



---

# Théorie vol à voile

## 80 Principes de vol

Aérodynamique

et

Mécanique du vol

Cours pour élèves pilotes de vol à voile

Auteur : Eric Lindemann

Edition 2, Janvier 2011

---

**ERIC LINDEMANN**

---



Eric Lindemann, dans son IS28

Né en 1943, l'auteur a d'abord une formation d'ingénieur mécanicien puis un Diplôme de physicien en astrophysique à l'Université de Genève. Après une période durant laquelle il se partage entre un enseignement d'aérotechnique à l'Ecole d'Ingénieurs et de la recherche à l'Observatoire de Genève, il travaille dans le domaine de la pollution atmosphérique pour un bureau d'ingénieur. Il enseigne ensuite la physique au Gymnase, à Lausanne puis à Nyon. Lors de sa retraite, prise en 2005, il s'occupe de mettre sur pied des travaux pratiques d'astronomie pour des jeunes à l'Observatoire de St-Luc (OFXB).

Moniteur de vol à voile depuis 1968, il est aussi expert à l'OFAC pour les examens de pilote de planeur ; il est toujours actif en 2011.

## Préambule

---

Ce fascicule de *Principes de vol* est le fruit d'un long travail qui s'inscrit dans un vaste projet d'élaboration de matériel pédagogique mené par la Fédération Suisse de Vol à Voile (FSVV).

Loin d'être parfait, ce petit manuel est là surtout pour rendre service; tant aux élèves, qu'aux moniteurs qui enseignent cette branche. Grand merci de me signaler les fautes et coquilles que vous repèrerez très probablement (mon e-mail: lindem@bluewin.ch).

J'ai tenté de mettre tout ce que les questionnaires OFAC peuvent demander et je crois être resté au plus près de ce qui est abordé lors des examens. Ce fascicule contient pourtant un peu plus de matière car il ne s'agit pas seulement de réussir l'examen officiel, mais aussi de bien comprendre pourquoi et comment on vole. Qu'on se rassure cependant, il n'est pas nécessaire de savoir manipuler des formules pour passer l'examen, ni même pour apprendre à piloter !

Les choses à savoir absolument ont été signalées en fin de chaque chapitre.

Les recouvrements et les répétitions avec d'autres branches théoriques sont nombreux (mais la pédagogie n'est-elle pas faite aussi de répétitions?). Ces liens sont le plus souvent signalés.

Bonne lecture et bonne chance aux élèves pilotes vélivoles qui s'embarquent dans cette belle aventure dont les à-côtés théoriques, contrairement à leur mauvaise réputation, ne sont pas si insurmontables et rébarbatifs qu'ils en ont l'air !

Eric Lindemann  
Arzier, janvier 2004

L'édition 2 de janvier 2011 se distingue de la première version par des corrections et améliorations proposées par l'auteur.

## Table des matières

Chapitre 1 : La Terre et l'atmosphère .....	9
1.1. La Terre: .....	9
1.1.1. Taille et masse: .....	9
1.1.2. Accélération de la pesanteur: .....	9
1.2. L'atmosphère: .....	9
1.2.1. Composition et grandeurs caractéristiques: .....	9
1.2.2. Atmosphère standard: .....	12
Chapitre 2 : Lois des écoulements et vitesses .....	13
2.1. Lois des écoulements: .....	13
2.1.1. Loi de continuité : .....	13
2.1.2. Loi de Bernoulli: .....	13
2.2. Vitesses : .....	15
2.2.1. Mesure de la vitesse : .....	15
2.2.2. Vitesse indiquée (IAS), vitesse vraie (TAS) et vitesse sol (GS): .....	16
Chapitre 3 : Les forces aérodynamiques .....	19
3.1. La résistance de l'air (traînée): .....	19
3.1.1. De quoi elle dépend: .....	19
3.1.2. Aspect quantitatif: .....	19
3.2. La force de sustentation (portance): .....	21
3.2.1. Effet de l'angle d'attaque: .....	21
3.2.2. Effet du profil: .....	21
3.2.3. Portance de profil: .....	22
Chapitre 4 : La résultante aérodynamique .....	25
4.1. Sa constitution et son point d'application: .....	25
4.2. Contribution des forces de pression: .....	26
4.3. Contribution des forces de frottement: .....	27
5.1. Causes et conséquences: .....	31
5.2. Influence de la géométrie de l'aile: .....	32
5.2.1. Effet d'allongement: .....	32
5.2.2. Effet de forme en plan de l'aile: .....	33
5.3. Dispositifs particuliers: .....	33
5.3.1. Formes en bout d'aile : .....	33
5.3.2. Vrillage de l'aile: .....	34
Chapitre 6 : Le vol rectiligne .....	39
6.1. Les lois du mouvement: .....	39
6.1.1. Enoncés des lois: .....	39
6.1.2. Exemples: .....	39
6.2. Le vol horizontal rectiligne et uniforme: .....	40
6.3. Le vol plané stabilisé : .....	41
6.3.1. Equilibre des forces : .....	41
6.3.2. La polaire des vitesses: .....	42

Chapitre 7 : Le vol non rectiligne.....	45
7.1. Le vol en virage: .....	45
7.1.1. Principes mécaniques du mouvement circulaire:.....	45
7.1.2. Forces sur l'avion en virage horizontal uniforme: .....	45
7.2. Le facteur de charge:.....	46
7.2.1. En virage:.....	46
7.2.2. En ressource:.....	47
7.3. Polaires en virage et polaires en spirale:.....	48
Chapitre 8 : Décrochages et vrille .....	51
8.1. Décrochage: .....	51
8.1.1. Vol aux grands angles .....	51
8.1.2. Décrochage en vol cabré (stall) : .....	51
8.1.3. Décrochage dynamique : .....	52
8.2. La vrille (autorotation):.....	53
Chapitre 9 : Les gouvernes .....	55
9.1. Définitions des axes et gouvernes de l'avion:.....	55
9.2. Principe d'action des gouvernes:.....	55
9.3. Compensation: .....	56
9.3.1. Compensation aérodynamique:.....	56
9.3.2. Compensation mécanique: .....	58
9.4. Equilibrage (trim): .....	58
9.5. Commandes secondaires:.....	59
9.5.1. Volets de courbure (planeurs):.....	59
9.5.2. Dispositifs hypersustentateurs (avions): .....	61
9.5.3. Aérofreins (AF) :.....	63
9.6.1. Lacet inverse:.....	64
9.6.2. Roulis induit: .....	64
9.6.3. Lacet induit:.....	64
Chapitre 10 : Stabilité .....	65
10.1. Principes et définitions:.....	65
10.2. Stabilité de tangage (longitudinale): .....	66
10.3. Stabilité de roulis (latérale):.....	67
10.4. Stabilité de lacet (directionnelle ou de route): .....	69
Chapitre 11 : Notions sur l'hélice.....	71
11.1. Principes et définitions:.....	71
11.2. Performances: .....	73





# 1<sup>ère</sup> Partie: Aérodynamique





## Chapitre 1 : La Terre et l'atmosphère

---

### 1.1. La Terre:

#### 1.1.1. Taille et masse:

Située à 150 millions de km du Soleil, la Terre a une forme presque sphérique d'environ 6'400 km de rayon, ce qui lui donne une circonférence de 40'200 km.

En fait elle est légèrement aplatie aux pôles puisque son rayon polaire vaut de 6'357 km et son rayon équatorial de 6'371 km.

Le mile nautique (Nautical Mile) est défini comme le 60<sup>ème</sup> partie de la longueur d'un degré de latitude sur un méridien: 1 NM = 1,852 km.

[Voir aussi : Navigation](#)

La masse totale de la Terre est de  $6,0 \times 10^{24}$  kg et sa masse volumique (densité) moyenne vaut:  $5'520 \text{ kg/m}^3$ .

#### 1.1.2. Accélération de la pesanteur:

La masse de la Terre crée, dans l'espace tout autour d'elle, un champ de gravitation qui agit sur toute masse située dans ce champ. Cette action est la force de pesanteur ou poids.

La mesure du champ de gravitation est donnée par l'accélération qu'il crée. Sous nos latitudes, au niveau de la mer, l'accélération de la pesanteur a une valeur de  $9,8 \text{ m/s}^2$ , ce qui signifie qu'un corps livré à lui même voit, dans sa chute, sa vitesse augmenter de  $9,8 \text{ m/s}$  chaque seconde (en chute libre, c'est-à-dire si le milieu n'oppose aucune résistance).

### 1.2. L'atmosphère:

#### 1.2.1. Composition et grandeurs caractéristiques:

##### Composition chimique:

La très fine couche d'air qui entoure la Terre a, en volume, la composition chimique suivante :

- 78% d'azote ( $\text{N}_2$ )
- 21% d'oxygène ( $\text{O}_2$ )
- 1% de vapeur d'eau, de dioxyde de carbone ( $\text{CO}_2$ ) et de gaz rares.

[Voir aussi : Performances humaines + météorologie](#)

## Température:

La température d'un gaz est une sorte de mesure de l'agitation des molécules qui le constituent.

La température standard au niveau de la mer est de **15°C**; elle décroît ensuite linéairement avec l'altitude (en moyenne de 0,65°C par 100 m ou de 2°C par 1'000 ft) jusqu'à la tropopause, c'est-à-dire à environ 10 km d'altitude.

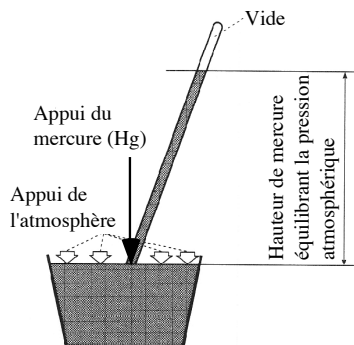
## Pression:

La pression d'un gaz est l'effet de tous les chocs des molécules du gaz contre une surface. La pression est une force par unité de surface :

$$\text{Pression} = \frac{\text{Force}}{\text{Surface}} \quad \boxed{p = \frac{F}{S}}$$

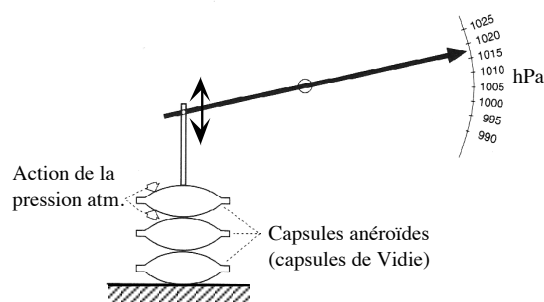
Elle s'exprime donc en  $\text{N/m}^2$  (Newton par mètre carré, appelé Pascal noté Pa). En météorologie on utilise l'hectopascal hPa (100 Pa). Autrefois : le millibar (mb) ; avec la correspondance : 1mb = 1hPa.

La pression atmosphérique peut être vue comme le poids de toute une colonne d'air atmosphérique sur une surface unité, elle se mesure à l'aide des baromètres:



**Fig. 1: Baromètre à mercure**

La pression de la colonne de mercure (Hg) est en équilibre avec celle de la colonne d'air atmosphérique.



**Fig. 2: Baromètre anéroïde**

Les capsules anéroïdes étanches vont se dilater ou se contracter si la pression atmosphérique baisse ou augmente.

La pression atmosphérique standard vaut **1013,25 hPa** c'est une valeur moyenne pour la pression au niveau de la mer.

Le baromètre à mercure montre pourquoi on employait aussi des millimètres ou des inches de colonne de mercure pour mesurer la pression atmosphérique:

**Correspondances : 1013,25 hPa = 760 mm Hg = 29,92 inches Hg**

La pression atmosphérique décroît exponentiellement lorsque l'altitude croît, de telle sorte que chaque fois que l'on s'élève de 5'500 m, la pression est diminuée de moitié.

### Masse volumique :

La masse volumique  $\rho$  (rô) d'un corps est le rapport entre la quantité de matière et la quantité d'espace qu'il occupe. Elle s'exprime en  $\text{kg/m}^3$ .

$$\text{masse volumique} = \frac{\text{masse}}{\text{volume}} \quad \boxed{\rho = \frac{m}{V}}$$

L'eau a par exemple une masse volumique de  $1'000 \text{ kg/m}^3$ , alors que celle du mercure vaut  $13'600 \text{ kg/m}^3$ . L'air, aux conditions standard, a une masse volumique de  $1,2 \text{ kg/m}^3$ .

Comme les anglo-saxons utilisent le terme « density » pour la masse volumique, cette dernière est souvent appelée abusivement densité. En fait la densité d'un corps solide ou liquide est le rapport de sa masse volumique avec la masse volumique de l'eau (pour les gaz, avec la masse volumique de l'air aux conditions STD). La densité s'exprime donc sans unité. Ainsi la densité de l'eau vaut 1, celle du mercure 13,6.

Avec la *loi des gaz parfaits* on peut déduire la masse volumique (densité) de l'air à partir de sa température et de sa pression.

$$\boxed{\rho = \frac{p}{R \cdot T}}$$

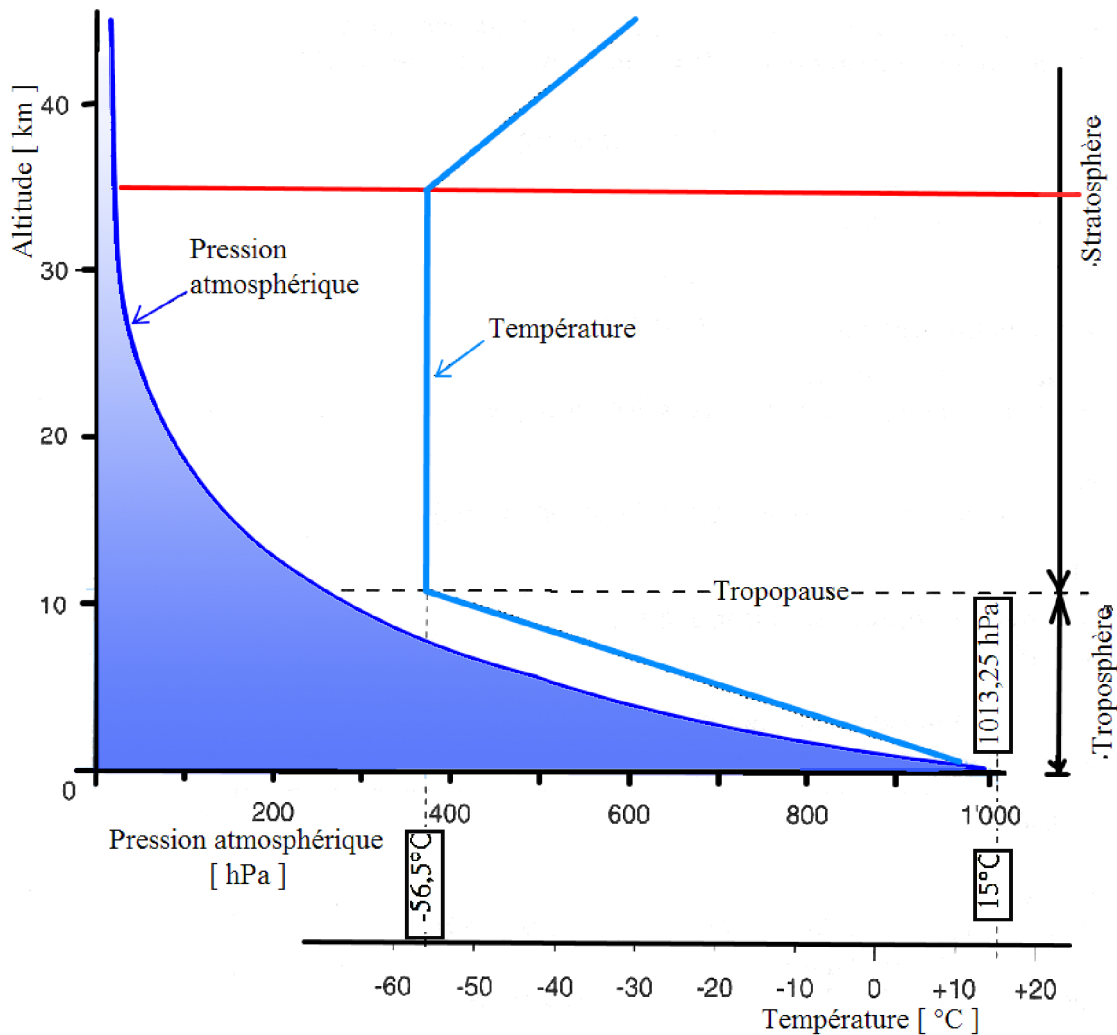
avec:      p: pression atmosphérique en Pa.  
               R: constante des gaz ( $R = 287 \text{ J/Kg } ^\circ\text{K}$ )  
               T: température en  $^\circ\text{K}$  (Kelvin),       $T(^{\circ}\text{K}) = T(^{\circ}\text{C}) + 273,15$

Dans la basse atmosphère, la masse volumique de l'air décroît avec l'altitude de façon à être diminuée de moitié lorsqu'on s'élève d'environ 6'600 mètres.

[Voir aussi : Météorologie](#)

### 1.2.2. Atmosphère standard:

Pour avoir une référence, on définit en aéronautique une atmosphère normalisée, l'atmosphère standard OACI:



**Fig 3: Profil de la température et de la pression dans l'atmosphère standard OACI**

*Cette atmosphère normalisée sert à l'étalonnage des altimètres et à leur réglage (altimétrie).*

Voir aussi : [Météorologie et Connaissance des aéronefs](#)

#### A savoir:

- Aucune formule !
- Circonférence terrestre (approximativement).
- Accélération de la pesanteur.
- Composition chimique de l'atmosphère.
- Valeur de pression et température de l'atmosphère standard à l'altitude 0.
- Décroissance pression avec altitude.
- Décroissance densité avec altitude

## Chapitre 2 : Lois des écoulements et vitesses

### 2.1. Lois des écoulements:

#### 2.1.1. Loi de continuité :

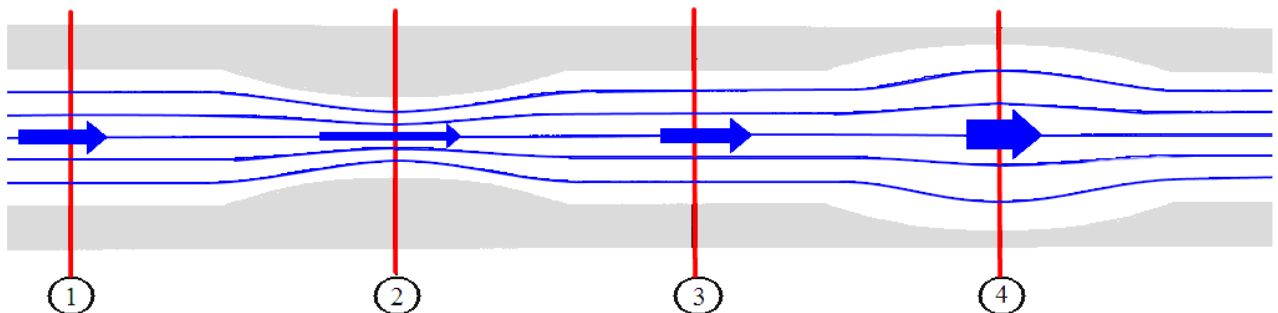
Tant qu'on reste largement au-dessous de la vitesse du son, les écoulements d'air peuvent toujours être considérés comme incompressibles (aérodynamique subsonique).

Or, dans un écoulement de fluide incompressible, le débit volume (produit de la section  $S$  par la vitesse  $V$  et exprimé en  $\text{m}^3/\text{s}$ ) est le même dans toutes les sections de l'écoulement :

$$V \cdot S = \text{constante}$$

Dans la figure 1 on aurait par exemple  $1 \text{ m}^3/\text{s}$  dans toutes les sections. Admettons que la section 1 fait  $1 \text{ m}^2$ , la vitesse y vaut donc  $1 \text{ m/s}$ . Si la section 2 ne mesure que  $0,5 \text{ m}^2$ , alors la vitesse doit y être de  $2 \text{ m/s}$ . De même, si la section 4 mesure  $2 \text{ m}^2$ , alors la vitesse y est de  $0,5 \text{ m/s}$ .

Cela signifie que la vitesse est inversement proportionnelle à la section (*loi de continuité*).



**Fig. 1: Loi de continuité dans un écoulement incompressible**

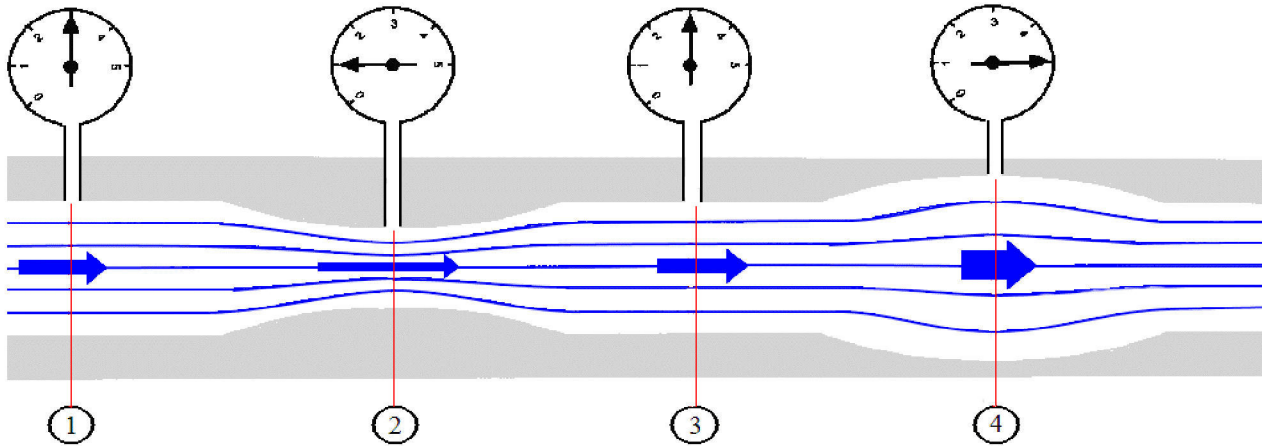
*Exemple : à une petite section  $S_2$  correspond une grande vitesse  $V_2$  tandis qu'à une grande section  $S_4$  correspond une petite vitesse  $V_4$ .*

#### 2.1.2. Loi de Bernoulli:

Si l'on place, comme dans la figure 2, des manomètres mesurant *la pression statique* aux différentes sections de l'écoulement, ils donnent des valeurs qui varient à l'inverse des vitesses.

