

**CENTRE DE ST AUBAN**

## **INTRODUCTION**

**C**et ouvrage est exclusivement consacré à la mécanique du vol des planeurs .

Il a été conçu avant tout pour répondre aux besoins des instructeurs de pilotes de planeurs et de vol à voile. Pour cela, les divers chapitres se succèdent selon l'ordre des leçons de pilotage.

Le contenu de ce cours est aussi complet que possible. Pour faciliter ses recherches et organiser son travail, le lecteur trouvera dans la table des matières des symboles qui lui permettront de distinguer parmi la somme des connaissances apportées :

- \* celles qui doivent être obligatoirement transmises aux élèves pilotes ;
- \*\* celles qui doivent être maîtrisées par les instructeurs ;
- \*\*\* celles qui sont mises à la disposition des vélivoles qui désirent se perfectionner et en savoir plus.

# INDEX DES SIGLES ET ABREVIATIONS

A	Assiette	$C_V$	Cap vrai
a	Incidence	H	Hauteur
AF	Aérofreins	R	Rayon de la trajectoire
$C_p$	Centre de poussée	$R_V$	Route vrai
$C_R$	Coefficient aérodynamique	T	Trajectoire
$C_X$	Coefficient de traînée	$T_D$	Trajectoire déviée
$C_Z$	Coefficient de portance	V	Vitesse aérodynamique
F	Foyer longitudinal	v	Composante de vent relatif
$\Phi$	Inclinaison	$V_i$	Vitesse indiquée
i	Finesse	$V_p$	Vitesse propre
$F_L$	Foyer latéral	$V_{PA}$	Vitesse propre axiale
G	Centre de gravité	$V_{PL}$	Vitesse propre latérale
m	Masse	$V_R$	Vent relatif
n	Facteur de charge	$V_{RA}$	Vent relatif axial
P	Poids	$V_{RL}$	Vent relatif latéral
$P_A$	Poids apparent	VS	Vitesse sol
$P_X$	Composante de P sur la trajectoire	$V_S$	Vitesse de décrochage ( $n=1$ )
$\Theta$	Pente de trajectoire	$V_{S0}$	Vitesse de décrochage (configuration d'atterrissage)
S	Surface alaire (de référence)	$V_{S1}$	Vitesse de décrochage (configuration particulière)
		$V_{Sn}$	Vitesse de décrochage ( $n \neq 1$ )
F	Réaction du sol	$V_{TR}$	Vent traversier
$F_C$	Force centrifuge	VW	Vent
$F_D$	Force déviatrice	$V_Z$	Vitesse verticale
$F_E$	Résultante aérodynamique des empennages	Z	Altitude
$R_A$	Résultante aérodynamique		
$R_A'$	Composante verticale de $R_A$	g	Accélération de la pesanteur
$R_{AF}$	Traînée des AF	$\rho$	Masse volumique de l'air
$R_{AZ}$	Composante de $R_A$ dans le plan de symétrie du planeur	$\rho_0$	Masse volumique de l'air au niveau de la mer
$R_F$	Traînée de frottement au sol		
$R_L$	Résultante aérodynamique latérale		
$R_{LX}$	Composante de $R_L$ parallèle à la trajectoire		
$R_{LY}$	Composante de $R_L$ perpendiculaire à la trajectoire		
$R_X$	Traînée		
$R_Y$	Portance du fuselage		
$R_Z$	Portance		

# I - ELEMENTS D'AERODYNAMIQUE ET GENERALITES

L'aérodynamique n'est pas, à proprement parler l'objet de ce cours. Cependant, avant d'aborder la mécanique du vol, il est nécessaire de rappeler quelques notions d'aérodynamique, sans la connaissance desquelles, la compréhension du vol du planeur devient difficile.

## 1. AILE ET PLANEUR

### 1.1. Profil d'aile

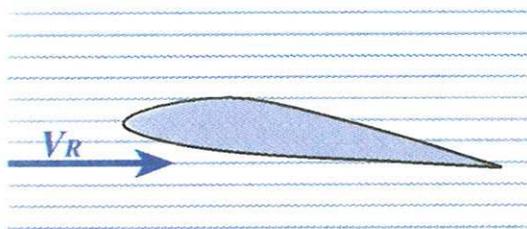
Le profil est la figure qui représente le contour géométrique d'une section de l'aile, coupée par un plan parallèle au plan de symétrie du planeur.



On distingue le bord d'attaque (A) et le bord de fuite (B). Le segment de droite qui joint le bord d'attaque au bord de fuite est la corde de profil. Elle sert de direction de référence pour les mesures d'incidence.

### 1.2. Vent relatif

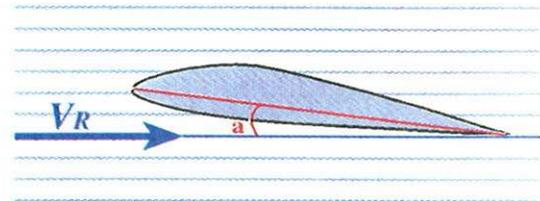
Le vent relatif est la matérialisation, par un vecteur, de la vitesse de l'écoulement de l'air qui alimente le profil d'aile.



L'écoulement aérodynamique sur le profil est le résultat d'un mouvement relatif qui peut être le déplacement du courant d'air sur une aile fixe ou le déplacement d'une aile dans de l'air immobile (ou la combinaison des deux mouvements). La direction du vent relatif et de la vitesse est donc également la direction de la trajectoire de l'aile quand c'est elle qui se déplace. Leurs sens sont opposés.

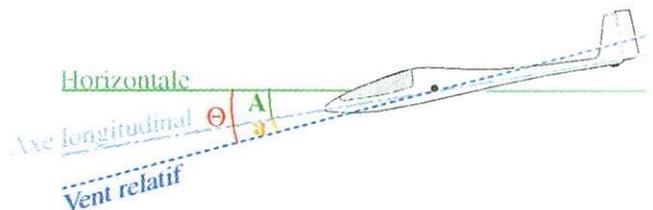
### 1.3. Incidence

L'incidence ( $a$ ) est l'angle formé par le vent relatif et la corde de l'aile.



### 1.4. Le planeur

Pour l'étude de la mécanique du vol du planeur complet, l'axe longitudinal du planeur remplace avantageusement la corde de profil.



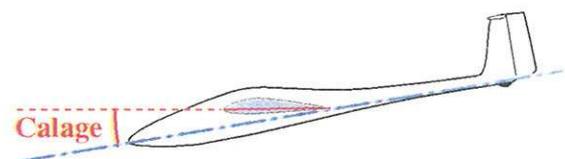
Les angles caractéristiques sont alors :

- $A$ , l'assiette qui est l'angle compris entre l'horizontale et l'axe longitudinal ;
- $\Theta$ , la pente de trajectoire qui est l'angle compris entre l'horizontale et la direction du vent relatif ;
- $a$ , l'incidence, qui est l'angle compris entre l'axe longitudinal et la direction du vent relatif.

$$\Theta = A + a$$

### 1.5. Calage de l'aile

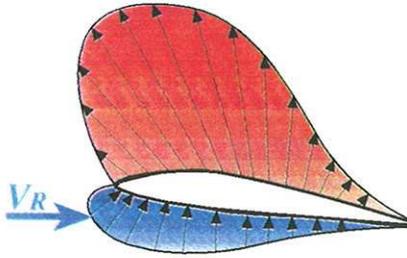
Selon qu'elle s'applique à l'aile seule ou au planeur complet, l'incidence représente un angle différent puisque la corde de profil est rarement parallèle à l'axe longitudinal du planeur. Toutefois, pour un planeur donné, cette différence est une valeur constante qui représente l'angle avec lequel l'aile est positionnée sur le fuselage. Cet angle s'appelle angle de "calage" de l'aile.



