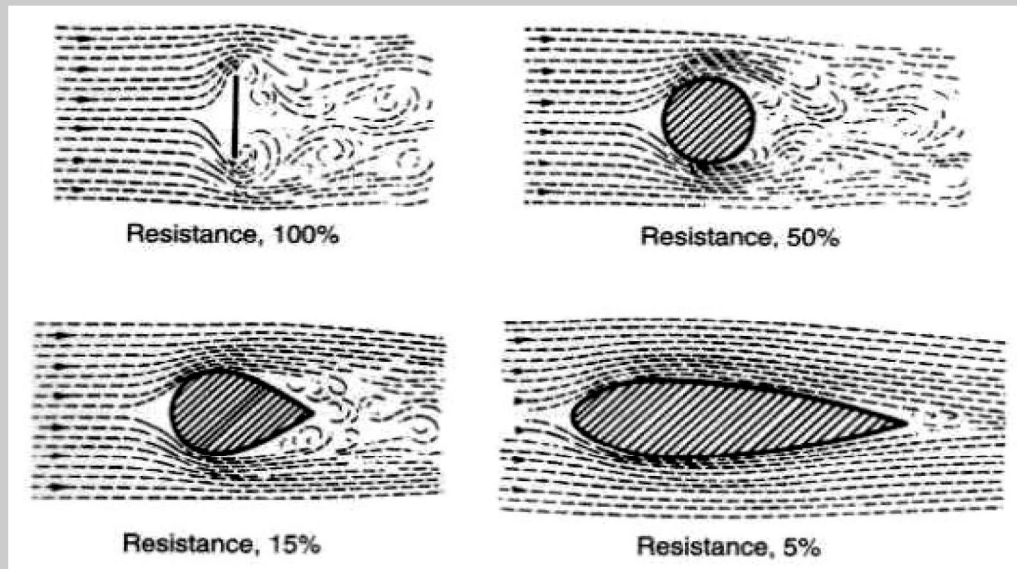


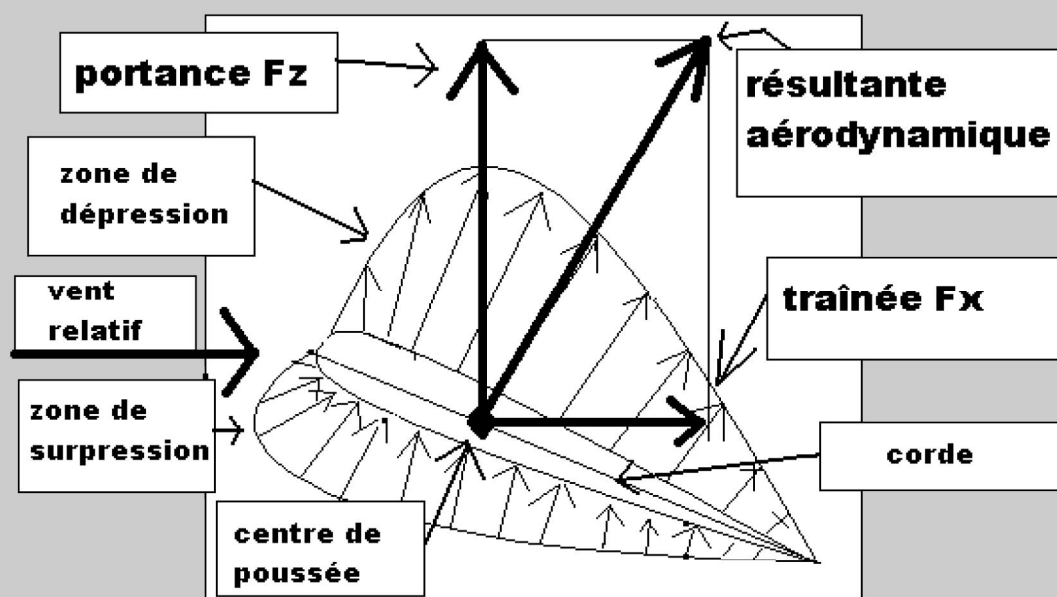
# AÉRODYNAMIQUE

et

# MÉCANIQUE DU VOL



du **B.I.A** au **C.A.E.A**



## TABLE DES MATIÈRES

# AÉRODYNAMIQUE / MÉCANIQUE DU VOL

## Chapitre 1

### L'AÉRODYNAMIQUE

#### 1 – L'AIR

1.1– Existence

1.2 – Propriétés physiques

#### 2 – L'ÉCOULEMENT

2.1– L'écoulement laminaire

2.2 – L'écoulement turbulent

2.3 – L'écoulement tourbillonnaire

#### 3 – LA RÉSISTANCE DE L'AIR

3.1 – Les causes

#### 4 – PARAMÈTRES INFLUENÇANT LES CAUSES

4.1 – Facteurs influençant la résistance de l'air

4.1.1 – aire

4.1.2 - vitesse

4.1.3 – masse volumique

4.1.4 – forme du corps

4.2 - Expression de la résistance de l'air

#### 5 – SURFACES PORTANTES

GÉNÉRALITÉS

5.1 - Plaques planes inclinées

#### 6 – PROFIL D'AILES

6.1 – Description d'un profil d'aile

#### 7 – ÉCOULEMENT DE L'AIR AUTOUR D'UN PROFIL

7.1 – Écoulement autour d'un profil

7.2 – Répartition des pressions

7.3 – La résultante aérodynamique

7.4 – Composante de la résultante aérodynamique

## **8 – INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE**

- 8.1 – Sous l'intrados**
- 8.2 – Sur l'extrados**
- 8.3 - Ondes de choc**
- 8.4 – Configuration des ondes de choc**
- 8.5 – Influence de l'angle d'incidence**

## **9 – INFLUENCE DE L'ALLONGEMENT**

- 9.1 – La traînée de profil**
- 9.2 – La traînée induite**
- 9.3 - L'allongement**
- 9.4 – Évolution de la résultante aérodynamique en fonction de l'incidence**

## **Chapitre 2**

### **MÉCANIQUE DU VOL**

#### **1- LE VOL EN PALIER RECTILIGNE UNIFORME**

- 1.1 – Conditions d'équilibre**
- 1.2 – La portance**
- 1.3 – Le poids**
- 1.4 – La force propulsive**
- 1.5 – La traînée**
- 1.6 – L'empennage horizontal**

#### **2 - ÉQUILIBRE DE L'AVION**

- 2.1 – Influence du centre de gravité**
- 2.2 – Effets des rafales**
  - 2.2.1 – La rafale ascendante**
  - 2.2.2 – La rafale descendante**

#### **3 – STABILITÉ DE L'AVION**

- 3.1 – Stabilité longitudinale**
- 3.2 – Stabilité latérale**
- 3.3 – Stabilité de route**
- 3.4 – Le décrochage**
- 3.5 - L'autorotation**

#### **4 – LE VOL EN MONTÉE RECTILIGNE UNIFORME**

- 4.1 – Influence de l'altitude sur la montée - plafond**

## **5 – LE VOL EN DESCENTE RECTILIGNE UNIFORME**

## **6 – LE VOL EN VIRAGE SYMÉTRIQUE EN PALIER**

### **6.1 – Les anomalies du virage**

#### **6.1.1 – Le dérapage**

#### **6.1.2 – La glissade**

### **6.2 – Boucle normale**

### **6.3 – Effets secondaires des gouvernes et contrôle du virage**

## **7 – LES EFFETS PERTURBATEURS DU GMP**

### **7.1 – Le couple de renversement**

### **7.2 – Le souffle hélicoïdal**

### **7.3 – Le couple gyroscopique**

## **8 – DÉCOLLAGE ET MONTÉE INITIALE**

### **8.1 - Alignement**

### **8.2 – Mise en puissance**

### **8.3 – Décollage ou rotation**

### **8.4 – Montée initiale**

### **8.5 – Montée normale**

### **8.6 – La distance de décollage**

### **8.7 – La distance de roulage**

### **8.8 – Les meilleures conditions de montée**

### **8.9 – Les paramètres influant sur le décollage**

## **9. - APPROCHE FINALE ET ATERRISSAGE**

### **9.1 – Approche initiale et finale**

### **9.2 – Approche finale**

### **9.3 - Atterrissage**

#### **9.3.1 – Atterrissage train tricycle**

#### **9.3.2 – Atterrissage train classique**

### **9.4 – La décision d'atterrissage**

## **TABLEAU DES UNITÉS**

## **TABLEAU DE CONVERSION D'UNITÉS**

## **RAPPEL DES FORMULES**

## **ALPHABET GREC**

## **EXERCICES**

## **SOLUTIONS**

# GÉNÉRALITÉ :

- **L'aérodynamique** est l'étude des phénomènes qui se créent autour d'un mobiles ( aéronef ) en déplacement dans l'air. Examiner en premier lieu le milieu dans lequel les aéronefs évoluent puis déterminer les critères pour qu'ils aient la forme la plus appropriée au vol.

- **La Mécanique du vol** est l'étude des forces s »appliquant à un aéronef en vol. Ces forces peuvent être regroupées en fonction de leur origine :

- \* origine inertielle, fonction des accélérations subies par la masse de l'avion.
- \* origine propulsive, générée par les moteurs de l'avion.
- \* origine aérodynamique, induite par la vitesse de déplacement de l'aéronef.

## Chapitre 1 : L'AÉRODYNAMIQUE

Avant d'entreprendre l'étude des phénomènes qui permettent à un aéronef de se maintenir dans l'atmosphère et d'y évoluer, il est utile de rappeler brièvement les propriétés caractérisant ce milieu.

### 1 - L'AIR :

#### 1.1 – Existence

L'air est le mélange gazeux qui constitue l'atmosphère terrestre ( voir météo ). Comme tous les gaz, il est composé de molécules extrêmement mobiles les unes par rapport aux autres.

Il est invisible, ce qui rend la compréhension des phénomènes relatifs au vol de l'avion d'autant plus difficile.

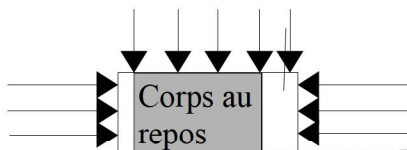
#### 1.2 – Propriété physiques :

- L'air est compressible : il est possible de réduire son volume en le comprimant
- L'air est expansible : il tend à occuper un volume toujours plus grand
- L'air est élastique : résultante des 2 précédentes. C'est à dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le replace dans les conditions ayant précédé une compression ou une détente.
- L'air est pesant: par rapport aux autres corps, le poids de l'air reste faible ( voir météo), toutefois, il est déjà possible de donner trois paramètres principaux définissant l'état de l'air ambiant :

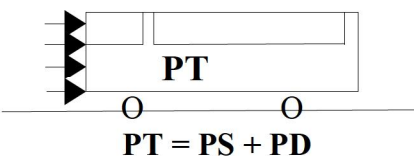
\* masse volumique , notée  $\rho$ , et exprimée en  $\text{kg.m}^3$

\* **la pression**, force exercée par unité de surface, notée  $P$ , et exprimée en Pascal ( Pa )

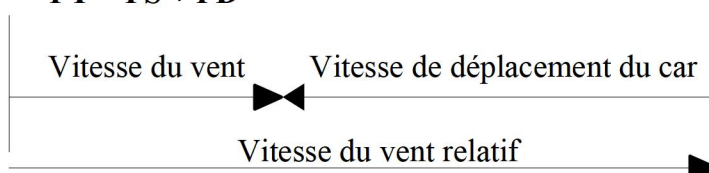
C'est l'effet porteur dû aux actions combinées des pressions et dépressions que l'air  
la pression est l'application d'une force sur une surface :  $P = F / S$



1/ **Corps au repos** : on appelle « **pression statique PS** », la pression exercée par l'air immobile sur toute la surface d'un corps au repos.



2/ **Corps en mouvement**: on appelle « **pression dynamique PD** », l'énergie acquise par l'air grâce à sa vitesse , ou pression due à la vitesse du vent relatif appliqué sur une surface perpendiculaire aux filets d'air  
La valeur de cette pression peut-être exprimée par la loi de Bernoulli:



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

$V =$  vitesse du vent relatif

$\rho =$  masse volumique de l'air

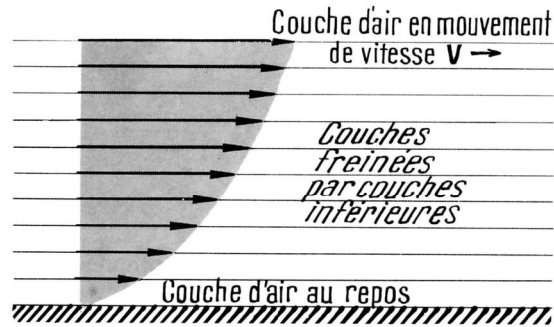
La force résultant de la pression dynamique sur une surface perpendiculaire « S » vaut :

$$\text{Force} = \text{Pression} \times \text{Surface} \Rightarrow \text{Force aérodynamique} = PD \times S = \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

\* **la température**, notée  $T$ , et exprimée en Kelvin ( K )  
 ( rappelle :  $T ( K ) = T ( ^\circ C ) + 273$  )

\* **la viscosité** : la viscosité caractérise la cohésion interne d'un fluide. Résistance au déplacement des molécules les unes sur les autres, varie avec les fluides.

Les forces de viscosité sont des forces tangentielles de contact entre deux couches du fluide.  
 Nombre de **Reynolds**, il chiffre l'influence de la viscosité, sans unité.



## 2 - L'ÉCOULEMENT :

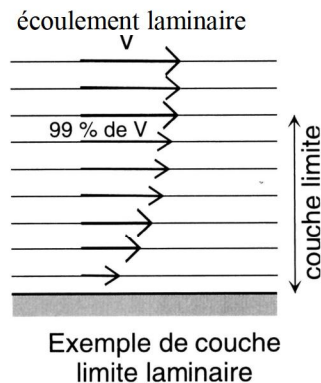
Terme générique définissant le déplacement de l'air. On distingue en général trois types d'écoulement classés selon le comportement des particules d'air :

**2.1- l'écoulement laminaire** : les particules d'air suivent des trajectoires parallèles et l'air en mouvement se comporte comme s'il était constitué de lames superposées glissant parfaitement les unes sur les autres.

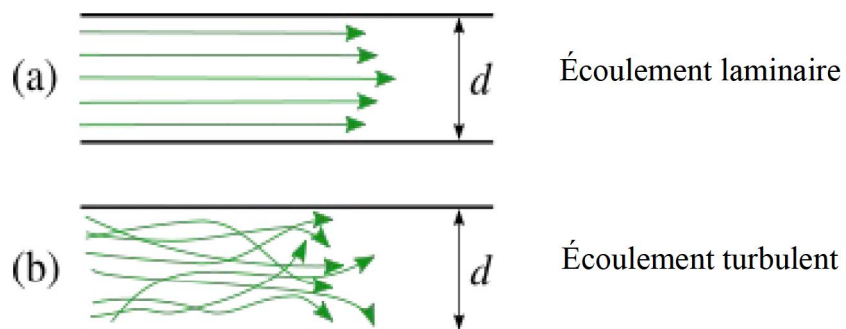
Au voisinage d'une surface solide, la vitesse de l'écoulement ralentit au fur et à mesure que l'on s'en approche pour finalement s'annuler au contact de celle-ci.

Cette couche d'air freinée s'appelle " **la couche limite** ".

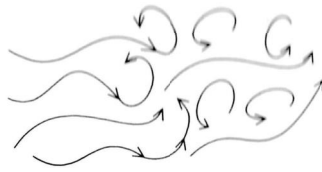
La couche limite est cette couche d'air dans laquelle se produit l'effet de cisaillement, c'est la couche entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti que l'on appelle aussi l'écoulement potentiel ( laminaire ).



**2.2- l'écoulement turbulent** : les particules d'air suivent des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens avec une même vitesse d'ensemble.



**2.3- l'écoulement tourbillonnaire:** l'ensemble de l'écoulement est très désordonné et, bien que globalement tout l'écoulement d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons.



Écoulement tourbillonnaire

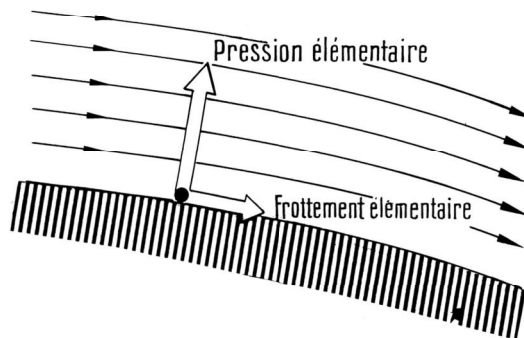
### 3 - LA RÉSISTANCE DE L'AIR :

#### 3.1- Les causes :

Chaque corps en mouvement dans l'air est soumis de la part de celui-ci à une résistance qui tend à s'opposer à ce mouvement. Cette résistance a son origine dans les propriétés de l'air ( voir chapitre précédent ), mais dépend aussi des caractéristiques du corps concerné ( surface, forme.... ).

Cette action de l'air se traduit en chaque point de la surface du corps par :

- une force élémentaire de pression perpendiculaire à la surface
- une force élémentaire de frottement tangente à la surface

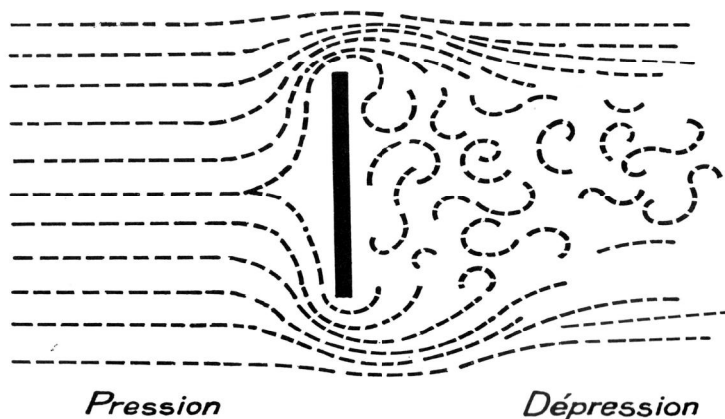


### 4 - PARAMÈTRES INFLUENÇANT LA RÉSISTANCE DE L'AIR :

Les forces de pression dépendent de la forme du corps et la disposition que celui-ci occupe par rapport à la direction de la vitesse relative.

Les forces de frottement, dues à la viscosité de l'air, ont un effet directement en rapport avec l'étendue de la surface du corps et aussi avec l'état de cette surface.

Plaçons une plaque plane perpendiculairement au courant d'air ( vent relatif ). A l'avant de la plaque, l'air va exercer une forte pression, tandis qu'à l'arrière se forme un " vide " qui tend à aspirer la plaque.



Pression

Dépression

Dans ces conditions, la plaque est soumise à une force horizontale : **la résistance de l'air**. Un installant un appareil ( dynamomètre) relié à la plaque, on va pouvoir mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui font varier cette force.

## 4.1- Facteurs influençant la résistance de l'air :

**4.1.1- Aire** . Si on double l'aire de la plaque plane, la force mesurée par le dynamomètre double également : **La résistance de l'air est proportionnelle à l'aire**

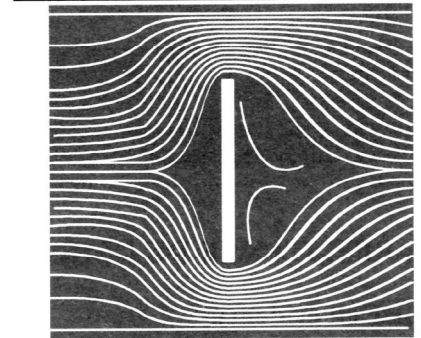
**4.1.2- Vitesse** : En augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi : **La résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse** ( PM:si la vitesse de l'écoulement triple, la résistance est multipliée par neuf )

**4.1.3- Masse volumique:**la densité de l'air diminue avec l'altitude, la résistance de l'air va diminuer également. On en déduit donc :

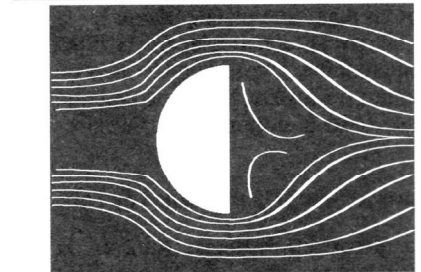
**La résistance de l'air est proportionnelle à la masse volumique de l'air.**

### 4.1.4- Forme du corps :

Un disque plat perpendiculaire au courant d'air d'une soufflerie, les filets d'air s'entassent à l'avant du disque et le contournent difficilement.