A une grande vitesse correspond une petite pression et à une petite vitesse une grande pression (*loi de Bernoulli simplifiée*).

On voit dans cette figure que, puisque dans la section 2 la vitesse est plus grande qu'en section 1, on aura une pression statique plus petite que la pression statique en section 1. Dans la section 4 la vitesse est plus petite qu'en section 3, ce qui donnera une pression statique plus grande.

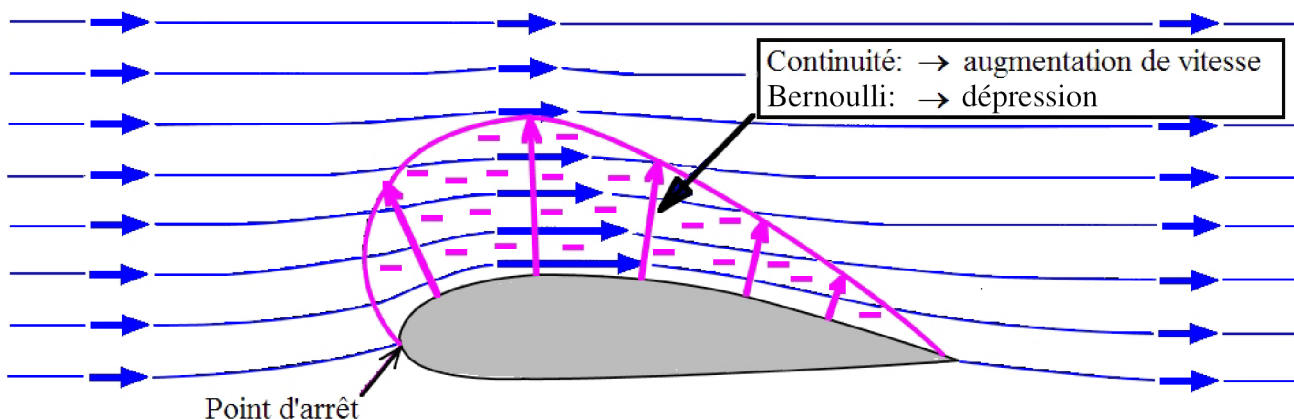


**Fig. 2: Loi de Bernoulli dans un écoulement incompressible**

Exemple : à une petite vitesse  $V_1$  correspond une grande pression statique  $p_1$  tandis qu'à une grande vitesse  $V_2$  correspond une petite pression statique  $p_2$ .

### **Application :** écoulement autour d'un profil

Lorsqu'un écoulement passe autour d'un profil d'aile dissymétrique, il doit, selon la loi de continuité, s'accélérer sur la face supérieure du profil. Et, selon la loi de Bernoulli, il va se créer une diminution de pression statique. C'est-à-dire une zone de pression plus basse que la pression environnante; ce phénomène crée une force de sustentation représentant une partie de la portance.



**Fig. 3: Applications des lois de l'écoulement à l'aile**

Les lois de continuité et de Bernoulli expliquent une part de la force de la portance créée par un profil d'aile.

Voir aussi : **Météorologie**

La loi de Bernoulli est une façon d'exprimer, en termes de pressions, le principe de la conservation de l'énergie dans un écoulement.

De manière plus rigoureuse, on dit que la pression totale est constante dans un écoulement. Cette pression totale nommée  $H$  est la somme de la pression statique  $p$  et de la pression dynamique nommée  $q$  :

$$H = p + q$$

La pression dynamique dépend du carré de la vitesse ainsi que de la masse volumique de l'air :

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2$$

On peut donc comprendre que si l'une des deux pressions augmente (la dynamique  $q$  par exemple, à cause d'une augmentation de vitesse), l'autre doit diminuer pour assurer la conservation de la pression totale.

Voir aussi : [Connaissance générale des aéronefs](#)

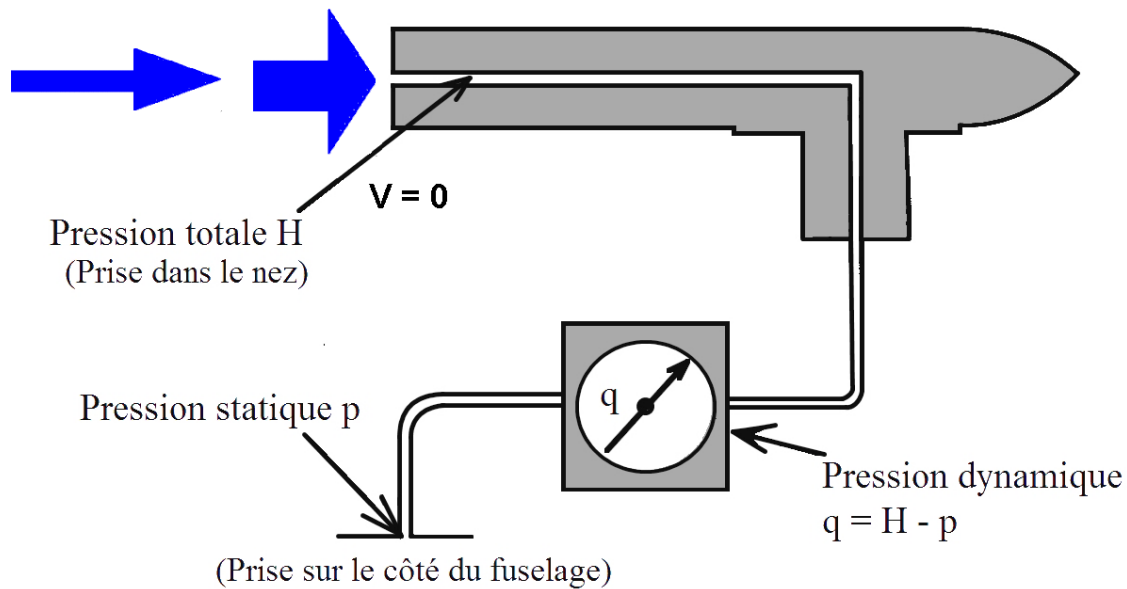
## 2.2. Vitesses :

### 2.2.1. Mesure de la vitesse :

Quand on parle de vitesse, il s'agit toujours d'une *vitesse relative* entre l'écoulement de l'air et l'aéronef. Il n'y a pas de différence entre la vitesse du vent sur un avion arrêté, et la vitesse d'un avion dans de l'air immobile.

Pour obtenir cette vitesse, voir figure 4, on mesure la pression dynamique en faisant la différence entre la pression totale et la pression statique. La pression totale est obtenue par une prise de pression située face à l'écoulement (dans le nez d'un planeur ou avec un **tube Pitot** sous l'aile d'un avion) et la pression statique par une prise de pression le long du fuselage ou autour du tube Pitot lui-même qui s'appelle alors un **tube de Prandtl**.

L'instrument affiche en fait une pression dynamique qu'on gradue en vitesses (par exemple en km/h dans les planeurs) pour une masse volumique  $\rho_0$  donnée par l'atmosphère standard au niveau de la mer.



**Fig. 4: Schéma d'un indicateur de vitesse (Badin)**

*Le tube Pitot mesure la pression totale H, une prise donne la pression statique p et l'instrument fait la différence qui est la pression dynamique q. Celle-ci est graduée en unités de vitesse (en km/h dans les planeurs).*

Voir aussi : Connaissance générale des aéronefs

### 2.2.2. Vitesse indiquée (IAS), vitesse vraie (TAS) et vitesse sol (GS):

La vitesse lue sur l'indicateur de vitesse (ASI) donne une valeur qu'on appelle *la vitesse indiquée* IAS (Indicated Air Speed). La valeur de l'IAS est entachée d'erreurs :

- erreurs instrumentales,
- erreurs de position (par exemple dérapage),
- erreur de densité de l'air.

L'erreur de densité devient importante en altitude. En effet, lorsqu'on s'élève la densité de l'air  $\rho$  est toujours plus petite relativement à la densité au niveau de la mer  $\rho_0$  pour laquelle l'instrument est gradué. Une mesure de la pression dynamique donnera alors une valeur trop petite de la vitesse.

Lorsqu'on s'élève en altitude, la vitesse indiquée devient donc toujours plus petite par rapport à *la vitesse vraie* (ou TAS: True Air Speed).

L'erreur de densité de l'air peut être corrigée par un facteur valant la racine du rapport des densités. Si l'on néglige les erreurs instrumentales et les erreurs de position, on peut théoriquement corriger la vitesse indiquée IAS pour évaluer la vitesse vraie TAS :



$$\text{TAS} = \text{IAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \text{ (+ corrections instrumentales et de position)}$$

où  $\rho$  est la masse volumique vraie et  $\rho_0$  la standard au niveau de la mer.

Dans le manuel de vol AFM d'un aéronef, les indications des différentes vitesses du domaine de vol sont données en IAS.

Par contre, lorsqu'il est question de vitesse de croisière on parle en *vitesse sol* (GS: Ground Speed). Les indications d'un GPS sont en vitesse sol.

La vitesse sol s'obtient à partir de la vitesse vraie en tenant compte de la vitesse de la masse d'air, c'est-à-dire du vent.

Voir aussi : Navigation et Préparation du vol et performances

---

**A savoir:**

- Aucune formule.
- Lois des écoulement (principe).
- Définitions des pressions H, p et q
- Définitions des vitesses IAS, TAS, GS.
- Effet de l'altitude sur l'IAS.



## Chapitre 3 : Les forces aérodynamiques

---

### 3.1. La résistance de l'air (traînée):

#### 3.1.1. De quoi elle dépend:

Si l'on sort la main par la fenêtre d'un véhicule se déplaçant rapidement, on sent bien la force de résistance de l'air. Les cyclistes et les skieurs de compétition sont des sportifs qui doivent s'efforcer de lutter contre ses effets.

En aéronautique, cette force est appelée *traînée*. Elle a toujours une direction opposée à celle du mouvement relatif dans l'air.

Quand on pédale contre le vent à vélo on se rend bien compte que la traînée croît très vite lorsque la vitesse de l'air augmente. En fait, si la vitesse de l'écoulement double, la traînée devient quatre fois plus forte; ce qui signifie qu'elle *croît avec le carré de la vitesse*.

Cyclistes et skieurs soignent leur position pour améliorer autant leur *forme* à l'écoulement que la *surface* présentée (maître couple).

Les navigateurs à voile savent bien que lorsque l'air est froid, c'est-à-dire plus dense, «il porte mieux dans les voiles»; autrement dit, la traînée augmente avec la *densité* de l'air.

La traînée dépend donc:

- de la vitesse (et même de son carré!),
- de la forme,
- de la section face à l'écoulement (maître couple),
- de la masse volumique (ou la densité) de l'air.

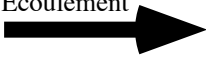






#### 3.1.2. Aspect quantitatif:

Si l'on veut tenir compte de manière quantitative des facteurs évoqués ci-dessus, on arrive à une formule permettant de faire des calculs de résistance de l'air et si on nomme  $R_x$  la traînée, on obtient:

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

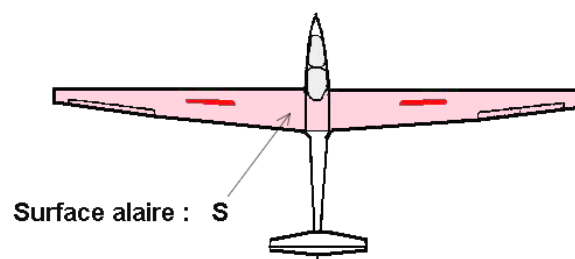
où:  $R_x$  : la traînée s'exprime en Newton [N]  
 $C_x$  : le coefficient de forme, n'a pas d'unités  
 $\rho$  : la masse volumique se donne en  $\text{kg/m}^3$   
 $S$  : la surface se mesure en  $\text{m}^2$   
 $v$  : la vitesse est en  $\text{m/s}$ .

Il est bon de remarquer que la valeur du coefficient de forme  $C_x$  dépend du choix de la surface  $S$  considérée. Par convention, les coefficients de traînée des corps simples dans des écoulements ainsi que des véhicules automobiles sont définis en prenant la surface du maître couple ou surface frontale ( $S$  dans la formule précédente).

Corps	Écoulement 	$C_x$
Disque		1.11
Demi-sphère		1.33
Demi-sphère		0.35
Sphère		0.15 à 0.45
Ellipsoïde		0.2 à 0.4
Corps fuselé		0.1 à 0.2

*Fig. 1: Exemples de coefficients de traînée  
Ceux-ci sont définis par rapport à la surface frontale (maître couple).*

En aéronautique, c'est par contre *la surface alaire*  $S$  qui est prise conventionnellement pour définir les coefficients de forme. Elle est définie comme la surface des ailes vues en plan et prise au travers du fuselage.



*Fig. 2: Définition de la surface alaire*

#### Exemples de calcul:

1) Pour un disque de  $0,01 \text{ m}^2$  de surface, placé dans un écoulement de  $10 \text{ m/s}$  (c'est-à-dire de  $36 \text{ km/h}$ ) avec une masse volumique de l'air valant  $1,23 \text{ kg/m}^3$ , on a:

$$R_x = 1,11 \times 0,5 \times 1,23 \times 0,01 \times 10^2 = \underline{0,68 \text{ N}}$$

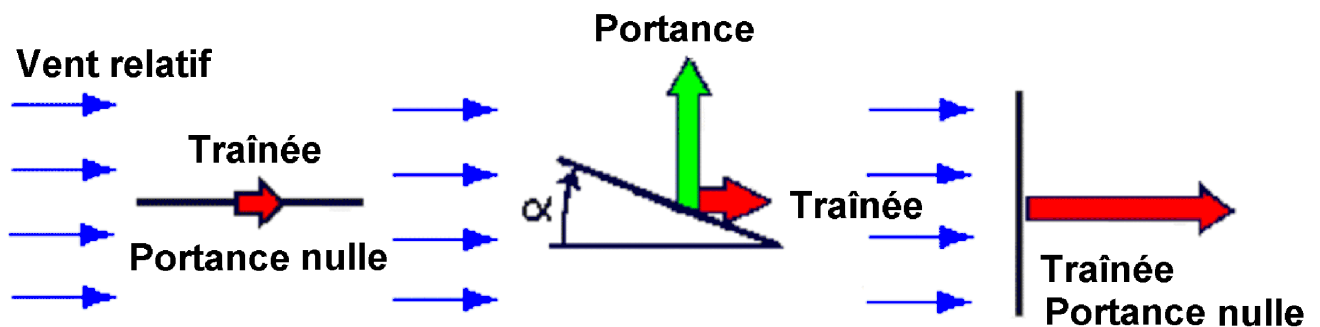
- 2) La seconde demi-sphère du tableau de même diamètre, dans ce même écoulement aura une traînée de:  $R_x = 0,35 \times 0,5 \times 1,23 \times 0,01 \times 10^2 = \underline{0,22 \text{ N}}$
- 3) Un corps fuselé de  $C_x = 0,15$ :  $R_x = 0,15 \times 0,5 \times 1,23 \times 0,01 \times 10^2 = \underline{0,09 \text{ N}}$

### 3.2. La force de sustentation (portance):

#### 3.2.1. Effet de l'angle d'attaque:

Reprenons l'expérience de la main sortie par la fenêtre d'un véhicule se déplaçant rapidement. Si nous la maintenons horizontale, il n'y aura pratiquement qu'une force de traînée, par contre, si nous lui donnons de l'incidence, c'est-à-dire un angle d'attaque, le bras va avoir tendance à se lever sous l'action d'une force dirigée vers le haut. C'est la force de sustentation ou *portance*.

Si l'on continue à augmenter l'angle d'attaque, la portance disparaît et il ne reste plus que de la traînée. On pourrait faire l'expérience plus rigoureusement avec une plaque plane:



*Fig. 3: Plaque plane dans un écoulement*

*D'abord la portance se crée avec l'angle d'attaque croissant puis diminue et disparaît.*

#### 3.2.2. Effet du profil:

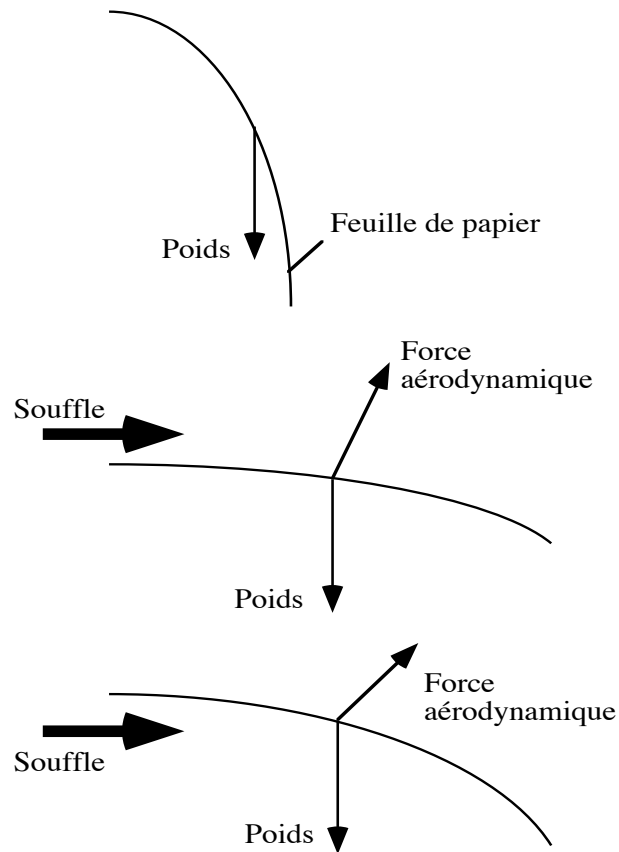
Comme le décrit la figure suivante, faisons une autre expérience.

Maintenons le bord d'une feuille de papier devant notre bouche. Elle va pendre devant nous sous l'influence de son poids.

Soufflons légèrement par-dessus. On s'aperçoit qu'elle se soulève.

C'est à cause de la forme arrondie du dessus de la feuille... comme sur le dessus d'un profil d'aile. La loi de Bernoulli nous dit que là où il y a plus grande vitesse il y a plus petite pression; donc une dépression est créée au-dessus de la feuille où règne un écoulement.

Si nous soufflons par-dessous, elle se soulève aussi, mais sous l'effet de la pression de l'écoulement de l'air, comme pour la plaque plane.



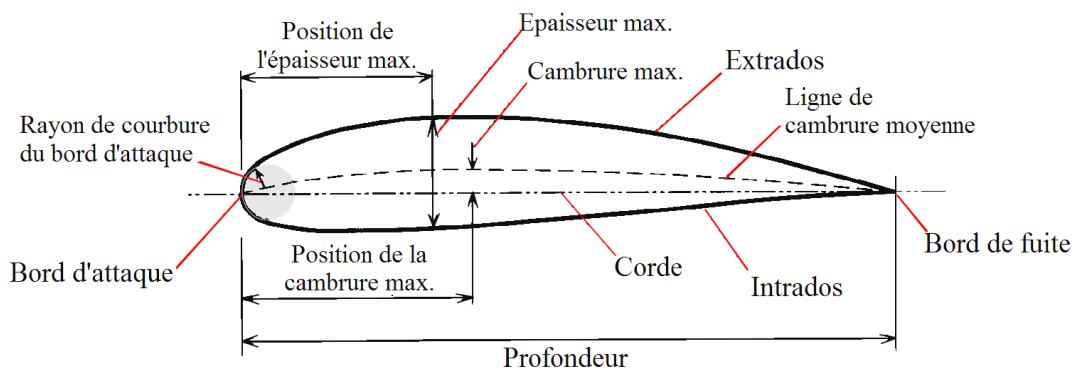
**Fig. 4: La feuille soufflée**

*Lorsqu'on souffle au-dessus ou au-dessous d'une feuille de papier apparaît une force aérodynamique (portance + traînée).*

On voit donc que ces deux effets (effet dynamique et effet de forme) peuvent se cumuler dans le cas d'une aile et créer une force de sustentation qui, s'opposant à la force de pesanteur, va nous permettre de voler!

