

Précis d'Aérodynamique et de Mécanique du Vol



PAGE LAISSEE
INTENTIONNELLEMENT
BLANCHE

01 - PHENOMENES PHYSIQUES	01-01-P1
1 – NOTIONS ELEMENTAIRES	01-01-P 1
1.1 La masse d'un corps.....	01-01-P 1
1.2 Le mouvement d'un corps.....	01-01-P 1
1.3 Notion de stabilité et d'instabilité.....	01-01-P 1
2 – L'AVION ET SON MILIEU	01-02-P 1
2.1 L'air.....	01-02-P 1
2.2 La résistance de l'air	01-02-P 1
3 – L'ORIGINE DE LA SUSTENTATION.....	01-03-P 1
3.1 L'écoulement d'un fluide incompressible (air à faible vitesse).....	01-03-P 1
L'origine de la portance	01-03-P 1
3.3 Décomposition de la portance.....	01-03-P 2
3.4 Le centre de poussée (CDP).....	01-03-P 3
3.5 Le foyer : foyer voiture et foyer avion.....	01-03-P 3
02 - LES EFFETS MOTEUR.....	02-01-P 1
1 – PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DE L'HELICE	02-01-P 1
1.1 Définition	02-01-P 1
1.2 Rendement de l'hélice	02-01-P 1
1.3 Fonctionnement de l'hélice.....	02-01-P 2
2 – LES EFFETS MOTEUR	02-02-P 1
2.1 Le couple à cabrer / piquer	02-02-P 1
2.2 Le souffle hélicoïdal	02-02-P 1
2.3 Le couple de renversement.....	02-02-P 2
2.4 Le couple gyroscopique	02-02-P 3
2.5 La traction dissymétrique de l'hélice.....	02-02-P 3
03 - LE PILOTAGE LATERAL	03-01-P 1
1 – L'EFFET DIEDRE.....	03-01-P 1
1.1 Définition	03-01-P 1
1.2 Principe de l'effet dièdre	03-01-P 1
2 – LA STABILITE DE ROUTE.....	03-01-P 1
3 – LA STABILITE SPIRALE	03-01-P 1
3.1 Définition	03-01-P 1
3.2 Principe de la stabilité spirale.....	03-01-P 1
04 - LE PILOTAGE LONGITUDINAL	04-01-P 1
1 – GENERALITES	04-01-P 1
2 – CONDITIONS D'EQUILIBRE LONGITUDINAL	04-02-P 1
2.1 Forces de gravité et forces de portance	04-02-P 1
2.2 Conditions de stabilité longitudinale	04-02-P 2
05 - LES VOLS EN PALIER, MONTEE, DESCENTE	05-01-P 1
1 – GENERALITES	05-01-P 1
1.1 Représentation des courbes de puissance.....	05-01-P 1
1.2 Les changements de trajectoire.....	05-01-P 2

2 – CONDUITE D'UNE PENTE EN DESCENTE	05-02-P 1
3 – LES TRAJECTOIRES USUELLES	05-03-P 1
3.1 <i>Le vol en palier</i>	05-03-P 1
3.2 <i>Le vol en descente</i>	05-03-P 1
3.3 <i>Cas du vol plané</i>	05-03-P 2
3.4 <i>Le vol en montée</i>	05-03-P 2
4 – CARACTERISTIQUES DES DIFFERENTES TRAJECTOIRES	05-04-P 1
4.1 <i>Le vol en palier</i>	05-04-P 1
4.2 <i>Le vol en descente</i>	05-04-P 1
4.3 <i>Le vol en montée</i>	05-04-P 2
06 - LES VIRAGES	06-01-P 1
1 – GENERALITES	06-01-P 1
1.1 <i>Définition</i>	06-01-P 1
1.2 <i>Mécanique du virage</i>	06-01-P 1
2 – LE FACTEUR DE CHARGE	06-02-P 1
2.1 <i>Principe</i>	06-02-P 1
2.2 <i>La vitesse de décrochage en virage</i>	06-02-P 2
2.3 <i>Cas du virage en montée</i>	06-02-P 2
3 – LES EFFETS SECONDAIRES	06-03-P 1
3.1 <i>Le lacet inverse</i>	06-03-P 1
3.2 <i>Le roulis induit</i>	06-03-P 1
4 – CARACTERISTIQUES DES VIRAGES EN PALIER	06-04-P 1
4.1 <i>Les virages à puissance constante</i>	06-04-P 1
4.2 <i>Les virages à vitesse constante</i>	06-04-P 1
4.3 <i>Rappel : le couple gyroscopique</i>	06-04-P 1
07 - LE VOL LENT ET LE DECROCHAGE	07-01-P 1
1 – LA PLAGE DE VOL LENT	07-01-P 1
1.1 <i>Définition</i>	07-01-P 1
1.2 <i>conséquences sur le pilotage</i>	07-01-P 2
2 – LES CARACTERISTIQUES DU VOL LENT	07-02-P 1
2.1 <i>Exploration du vol lent</i>	07-02-P 1
2.2 <i>Sortie du vol lent</i>	07-02-P 3
3 – LE DECROCHAGE	07-03-P 1
3.1 <i>Généralités</i>	07-03-P 1
3.2 <i>Incidence et portance</i>	07-03-P 1
3.3 <i>Les dispositifs hypersustentateurs</i>	07-03-P 3
3.4 <i>Exploration du décrochage</i>	07-03-P 4
08 - LE DOMAINE DE VOL	08-01-P 1
1 – LIMITATIONS STRUCTURALES	08-01-P 1
1.1 <i>Les facteurs de charge limites</i>	08-01-P 1
a) <i>La VNE</i>	08-01-P 1
b) <i>La VNO</i>	08-01-P 2
c) <i>La vitesse de manœuvre</i>	08-01-P 2
2 – LA VITESSE DE DECROCHAGE	08-02-P 1

PHENOMENES PHYSIQUES

1 – Notions élémentaires, généralités

1.1 La masse d'un corps

Un corps qui chute voit sa vitesse augmenter selon une certaine accélération, due à l'attraction terrestre.

Le produit de sa masse « m » par l'accélération de la pesanteur « g » représente cette force en newtons qui s'exprime par: $P = m.g$.

A nos latitudes moyennes $g = 9,81 \text{ m / s}^2$

1.2 Le mouvement d'un corps

Lorsque un objet se déplace on dit qu'il y a **mouvement**. Un mouvement se caractérise à un instant donné par:

1. Une vitesse.
2. Une direction de déplacement.

Si le mouvement ne varie ni en vitesse ni en direction, on dit que l'objet est en **équilibre**.

Si la vitesse, la direction ou les 2 varient, il y a **déséquilibre**.

Le maintien d'un mouvement est un équilibre

Une mise en mouvement est un déséquilibre

L'arrêt d'un mouvement est un déséquilibre

Un changement de trajectoire est un déséquilibre

1.3 Notion de stabilité et d'instabilité

Un objet est en équilibre lorsque toutes les forces qui lui sont appliquées s'équilibrent entre elles. On dit alors que leur résultante est nulle (Fig. 1). Inversement lorsque ces forces ne s'équilibrent pas, leur résultante n'est pas nulle, il y a déséquilibre.

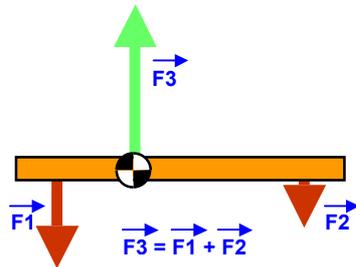


Fig. 1

Pour un avion on parlera d'équilibre et de déséquilibre mais aussi de **stabilité et d'instabilité**. L'avion est stable lorsque écarté de son équilibre il y revient de lui-même

2 – L'avion et son milieu

2.1 L'air

L'air, milieu dans lequel évolue l'avion possède les propriétés physiques suivantes :

- expansibilité.
- compressibilité.
- élasticité.
- Pesanteur (1.225 g/litre au niveau de la mer.)
- Viscosité

L'air expansible et pesant exerce une **pression** perpendiculaire à toutes les surfaces avec lesquelles il est en contact. C'est un fluide et comme tel son mouvement est appelé **écoulement**.

Cet écoulement peut être laminaire ou turbulent (Fig.2).

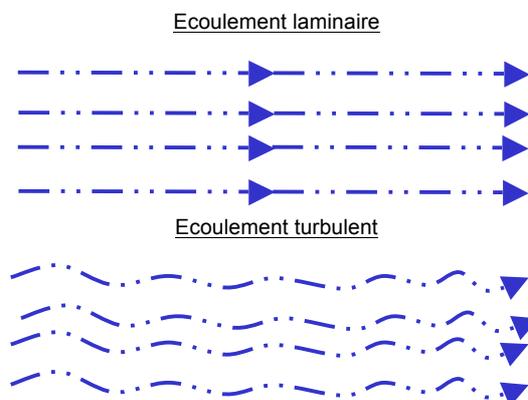


Fig. 2

2.2 La résistance de l'air

Tout objet en mouvement dans l'air est soumis de la part de celui-ci à une **résistance** qui tend à s'opposer à ce mouvement.

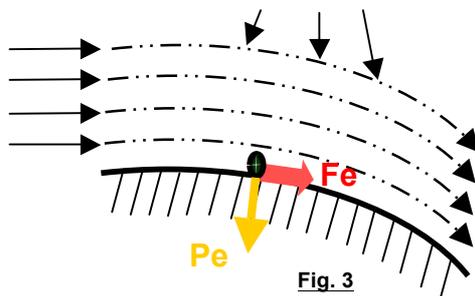


Fig. 3

Cette résistance a son origine dans les propriétés d'inertie, de viscosité et de compressibilité mais dépend aussi de la **forme** et de l'état de cet objet.

Cette action se traduit par 2 forces: (Fig. 3).

une **force élémentaire de pression (Pe)**.

une **force élémentaire de frottement (Fe)**.

Les **forces de pression** dépendent de la forme de l'objet et de la disposition

que celui-ci occupe par rapport à la direction de la **vitesse relative**.

Si l'on place une plaque perpendiculairement à un écoulement d'air, initialement laminaire, cet écoulement est perturbé, la résistance à l'écoulement est de 100% (Fig. 4).

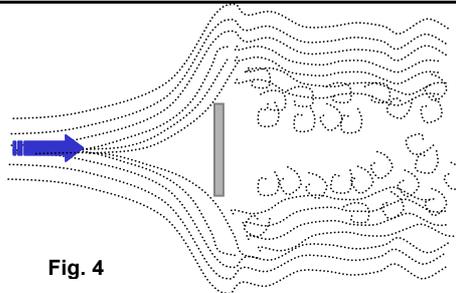


Fig. 4

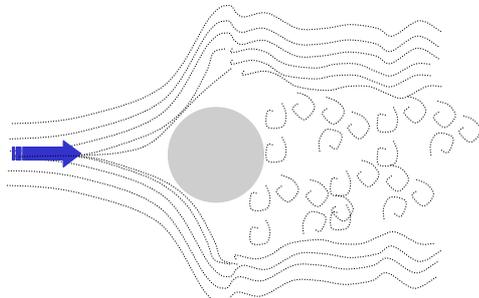


Fig. 5

alors qu'à l'arrière il devient turbulent.(Fig .5)

Supposons le cylindre animé d'un mouvement rotatif dans le même sens que la direction du vent relatif. Grâce à la rotation du cylindre l'air s'accélère au-dessus, diminuant la pression, ce qui crée une force vers le haut : la portance. (Fig.6) C'est la balle *liftée* du joueur de tennis.

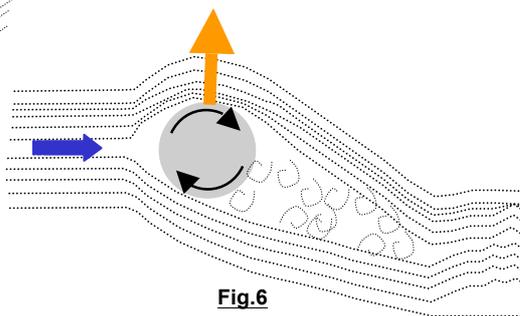


Fig.6

La propriété que possède un cylindre en rotation de produire de la portance s'appelle « l'effet Magnus » du nom d'un physicien (1802 – 1870). Un profil d'aile avec courbure tel que nous le connaissons (Fig.7) va reproduire l'effet Magnus de façon beaucoup plus efficace. En effet, comme nous le verrons plus loin, il sera possible de modifier l'angle compris entre la direction du vent relatif et ce profil afin de faire varier la portance.