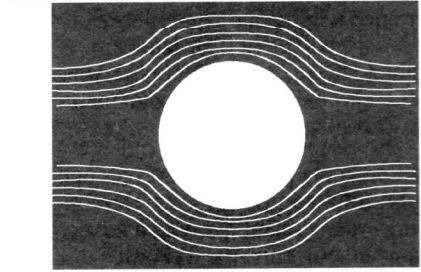


Si nous ajoutons une demi-sphère à l'avant de ce disque, nous remarquons que la zone de pression diminue d'une façon appréciable mais, qu'à l'arrière, la dépression et les tourbillons subsistent.

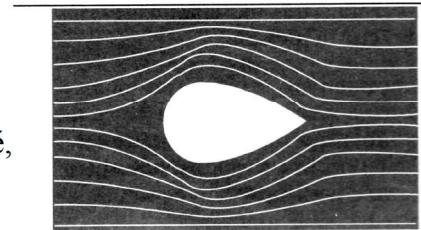


Ajouté d'une seconde demi-sphère à l'arrière, nous obtenons, nous obtenons un corps sphérique.

L'écoulement est amélioré, la résistance est fortement diminuée, mais n'est pas complètement résorbée.



Pour combler cette zone, étirons la demi-sphère arrière pour obtenir, sensiblement, la forme d'un œuf. Les filets d'air se rejoignent à l'arrière sans présenter de tourbillons. Il n'existe plus, qu'une très faible résistance de l'air. Le corps obtenu est un corps fuselé, avec pourtant un même maître couple.



## 4.2- Expression de la résistance de l'air :

Tenant compte des paramètres précédents, soit : proportionnelle à la surface, au carré de la vitesse, à la masse volumique et à la forme du corps, nous pouvons écrire la relation sous la forme :

$$R = K \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

avec :

- **R** résistance de l'air exprimée en Newton
- **K** coefficient qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface
- **$\rho$**  masse volumique de l'air exprimée en  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$
- **V** vitesse exprimée en  $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
- **S** aire exprimée en  $\text{m}^2$



## 5 - SURFACES PORTANTES

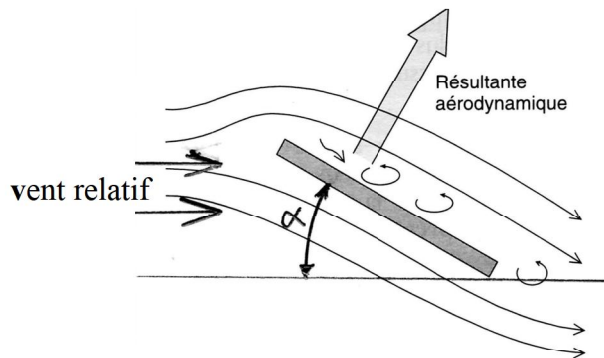
### GÉNÉRALITÉS.

Nous avons fait connaissance avec la force appelée **RÉSISTANCE** que l'air exerce sur tout corps en mouvement, et nous avons appris comment il était possible de la réduire au maximum, son action tendant à s'opposer au déplacement du corps. Ayant considéré les corps présentant les meilleures qualités de pénétration dans l'air, nous allons étudier à présent ceux dont le but essentiel est d'utiliser cette résistance, considérée comme nuisible, pour **PORTER** dans l'air : il s'agit des **SURFACES PORTANTES**.

#### 5.1- Plaques planes inclinées :

- une plaque plane placée perpendiculaire à la direction d'un courant d'air est le siège d'une *pression à l'avant* et d'une *dépression à l'arrière*.
- une plaque plane disposée parallèlement aux filets d'air est le siège d'une résistance minimale due simplement au frottement de l'air sur les deux parois de la plaque.

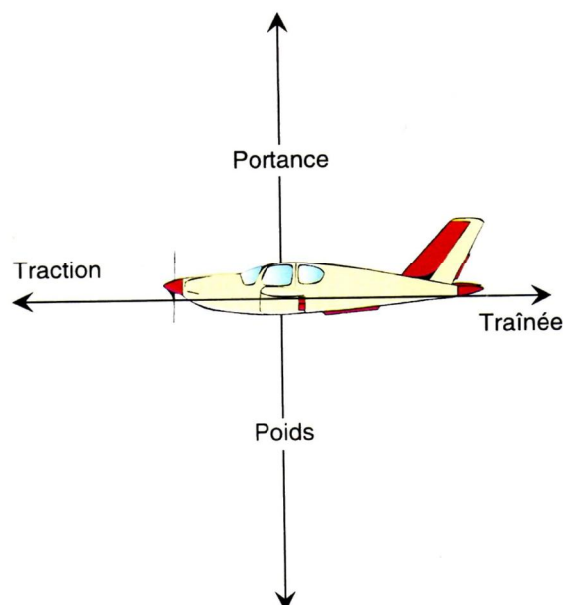
Inclinons cette plaque dans une position intermédiaire, c'est à dire faisant un angle  $\alpha$  avec la direction du courant d'air, appelé " vent relatif " et l'angle formé " angle d'attaque " .  
Cette fois la force qui s'exerce sur la plaque n'est plus horizontale, mais est inclinée vers l'arrière : on l'appelle alors : **résultante aérodynamique**.



La résistance de l'air sur la plaque est une force unique (résultante aérodynamique), mais elle peut se décomposer en deux forces composantes :

- une composante horizontale ( // au sens de l'écoulement ) qui constitue **la traînée**
- une composante perpendiculaire à cette dernière, dirigée vers le haut, que l'on appelle **la portance**

Sur un avion en vol horizontal à vitesse constante, la **portance** équilibre le **poids** et la **traction** de l'hélice ( ou la poussée d'un réacteur ) doit équilibrer la traînée.



On s'aperçut très vite que les qualités d'une surface portante ( maximum de portance, minimum de traînée ) dépendaient, dans une large mesure, de sa forme et , en particulier de son **PROFIL**.

## 6 - PROFIL D'AILE :

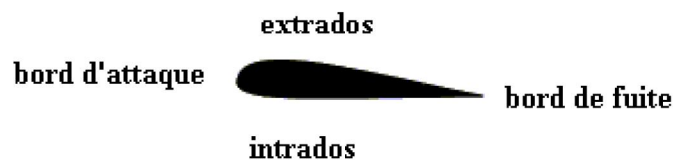
Les surfaces portantes planes employées au début de l'aviation pour la réalisation des ailes d'avions sont apparues rapidement moins efficaces que les surfaces courbes. Des expériences aérodynamiques effectuées en soufflerie ont montré qu'une surface courbe est plus porteuse, à surface égale, qu'une surface plane.

En effet, les filets d'air s'incurvent alors facilement et " collent " mieux à une surface courbe.



Comme vous pouvez le voir les deux faces sont différentes.

Celle du dessus, appelée **extrados**, est très "bombée", et celle du dessous, appelée **intrados** est presque plate.



Le résultat de cette dissymétrie, c'est que l'air passant sur l'extrados doit contourner l'obstacle constitué par l'aile (donc accélération pour éviter le rapprochement) tandis que l'air passant sous l'intrados n'a pratiquement aucun obstacle à contourner.

Il y aura donc accélération de l'air sur l'extrados, et **pas ou presque pas** sous l'intrados.

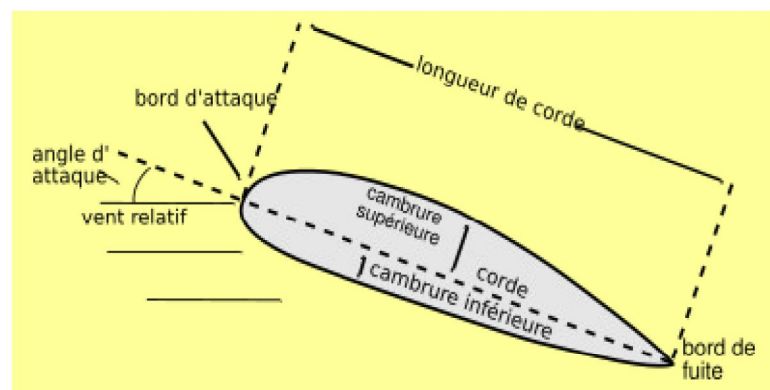
L'air s'écoulera donc plus rapidement sur l'extrados que sous l'intrados.

Cette augmentation de la vitesse d'écoulement a pour effet de provoquer une baisse de la pression sur l'extrados par rapport à l'intrados.

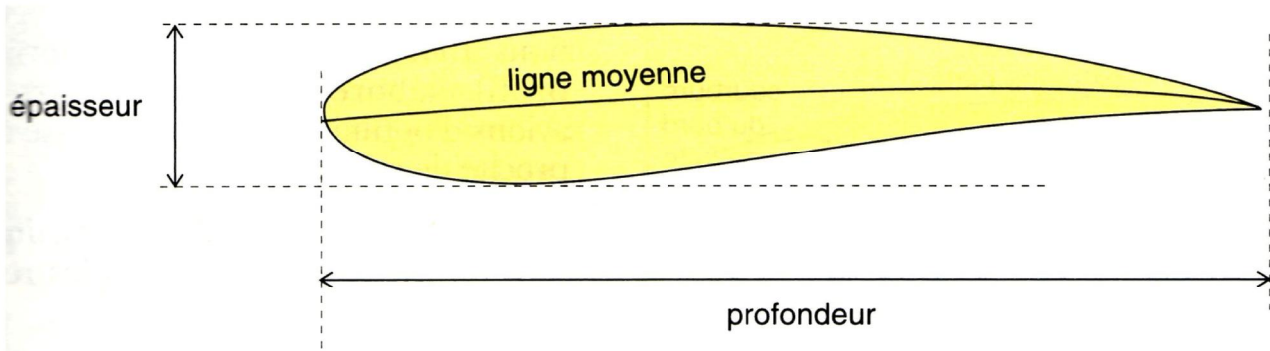
**La différence de pression ainsi créée entre l'intrados et l'extrados produit une force dirigée de bas en haut, c'est la PORTANCE**

On appelle **PROFIL** la coupe verticale de l'aile par un plan // au plan de symétrie de l'avion.

### 6.1- Description d'un profil d'aile :



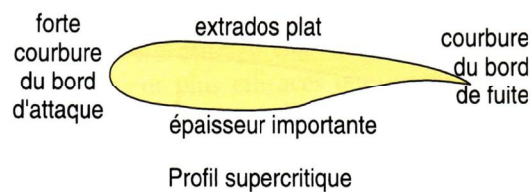
- **Bord d'attaque**: point le plus en avant du profil
- **Bord de fuite** : point le plus en arrière du profil
- **Corde**: segment de droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite. Également appelée profondeur du profil
- **Angle d'incidence** ( ou d'attaque ) : angle formé entre la corde et la direction des filets d'air, noté  $\alpha$  .



- **Ligne moyenne** : ligne formée par tous les points équidistants de l'extrados et de l'intrados.
- **Épaisseur**: distance maximale entre l'intrados et l'extrados, mesurée perpendiculairement à la corde.
- **Épaisseur relative** : rapport de l'épaisseur à la profondeur du profil. Elle est exprimée en pourcentage de la profondeur.

Pour les avions des années 1980, sont apparues des formes de profil élaborées pour permettre à ces avions d'optimiser les domaines de vol à vitesse élevée, proche de celle du son, facilité par l'intrusion des ordinateurs de bord.

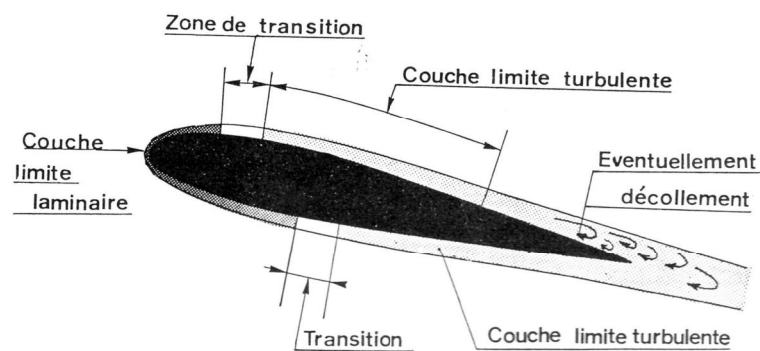
Ces profils sont appelés SUPERCRITIQUES, caractérisés par un extrados relativement plat et un intrados convexe.



## 7 - ÉCOULEMENT DE L'AIR AUTOUR D'UNE AILE

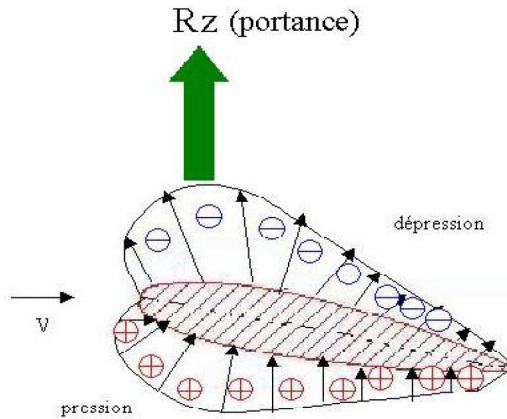
### 7.1- Écoulement autour d'un profil :

Des expériences faites en soufflerie ont permis de déterminer, de façon précise, le phénomènes de l'écoulement de l'air autour d'un profil, par la mesure des pressions et des vitesses.



La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile. Cette couche limite peut-être laminaire ou turbulente. Dans la plupart des cas, elle commence par être laminaire sur la surface voisine du bord d'attaque puis devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition. Ce point de transition n'a pas une position fixe, aussi existe-t-il, en réalité, une zone de transition dont les limites dépendent, en grande partie, de la turbulence de l'atmosphère. Sous certaines conditions, les filets fluides peuvent se séparer de la paroi et le phénomène du décollement apparaît.

## 7.2- Répartition des pressions :



**A l'extrados :** Tout l'extrados est le siège d'une dépression locale généralisée,

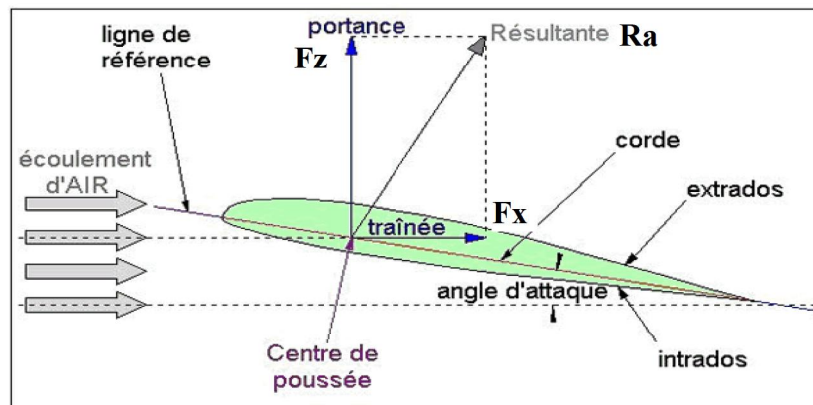
La couche limite, d'abord laminaire, devient peu à peu turbulente, voir tourbillonnaire lorsqu'on approche du bord de fuite.

**A l'intrados :**

Le profil constituant un obstacle à l'écoulement, l'air va se trouver freiné: on voit donc apparaître une surpression localisée sur l'intrados.

## 7.3- La résultante aérodynamique :

C'est la force générée par l'ensemble des surpressions à l'intrados et dépressions à l'extrados, elle augmente avec la finesse et se déplace suivant l'angle d'incidence, le point d'application de la résultante aérodynamique s'appelle le "**CENTRE DE POUSSÉE**".



## 7.4- Composante de la résultante aérodynamique : ( Ra )

**La portance ( Fz ) :** est la composante aérodynamique perpendiculaire aux filets d'air du vent relatif.

Exprimée :

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

**Coefficient de portance :**

$$Cz = \frac{2 Fz}{\rho V^2 S}$$

**La trainée ( Fx ) :** est la composante aérodynamique parallèle aux filets d'air du vent relatif.

Exprimée :

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

**Coefficient de trainée :**

$$Cx = \frac{2 Fx}{\rho V^2 S}$$

## Résultante aérodynamique ( Ra ) :

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

avec **Cr** : coefficient aérodynamique

$\rho$  : masse volumique de l'air en  $kg.m^3$  /  $V$  : vitesse de l'avion en  $m/s^2$  /  $S$  : surface de la voilure en  $m^2$

**Cz** : coefficient sans unité appelé **coefficient de portance**

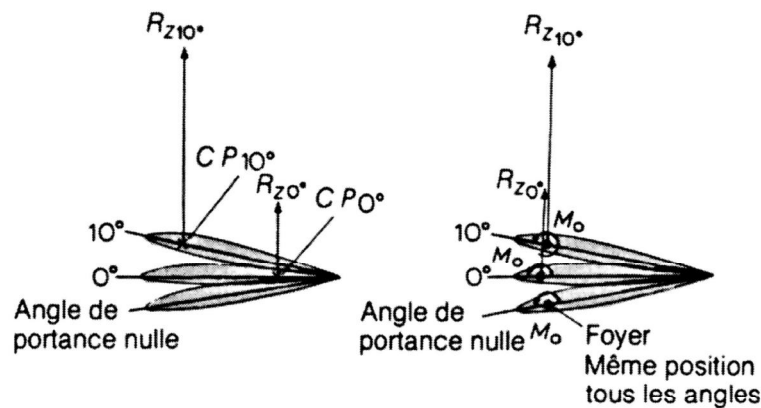
**Cx** : coefficient sans unité appelé **coefficient de traînée**

Les coefficients Cz et Cx sont respectivement les coefficients de portance et de traînée. Ils varient en fonction : **a/ de la forme du profil** **b/ de l'angle d'incidence**

**Le foyer** est un point fixe où s'applique les variations de portance lorsque l'incidence varie.

On peut donc considérer de deux manières différentes les effets d'augmentation de l'angle d'incidence sur le moment de tangage d'un profil aérodynamique, ( ou d'un avion ). D'une part, on peut considérer que la portance varie et que son point d'application ( centre de poussée ) se déplace. D'autre part, on peut considérer que le **point d'application ( foyer ) est fixe** et que **seule la portance varie**.

Aux vitesses subsoniques, l'expérience démontre que le foyer de l'aile se trouve habituellement **au quart de la corde moyenne à partir du bord d'attaque** ( 0,25l ).

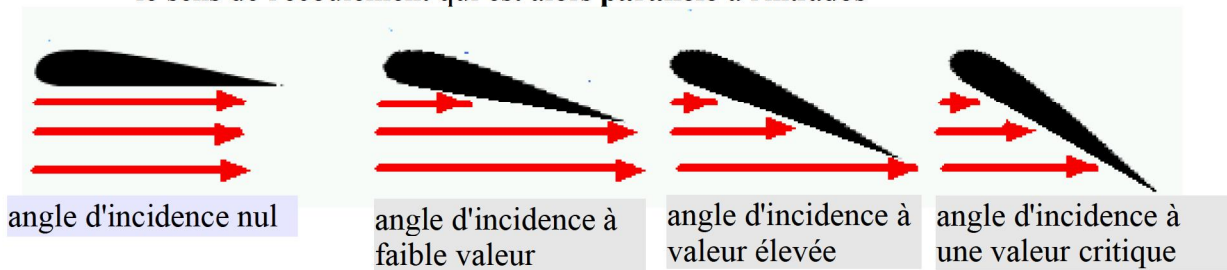


## 8 - INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE :

**Rappel**, l'angle d'incidence est l'angle formé entre la corde et la direction des filets d'air ( vent relatif ), noté  $\alpha$ . Lorsque l'angle d'incidence de l'aile augmente, les conditions changent aussi bien sous l'intrados que sur l'extrados.

### 8.1- Sous l'intrados :

Lorsque l'angle d'incidence est nul (aile parfaitement horizontale), on peut dire que l'intrados n'est soumis qu'à la pression statique, la pression dynamique n'agissant que dans la direction et le sens de l'écoulement qui est alors **parallèle** à l'intrados

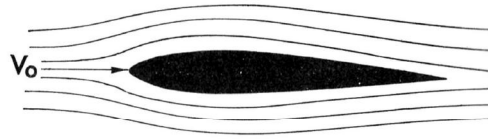


On peut donc dire qu'au niveau de l'intrados, l'augmentation d'angle d'incidence entraîne une augmentation de la pression dans son ensemble, donc de la portance.

Nous verrons plus tard que les choses sont un petit peu plus compliquées, et que quelque chose se passe au niveau de l'extrados qui, à partir d'un certain angle, fait plutôt chuter la portance: c'est le décrochage, on y reviendra.