### 3.2.3. Portance de profil:

La portance d'une aile profilée va être due au cumul des deux effets que nous venons de voir. Voyons tout d'abord les définitions géométriques d'un profil:

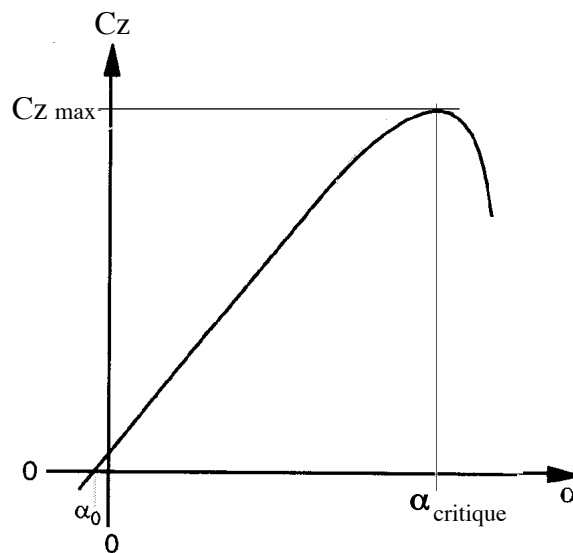


**Fig. 5: Définitions géométriques sur un profil**

La portance est aussi une force aérodynamique ; elle va donc dépendre des mêmes grandeurs que la traînée. On va ainsi pouvoir l'écrire formellement de la même manière :

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

- où:
- $R_z$  : la portance s'exprime en Newton [N]
  - $C_z$  : le coefficient de portance (sans unités), qui croît d'abord avec l'angle d'attaque  $\alpha$  puis qui diminue brutalement après un *angle d'attaque critique*, précédant le phénomène du *décrochage*
  - S : est toujours la surface alaire



**Fig. 6: Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque**

*Il augmente avec l'angle d'attaque puis diminue et disparaît.*

### A savoir:

- Aucune formule.
- De quoi dépend la résistance de l'air et comment (pas de calcul).
- Définition de la surface alaire.
- Causes de la portance.
- Définition de l'angle d'attaque et de l'angle d'attaque critique.
- Définitions géométriques du profil.



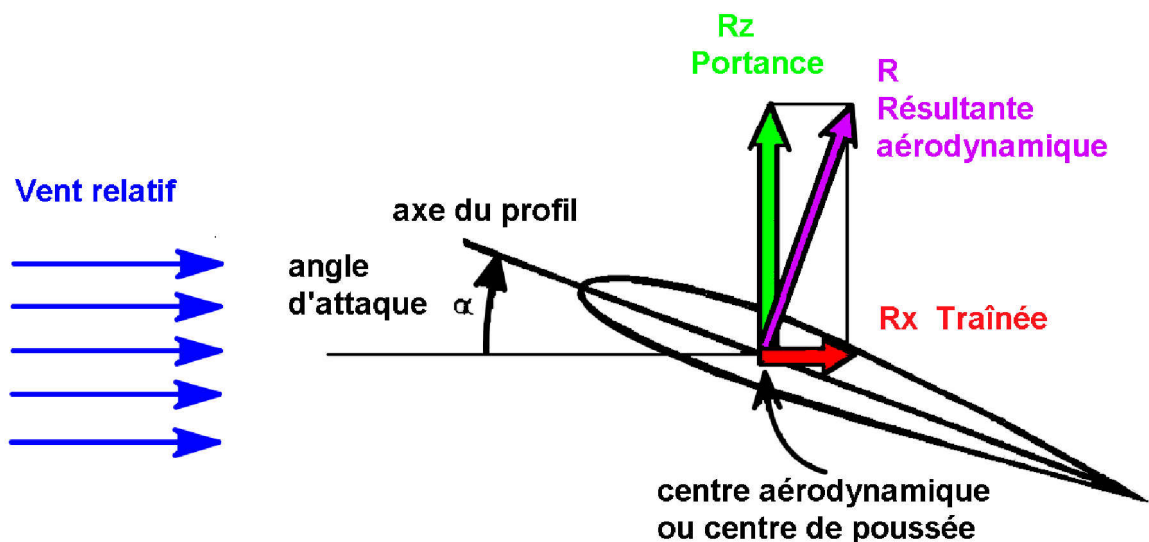


## Chapitre 4 : La résultante aérodynamique

### 4.1. Sa constitution et son point d'application:

La traînée et la portance sont en fait deux parties, deux composantes, de la force aérodynamique totale exercée sur un corps dans un écoulement ou sur un aéronef en vol. Cette force s'appelle la *résultante aérodynamique*.

La composante  $R_x$  est parallèle à la vitesse de l'écoulement tandis que la composant  $R_z$  lui est perpendiculaire



*Fig. 1: Les forces aérodynamiques et leur résultante  
Elles s'appliquent au centre aérodynamique ou centre de poussée.*

La résultante aérodynamique est une force qui s'applique au *centre aérodynamique*, ou *centre de poussée* (CDP). Ce point, sur un avion ou un planeur, ne dépend que de la forme de l'appareil et légèrement de l'angle d'attaque. En effet, le centre aérodynamique s'avance un peu le long de la corde de l'aile lorsque l'angle d'attaque augmente.

Le *centre de gravité* (CDG), lui, dépend de la répartition des masses de l'appareil et l'on doit veiller, pour des raisons de stabilité, à ce qu'il reste dans une bonne position par rapport au centre aérodynamique; c'est ce dont traite l'opération du *centrage*.

Voir aussi : Préparation de vol et performances

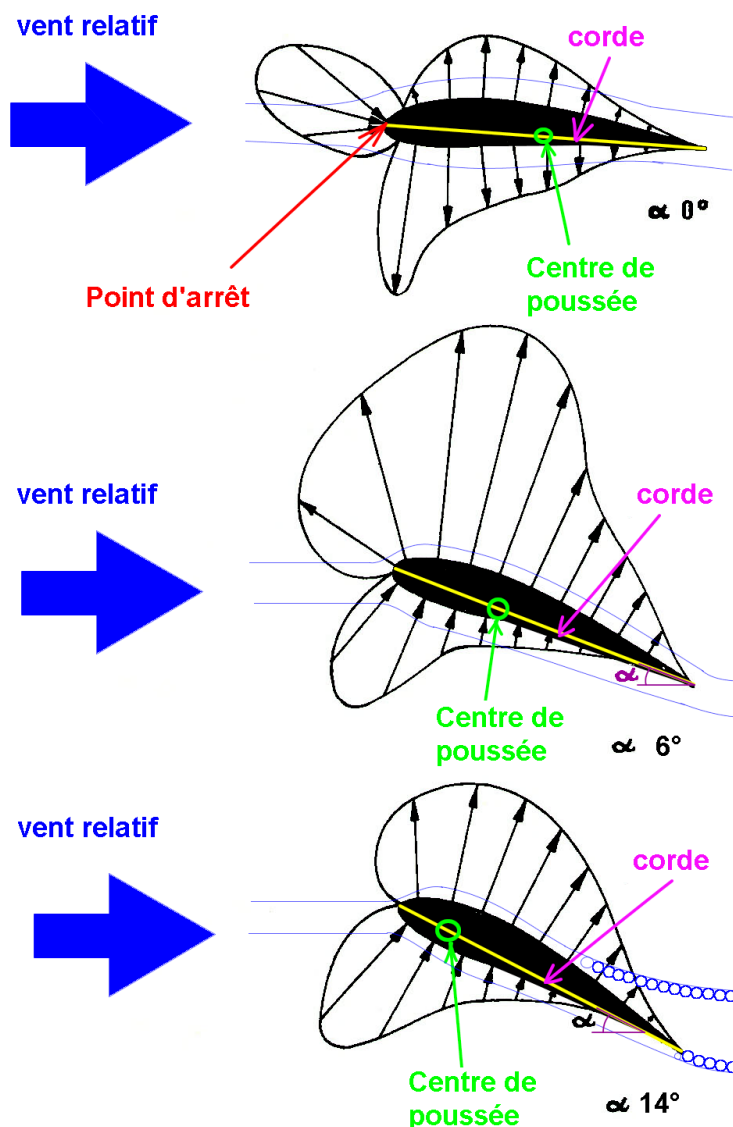
La résultante aérodynamique est une somme de divers effets. On distinguera d'une part une contribution de *forces de pressions* et d'autre part une contribution de *forces de frottement*.

## 4.2. Contribution des forces de pression:

Si l'on pratiquait des petits trous tout autour du profil d'une aile, on pourrait mesurer la pression en chacun et visualiser ainsi la *répartition des pressions* autour du profil pour différents angles d'attaque, comme dans la figure 2. On met de cette manière en évidence les importances relatives des surpressions ou dépressions qui engendrent des forces sur la surface de l'aile

Prenons un profil dissymétrique, tout d'abord avec angle d'attaque nul; l'accélération de l'écoulement qui doit contourner ce profil provoque, selon la loi de Bernoulli, des dépressions sur l'intrados et plus encore sur l'extrados, il en résulte une force de portance (*portance de pression*). La surpression au voisinage du bord d'attaque va contribuer à la traînée (*traînée de pression*).

Avec un léger angle d'attaque, de  $6^\circ$  par exemple, l'intrados est le siège d'une surpression tandis que sur l'extrados on a une importante dépression. On voit qu'alors, la portance est beaucoup plus le fait de l'aspiration sur l'extrados que de la surpression sous l'intrados.



*Fig. 2: Répartition des pressions autour d'un profil  
Pour trois angles d'attaque différents :  $0^\circ$ ,  $6^\circ$  et  $14^\circ$ .*

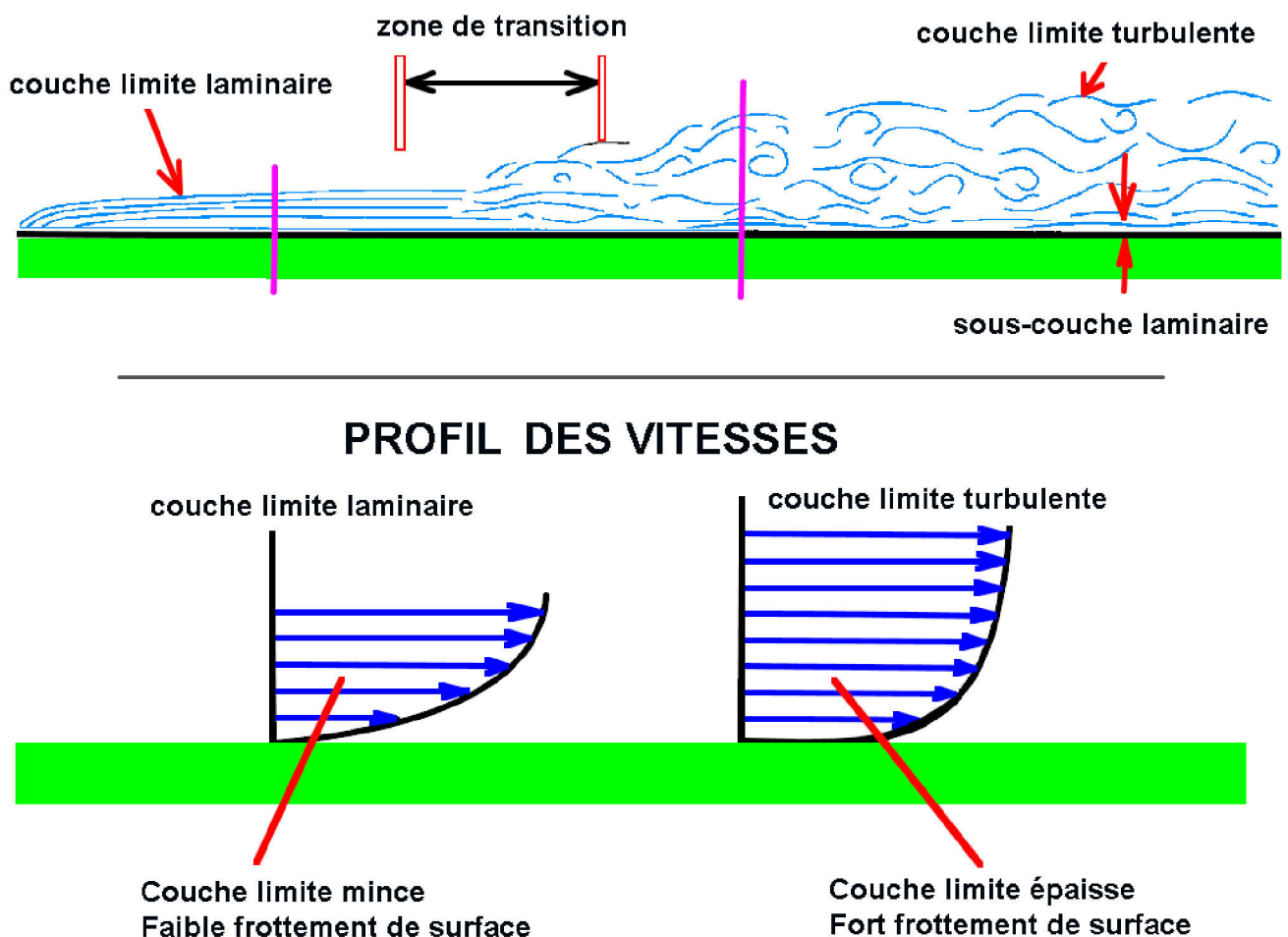
Pour un angle d'attaque plus important, qui deviendrait critique vers  $14^\circ$ , des filets d'air commencent à se détacher de la surface de l'aile, ce qui provoque un effondrement de la dépression d'extrados, d'où une diminution de la portance, signe précurseur du phénomène du *décrochage*.

On voit aussi sur la figure comment le centre de poussée (CDP) migre en direction de l'avant de l'aile quand l'angle d'attaque augmente.

#### 4.3. Contribution des forces de frottement:

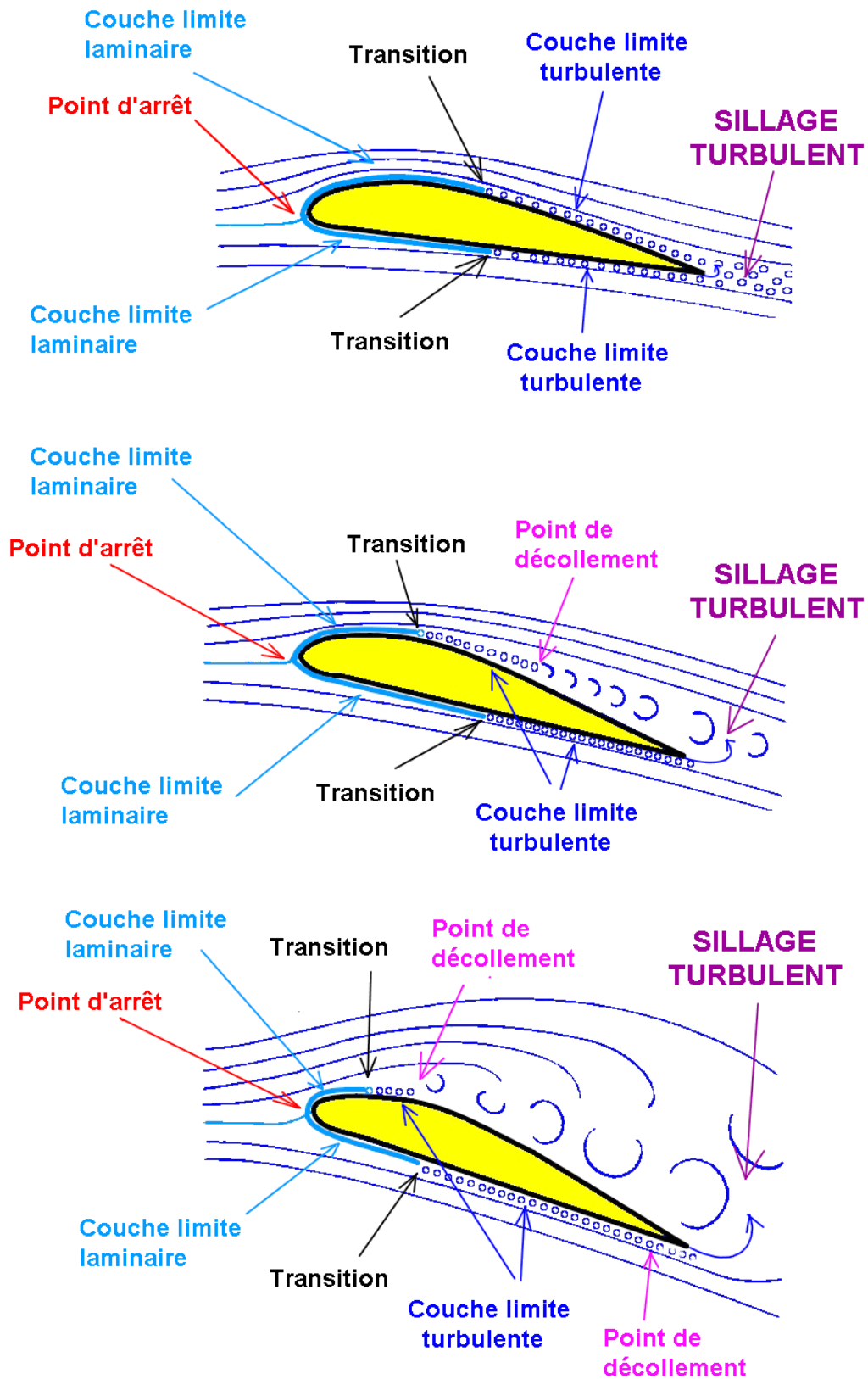
En plus des effets de pression, un corps dans un écoulement est soumis aussi aux conséquences de la viscosité de l'air, c'est-à-dire des frottements internes à l'écoulement qui engendrent une *traînée de frottement*.

C'est dans une mince épaisseur, appelée *couche limite*, près de la surface du corps que ces frottements se font sentir, diminuant la vitesse lorsqu'on s'approche jusqu'à la rendre nulle à la surface même du corps. L'écoulement dans la couche limite est d'abord laminaire à l'avant pour devenir turbulent à l'arrière après un *point* ou une *zone de transition* comme l'indique la figure 3.



*Fig. 3: Couche limite laminaire puis turbulente à la surface d'une aile  
On remarquera la différence des profils des vitesses des deux couches limites.*

La figure 4 montre comment la couche limite augmente d'épaisseur et prend de l'importance quand l'angle d'attaque augmente.



**Fig. 4: Ecoulement près de la surface de l'aile**

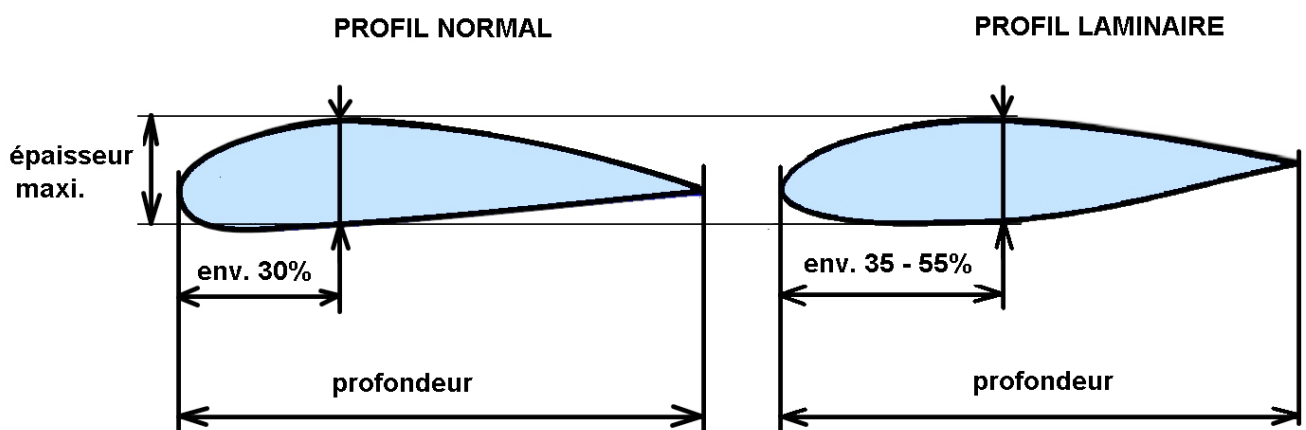
*Pour un angle d'attaque faible, puis critique (avec début de décollement) et enfin trop grand (avec décollement complet). Les épaisseurs de la couche limite sont exagérées sur le dessin.*

L'épaisseur de la couche limite peut mesurer de moins de 1 millimètre à l'avant d'une aile à plusieurs centimètres à l'arrière. Quant au vent sur la surface plane de l'aérodrome, par exemple, il forme aussi une couche limite, mais de quelques mètres d'épaisseur.

C'est à cause de cette couche limite qu'une machine sale reste poussiéreuse, même après un vol. En effet, les grains de poussières restent dans une épaisseur où la vitesse est quasi-nulle... donc, à vos éponges et peaux de daim !

La propreté d'une aile de planeur est importante car la rugosité de la surface fait augmenter l'épaisseur de la couche limite et par là, la traînée de frottement.

La traînée d'une couche limite laminaire étant plus faible que la traînée d'une couche limite turbulente, on a développé pour les planeurs des *profils laminaires* sur lesquels le point de transition se trouve plus à l'arrière que sur un profil normal. Ces profils sont caractérisés par une épaisseur maximum se situant à plus de 35% à l'arrière de la corde, comme le montre la figure 5.



*Fig.5: Profils d'aile*

*Normaux et laminaires.*

### A savoir:

- Constitution de la résultante aérodynamique.
- Centre aérodynamique et comportement avec l'angle d'attaque.
- Répartition des pressions autour du profil.
- Décrochage et angle d'attaque critique.
- Couche limite et profils laminaires.