Incidence planeur = incidence de l'aile + calage

## 2. ECOULEMENT AERODYNAMIQUE AUTOUR D'UNE AILE

### 2.1. Champs de pressions et forces aérodynamiques



L'écoulement autour d'un profil d'aile produit des différences de pression dont la répartition et l'intensité diffèrent selon l'incidence.

$$R_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_R$$

$$R_Z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Z$$

$$R_X = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_X$$

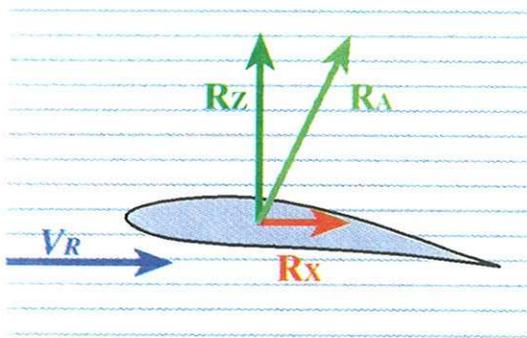
Les coefficients  $C_R$ ,  $C_Z$  et  $C_X$  sont variables en fonction de l'incidence.

Les forces aérodynamiques varient avec le carré de la vitesse. Cela signifie que, toutes choses restant égales par ailleurs, ( $\rho$ ,  $S$ , incidence), si la vitesse est multipliée par 2, les forces aérodynamiques sont multipliées par 4 ( $2^2 = 4$ ) et si la vitesse est multipliée par 3, les forces aérodynamiques sont multipliées par 9 ( $3^2 = 9$ ).

Dans la réalité, ce phénomène reste vrai, mais le changement de la vitesse est le plus souvent associée à une variation d'incidence (voir chapitre 4.2).

### 2.2. Résultante aérodynamique, portance et traînée

L'ensemble des forces de pression sur le profil admettent une résultante unique : la résultante aérodynamique.



La résultante aérodynamique peut être décomposée en :

- une force perpendiculaire au vent relatif, la portance  $R_Z$  ;
- une force parallèle au vent relatif, la traînée  $R_X$ .

### 2.3. Intensité des forces aérodynamiques

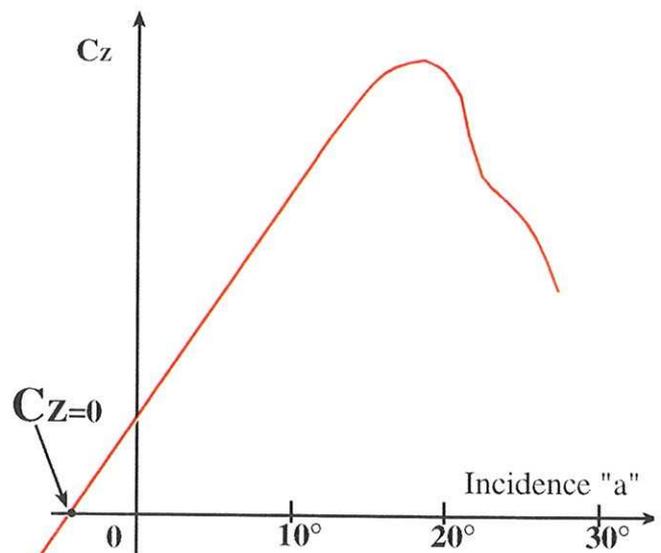
L'intensité des forces aérodynamiques peut être calculée à partir des éléments suivants :

- la masse volumique de l'air ( $\text{kg/m}^3$ ) ;
- la surface alaire ( $\text{m}^2$ ) ;
- la vitesse de l'écoulement relatif ( $\text{m/s}$ ) ;
- des coefficients  $C_R$ ,  $C_Z$  et  $C_X$  qui caractérisent pour un profil donné la résultante aérodynamique, la portance et la traînée.

## 3. POLAIRE AERODYNAMIQUE

Pour connaître les caractéristiques d'un profil, il est nécessaire d'étudier les variations de ses coefficients  $C_R$ ,  $C_Z$  et  $C_X$ . En fait, la résultante aérodynamique ne découle que de la composition de la portance et de la traînée, seuls  $C_Z$  et  $C_X$  sont étudiés.

### 3.1. Variations de $C_Z$ en fonction de l'incidence

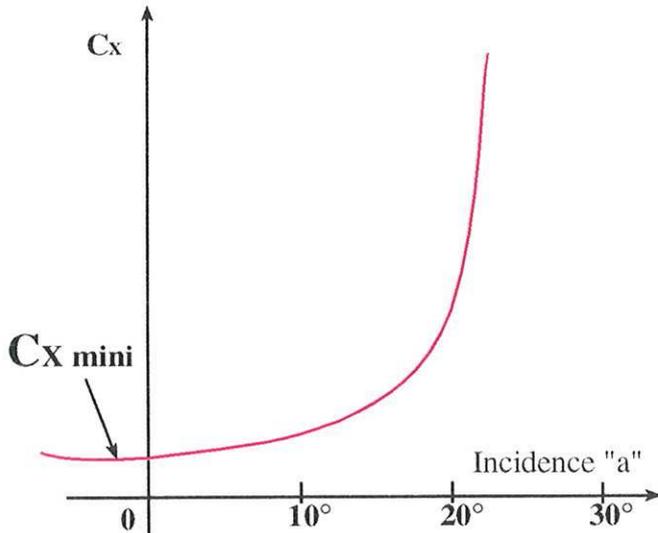


On remarque que sur une plage d'incidence modérée ( $\leq 15^\circ$ ), le  $C_Z$  varie proportionnellement à l'incidence d'une façon quasiment linéaire. On note une franche inflexion de la courbe au voisinage des  $18^\circ$  correspondant au  $C_Z$  max. Au delà, le  $C_Z$  marque une brusque diminution qui correspond au décrochage. Le point où  $C_Z = 0$  (portance nulle) correspond à une incidence négative.