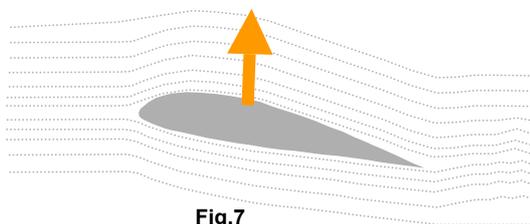


Fig.7

3 – L'origine de la sustentation

3.1 L'écoulement d'un fluide incompressible (air à faible vitesse)

Lorsque on diminue une section offerte à l'écoulement d'un fluide, la vitesse de ce fluide augmente au niveau de l'étranglement selon la Loi de Venturi. (Fig. 7)

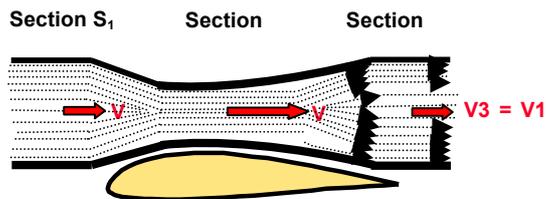


Fig.7

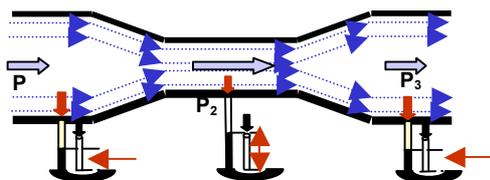


Fig. 8

Cette augmentation de vitesse s'accompagne d'une diminution de pression et inversement. (Fig. 8)

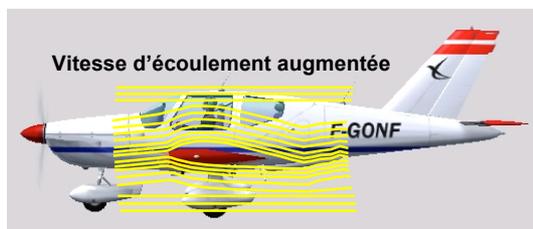


Fig. 9

Autour d'un profil d'aile, un volume d'air important est perturbé. Les filets d'air sont d'autant plus déformés qu'ils sont voisins de la surface de l'aile; ils sont plus perturbés sur l'extrados ou ils s'accélèrent grâce à la forme du profil, (Fig.9).

3.2 L'origine de la portance

75% de la portance est assurée par la dépression liée à l'extrados de l'aile, alors que la surpression liée à l'intrados y participe à hauteur de 25%.

La pression atmosphérique s'exerce de façon uniforme en chaque point d'un objet. En raison d'une circulation d'air autour d'un objet profilé (Fig. 10), une surpression apparaît sur l'intrados alors qu'une dépression relative est générée sur l'extrados.



Fig. 10

Ces deux forces engendrent une force portante sur l'aile appelée résultante aérodynamique dont le point d'application est le centre de poussée (CDP).(Fig. 11)

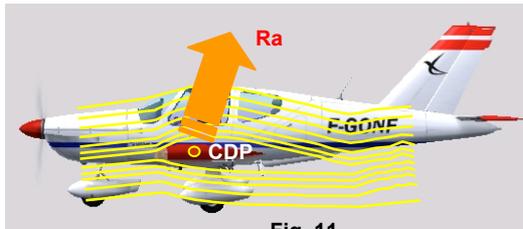


Fig. 11

3.3 Décomposition de la portance



L'écoulement de l'air autour de l'aile n'est pas symétrique. De par la forme même du profil, il y a une différence de vitesse entre l'intrados et l'extrados (Fig. 12). Ce phénomène, dont la description complète fait intervenir la notion de tourbillon de Prandtl, est générateur de la résultante Ra.

Ce tourbillon a deux conséquences majeures : la traînée induite qui va s'opposer à l'avancement de l'avion et la turbulence de sillage peu importante sur les avions légers, mais considérable dans le cas d'avions lourds.

La résultante aérodynamique Ra se décompose en deux forces (Fig. 13) :

- Une force à effet porteur aspirant l'avion vers le haut. C'est la Portance Za
- Une force qui tend à s'opposer au déplacement de l'avion. C'est la Traînée Xa.

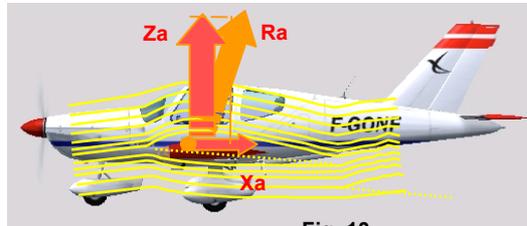


Fig. 13

Lorsque les filets d'intrados et

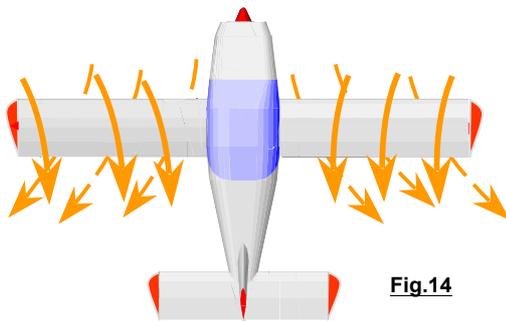


Fig.14

d'extrados se rencontrent le long du bord de fuite, ils s'enroulent les uns sur les autres, il y a formation d'une nappe de tourbillons qui se joignent aux tourbillons marginaux à une certaine distance en arrière de l'aile. (Fig. 14)

Il est à noter que l'angle de déviation augmente régulièrement du centre à l'extrémité de l'aile.

On peut limiter cette traînée induite en augmentant l'allongement de l'aile (rapport envergure / profondeur de corde moyenne).

3.4 Le centre de poussée (CDP)

S'il est parfaitement convenu que, d'un point de vue mécanique, tout se passe comme si l'ensemble des forces massiques s'appliquait en un point appelé centre de gravité (CG) (voir le chapitre « L'équilibre Longitudinal »), une confusion apparaît lorsque sont abordés les termes **centre de poussée, foyer voilure, foyer avion**.

Ce paragraphe a pour ambition de lever toute ambiguïté en définissant précisément chaque notion.

Sous l'effet combiné de l'incidence (α) et de la vitesse (vent relatif V_R) naît une portance Z_a s'appliquant en un point de l'aile appelé **centre de poussée CDP** (Fig. 15)

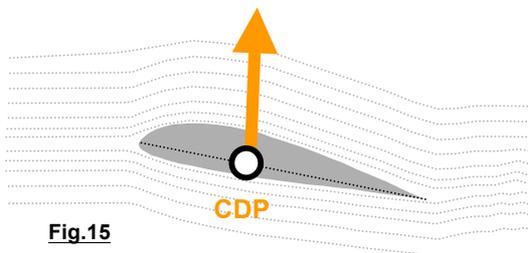
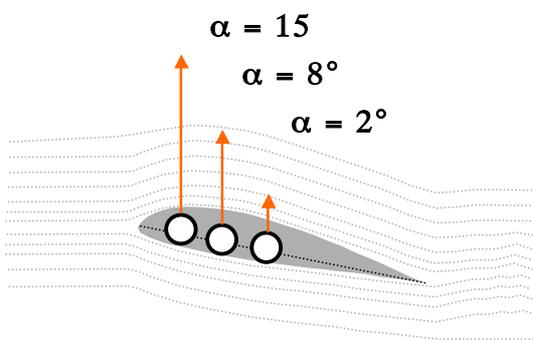


Fig.15

Dans le cas d'un profil dissymétrique, ce CDP n'a pas de position fixe



lorsque l'incidence varie. En effet, ce point se déplace vers l'avant lorsque l'incidence augmente et inversement (Fig. 16).

Aux incidences voisines de l'incidence de portance nulle, le CDP se trouve très en arrière de l'aile (exemple $\alpha = 2^\circ$).

Aux fortes incidences (exemple $\alpha = 15^\circ$), il se retrouve en position extrême avant pour reculer brusquement lorsque l'incidence

dépasse l'incidence de décrochage.

Modéliser ainsi la portance n'est pas très commode pour étudier l'équilibre longitudinal de l'avion. C'est pourquoi on a cherché à faire intervenir un point particulier, fixe permettant de rendre compte des variations de portance dues aux variations d'incidence.

3.5 Le foyer : foyer voilure et foyer avion

Aux incidences usuelles et pour l'aile seule il existe un point fixe appelé **foyer voilure**. En effet, on peut considérer de deux manières différentes une augmentation d'incidence (une rafale verticale par exemple) sur le moment de tangage de l'avion. On peut considérer que :

- Soit la portance varie et son point d'application (CDP) se déplace, phénomène évoqué précédemment sur un profil dyssimétrique (Fig.16).

- Soit la variation de portance s'applique au foyer voilure (point d'application pour la voilure seule des variations de portance dues aux variations d'incidence), de position fixe et situé au voisinage du quart de la corde en arrière du bord d'attaque d'un profil dissymétrique. (Fig.17). Cette notion de **foyer** concerne également empennage horizontal, ce dernier permettant d'assurer l'équilibre en tangage autour du CDG.

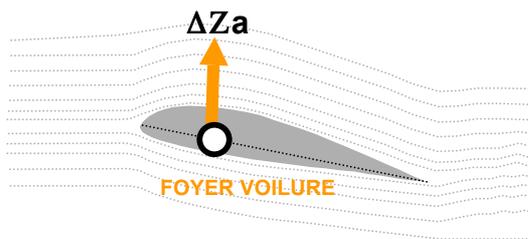


Fig.17



Fig.18

Le foyer avion est alors situé en arrière du foyer voilure et on verra plus loin que le CDG doit être situé devant le foyer avion pour que la stabilité de l'équilibre longitudinal soit assurée. Tout se passe alors comme si la portance s'appliquait (identiquement au poids) au CDG, **ce foyer avion étant alors le point d'application, pour l'avion entier, des variations de portance dues aux variations d'incidence.**(Fig.18)

Le bras de levier situé entre le foyer avion et le CDG s'appelle la **marge statique** dont dépendra la qualité du pilotage longitudinal (Fig.19) – (Voir le chapitre « Le Pilotage Longitudinal »).

Cette marge statique va générer le moment de rappel des forces aérodynamiques par rapport à G (CDG) vers la position d'équilibre.



Fig.19

Classiquement, la Portance est égale à :

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

En un lieu donné, dans une **configuration donnée**, le pilote ne pourra modifier cette force aérodynamique que par l'intermédiaire de deux éléments :

- Le C_z qui dépend de l'incidence
- La vitesse

Ces deux éléments représentent la portance totale « pilotable » (Fig.20).

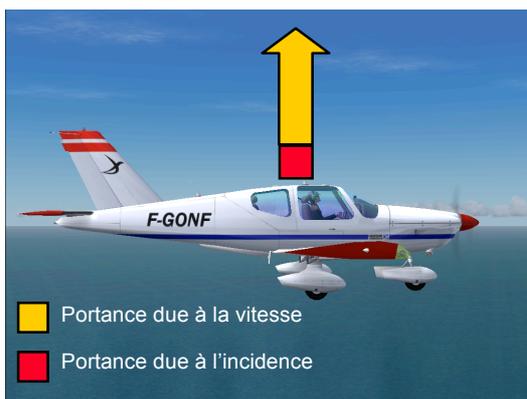


Fig.20

Afin de conserver une portance totale constante **dans une configuration donnée**, la diminution d'un des éléments constitutifs (ou l'augmentation) doit être compensée par l'autre comme figuré (Fig.21).

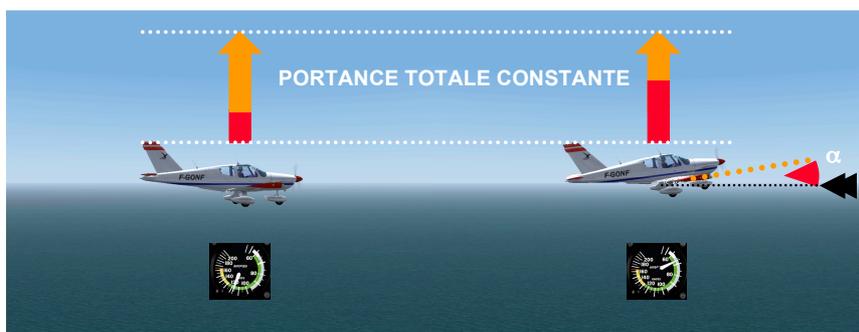


Fig.21

LES EFFETS MOTEUR

Le moteur et l'hélice, qui ont pour vocation de fournir la traction nécessaire au vol, provoquent des effets secondaires qui ont une influence sur l'assiette, l'inclinaison, la symétrie du vol.

1 – Principe de fonctionnement de l'hélice

1.1 Définition

Le principe de fonctionnement de l'hélice est identique à celui d'une aile. Le vent relatif généré par le déplacement de l'avion et la rotation de l'hélice créent sur chaque pale une force aérodynamique se décomposant en traction et en traînée.

1.2 Rendement de l'hélice

Le rendement de l'hélice représente environ 85% de la puissance délivrée par le moteur

Le rendement est également fonction de la vitesse de déplacement de l'avion. Le meilleur rendement est obtenu en M pour une vitesse avion donnée (Fig 1).

- En A ce sont surtout des tourbillons qui sont générés.
- En B, les bouts des pales « travaillent » en transsonique et voient leur portance fortement diminuée.
- En M, le rendement maximum correspond à une seule vitesse V de l'avion.