## 8.2- Sur l'extrados :

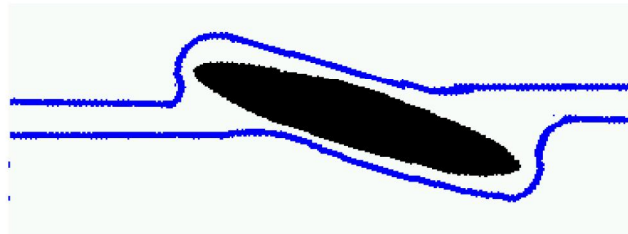
Lorsqu'un objet est contourné par un écoulement, cet écoulement "s'ouvre" devant l'objet pour le contourner de tous les côtés, et se "referme" derrière pour continuer sa "route", comme ceci:



L'endroit où l'écoulement se sépare et "s'ouvre", et celui où l'écoulement se "referme" s'appellent **les points d'arrêt**, ou plus exactement, la séparation se fait juste devant le point d'arrêt. Au point d'arrêt lui-même, l'écoulement est bloqué.

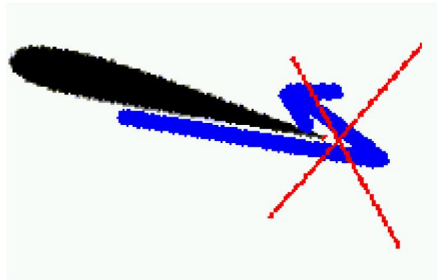
Sur un profil elliptique, les points d'arrêts "amont" et "aval" se trouvent respectivement au bord d'attaque et au bord de fuite.

Si le profil fait un certain angle avec l'écoulement, on retrouve les points d'arrêts de chaque côté, à ceci près que le point d'arrêt amont se trouve désormais un peu en dessous du bord d'attaque, et que le point d'arrêt aval se trouve un peu au dessus du bord de fuite, comme ceci:



Si maintenant, on remplace ce profil elliptique par un vrai profil d'aile, c'est à dire par un profil dont le bord de fuite est effilé, cela change tout.

L'air passant sous l'intrados ne peut contourner un bord de fuite très mince parce que cela implique, pour l'air, de pouvoir effectuer un virage "en épingle à cheveux".



La conséquence de cela, c'est que le point d'arrêt aval d'une aile est **toujours** au bord de fuite, même si l'angle d'incidence augmente.



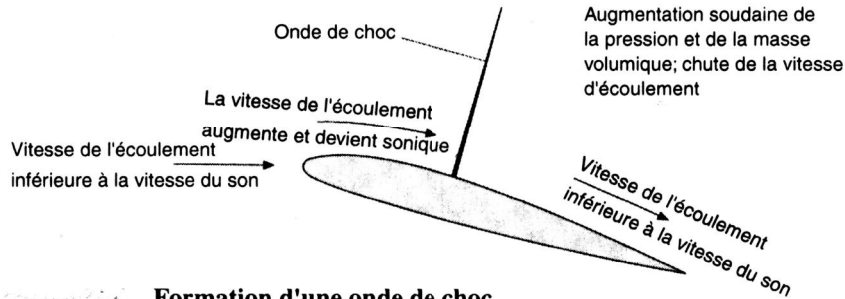
( Pour de plus amples informations sur ce sujet, je vous conseille de vous rendre sur le site " [accrodavions](#) ".)

### 8.3- Ondes de choc :

Quand la vitesse de l'écoulement autour d'un corps profilés augmente, le premier phénomène qui révèle un changement dans la nature de l'écoulement est la transformation, en un point donné, du régime laminaire en régime turbulent.



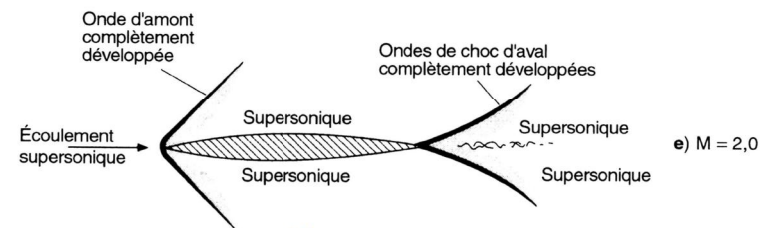
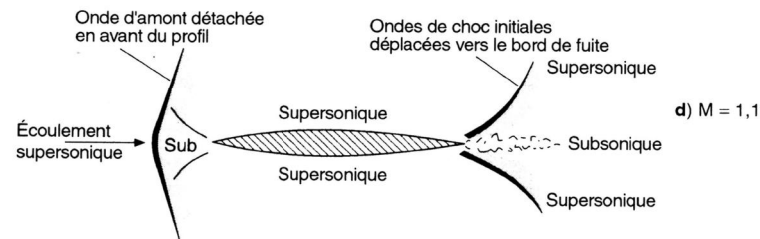
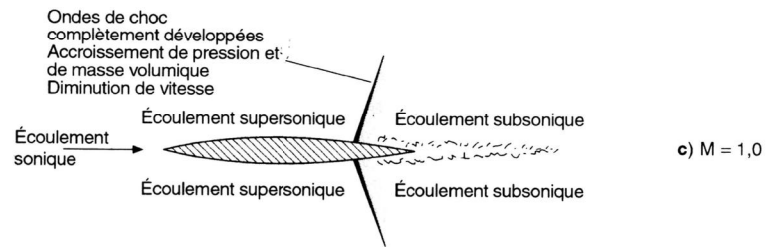
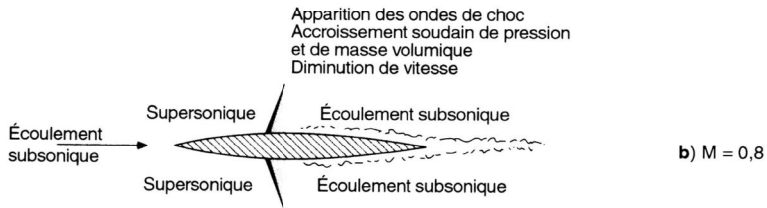
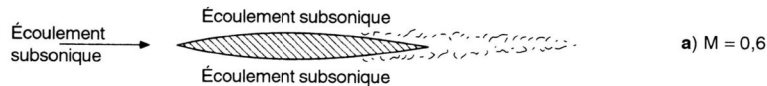
Modification de l'écoulement.



Formation d'une onde de choc.

A mesure que la vitesse augmente, le point de transition se déplace vers l'avant : le sillage turbulent s'amplifie et s'avance graduellement sur la surface de l'aile en partant du bord de fuite.

### 8.4- Configuration des ondes de chocs :



Sur une aile à profil symétrique et à angle d'attaque nul, deux ondes de choc apparaissent au même moment sur l'intrados et l'extrados, leur base est très proche du point de cambrure maximale, et elles sont presque perpendiculaires aux surfaces de l'aile.

Les ondes de choc tendent à se déplacer vers l'arrière, mais, ce faisant, elles deviennent plus fortes et plus longues, et les turbulences en arrière de ces ondes deviennent plus violentes. A une vitesse légèrement supérieure à celle du son, une autre onde, appelée onde d'amont, apparaît en avant du profil, tandis que les ondes initiales, qui se trouvent maintenant au voisinage du bord de fuite, tendent à s'incurver pour former une onde d'aval. Si la vitesse augmente encore, l'onde d'amont vient s'attacher au bord d'attaque, et les deux ondes s'inclinent davantage vers l'arrière.

Au niveau de chaque onde, on rencontre une augmentation brutale de pression, de masse volumique et de température, une diminution de vitesse ainsi qu'un léger changement de direction de l'écoulement.

**Calcul de la vitesse du son ( c ) :**

$$c = 20,1 \sqrt{T} \text{ ( en m/s)}$$

$$c = 39 \sqrt{T} \text{ ( en kt)}$$

**NB :** la vitesse du son ne dépend que de la température

**Calcul du nombre de Mach ( M ) :**

$$M = V_v / c$$

si  $V < c$        $M < 1$  l'écoulement est subsonique

si  $V = c$        $M = 1$  écoulement sonique

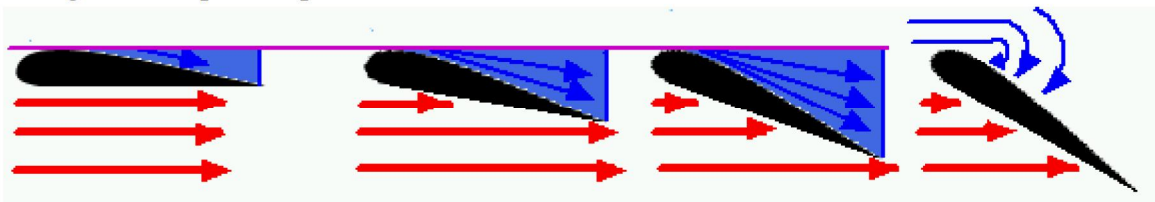
si  $V > c$        $M > 1$  l'écoulement est supersonique

**Température d'impact en fonction de M :**

$$T_i = T_s ( 1 + 0,2 M^2 ) \text{ ou } T_i/T_s = 1 + 0,2M^2$$

**8.5- Variations de l'angle d'incidence :**

Au fur et à mesure que l'angle d'incidence augmente, l'air passant sur l'extrados, doit "alimenter" seul, une zone, s'élargissant de plus en plus .



Lorsque l'incidence atteint une certaine valeur, le champ de dépression sur l'extrados diminue brutalement, alors qu'à l'intrados il y a peu d'évolution : on atteint à ce moment **l'incidence de décrochage**.

L'augmentation de la portance avec l'angle d'incidence vient à la fois de l'augmentation de l'action de la pression dynamique sous l'intrados, et de l'augmentation de la vitesse d'écoulement sur l'extrados (surtout la partie avant) à cause de la légère dépression qui règne en aval.

**9 - INFLUENCE DE L'ALLONGEMENT : traînée induite**

La traînée totale d'une aile peut-être regardée comme étant la somme de deux traînées particulières , de caractères assez différents :

**9.1- la traînée de profil :** trouve ses origines dans le frottement superficiel de l'air visqueux sur la surface plus ou moins lisse de l'aile.

**Coefficient de traînée de profil ( Cxp )**

$$C_{xp} = C_{xr} + C_{xf}$$

**Cxr :** coefficient de traînée de forme du profil      **Cxf :** coefficient de traînée de frottement  
 $C_{xp} \uparrow$  si  $C_{xr} \uparrow$  et  $C_{xf} \uparrow$  /  $C_{xf} \downarrow$  quand  $V \uparrow$

**9.2- la traînée induite :** conséquence de la portance.

Différence de pression entre l'intrados et l'extrados, il existe sur l'extrados une convergence des filets fluides vers le plan de symétrie de l'aile ( en direction du fuselage ), tandis qu'au contraire sous l'intrados les filets sont déviés vers l'extérieur de l'aile.

**Coefficient de traînée induite ( Cxi )**

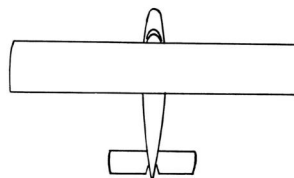
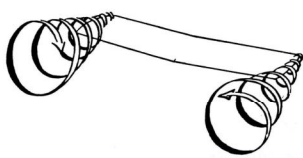
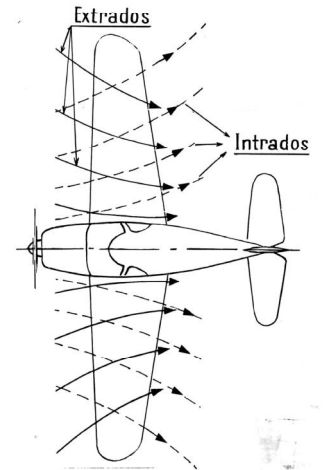
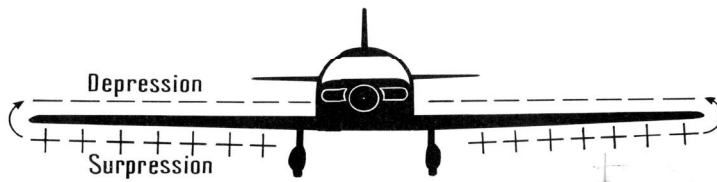
$$C_{xi} = C_z^2 / \pi \lambda$$

$C_{xi} \uparrow$  si  $C_z \uparrow$  et si  $\lambda \uparrow$

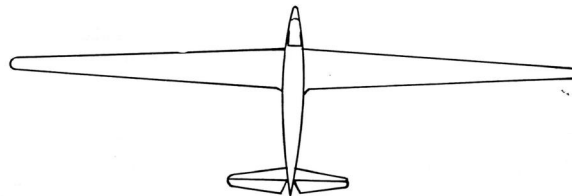
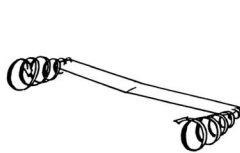


Ces différences de pression cherchent à se compenser, ce qui donne naissance à un mouvement tourbillonnaire qui affecte les bords marginaux de l'aile et qui s'étend fort loin en arrière : ce sont les **TOURBILLONS MARGINAUX**.

Un grand allongement est plus favorable aux faibles vitesses, alors qu'un grand allongement convient aux grandes vitesses.



Petit allongement : tourbillons marginaux importants



Grand allongement : tourbillons marginaux faibles

### 9.3- Allongement : rapport entre l'envergure et la profondeur moyenne de l'aile

$$\lambda = \frac{\text{b envergure}}{L_m} = \frac{b^2}{L_m x b} = \frac{b^2}{S}$$

$\lambda$  : lambda

**Lm** : profondeur moyenne

**b** : envergure

La forme de l'aile selon son profil et son allongement, influe également sur la résultante aérodynamique.

Un profil fortement cambré possède un bon rendement aux faibles vitesses, alors qu'un profil peu cambré convient mieux aux vitesses élevées.



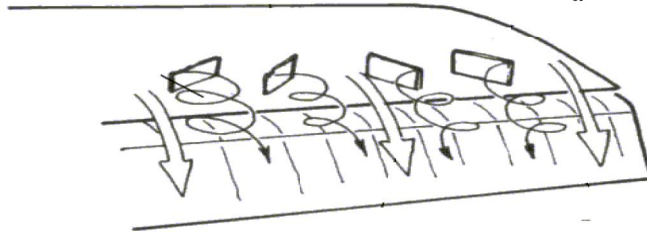
Il est possible de modifier la courbure du profil en vol grâce à un système dénommé "**volets de courbure**" ainsi que de réduire la traînée induite "**winglets**" ( voir **CONNAISSANCE AVION** ) 13

## Revenons rapidement sur la traînée induite :

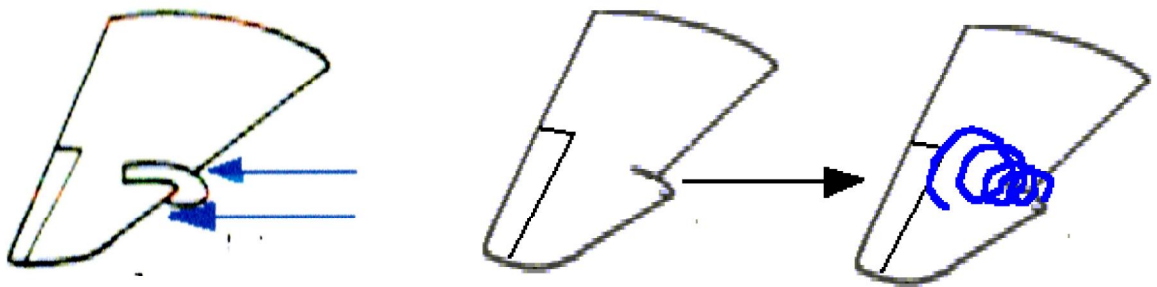
Ces tourbillons ou "vortex" d'extrémité de voilure sont indésirables car ils sont à l'origine d'un surcroît de traînée . C'est pourquoi on lutte contre eux " winglets ". Mais le principe de formation de ce genre de tourbillon peut être repris pour obtenir un effet retard au décrochage en réinjectant de l'énergie dans la couche limite.

### 1ère solution :

De petites pièces profilées sont placées verticalement sur l'extrados de l'aile. Elles engendrent donc des tourbillons comme ceci:



Placés non loin du bord de fuite, ces inducteurs de vortex peuvent servir à retarder le décrochage au niveau des ailerons ou des volets braqués.

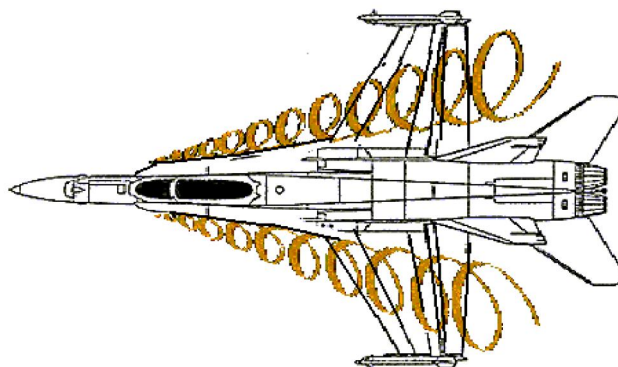


### 2ème solution : le décrochement de bord d'attaque.

Ces décrochements constituent des sortes "d'extrémités secondaires" que l'air tente de contourner provoquant l'apparition d'un vortex sur l'extrados . ( ex. voir Mirage F1 )

### 3ème solution : les apex.

Les apex sont des avancées de bord d'attaque de l'aile le long du fuselage. Il sont portants et donc susceptibles de produire un vortex, surtout une augmentation de portance aux grands angles d'incidence (plus l'angle d'incidence est grand, plus la différence de pression est grande, et plus le vortex est puissant).



## 9.4- Évolution de la résultante aérodynamique en fonction de l'incidence : Polaire

Définition :

La **POLAIRE** est la courbe essentielle pour déterminer les caractéristiques d'un profil, d'une aile ou d'un avion complet. Elle montre comment varie la portance et la traînée, en fonction de l'angle d'incidence.

### Points remarquables d'une polaire

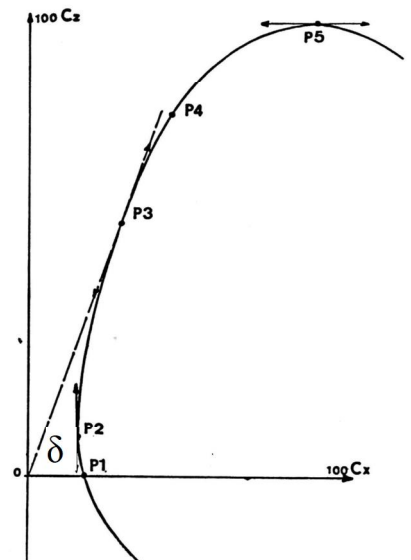
**P1  $C_z$  nul** : point de portance nulle

**P2  $C_z$  minimal** : point de traînée minimale. Il est déterminé par la tangente à la polaire menée parallèlement à l'axe des  $C_z$ .

**P3 finesse maximale** : elle est déterminée par la tangente à la polaire menée à partir de l'intersection des deux axes.

**P4 vitesse de chute minimale**: point de vitesse de chute minimale. Il est déterminé par le calcul ou par le graphique et correspond à  $C_x^2 / C_z^3$ .

**P5  $C_z$  maximal** : point de portance maximale. Il est déterminé par la tangente à la polaire menée parallèlement à l'axe des  $C_x$ .



La polaire est donc la "carte d'identité" aérodynamique de l'aile. Elle indique les caractéristiques de la voilure et permet des comparaisons avec d'autres. Le but étant d'obtenir le maximum de portance pour un minimum de traînée.

Il est donc intéressant de calculer le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée.

Ce rapport est appelé **FINESSE AERODYNAMIQUE** qui s'écrit :

$$\text{Finesse } f = C_z / C_x = F_z / F_x = \text{tg } \delta$$

A finesse maximale,

Coefficient de portance de  $f$  max :  $C_z = \sqrt{a/b}$

Coefficient de traînée de  $f$  max :  $C_x = 2a$

Soit

$$f \text{ max} = \frac{1}{\sqrt{4ab}}$$

## Chapitre 2 :

# MÉCANIQUE DU VOL

Le chapitre précédent montrait les effets de l'air sur une aile. Les connaissances acquises vont maintenant être appliquées à l'étude du vol de l'avion.