### 3.2. Variation de $C_x$ en fonction de l'incidence

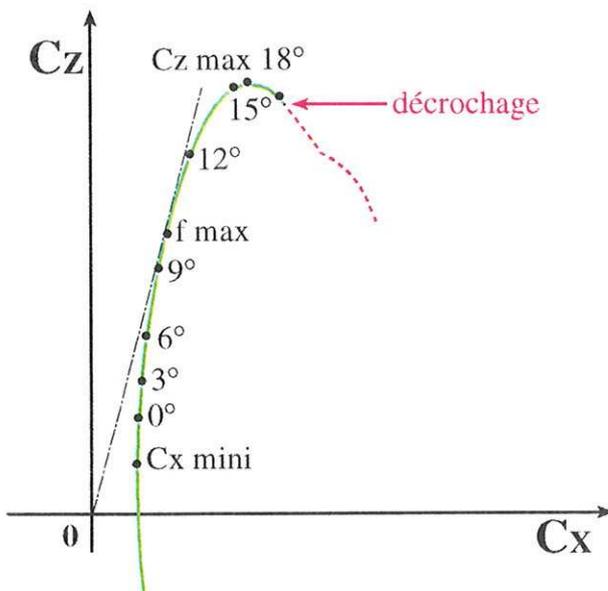
Tant que l'incidence reste faible, le coefficient  $C_x$  augmente peu. Au delà des  $15^\circ$ , il croît plus sensiblement. L'augmentation devient très forte à partir de  $18^\circ$ .

Quelle que soit l'incidence, le  $C_x$  n'est jamais nul (la traînée n'est donc jamais nulle).



### 3.3. La polaire

$C_z$  et  $C_x$  variant chacun en fonction de l'incidence, il est apparu pratique d'étudier les variations de l'un par rapport à l'autre. La courbe représentant les variations de  $C_z$  en fonction de  $C_x$  qui est la carte d'identité d'un profil s'appelle la polaire aérodynamique du profil.



On retrouve sur cette courbe les valeurs remarquables de  $C_z$  max.,  $C_x$  mini etc. Graduée en incidence, elle permet de repérer

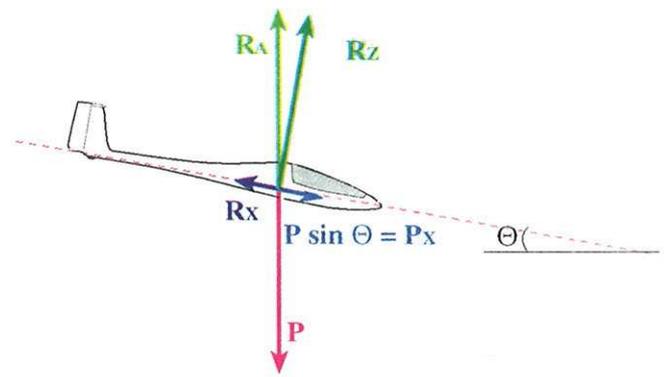
quelques angles caractéristiques :

- incidence de décrochage ;
- incidence de finesse max. correspondant au meilleur rapport  $\frac{C_z}{C_x}$
- etc...

## 4. VOL DU PLANEUR

### 4.1. Equilibre des forces

Un planeur ne vole que s'il entretient dans l'air un mouvement permettant la création de forces aérodynamiques de sustentation.



Le planeur est en équilibre lorsque :

$$R_A = P \quad \text{et} \quad R_Z = P \cos \Theta$$

$$R_X = P \sin \Theta$$

### 4.2. Equation de sustentation

L'équation de sustentation peut être exprimée à partir du coefficient aérodynamique  $C_R$  :

$$R_A = P$$

$$R_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_R$$

Toutefois, au coefficient aérodynamique  $C_R$  est préféré le coefficient de portance  $C_z$  utilisé dans la polaire :

$$R_Z = P \cos \Theta$$

$$R_Z = \frac{1}{2} \rho S V^2 S C_Z$$

Pour une portion de vol donnée où on admettra  $\rho$ ,  $S$  et  $P \cos \Theta$  constants, l'équilibre du vol dépend du couple  $V^2/C_Z$  (couple vitesse/incidence).

Si  $V$  augmente,  $C_Z$  doit diminuer ;  
Si  $V$  diminue,  $C_Z$  doit augmenter.

### 4.3. Equation de traînée

Si on considère la même portion de vol que précédemment, la traînée résulte directement des valeurs de  $V$  et de l'incidence dont découle le coefficient  $C_X$ .

$$R_X = \frac{1}{2} \rho S V^2 S C_X$$

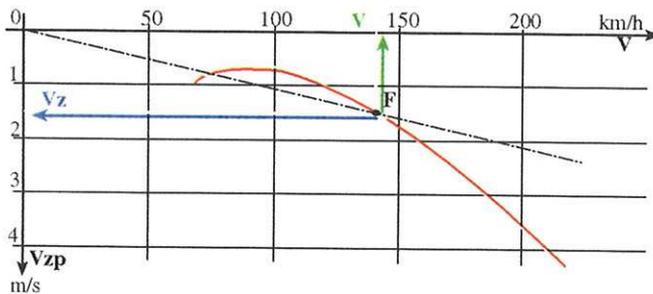
L'équilibre est obtenu pour :  
 $R_X = P \sin \Theta$

Il impose l'adoption d'une pente de descente égale à  $\Theta$ .

## 5. POLAIRE DES VITESSES

La "polaire des vitesses" est la courbe qui montre l'évolution du taux de chute propre du planeur ( $V_Z$ ) en fonction de sa vitesse ( $V$ ).

Cette courbe ne doit pas être confondue avec la polaire aérodynamique bien qu'elle puisse apporter parfois des renseignements semblables.



A partir de la vitesse adoptée pour le vol, il est possible de repérer immédiatement le taux de chute correspondant.

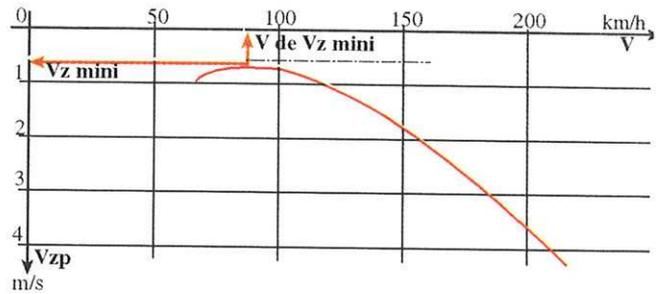
La polaire représente le domaine des vitesses du planeur. Elle est limitée à ses extrémités par le **décrochage** et la vitesse maximum à ne pas dépasser (VNE).

Le segment OF représente la trajectoire verticale du planeur. L'angle compris entre l'horizontale et OF représente la pente de descente  $\Theta$ .

**Remarque :** Compte tenu des différences d'unités utilisées pour  $V$  et  $V_{zp}$ , la valeur angulaire de  $\Theta$  n'est pas fidèle.

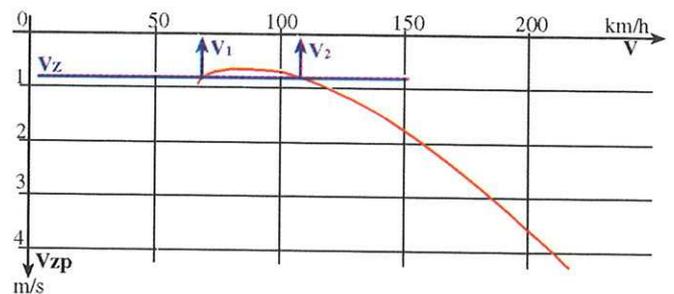
### 5.1. Polaire et taux de chute

Le taux de chute minimum du planeur ( $V_z$  mini) et la vitesse correspondante ( $V$  de  $V_z$  mini) peuvent être repérés en traçant une parallèle à l'axe des vitesses horizontales et tangente à la polaire.