## Chapitre 5 : La traînée induite

### 5.1. Causes et conséquences:

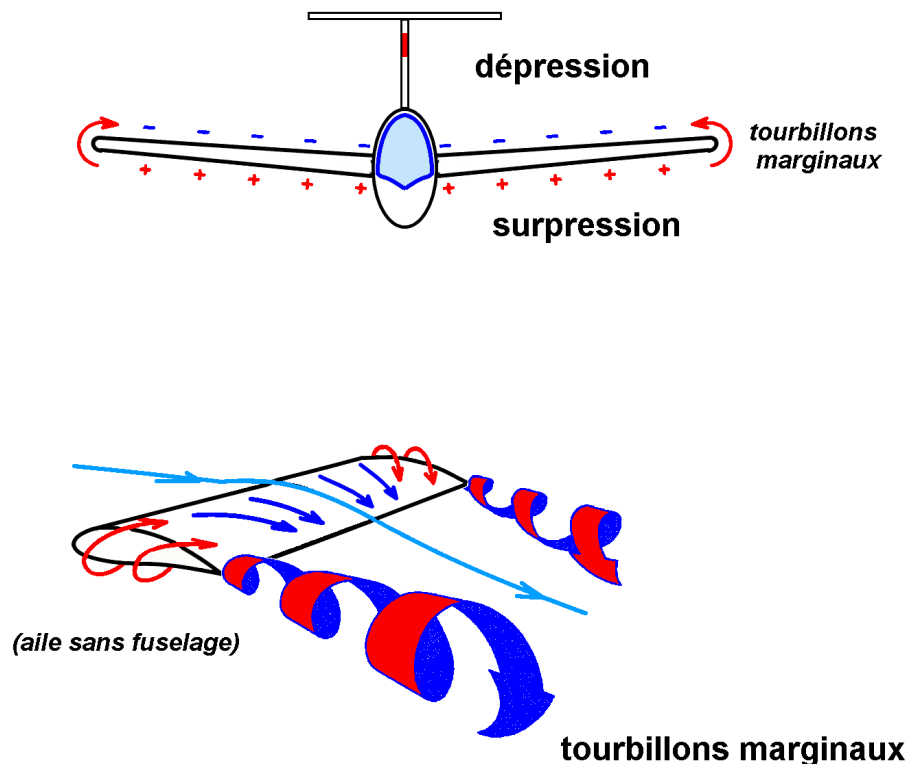
Tout ce qui a été dit précédemment est valable pour une aile idéale, d'envergure infinie. Les performances aérodynamiques d'une aile réelle, de taille finie, sont influencées par des phénomènes perturbateurs situés en bout d'aile. Il s'agit des tourbillons marginaux qui créent une traînée induite et une dégradation de la portance. Voyons ça.

La surpression sous l'intrados et la dépression sur l'extrados vont, en bout d'aile, interférer en voulant se compenser et causer dans l'écoulement un débit d'air passant du dessous au dessus de l'aile. La conséquence est un tourbillon s'évasant en forme de cône à chaque extrémité d'aile, c'est-à-dire un sillage, donc une traînée indésirable. Il s'agit en fait d'une augmentation du coefficient de traînée  $C_x$  de l'avion entier.

Cet effet de traînée induite est surtout important aux basses vitesses, c'est-à-dire aux grands angles d'attaque.

Sur les aéroports, derrière les gros porteurs, ces tourbillons marginaux sont assez puissants pour mettre un avion de tourisme sur le dos...

Parfois, lorsque l'air est très humide, on peut voir ces tourbillons marginaux matérialisés par de la condensation aux l'extrémités des ailes des avions.



**Fig. 1: Tourbillons marginaux**

*Induits aux extrémités des ailes par la différence de pression entre l'intrados et l'extrados.*

En plus de créer de la traînée, ces tourbillons marginaux dégradent la répartition des pressions sur une grande partie de l'aile et créent donc aussi une diminution de portance. Tout se passe comme si le coefficient de portance  $C_z$  diminuait le long de l'envergure, surtout lorsque l'on s'approche du bout d'aile (bord marginal).

## 5.2. Influence de la géométrie de l'aile:

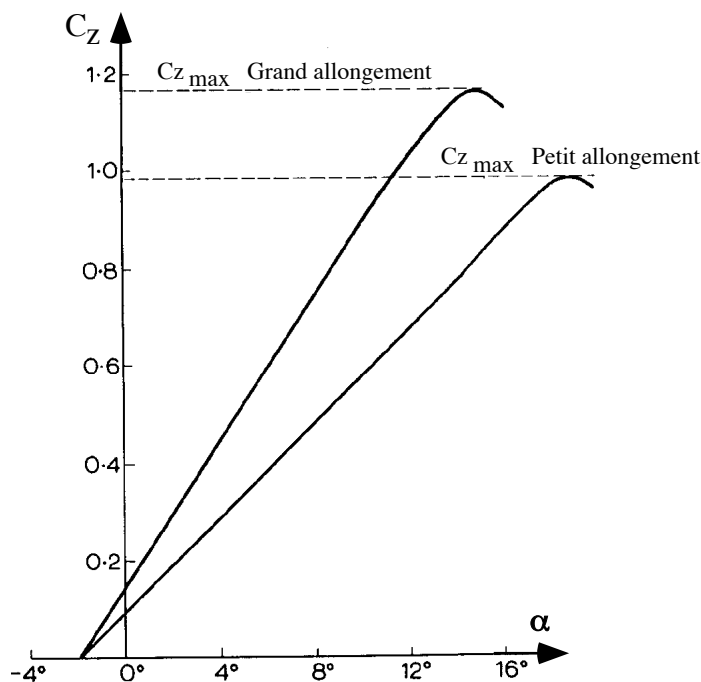
### 5.2.1. Effet d'allongement:

Les tourbillons marginaux créeront d'autant moins de traînée induite et de dégradation de la portance que les bords marginaux prennent une moindre importance dans la géométrie de l'aile.

Un grand rôle est donc joué par *l'allongement* de l'aile. Cette grandeur, appelé  $\Lambda$  (lambda) est définie comme le rapport entre l'envergure et la profondeur moyenne de l'aile, c'est-à-dire le rapport entre le carré de l'envergure et la surface alaire :

$$\Lambda = \frac{e^2}{S} \quad (\text{sans unités}).$$

Une aile de grand allongement est fine et élancée; on peut comprendre que les tourbillons marginaux vont peu la perturber. C'est ce qui explique l'allure ramassée des avions de faible allongement et celle plus élancée des planeurs dont l'allongement est beaucoup plus grand afin d'améliorer au maximum les performances aérodynamiques.



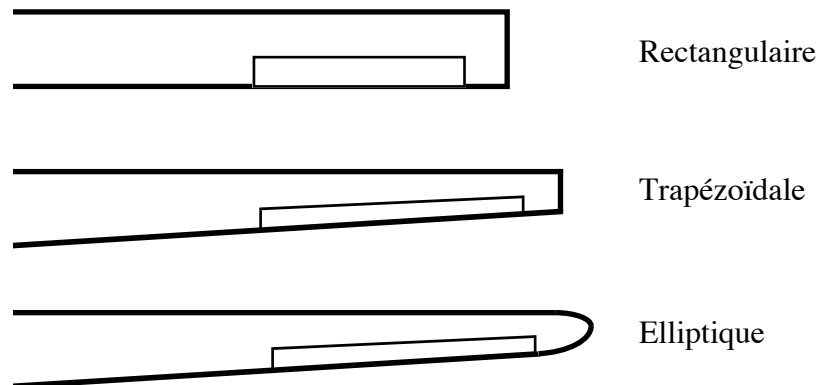
**Fig. 2: Influence de l'allongement sur le coefficient de portance**

*Un grand allongement peut diminuer notablement les effets des tourbillons marginaux sur la répartition de la portance et ainsi améliorer les performances d'une aile.*



### 5.2.2. Effet de forme en plan de l'aile:

Pour la même raison, la forme géométrique en plan du bout de l'aile joue un grand rôle sur l'importance des tourbillons marginaux.



*Fig. 3: Formes en plan des bouts d'aile  
Aile rectangulaire, trapézoïdale et elliptique.*

Même avec un allongement égal et un profil identique, une aile elliptique est meilleure qu'une aile trapézoïdale, elle-même plus performante qu'une aile rectangulaire.

### 5.3. Dispositifs particuliers:

#### 5.3.1. Formes en bout d'aile :

Pour atténuer les effets des tourbillons marginaux et ainsi diminuer la traînée induite, on peut équiper les bouts d'aile de *saumons* (ou de réservoirs pour les avions) ou mieux encore de *pennes* (winglets) qui améliorent très efficacement les performances d'une aile. Voir les figures 4 et 5.



*Fig. 4: Saumon de l'ASK-21*



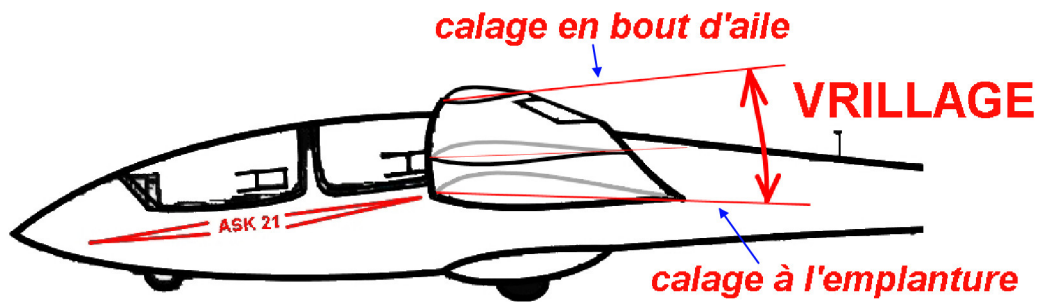
*Fig. 5: Pennes du DG-800*

[Voir aussi : Connaissance des aéronefs](#)

### **5.3.2. Vrillage de l'aile:**

Les tourbillons marginaux peuvent provoquer, à un angle d'attaque bien inférieur à l'angle d'attaque critique, un décollement des filets d'air en extrémité d'aile, ce qui provoque un décrochage prématuré du bout de l'aile. Comme c'est justement la partie où se trouve la gouverne de gauchissement, ce phénomène peut être très gênant pour le pilotage.

Pour éviter cet inconvénient, les planeurs ont généralement une aile pourvue d'un *vrillage géométrique* donnant au profil un angle d'attaque qui diminue lorsqu'on va de l'emplanture vers l'extrémité.



**Fig.6: Vrillage géométrique de l'aile**

*L'angle de calage diminue de l'emplanture à l'extrémité de l'aile.*

Cet effet est obtenu par construction, en faisant varier l'*angle de calage* qui est l'angle entre la corde de l'aile et une ligne de référence (par exemple l'axe longitudinal du planeur).

On peut aussi construire une aile avec un profil qui évolue de l'emplanture à l'extrémité de l'aile de façon à ce que le bout d'aile décroche plus tard que l'emplanture. C'est ce qu'on appelle le *vrillage aérodynamique*.

Le vrillage permet en plus d'obtenir un comportement sain du planeur à basse vitesse et en vol cabré près du décrochage (stall).

Voir aussi : Préparation de vol et performances

### A savoir:

- Causes des tourbillons marginaux.
- Effets des tourbillons marginaux.
- Facteurs influençant la traînée induite
- Définition de l'angle de calage.
- Définitions et raisons du vrillage de l'aile





## 2<sup>ème</sup> Partie: Mécanique du vol



## Chapitre 6 : Le vol rectiligne

---

### 6.1. Les lois du mouvement:

#### 6.1.1. *Enoncés des lois:*

La mécanique classique est née, au XVII<sup>ème</sup> siècle, des *lois du mouvement* de Isaac Newton. Ces lois lient les forces appliquées à un corps, ou plus précisément leur résultante, au changement de mouvement qu'elles provoquent.

De manière simple, sans formulation mathématique, elles peuvent s'exprimer ainsi :

1- Lorsqu'un corps n'est soumis à aucune force, ou à un ensemble de forces dont la résultante est nulle (équilibre des forces), son mouvement ne change pas.

Première loi ou principe d'inertie

Un mouvement « qui ne change pas » ou mouvement stationnaire est un mouvement rectiligne de vitesse uniforme.

2- Lorsqu'un corps est soumis à une force résultante non nulle, sa vitesse change, soit en intensité, soit en direction (ou év. d'intensité et de direction).

Seconde loi ou loi fondamentale de la dynamique

Dans nos préoccupations aéronautiques, le « corps » en question peut être, comme ici, un aéronef ou une masse d'air en météorologie.

#### 6.1.2. *Exemples:*

Les situations où la première loi s'applique sont fréquentes :

Le cycliste à vitesse constante sur une route horizontale ne développe une force propulsive que pour équilibrer les forces de frottement qui s'opposent à son mouvement (traînée et frottements mécaniques).

La luge ou le skieur sur un plan incliné atteignent une vitesse limite constante lorsque la composante du poids qui les propulse est juste égale à la somme des forces de frottement qui le retiennent. Le vol plané est aussi un tel exemple.

La chute à vitesse limite du parachutiste, de la goutte de pluie, ou du flocon de neige, sont des exemples dans lesquels le poids est exactement équilibré par la force de résistance de l'air (traînée) créée par le mouvement.

Les cas d'application de la seconde loi sont plus compliqués mais tout aussi fréquents :

Le cycliste qui veut augmenter sa vitesse doit, dans une phase transitoire, développer une force propulsive plus grande que les frottements. La résultante des forces est alors dirigée vers l'avant ce qui fait croître la vitesse. Au contraire, lorsqu'il cesse de pédaler, la résultante est dirigée vers l'arrière et la vitesse, toujours vers l'avant, décroît.

Pour bien comprendre, on dessinera les forces dans chacun de ces exemples.

## 6.2. Le vol horizontal rectiligne et uniforme:

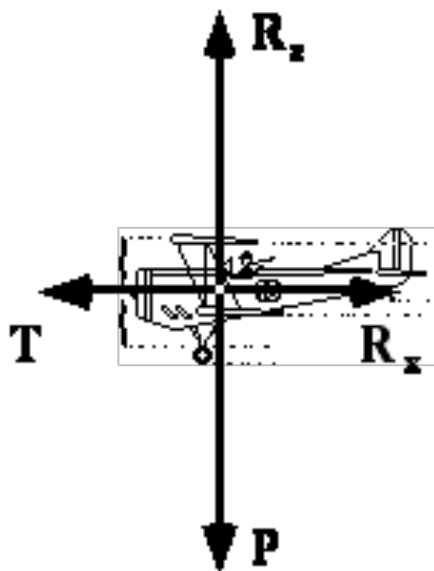
Souvent appelé *vol stationnaire* horizontal, ce vol n'est pas celui de l'hélicoptère immobile mais bien un vol de croisière; il s'agit d'un mouvement *qui ne change pas* au sens de la première loi. Donc d'une situation d'équilibre des forces.

Il peut s'agir du cas d'un avion ou d'un motoplaner en vol de croisière, ou alors d'un planeur remorqué en palier.

Si l'on décompose la résultante aérodynamique en traînée  $R_x$  et portance  $R_z$ , quatre forces sont alors en présence, comme l'indique la figure 1.

En vol horizontal uniforme (à vitesse constante) on a donc l'équilibre suivant :

- La poussée du moteur  $T$  équilibre la traînée  $R_x$ .
- La portance  $R_z$  équilibre le poids  $P$  (ou force de pesanteur).



*Fig. 1 : Equilibre des forces en vol horizontal stationnaire*

La portance peut équilibrer le poids à des vitesses plus ou moins grandes ; en effet, comme  $R_z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S$ , on voit que différents couples de valeurs de  $v$  et de  $C_z$  peuvent donner un  $R_z$  égal à  $P$ .



Si l'on désire par exemple diminuer la vitesse, il va falloir compenser par une augmentation du  $C_z$  ; elle est obtenue avec un plus grand angle d'attaque; en effet, on vole plus cabré aux faibles vitesses. La conséquence sera une diminution de traînée due à la diminution de vitesse qui devra, pour conserver l'équilibre, s'accompagner d'une diminution de la poussée (on réduit les gaz).

Au contraire, si l'on veut augmenter la vitesse, il faut, pour ne pas créer une portance plus grande que le poids, diminuer l'angle d'attaque et augmenter la poussée.

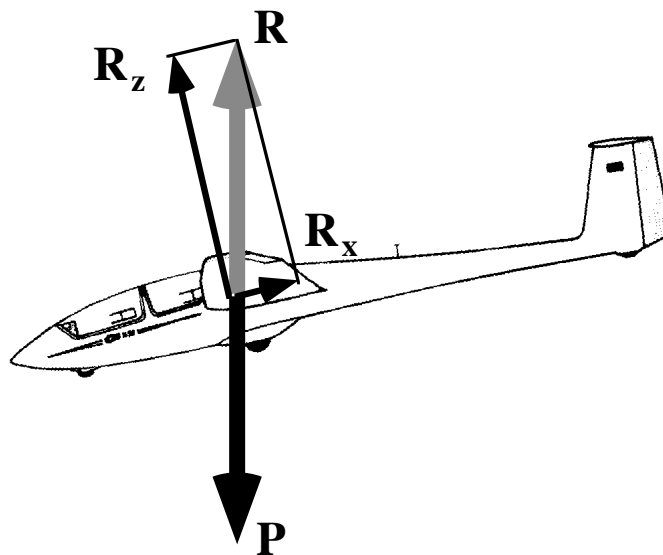
### 6.3. Le vol plané stabilisé :

#### 6.3.1. Equilibre des forces :

Le vol plané stabilisé est aussi un « mouvement qui ne change pas » ; on est donc dans un cas où il y a équilibre des forces sur le planeur.

Si l'on décompose la résultante aérodynamique en traînée  $R_x$  et portance  $R_z$ , trois forces sont alors en présence. Le poids est équilibré par la composition de  $R_x$  et  $R_z$ , c'est-à-dire par la résultante aérodynamique  $R$ .

On peut aussi dire qu'il y a deux forces qui se compensent sur le planeur, la résultante aérodynamique  $R$  et le poids  $P$ .



*Fig. 2 : Equilibre des forces en vol plané stabilisé.*

La résultante aérodynamique peut être égale au poids à différentes vitesses ; en effet, à chaque vitesse on peut faire correspondre un couple de valeurs  $C_x$  et  $C_z$  qui permet d'assurer l'équilibre des forces pour un angle d'attaque donné.

Ainsi le planeur peut être en plané stabilisé à différentes vitesses de vol. Plus la vitesse de plané est grande, plus la pente de la trajectoire est grande.

La pente de la trajectoire du plané est définie par la *finesse* qui est le nombre de kilomètres que peut parcourir le planeur à partir d'une hauteur de 1000 mètres en air calme. Un planeur de finesse 50, par exemple, peut théoriquement parcourir 50 km à partir d'une hauteur de 1000 m.

Cependant, dans la réalité de la pratique du vol il faut bien sûr tenir compte des mouvements verticaux (ascendances et descendances) et horizontaux (composante du vent) de la masse d'air et introduire la notion de *finesse-sol* qui est la finesse effective par rapport au sol, dans les conditions aérologiques locales du moment.

### 6.3.2. La polaire des vitesses:

A chaque vitesse  $v$  de plané stabilisé (en km/h) correspond une vitesse verticale de chute  $v_z$  (en m/s). La représentation graphique de cette correspondance s'appelle la *polaire des vitesses*.

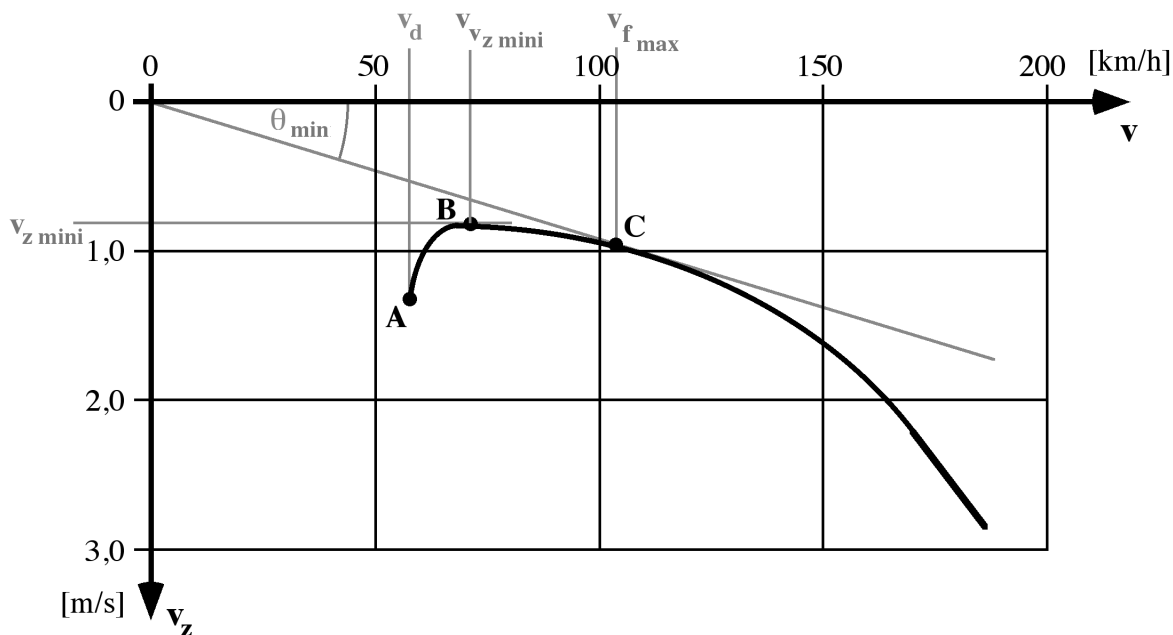


Fig. 3 : Polaire des vitesses.