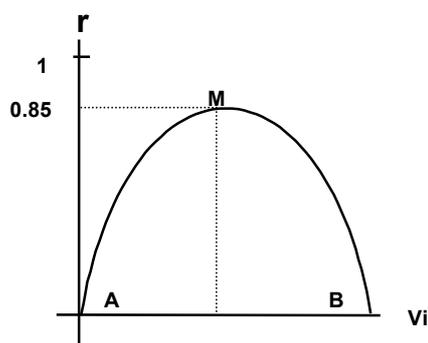


Fig. 1

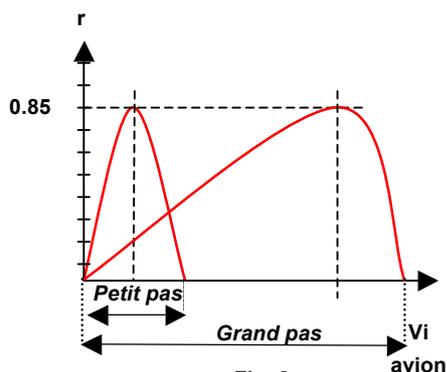


Fig. 2

D'où l'intérêt d'une hélice à calage variable qui permet d'obtenir un rendement optimum pour une large plage de vitesses. (Fig. 2)

1.3 Fonctionnement de l'hélice

Le fonctionnement d'une hélice est parfaitement identique à celui d'une aile d'avion. Chaque pale représente un profil d'aile dont la corde fait un angle avec le plan de rotation appelé angle de calage (Θ). (Fig. 3)

Lorsque l'hélice est en mouvement, les sections de pales les plus éloignées du moyeu parcourent plus de chemin que celles qui lui sont proche à cause d'une vitesse de rotation plus élevée. Or, pour un rendement optimum à une vitesse donnée, il faut que la pale admette un certain angle d'incidence pour générer une traction identique sur toute sa longueur.

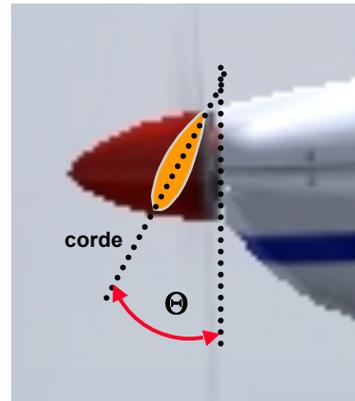


Fig. 3

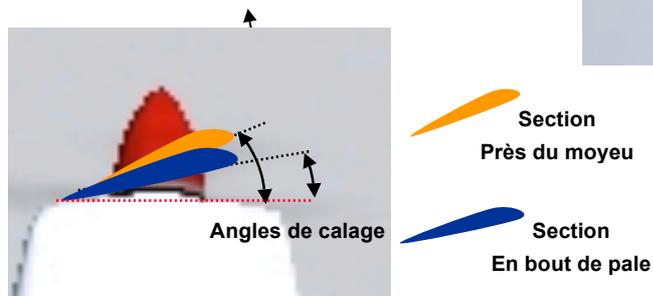


Fig. 3 bis

La pale d'hélice sera vrillée selon un angle de calage modifié de façon à obtenir un angle d'incidence constant pour chaque section. (Fig. 3 bis)

Par l'action combinée du vent relatif et de la vitesse de rotation de l'hélice apparaît sur chaque pale une résultante aérodynamique qui se décompose (Fig. 4) :

- En portance ou traction, parallèle à l'axe de rotation de l'hélice générée par la dépression liée à la courbure du profil
- En traînée, perpendiculaire à l'axe de rotation
- L'angle de calage sera choisi en fonction des performances souhaitées (décollage ou croisière par exemple)
- La variation du pas d'hélice s'effectue automatiquement sur les hélices à vitesse constante.

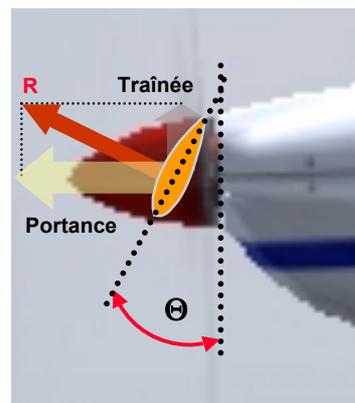


Fig. 4

2 – Les effets moteur

2.1 Le couple à cabrer / piquer

Lorsque un avion est en équilibre, on peut observer que l'axe des forces de portance, en ne considérant que la voilure, n'est pas confondu avec l'axe des forces de gravité.

L'équilibre n'est possible que parce qu'il existe une 3^{ème} force induite par la déportance Z_{ae} de la profondeur (Fig. 5), le plan fixe ayant un angle de calage négatif.



Fig. 5

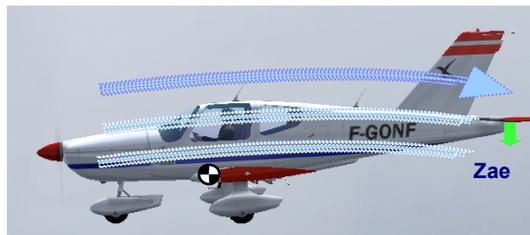


Fig. 6

Le flux d'air qui crée une dépression sous la profondeur et une surpression au-dessus est l'addition des vents relatifs avion et hélice. (Fig. 6)

Si, à vitesse constante, la puissance moteur augmente, la vitesse du flux d'air augmente, donc Z_{ae} augmente : apparition d'un couple à cabrer.

Le phénomène s'inverse en cas de réduction de puissance.

2.2 Le souffle hélicoïdal

Lorsque l'hélice, qui tourne vers la droite, rencontre une molécule d'air M , la pale montante soumet cette dernière à deux forces : (Fig. 7)

- Une force dans le sens de la rotation, vers la droite
- Une force en sens inverse du déplacement de l'avion, vers l'arrière
- R est la résultante de ces deux forces qui vient frapper la dérive, il s'en suit une rotation autour de l'axe de lacet

La résultante sera d'autant plus importante que la vitesse de l'avion est faible, et la puissance élevée (Fig. 7).

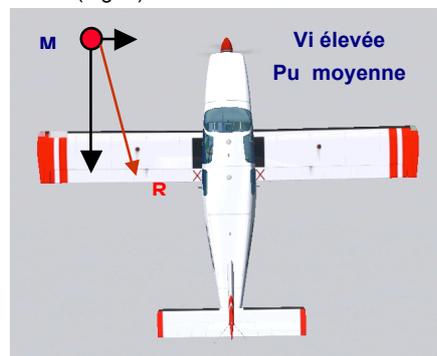


Fig. 7

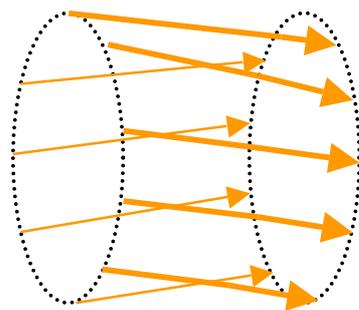


Fig. 8

L'écoulement de l'air autour du fuselage va s'organiser en spirale (Fig. 8). La résultante serait nulle si l'avion était équipé d'une dérive inférieure opposée et égale à celle du haut.

Pour contrer cet effet, le constructeur fait appel à deux artifices de construction :

soit il fait pivoter légèrement la dérive par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

Soit il décale légèrement l'axe du moteur à droite (Fig. 9).

Ces artifices permettent d'annuler les effets du souffle hélicoïdal en régime de croisière.

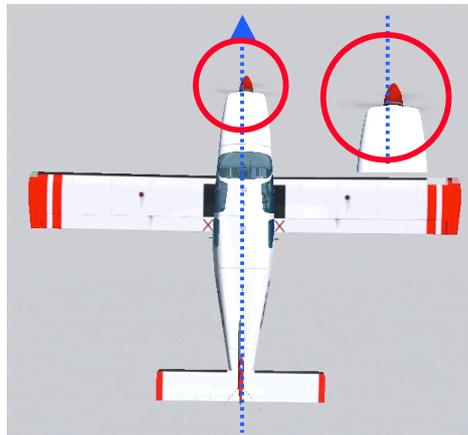


Fig. 9

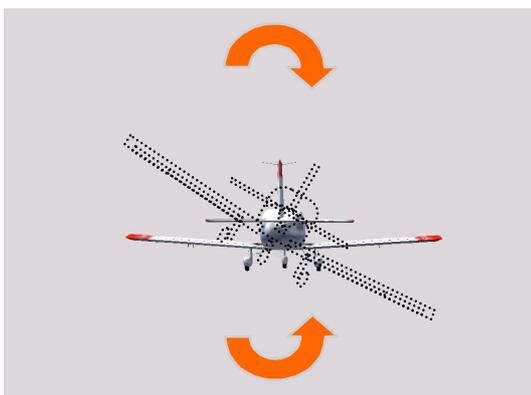


Fig. 10

2.3 Le couple de renversement

Le couple de réaction opposé au couple moteur tend à créer une rotation de la cellule autour de l'axe moteur en sens inverse de la rotation hélice. (Fig. 10)

Le constructeur y remédie par un calage différentiel des compensateurs d'ailerons pour la vitesse de croisière.

2.4 Le couple gyroscopique

L'hélice peut se comparer à un gyroscope lancé dans l'espace dont les effets parasites sont facilement identifiables grâce à une simple roue de bicyclette montée sur un axe.

Le couple gyroscopique tend à créer une réaction à 90° d'une rotation en tangage ou en lacet dans le sens de la rotation de l'hélice. -vu de la place pilote- (fig. 11).

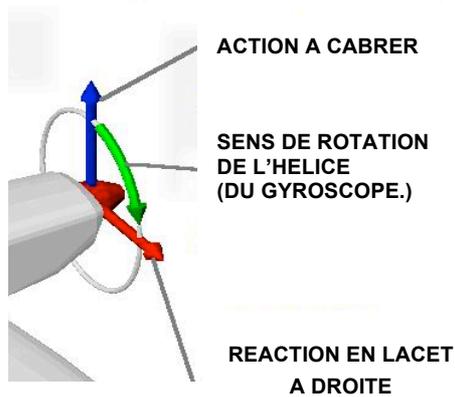


Fig. 11

- Action à cabrer ----- réaction en lacet à droite
- Action à piquer ----- réaction en lacet à gauche
- **Rotation en roulis à droite ----- réaction à piquer**
- **Rotation en roulis à gauche ----- réaction à cabrer**



Les effets induits par les couples gyroscopiques seront sensibles lors des phases de décollage et d'atterrissage (pendant les rotations) et au cours des entrées / sorties de virages.

2.5 La traction dissymétrique de l'hélice

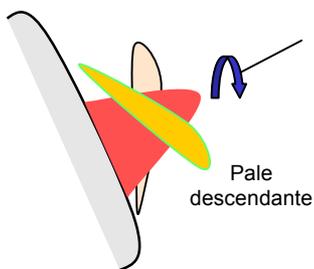


Fig.12

La dissymétrie de la traction de l'hélice est directement proportionnelle à l'incidence de l'avion. En effet, la pale descendante a un angle d'incidence supérieur à la pale montante (Fig. 12) et donc une traction plus importante.

La conséquence de ce phénomène est l'apparition d'un moment en lacet à gauche pour une hélice tournant dans le sens horaire. (Fig. 13).

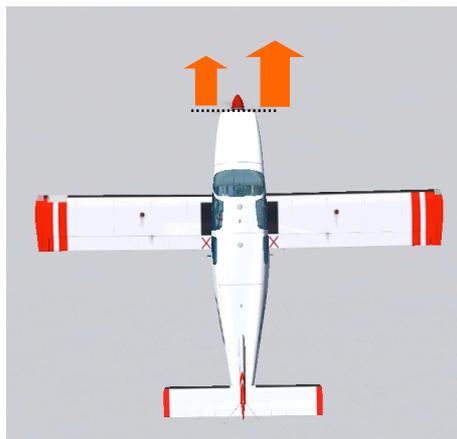


Fig. 13

PAGE LAISSEE
INTENTIONNELLEMENT
BLANCHE

LE PILOTAGE LATERAL

1 – L'effet dièdre

1.1 Définition

Le dièdre est l'angle compris entre le plan d'une demi-aile et le plan moyen des ailes (Fig. 1).



Fig. 1



Fig. 2

Soit un avion (Fig. 2) soumis à un dérapage vers la droite, il reçoit un courant d'air de la droite vers la gauche se distribuant de la manière décrite sur la figure ci-contre :

On remarque que le courant d'air est orienté *sur l'aile gauche* alors qu'il est orienté *sous l'aile droite*.

1.2 Principe de l'effet dièdre

Dans le cas évoqué précédemment, l'incidence de la demi-aile droite augmente alors que l'incidence de la demi-aile gauche diminue (Fig. 3)

L'avion s'inclinant à gauche, on peut en conclure que le moment en roulis dû au dérapage, ou effet dièdre, est le phénomène aérodynamique qui tend à résorber le dérapage, indépendamment d'une action pilote, par un virage.

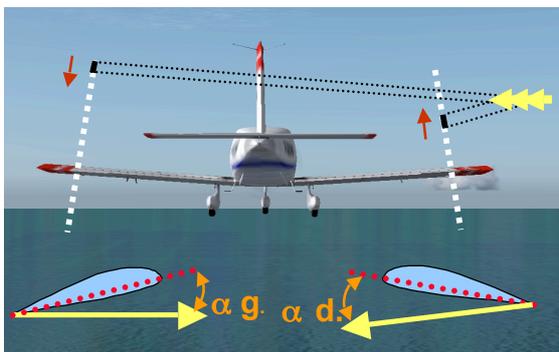


Fig. 3

2 – La stabilité de route

En l'absence de dérapage, la répartition des pressions est symétrique sur la surface de l'avion.

Le rôle du plan vertical sera de créer un moment de rappel qui résorbera tout dérapage par effet « girouette » grâce à l'action du vent relatif (Fig.4).

La stabilité de route est importante lorsque :

- Le centrage est avant
- La dérive est grandement dimensionnée
- La dérive est construite loin en arrière.