Par définition pour toutes vitesses différentes de la vitesse de chute mini (plus forte ou plus faible) le taux de descente est supérieur au taux de chute mini.

Il est possible de trouver deux vitesses de vol pour lesquelles on constate un même taux de chute. Il suffit de tracer une parallèle à l'axe des vitesses qui coupe la polaire en deux points.

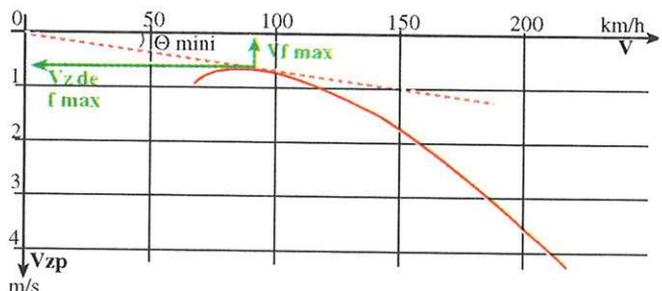


### 5.2. Polaire et finesse

La finesse  $f$  représente le rapport  $\frac{V}{V_Z}$

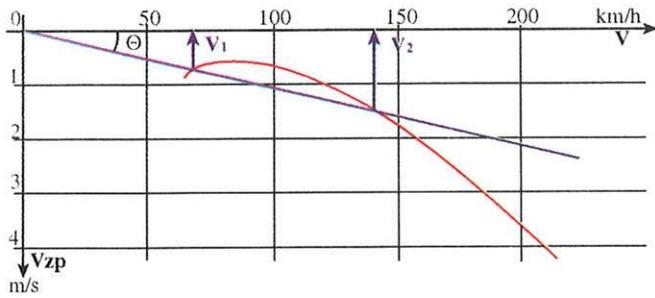
La finesse maximale du planeur ( $f$  max.) et la vitesse correspondante ( $V$  max) peuvent être repérés en traçant une droite depuis 0 tangente à la polaire.

La finesse maximale correspond à la pente de descente la plus faible (angle de plané minimal).



La vitesse de finesse maximale est supérieure à la vitesse de taux de chute minimal. Le taux de chute à finesse maximal est supérieur au taux de chute mini.

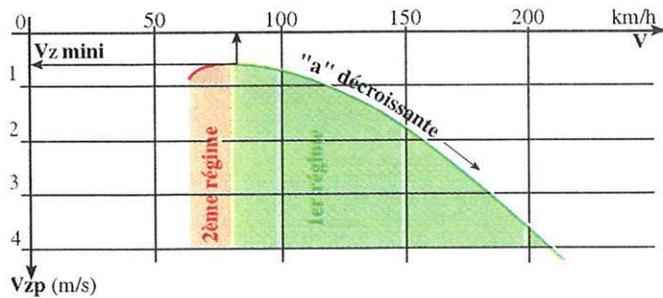
Il est possible de trouver des vitesses pour lesquelles le planeur présente la même finesse. Il suffit pour cela de tracer des droites issues de 0 et sécantes à la polaire.



## 6. REGIMES DE VOL

Quand on observe la polaire des vitesses, on constate que la vitesse de taux de chute mini est la frontière entre deux régimes de vol :

- 1er régime : pour les vitesses supérieures à V de Vz mini, les Vz augmentent quand les vitesses augmentent, le premier régime est le domaine de vol normal ;
- 2ème régime : pour les vitesses inférieures à V de Vz mini, les Vz augmentent quand les vitesses diminuent, le second régime est le domaine du vol lent.



Considérant l'évolution de l'incidence le long de la polaire, le vol au 1er régime correspond au vol aux "petits angles" d'incidence et le vol au 2ème régime à celui du vol aux "grands angles".

## 7. ETUDE DU TAUX DE CHUTE MINI

### 7.1. "Puissance" du planeur

Paradoxalement, bien que le planeur ne soit pas doté d'un moyen de propulsion, il consomme de l'énergie ( $dZ \rightarrow$  énergie potentielle) et présente donc, ramené à l'unité de temps, une certaine puissance.

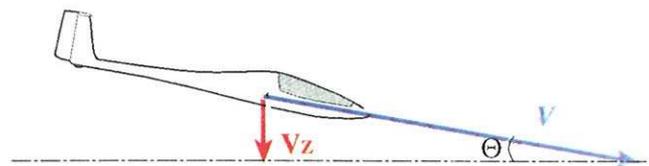
La puissance du planeur peut être exprimée par son poids P multiplié par la vitesse de descente Vz.

$$W = P \cdot Vz$$

De cette formule, on retiendra que le vol à Vz mini correspond à un vol à "puissance mini".

### 7.2. Incidence de Vz mini

Considérant la trajectoire du planeur, on constate que la pente de descente  $\Theta$  résulte du rapport  $\frac{Vz}{V}$  :



$$\text{On a } \sin \Theta = \frac{Vz}{V}$$

Grâce à l'équation de traînée nous avons :

$$P \sin \Theta = \frac{1}{2} \rho S V^2 Cx$$

$$\text{donc } P \cdot \frac{Vz}{V} = \frac{1}{2} \rho S V^2 Cx$$

Si nous multiplions les deux membres de cette égalité par la vitesse V, nous trouvons :

$$P \cdot \frac{Vz}{V} \cdot V = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cx \cdot V$$

$$P \cdot Vz = \frac{1}{2} \rho S V^3 Cx = W$$

De l'équation de sustentation prenons la valeur de  $V$  :

$$P \sin \Theta = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$$

$$V = \sqrt{\frac{2P \cos \Theta}{\rho S C_z}}$$

$$P \cdot V_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \left( \frac{2P \cos \Theta}{\rho S C_z} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot C_x$$

$$P \cdot V_z = \sqrt{\frac{2}{S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\rho}} \cdot P \cos \Theta^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{C_x}{C_z^{\frac{3}{2}}}$$

Pour un cas de vol donné où  $r$ ,  $S$ ,  $P \cos \Theta$  sont constants, la  $VZ$  mini correspond à une incidence de vol pour laquelle le rapport

$$\frac{C_x}{C_z^{\frac{3}{2}}} \text{ ou } \frac{C_x^2}{C_z^3} \text{ est minimal.}$$

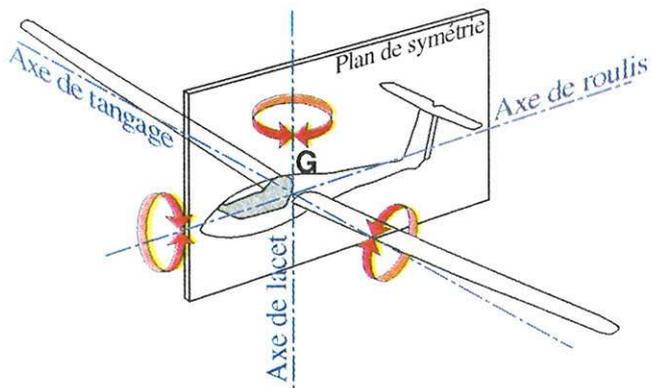
Cette incidence est supérieure à l'incidence de finesse maximale.