Il sera beaucoup question de cette polaire aux cours de Connaissance générale des aéronefs et de Préparation de vol et performances.

Sur la polaire l'*angle de plané*  $\theta$  est visualisé entre l'axe des vitesses et la droite qui joint l'origine au point de fonctionnement. On peut donc déterminer la finesse pour chaque vitesse de plané. La tangente à la polaire issue de l'origine détermine l'angle de plané minimum  $\theta_{\text{min}}$  et, par conséquent, la finesse maximum.

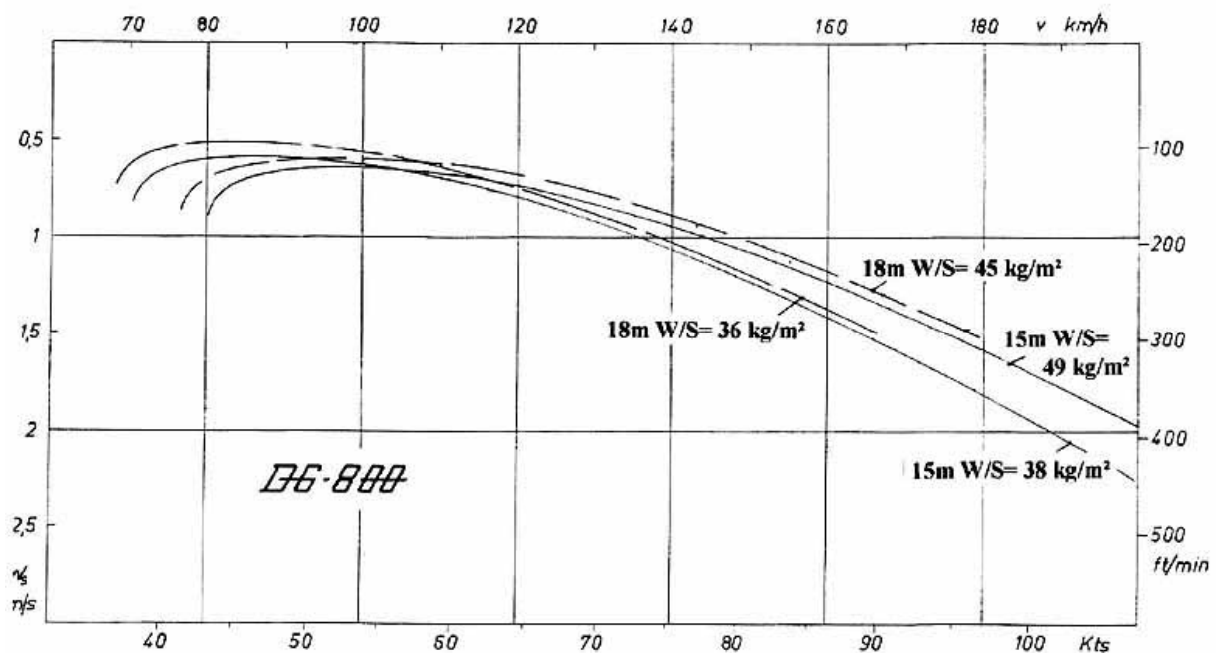
De la polaire on tire de nombreux renseignements utiles à la technique de vol mais pour l'instant contentons-nous de distinguer trois points bien particuliers :

- A :** le point de vitesse minimum ou *vitesse de décrochage*  $v_d$  qui correspond à la valeur maximum du coefficient de portance  $C_{z\max}$  (pour le décollage et l'atterrissage).
- B :** le point de *taux de chute minimum* (pour voler longtemps, on vole à  $v_{vz\min}$ ).
- C :** le point de  *finesse maximum* (pour voler loin en air calme on vole à  $v_{f\max}$ ).

Notons que la polaire des vitesses est influencée par la *charge alaire* P/S qui s'exprime en  $\text{kg/m}^2$  :

Plus le planeur est chargé (plus le rapport P/S est élevé), plus la polaire glisse le long de la droite de finesse maximum (tangente au point C). Un planeur ballasté aura donc la même finesse que le planeur non ballasté, mais à plus haute vitesse.

En général, le constructeur donne les polaires pour différentes charges alaires et configurations de la machine.



**Fig. 4 : Polaires du DG-800**

Elles sont données pour les versions 15 m et 18 m, ainsi que pour différentes charges alaires (notées ici W/S).  
Le planeur est plus fin en version 18 m à cause de l'effet de l'augmentation de l'allongement.

Voir aussi : Préparation de vol et performances



---

**A savoir:**Lois du mouvement :

- |   |   |  |
|---|---|--|
| Equilibre des forces (résultante nulle) | ↔ | pas de changement du mouvement.                  |
| Non-équilibre (résultante non nulle)    | ↔ | la vitesse change (d'intensité ou de direction). |

Vol horizontal stationnaire Pour toutes les vitesses, en vol horizontal stationnaire il y a équilibre des forces (résultante nulle).

Equilibre des forces en vol plané : Portance et traînée compensent le poids.  
Points caractéristiques de la polaire des vitesses et définition de la finesse.

## Chapitre 7 : Le vol non rectiligne

### 7.1. Le vol en virage:

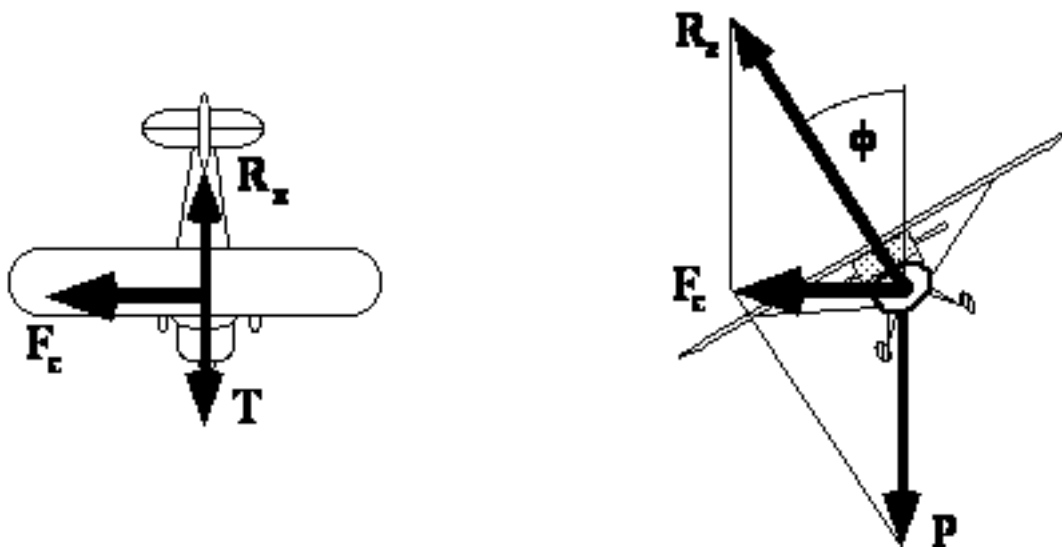
#### 7.1.1. Principes mécaniques du mouvement circulaire:

Dans un mouvement circulaire la vitesse change constamment de direction ; on ne se trouve plus dans le cas d'un « mouvement qui ne change pas », il n'y a donc pas équilibre des forces. Il faut en effet une force résultante non nulle dirigée vers le centre de la trajectoire circulaire pour que le corps ne suive pas son inertie et ne s'en aille pas tout droit ; c'est une *force centripète*.

Lorsqu'on fait tourner une pierre au bout d'une ficelle, elle subit la force de cette ficelle qui est dirigée vers le centre du cercle. De même la Lune est attirée vers l'intérieur de son orbite par une « ficelle » qui n'est rien d'autre que la force gravitationnelle exercée par le champ de pesanteur de la Terre. On peut transposer à la Terre qui reste sur son orbite autour du Soleil grâce à l'attraction de ce dernier. Pour l'avion qu'on incline en virage, la ficelle est simplement constituée par la composante horizontale de la portance.

Lorsqu'on voit les choses ainsi, il n'y a aucune raison de faire intervenir une force dirigée vers l'extérieur du virage (centrifuge) qui créerait un équilibre contredisant les lois du mouvement.

#### 7.1.2. Forces sur l'avion en virage horizontal uniforme:



**Fig. 1 : Forces en virage horizontal uniforme.**

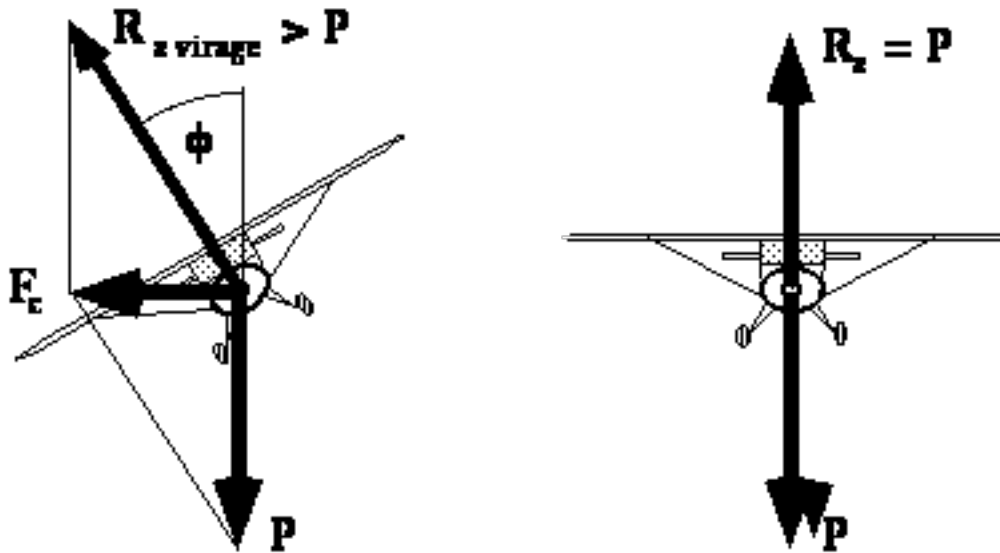
Dans un plan vertical (dessin de droite), deux forces sont en présence : la portance  $R_z$  et le poids  $P$  qui se combinent pour former une résultante non nulle dirigée vers le centre du virage. Cette force déviatrice s'appelle la force centripète  $F_c$ . Dans la direction de l'axe de l'avion, la poussée  $T$  du moteur équilibre la traînée  $R_x$  (dessin de gauche, vue de dessus).

## 7.2. Le facteur de charge:

### 7.2.1. En virage:

En vol rectiligne la portance  $R_z$  est égale au poids  $P$ , mais ici elle doit être plus importante puisqu'elle contribue à créer une force déviatrice supplémentaire : « la ficelle ». La composante verticale de la portance équilibre le poids et sa composante horizontale sert de force centripète.

L'augmentation nécessaire de la portance en virage est obtenue par une augmentation du  $C_z$ , c'est-à-dire par un plus grand angle d'attaque.



*Fig. 2 : Portance en virage.*

*Elle doit être plus grande qu'en vol rectiligne pour pouvoir créer la force centripète tout en continuant d'équilibrer le poids.*

Le rapport entre la portance  $R_z$  et le poids  $P$  est appelé *facteur de charge*  $n$ .

On a donc :

$$n = \frac{R_z}{P}$$

Il sert à mesurer l'importance de l'effort demandé à la structure de l'aile. Le facteur de charge donne aussi l'importance de la sensation de tassement que ressentent les passagers lors d'un virage ou d'une ressource ; c'est ce qu'on appelle communément « le nombre de  $g$  » : Avec un facteur de charge  $n=2$ , c'est-à-dire à  $2 g$ , la pression du pilote sur son siège est doublée.

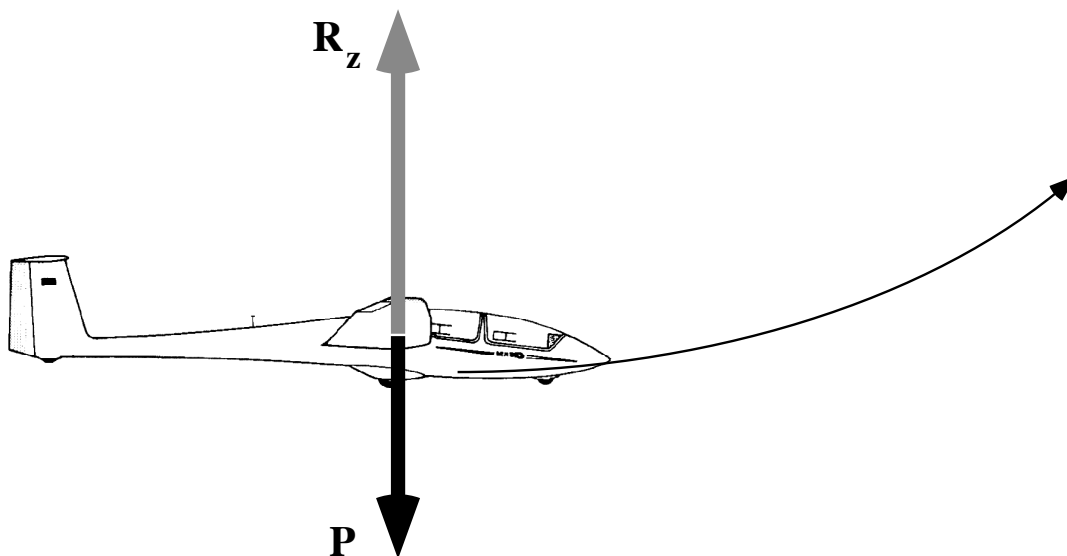
On peut montrer qu'il y a un lien direct entre l'inclinaison  $\phi$  du virage et le facteur de charge  $n$ . Des calculs donneraient les valeurs suivantes :

Inclinaison	Facteur de charge	Augmentation de portance
$\phi$ [ ° ]	$n$	[ % ]
15	1.04	4
30	1.15	15
45	1.41	41
60	2.00	100
75	3.86	286

*Fig. 3 : Facteurs de charge en virage.*

### 7.2.2. En ressource:

Lors d'une ressource, il doit y avoir sur l'avion ou le planeur, comme pour le virage, une résultante des forces dirigée vers l'intérieur de la courbure de la trajectoire. Dans ce cas, la portance  $R_z$  doit être supérieure au poids  $P$  pour créer une force résultante courbant la trajectoire vers le haut.



*Fig. 4 : Forces lors d'une ressource.*

Le facteur de charge a ici la même définition qu'en virage :  $n = \frac{R_z}{P}$  et il mesure aussi l'augmentation apparente du poids des passagers (c'est toujours le *nombre de g*). La résistance de la structure de la machine impose des limites à ce facteur de charge qui constituent des limites d'utilisation de la machine.

...Connaissance des aéronefs

La mécanique du vol nous montrerait que la vitesse de décrochage est influencée par le facteur de charge ; elle augmente avec celui-ci. Pour ceux qui aiment les calculs, nous dirons que la vitesse de décrochage augmente avec la racine du facteur de charge:

$$v_{d \text{ virage}} = \sqrt{n} \cdot v_{d \text{ plané}}$$

Donc, en virage et en ressource : **la vitesse de décrochage est plus grande qu'en vol rectiligne !**

Exemples de calcul:

Pour n = 2: (ou 2 g, ce qui correspond à un virage de 60° d'inclinaison), on a:

$$v_{d \text{ virage}} = \sqrt{2} \times v_{d \text{ plané}} = 1,41 \times v_{d \text{ plané}}$$

Pour une vitesse de décrochage en plané  $v_{d \text{ plané}} = 75 \text{ km/h}$ , on obtient:

$$v_{d \text{ virage}} = \sqrt{2} \times 75 = 1,41 \times 75 = \underline{106 \text{ km/h}}$$

Pour n = 3: (virage de 70° d'inclinaison), on a alors:  $v_{d \text{ virage}} = \sqrt{3} \times v_{d \text{ plané}} = 1,73 \times v_{d \text{ plané}}$

Pour la même vitesse de décrochage en plané on trouve:

$$v_{d \text{ virage}} = \sqrt{3} \times 75 = 1,73 \times 75 = \underline{130 \text{ km/h}}$$

### 7.3. Polaires en virage et polaires en spirale:

Les performances d'un planeur ne sont pas les mêmes en virage qu'en vol rectiligne ; à une même vitesse de vol  $v$ , la vitesse de chute  $v_z$  est plus importante en virage. Pour une charge alaire  $P/S$  fixée, il y a une polaire des vitesses pour chaque inclinaison  $\phi$  de virage.

Pour une charge alaire déterminée on peut représenter les polaires en virages à différentes inclinaisons  $\phi$ . On obtient alors une famille de courbes valables pour une seule charge alaire.



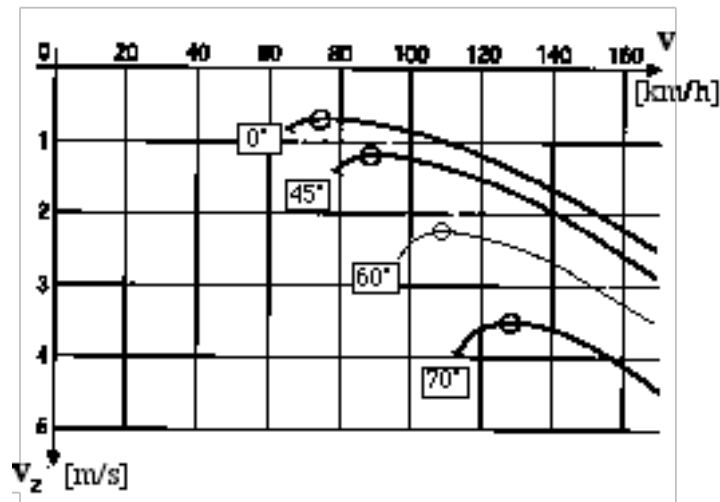


Fig. 5 : Polaires en virage.

Comme pour une inclinaison  $\phi$  donnée la vitesse de vol  $v$  détermine le rayon  $R$  du virage, on peut aussi dessiner des polaires en fonction du rayon du virage  $R$  plutôt que de la vitesse  $v$ .

Comme à chaque rayon de virage correspond une vitesse de vol  $v$ , on peut représenter les performances en spirale du planeur dans un diagramme en fonction du rayon des spirales (ou cercles) : il s'agit alors de la polaire en spirale qui permet de déterminer le comportement du planeur dans une ascendance thermique.

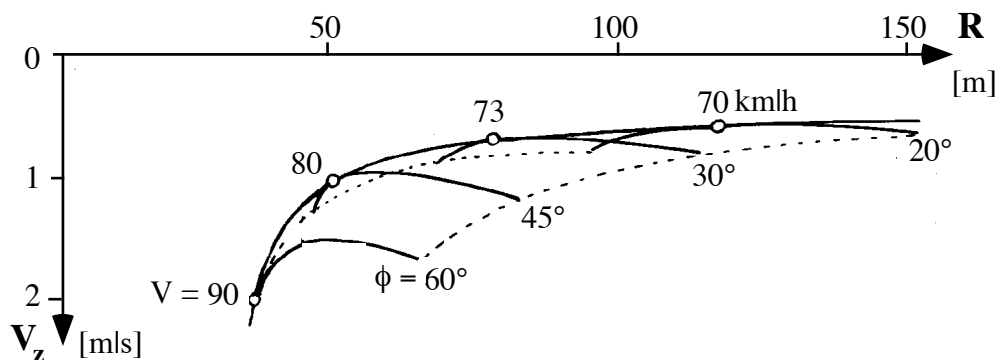


Fig.6 : Polaire en spirale (en cercle)

### A savoir:

- Aucune formule.
- Les forces en virage.
- Le facteur de charge en virage.
- Influence du facteur de charge sur la vitesse de décrochage.



## Chapitre 8 : Décrochages et vrille

### 8.1. Décrochage:

#### 8.1.1. Vol aux grands angles

Dans la première partie on a vu comment l'air s'écoulant autour d'une aile créait la résultante aérodynamique; on a expliqué aussi que l'on peut augmenter l'angle d'attaque jusqu'à un *angle d'attaque critique* au-delà duquel les filets d'air n'arrivent plus à suivre la courbure de l'extrados et qu'il s'ensuit une brusque et importante diminution de la portance.

On approche de cet angle d'attaque critique lorsqu'on vole lent et cabré, dans la partie gauche de la polaire des vitesses, entre son sommet et la vitesse de décrochage. C'est en thermique ou en virage trop lent qu'on peut se trouver dans une telle situation de vol. Les commandes molles, des vibrations et une diminution du bruit sont, sur la plupart des planeurs, les avertisseurs de l'approche du décrochage.

#### 8.1.2. Décrochage en vol cabré (stall) :

A partir d'une situation légèrement cabrée le décrochage se fait en douceur, le planeur baisse le nez dans une petite abattée et, en rendant la main, le pilote fait revenir la machine à une attitude de vol normale par une légère ressource.