# 1 - LE VOL EN PALIER RECTILIGNE UNIFORME

## 1.1- Conditions d'équilibre :

Quatre forces s'équilibrant deux à deux vont s'appliquer à l'avion:

- l'avion vole selon une trajectoire horizontale, donc la **portance** doit équilibrer le **poids** :
  - \* la portance des ailes,  $R_z$ , qui agit verticalement vers le haut et dont le point d'application est le centre de poussée.
  - \* le poids de l'avion,  $P$ , qui agit verticalement vers le bas et dont le point d'application est le centre de gravité.

$$R_z = mg$$

- pour voler à vitesse constante, la **traction** de l'hélice ( ou la poussée du réacteur) doit équilibrer la **traînée** :

- \* la force propulsive,  $T$ , qui agit horizontalement vers l'avant.
- \* la traînée,  $R_x$ , qui agit horizontalement vers l'arrière.

$$T = R_x$$

### En développant ces 2 relations, on obtient :

- l'équation de sustentation :

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

- l'équation de propulsion :

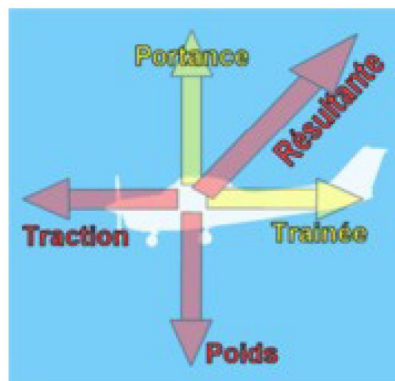
$$T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$$

Avec :

- $m$  : masse de l'avion en kg
- $g$  : accélération de la pesanteur :  $g = 9,81 \text{ m.s}^{-2}$
- $T$  : traction de l'hélice ( ou poussée du réacteur ) en N
- $\rho$  : masse volumique de l'air en  $\text{kg.m}^{-3}$
- $V$  : vitesse avion en  $\text{m.s}^{-1}$
- $S$  : surface de la voilure en  $\text{m}^2$
- $C_z$  : coefficient de portance ( sans dimension )
- $C_x$  : coefficient de traînée ( sans dimension )

En faisant le rapport de ces 2 équations, on obtient une nouvelle relation :

$$\frac{mg}{T} = \frac{C_z}{C_x} = f, \text{ soit : } T = mg / f \quad \text{où } f \text{ représente la finesse de l'avion}$$



## 1.2- La portance :

Nous venons de voir qu'en vol horizontal la portance équilibre le poids. Dans tous les cas où cette égalité n'est pas satisfaite, l'avion ne peut plus voler horizontalement.

Suite aux égalités précédentes de sustentation, les variables restent le coefficient de portance  $C_z$  et la vitesse  $V$ . Si l'un d'eux augmente, l'autre doit diminuer et inversement pour que la portance reste constante.

$C_z$  ne variant qu'avec l'angle d'incidence, il s'ensuit qu'à chaque vitesse de vol correspond un angle d'incidence bien déterminé ( voir chapitre polaire ).

Le centre de poussée dépend également de l'emplacement des ailes, le constructeur doit donc impérativement trouver précisément l'endroit où il doit fixer les surfaces portantes sur le fuselage.

### 1.3- Le poids :

La position du centre de gravité dépend de la répartition du poids de la cellule et de la répartition du chargement. Mais il faut y ajouter également le déplacement du centre de gravité en vol dû à la consommation de carburant, au déplacement de passagers et également pour un avion de combat au largage de matériel ou de bombes.

### 1.4- La force propulsive ( ou tractive ) :

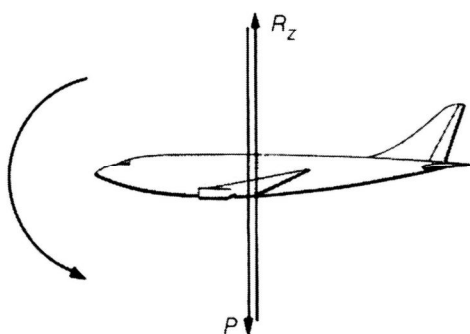
La ligne d'action de la force propulsive est déterminée par la position de l'axe de l'hélice ou du centre du réacteur, qui dépendent à leur tour de la position du ou des moteurs.

### 1.5- La traînée :

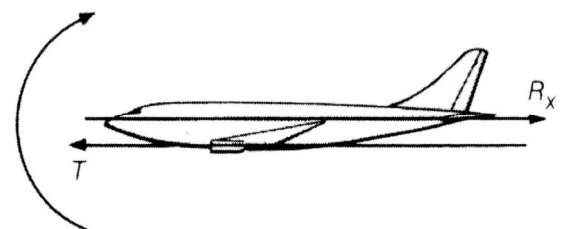
La traînée totale se compose des traînées des différentes parties de la cellule, la traînée du fuselage, la traînée des empennages, la traînée du train d'atterrissage. Au constructeur de prendre en charge ces contraintes et de les réduire au maximum. Le constructeur doit estimer la traînée de chaque partie pour trouver la traînée totale et sa ligne d'action. Même quand on a trouvé la ligne d'action de la traînée, il faut garder à l'esprit qu'elle est susceptible de varier en fonction de l'angle d'incidence.

De ce fait, la portance sera située en arrière du poids. De cette façon, ces deux forces tendent à produire un piqué qui, en cas de panne moteur, donne automatiquement une assiette de plané.

Si la portance était en avant du poids, l'avion aurait tendance à décrocher dans la même situation. Cependant si l'emplacement des ailes est choisi de façon à ce que la portance soit en arrière du poids, il faut aussi compenser cette tendance à piquer quand le moteur fonctionne et que l'avion est en vol horizontal. Une façon évidente d'y parvenir est de faire en sorte que la ligne de traînée soit au-dessus de la ligne de force propulsive pour que le moment de ces deux forces fasse baisser la queue. Ce qui entraîne que la force propulsive doit être basse, ce qui pose quelques problèmes ( diamètre de l'hélice, hauteur du train ... ). Or, si l'on inverse la situation, on obtient un moment à piquer qui doit être contrebalancé en vol normal. On peut inverser la position du poids et de la portance, mais si le moteur s'arrête, la ligne de force propulsive s'annule, le moment cabreur produit par la portance et le poids engage l'avion vers le décrochage.



Portance en arrière du poids : moment piqueur.



Traînée au-dessus de la poussée : moment cabreur.

### 1.6- L'empennage horizontal :

Connaissant maintenant le problème. Quand on ne peut pas compter sur la disposition idéale de ces quatre forces, il faut chercher de l'aide. C'est l'**empennage horizontal**. A une bonne distance en arrière de la voilure, on installe un plan horizontal dont la fonction est de produire des forces aérodynamiques dirigées vers le haut ou vers le bas.

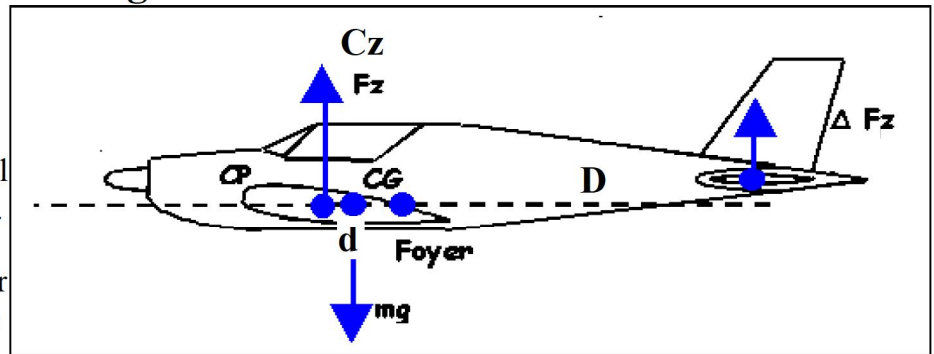
L'empennage n'a pas à être très grand puisque, avec un grand bras de levier, une petite force produit un grand moment de rétablissement.

## 2 - ÉQUILIBRE DE L'AVION :

### 2.1- Influence du centre de gravité :

Tenant compte des éléments vus précédemment, que le centre de gravité d'un avion n'est pas fixe, du carburant consommé durant le vol, il faut donc équilibrer ce déplacement.

La portance en avant du CG va créer un couple cabreur qui aura tendance à augmenter l'incidence. ( et inversement un couple piqueur )



$$Cz \cdot d = Fz \cdot D$$

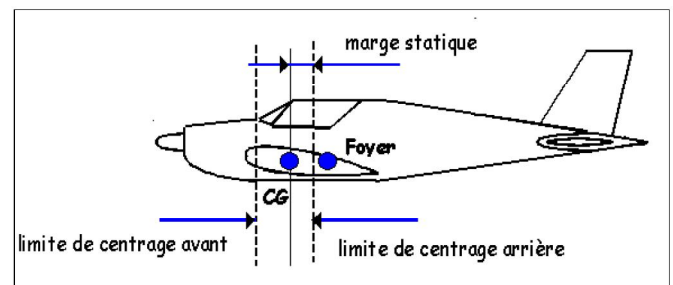
Soit :

**centrage AV => + stable**  
**- maniable**

**centrage AR => - stable**  
**+ maniable**

La gouverne de profondeur permet de contrer les déplacements du CG, mais il existe une limite qui correspond aux butées de cette gouverne, et de ce fait une limite aux déplacements de CG. Ces limites sont impératives, se nomment :

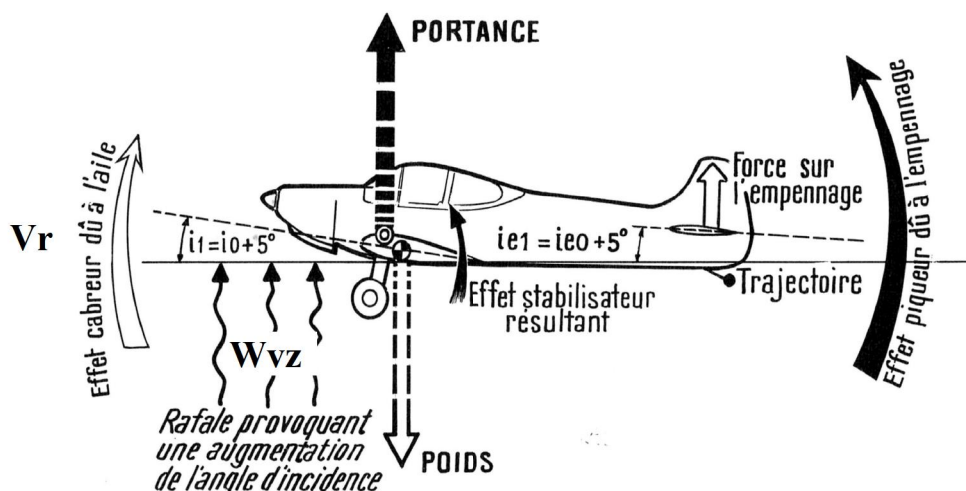
**le centrage**



Le centrage dépend du chargement de l'avion, il est différent selon le type d'avion et nécessite de la part du pilote une action préventive de vérification avant le vol en utilisant les informations du manuel d'avion.

### 2.2- Effets des rafales :

Un avion vole rarement en air absolument calme, il existe alors des rafales de vent qui peuvent être ascendantes ( venant du bas ) ou descendantes ( venant du haut )



**2.2.1- La rafale ascendante** se décompose en  $V_r$ , vent relatif supplémentaire et en  $W_vz$  composante de vent vertical .

Une rafale ascendante augmente l'incidence et par conséquent la portance.

Si, avant la rafale, l'avion volait à incidence maxi ( vitesse minimale et portance maxi ) le risque de décrochage existe au delà de la portance maxi.

**2.2.2- Une rafale descendante**, selon le même principe que la rafale ascendante, a un effet sur l'incidence de l'avion. Cette incidence diminue ce qui a pour effet de diminuer la portance, ce qui peut être dangereux lorsque l'avion est en phase d'atterrissage.

### 3 - STABILITÉ DE L'AVION :

La stabilité, c'est la capacité d'un avion de retourner à un état d'équilibre de vol donné lorsqu'il en a été écarté, sans que le pilote n'ait à intervenir.

Quant il s'agit de mouvements autour de l'axe de tangage, on parle de **stabilité ou de maniabilité longitudinale**.

Quant il s'agit de mouvement autour de l'axe de roulis, on parle de **stabilité ou de maniabilité latérale**.

Quant il s'agit de mouvements autour de l'axe de lacet, on parle de **stabilité ou maniabilité de route**.

#### 3.1- Stabilité longitudinale :

Dés que l'angle d'incidence augmente ou diminue, pour repousser le nez de l'avion vers le bas ou vers le haut et ramener l'angle d'incidence à sa valeur initiale, il faut que des forces agissent.

Problème déjà traité longuement lorsqu'il était question du moment de tangage et du mouvement du centre de poussée d'un profil aérodynamique.

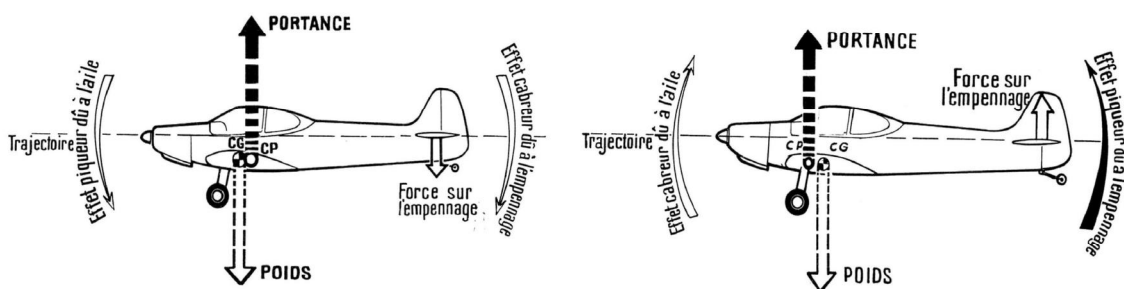
Mais il n'y pas que l'aile qui puisse influencer sur la stabilité longitudinale d'un avion complet. On peut dire que cette stabilité dépend de quatre facteurs :

- \* la position du centre de gravité, ou centrage.
- \* le moment de tangage du plan principal.
- \* le moment de tangage du fuselage de l'avion.
- \* l'empennage horizontal.

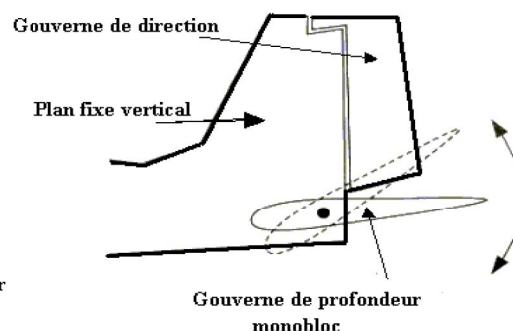
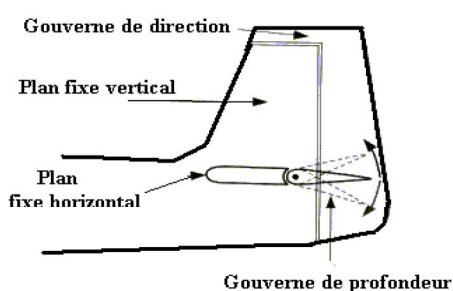
Participant également à une stabilité longitudinale, l'**angle de calage** de l'aile.

**Angle de calage** : c'est l'angle entre la corde du profil d'implanture et l'axe longitudinal de référence du fuselage.

Le contrôle en tangage se fait grâce à la gouverne de profondeur.

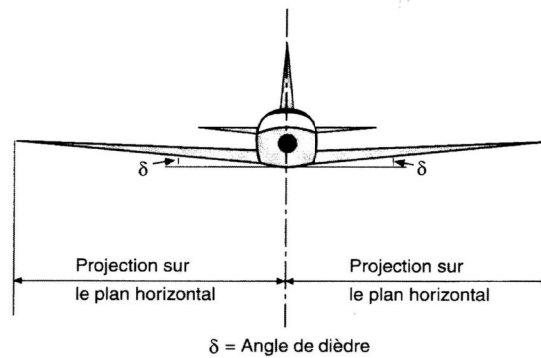


Certaines gouvernes de profondeurs sont constituées d'un plan fixe équipé d'une sorte de volet mobile, d'autre sont constituées d'une seule pièce entièrement mobile. ( PM voir Connaissance avion )

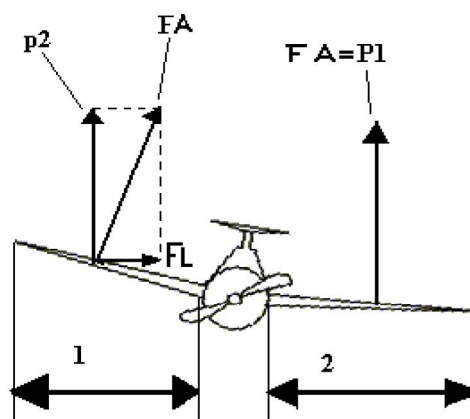


### 3.2- Stabilité latérale :

Parmi les différentes méthodes visant à rendre un avion latéralement stable, la plus courante consiste à donner aux ailes un angle, appelé dièdre. ( ici dièdre positif )



Angle de dièdre latéral.



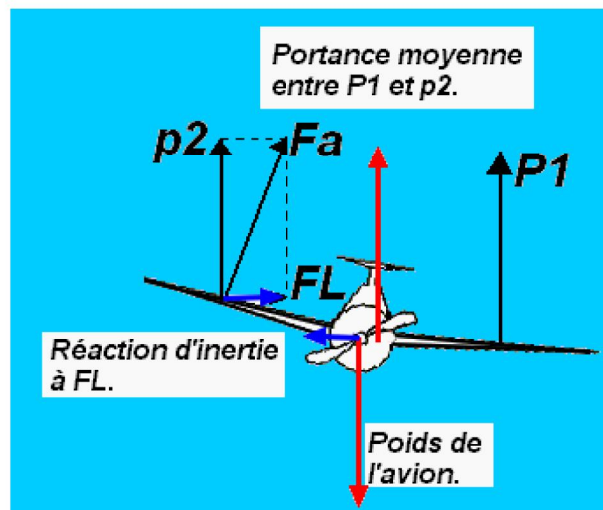
Instinctivement on peut penser qu'un tel dièdre peut servir à stabiliser l'avion comme ceci:

**Côté 1 :** la force aérodynamique (FA) (toujours perpendiculaire au plan de l'aile) est inclinée et donc se décompose en une force latérale (FL) et une portance ( $p2$ ) plus petite que FA.

**Côté 2 :** la force aérodynamique (FA) n'est pas inclinée et elle se confond avec la portance ( $P1$ )  $>$   $p2$ . Si  $P1$  est plus grand que  $p2$ , il devrait donc exister un couple tendant à redresser l'avion.

Malheureusement, ce n'est pas tout à fait aussi évident que cela.

Quand l'axe de tangage est parallèle à l'horizontal, la résultante de la portance des ailes agit verticalement vers le haut et s'oppose exactement au poids. Mais, si une aile s'abaisse plus que l'autre, la résultante de portance s'incline légèrement du côté de l'aile abaissée, alors que le poids continue d'être une force verticale. Les deux forces ne sont plus dans le même prolongement : cette force résultante provenant de la composition de ces forces produit un déséquilibre momentané qui pousse l'avion du côté de l'inclinaison. Il se produit alors une glissade.



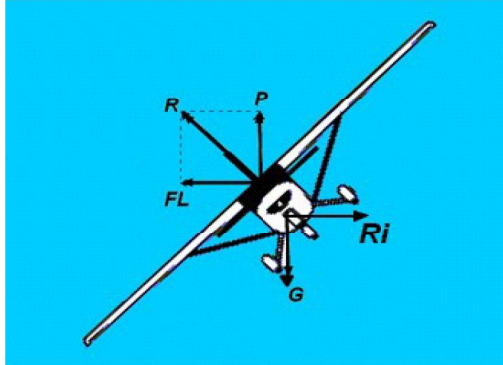


## Autres voilures, autres caractéristiques :

### **Voilure haute :**

Intuitivement, on se dit que lorsque l'avion bascule sur le côté, la force aérodynamique ( $R$ ) se décompose en une force latérale ( $FL$ ) et une portance ( $P$ ).

Du fait de la position haute de l'aile, la portance ( $P$ ) se retrouve décalée par rapport à la direction de  $G$  (le poids) et par conséquent,  $P$  et  $G$  forment désormais un couple de forces qui tend à redresser l'avion.

