

## 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.

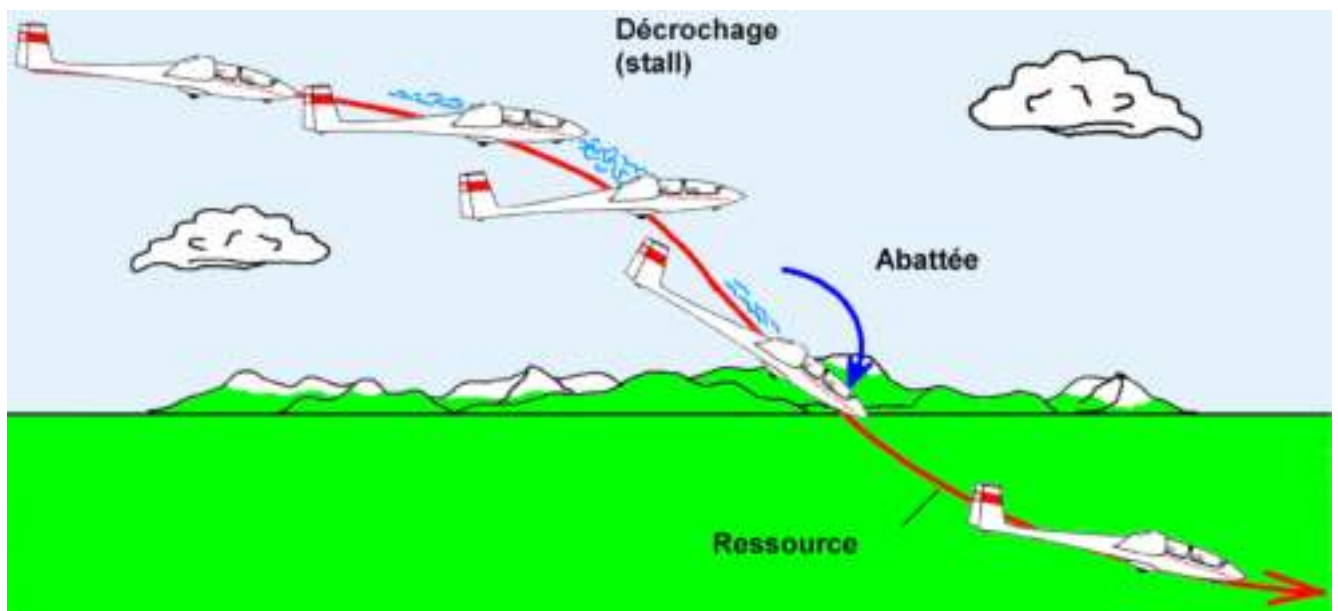


Fig. 1: Décrochage en vol cabré.



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):