# II - EFFETS PRIMAIRES DES GOUVERNES

## 1. AXES DE ROTATION DU PLANEUR

Le contrôle de l'**attitude** du planeur est une des premières tâches que doit assurer le pilote.

Tout changement d'attitude, commandé ou subi est le résultat de rotations autour d'un "pivot" central, le **centre de gravité** et selon trois axes perpendiculaires définis conventionnellement.



On distingue :

- des rotations autour de l'**axe de tangage** : axe transversal passant par le centre de gravité et perpendiculaire au plan de symétrie du planeur. Grossièrement, on admet que cet axe traverse le planeur depuis le saumon d'une aile jusqu'à l'autre ;
- des rotations autour de l'**axe de roulis** : axe longitudinal passant par le centre de gravité, contenu dans le plan de symétrie du planeur et qui, approximativement, le traverse depuis la pointe avant du fuselage jusqu'à l'étrébot ;
- des rotations autour de l'**axe de lacet**, axe passant par le centre de gravité, contenu dans le plan de symétrie du planeur et respectivement perpendiculaire aux axes de tangage et de roulis. Quand le planeur effectue un vol rectiligne, cet axe est quasiment vertical.

Evidemment, des rotations peuvent apparaître successivement autour de chaque axe ou simultanément autour de deux ou des trois des axes.

## 2. GOUVERNES

Les gouvernes donnent au pilote la possibilité de faire varier l'intensité ou la direction des forces aérodynamiques en des endroits choisis du planeur de manière à lui imprimer des rotations autour des axes auxquels elles sont associées.

### 2.1. Conception d'une gouverne

Une gouverne est constituée par une surface mobile dont le braquage est commandé par le pilote. Une gouverne est généralement associée à une surface fixe (gouverne classique). Dans certains cas, plan fixe et gouverne sont remplacés par une surface unique, entièrement mobile appelée gouverne **monobloc**.

Plans fixes et gouvernes, ou gouvernes monobloc sont caractérisés par un profil aérodynamique particulier qui peut être symétrique (gouverne de direction) ou dissymétrique (ensemble aile-aileron). Les gouvernes de profondeur sont, selon leur conception, soit symétrique, soit dissymétrique.



Gouverne classique à profil symétrique  
ex. : direction



Gouverne classique à profil dissymétrique ex. : aileron



Gouverne monobloc

### 2.2. Fonctionnement d'une gouverne

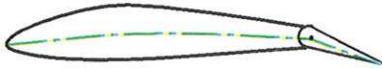
#### 2.2.1. Gouverne classique

En l'absence de braquage (gouverne au neutre), la gouverne s'inscrit dans le profil aérodynamique dont elle est la continuité. Lorsqu'un braquage apparaît, le profil de base est déformé. Cette déformation se caractérise principalement par une modification de sa courbure.

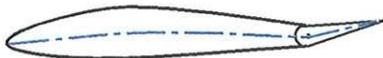


La ligne moyenne, ligne équidistante de l'extrados et de l'intrados d'un profil permet d'évaluer sa courbure. La portance maximum d'un profil est d'autant plus grande que la courbure de la ligne moyenne est plus importante. Le braquage de la gouverne va permettre de modifier la courbure soit en l'augmentant, ce qui augmentera la

portance, soit en la diminuant voire en l'inversant, ce qui rendra le profil moins porteur voire déporteur.



La courbure générale est augmentée : le profil devient plus porteur.

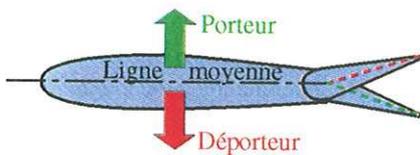


La courbure générale est diminuée : le profil devient moins porteur.

Si le profil de base est symétrique, sa ligne moyenne est rectiligne ; il ne présente donc pas de courbure.



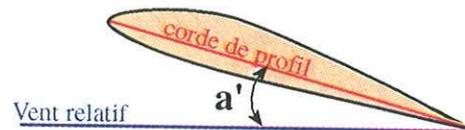
Le braquage de la gouverne permet de faire apparaître une courbure vers l'intrados rendant le profil porteur, ou vers l'extrados rendant le profil déporteur.



Le braquage d'une gouverne ne doit pas être trop important. En effet, au delà d'un certain angle, la qualité de l'écoulement se dégrade et on assiste à une diminution de la portance, ce qui est contraire à l'effet recherché. A l'extrême, la partie de l'aile concernée peut décrocher.

### 2.2.2. Gouverne monobloc

Le profil des gouvernes monobloc n'est évidemment pas modifiable. Seule l'incidence de l'ensemble est commandée par le pilote.



## 3. EFFETS PRIMAIRES DES GOUVERNES

### 3.1. Commandes et gouvernes

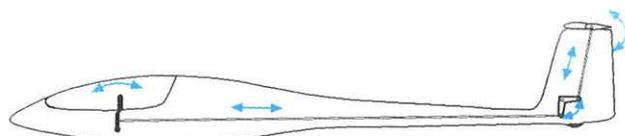
Les termes "commandes" et "gouvernes" ne doivent pas être confondus.

Les commandes sont les organes mis à disposition du pilote pour diriger son planeur (manche à balai, palonnier etc...).

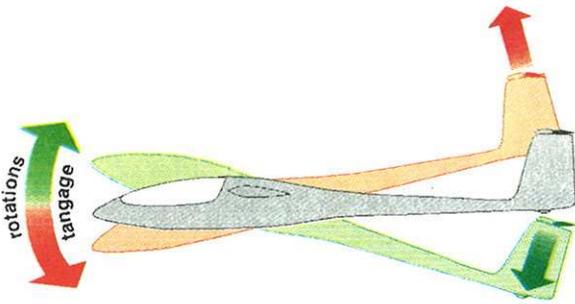
Les gouvernes sont les dispositifs aérodynamiques qui, manoeuvrés à partir des commandes, provoquent les évolutions du planeur.

### 3.2. Commande et gouverne de tangage (profondeur)

La gouverne de profondeur associée au plan fixe horizontal ou de forme "monobloc" est commandée par le mouvement du **manche à balai** de l'arrière vers l'avant ou de l'avant vers l'arrière.

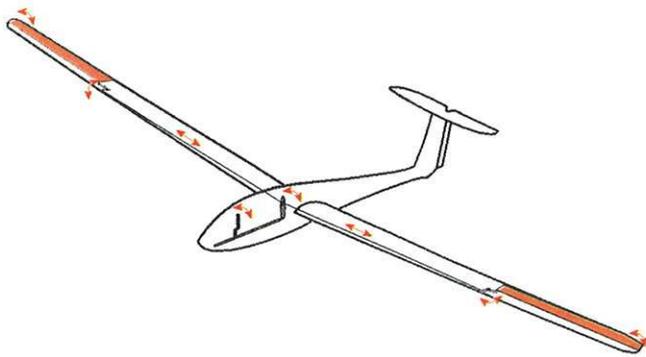


Les actions sur le manche permettent de modifier les forces aérodynamiques sur l'empennage horizontal, entraînant des rotations du planeur autour de son axe de tangage.