La stabilité de route diminue lorsque :

- La vitesse est faible donc l'incidence élevée
- L'écoulement de l'air est perturbé
- La dérive est masquée.

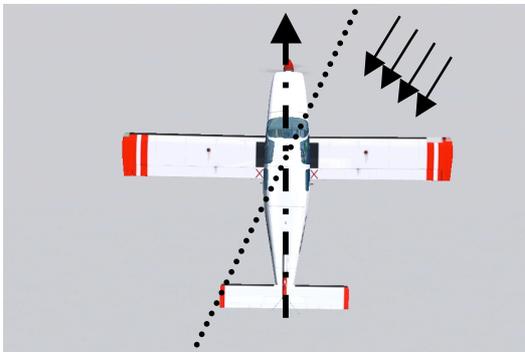


Fig. 4

On peut conclure que deux phénomènes aérodynamiques principaux s'opposent de façon naturelle au dérapage de l'avion :

- o L'effet dièdre qui transforme le dérapage en virage
- o La stabilité de route qui fait pivoter le fuselage

3 – La stabilité spirale

3.1 Définition

La stabilité spirale est l'aptitude que peut avoir un avion en virage à se redresser plutôt qu'à s'engager.

Si les effets qui engagent sont prépondérants sur ceux qui redressent, l'avion sera dit instable en spirale. Dans le cas contraire, il sera dit stable spirale.

Il faut trouver le bon compromis.

- Trop de stabilité de route conduit à trop d'effet qui engage; donc à une instabilité spirale. L'avion aura également une faible efficacité au niveau des palonniers.
- Trop d'effet dièdre rend l'avion désagréable en roulis et en turbulences. Il s'inclinera au moindre dérapage et l'efficacité des ailerons sera réduite.

3.2 Principe de la stabilité spirale

Effets qui redressent: soit un avion en virage commandes lâchées se trouvant en léger dérapage intérieur, cas usuel. (Fig. 5)

1. L'effet dièdre (l'aile gauche a davantage d'incidence que l'aile droite).

2. Amortissement en lacet par la traînée de l'aile droite qui va plus vite que l'aile gauche.

Effets qui engagent: (Fig. 5)

1. Engagement dû à la stabilité de route;
2. Engagement dû à la portance de l'aile droite qui va plus vite que l'aile gauche.

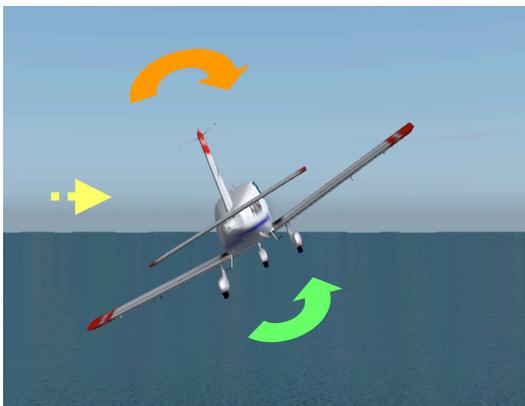


Fig. 5

PAGE LAISSEE
INTENTIONNELLEMENT
BLANCHE

LE PILOTAGE LONGITUDINAL

1 – Généralités

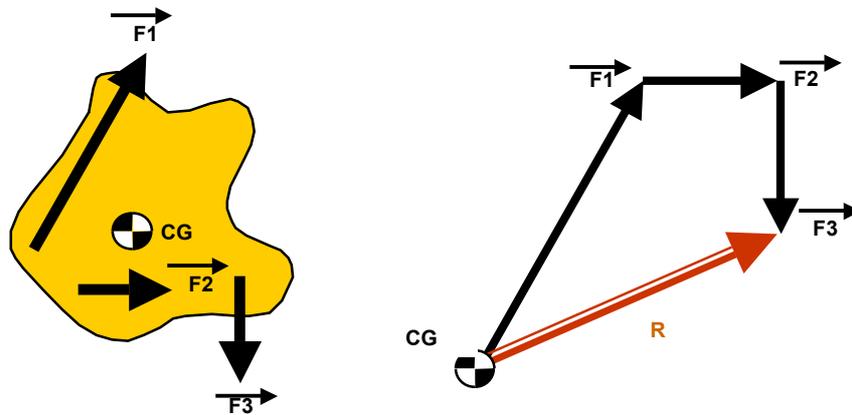


Fig. 1

Chaque objet possède en son centre un point défini comme le centre de gravité : C.G.
Si plusieurs forces s'exercent sur cet objet on peut en déduire une force représentative F à partir de ce point. (Fig. 1)
Pour que la règle ne pivote pas (Fig. 2), il faudra modifier les forces ou les bras de levier.

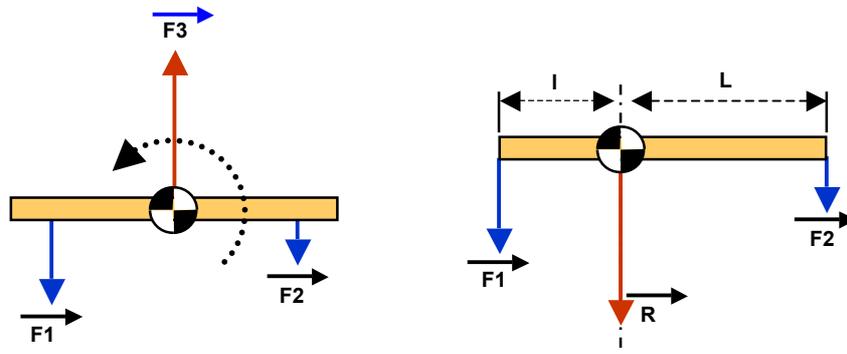


Fig. 2

Dans un système de forces parallèles et de somme non-nulle il existe un point où s'applique R qui est égal à la somme : $R = F1 + F2$

Ce point est situé sur un axe appelé axe central du système des forces $F1$ et $F2$. Un tel système est représentatif des forces qui s'exercent sur un avion dans le cas de son équilibre longitudinal.

2 – Conditions d'équilibre longitudinal

2.1 Forces de gravité et forces de portance

L'avion est un objet pesant. La pesanteur s'exerce sur tous ses éléments constitutifs. Cela représente un système de forces parallèles dont la somme n'est pas nulle. (Fig. 3)

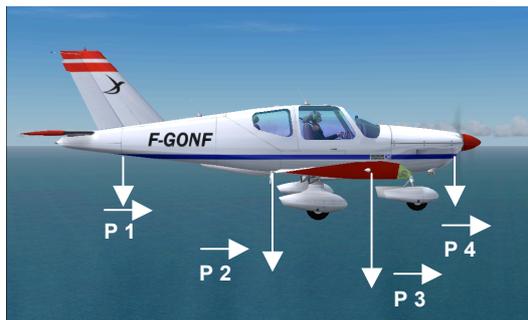


Fig. 3



Fig. 4

S'il existe un système de forces parallèles non-nulles, il doit exister également une résultante P dont le point d'application appelé centre de gravité CG est situé sur l'axe central des forces de gravité. (Fig. 4)

De la même manière, la somme des forces de portance (hors empennage) n'est pas nulle, et la résultante des forces de portance s'applique au centre de poussée CDP défini au chapitre « Phénomènes Physiques » car on peut négliger l'influence du fuselage sur la portance.

Le CDP est situé sur l'axe central des forces de portance. (Fig. 5)

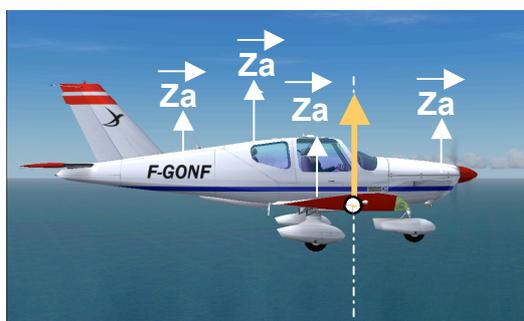


Fig. 5

Mais l'axe central des forces de gravité n'est pas confondu avec l'axe central des forces de portance d'où un moment en tangage: l'avion ne peut pas voler. (Fig. 6)



Fig. 6

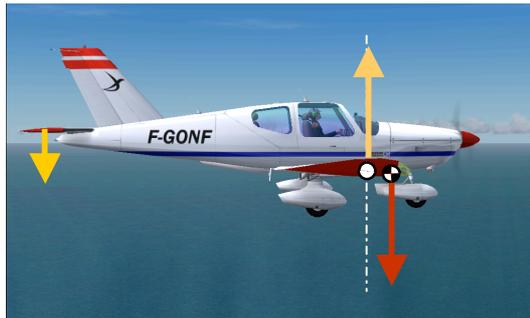


Fig. 7

Pour que l'axe central des forces de gravité soit confondu avec l'axe central des forces de portance, le pilote va devoir agir sur la gouverne de profondeur d'où un nouveau système de forces qui permettra de réaliser cette condition. (Fig. 7)

L'empennage horizontal (généralement *déporteur*) peut à présent équilibrer l'avion dont le CDG est (généralement) en avant du CDP.

2.2 Conditions de stabilité longitudinale

Supposons un avion en équilibre soumis à une rafale verticale (Fig.8).

La conséquence en est une augmentation d'incidence.

Si aucun élément d'origine aérodynamique ne vient contrer cet effet, on dit que l'avion est **instable** (en incidence).



Fig.8

Cependant, il existe **le foyer avion** (voir le chapitre « Phénomènes Physiques ») qui:

- Est fixe
- Dépend de la forme de l'avion
- Est en principe toujours situé à l'arrière du CG
- Est le point d'application des variations de portance dues aux variations d'incidence (ΔZ_a).

La variation de portance, s'appliquant en ce point situé en arrière du CG, fait pivoter l'avion autour de son centre de gravité (Fig.9).

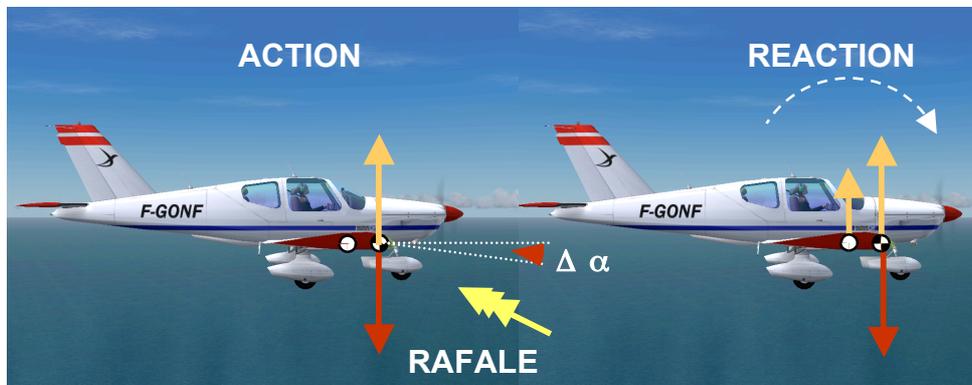


Fig.9

L'avion revient de lui-même à son incidence d'origine. On dit qu'il est **stable**.

La qualité du pilotage longitudinal dépend de la longueur de la marge statique qui est définie par le segment séparant le CG du foyer. Voir les chapitres « Phénomènes Physiques et Domaine de Vol »

Dans le cas d'une marge statique faible

- Le centrage est arrière
- La manœuvrabilité est importante
- L'effort par G est faible
- La stabilité est moindre, le pilotage en air turbulent nécessite plus de corrections
- Le décollage est délicat avec possibilité de rester en limite basse du second régime
- Nécessité d'une limite arrière du CG pour éviter tout risque de rupture de la cellule et faciliter le pilotage notamment en sortie de vrille

Avantages:

- La traînée diminue
- La consommation-distance diminue.

Dans le cas d'une marge statique importante:

- Le centrage est avant
- La manœuvrabilité est diminuée
- La stabilité est meilleure, le pilotage en air turbulent est facilité
- La profondeur est proche de la butée arrière
- Atterrissage dangereux, arrondi difficile
- Nécessité d'une limite avant du CG par sécurité à l'atterrissage.

Inconvénients supplémentaires:

- La traînée augmente
- La consommation-distance augmente.

PAGE LAISSEE
INTENTIONNELLEMENT
BLANCHE

LES VOLS EN PALIER, MONTEE, DESCENTE

1 – Généralités

1.1 Représentation des courbes de puissance

Pour une altitude donnée, le moteur d'un avion délivre une puissance qu'il est possible de représenter sous la forme d'une courbe appelée courbe de puissance utile P_u - couleur bleue -, (voir également le chapitre « Les Effets Moteur ») (Fig.1).

Pa in	Vi Kt
25	115
22	100
18	85
17	80
18	70
19	65

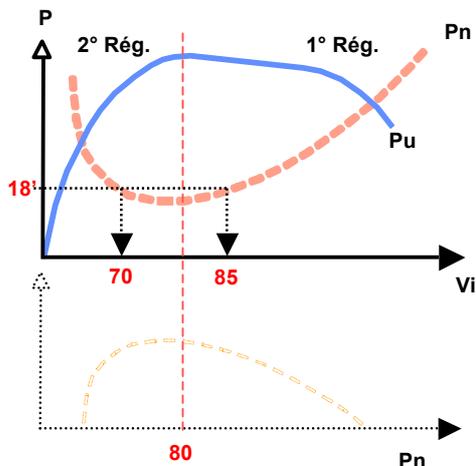


Fig.1

A chaque puissance moteur affichée correspondent deux vitesses une dans le premier régime, une dans le second (voir le chapitre « Le Vol Lent et le Décrochage »). Cette évolution peut être représentée par une courbe appelée courbe de puissance nécessaire P_n en pointillés orangés.