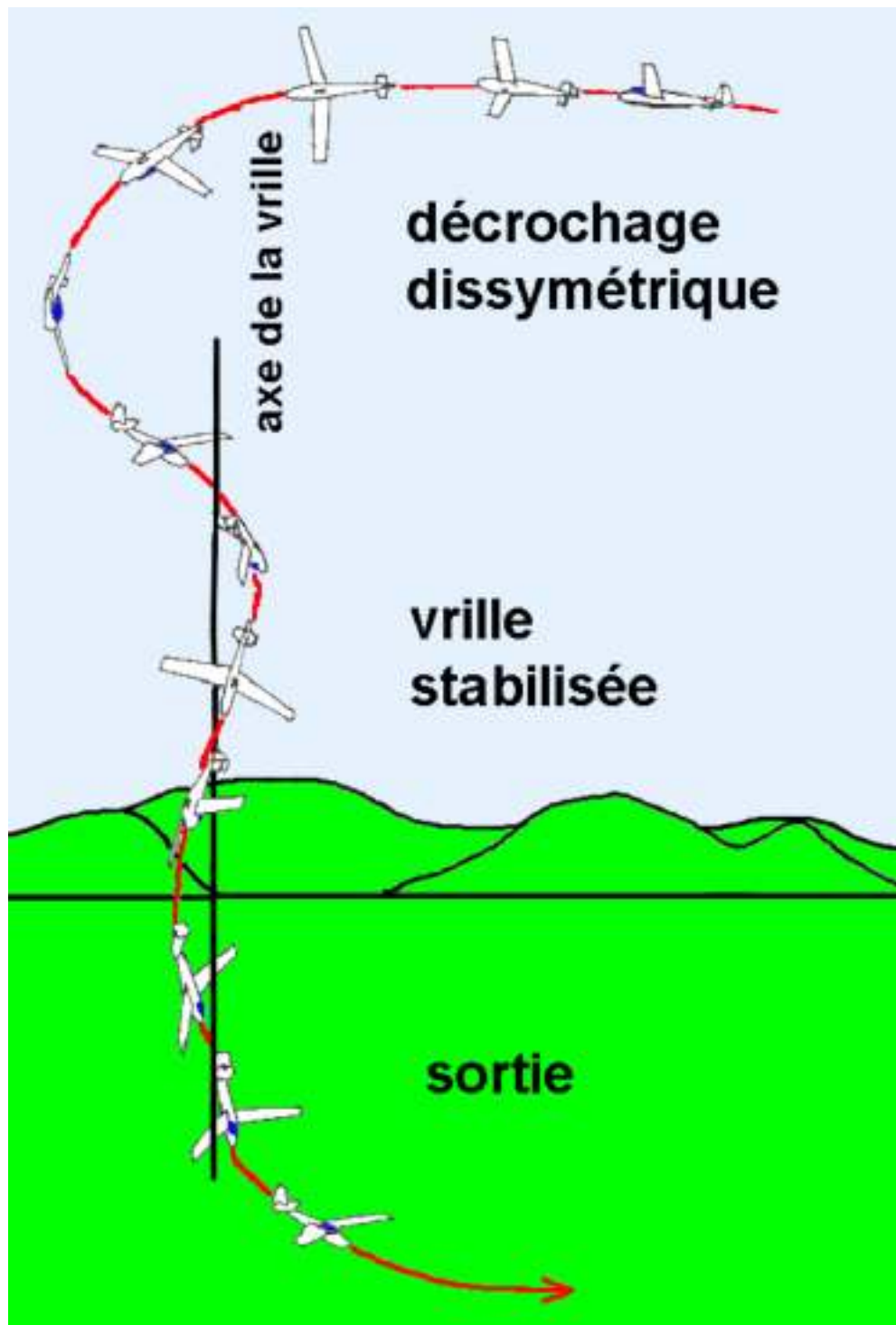


Fig. 2: Vrille (autorotation).

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:

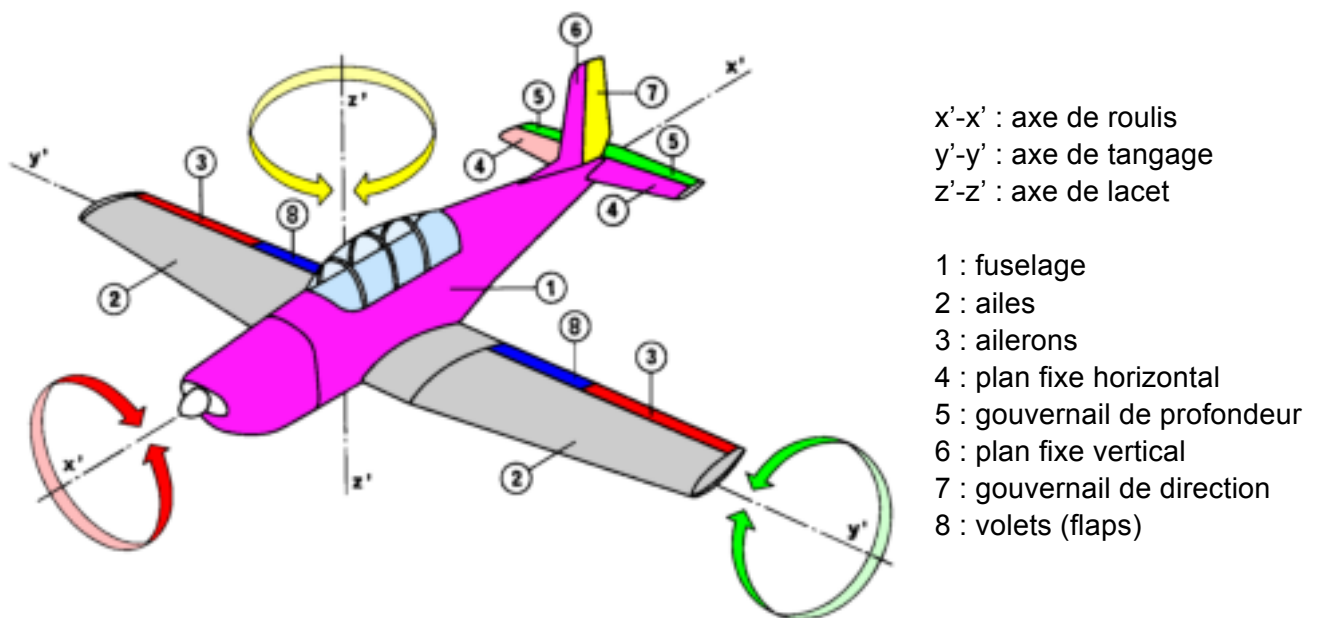
- Angle d'attaque critique.
- Comportement en vol cabré.
- Reconnaissance de la vrille.