### 3.3. Commande et gouvernes de roulis (gauchissement)

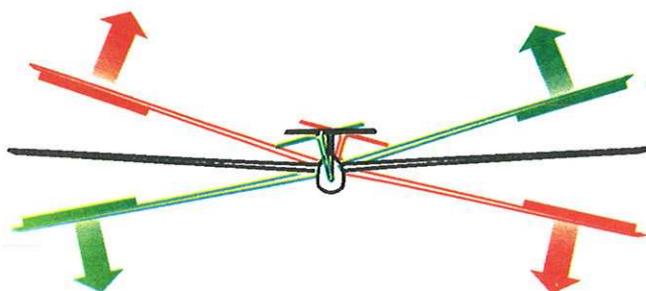
Les gouvernes de roulis (ailerons) sont disposées au bord de fuite des ailes, vers leur extrémité. Elles sont commandées par le déplacement latéral du manche à balai. Un aileron se lève du côté où le manche est braqué tandis que l'autre s'abaisse.



L'aileron levé tend à diminuer la portance de l'aile qui, de ce fait, s'enfonce.

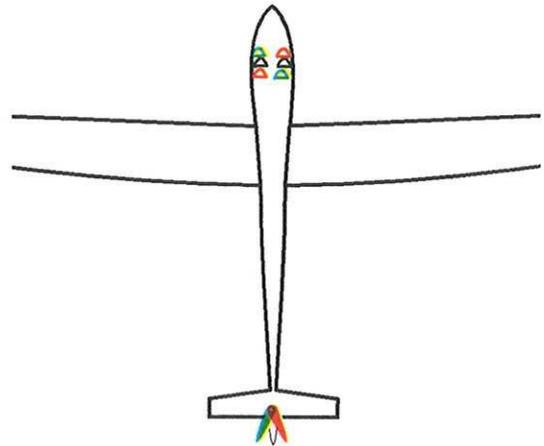
L'aileron baissé tend à augmenter la portance de l'aile qui, de ce fait, s'élève.

Il en résulte une rotation en roulis.

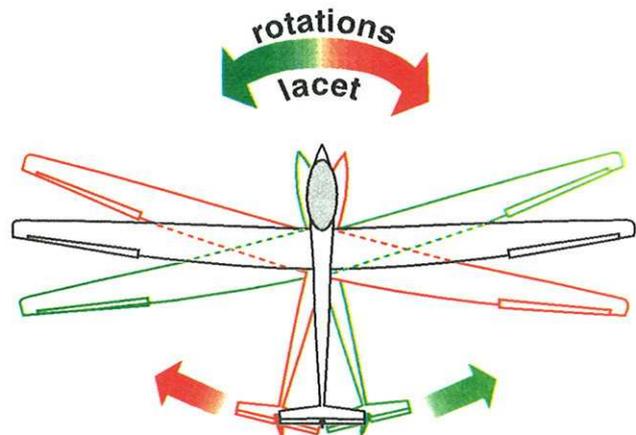


### 3.4. Commande et gouverne de lacet (direction ou symétrie)

La mécanique du vol permet bien de comprendre que la gouverne associée à l'axe de lacet ne permet pas d'assurer la direction de la trajectoire mais la symétrie du vol. Si la tradition reste attachée au terme de "gouverne de direction" ou simplement de "direction". Le centre de St Auban pour des raisons pédagogiques, préfère l'appellation "gouverne de symétrie" plus proche de l'usage qui en est fait.

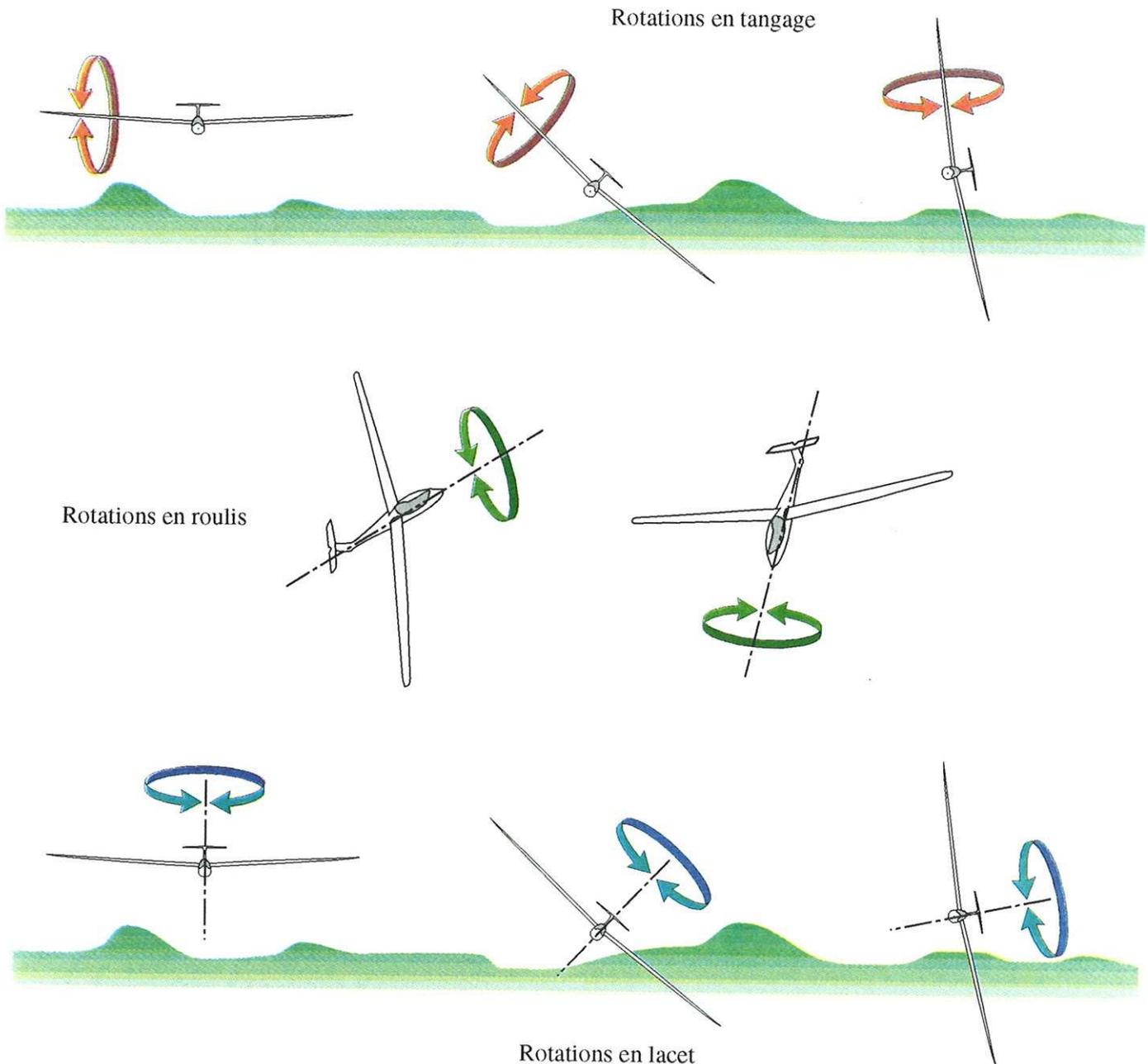


La gouverne de symétrie qui prolonge la dérive est commandée par le palonnier. Son braquage vers la droite ou la gauche crée des forces aérodynamiques qui entraînent le planeur dans des rotations autour de son axe de lacet.