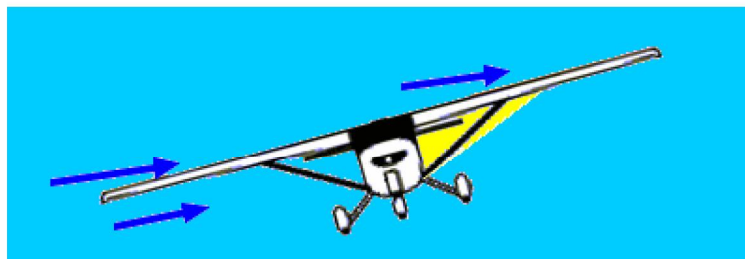


Mais c'est oublier qu'il y a un autre couple formé de la composante  $FL$  et de la réaction d'inertie de l'avion ( $Ri$ ), et que cet autre couple s'oppose au premier.

Ce n'est donc pas ainsi que l'avion retrouve son équilibre.

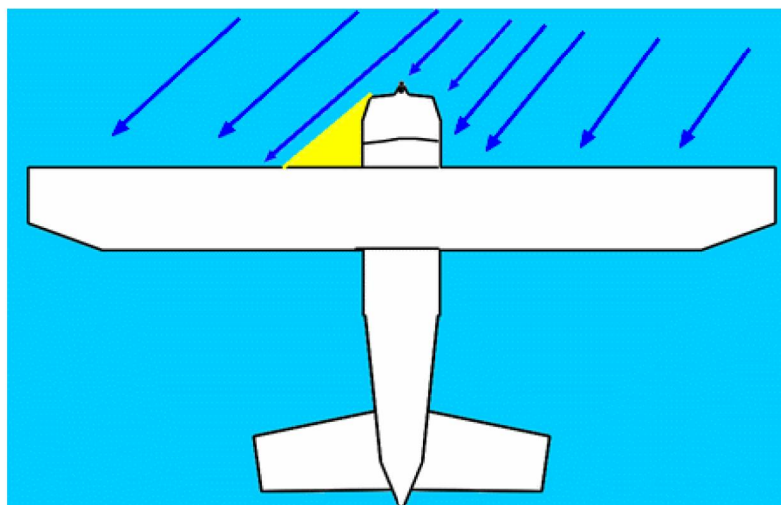
En réalité, la force latérale ( $FL$ ) entraîne l'avion dans un déplacement "en crabe" (c'est à dire latéral), avec pour résultat l'apparition d'une composante latérale du vent relatif.

En arrivant "en biais", l'air est gêné par la présence du fuselage qui lui masque une partie de l'aile opposée. Cette aile, recevant moins de vent relatif, affichera aussi moins de portance. Comme ceci :

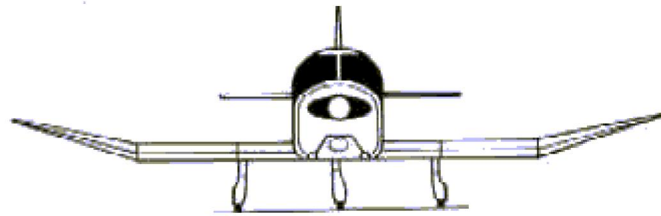


La zone en jaune (très exagérée) reçoit moins de vent relatif, porte moins, et l'avion se redresse.

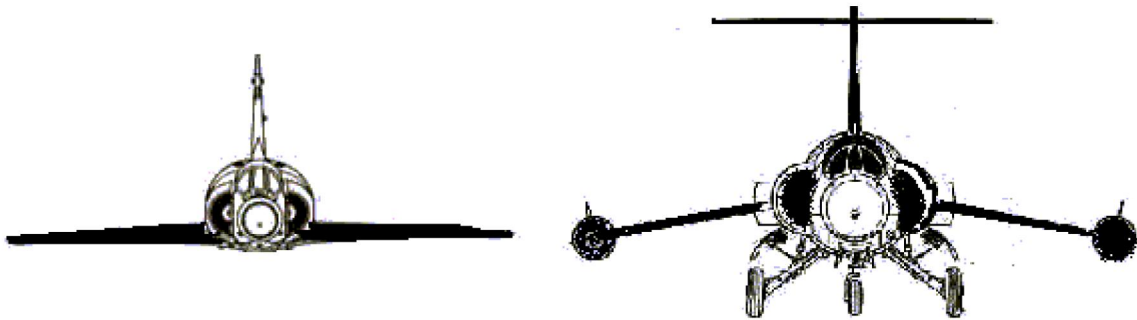
Vu du haut, ça donne ça :



Parfois le dièdre ne concerne que les extrémités, mais le principe reste le même.



Certains avions militaires ne présente pas de dièdre ou même un dièdre négatif (c'est à dire vers le bas).

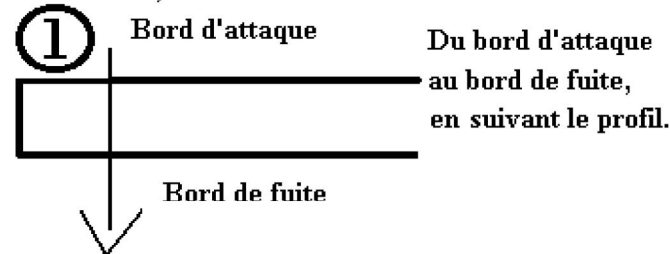


Dans ce cas, l'équilibre en roulis est réalisé par un dispositif automatique (par exemple électronique) agissant par le biais des ailerons.

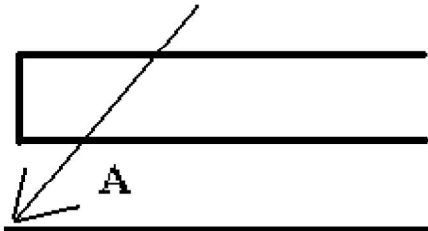
**Ailes en flèche :**

Le seul fait que les ailes d'un avion soient en flèche augmente considérablement la stabilité latérale . L'aile "côté vent" reçoit le flux suivant une direction plus perpendiculaire à son bord d'attaque, et que l'autre aile reçoit le flux suivant une direction moins perpendiculaire au bord d'attaque, or la portance dépend fortement de l'angle entre la direction de l'écoulement et la flèche d'aile .

Sur une aile, l'air doit circuler comme ceci:



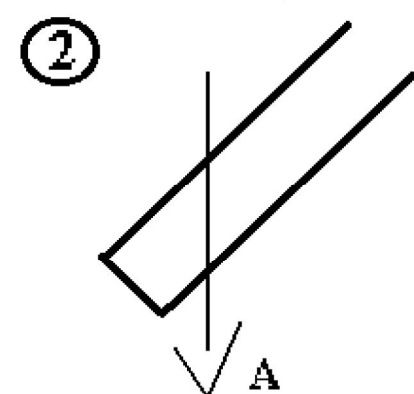
Ou, en redressant, comme ceci: ③



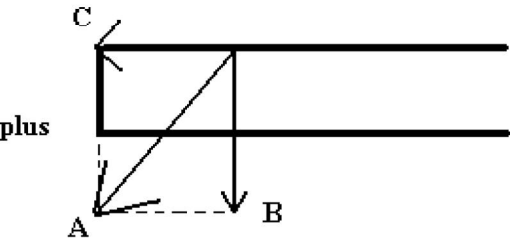
On voit que la vitesse dans le sens du profil (B) est plus petite que la vitesse de l'avion (A).

⚠ A représente bien le sens d'écoulement du au déplacement de l'avion, car le dessin a été redressé

Sur une aile en flèche, l'air circule comme ceci:



④ En décomposant:

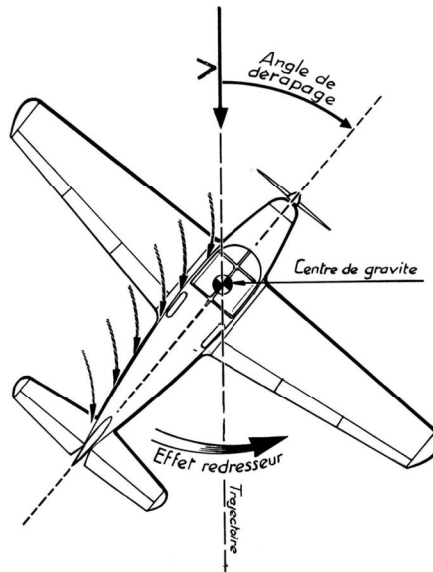


On peut déduire de ce dessin, que plus l'air arrive perpendiculairement au bord d'attaque, plus il y a de portance.

### 3.3- Stabilité de route :

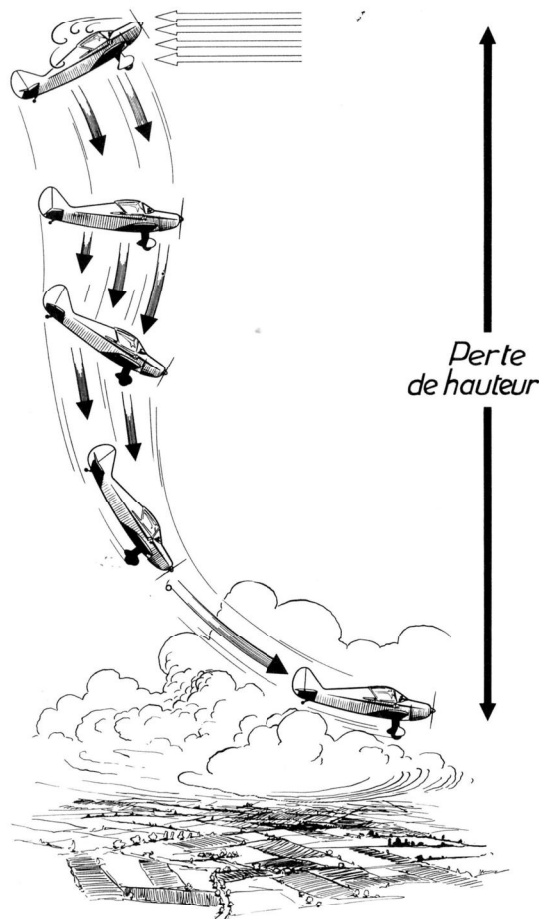
C'est la stabilité autour de l'axe de lacet. On dit d'un avion qu'il est stable autour de l'axe de lacet, lorsque soumis à l'effet d'une perturbation le mettant en position d'attaque oblique, il revient en position de vol rectiligne symétrique sans intervention du pilote.

En résumé, si le moment des forces latérales appliquées en arrière du C de G est supérieur au moment des forces appliquées en avant du C de G, l'avion tend à revenir à son cap initial.



### 3.4- Le décrochage :

Lorsque l'angle d'incidence croît jusqu'à dépasser l'angle de portance maximum, l'aile **décroche**. Sous l'effet de recul du centre de poussée, l'avion qui commence à s'enfoncer, bascule en avant plus ou moins brutalement, effectuant une abattée au cours de laquelle il perd une hauteur variable avec son poids.



Plusieurs indices permettent de détecter l'approche du décrochage :

- les gouvernes deviennent molles, elles sont moins efficaces ;
- l'avion vibre (c'est le *buffeting*), cela est dû à l'écoulement tourbillonnaire de l'air sur l'aile après le décollement des filets ;
- l'avertisseur de décrochage. C'est une palette située sur le bord d'attaque de l'aile qui est soulevée vers le haut par le vent relatif lorsque l'angle d'incidence atteint une valeur proche de l'incidence de décrochage. Le pilote est averti par une lumière et/ou par une sonnerie.

### 3.5- L'autorotation :

Si au moment du décrochage se produit une attaque oblique résultant d'une dissymétrie de l'appareil, d'une rafale de vent ou d'une action du pilote sur les gouvernes, l'une des ailes décrochera avant l'autre et s'enfoncera.

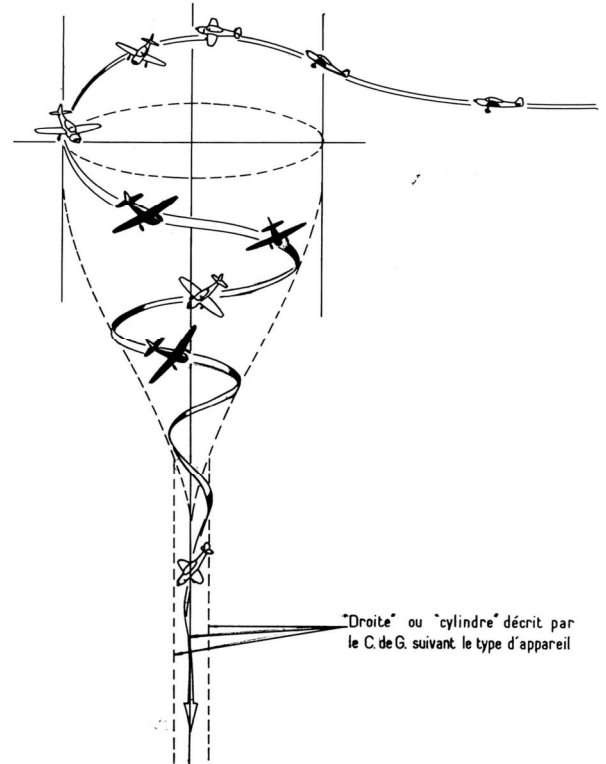
L'appareil, en décrochant, bascule donc sur une aile et part en rotation combinée de roulis et de lacet en décrivant une trajectoire hélicoïdale autour d'un axe vertical.

Le mouvement une fois amorcé persistera tant que l'incidence générale restera supérieure à celle de portance maximum.

Ce phénomène dit d'**autorotation** prend communément le nom de vrille.

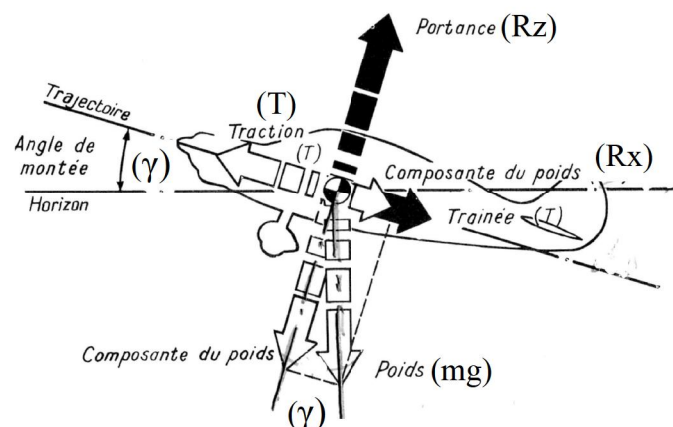
Pour arrêter l'autorotation le pilote devra :

- annuler le mouvement de rotation par une action sur la commande de direction du côté opposé à la rotation.
- diminuer l'angle d'incidence pour revenir aux petits angles par une action sur la commande de profondeur vers l'avant.



## 4 - LE VOL EN MONTÉE RECTILIGNE UNIFORME :

Comme vu précédemment, lorsque l'avion vole en palier à vitesse uniforme, les différents efforts qui lui sont appliqués s'équilibrent deux à deux : la portance équilibre le poids, la traînée équilibre la traction. Si un de ces efforts varie, la traction, par exemple, l'équilibre est rompu et l'avion va modifier sa trajectoire ou sa vitesse jusqu'à la réalisation d'un nouvel état d'équilibre.



Il faut que la force de propulsion ( traction de l'hélice ou poussée du réacteur) augmente par rapport au vol en palier. En montée rectiligne uniforme, le vitesse de l'avion sur sa trajectoire sera constante.

L'angle formé par la trajectoire de l'avion avec l'horizontal est l'angle de montée,  $\gamma$  ( gamma ).

De ce fait, le poids et la portance ne sont plus directement opposés puisque le poids reste vertical et la portance, toujours perpendiculaire à la trajectoire, s'écarte de la verticale d'un angle égal à l'angle de montée.

On obtient :

$$R_z = mg \cdot \cos \gamma$$

$$T = R_x + mg \cdot \sin \gamma$$

PM, les formules de conversion entre les degrés et les radians sont :

$$\theta_{deg} = \theta_{rad} \cdot \frac{180}{\pi} \quad \text{et} \quad \theta_{rad} = \theta_{deg} \cdot \frac{\pi}{180}$$

En général, la pente de montée d'un avion s'effectue sous une pente assez faible pour que l'on puisse considérer par approximation que :

$$\cos \gamma = 1, \text{ et que } \sin \gamma = \tan \gamma = \gamma \text{ en radians}$$

La pente de montée étant la tangente de l'angle de montée, on peut donc dire qu'elle est égale à  $\gamma$  en radians. Les équations précédentes peuvent s'écrire :

$$R_z = mg$$

$$T = R_x + mg \cdot \gamma \Leftrightarrow \gamma = \frac{T - R_x}{mg}$$

Comme une pente s'exprime en général en pourcentage, on aura alors :

pente de montée en % = 100 .  $\gamma$ rd soit :

$$\text{pente de montée en \%} = 100 \cdot \frac{T - R_x}{mg}$$

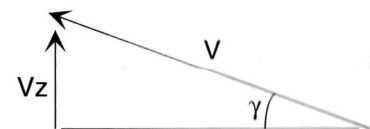
Pour une masse avion donnée, la pente de montée est donc directement proportionnelle à la différence entre la force de propulsion et la traînée de l'avion.

On appelle vitesse ascensionnelle ou taux de montée, la projection de la vitesse de l'avion sur un axe vertical.

On la note :  $V_z$ .

On a alors :

$$V_z = V \cdot \gamma_{rd}$$



La vitesse ascensionnelle est exprimée soit en m/s ou ft / mn.

Dans le cas limite où un avion s'élève suivant une trajectoire verticale et à vitesse uniforme, les directions du poids et de la trajectoire étant confondues, la traction ( ou propulsion ) équilibre seule la somme du poids et de la traînée, et la portance disparaît. Dans ce cas, la première équation deviendrait  $T = R_x + P$ .

#### 4.1- Influence de l'altitude sur la montée – plafond :

La masse de l'air décroissant avec l'altitude, il en résulte pour l'avion :

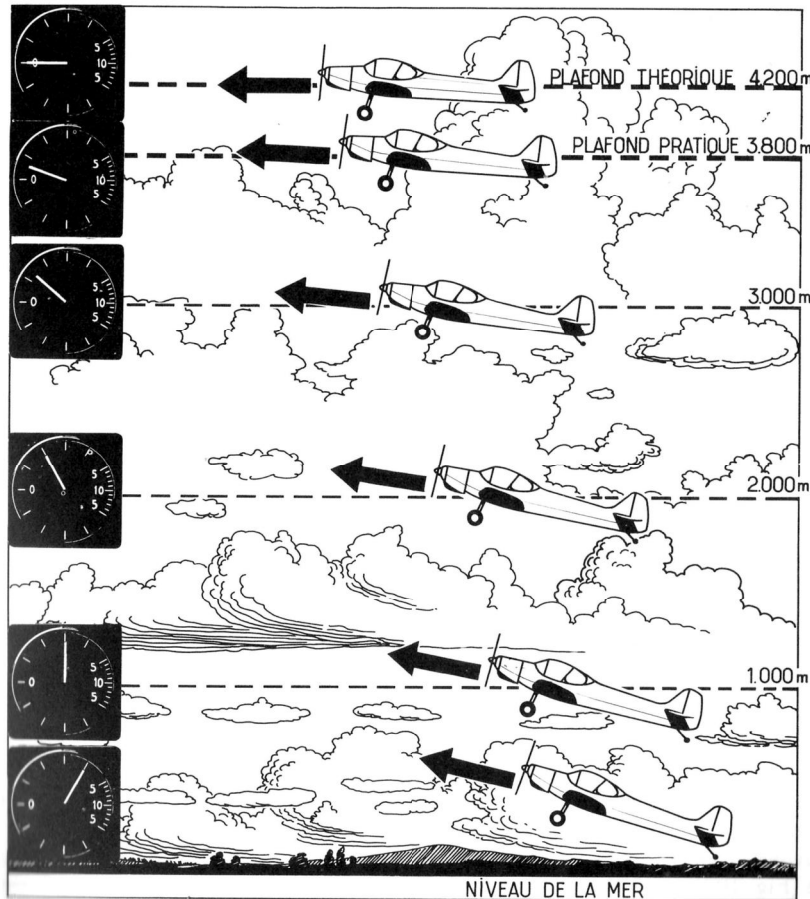
- une diminution de portance
- une diminution de traînée
- une diminution de la traction de l'hélice
- une diminution de la puissance du moteur

Tous ces effets sont étroitement liés. C'est ainsi qu'à poids égal, une diminution de portance doit être compensée par une augmentation de l'angle d'incidence ou une augmentation de vitesse, dans ces deux cas la traînée croît également et cette augmentation compense la diminution entraînée par la décroissance de densité de l'air.