## 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!

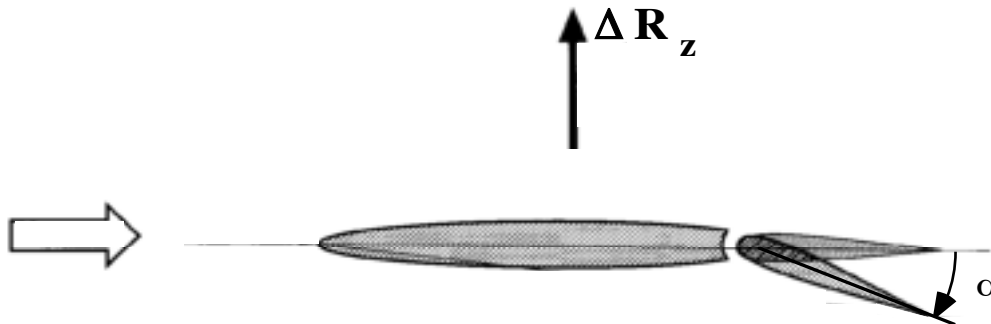


Fig. 2 : Le braquage d'une gouverne crée une portance supplémentaire  $\Delta R_z$ .

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:

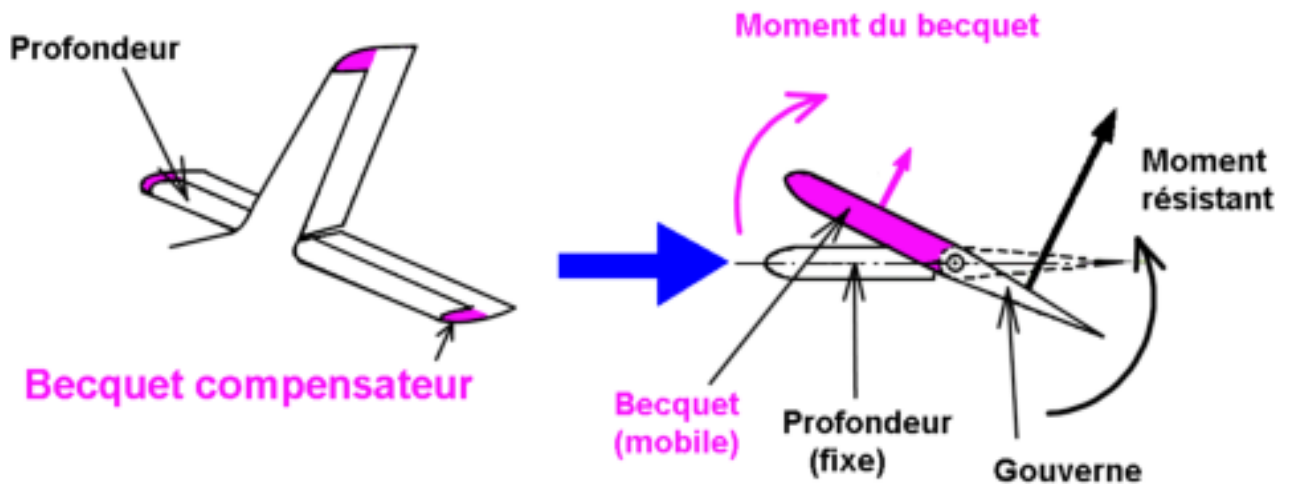
Afin de diminuer les efforts de pilotage sur les commandes, le constructeur prévoit souvent un système de compensation qui peut être soit aérodynamique, soit mécanique.

#### 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

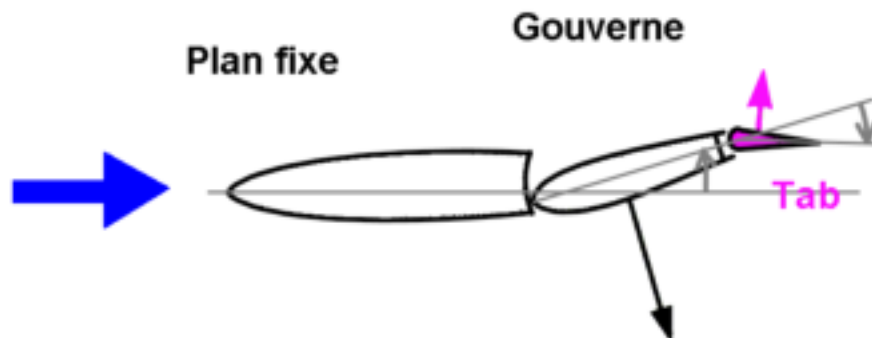
aussi *cornes débordantes*. La partie débordante de la gouverne est soumise, dans l'écoulement, à un moment de force qui aide à sa manœuvre.

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.