## 4. POSITIONS DU PLANEUR ET EFFETS DES GOUVERNES

Le braquage des gouvernes a pour effet de créer des rotations du planeur. Sous réserve que la vitesse aérodynamique soit suffisante, les rotations se poursuivent tant que les gouvernes sont maintenues braquées. Une gouverne garde le même effet quelle que soit la position du planeur dans l'espace.



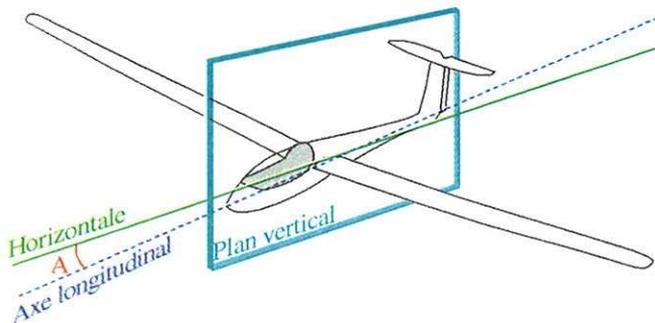
# III - LA LIGNE DROITE STABILISEE

On considère que le vol en ligne droite est caractérisé par le maintien d'une **assiette constante** et d'une **inclinaison nulle**. Le maintien de l'inclinaison nulle nécessite l'étude de la **conjugaison**.

## 1. VOL A ASSIETTE CONSTANTE

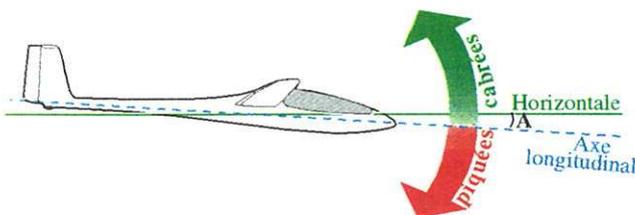
### 1.1 Définition théorique

On appelle assiette  $A$  du planeur, l'angle contenu dans un plan vertical qui est compris entre l'axe longitudinal du planeur et l'horizontale.

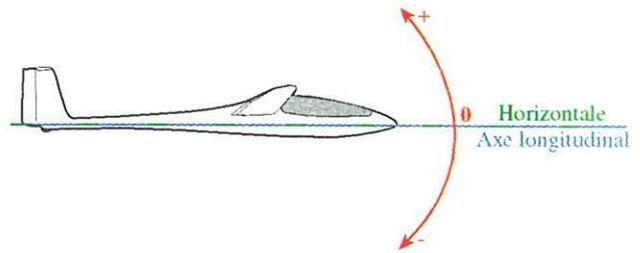


Pour les besoins de l'enseignement du pilotage, une assiette dite "de référence", proche de l'assiette de finesse maximum est définie.

Toute attitude du planeur pour laquelle le nez est plus abaissé qu'à l'assiette de référence caractérise une assiette "**piquée**". Inversement, si le nez est plus relevé qu'à l'assiette de référence, l'assiette est qualifiée de "**cabrée**". En pratique, l'assiette de référence est donc la séparation entre assiettes piquées et assiettes cabrées.

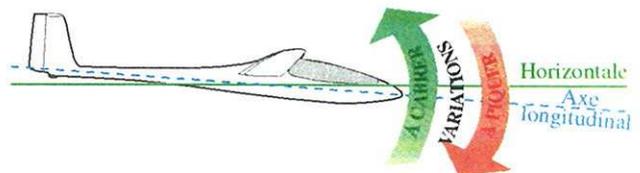


D'une manière plus scientifique, l'assiette est considérée comme nulle (zéro) lorsque l'axe longitudinal du planeur est confondu avec l'horizontale. Elle prend des valeurs positives au-dessus de l'horizon et négatives en-dessous.



### 1.2. Variations d'assiette

Un changement d'attitude pour lequel le nez du planeur descend vers le sol correspond à une variation d'assiette à "piquer" (diminution de l'assiette). Inversement, si le nez monte vers le ciel, il s'agit d'une variation d'assiette à "cabrer" (augmentation d'assiette).



A l'exception des figures de voltige qui ne font pas l'objet de ce cours, les variations d'assiette sont, dans presque tous les cas, le résultat de la rotation du planeur autour de son axe de tangage. Les variations d'assiette peuvent être provoquées par l'action volontaire du pilote mais peuvent être aussi la conséquence de phénomènes non pilotés (effets de la stabilité propre du planeur, turbulence, etc...).

### 1.3. Contrôle de l'assiette

On entend par contrôle de l'assiette la possibilité de la faire varier dans le sens désiré ou de la maintenir à une valeur constante.

#### 1.3.1. Variations d'assiette

C'est la commande de profondeur qui en provoquant les rotations en tangage permet les variations d'assiette du planeur.

Une action sur le manche vers l'avant provoque une variation d'assiette à "piquer".

Une action sur le manche vers l'arrière provoque une variation d'assiette à "cabrer".

#### 1.3.2. Stabilisation de l'assiette

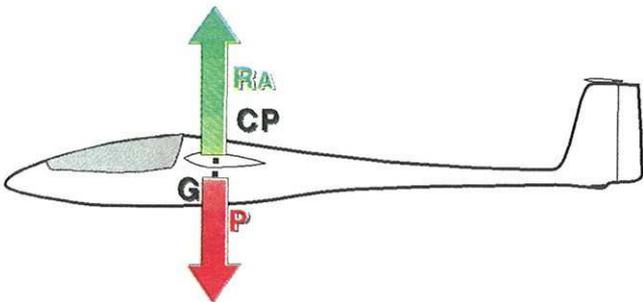
Compte tenu des éléments qui altèrent la tenue de l'assiette, (maladresse ou distraction du pilote, turbulence etc...) sa stabilisation ne peut être, en aucun cas, obtenue par un "verrouillage" aussi précis soit-il de la commande de profondeur.

Au contraire, les écarts d'assiette étant inéluctables, la stabilisation débute pour le pilote par une comparaison entre la valeur recherchée de l'assiette et sa valeur instantanée (tâche de détection) et est suivie par une manoeuvre en tangage (tâche de correction) ayant pour but de la ramener à la valeur correcte. Le mouvement de tangage doit être évidemment stoppé quand la valeur recherchée est atteinte.

La réalisation de cette séquence par un pilote expérimenté peut laisser apparaître une immobilité des commandes. En réalité, il détecte d'infimes écarts qu'il corrige aussitôt par d'imperceptibles mouvements des commandes.