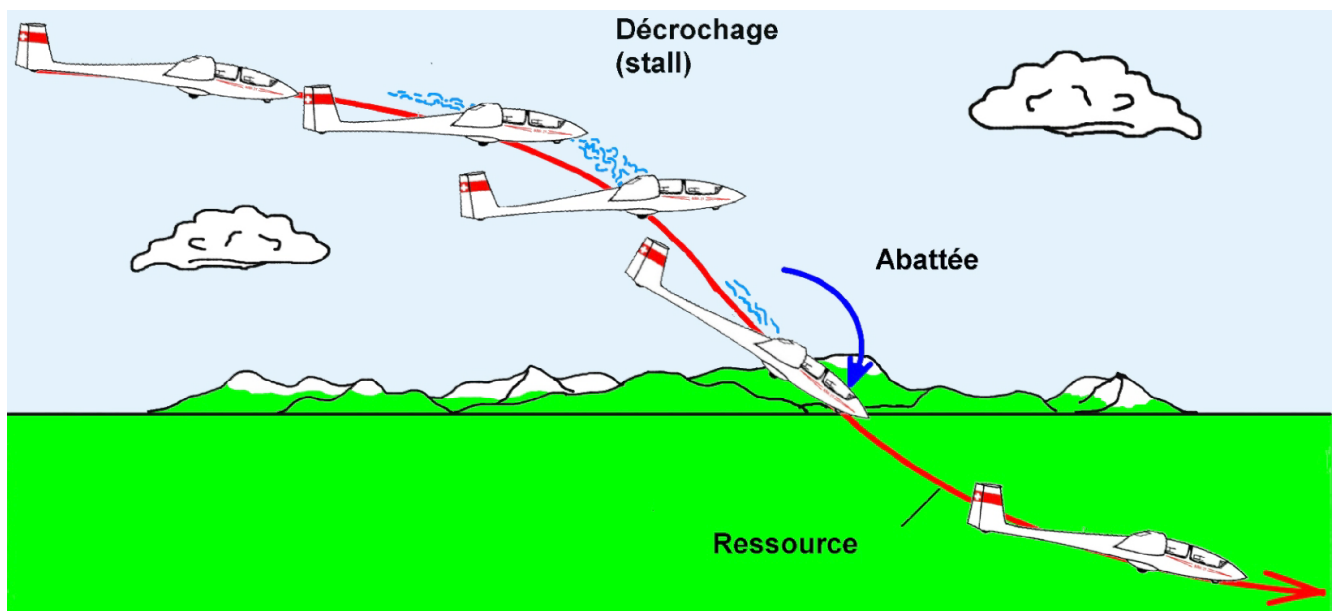


Fig. 1: Décrochage en vol cabré.



Si la machine est fortement cabrée au moment du décrochage, l'abattée est plus sèche et prononcée. Dans ce cas, une légère dissymétrie peut créer un départ en vrille.

En général, le décrochage ne survient pas sur toute l'aile à la fois. Par vrillage aérodynamique ou géométrique de l'aile on fait en sorte que le phénomène s'amorce d'abord vers l'emplanture; ainsi l'écoulement autour des gouvernes est encore assuré et celles-ci répondent normalement jusqu'à ce que l'aile toute entière décroche; c'est alors l'abattée.

Différents dispositifs (barrettes de décrochage, apex de bord d'attaque, générateurs de tourbillons, etc.), équipent parfois les avions afin de provoquer le décrochage vers l'emplanture d'abord; cela permet d'avertir le pilote de la proximité du décrochage et de donner un comportement sain à l'appareil avant et pendant l'abattée.

### **8.1.3. Décrochage dynamique :**

Nous avons vu que lorsque le facteur de charge était supérieur à 1, cela équivalait à une augmentation du poids apparent et donc de la vitesse de décrochage.

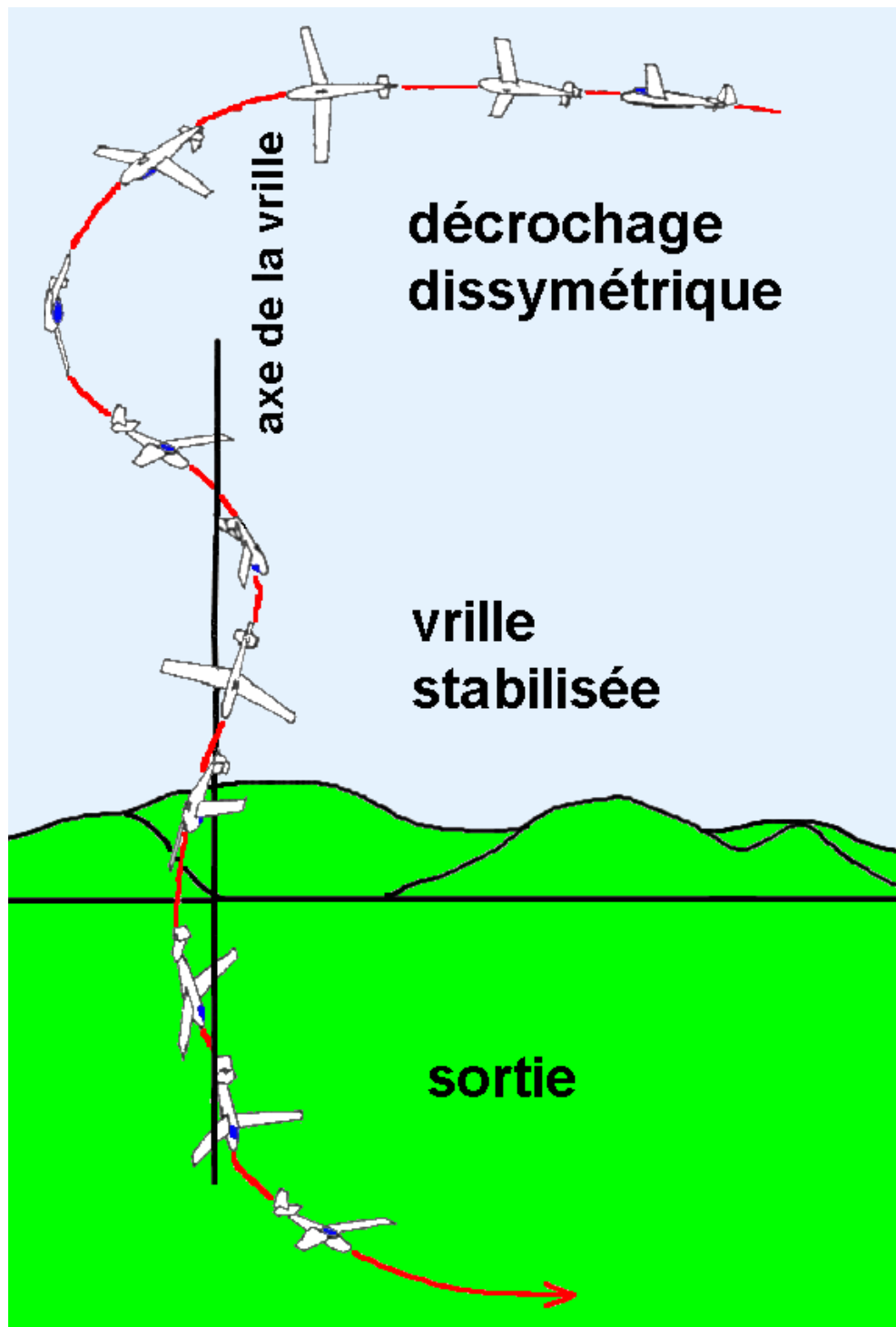
Une forte augmentation du facteur de charge peut survenir lors d'une ressource brutale lors de laquelle, même si l'on est largement au-dessus de la vitesse de décrochage de la polaire, la machine peut décrocher à cause de l'augmentation du facteur de charge.

La rencontre de rafales verticales violentes peut aussi augmenter brutalement le facteur de charge de telle sorte que la vitesse de décrochage avoisine la vitesse de vol. Si la rafale est verticale vers le haut, sa vitesse se compose avec la vitesse de l'écoulement sur l'aile et peut créer une brusque augmentation de l'angle d'attaque qui peut ainsi dépasser l'angle d'attaque critique. On peut alors être surpris par un décrochage à une vitesse nettement supérieure à la vitesse de décrochage de la polaire.

Dans ces deux cas, on parle de *décrochage dynamique*; le phénomène qui peut provoquer un départ en vrille inattendu est très dangereux à cause de son caractère brutal et surprenant.

Voir aussi : Procédures opérationnelles

## 8.2. La vrille (autorotation):



*Fig. 2: Vrille (autorotation).*

La vrille est une situation de rotation stabilisée dans laquelle les deux ailes décrochées ont des angles d'attaque très grands et différents. La rotation peut être rapide et la chute importante (de l'ordre de 2 secondes par tour et pas loin de 100 m par tour). Le départ en vrille est provoqué par une dissymétrie lors du décrochage: action du palonnier, virage lent dérapé, ou fortes turbulences par exemple.



Pour sortir de la vrille, on agit d'abord à fond sur le palonnier pour stopper la rotation, puis on rend un peu la main avant de gérer la ressource en douceur. Il peut arriver que la vrille tarde à cesser; cela peut être dû aux gouvernes qui, se trouvant dans le sillage d'une autre partie de l'appareil, sont soumises à un effet de masque aérodynamique.

La sortie d'une vrille plate peut être difficile car l'écoulement ne se fait pas normalement autour de la gouverne de direction qui devient inefficace.

Voir aussi : Procédures opérationnelles

---

#### A savoir:

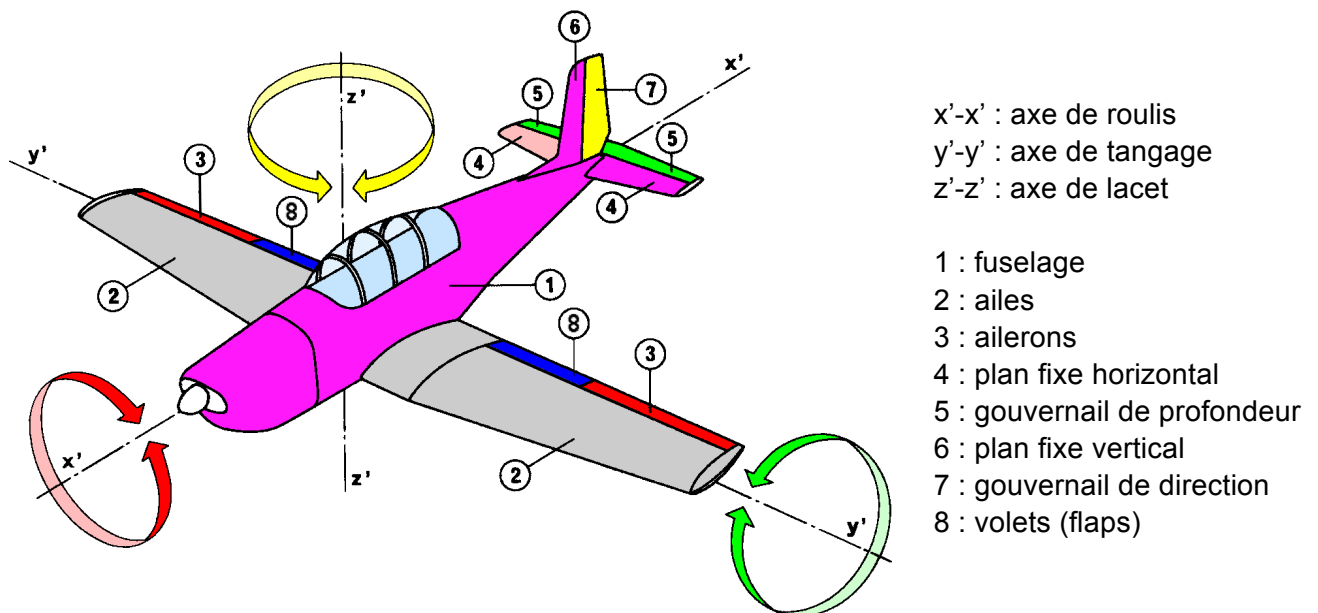
- Angle d'attaque critique.
- Comportement en vol cabré.
- Reconnaissance de la vrille.

## Chapitre 9 : Les gouvernes

### 9.1. Définitions des axes et gouvernes de l'avion:

Trois mouvements de rotation sont générés autour de trois axes de l'avion par les actions des gouvernes de l'aéronef:

- *le tangage* par la gouverne de profondeur,
- *le roulis* par les commandes de gauchissement (ailerons),
- *le lacet* la gouverne de direction.



*Fig. 1 : Définitions des axes et gouvernes de l'avion.*

En plus des trois *gouvernes ou commandes primaires* (profondeur, gauchissement et direction), il y a les volets de courbure, les dispositifs hypersustentateurs et les aérofreins qui sont des *commandes secondaires*.

### 9.2. Principe d'action des gouvernes:

En général, lorsqu'on agit sur une commande (primaire), cela a pour effet de braquer une gouverne donc de donner de la courbure au profil de la surface concernée et d'obtenir ainsi un supplément de portance  $\Delta R_z$ . Par l'intermédiaire du bras de levier de la commande par rapport aux axes de l'avion, on obtient un *moment de force*, c'est-à-dire une grandeur physique qui peut créer un mouvement de rotation. (Moment de force = force x bras de levier).

Il est bien clair que tout braquage de gouverne va augmenter un peu le sillage et si l'on fait apparaître un supplément de portance, celui-ci est malheureusement accompagné d'un supplément de traînée  $\Delta R_x$ ... on comprend dès lors pourquoi un bon pilote doit faire un usage parcimonieux des commandes!

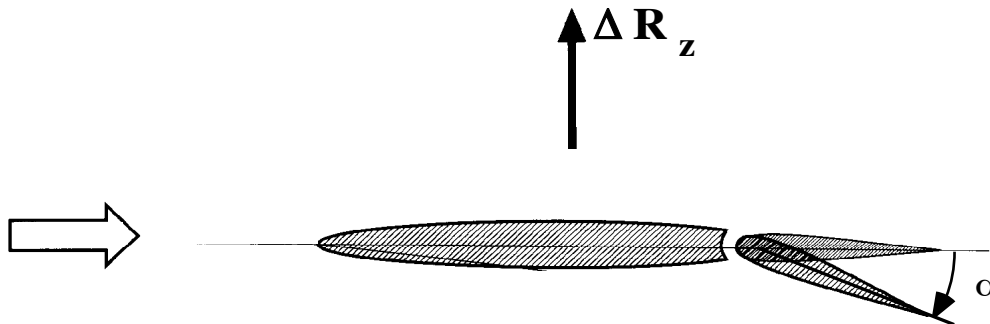


Fig. 2 : Le braquage d'une gouverne crée une portance supplémentaire  $\Delta R_z$ .

Au lieu de changer la cambrure d'une surface, on peut obtenir le même effet en faisant changer l'angle d'attaque au gouvernail tout entier. Ce système est souvent utilisé pour la profondeur, parfois pour la direction (*gouvernail monobloc*).

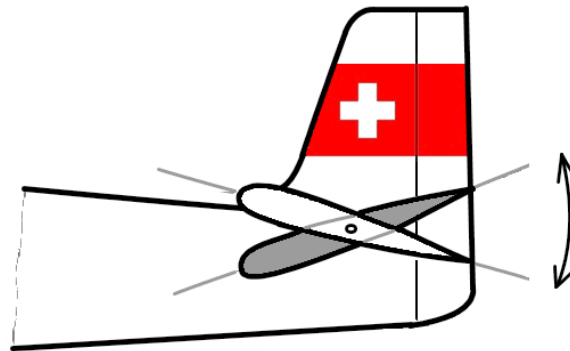


Fig. 3 : Gouvernail de profondeur monobloc.

Le moment de force agissant sur la partie arrière de la gouverne et qui tend à la ramener au neutre est partiellement compensé par un moment de force contraire qui agit sur la partie avant du gouvernail.

### 9.3. Compensation:

Afin de diminuer les efforts de pilotage sur les commandes, le constructeur prévoit souvent un système de compensation qui peut être soit aérodynamique, soit mécanique.

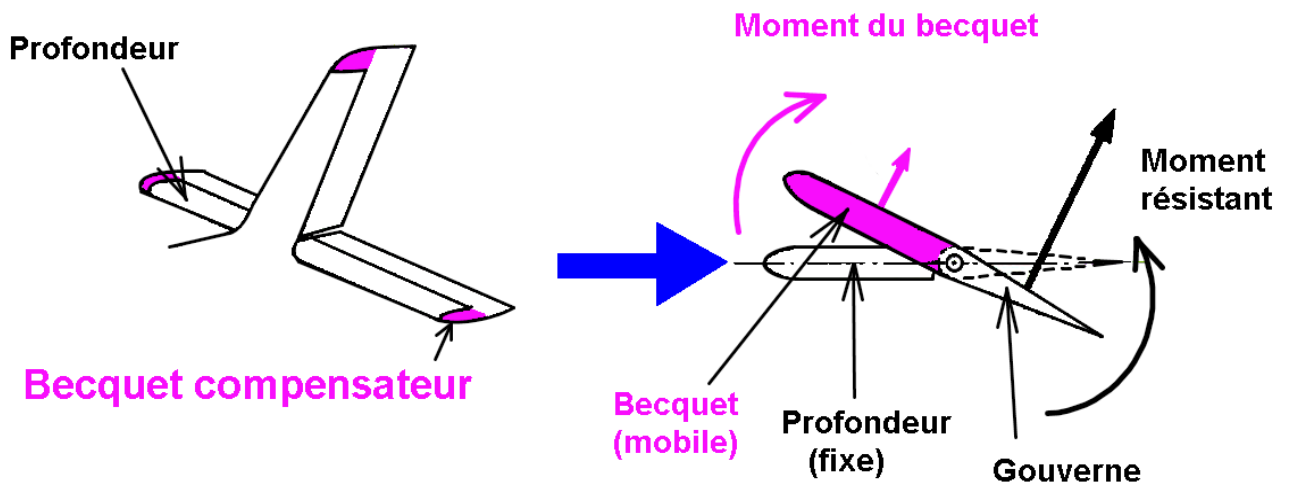
#### 9.3.1. Compensation aérodynamique:

Le gouvernail monobloc est le premier exemple de compensation aérodynamique. Le même principe est utilisé (le plus souvent sur des empennages d'avions) avec les *becs compensateurs* appelés



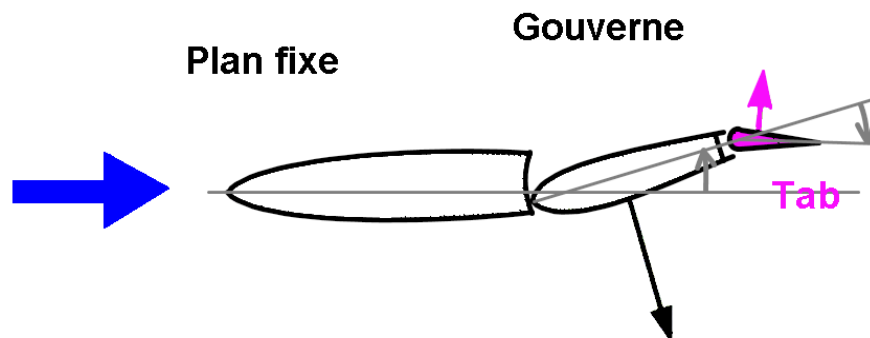
aussi *cornes débordantes*. La partie débordante de la gouverne est soumise, dans l'écoulement, à un moment de force qui aide à sa manœuvre.

Ce système est fréquent sur les avions; voir par exemple l'empennage du Piper Supercub.



*Fig. 4 : Compensation par gouverne débordante ou becquet.*

Un autre système de compensation aérodynamique très fréquent est constitué d'un petit volet appelé *tab* situé sur le bord de fuite de la gouverne.

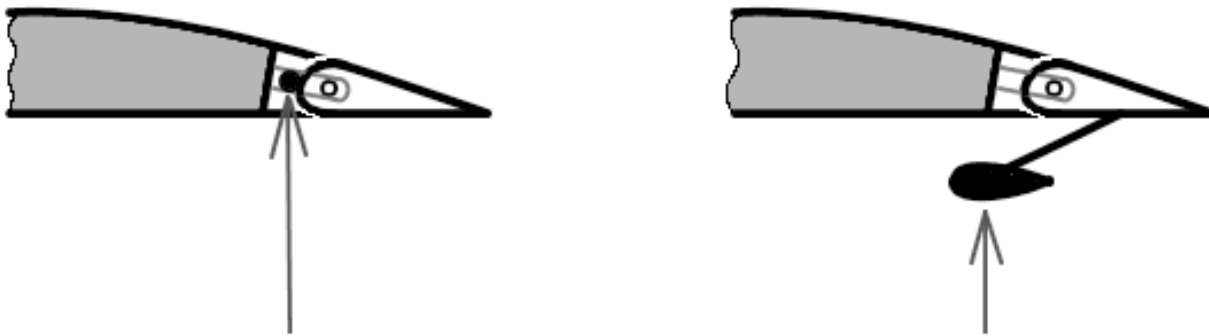


*Fig. 5 : Compensation par volet (tab de bord de fuite).*

Une tige maintient le tab de façon qu'il soit toujours défléchi à l'opposé de la gouverne. Il a alors pour effet de donner une courbure à la surface de gouverne, donc une petite force aérodynamique, dirigée vers le haut dans la situation de la figure 5, aidant à la déflexion de la gouverne. Ce système a équipé la profondeur de nombreux anciens planeurs.

### 9.3.2. Compensation mécanique:

Les commandes peuvent parfois être dotées de masses d'équilibrage statique qui font que le centre de gravité de la gouverne coïncide avec son axe.