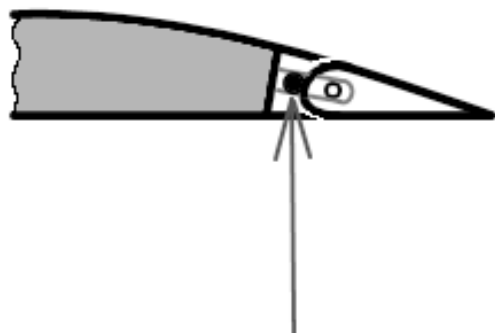


*Fig. 5 : Compensation par volet (tab de bord de fuite).*

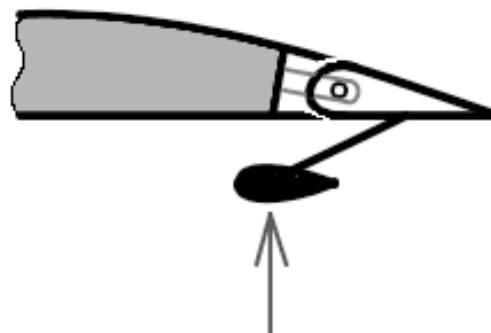
Une tige maintient le tab de façon qu'il soit toujours défléchi à l'opposé de la gouverne. Il a alors pour effet de donner une courbure à la surface de gouverne, donc une petite force aérodynamique, dirigée vers le haut dans la situation de la figure 5, aidant à la déflexion de la gouverne. Ce système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

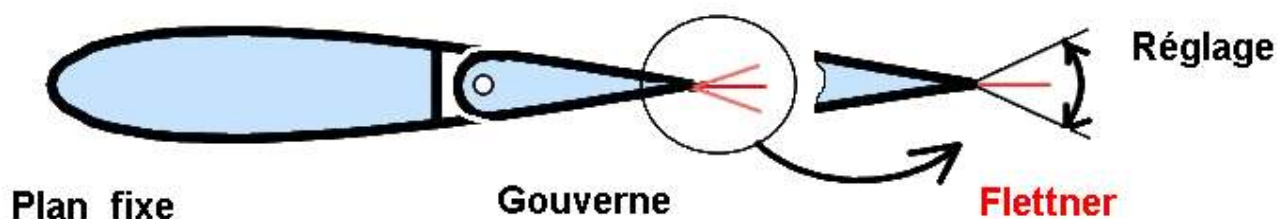


Fig. 7 : Flettner d'équilibrage.



## 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).



*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).

Masse	340	370	400	440	480
(kg)					
<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  $C_z$ .