On remarque dans l'exemple ci-dessus qu'une puissance moteur de 18' correspond à 70kt dans le 2ème régime et 85kt dans le 1er régime (à trajectoire constante).

La différence $P_u - P_n$ est représentative du vario que l'on peut obtenir, en montée, à une vitesse donnée selon la relation suivante:

$$V_z = (P_u - P_n) / mg$$

Autrement dit, l'écart entre les deux courbes représente directement le vario qu'il est possible d'obtenir pour chaque V_i .

Sur la Fig.2, représentative des performances de montée on retrouve:

- V_i de la pente (γ) max.1
- V_i de l a V_z max.....2
- La vitesse de montée « normale », meilleur compromis entre la performance et le refroidissement du moteur.....3

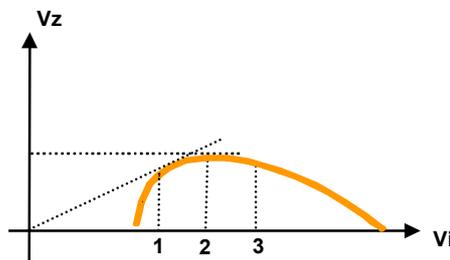
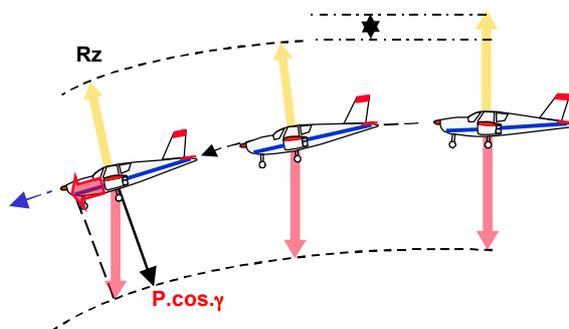


Fig.2

1.2 Les changements de trajectoire

Les changements de trajectoires sont toujours effectués selon le canevas suivant :

- Une phase de préparation (Alti, gyro, mélange, régime...)
- Une phase d'actions (afficher assiette, puissance, symétrie...)
- Une phase de stabilisation (compensateur...)
- Une phase de contrôle (circuit visuel lié à la trajectoire – checks)



Lors du passage du vol en palier au vol en descente, l'avion s'établit sur sa nouvelle trajectoire avec une portance plus faible que celle associée au vol en palier : $Rz = P \cos.\gamma$ (Fig. 3).

Fig.3

Lors du passage du vol en palier au vol en montée, la portance augmente momentanément puis l'avion s'établit sur sa nouvelle trajectoire avec une portance inférieure à celle du vol en palier : $Rz = P \cos.\gamma$

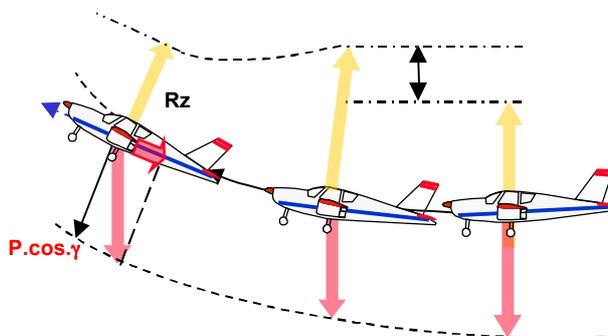


Fig.4

2 – Conduite d'une pente en descente

Dans la conduite d'une pente en descente, il faut gérer des phénomènes en interaction entre eux qui sont:

- liés à la gravité
- liés au couple moteur / hélice.

Toute action visant à modifier un paramètre à priori (1), nécessite une action à posteriori (2).

Les possibilités de corrections sont au nombre de 9 et sont répertoriées ci-dessous. (Fig.5) :

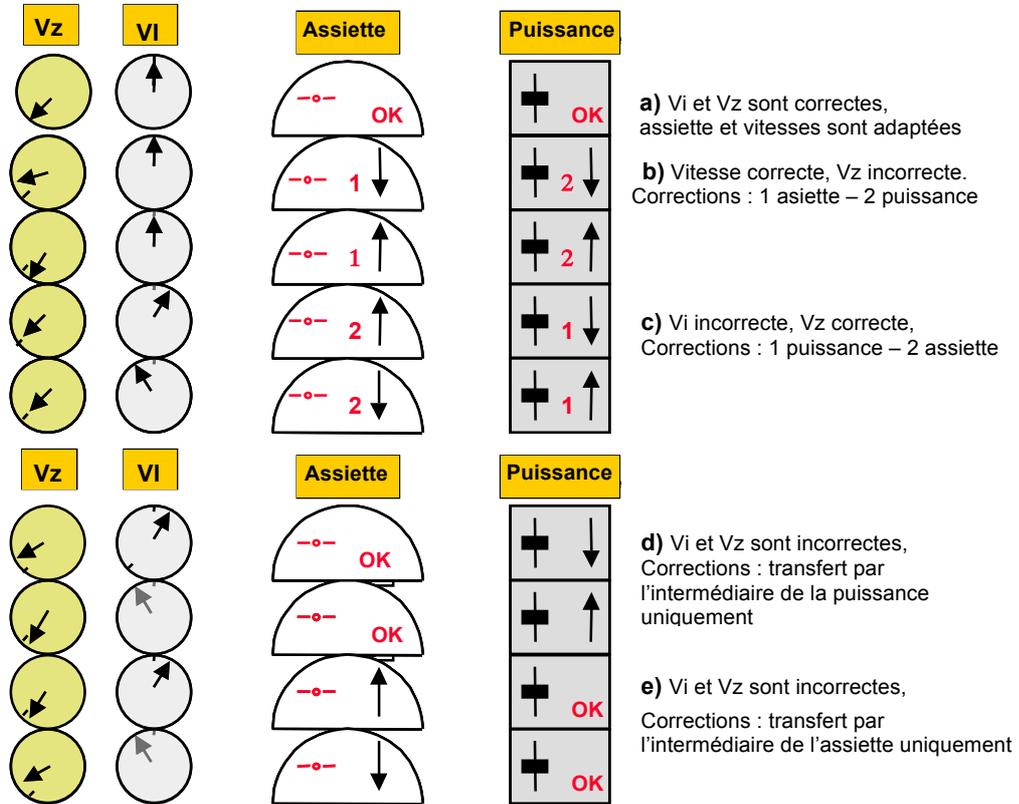


Fig.5

3 – Les trajectoires usuelles

3.1 Le vol en palier

Pour qu'un avion se mette en mouvement il faut qu'il y ait déséquilibre donc que des forces s'exercent sur lui. Dans ce cas, il va se déplacer, accélérer ou décélérer s'il est déjà en mouvement, incurver sa trajectoire etc.

Si plusieurs forces s'exerçant sur un avion s'équilibrent entre elles, on dit que la résultante est nulle. (voir le chapitre « Phénomènes Physiques »)

En vol, l'avion est soumis à différentes forces (Fig.6) :

Son poids ($P=mg$)

La résultante aérodynamique (R_a) de la portance (Z_a) qui se décompose en Z_a et X_a .

Pour que le vol en ligne droite en palier à vitesse constante soit possible, il faut que, après s'être mis en mouvement, l'ensemble de toutes les forces s'exerçant sur l'avion aient une résultante nulle donc que la portance annule le poids, la traction annule la traînée :

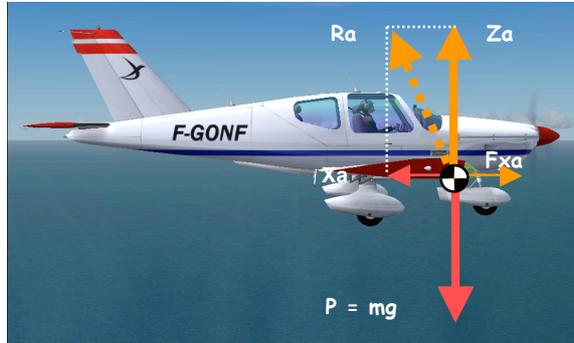


Fig.6

$$P = Z_a \text{ et } F_{x_a} = X_a$$

L'équilibre est réalisé lorsque : $P + R_a + F_{x_a} = 0$

3.2 Le vol en descente

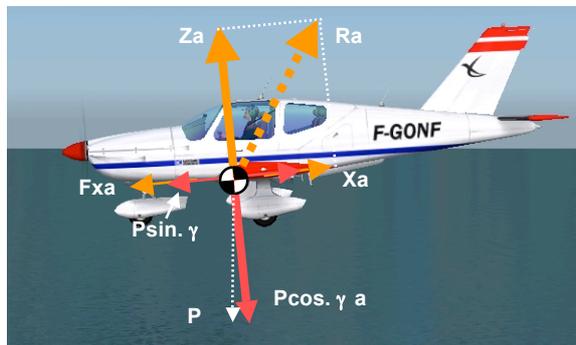


Fig.7

Dans le cas du vol en descente motorisée, $X_a = F_{x_a} + P \sin. \gamma$,

La force de gravité s'ajoute à la traction de l'hélice. (Fig.7)

On trouve également la relation $Z_a = P \cos \gamma$ inférieur au poids

Rappel des symboles utilisés :
(Fig.8)

α = Incidence

γ = Pente

θ = Assiette



Fig.8

3.3 Cas du vol plané

Dans le cas du vol plané, il n'y a pas de traction, la résultante aérodynamique est opposée au poids dans tous les cas de vol stabilisé. La décomposition des forces n'est pas indispensable pour analyser l'équilibre.

Lors du vol plané en descente, on trouve deux vitesses caractéristiques sur la courbe des « vario » (Fig.9)

- 1 - est la vitesse de « vario » mini
- 2 - est la vitesse de finesse max.

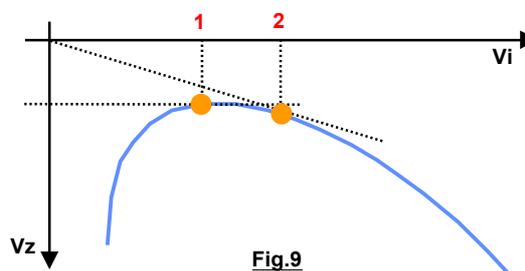


Fig.9

3.4 Le vol en montée

En montée stabilisée, la décomposition des forces fait apparaître: $F_{xa} = P \sin. \gamma + X_a$.

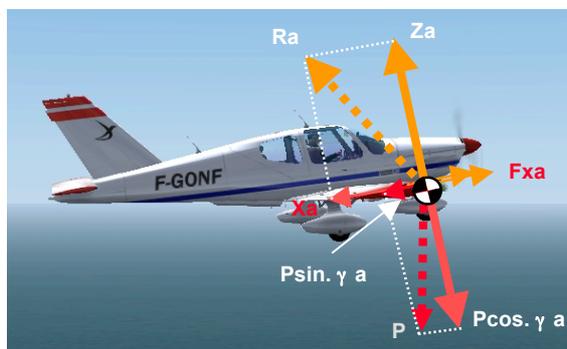


Fig.10

La traction moteur doit donc équilibrer non seulement la traînée, mais aussi une composante « frein » du poids lié à la montée.

La décomposition de l'axe Z_a , perpendiculaire à la trajectoire, montre: $Z_a = P \cos. \gamma < P$

La nouvelle portance est donc légèrement inférieure à celle nécessaire à l'équilibre du vol en palier (Fig.10).

La pente de montée est fonction de :

- La puissance fournie par le moteur
- La puissance nécessaire au vol

C'est la différence entre les deux éléments ci-dessus qui se transforme en vitesse verticale, autrement dit en excédent de puissance (Fig.11)

$$(P_u - P_n) / mg = V_z$$

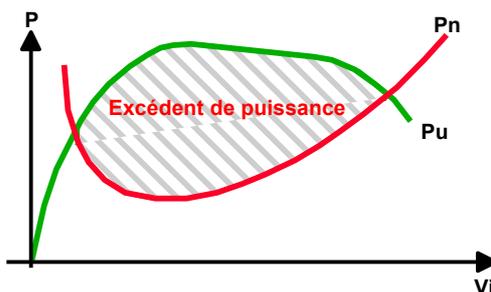


Fig.11

Par ailleurs, avec l'altitude, l'excédent de puissance se réduit jusqu'à devenir nul (Fig.12). Les « varios » diminuent progressivement

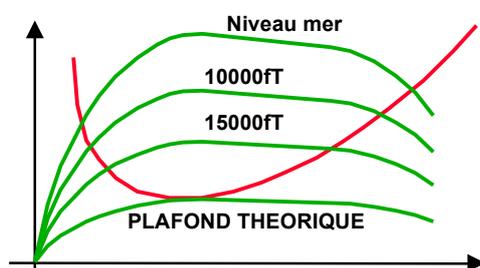


Fig.12

Les données de ces courbes représentent un avion quelconque.

Pour les moteurs à piston non munis d'un turbocompresseur la perte de puissance en fonction de l'altitude est linéaire.

Elle est de l'ordre de -3.3% par tranche de 1000 ft. A 6000ft. Il reste 80%, à 10000ft. Il reste 67% . .