Masse compensatrice interne

Masse compensatrice externe

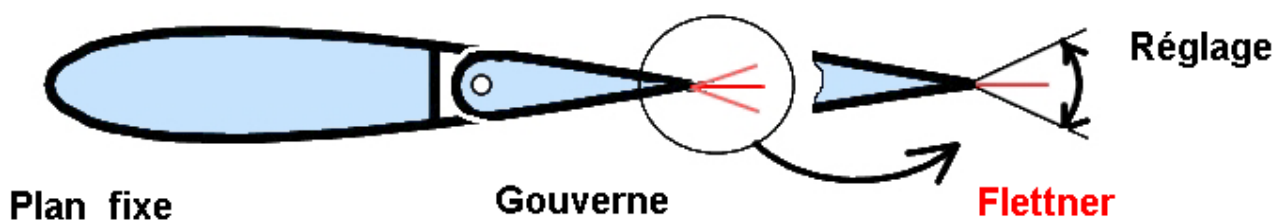
*Fig. 6 : Masses compensatrices.*

### 9.4. Equilibrage (trim):

Pour annuler les efforts sur les commandes en vol stabilisé, le pilote doit disposer, surtout en profondeur, d'un système d'équilibrage (*Trimmung*). Sur les avions et les anciens planeurs il s'agit généralement d'un tab réglable.

Aujourd'hui les planeurs ont le plus souvent "une trim" constituée d'un ressort ajustable qui, en vol stabilisé, compense les efforts sur le manche.

Le gauchissement d'une machine doit parfois être corrigé d'un défaut de symétrie ou d'un déséquilibre des masses. On fixe alors sur un des ailerons un petit volet réglable au sol par pliage, appelé Flettner.



*Fig. 7 : Flettner d'équilibrage.*

## 9.5. Commandes secondaires:

### 9.5.1. Volets de courbure (planeurs):

Certaines catégories de planeurs sont équipés, sur la totalité du bord de fuite, de volets de courbure. Ils permettent d'adapter le profil de l'aile entière aux différentes phases de vol. De plus, le couplage des volets avec les commandes de gauchissement augmente la maniabilité en roulis (pour les faibles braquages).

#### Braquage positif : vol à faible vitesse



#### Braquage nul : vol aux vitesses moyennes



#### Braquage négatif : vol aux vitesses élevées



*Fig. 8 : Braquages des volets de courbure.*

En vol à faible vitesse (par exemple en thermique, lors du décollage ou de l'atterrissage) on fait jouer un rôle hypersustentateur aux volets en leur donnant un braquage positif afin de courber le profil de l'aile ; on augmente ainsi les coefficients de portance  $C_z$  pour finalement permettre des vitesses plus lentes et/ou des spirales plus serrées.

Pour les déplacements rapides entre les ascendances, on peut donner du braquage négatif afin d'avoir un planeur plus pénétrant c'est-à-dire de meilleure finesse à haute vitesse

Au lieu de disposer d'une seule et même machine pour tout faire, le pilote peut, avec les volets de courbure, l'adapter aux différentes phases du vol. Pratiquement, le pilote braque ses volets selon des plages de vitesses indiquées dans un tableau comme dans la figure ci-dessous; il utilise la colonne correspondant à sa masse en vol (selon le remplissage des ballasts).

<b>Masse</b>	<b>340</b>	<b>370</b>	<b>400</b>	<b>440</b>	<b>480</b>
<b>(kg)</b>					
<b>+13 °</b>	<b>bis 70</b>	<b>bis 73</b>	<b>bis 76</b>	<b>bis 80</b>	<b>bis 84</b>
<b>+10 °</b>	<b>70- 79</b>	<b>73- 83</b>	<b>76- 86</b>	<b>80- 90</b>	<b>84- 94</b>
<b>+5 °</b>	<b>79- 88</b>	<b>83- 92</b>	<b>86- 95</b>	<b>90-100</b>	<b>94-104</b>
<b>0 °</b>	<b>88-119</b>	<b>92-124</b>	<b>95-129</b>	<b>100-135</b>	<b>104-141</b>
<b>-5 °</b>	<b>119-141</b>	<b>124-147</b>	<b>129-153</b>	<b>135-160</b>	<b>141-167</b>
<b>-9 °</b>	<b>141-VNE</b>	<b>147-VNE</b>	<b>153-VNE</b>	<b>160-VNE</b>	<b>167-VNE</b>

*Fig. 9 : Données du constructeur du DG-800 S en version 18 m*

*Vitesses optimales pour différents braquages des volets et masses en vol.*

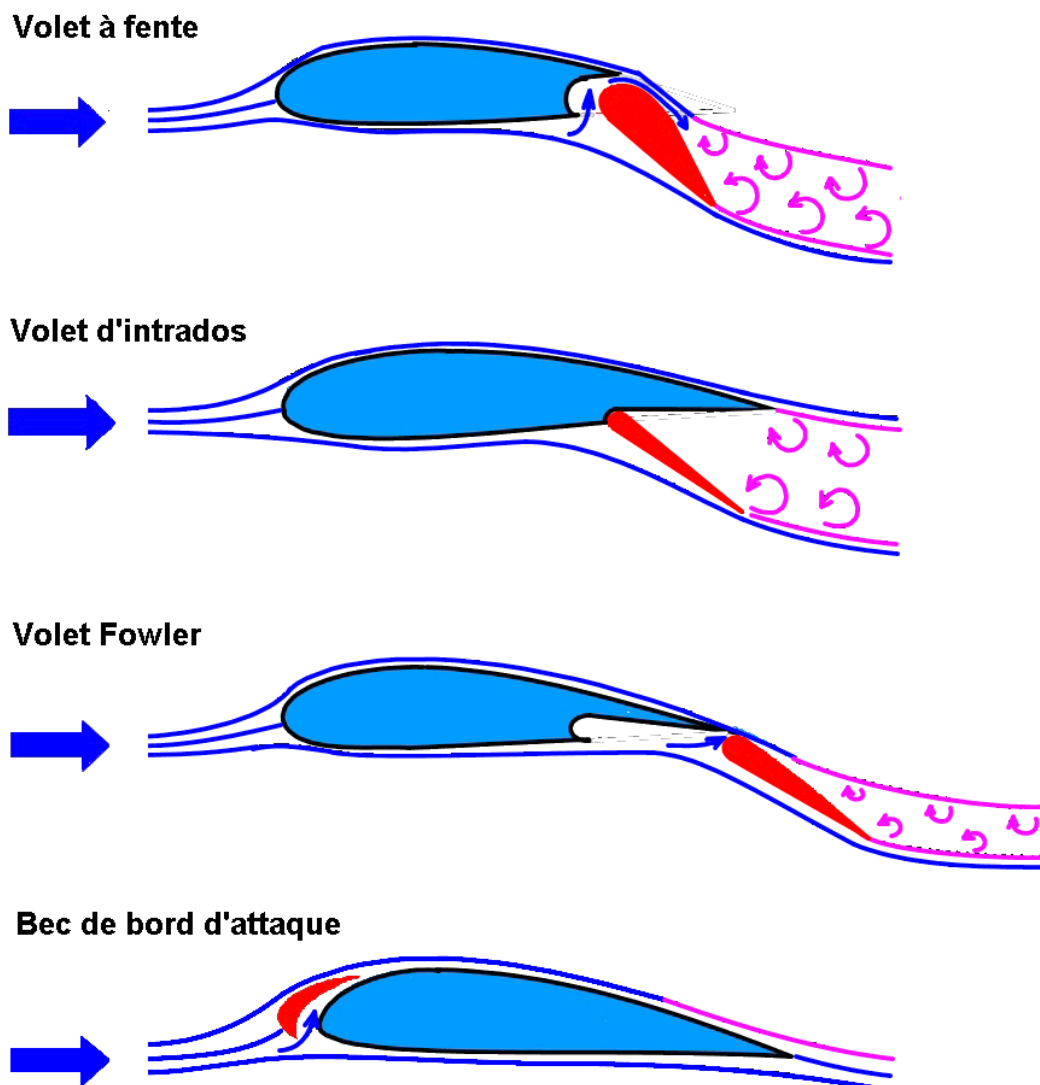
Voir aussi : Préparation de vol et performances

### 9.5.2. Dispositifs hypersustentateurs (avions):

Divers dispositifs hypersustentateurs sont utilisés sur les avions pour diminuer les vitesses minimales, donc aussi les longueurs de décollage et d'atterrissage.

On distinguera trois types de volets de bord de fuite (Flaps) et un système hypersustentateur de bord d'attaque. Voir la figure 10.

Dans les *volets à fente*, un canal se rétrécissant est ménagé entre le bord de fuite de l'aile et le volet braqué. De l'air de l'intrados passe donc en accélérant vers la couche limite de l'extrados, retardant ainsi le décollement derrière le volet. Le braquage de ces volets augmente donc le coefficient de portance  $C_z$ .



*Fig. 10 : Dispositifs hypersustentateurs.*

Les *volets d'intrados*, par déviation de l'écoulement d'intrados, augmentent également le coefficient de portance; cependant, avec la grande zone de remous engendrée, ils créent aussi un important accroissement du coefficient de traînée  $C_x$ .

Les *volets Fowler* se déplacent sur l'arrière de l'aile lors de leur braquage, créant ainsi, en plus d'une courbure du profil, une augmentation de la surface alaire contribuant aussi à diminuer la vitesse minimum.

Les divers types de *becs de bord d'attaque* créent tous une fente se rétrécissant qui a pour effet d'accélérer de l'air pour l'envoyer dans la couche limite de l'extrados; cela retarde son décollement et le décrochage se fait donc à un angle beaucoup plus grand.

Ces becs qui augmentent notablement le  $C_{z \max}$  diminuent de façon importante la vitesse de décrochage et sont utilisés sur les avions de type STOL (Short Take Off & Landing).

Les dispositifs hypersustentateurs ne peuvent être utilisés à haute vitesse. Le domaine des vitesses dans lequel leur sortie est permise est indiqué dans le Manuel de vol (AFM) et sur l'indicateur de vitesse (ASI).

La figure 11 ci-dessous montre les effets des différents systèmes hypersustentateurs sur les coefficients de portance  $C_z$ .

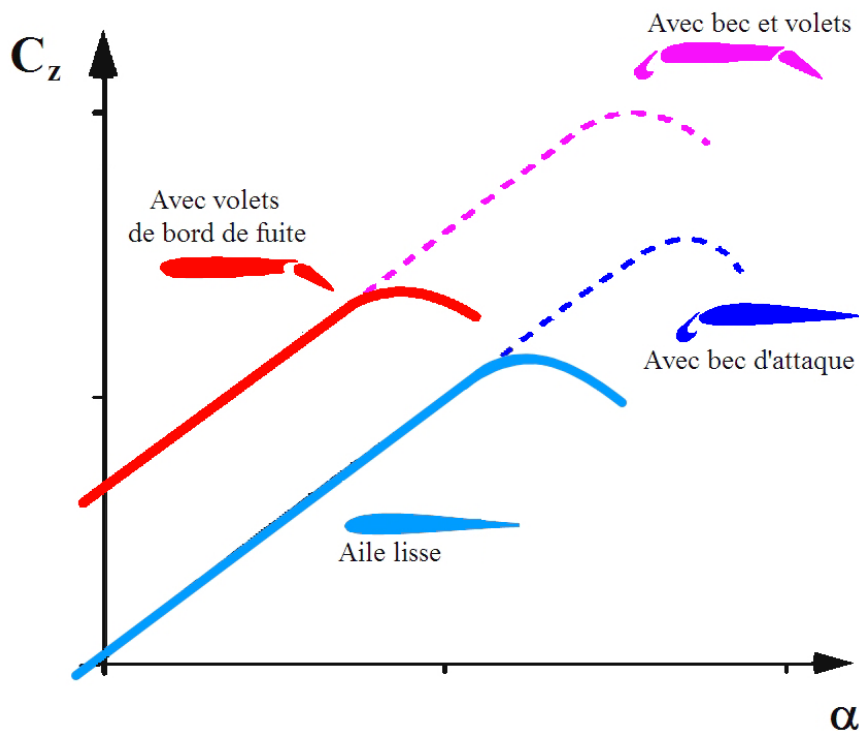
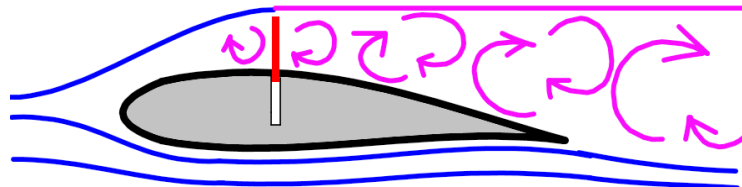


Fig. 11 : Effets des dispositifs hypersustentateurs.

### 9.5.3. Aérofreins (AF) :

Contrairement à ce que pourrait faire croire leur nom, les *aérofreins* n'ont pas pour but de diminuer la vitesse; ils servent à augmenter le taux de chute en produisant un fort sillage, c'est-à-dire en augmentant le coefficient de traînée  $C_x$ . Ils servent principalement à régler le plan de descente en finale.



*Fig. 12 : Effets sur l'écoulement des aérofreins de type freins de piqué.*



*Fig. 13 : Aérofreins de type Schempp-Hirth (IS28).*

Aujourd'hui, la plupart des aérofreins des planeurs sont du type Schempp-Hirth. Ils sortent sur l'extrados, ou à la fois sur l'extrados et l'intrados.

[Voir aussi : Connaissance des aéronefs](#)

### 9.6. Phénomènes particuliers:

Les phénomènes évoqués ci-dessous sont particuliers au vol à voile car ils sont dus à la très grande envergure des planeurs, ou plus précisément à leur grand allongement.

### 9.6.1. Lacet inverse:

Le *lacet inverse* (ou lacet négatif) est un effet secondaire des ailerons qui apparaît à chaque action sur les commandes de gauchissement, particulièrement lors d'une mise en virage. Il vient du fait qu'un aileron abaissé crée une augmentation de traînée  $\Delta R_x$  plus grande qu'un aileron relevé. D'où un moment de force de lacet dirigé du côté de l'aile qui s'élève.

Deux exemples pratiques:

1- Si, en ligne droite, on a une mauvaise inclinaison qui nous fait quitter notre cap et qu'on la corrige au manche seulement, le défilement du repère à l'horizon s'accroît.

2- En engageant un virage sans mettre de pied on voit que le nez du planeur commence par partir du côté opposé à celui de l'inclinaison dans un mouvement de lacet qui est l'inverse de celui désiré.

Conséquence: toute action de gauchissement doit être accompagnée d'une action sur le palonnier. D'où l'éternel refrain des moniteurs: "*Pied et manche vont ensemble*"...

Cet effet, peu perceptible sur un petit avion, est particulièrement important sur les planeurs à cause de leur grand allongement.

### 9.6.2. Roulis induit:

Le *roulis induit* apparaît en virage stabilisé, ou lors de spirales. Dans cette situation, l'aile extérieure a une vitesse plus grande que l'aile intérieure. Il s'ensuit une portance sur l'aile extérieure plus grande que sur l'aile intérieure. D'où un couple de roulis tendant à augmenter l'inclinaison.

Le pilote doit parfois compenser par une légère action de gauchissement vers l'extérieur du virage.

### 9.6.3. Lacet induit:

Dans certains cas de virage, on peut voir apparaître un *lacet induit* causé par la plus grande traînée que subit l'aile extérieure. Il s'ensuit un moment de lacet dans le sens opposé au virage.

Voir aussi : Préparation de vol et performances et Procédures

### A savoir:

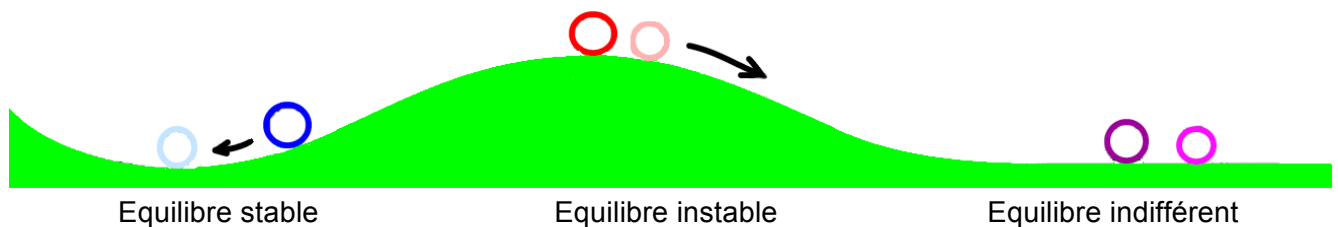
- Définitions: axes, commandes et mouvements de l'avion.
- Principes d'action des commandes.
- Reconnaître les types de dispositifs hypersustentateurs.
- Trouver leur domaine d'utilisation.
- Compréhension du lacet inverse (lacet négatif).



## Chapitre 10 : Stabilité

### 10.1. Principes et définitions:

Pour étudier la *stabilité d'un équilibre*, on analyse comment il se comporte après une perturbation. L'équilibre est *stable* si on le retrouve après la perturbation; si au contraire une perturbation éloigne le système de son équilibre ce dernier est *instable*. Si enfin, après perturbation, il y a un autre équilibre, on dira que ce dernier est *indifférent*.



*Fig. 1 : Définition de la stabilité d'un équilibre.*

Voir aussi : Météo

L'avion en vol stabilisé est en équilibre de translation (somme des forces nulle) et de rotation (somme des moments des forces nulle). Une perturbation de cet état d'équilibre peut venir d'une brève action de commande ou d'une turbulence qui amorce un mouvement de rotation autour de l'un des trois axes définis plus haut. L'avion stable revient de lui-même à l'attitude du vol stabilisé initial.

En aéronautique on distingue la *stabilité statique* et la *stabilité dynamique*; la première étudie s'il y a ou non retour à la situation de vol d'avant la perturbation, tandis que la seconde que nous laisserons de côté étudie comment, par quel mouvement, se fait le retour à l'équilibre initial.

On fait aussi une distinction entre *stabilité commandes bloquées* et *stabilité commandes libres*. Nous ne nous occuperons que du premier cas où l'on considère que les gouvernes restent fixes. Nous ne parlerons donc ici que de stabilité statique commandes bloquées.

La *maniabilité* d'un aéronef est la facilité avec laquelle on peut lui faire changer son attitude de vol. L'appareil est maniable si les efforts aux gouvernes sont faibles et les temps de réaction brefs. On montre en théorie que maniabilité et stabilité s'opposent; une machine stable n'est pas très maniable et une machine maniable est peu stable.

## 10.2. Stabilité de tangage (longitudinale):

Le *centre de gravité* (CDG) est l'endroit où s'applique la force de pesanteur (le poids); sa position est déterminée par la répartition des masses de la machine. En mettant du lest à l'avant ou en ballastant l'empennage on peut faire varier cette position.

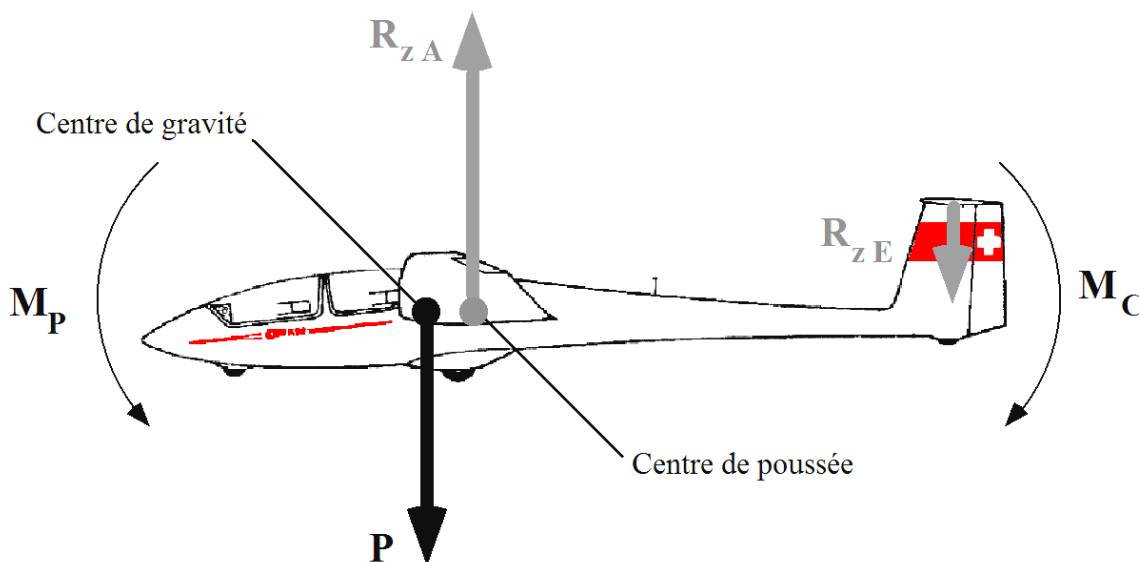
Les limites de la position du CDG (limites de centrage) sont imposées par le constructeur.

Voir aussi : Connaissance des aéronefs & Préparation de vol

Le *centre de poussée* (CDP) est l'endroit où s'applique la résultante aérodynamique. Il est déterminé par le profil de l'aile, la forme de la machine et l'angle d'attaque (On a vu qu'il migre un peu vers l'avant lorsque l'angle d'attaque augmente). On ne peut pas faire changer sa position sans toucher à la forme du planeur; il n'y a donc que la courbure ou les AF qui peuvent déplacer quelque peu le centre de poussée.

Pour assurer la stabilité de tangage on s'arrange pour que le centre de gravité soit, dans des limites bien définies, devant le centre de poussée. De plus, on donne un léger angle de calage négatif à la profondeur.

Ainsi la portance de l'aile  $R_{zA}$  crée un moment piqueur  $M_P$  autour du CDG tandis que la profondeur ayant une portance  $R_{zE}$  dirigée vers le bas crée un moment câbreur  $M_C$  (figure 2). En vol stabilisé, ces deux moments de force sont en équilibre.