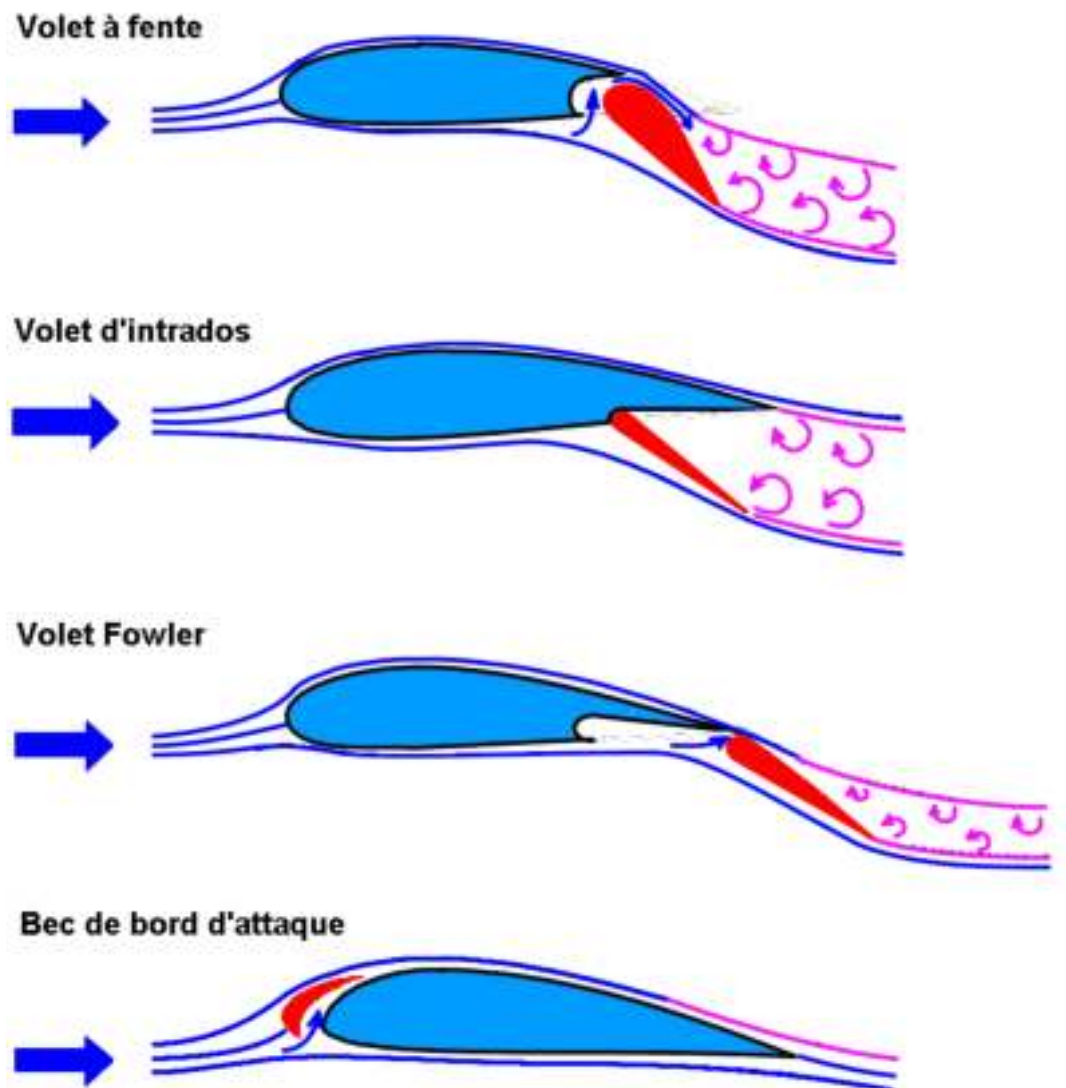


Fig. 10 : Dispositifs hypersustentateurs.

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  $C_z$ .

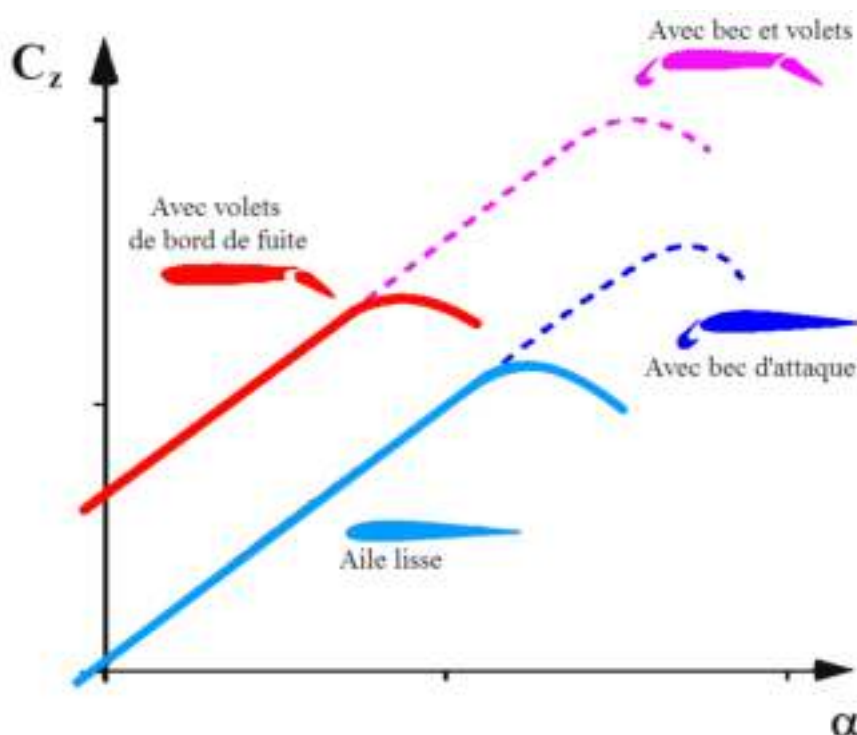


Fig. 11 : Effets des dispositifs hypersustentateurs.

### 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*.

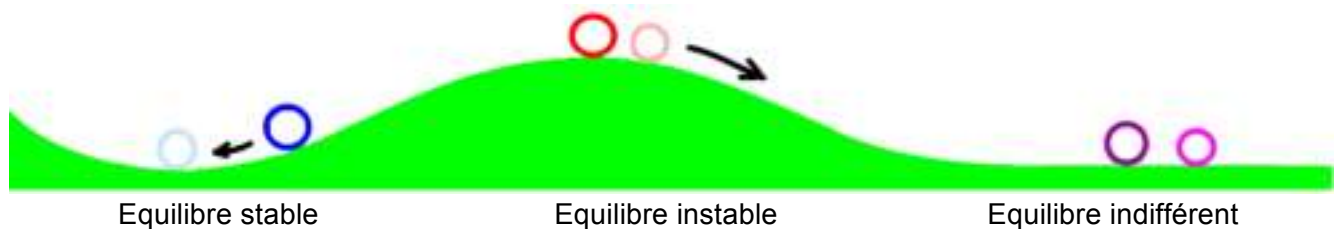


Fig. 1 : Définition de la stabilité d'un équilibre.

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.