Pour un moteur délivrant **180 cv** au niveau de la mer, la puissance disponible à 10000ft sera de :

$$\text{Rendement de l'hélice} - 180 \times 0.85 = 153 \text{ cv}$$

$$\text{Perte de puissance à 10000} = 67\%$$

$$\text{Puissance disponible à 10000} - 153 \times 67 \% = \mathbf{102 \text{ cv}}$$

4 – Caractéristiques des différentes trajectoires

(Voir également le chapitre « Le Circuit Visuel »)

4.1 Le vol en palier

Le vol en palier est caractérisé par :

- Une altitude constante
- Une puissance déterminée
- Un contrôle de la symétrie
- Une assiette affichée (horizon)
- Une vitesse

Les éléments à maintenir constants sont

- L'altitude
- La puissance
- La symétrie

En conséquence, l'assiette et la vitesse peuvent varier.
Le maintien de l'altitude étant assuré par modification d'assiette ce qui entraîne momentanément des modifications de vitesses.

4.2 Le vol en descente

Le vol en descente est caractérisé par :

- Une assiette de descente
- Une puissance
- Une V_z négative
- Une vitesse indiquée

La vitesse de descente peut être supérieure ou inférieure à la vitesse de palier.

Les éléments à maintenir constants sont :

- La vitesse verticale
- La vitesse indiquée

Le maintien de la vitesse verticale est assuré par modification de l'assiette, la vitesse indiquée est ajustée par modification de la puissance.

4.3 Le vol en montée

Le vol en montée est caractérisé par :

- Une assiette
- Une puissance fixée
- Une vitesse indiquée imposée
- Une V_z positive

Les éléments à maintenir constants sont :

- La puissance
- La vitesse indiquée

L'objectif étant de gagner de l'altitude, la trajectoire doit rester la plus positive possible.

En conséquence, le maintien de la vitesse est assuré par modification de la trajectoire donc de l'assiette puisque la puissance est fixée.

LES VIRAGES

1 – Généralités

1.1 Définition

Pour un observateur le virage peut être assimilé à un pendule en mouvement (Fig. 1)

- ω = vitesse angulaire
- T = tension du fil
- Fd = force déviatrice
- P = poids (mg)

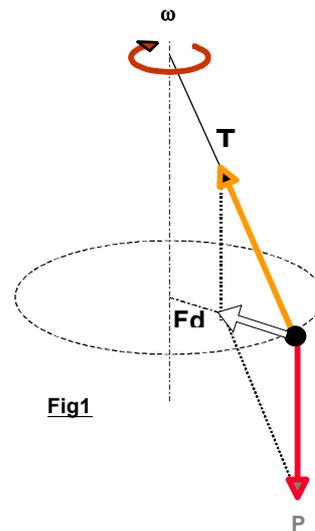


Fig1

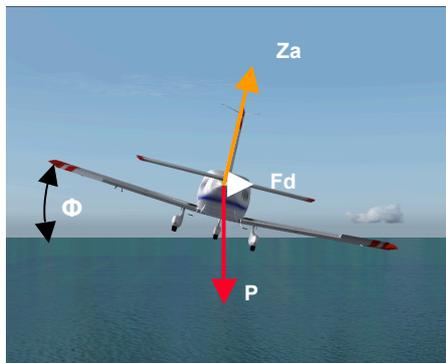
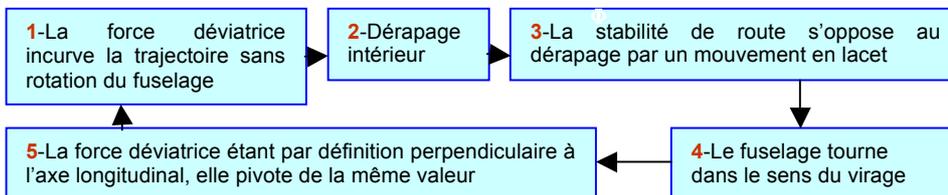


Fig. 2

Des forces identiques s'appliquent sur l'avion en virage : (Fig. 2)

- P = le poids indiquant la verticale
- Za = la portance perpendiculaire au plan des ailes
- Fd = la force déviatrice qui incurve la trajectoire

1.2 Mécanique du virage



2 – Le facteur de charge (n)

2.1 Principe

Lors d'une inclinaison: (Fig. 3)

- **1** - La portance est égale au poids : l'équilibre est réalisé
- **2** - La portance, par définition toujours perpendiculaire au plan des ailes, n'est plus directement opposée au poids et participe à l'incurvation de la trajectoire (F_d) : l'avion descend et vire.
- **3** - Un Δ de portance est appliqué par une augmentation d'incidence (α), l'équilibre est à nouveau réalisé.

Nota : l'augmentation de α implique une augmentation de la traînée. En conséquence la vitesse de l'avion diminue.

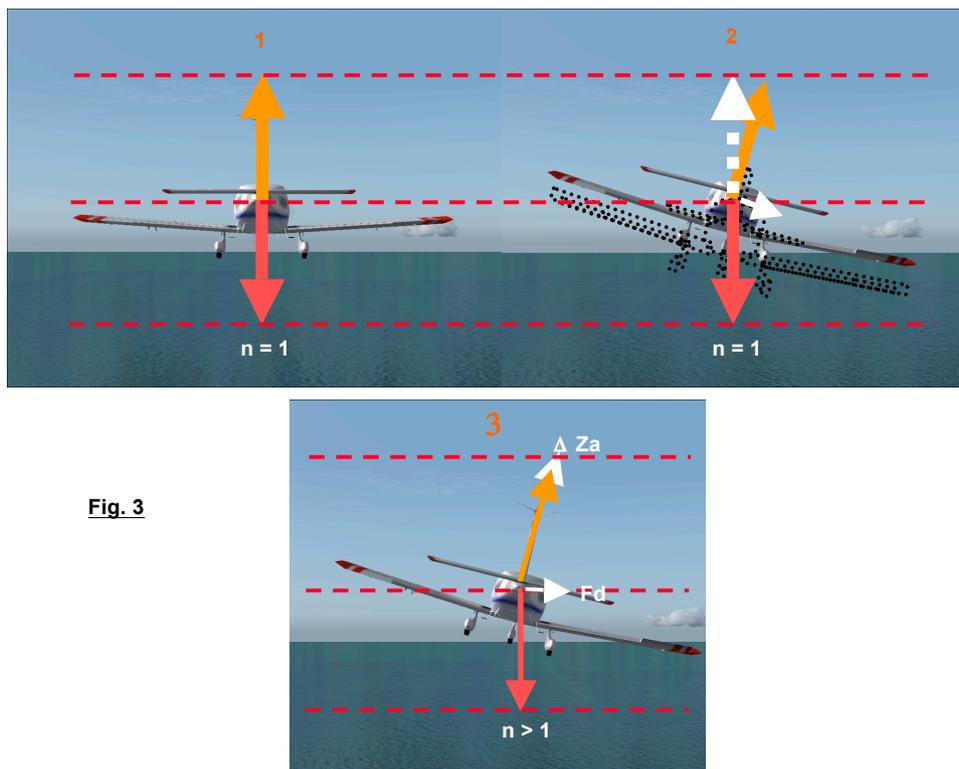


Fig. 3

Le facteur de charge (n) augmente avec l'inclinaison lors d'un virage à trajectoire constante ; il est égal à la portance que divise le poids ou $n = 1/\cos\phi$. (Voir les chapitres « Le Vol Lent... » et « Le Domaine de Vol »)

2.2 La vitesse de décrochage en virage

La vitesse de décrochage (V_s) en virage est proportionnelle à la valeur de n , $V_s = V_{s1} \sqrt{n}$
 Soit un avion qui décroche à 100 kt. Quelle est sa vitesse de décrochage à 60° d'inclinaison ?
 $1/\cos 60 = 2g$

$V_s = 100 \sqrt{2}$

$V_s = 141kt$ soit une augmentation de la vitesse de décrochage de 41%.

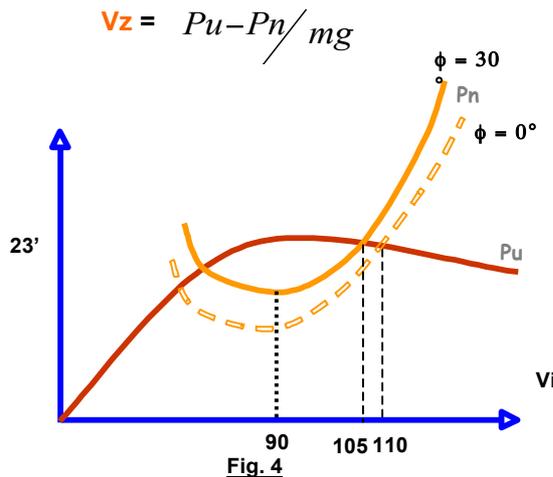
2.3 Cas du virage en montée

Précédemment il a été constaté que, lors des virages stabilisés à trajectoire constante, la vitesse diminue ce qui implique une augmentation de puissance pour retrouver la vitesse initiale.

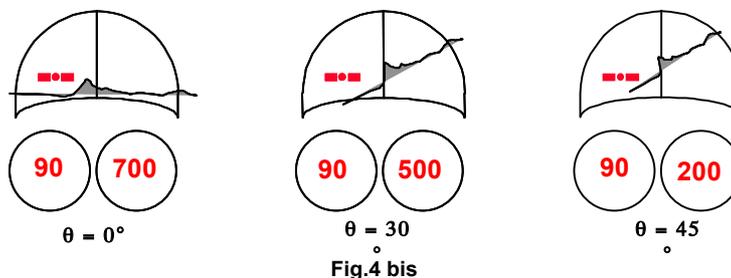
Sur le schéma ci-dessous (Fig.4) on peut voir que:

- L'excédent de puissance disponible au service de la $V_z = (P_u - P_n) / mg$, est en partie « absorbé » par l'inclinaison et la vitesse diminue dans le cas du palier si la puissance n'est pas réajustée (110 – 105).
- la puissance est fixée pour la montée (maximum en général sur avion léger) donc le maintien de vitesse (90kt par ex.) ne pourra se faire que par l'intermédiaire d'une variation de l'assiette à piquer

La conséquence logique en sera une dégradation de la V_z , proportionnelle à l'inclinaison. (voir le chapitre Vols en Palier, Montée, descente).



Evolution de l'excédent de puissance en fonction de l'inclinaison lors du vol en montée (fig.4 bis).



3 – Les effets secondaires

3.1 Le lacet inverse

Lors d'un braquage d'ailerons – entrée / sortie virage - l'aileron baissé « freine » l'aile, ce qui crée un moment en lacet opposé à l'inclinaison (Fig. 5).

Le lacet inverse est peu sensible en croisière pour des inclinaisons faibles et sur des avions modernes (braquage différentiel des ailerons, stabilité de route), tout au plus peut-on apercevoir un léger retard dans le départ du capot lors de l'inclinaison.

Il va sans dire que cette correction naturelle due à la stabilité de route diminue au fur et à mesure que l'on s'éloigne de la vitesse de croisière et qu'une « conjugaison » avec la gouverne de direction de plus en plus importante est alors nécessaire (approche – atterrissage par exemple).

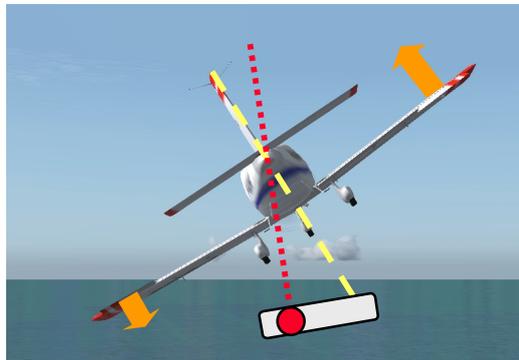


Fig. 5

3.2 Le roulis induit

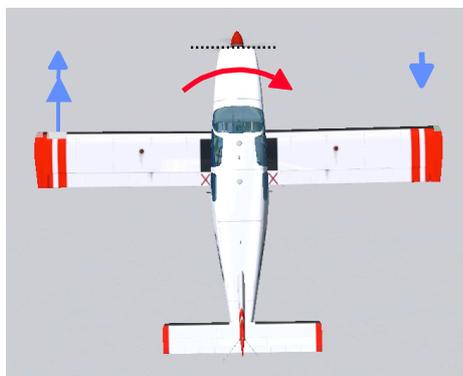


Fig. 6

Sur une rotation en lacet, (à droite sur la Fig.6), l'aile gauche avance plus vite, sa portance augmente alors que le phénomène est inverse sur l'aile droite.

Apparition d'une rotation en roulis à droite due à la vitesse de lacet à droite appelé roulis induit.

4 – Caractéristiques des virages en palier

4.1 Les virages à puissance constante

Le virage en palier à **puissance constante** est caractérisé par :

- Une inclinaison
- Une altitude constante
- Une assiette
- Une puissance constante
- Une vitesse indiquée
- Un contrôle de la symétrie

Les éléments à maintenir constants sont :

- Une inclinaison
- Une altitude constante
- Une puissance
- La symétrie

En conséquence, l'assiette et la vitesse indiquée varient.

Le maintien de l'altitude est assuré par modification d'assiette ce qui entraîne une modification de la vitesse indiquée.