Plus l'avion vole haut, plus les effets de l'altitude se font sentir et l'appareil atteint finalement une altitude où, à puissance maximum, il n'existe plus qu'une seule vitesse de vol en palier et où le taux de montée est nul. C'est ce qu'on appelle le **plafond absolu**.

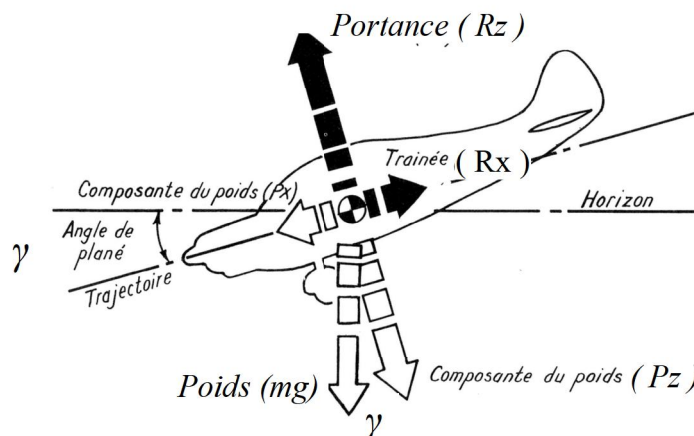
Étant donné que les performances d'un avion sont désastreuses lorsqu'il vole à cette altitude, on a introduit la notion du **plafond pratique**, celui-ci étant l'altitude à laquelle la vitesse ascensionnelle maximum est réduite à 0,5 m/s

La substitution du moteur à pistons par une turbine à gaz, c'est à dire le remplacement du groupe moteur pistons et hélice par un turbopropulseur ne modifie pas beaucoup les conclusions que nous venons de faire. Par contre, il ya des différences assez prononcées si nous considérons les performances d'un avion entraîné par un turboréacteur. L'augmentation du rendement propulsif se traduit par une force propulsive (poussée) qui reste approximativement constante à toutes les vitesses. Par conséquent, la puissance propulsive disponible, c'est à dire le produit de la poussée par la vitesse, augmente en fonction de la vitesse.



## 5 - LE VOL EN DESCENTE RECTILIGNE UNIFORME :

Pour que le vol en descente se réalise, le pilote réduit les gaz, la force d'attraction diminue. L'avion descend suivant une trajectoire faisant un angle  $\gamma$  avec l'horizontale ( angle de plané ou pente de descente ) de telle sorte que sa vitesse soit constante.



Cette fois, la composante du poids parallèle à la trajectoire est orientée dans le même sens que la traction.  
On obtient :

$$R_z = mg \cdot \cos \gamma$$

$$R_x = T + mg \cdot \sin \gamma$$

De la même façon que pour la montée, on peut considérer que  $\cos \gamma = 1$  et que  $\sin \gamma = \tan \gamma = \gamma$  en rds.  
Les équations du vol en descente peuvent donc s'écrire :

$$R_z = mg$$

$$R_x = T + mg \cdot \gamma \Leftrightarrow \gamma = \frac{R_x - T}{mg}$$

La projection de la vitesse avion sur un axe vertical est la vitesse verticale de descente ( $V_z$ ), ou **taux de chute**. On a :

$$V_z = V \cdot \gamma_{rd}$$

**Pente de descente en % =  $100 \cdot \frac{R_x - T}{mg}$  soit Taux de chute =  $\frac{V \cdot \text{pente de descente en \%}}{100}$**

En perdant la force propulsive, un avion en vol plané uniforme ne peut compter que sur la portance, la traînée et le poids pour maintenir son état d'équilibre.

Par conséquent, l'angle compris entre la portance et la résultante est égal à l'angle  $\gamma$ , angle de descente.

D'où :

$$R_x / R_z = \tan \gamma.$$

Cela implique que **plus le rapport  $R_x / R_z$  est petit, c'est à dire plus la finesse  $R_z / R_x$  est grande, plus la pente de descente est faible.**

**En conclusions :**

- la tangente de la pente dépend de la finesse. La mesure de la pente de descente peut servir à évaluer la distance qu'il peut couvrir en vol plané.
- si l'on veut qu'un avion en vol plané couvre la plus grande distance possible, l'angle d'incidence au cours de la descente doit être tel que la finesse soit au maximum.
- si un pilote effectue un vol plané à un angle d'incidence plus grand ou plus petit que celui qui donne la meilleure finesse, la trajectoire de descente est plus accentuée dans les deux cas.
- le poids n'a pas d'effet appréciable sur la pente de descente, ni en principe ni dans les faits, mais il a un effet sur la vitesse maintenue pendant le vol plané.

Pour un planeur, la finesse est l'une des caractéristiques principales.

- finesse maximale en air calme : franchir la plus grande distance en perdant le minimum d'altitude.
- taux de chute minimum en air calme : prolongement du vol le plus longtemps possible.

( naturellement la distance doit être corrigée du vent : un vent de face la diminuera, alors qu'un vent arrière l'allongera. )

La finesse sera donc un nombre représentatif de l'angle de plané qui s'exprime également par le rapport :

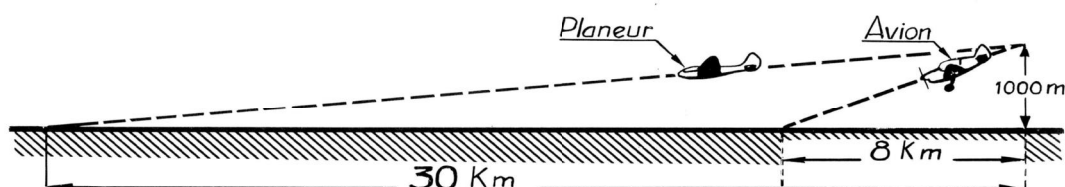
$$f = \frac{D(\text{distance})}{H(\text{hauteur})}$$

La finesse peut également être calculée à partir des vitesses.

Vitesse lue à l'anémomètre,  $V_i$ , Vitesse lue au variomètre,  $V_z$ .

La finesse s'exprime alors par le rapport :

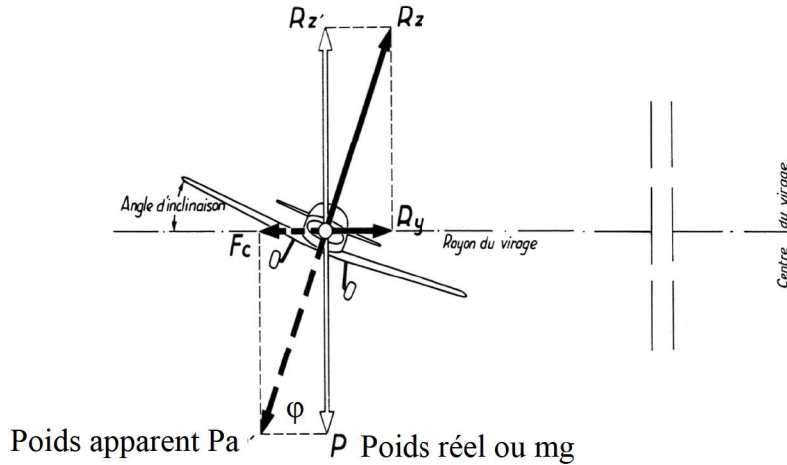
$$f = V_i / V_z$$



## 6 - LE VOL EN VIRAGE SYMÉTRIQUE EN PALIER :

Le virage est symétrique lorsque le vecteur vitesse reste dans le plan de symétrie de l'avion. La force déviatrice est obtenue en inclinant l'avion vers l'intérieur du virage. La portance, perpendiculaire au plan des ailes, va s'incliner vers l'intérieur du virage. On peut alors la décomposer en une *composante verticale*  $R_z'$  opposée au poids et une *composante horizontale*  $R_y$  orientée vers le centre du virage.

Pour que se réalise l'équilibre des forces dans le plan vertical, il faut que la portance équilibre le poids de l'avion.



Le poids apparent ( $P_a$ ) de l'avion est plus important que son poids réel ( $P$ ), la valeur de la vitesse de décrochage augmente en fonction du **facteur de charge**.

On appelle facteur de charge, le rapport entre la *portance* et le *poids*, et est noté **n**.

On a donc :

$$n = R_z / mg$$

Or,  $R_z = P_a = \frac{P}{\cos \varphi}$

Donc

$$n = \frac{1}{\cos \varphi}$$

ou  $n = \frac{\text{Poids apparent}}{\text{Poids réel}}$

Soit, vitesse de décrochage en virage :

$$V_d = V_{\text{lisse}} \cdot \sqrt{n}$$

Rayon de virage :

$$R = \frac{V^2}{\text{tg} \varphi \cdot g}$$

et

$$\omega = \frac{\text{tg} \varphi \cdot g}{V}$$

où  $\omega$  = vitesse angulaire ou le taux de virage en deg / s ou rad/s

**Taux de virage :**

Taux 1 (taux standard), correspond à un virage de  $180^\circ / \text{mn}$  ou encore  $\pi \text{ rad} / \text{min.}$ , soit :

$$\omega = 180^\circ / 60 = 3^\circ / \text{s} \text{ ou } \omega = \pi / 60 = 0,05 \text{ rad} / \text{s}$$

**Remarque :**

Le facteur de charge en virage augmente avec l'inclinaison. On peut, en effet, démontrer que  $n = 1 / \cos(\text{inclinaison})$ . Dans le cas d'un virage à  $60^\circ$ , le facteur de charge est égal à 2 : les occupants de l'avion ont la sensation de peser deux fois leur poids.

Inclinaison	Facteur de charge
$0^\circ$	1
$30^\circ$	1,16
$45^\circ$	1,41
$60^\circ$	2
$70^\circ$	3
$85^\circ$	10
$90^\circ$	$\infty$



Le Pa ne peut augmenter indéfiniment car il met en cause la résistance structurelle de l'avion. Les avions sont classés en trois catégories :

<i>Catégorie normale</i>	<i>N</i>	<i>facteur de charge limite</i>	<i>+/- 3,8</i>
<i>Catégorie utilitaire</i>	<i>U</i>	<i>facteur de charge limite</i>	<i>+/- 4,4</i>
<i>Catégorie acrobatique</i>	<i>A</i>	<i>facteur de charge limite</i>	<i>+/- 6</i>

Le même avion peut appartenir à deux catégories, exemple catégorie N lorsqu'il est chargé avec réservoir plein et devenir catégorie U avec moins de passagers et réservoirs demi plein.

## 6.1- Les anomalies du virage :

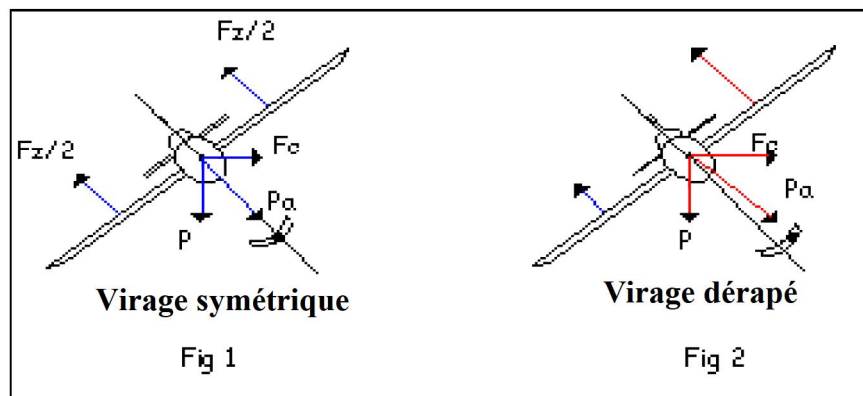
En virage correct, l'avion est en vol symétrique, ce qui signifie que la direction du vent relatif est parallèle au plan de symétrie de l'avion.

Il n'est pas toujours ainsi et il arrive que le vent relatif ne soit plus parallèle au plan de symétrie de l'avion, celui-ci est alors en attaque oblique.

Deux cas de virage incorrect peuvent se présenter :

- l'avion **déraper** et le vent relatif se fait sentir de l'extérieur du virage.
- l'avion **glisse** et le vent relatif se fait sentir de l'intérieur du virage.

### 6.1.1- Le dérapage :



La composante  $P_a$  du poids est décalée vers l'extérieur du virage, il s'agit alors d'un dérapage.

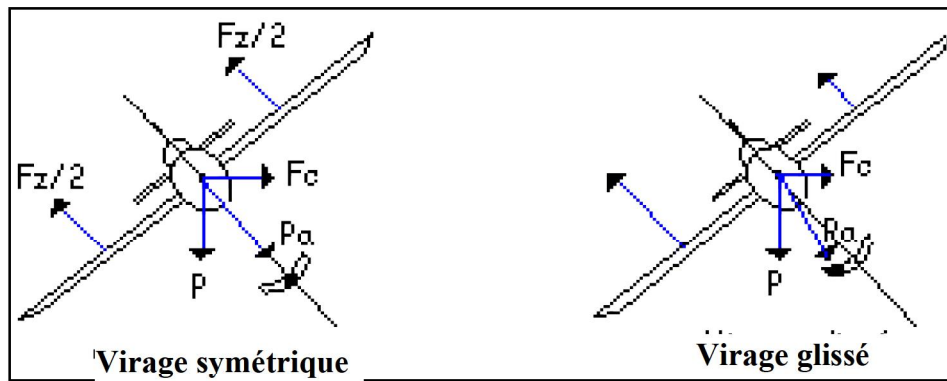
Le poids apparent n'est plus contenu dans le plan de symétrie, il est à l'extérieur du virage. La demi-aile extérieure au virage subit une portance plus importante, ce qui entraîne une tendance supplémentaire à l'inclinaison du virage et, l'avion a une forte tendance à piquer, on dit qu'il **s'engage**.

Il s'agit d'un **équilibre instable**, le mouvement ayant tendance à s'accroître pour entraîner finalement un **décrochage dissymétrique brutal** de la demi aile intérieure et un **départ en vrille**.

**Virage extrêmement DANGEREUX** surtout à basse vitesse et basse altitude ( dernier virage avant atterrissage, par exemple )

**PIED DANS LA BILLE ( vers l'extérieur du virage )**  
**MANCHE DANS L'AUTRE SENS ( vers l'intérieur du virage )**

## 6.1.2- La glissade :



La composante  $P_a$  du poids est décalée vers l'intérieur du virage, il s'agit alors d'une glissade. Le poids apparent n'est pas contenu dans le plan de symétrie, il est à l'intérieur du virage. La demi aile intérieure subit une portance plus importante que la demi-aile extérieure masquée par le fuselage et tend à faire revenir l'avion à inclinaison nulle. Il s'agit d'un **équilibre stable**, relativement sans danger, mais très inconfortable, l'avion ayant de lui même tendance à revenir à l'inclinaison nulle, pour s'en sortir :

**PIED DANS LA BILLE ( vers l'intérieur du virage )**  
**MANCHE DANS L'AUTRE SENS ( vers l'extérieur du virage )**

## 6.2- Boucle normale :

$V$  et  $R$  sont constants

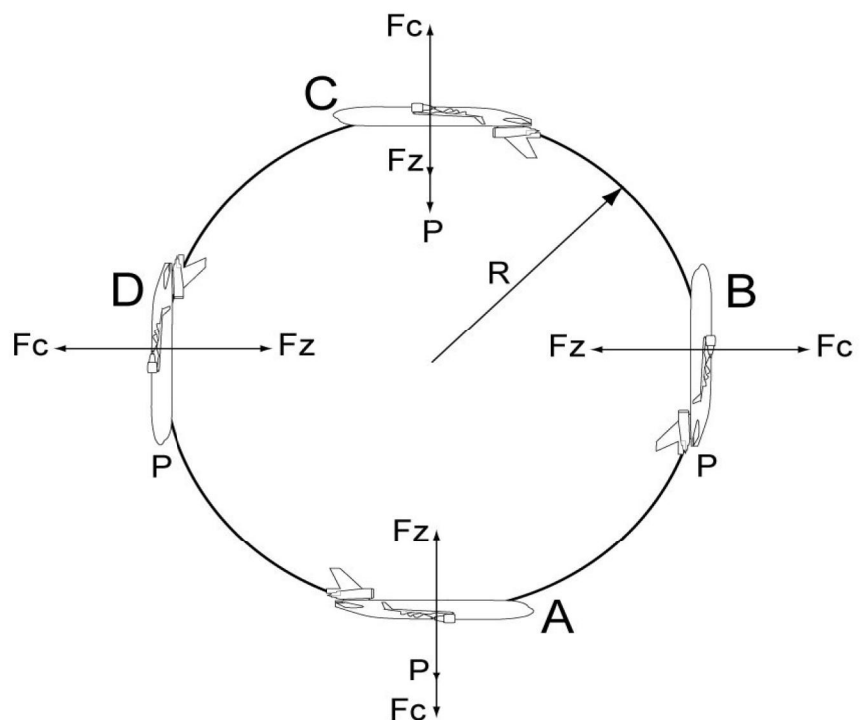
En A (ressource) :

$$n = 1 + \frac{V^2}{R \cdot g}$$

En C :  $n = \frac{V^2}{R \cdot g} - 1$

En B et D :

$$n = \frac{V^2}{R \cdot g}$$



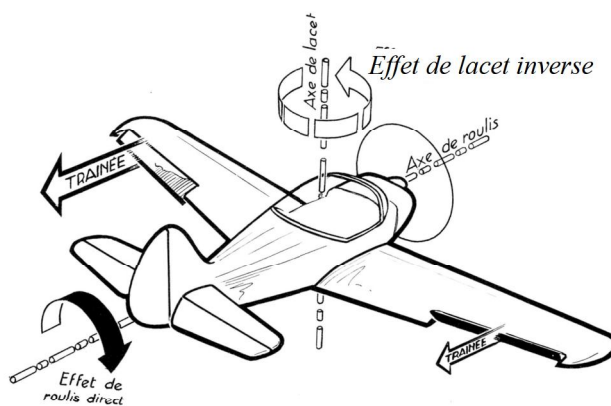
## 6.3- Effets secondaires des gouvernes et contrôle du virage :

Parallèlement aux effets directs qui viennent d'être étudiés, le braquage des gouvernes donne naissance à des effets secondaires souvent nuisibles au pilotage.

Le braquage des ailerons fait varier non seulement la portance, mais aussi la traînée de la voilure.

Cette variation de traînée est dissymétrique, car la traînée due à l'aileron baissé est plus grande que celle de l'aileron levé.

L'aileron de l'aile qui est baissé se trouvant freiné, l'avion tend à tourner autour de l'axe de lacet du côté de cette aile. Le mouvement de lacet ainsi occasionné prend le nom de **lacet inverse**.

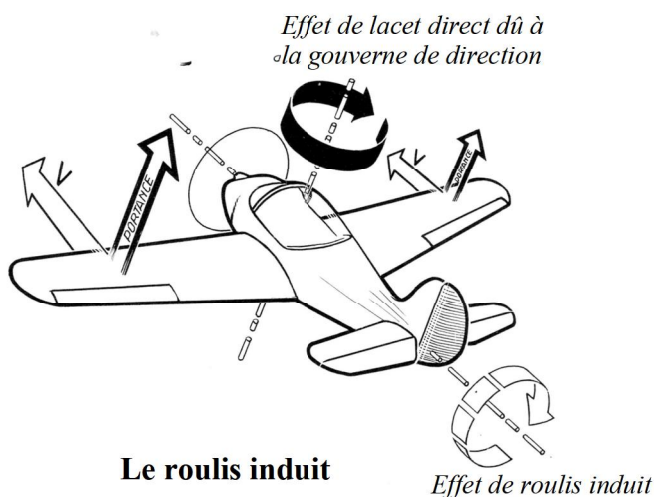


**Le lacet inverse**

Sensible surtout sur les appareils lents, à grandes surfaces de gouvernes et pour les braquages importants ( planeurs ).

Pour le prévenir, on réalise un braquage différentiel des ailerons (*voir connaissance avion*).

Le braquage de la gouverne de direction dont l'effet direct est un mouvement de lacet, provoque en outre l'apparition d'un mouvement de lacet, nommé **roulis induit**.

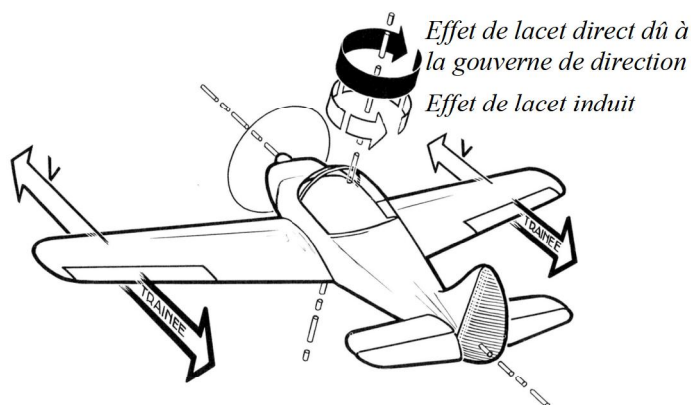


**Le roulis induit**

Cet effet secondaire a pour cause la différence des portances introduite d'une aile à l'autre par la différence des vitesses qui résulte du mouvement de lacet.