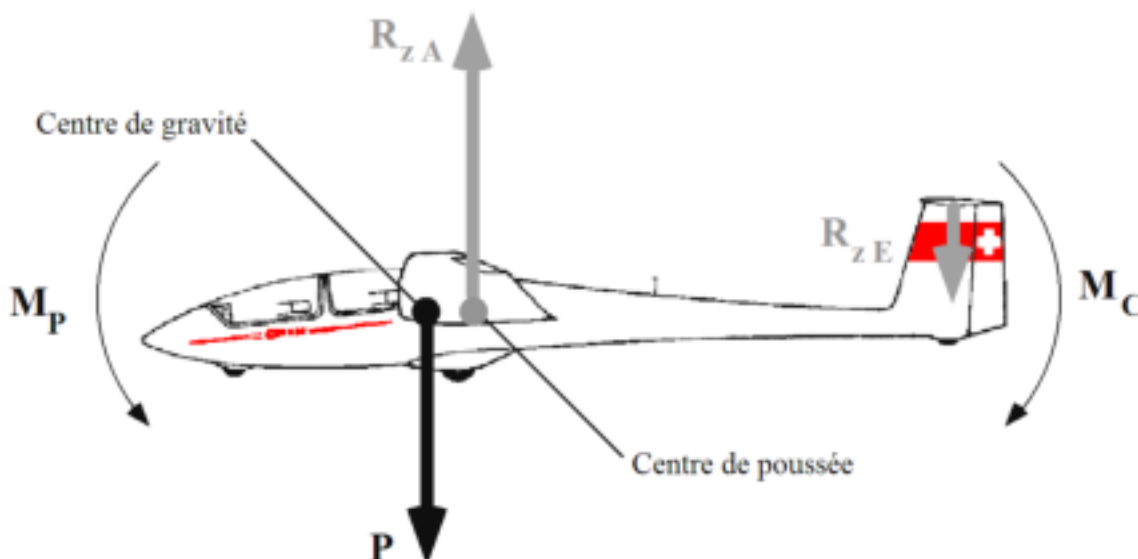


Fig. 2 : Stabilité de tangage.



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 phugogène).

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

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

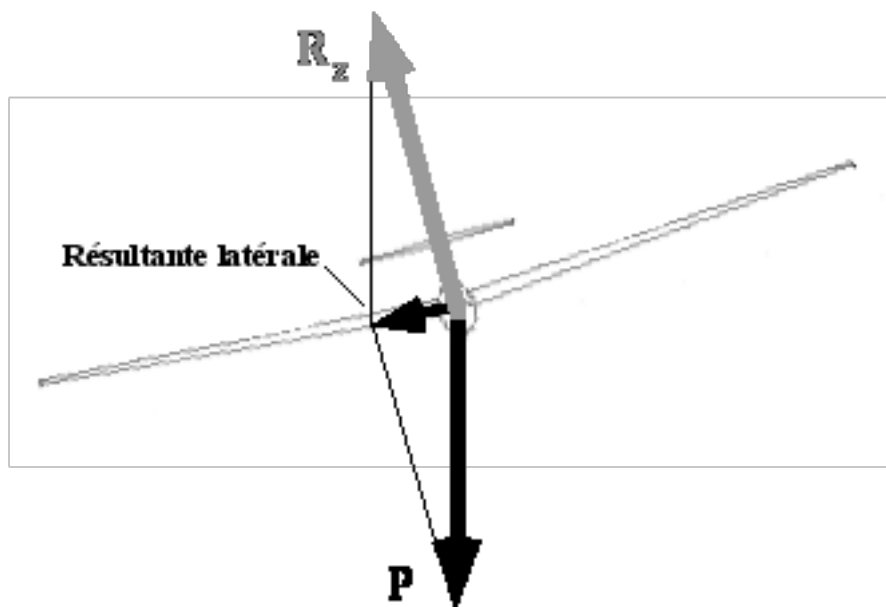
La stabilité en roulis est en partie assurée par l'angle de dièdre  $\delta$  des ailes (figure 3) et en partie par les surfaces verticales (fuselage et dérive).



*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.