4.2 Les virages à vitesse constante

Le virage en palier à **vitesse constante** est caractérisé par :

- Une inclinaison
- Une altitude constante
- Une assiette
- Une puissance augmentée
- Une vitesse constante
- Un contrôle de la symétrie

Les éléments à maintenir constants sont :

- Une inclinaison
- Une altitude constante
- Une vitesse indiquée
- La symétrie

En conséquence, l'assiette et la puissance varient.

Le maintien de l'altitude est assuré par modification d'assiette.

Le maintien de la vitesse est assuré par modification de puissance.

4.3 Rappel : le couple gyroscopique

(Voir chapitre « Effets moteur »)

L'hélice se comporte comme un gyroscope dont les effets parasites, facilement identifiables grâce à une simple roue de bicyclette montée sur un axe peuvent se résumer de la manière suivante :

- Rotation en lacet à droite (virage à D. par exemple) *réaction à piquer*
- Rotation en lacet à gauche (virage à G. par exemple) *réaction à cabrer.*

PAGE LAISSEE
INTENTIONNELLEMENT
BLANCHE

LE VOL LENT ET LE DECROCHAGE

1 – La plage de vol lent

1.1 Définition

Par convention, la plage de vol lent se situe entre la vitesse minimale de vol et 1.45 de V_s . (Fig.1)

Cette situation, se rencontrant au décollage, en montée, en attente, lors des phases d'approche, est comprise pour partie à l'intérieur du second régime.

On remarque que, à une puissance donnée, correspondent deux vitesses :

- Une dans le premier régime
- Une dans le deuxième régime

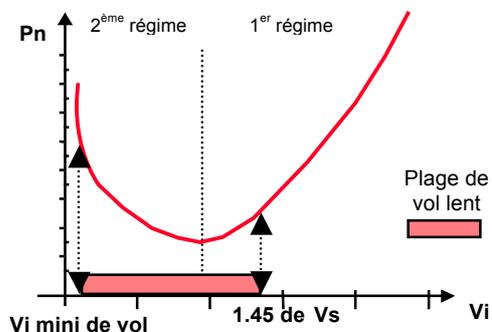


Fig.1

A partir d'un point de basculement (Fig.2), qui représente le point de puissance nécessaire minimum au vol, - la puissance devra être augmentée au fur et à mesure que la vitesse est diminuée (sur trajectoire constante) -.

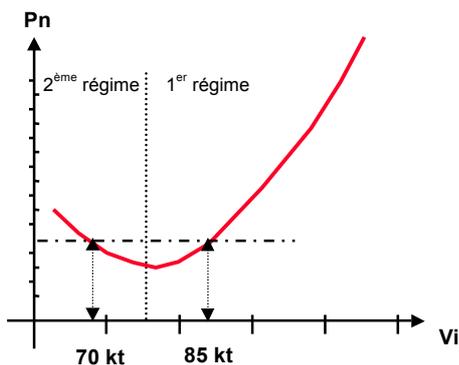


Fig.2

Ce phénomène est dû à l'augmentation notable de la traînée générée par l'augmentation de l'incidence.

On peut remarquer sur le schéma ci-contre :

- Un point de basculement entre les deux régimes vers 80kt
- Une puissance nécessaire au vol pour deux vitesses, une de part et d'autre de ce point de basculement : 70kt et 85kt.

1.2 conséquences sur le pilotage

En vol lent, l'avion se rapproche de sa vitesse de décrochage. On sait par ailleurs que toute évolution quantitative du facteur de charge « n », notamment en virage, augmente la vitesse de décrochage (voir le chapitre : « Les virages »).

Sur l'exemple de la (Fig.3) on considère que, pour les besoins de la démonstration, le poids de l'avion est égal à 1000 newtons et qu'il est équilibré par une portance de la même valeur.

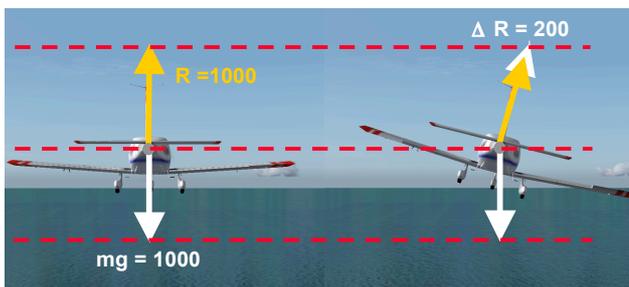


Fig.3

Le facteur de charge étant égal à la portance que divise le poids :

$$\diamond n = 1000 / 1000 = 1 \text{ g}$$

En virage, afin de maintenir l'équilibre, un supplément de portance ($\Delta R = 200$ newtons) est appliqué par une augmentation d'incidence. Le facteur de charge est alors égal :

$$\diamond n = (1000 + 200) / 1000 = 1.2 \text{ g}$$

Un virage en palier à 30° d'inclinaison va induire un facteur de charge de 1.15 g ainsi qu'une augmentation de 10% de la vitesse de décrochage.

Pour évoluer, il sera nécessaire d'obéir à la règle des inclinaisons opérationnelles :

- 1.45 de Vs.....37° max.
- 1.30 de Vs.....20° max.
- 1.20 de Vs.....10° max.

2 – Les caractéristiques du vol lent

2.1 Exploration du vol lent



1 - A partir du vol en palier réduire progressivement la puissance



2 – Laisser décélérer l'avion sur trajectoire constante en adaptant l'assiette



3 – Rechercher une vitesse proche de l'alarme de décrochage

Le vol lent est caractérisé par :

- La mollesse des gouvernes
- Une forte assiette à cabrer, des couples roulis-lacet importants
- Une vitesse faible malgré une puissance élevée
- L'avertisseur de décrochage, éventuellement des vibrations cellule, couples lacet roulis importants

2.2 Sortie du vol lent



4 – Bloquer l'assiette, puissance maximum, effets moteur contrôlés



5 - Accélération progressive, assiette adaptée au palier



6 - Retour vers l'attente, la croisière ou, pour exercice, à une V_i comprise entre 1.2 et 1.45 de V_s

3 – Le décrochage

3.1 Généralités

D'une manière pratique, le décrochage peut se définir comme étant le moment où le pilote perd le contrôle de l'avion sur un des 3 axes, l'axe de tangage en général .

Il dépend de :

- La masse de l'avion
- l'incidence de l'aile
- Du facteur de charge
- Du braquage des volets

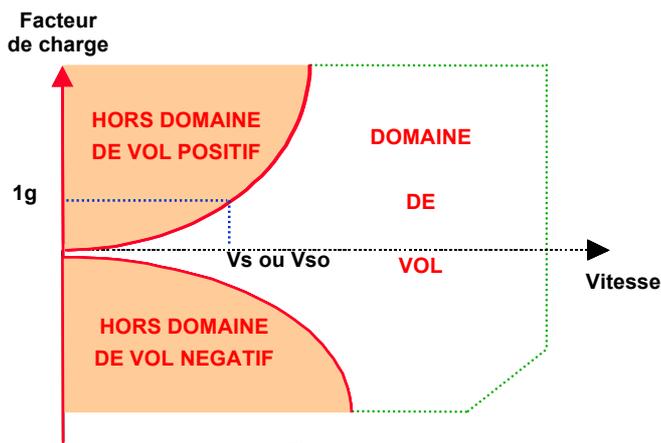


Fig.4

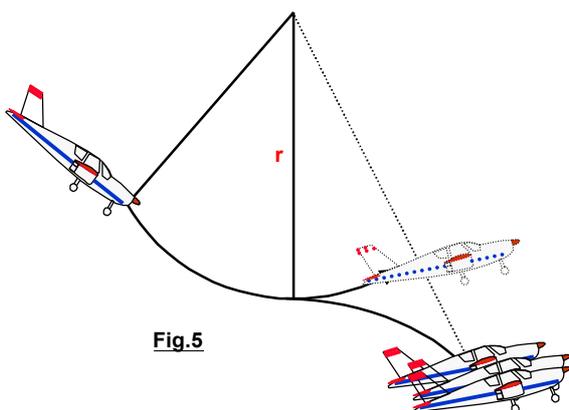


Fig.5

Il se situe hors du domaine de vol, au-delà des limitations aérodynamiques (Fig.4) Sur le schéma ci-dessus apparaît clairement la relation entre le facteur de charge et la vitesse de décrochage. (Voir le chapitre « Le Domaine de Vol »).

Cette évolution quantitative de « n » est liée au virage (voir le chapitre « Les Virages ») mais également à toute ressource selon la formule : $n = 1 + V^2 / rg$ (Fig.5).

D'où petit r = n élevé

3.2 Incidence et portance

Le coefficient de portance augmente de façon linéaire avec l'augmentation de l'incidence jusqu'au point d'incidence critique, de l'ordre de $\alpha = 15^\circ$ sur les avions légers (Fig.6) : c'est le décrochage.

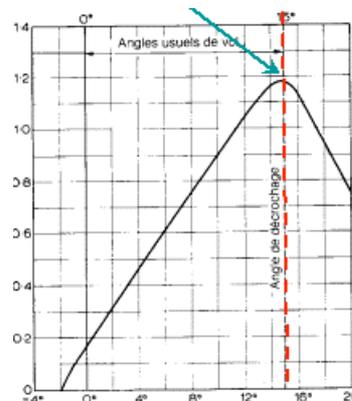


Fig.6

En cas d'incidence faible, la traînée induite par la portance est faible ; les filets d'air sont collés sur l'extrados et l'écoulement de l'air est laminaire autour du profil. Seules de légères turbulences apparaissent au bord de fuite de l'aile. Les brins de laines disposés sur l'aile restent collés à la surface (Fig.7)

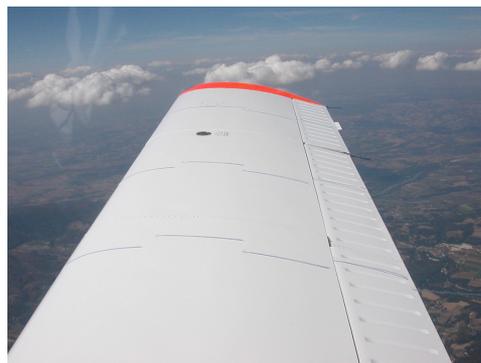


Fig.7

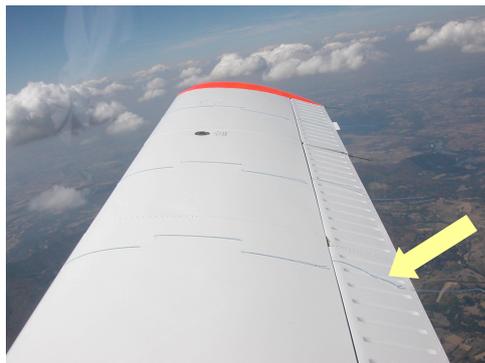


Fig.8

Lorsque l'incidence augmente, les filets d'air commencent à se décrocher à partir du bord de fuite ; l'écoulement devient plus tourbillonnaire, la traînée augmente. Les premiers brins de laine se décollent (Fig.8)

A la valeur d'incidence critique la portance diminue brutalement, l'avion décroche. Les filets d'air se sont décollés progressivement depuis le bord de fuite vers le bord d'attaque et de l'emplanture de l'aile vers le saumon. Ce processus est observable grâce aux brins de laine qui se détachent franchement du profil (Fig.9)

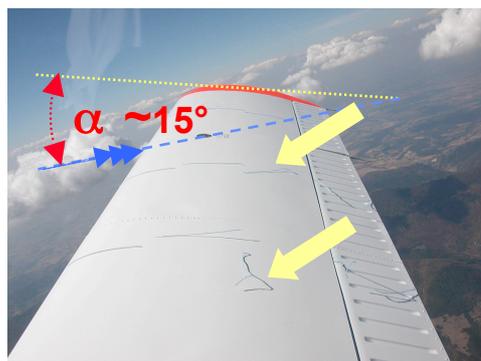


Fig.9

L'écoulement de l'air est devenu tourbillonnaire sur la majeure partie de l'aile, la traînée a augmenté considérablement, le centre de poussée - (voir le chapitre « Phénomènes Physiques ») – recule brutalement : l'avion ne peut plus voler, on dit qu' il décroche

Illustration de l'incidence de décrochage en soufflerie grâce aux filets d'air colorés (Fig.10)

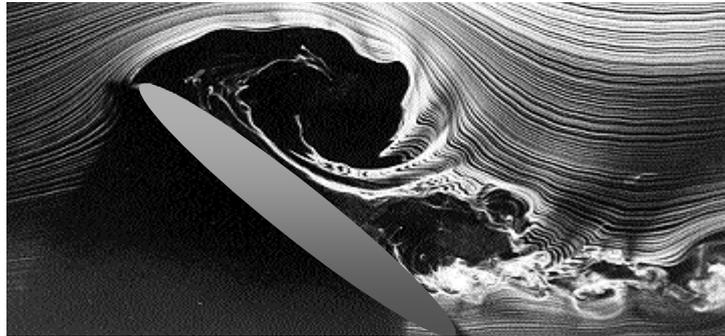


Fig .10

3.3 Les dispositifs hypersustentateurs

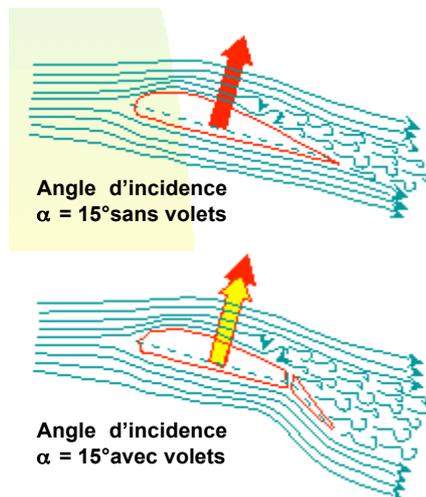


Fig.11

Quelques dispositifs permettent de diminuer la vitesse de décrochage. Sur les avions légers ce sont, en règle générale, des volets de bord de fuite qui permettent d'augmenter la surface mouillée ainsi que la courbure de l'aile.