La portance de l'aile extérieure étant plus importante, celle-ci tend à se soulever et il se crée une inclinaison qui tend à s'amplifier.

Sous la différence des vitesses, les traînées des deux ailes sont également modifiées. Celle de l'aile « extérieure » est plus élevée par suite de la vitesse plus grande et tend à freiner l'appareil dans son mouvement autour de l'axe de lacet. Cet effet est le **lacet induit**.



**Le lacet induit**

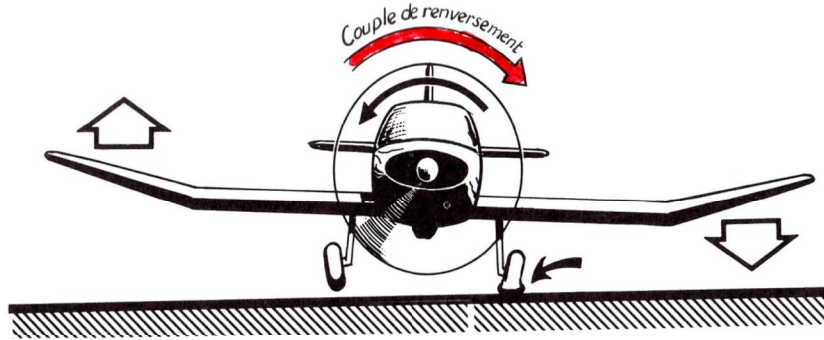
## 7- LES EFFETS PERTURBATEURS DU GMP :

Le moteur et l'hélice constituent des masses importantes qui, tournant à des vitesses élevées, font naître des effets perturbateurs pour l'avion.

### 7.1- Le couple de renversement :

Par réaction au mouvement de rotation de l'hélice, il apparaît un couple antagoniste qui tend à provoquer une rotation de l'ensemble de l'avion autour de l'axe du moteur et en fait, autour de l'axe de roulis, dans le sens inverse de celui de la rotation de l'hélice.

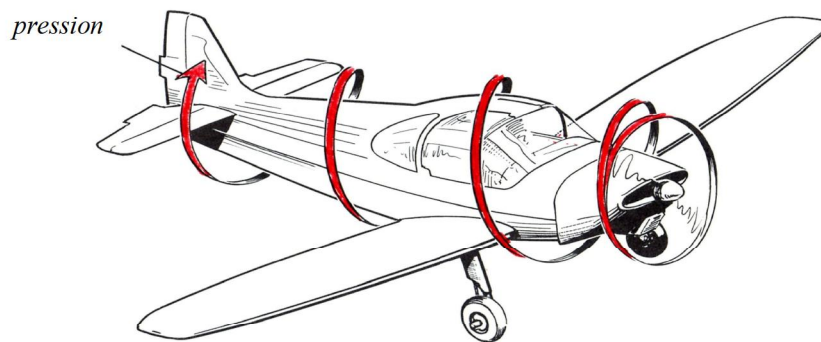
Ce couple est appelé **couple de renversement**. D'autant plus important que la puissance mise en œuvre est importante, ressentit surtout dans les phases de vol où le moteur est utilisé à plein régime.



Couple de renversement

### 7.2- Le souffle hélicoïdal :

La masse d'air refoulée par l'hélice vers l'arrière tourne dans le même sens et prend, pour cette raison, le nom de **souffle hélicoïdal**.



Souffle hélicoïdal

Il résulte de ce souffle :

- dissymétrie de l'écoulement de l'air sur les surfaces aérodynamiques verticales, entraînant une rotation autour de l'axe des roulis et de lacet.

Cet inconvénient sera réduit en vol de croisière par un déport de la dérive par rapport à l'axe des roulis ou en décalant l'axe du moteur.

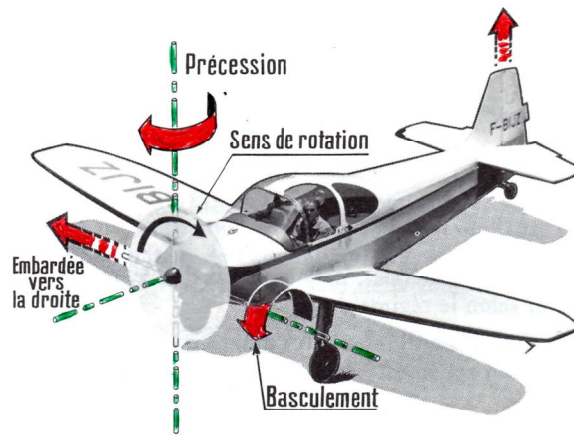
- une traînée plus importante sur la surface du fuselage que sur les autres surfaces.

### 7.3- Le couple gyroscopique :

L'hélice en rotation et les masses tournantes du GMP peuvent être comparées du point de vue de leurs réactions, à un volant gyroscopique.

Si l'hélice, vue de la place pilote, tourne dans le sens des aiguilles d'une montre, lors d'un virage (*évolution autour de l'axe de lacet*), l'hélice fait par inertie "**basculer**" l'avion autour de l'axe des tangages. Le sens du basculement appelé "**précession**" dépend de :

- sens de rotation de l'hélice
- sens du virage



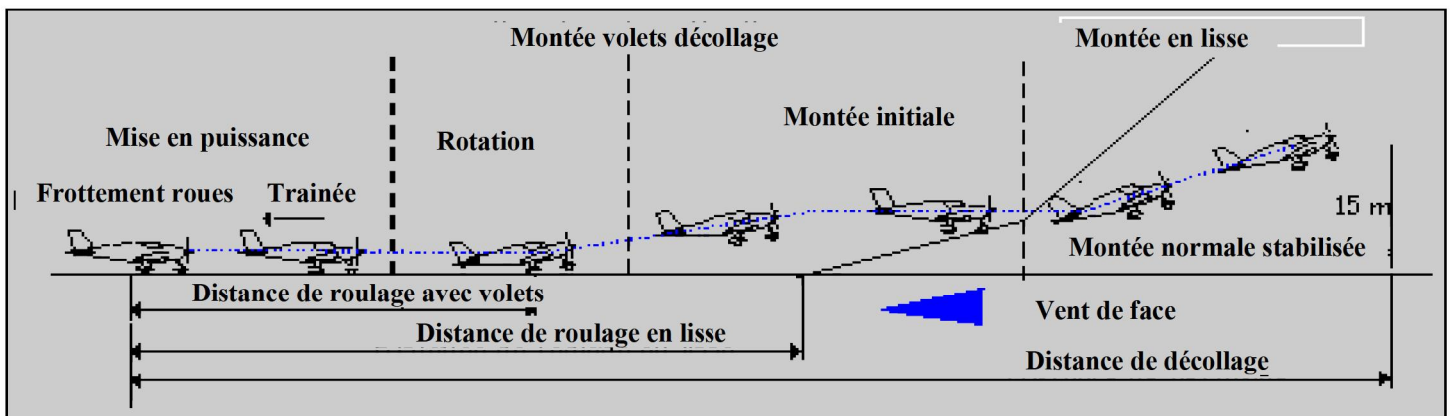
Dans un virage à droite, l'hélice tournant dans le sens anti-horaire, vue de la place pilote, l'avion aura tendance à **cabrer**.

Pour le même avion en virage à gauche, la tendance est à **piquer**.

Cet effet est d'autant plus marqué que la vitesse de l'avion est faible et le régime moteur élevé. Principalement lors du décollage, appareil mis trop rapidement en ligne de vol ; hélice tournant plein régime, vitesse faible et gouvernes peu efficaces, l'avion tendra à embarder sur la droite ou la gauche.

## 8- DÉCOLLAGE ET MONTÉE INITIALE :

L'objectif du décollage est d'obtenir suffisamment de portance pour supporter le poids en effectuant la course la plus courte possible. Il faut que la traînée des ailes au cours de l'accélération soit la plus faible possible. C'est pourquoi, il faudra vaincre les efforts de frottement des roues sur le sol et laisser monter la vitesse au-delà de la vitesse de décrochage avant de cabrer pour la montée.



Après avoir effectué les vérifications d'usage et assuré la sécurité, les phases sont les suivantes :

### 8.1- Alignement :

Roulette de nez dans l'axe de la piste

### 8.2- Mise en puissance :

Roulage, l'avion doit accélérer. La traction doit vaincre à la fois :

- l'inertie **due à la masse de l'avion**
- le frottement **des roues sur le sol**
- la **traînée aérodynamique**

Dans cette phase la portance et la traînée croissent avec la vitesse, les gouvernes deviennent efficaces, les efforts de frottement sur le sol diminuent au fur et à mesure que la portance tend à équilibrer le poids.

### 8.3- Décollage ou rotation : ( dès que la vitesse préconisée est atteinte )

S'effectue lorsque la **portance** est légèrement supérieure au **poids** de l'avion

L'angle d'incidence augmente, la traînée également, la vitesse diminue, risque de décrochage .

La voilure se trouvant à un grand angle d'incidence, la traînée est importante et l'avion n'accélère que lentement. Toute tentative pour montée plus vite par une nouvelle augmentation de l'angle d'incidence risquerait de conduire au décrochage avec un brutal retour au sol. Ce qui équivaldrait à une diminution de puissance.

Pour augmenter la portance au décollage, il est possible d'utiliser les volets. Un emploi convenable des volets, dans le cas où l'avion en est muni, permet de réduire la longueur de décollage. Ces dispositifs possèdent en effet une position de braquage adapté à cette utilisation, c'est à dire améliorer la portance sans entraîner une trop forte augmentation de la traînée.

### 8.4- Montée initiale :

L'assiette de montée initiale est maintenue ou légèrement diminuée jusqu'à l'obtention de la vitesse de montée stabilisée. La traînée **diminue** , il n'y a plus de **frottements**. sur le sol, la vitesse **augmente**.

### 8.5- Montée normale :

Elle est effectuée lorsque la vitesse de montée normale de sécurité est stabilisée et peut s'effectuer selon trois configurations ( pente max, Vz max ou normale )

### 8.6- La distance de décollage :

Elle est définie réglementairement comme étant la distance nécessaire à un avion pour passer 15 mètres d'altitude au décollage.

Le programme technique d'un avion de type donné impose, en général, une condition dite de " franchissement d'obstacle au décollage " énoncé de la manière suivante :

*" L'avion doit pouvoir franchir un obstacle de hauteur h déterminée, situé à une distance maximum lmax de son point de départ en station au sol. "*

Elle est d'autant plus courte que le vent de face est **fort**

Elle est plus courte volets en position « **décollage** »

Elle est plus longue volets tous sortis ou en configuration lisse

**Pour info :** la pente , en configuration lisse, la finesse est plus **grande** qu'en configuration volets en position décollage. On peut ainsi obtenir une pente plus **grande** qu'avec les volets en position décollage. Cette configuration est utilisée pour le passage d'obstacles.

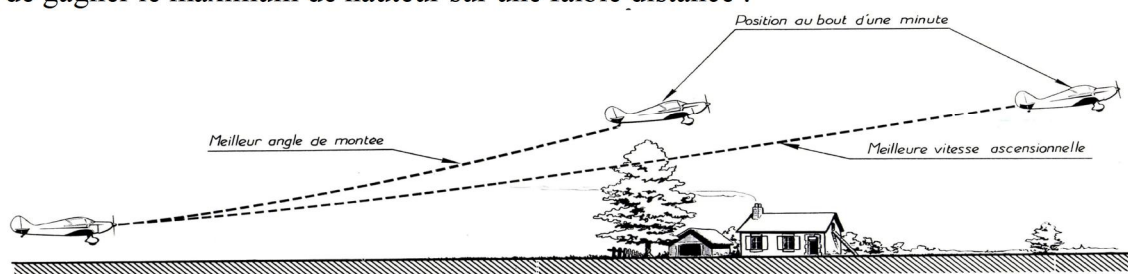
### 8.7- La distance de roulage :

Elle est définie comme la distance entre la mise à l'arrêt et la rotation.

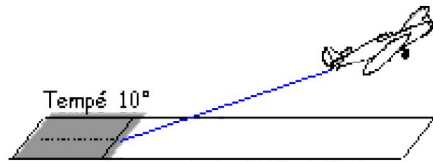
### 8.8- Les meilleurs conditions de montée :

Chaque avion possède une vitesse ascensionnelle maximum dans des conditions données. Cette vitesse est celle qui lui permet de gagner le plus de hauteur dans un temps fixé.

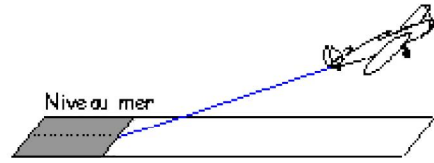
On peut aussi définir le meilleur angle de montée d'un avion, angle qui lui permet, lors du décollage par exemple, de gagner le maximum de hauteur sur une faible distance .



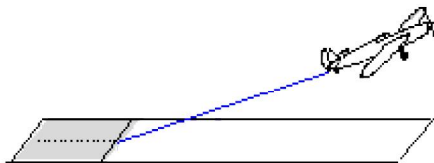
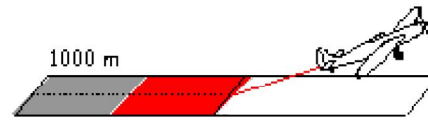
## 8.9- Les paramètres influant sur le décollage :



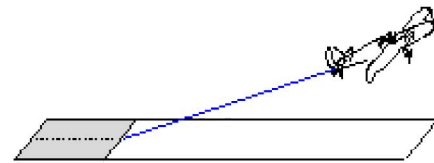
Lorsque la TEMPERATURE augmente la distance de décollage augmente



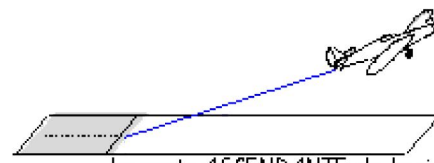
Lorsque l'ALTITUDE augmente la distance de décollage augmente



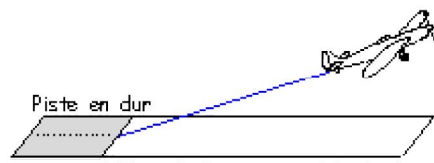
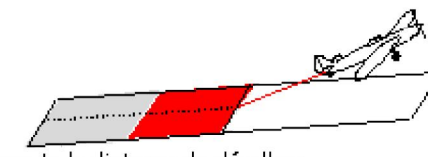
Lorsque la MASSE augmente la distance de décollage augmente



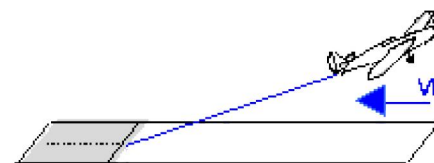
Le décollage SANS VOILETS augmente la distance de décollage



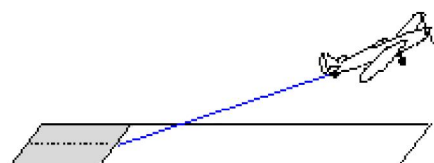
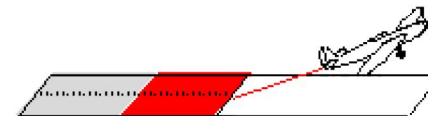
La pente ASCENDANTE de la piste augmente la distance de décollage



L'état de la piste modifie la distance de décollage



SANS vent effectif de face, la distance de décollage augmente



Le VENT ARRIERE augmente la distance de décollage

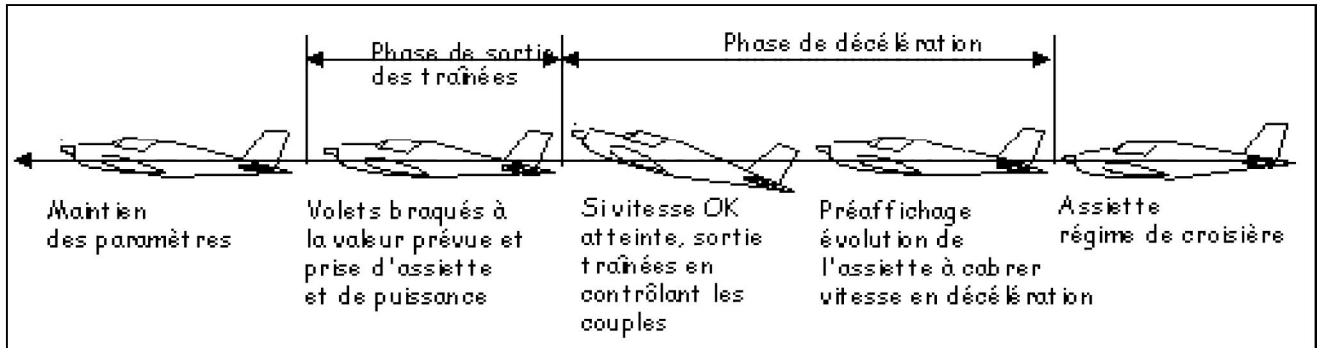


## 9 – APPROCHE FINALE ET ATERRISSAGE :

Ces deux phases cruciales permettent, l'une après l'autre, le retour de l'avion au sol avec la meilleure sécurité possible.

### 9.1- Approche initiale et finale :

La configuration approche initiale permet de préparer la machine à la phase d'atterrissage par une vitesse qui permet la sortie des éléments de traînée.( volets et train d'atterrissage )

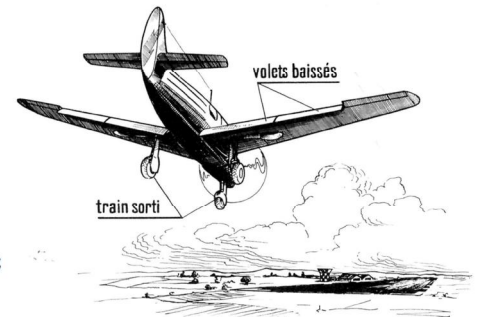


### 9.2- Approche finale :

Elle permet de maintenir l'avion dans l'axe de la piste sur un plan de descente de 5% ( l'avion descend de 5m par tranche de 100m ), l'angle de ce plan étant alors de 3°.

- volets braqués en position « **atterrissage** » en prévision d'une remise de gaz.
- l'ouverture des volets **diminue** la finesse.

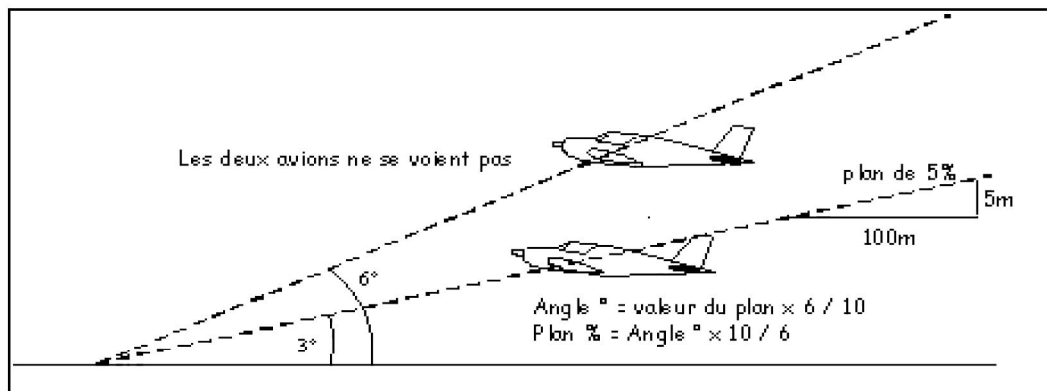
La vitesse à adopter ( au plus bas de l'ordre de 200 ft ), doit être stabilisée à 1,3 de la vitesse en lisse de décrochage par intérêt d'approcher l'avion à la vitesse la plus faible possible, compatible avec la sécurité.