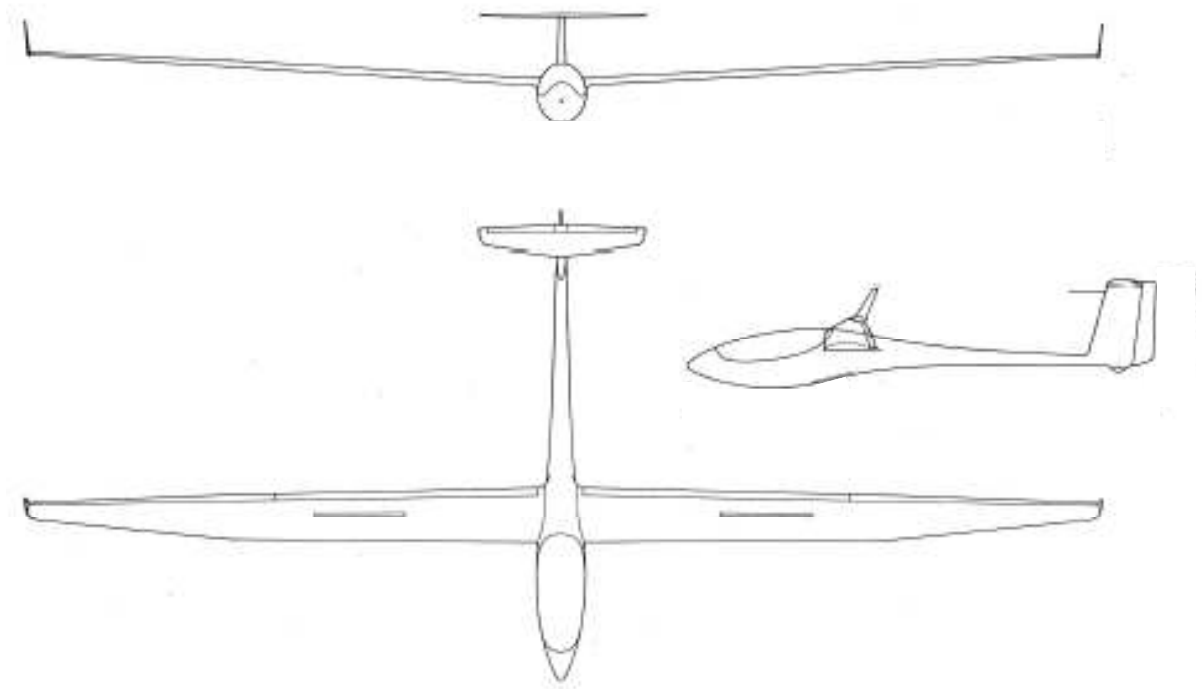


*Fig.5 : Dièdre en bout d'aile et penne (Winglet) du DG-1000.*

#### 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.**

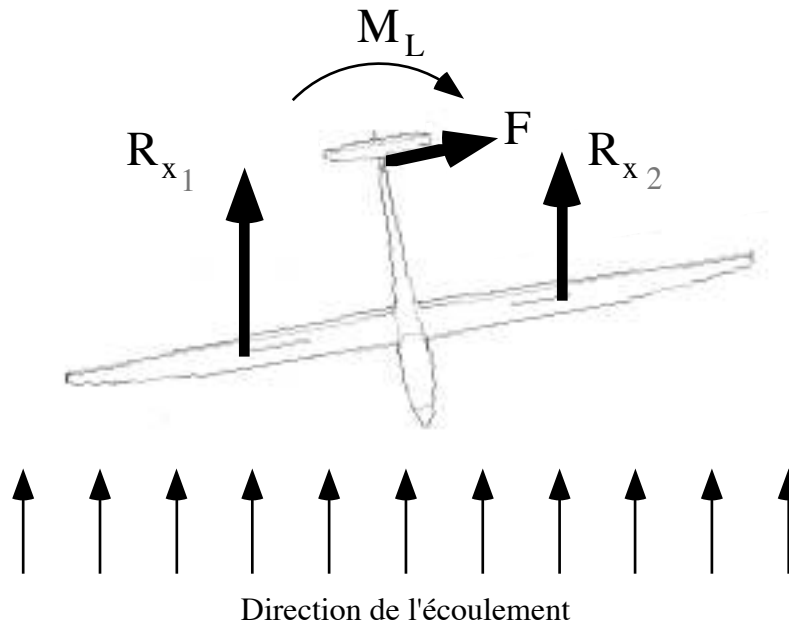
*On remarque le dièdre (constant) et la flèche des extrémités des ailes.*

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 : Traînée 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.