A incidence donnée, le braquage des volets recule le point de décollement des filets d'air, traînée et coefficient de portance augmentent (Fig.11 et 12).

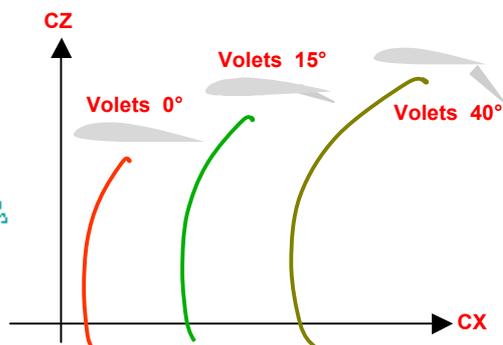


Fig.12

Les deux principaux types de volets équipant les avions légers sont : (Fig. 13)

- **Les volets de courbure** qui augmentent la courbure de l'extrados et accélèrent la vitesse d'écoulement des filets d'air. Cependant, le braquage est limité par le décollement de la couche limite.
- **Les volets Fowler** du nom de leur inventeur, génèrent un gain important de C_z grâce à la courbure, à l'augmentation de la surface de l'aile et recollent les filets d'air par venturi grâce à l'effet de fente.

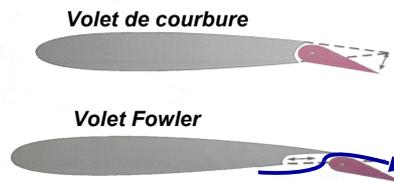


Fig13

3.4 Exploration du décrochage

Faisant suite au vol lent et à l'approche des grands angles, l'exécution complète du décrochage permet, en plus des phénomènes décrits dans le vol lent, de visualiser la perte de contrôle et de créer le réflexe de retour à l'intérieur du domaine de vol. (Fig.14)

Le retour au contrôle de l'avion est assuré par :

- une assiette à piquer
- une accélération
- Retour au vol normal
- Pendant toutes ces actions veiller à la symétrie.

1- Réduction progressive et totale de la puissance à partir de la vitesse d'attente

2- Faire varier l'assiette à cabrer jusqu'à l'alarme de décrochage

3- Continuer la variation jusqu'au décrochage

4- Assiette à piquer, appliquer la puissance max, accélération vers 1.3 de V_s puis ressource souple et afficher la puissance de décollage (attention au régime moteur sur les avions à hélice à calage fixe).

5- Passage au vol en montée ou en palier, rentrer les traînées éventuelles.

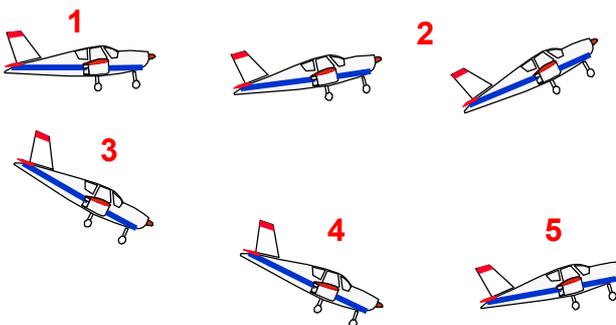


Fig.14

Nota :

- Afin de perdre le minimum de hauteur au moment du décrochage et après avoir diminué légèrement l'incidence, l'assiette peut être bloquée et toute la puissance disponible appliquée. Les effets moteurs seront importants (Fig.15).

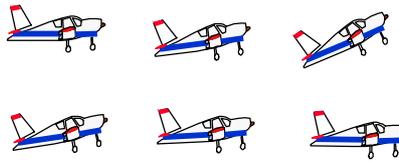


Fig.15

- Le décrochage peut également être effectué en virage.

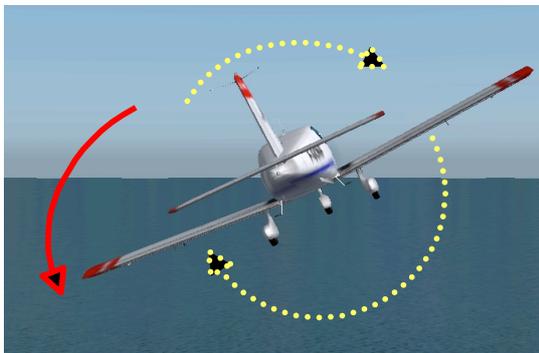


Fig.16

Un décrochage avec puissance, ou résiduel de puissance, peut entraîner un décrochage non symétrique des ailes (Fig.16).

L'hélice tournant vers la droite, le souffle vient frapper l'intrados gauche et par là augmente l'incidence de la demi-aile. L'aile gauche va décrocher la première.

PAGE LAISSEE
INTENTIONNELLEMENT
BLANCHE

LE DOMAINE DE VOL

1 – Limitations structurales

1.1 Les facteurs de charge limites

a) La VNE

L'avion est soumis à des contraintes.

Sur le schéma (Fig.1), on observe :

Une partie A appelée « partie élastique » où le matériau subit une déformation proportionnelle à la contrainte, mais reprend sa forme initiale dès que cesse l'effort.

En B la déformation n'est plus proportionnelle à l'effort et lorsqu'il cesse, la forme initiale n'est plus restituée.

En C, la rupture est atteinte.

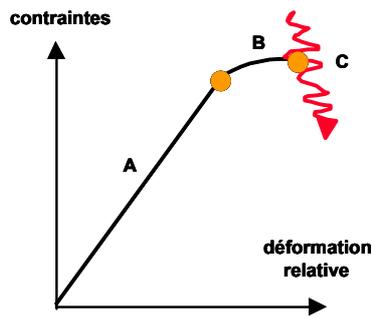


Fig.1

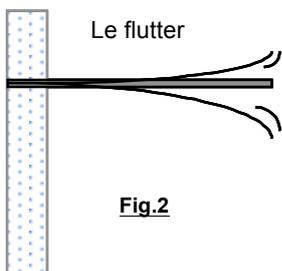


Fig.2

Pour un métal non ferreux (aluminium..) soumis à des contraintes cycliques même éloignées des limites élastiques, on montre qu'il existe toujours un nombre de cycles qui provoquera la rupture.

Tout ensemble mécanique peut vibrer. Le flutter est le couplage de plusieurs modes de vibrations mécaniques en torsion et en flexion (Fig.2).

L'énergie apportée est très importante et peut conduire à une rupture de type explosif.

Le constructeur détermine alors une vitesse maximum exempte de flutter, c'est la Vd à partir de laquelle est définie la **VNE**

Ce phénomène de flutter peut être aggravé par l'effet des gouvernes si elles ne sont pas équilibrées statiquement

Imaginons que sur une aile qui rentre en vibration les ailerons se mettent à battre. (Fig.3)

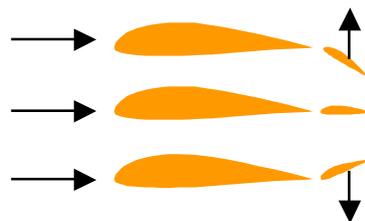


Fig.3

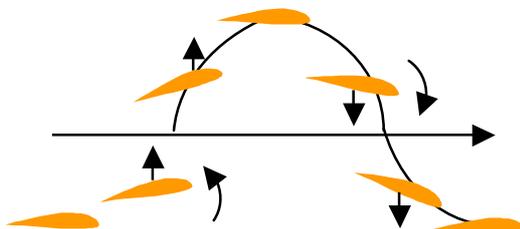


Fig.4

L'aileron va s'abaisser par inertie lorsque l'aile se soulève, et cela va encore augmenter le Cz, le phénomène s'amplifiant jusqu'à la rupture (Fig.4)

b) La VNO

En restant en-deçà des facteurs de charge limites on évite la déformation permanente de la structure. Cependant, même à l'intérieur des limites élastiques le nombre de contraintes subies par un avion est élevé.

De petites déformations alternées peuvent, à terme, amener à la rupture. Ce phénomène augmente avec la vitesse, puisque, en turbulence, le facteur de charge augmente. (Fig.5)

A une vitesse donnée, on a calculé la fatigue engendrée par des conditions atmosphériques moyennes ; cette vitesse c'est la **VNO**.

Cela veut dire qu'en cas de turbulences au-dessus de la moyenne il faut voler à une vitesse plus faible afin de conserver le potentiel de l'avion.

En effet, lors d'une rafale (voir le chapitre « pilotage longitudinal »), l'apparition sur le foyer avion de ΔZ_a permet de récupérer l'incidence d'origine grâce à la combinaison foyer/marge statique d'où une augmentation du facteur de charge (Fig.5)

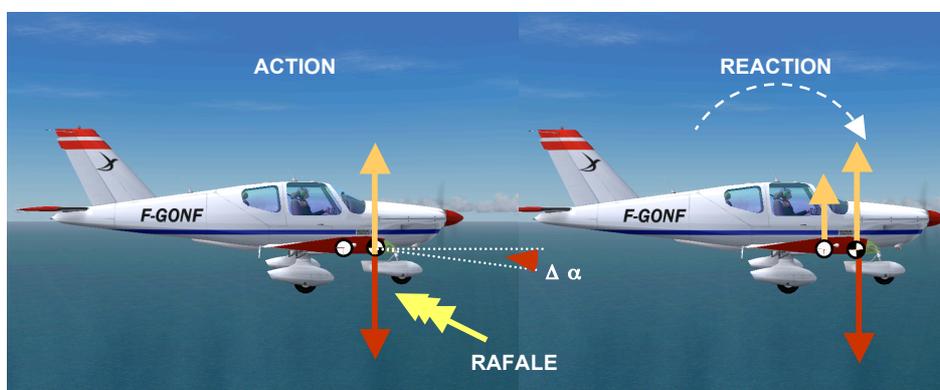


Fig.5

c) La vitesse de manœuvre

Par ailleurs, le braquage d'une gouverne peut provoquer une contrainte. Si au cours d'une ressource à facteur de charge limite les ailerons sont braqués, l'aile dont l'aileron s'abaisse subit un effort supérieur à la limite et ceci d'autant que la vitesse est élevée.

Le constructeur détermine une vitesse maximum à laquelle on peut amener une gouverne en butée. C'est la vitesse de manœuvre **VA**

2 – La vitesse de décrochage

Sont recherchées les vitesses de décrochage à V_{s0} et V_{s1} à $n = 0$ (Fig.6) en vol positif et négatif.

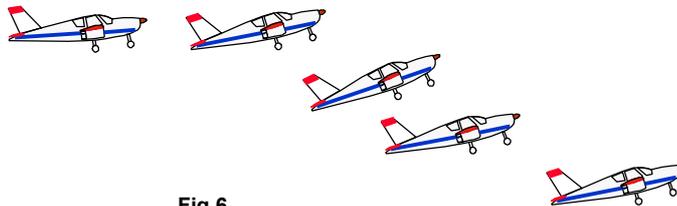


Fig.6

LE FACTEUR DE CHARGE (n)

En virage $n = 1/\cos\Phi$

Rafale verticale (Vw) $n = 1 + C_{z\alpha} V_{wp} V_S / 2mg$

Rafale horizontale (Vw) $n = 1 + 2V_w/V$

Ressource $n = 1 + V^2/Rg$

Ces mesures permettent de construire le diagramme de vol simplifié ci-dessous (Fig.7).

Entre les points **A** et **B**, le facteur de charge est limité par les caractéristiques aérodynamiques de l'avion.

Entre les points **B** et **C**, la limite est fixée par la résistance structurale.

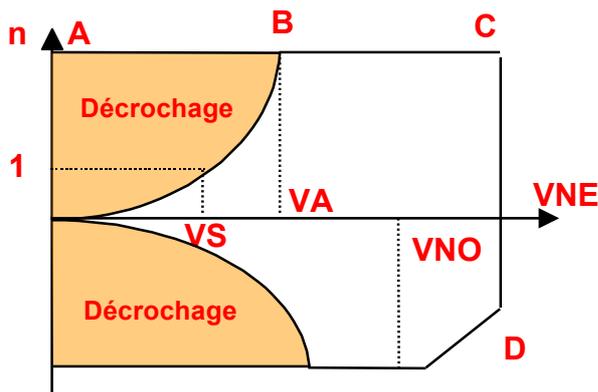


Fig.7

Critères de certification des avions légers :

V_A = pour $n = -1.5, +4.4$ en catégorie normale

V_C = v_i maxi en turbulence rafale 15.m/s et n maxi

V_D = 1.25 de V_C rafale 7.5 m/s

v_i maxi démontrée sans flutter ni vibration

$V_{NE} < 0.90 V_D$

$V_{NO} < 0.89 V_{NE}$

$V_{FE} > = 1.6 V_{S1}$ lisse

$V_{SO} < = 61$ kt