**EN APPROCHE LE CONTRÔLE DE LA VITESSE C'EST LA VIE**

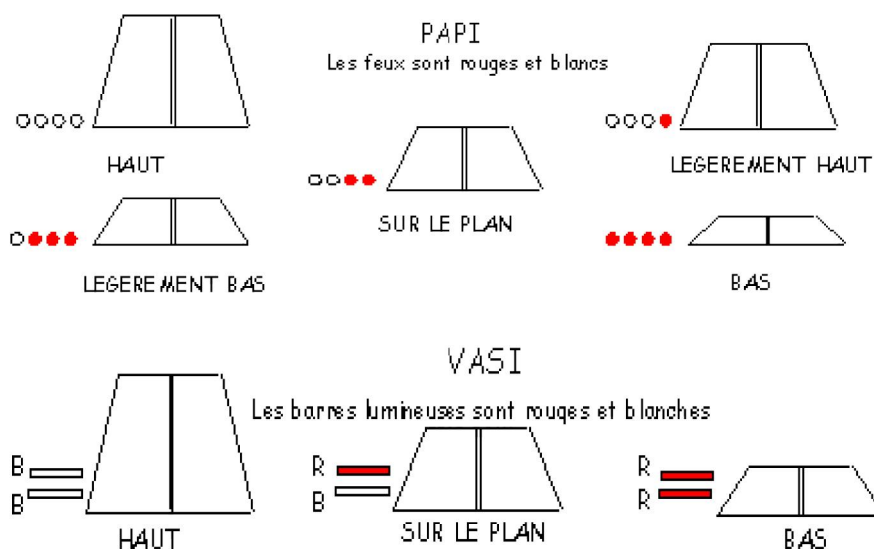
#### 9.2.1- En approche finale :

- vitesse minimale de sécurité de **1,3 V<sub>so</sub>** ( jamais moins de 1,3 de la vitesse de décrochage lisse )
- assiette moyenne qui permet de maintenir la trajectoire
- puissance moyenne qui permet d'agir sur la vitesse si celle-ci vient à varier
- un taux de chute qui permette de maintenir le plan





Lors de l'approche finale, beaucoup de paramètres sont à surveiller, afin d'aider le pilote des dispositifs techniques au sol existent pour vérifier la pente d'approche, il s'agit des systèmes dit PAPI et VASI, dispositifs lumineux situés en bout de piste indiquant la position relative de l'avion par rapport à un plan de descente de 5%. De nombreux modèles existent, nous allons décrire les deux modèles de base.



Ces deux méthodes ne donnent qu'une indication sur le plan de descente, il existe d'autres méthodes ( ILS, GCA, etc ) qui donnent également des indications sur l'altitude. ( voir navigation )

### 9.3- Atterrissage :

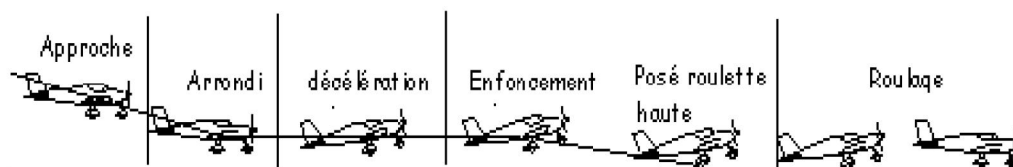
L'atterrissage est la méthode employée afin d'amener l'avion, à partir d'une faible hauteur, en contact avec le sol avec une vitesse verticale la plus faible possible, puis de l'arrêter sur une distance minimum compatible avec la sécurité .

Deux types d'atterrissage sont à décrire, l'atterrissage avec un train classique ( roulette de queue ) et l'atterrissage avec un train tricycle.

Quelque soit le type d'avion, l'atterrissage s'effectue toujours vent de face ou au maximum à 90° sur le travers.

#### 9.3.1- Atterrissage train tricycle :

L'atterrissage se déroule en cinq étapes principales :



*L'approche finale* ( voir ci-dessus )

**L'arrondi** qui consiste à transformer la descente en une trajectoire parallèle au sol au cours de laquelle la vitesse décroît en raison du freinage dû à la traînée et puisque les gaz sont réduits, l'état d'équilibre est rompu.

**Le palier de décélération** dont la hauteur est fonction du type d'avion et peut se situer de 1 à 2 m au dessus du sol. Pour qu'en dépit de ce ralentissement la portance continue à équilibrer le poids, condition indispensable pour que l'avion ne touche pas le sol prématurément, il faut progressivement cabrer l'avion pour augmenter l'incidence afin d'accroître le coefficient de portance  $C_z$  au fur et à mesure que la vitesse diminue et amener l'avion à l'enfoncement dans une bonne position.

La vitesse d'approche  $1,3V_s$  est importante pour cette phase, car trop rapide le palier de décélération risque d'être trop long ( limite de longueur de piste ), trop lente le palier sera trop court et la variation d'assiette trop rapide ( risque de décrochage )

**Enfoncement et posé**, à la fin de la décélération l'attitude de l'avion devra être cabrée de façon à poser le train principal en premier ( problème de structure et de résistance ), la béquille arrière près du sol afin que la vitesse soit réduite au minimum possible. L'avion va alors s'enfoncer doucement et durant cette phase il faut maintenir l'assiette. Durant l'enfoncement l'avion est à grande incidence, phase qui précède le décrochage, avec une bonne marge puisque l'incidence d'atterrissage est rarement supérieure à  $10^\circ$ . A l'issue de l'enfoncement va intervenir le posé ou prise de contact du train principal avec le sol.

C'est à l'atterrissage que les dispositifs hypersustentateurs, volets et fentes, jouent leur rôle fondamental puisqu'en permettant d'accroître la valeur de la portance maximum de l'aile, il en résulte un abaissement de la vitesse minimum. De plus ces dispositifs entraînent un accroissement de la traînée totale de l'avion et par conséquent une diminution de finesse. Ceci permet d'obtenir, au cours de l'approche, une trajectoire beaucoup plus inclinée et de réaliser un atterrissage plus court.

**Le roulage** d'abord sur le train principal ( freinage aérodynamique ) puis selon les indications du manuel de vol, poser la roulette de nez. Une fois la roulette posée il est possible d'utiliser le système de freinage sol si la longueur de piste le demande, le contrôle d'axe s'effectuant aux palonniers.

Dès que l'avion a touché le sol, il est nécessaire de l'arrêter sur la plus courte distance possible par un freinage énergétique, sans compromettre la sécurité.

Moyens de freinage sur avions équipés : ( voir connaissance avion )

La **reverse** ou **inversion de poussée** est un dispositif permettant d'orienter vers l'avant la poussée exercée par un moteur à hélice ou à réaction dans le but de ralentir l'avion et de réduire les distances de freinage lors de l'atterrissage

Sur un moteur à hélice, on inverse le pas des pales de manière à diriger vers l'avant le souffle créé par leur rotation.

Sur un moteur à réaction, des éléments mobiles sont déplacés de façon à obturer plus ou moins complètement la tuyère, ce qui dévie vers l'avant le flux des gaz chauds de la turbine et les gaz froids de la soufflante sur les moteurs à double flux.

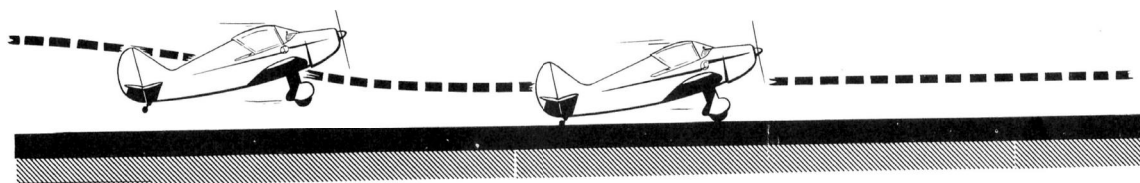
Durant la phase de décélération, ne pas trop utiliser les palonniers car l'avion pourrait se poser de travers.

### 9.3.2- Atterrissage train classique :

La technique d'atterrissage d'un avion à train classique ne diffère pas de celle d'un avion à train tricycle jusqu'au contact sol car il faut poser ce type d'avion " *trois points* ", c'est à dire que le train principal et la roulette de queue soient posés en même temps pour éviter de rebondir.

Par contre ce genre d'appareil présente la particularité d'être extrêmement sensible lors du roulage et il faut être vigilant tant que l'appareil n'a pas atteint une vitesse faible.

Dans ce genre d'appareil, également, les freins doivent être utilisés de façon à obtenir un freinage maximum tout en prévenant le basculement.



## 9.4- La décision d'atterrissage :

En approche finale, juste avant l'atterrissage ( au alentours de 300 ft ), l'avion doit être aligné sur l'axe de la piste, la piste doit être libre ( radio ), les paramètres de l'avion bien établis et stabilisés.

Le passage de l'approche finale à la phase d'arrondi dépend en fait de ces paramètres, et on peut être certain que si l'un d'eux n'est pas correct, l'atterrissage peut-être risqué.

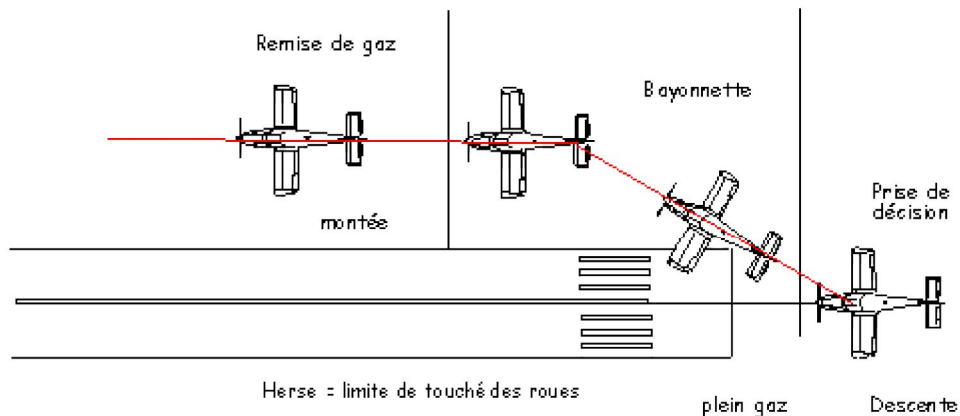
Une phase importante dans la tête du pilote est alors la prise de décision :

### **ATTERRISSAGE ou REMISE DE GAZ**

*La remise de gaz consiste à rompre la descente en mettant les gaz afin de reprendre une pente montante, puis éviter de suivre une trajectoire survolant la piste ( baïonnette d'évitement. )*

*L'atterrissage consiste à poursuivre la descente , peut-être en sortant les plein volets jusqu'au touché final.*

### **LES VOLETS PLEIN SORTIS = REMISE DE GAZ DIFFICILE.**



### **Nota :**

**Il est bien évident que le vol en général, le décollage et l'atterrissage , ne pourront prendre leur vrai valeur que par une mise en pratique avec un instructeur et par un entraînement assidu.**



## TABLEAU DES UNITÉS

Grandeurs	Symboles des grandeurs	Unités	Symboles des unités
-----------	------------------------	--------	---------------------

Longueur	l	mètre	m
Aire, Surface	S	Mètre carré	m <sup>2</sup>
Volume	V	Mètre cube	m <sup>3</sup>
Angle plan	$\alpha$ , $\beta$	radian	rd
masse	m	kilogramme	kg
Masse volumique	$\mu$	Kilogramme par mètre cube	Kg / m <sup>3</sup>
Temps	t	seconde	s
Vitesse	V	mètre par seconde	m / s
Accélération	$\gamma$	mètre par seconde par seconde	m/s <sup>2</sup>
Vitesse angulaire	$\omega$	radian par seconde	rd / s
Accélération angulaire	$\omega'$	Radian par seconde par seconde	rd / s <sup>2</sup>
Force	F	Newton	N
Pression	p	Pascal	Pa
Puissance	P	Watt	W
Énergie ou travail	W	joule	J
Température	$\theta^\circ$ , T	Degré Celsius ou degré Kelvin	$^\circ$ C $^\circ$ K

# TABLEAUX DE CONVERSION D'UNITÉS

## Longueur :

$$1 \text{ mètre} = 3,28 \text{ feet (pieds)} / 1 \text{ foot (pied)} = 0,3048 \text{ m}$$

$$1 \text{ Nautical mile} = 1\,852 \text{ m}$$

- pour convertir des m en ft, on multiplie par 3 et l'on ajoute 10% (  $600\text{m} = 600 \times 3 = 1800 + 180 = 1980 \text{ ft}$  ),

- pour convertir des ft en m, on divise par 3 et on enlève 10% (  $6000\text{ft} = 6000 / 3 = 2000 - 20 = 1980 \text{ m}$  ),

## Vitesse :

$$1 \text{ mètre / seconde} = 3,28 \text{ ft/s} / 1 \text{ ft/s} = 0,3048 \text{ m/s}$$

$$1 \text{ kt (nœud)} = 1 \text{ NM / h} = 1\,852 \text{ m / h}$$

- pour convertir les Kt en Km/h, multiplier les Kt par 2 et enlever 10% ( ex : 45 Kt donne  $90 - 9$  soit 81 Km/h ),

- pour convertir les Km/h en Kt, ajouter 10% et diviser par 2 ( ex : 68 Km/h donne  $(68 + 6) / 2$  soit 37 Km/h ),

Taux de chute en f / mn = Vs ( vitesse sol ) en Kt x plan ( % )

( ex : Vs : 60 Kt , plan 5%, soit taux de chute  $60 \times 5 = 300 \text{ ft/ mn}$  ( sans vent ) )

## Pression :

$$1\,013 \text{ hecto Pascal ( hPa )} = 760 \text{ mm de mercure ( à } 0^\circ \text{ ) mm Hg} = 1013 \text{ mmb ( millibar )}$$

## Force ( ou poussée ):

$$1 \text{ N ( Newton )} = 1 \text{ kg.m.s}^2$$

## Température :

$$0^\circ \text{ C ( Celsius )} = 273,15 \text{ K ( Kelvin )}$$

## Atmosphère standard au niveau de la mer :

- température  $15^\circ \text{ C}$

- pression 1013 hPa

- gradient vertical de température,  $2^\circ$  par 1000 ft ou  $6,5^\circ$  par 1000m ( de 0 à 11 000m )

- variation de pression, 1 hPa tous les 28 ft ( ou 8,5 m )

# RAPPEL DES FORMULES

## Pression ( P ):

$$P = \frac{F \text{ (force)}}{S \text{ (surface)}}$$

## Pression dynamique ( Pd ):

$$Pd = 1/2 \rho \cdot V^2$$

**Pd = Pression totale – Pression statique**

## Résistance de l'air ( R ):

$$R = K \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

## Portance ( Fz ):

$$Fz = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cz = mg$$

$$Cz = 2Fz / \rho \cdot V^2 \cdot S$$

## Traînée ( Fx ):

$$Fx = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cx = T$$

$$Cx = 2Fx / \rho \cdot V^2 \cdot S$$

$$T = mg \cdot Cx / Cz = mg \cdot 1 / f$$

## Résultante aérodynamique ( Ra ):

$$Ra = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cr$$

## Masse volumique de l'air ( ρ ):

$$\text{Alt0 : } \rho = 1,225 \text{ kg / m}^3$$

$$\text{Altz : } \rho_z = \frac{m \text{ (masse)}}{v \text{ (volume)}}$$

## Nombre de Mach ( M ):

$$M = V_v / c$$

## Calcul de la vitesse du son ( c ):

$$c = 20,1 \sqrt{T} \text{ ( en m / s )}$$

$$c = 39 \sqrt{T} \text{ ( en kt )}$$

NB : La vitesse du son ne dépend que de la température

## Température ( t ):

$$t = 15 - \frac{(FL \times 2)}{10} \pm (\text{Std ou ISA})$$

## Température d'impact en fonction de M:

$$Ti = Ts ( 1 + 0,2 M^2 )$$

## Coefficient de traînée de profil :

$$Cxp = Cxr + Cxf$$

**Coefficient de traînée induite :**

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

**Allongement ( $\lambda$ ):**

$$\lambda = b^2 / S$$

**Finesse (f):**

$$f = C_z / C_x = mg / T = R_z / R_x = D / H = V_i / V_z$$

**Finesse max :**

$$f_{\max} = 1 / \sqrt{4ab}$$

**Vol en palier :**

$$R_z = mg$$

$$T = R_x$$

$$T = mg / f$$

**Vol en montée :**

$$R_z = mg \cdot \cos\gamma$$

$$T = R_x + mg \cdot \sin\gamma$$

$$V_z = V \cdot \gamma_{rd}$$

**Vol en descente :**

$$R_x / R_z = \tan\gamma$$

**Facteur de charge (n) :**

$$n = R_z / mg$$

$$n = 1 / \cos\varphi$$

**Vitesse de décrochage ( $V_d$ ):**

$$V_d = V_{\text{lisse}} \cdot \sqrt{n}$$

**Rayon de virage (R) :**

$$R = V^2 / \tan\varphi \cdot g$$

$$\omega = \tan\varphi \cdot g / V$$

**Puissance nécessaire ( $P_n$ ):**

$$P_n = T \cdot V = 1/2 \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_x = mg \cdot C_x / C_z \sqrt{2mg} / \rho S \cdot C_z = \sqrt{2} (mg)^3 \cdot C_x^2 / \rho S \cdot C_z^3$$

**En palier :**

$P_u$  ( puissance utile ) =  $P_n$  ( puissance nécessaire ) en vol horizontal

$$V_z = ( P_u - P_n ) / mg \quad P_u > P_n \quad V_z > 0$$

$$P_u < P_n \quad V_z < 0$$

## LETTRES GRECQUES

Appellation	Imprimerie		Appellation	Imprimerie	
Alpha	$\alpha$	A	Nu	$\nu$	N
Bêta	$\beta$	B	Xi	$\xi$	$\Xi$
Gamma	$\gamma$	$\Gamma$	Omicron	$\omicron$	O
Delta	$\delta$	$\Delta$	Pi	$\pi$	$\Pi$
Epsilon	$\epsilon$	E	Rhô	$\rho$	P
Dzêta	$\zeta$	Z	Sigma	$\sigma$	$\Sigma$
Kta	$\eta$	H	Tau	$\tau$	T
Thêta	$\theta$	$\Theta$	Upsilon	$\upsilon$	Y
iota	$\iota$	I	Phi	$\phi$	$\Phi$
Kappa	$\kappa$	K	Khi	$\chi$	X
Lambda	$\lambda$	$\Lambda$	Psi	$\psi$	$\Psi$
Mu	$\mu$	M	Oméga	$\omega$	$\Omega$

## EXERCICES

- 1/** Un parachute est assimilé à un disque de surface  $30\text{m}^2$ , dont le coefficient K vaut 1,4. A proximité du sol, où la masse volumique de l'air est égale à  $1,225\text{ kg / m}^{-3}$ , la vitesse de chute est de  $4\text{ m.s}^{-1}$ . La résistance de l'air R de ce parachute sera égale à : ?
- 2/** Un avion de tourisme de masse 1 150 kg effectue une montée à une vitesse de 145 km/ h. Sachant que le coefficient de traînée est de 0,10, la force de traction générée par l'hélice de 2 300 N et la surface de voilure de  $12\text{ m}^2$ , quelles sont les valeurs de la pente de montée et de la vitesse ascensionnelle de cet avion ? ( masse volumique de l'air  $1,225\text{ kg / m}^{-3}$ , température =  $15^\circ\text{C}$  ; pression =  $1\,013\text{ hPa}$  )
- 3/** Un planeur se trouve en plaine dans une masse d'air immobile, à la hauteur de 800 m. Sachant que sa finesse max est de 30, quelle distance pourra-t-il parcourir ?
- 4/** Pendant sa course au décollage, un avion léger a une accélération de  $1,5\text{ m/s}^2$ . Si en partant du repos, il prend 20s pour décoller, quelle est sa vitesse de décollage et quelle est la longueur de piste parcourue avant de décoller ?
- 5/** La vitesse d'atterrissage d'un avion donné est de 90kt. Si la décélération maximale en freinant à fond, est de  $2\text{ m/s}^2$ , quelle est la longueur de roulement à l'atterrissage ?
- 6/** Quelle est la poussée ( ou traction ) nécessaire pour accélérer un avion de 5 900 kg du repos jusqu'à une vitesse de 90kt sur une distance de 750m ?
- 7/** Un avion de 9 000 kg vole en palier rectiligne à 300 kt. Quelle est la force propulsive nécessaire pour le faire accélérer jusqu'à 450 kt en 30s si la résistance aérodynamique moyenne entre ces deux vitesses est de 15 kN ?
- 8/** Une plaque plane de  $0,25\text{m}^2$  est placée perpendiculairement à un courant d'air de 60 kt. Calculez la résistance aérodynamique de la plaque dans ces conditions. ?



## **Solution des problèmes :**

**1/ 823 N ; 2/ 9,8% , 3,95 m/s ; 3/ 2400 m;4/ 58 kt, 300 m ;  
5/ 536 m ; 6/ 8,432 kN ; 7/ 38,15 kN ; 8/ 175 N**