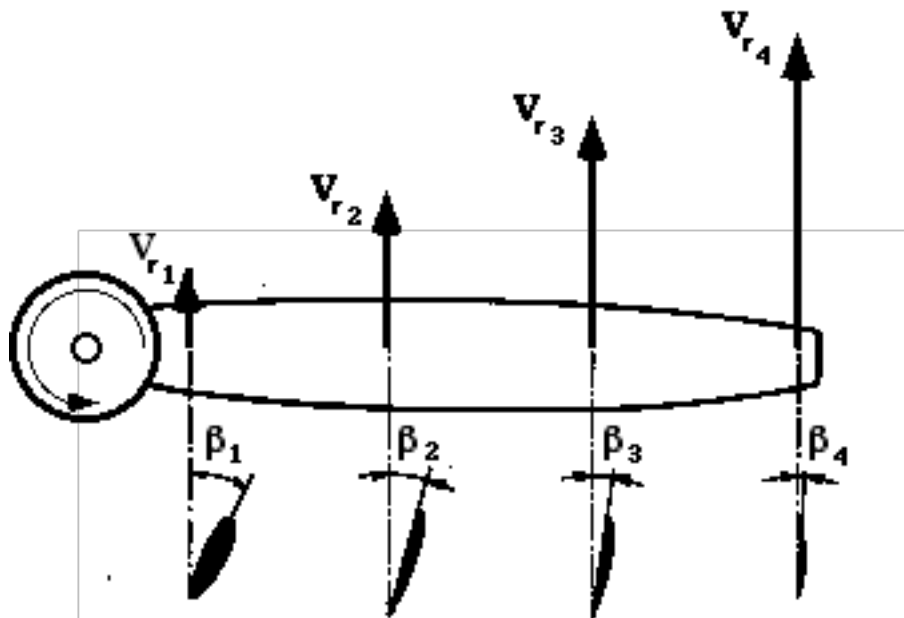
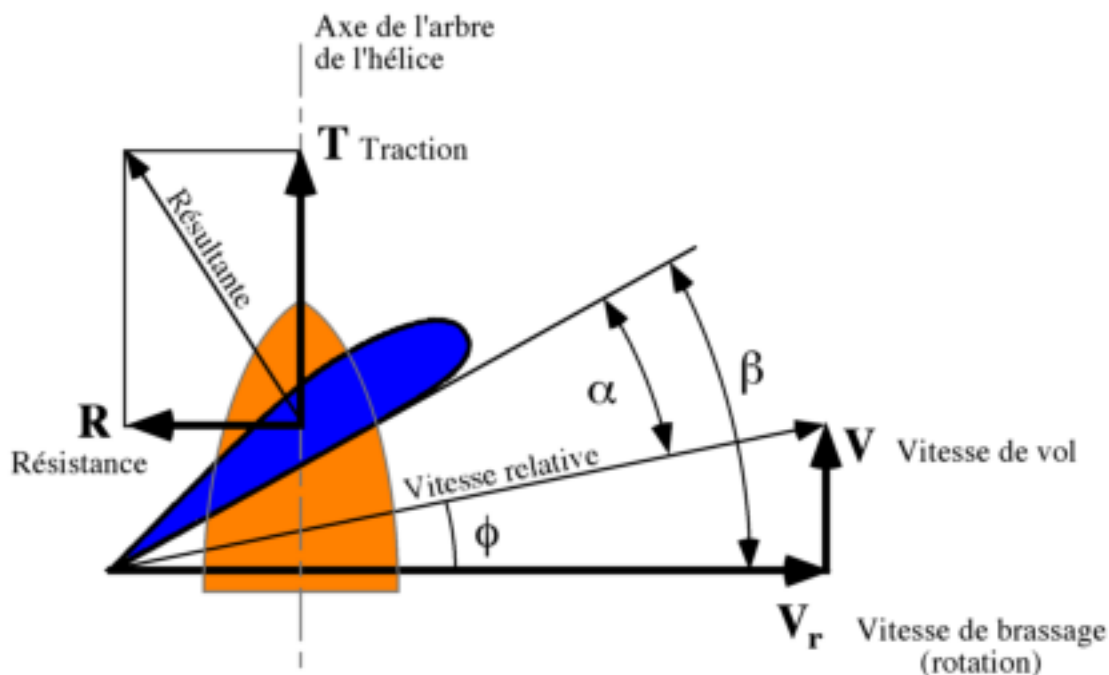


Fig. 1 : Vrillage de la pale d'hélice.

*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.

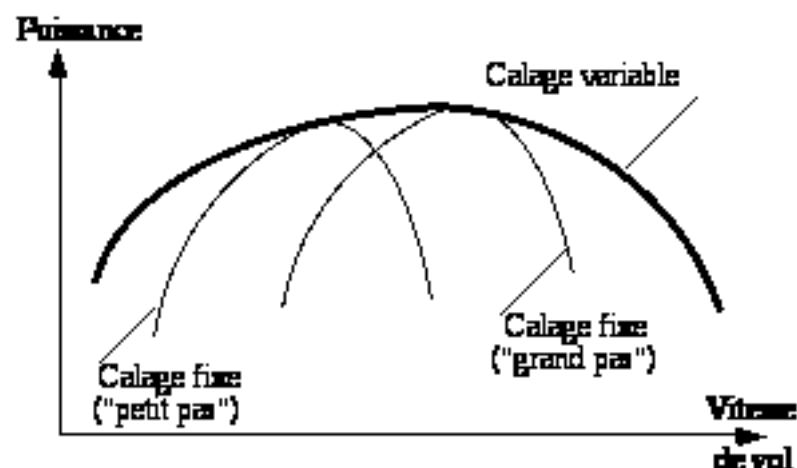


Fig. 3 : Performances des hélices.

*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.