*Fig. 2 : Stabilité de tangage.*

Imaginons qu'une perturbation vienne par exemple à cabrer le planeur; deux effets apparaissent:

- 1- l'angle d'attaque de l'aile augmente, donc  $R_{zA}$  augmente, comme  $M_p$ .
- 2- l'angle d'attaque de la profondeur augmente, sa portance  $R_{zE}$  (négative!) diminue; donc  $M_C$  diminue.

Deux effets piqueurs s'ajoutent. La machine est donc stable.

Le retour à la trajectoire initiale peut se faire par quelques oscillations qui s'amortissent (trajectoire phugoïde).

Pour s'exercer le lecteur raisonnera dans le cas contraire d'une perturbation qui ferait piquer la machine.

### 10.3. Stabilité de roulis (latérale):

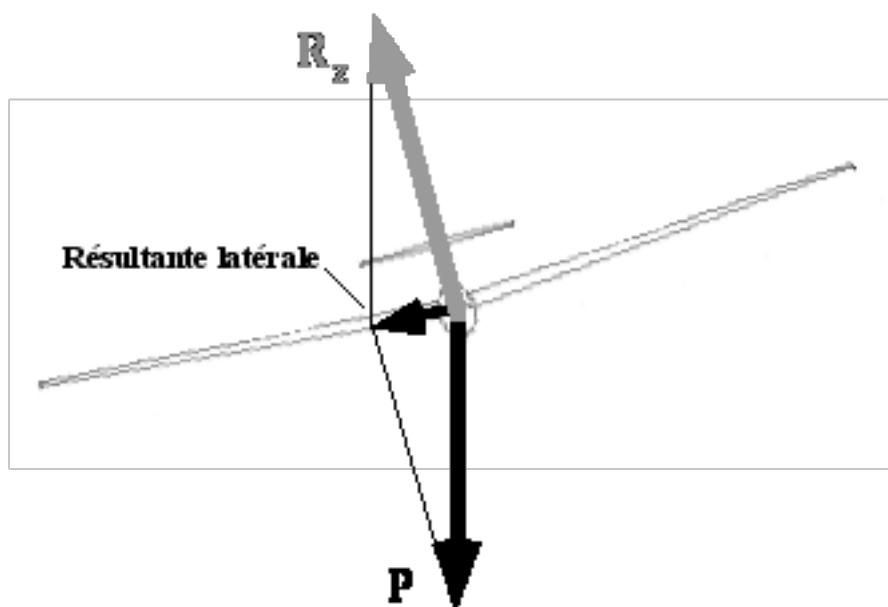
La stabilité en roulis est en partie assurée par l'angle de dièdre  $\delta$  des ailes (figure 3) et en partie par les surfaces verticales (fuselage et dérive).



*Fig. 3 : Angle de dièdre de l'ASK-21.*

Si une perturbation latérale incline la machine, la portance va être inclinée également. Il s'ensuit une résultante latérale qui va amorcer un léger mouvement de glissade.

Le vent relatif sera alors légèrement dévié du côté de l'inclinaison; ainsi l'aile abaissée va avoir un plus grand angle d'attaque que l'aile relevée, de plus une partie de cette dernière est masquée par le fuselage, elle aura donc une portance inférieure à l'aile abaissée; d'où l'apparition d'un moment de roulis qui rétablira la position initiale. Le planeur est alors stable en roulis.



*Fig. 4 : Forces lors d'une perturbation de roulis.*

Les pennes peuvent contribuer aussi à la stabilité en roulis. L'angle de dièdre est le plus souvent donné à toute l'aile mais on trouve aussi de machines dont les ailes ont un dièdre qui varie par à-coups de l'emplanture à l'extrémité. C'est le cas du DG-1000 par exemple.

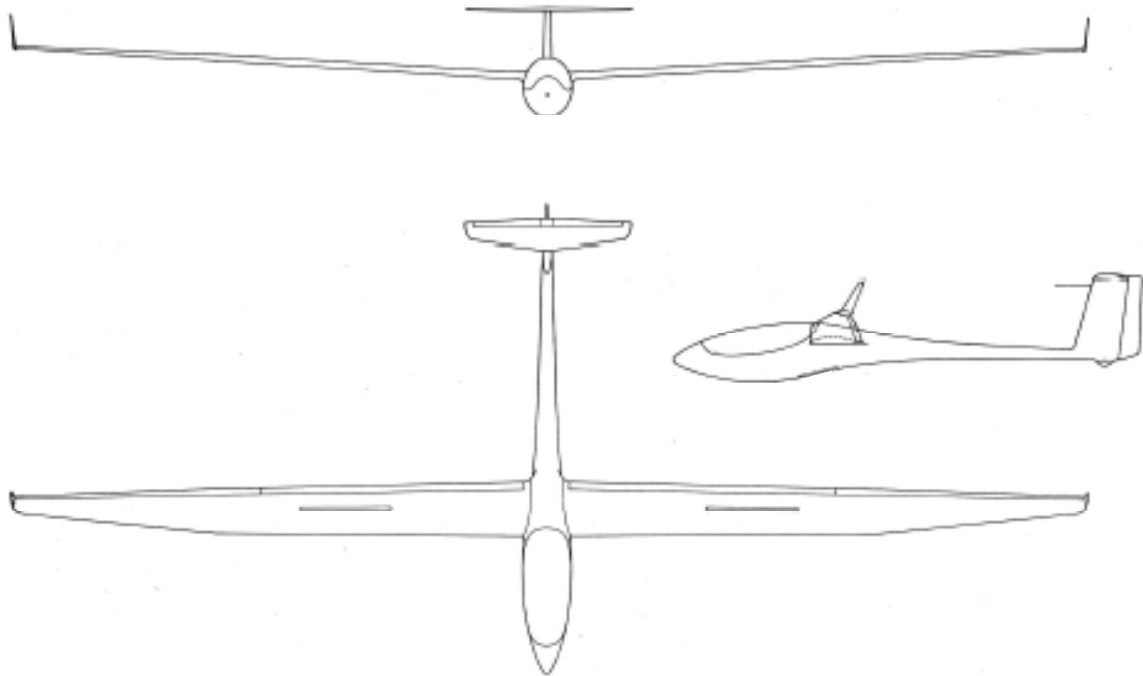


*Fig.5 : Dièdre en bout d'aile et penna (Winglet) du DG-1000.*

#### 10.4. Stabilité de lacet (directionnelle ou de route):

La stabilité en lacet est assurée surtout par la dérive qui provoque un effet de girouette. De plus, la *flèche* de l'aile, qu'elle soit positive ou négative, contribue aussi à la stabilité de lacet. La flèche est l'angle que fait l'aile en plan avec l'axe de tangage.

Comme le dièdre, la flèche peut être constante sur toute l'aile ou varier entre l'emplanture et l'extrémité (exemples: Discus, ASW-27, etc.).



*Fig. 6 : Plan de l'ASW-27 B.*

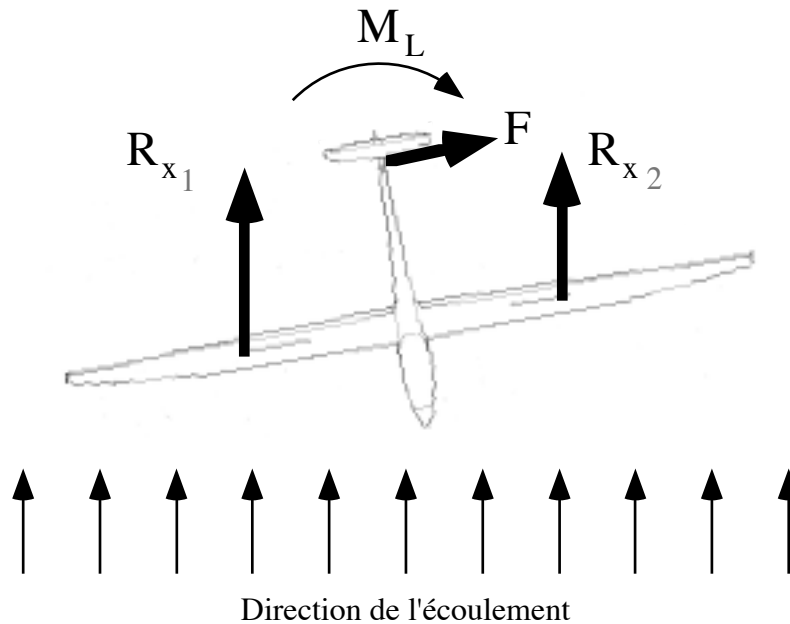
*On remarque le dièdre (constant) et la flèche des extrémités des ailes.*

Imaginons une perturbation de lacet comme sur la figure 7.

D'une part, une force aérodynamique  $F$  est créée sur l'empennage par son angle d'attaque et tend à remettre la machine dans l'axe. C'est l'effet de girouette.

D'autre part, l'aile avancée prend un angle d'attaque supérieur à l'aile reculée, ce qui provoque des traînées différentes sur chaque aile et génère aussi un moment de force de lacet  $M_L$  stabilisant la trajectoire.

A cela s'ajoute encore l'effet de la flèche: l'aile avancée présente une plus grande surface à l'écoulement que l'autre et la différence des traînées s'en trouve encore renforcée.



*Fig. 7 : Traînées des ailes lors d'une perturbation en lacet.*

En réalité, à cause du couplage intime et complexe entre les mouvements de roulis et de lacet, une perturbation sur un axe en génère une autre sur l'autre axe, comme nous l'avons vu avec le lacet inverse... et les choses se corsent diablement!

La stabilité est un sujet beaucoup plus complexe que nous l'avons présenté ici où nous n'avons que l'ambition d'une approche élémentaire des phénomènes.

### A savoir:

- Signification de la stabilité d'un équilibre.
- Description des différentes stabilités.
- Facteurs principaux influençant ces stabilités.

## Chapitre 11 : Notions sur l'hélice

L'emploi toujours plus fréquent des planeurs à dispositifs d'envol incorporé et des motoplaneurs de tourisme (TMG) justifie que les pilotes de planeur aient quelques éléments de compréhension du fonctionnement de l'hélice.

### 11.1. Principes et définitions:

Tous les propulseurs fonctionnent sur le principe de la réaction (3<sup>ème</sup> loi de Newton) : ils éjectent de la masse vers l'arrière et sont ainsi soumis à une force propulsive par effet de recul. Les réacteurs comme les propulseurs à hélice soufflent de l'air vers l'arrière, tandis que les fusées éjectent leurs propergols embarqués, ce qui leur permet de fonctionner hors atmosphère.

Une hélice est constituée d'ailes tournantes, les *pales*. Sur chaque partie de pale la vitesse de l'écoulement est composée de la vitesse due à la rotation  $V_r$  et de la vitesse  $V$  due à l'avancement de l'aéronef. La vitesse de rotation  $V_r$  croît proportionnellement à la distance à l'axe de rotation.

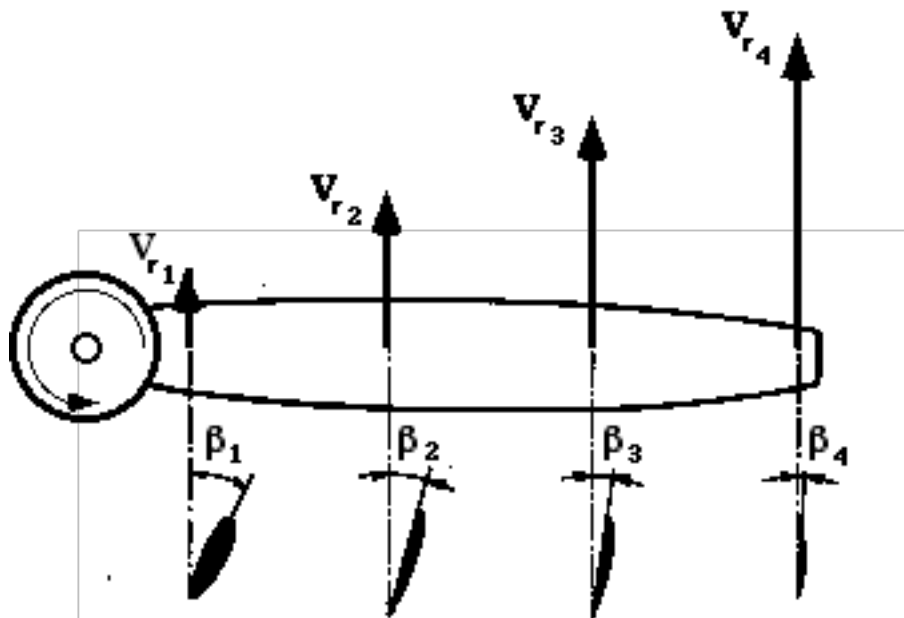
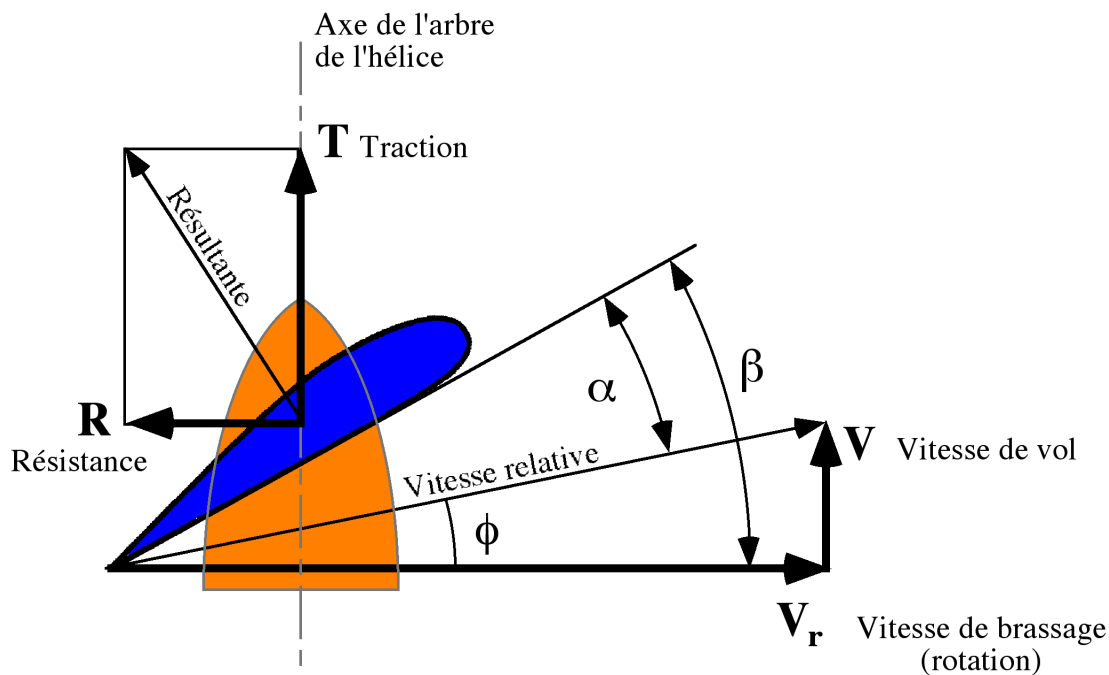


Fig. 1 : Vrillage de la pale d'hélice.

La vitesse de rotation (ou de brassage)  $V_r$  croît proportionnellement au rayon. D'autre part l'angle de calage  $\beta$  diminue lorsqu'on s'éloigne de l'axe (torsion des pales).

Chaque portion d'hélice se déplace dans l'air selon une vitesse qui est la composition de la vitesse de vol  $V$  et de la vitesse de rotation  $V_r$ . L'angle  $\alpha$  est l'angle d'attaque, tandis que  $\beta$  est l'angle de calage ; leur différence  $\beta - \alpha = \phi$  est appelée angle d'hélice ou angle d'avance.



**Fig. 2: Aérodynamique d'une portion de pale d'hélice.**

*Selon les vitesses et les angles d'attaque  $\alpha$  et de calage  $\beta$ , on peut définir des forces aérodynamiques de traction  $T$  et de résistance  $R$  sur chaque portion de pale d'hélice.*

Chaque portion de pale contribue par une force  $T$  de traction à la force de traction totale de l'hélice. L'ensemble des forces de résistance  $R$  constituera un moment de force résistant sur l'arbre moteur. On notera que ces composantes de la résultante aérodynamique ne sont pas des traînées et des portances comme dans le cas de l'aile car leurs directions ne sont pas définies de la même manière (parallèle à la direction de la vitesse de l'écoulement pour la traînée et perpendiculaire pour la portance).

Le *pas géométrique* d'une hélice est défini comme celui d'une vis, c'est l'avance qu'elle aurait à chaque tour si elle se vissait dans un solide; ce pas est défini par l'angle de calage  $\beta$ .

Le *pas effectif* d'une hélice est l'avance réelle par tour; ce pas est lié à l'angle d'attaque  $\alpha$ , il est inférieur au pas géométrique. La différence entre les deux pas s'appelle le recul de l'hélice.

Souvent, pour caractériser une hélice, on parle bien à tort de son *pas* (on dit hélice à petit pas ou à grand pas). On sous-entend en fait un *calage caractéristique* qui est le calage au  $2/3$  du rayon.



## 11.2. Performances:

Comme pour une aile, on cherche à adapter à chaque vitesse de vol le meilleur angle d'attaque possible de l'hélice.

En montée, avec une vitesse de vol relativement basse et un nombre de tours plutôt élevé, on aura un angle d'attaque grand avec une hélice de faible calage (autrement dit « petit pas »). En croisière au contraire, la vitesse de vol est plus grande et le nombre de tours moins élevé ; pour avoir un angle d'attaque faible, il faut une hélice de plus grand calage (autrement dit « grand pas »). Une hélice adaptée à la montée est donc peu efficace en croisière et vice et versa.

En plané gaz réduits, l'angle d'attaque devient négatif et l'hélice entraînée par l'air dans sa rotation s'oppose à l'avancement ; moteur en panne, elle joue alors le rôle d'aérofreins très efficaces !

Lorsqu'on coupe le moteur sur un motoplaneur de type TMG, il est important de pouvoir mettre *l'hélice en drapeau* (ce qui signifie que par rapport à l'écoulement on donne aux pales un angle d'attaque moyen le plus petit possible); les pales immobiles ont alors beaucoup moins de traînée. Sur un motoplaneur à moteur en pylône, ce dernier est rentré dès que possible après l'arrêt du moteur.

La *puissance délivrée* par une hélice est fortement dépendante de la vitesse de vol comme le montre la figure ci-dessous. Une *hélice à calage fixe* ne donnera sa pleine puissance que dans une plage de vitesses assez étroite. C'est pour cette raison qu'on fait des *hélices à calage variable* (appelées à tort « à pas variable») qui donnent leur puissance maximum pour une plus large gamme de vitesse.

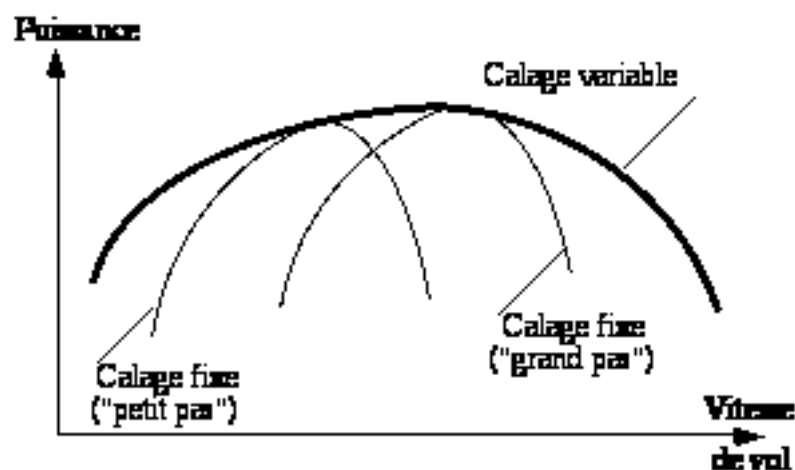


Fig. 3 : Performances des hélices.

*Les performances des hélices à calage fixe sont fortement dépendantes de la vitesse.*



Les *hélices à vitesse constante* (ou « constant speed ») sont munies d'un dispositif qui, tout en gardant la vitesse de rotation du moteur constante, adapte le calage à la vitesse de vol. Moteur et hélice ont alors leur rendement optimisé pour les différentes phases de vol.

Le *rendement* d'une hélice est le rapport entre la puissance délivrée par l'hélice et la puissance fournie par le moteur. Les bonnes hélices ont des rendements de 80 à 90%.

La vitesse périphérique des extrémités des pales peut être très grande et les effets marginaux, qu'on a étudiés pour l'aile, peuvent devenir très importants (bruit, vibrations et même phénomènes transsoniques dans certains cas). Le soin de la conception des extrémités des pales est donc important pour le rendement. Le rendement d'une hélice de grand diamètre tournant lentement est meilleur que celui d'une hélice de faible diamètre qui tourne rapidement. L'augmentation du nombre de pales permet de réduire le diamètre de l'hélice mais au détriment du rendement. L'hélice tripale est fréquente car elle offre un bon compromis.

Pour un aéronef monomoteur ou un TMG classique, l'hélice crée un souffle asymétrique (hélicoïdal) autour du fuselage. L'écoulement arrivera sur le gouvernail de direction avec un léger angle d'attaque provoquant un moment de lacet (il n'y a là aucun effet gyroscopique comme certains le prétendent !). Si l'hélice, vue depuis le cockpit tourne dans le sens des aiguilles d'une montre, le souffle provoquera un moment de lacet à gauche qu'il faut compenser par un peu de pied à droite.

Cet effet est bien moins sensible pour les moteurs en pylône.