piqueur :  $fr \cdot D$

Il est facile de voir qu'en dosant le braquage de cette gouverne, on peut obtenir que la somme des moments cabreurs soit égale à celle des moments piqueurs (Fig 9).

Ce résultat s'exprime par la relation :

$$FR \cdot d = fr \cdot D - fr' \cdot D'$$

### D - LIMITES DE CENTRAGE.

#### 1) Limites de centrage avant.

Si par suite d'un centrage défectueux le centre de gravité avance en  $CG'$ , la force  $FR$  va développer un moment piqueur (Fig. 10).

Si l'on veut conserver l'incidence initiale il faudra braquer la gouverne de profondeur de telle façon que la force  $fr'$  développe un moment cabreur suffisant pour équilibrer le moment piqueur de  $FR$ .

Le braquage de la gouverne étant limité, on voit qu'il existe pour la position du centre de gravité une limite avant, au-delà de laquelle il peut être impossible de dépasser une certaine incidence d'équilibre, et en particulier de poser l'avion 3 points.

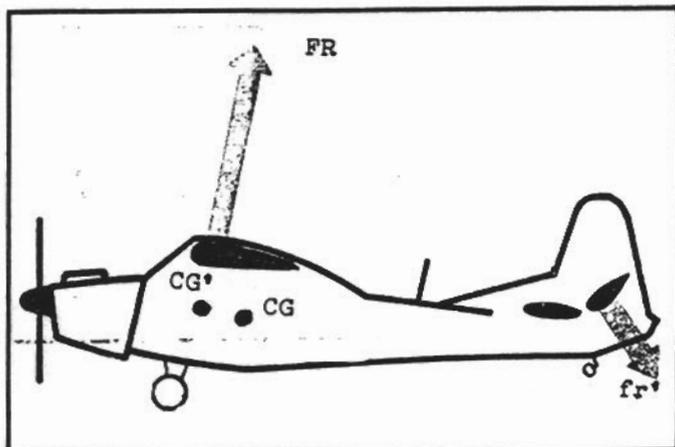


Fig. 10

La limite de centrage AV, est celle qui permet, gouverne de profondeur braquée à fond vers le haut, de poser l'avion 3 points.

REMARQUE :

Il est possible d'avoir un centrage avant plus large en modifiant le calage du plan fixe de profondeur. Là encore nous parvenons à une certaine limite puisque, comme toute surface importante, le plan fixe a une incidence de décrochage.

2) Limites de centrage arrière.

Si le centre de gravité se déplace vers l'arrière, la force  $FR$  va développer un moment cabreur. (Fig. 11).

Un raisonnement analogue à celui du paragraphe précédent nous montre que l'on peut contrer ce moment par le braquage de la gouverne de profondeur et une modification de calage du plan fixe horizontal.

On constate de la même façon l'existence d'une position limite arrière pour le centre de gravité.

Si cette position est dépassée il n'est plus possible de compenser le moment cabreur. L'appareil augmente son incidence jusqu'à l'incidence de décrochage et échappe au contrôle du pilote.

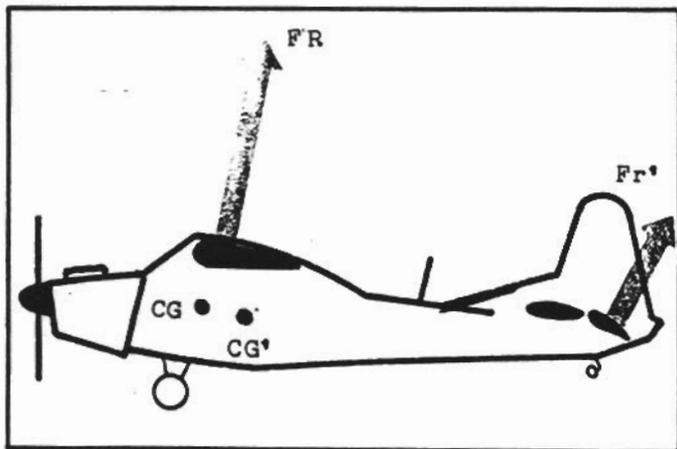


Fig. 11

## VII. CONSEQUENCES PRATIQUES DES LIMITES DE CENTRAGE.

Les appareils en service sont conçus pour devenir instables en tangage avant d'être instables en lacets.

Le pilote devra surveiller attentivement le centrage de son avion pour éviter d'en dépasser les limites fixées par le constructeur. Il devra se rappeler les résultats suivants :

- 1) Un centrage avant diminue la maniabilité de l'appareil, mais un centrage arrière est dangereux pour la sécurité.
- 2) Un avion surchargé et, de ce fait, tangent en puissance, peut présenter des problèmes au décollage mais s'il est correctement centré il sera pilotable en l'air. En revanche un appareil peu chargé mais mal centré peut facilement devenir dangereux.
- 3) Le constructeur a fixé pour chaque type d'avion la charge limite à emporter dans la soute à bagages. Cette considération a été dictée par des impératifs de centrage. Il convient de ne pas dépasser cette limite.
- 4) La consommation d'essence, le largage éventuel de charge, peuvent modifier le centrage d'un avion en cours de vol. Les réactions de l'appareil ne seront donc pas forcément identiques au décollage et à l'atterrissage
- 5) On reconnaît qu'un avion centré AR a plusieurs phénomènes qui sont :
  - a) Les déplacements du manche, de petite amplitude, provoquent de forts changements d'assiette, particulièrement dans le domaine des basses vitesses,
  - b) Les efforts au manche pour amener l'avion au décrochage, augmentent très peu au fur et à mesure que la vitesse diminue. Ils peuvent même dans certains cas, rester constants.
  - c) Les "efforts en g" (efforts en fonction du facteur de charge) diminuent.

On peut donc appliquer des charges considérables à la cellule, sans réaction sensible au manche.