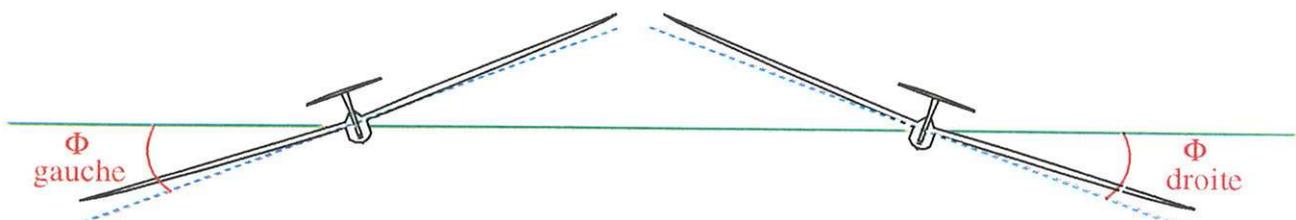
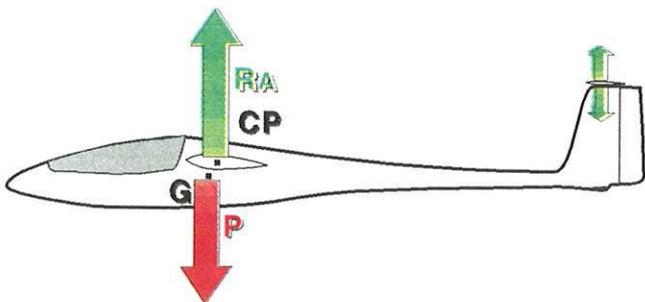
### 1.4. Effet "équilibreur" de l'empennage horizontal

L'empennage horizontal et la gouverne de profondeur qui lui est associée permettent les rotations du planeur autour de son axe de tangage. Mais leur rôle ne se limite pas à cela. En effet, pour que le planeur vole, on oppose à son poids une force qui lui est égale.



Le point d'application de la résultante aérodynamique de l'aile (centre de poussée) dépend de la géométrie de la voilure. Il se déplace sensiblement quand l'incidence change. De plus, quand le chargement du planeur est modifié, le centre de gravité se déplace. Aligner la résultante aérodynamique et le poids est donc pratiquement impossible.

Aussi, pour assurer l'équilibre utilisera-t-on l'ensemble constitué par le plan fixe horizontal et la gouverne de profondeur (ou monobloc).



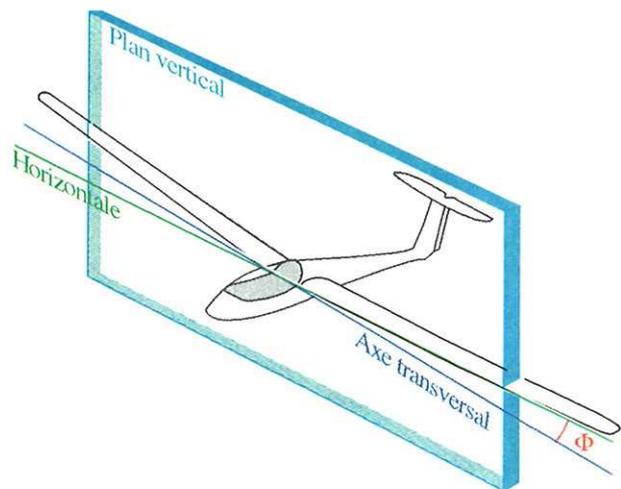
Pour chaque assiette choisie, le maintien de l'équilibre demande un réglage nouveau de l'empennage horizontal et donc un nouvel ajustement de la gouverne de profondeur.

La gouverne de profondeur est donc en permanence "active". Elle ne possède pas de "neutre". L'utilisation de l'expression "retour au neutre" de la profondeur pour faire cesser une rotation en tangage est donc parfaitement impropre. Le mouvement en tangage ne cesse que si les conditions d'équilibre sont retrouvées.

## 2. VOL A INCLINAISON NULLE

### 2.1. Définition théorique

On appelle inclinaison du planeur l'angle contenu dans un plan vertical qui est compris entre l'axe transversal du planeur (axe de tangage) et l'horizontale.



L'inclinaison est nulle lorsque l'axe transversal du planeur est parallèle à l'horizon. Elle se décompose en degrés à gauche si l'aile gauche est plus basse que l'aile droite et vice versa.

Les variations d'inclinaison sont le résultat de rotations du planeur autour de son axe de roulis. Elles peuvent être provoquées par l'action volontaire du pilote mais peuvent aussi être les conséquences de phénomènes non pilotés (effets de stabilité, effets secondaires, turbulences etc.).

## 2.2. Contrôle de l'inclinaison

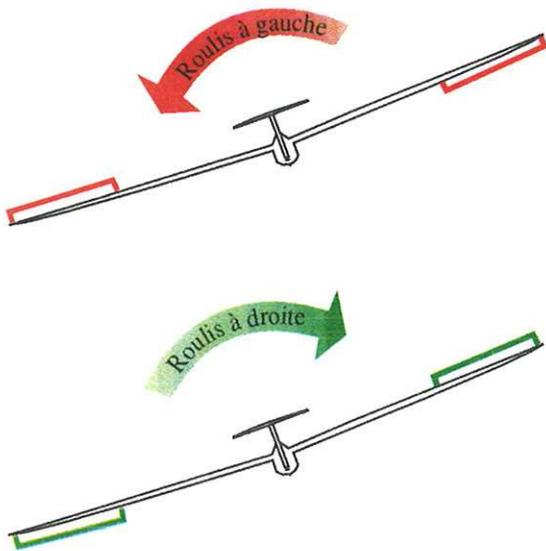
On entend par contrôle de l'inclinaison la possibilité de la faire varier dans le sens désiré ou de la maintenir à une valeur constante.

### a) Variations d'inclinaison

C'est la commande de gauchissement qui, en agissant sur les ailerons, provoque des rotations en roulis et fait varier l'inclinaison du planeur.

Une action latérale vers la gauche sur le manche provoque une variation d'inclinaison vers la gauche.

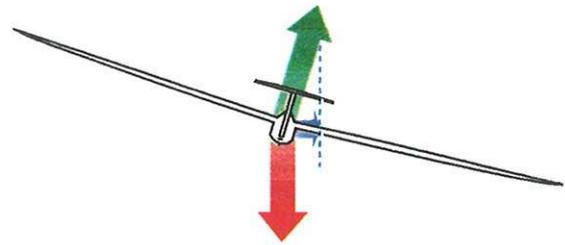
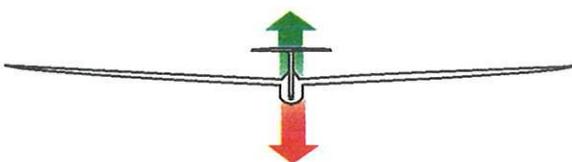
Une action sur le manche vers la droite provoque une variation d'inclinaison vers la droite.



**Remarque :** Le sens de variation d'inclinaison, à gauche ou à droite, qualifie la rotation en roulis mais ne préjuge pas de la valeur instantanée de l'inclinaison. Ainsi il est tout à fait possible de constater une variation d'inclinaison vers la droite alors que sur le moment l'inclinaison est "à gauche".

### b) Maintien de l'inclinaison nulle

Le maintien de l'inclinaison nulle est une condition indispensable à la réalisation d'une ligne droite. En effet, si pour une raison quelconque une inclinaison apparaît, la résultante aérodynamique qui permet le vol du planeur en s'opposant à son poids, n'est plus verticale. Une force perpendiculaire à la trajectoire est créée, tendant à dévier la trajectoire et qui, de ce fait, n'est plus rectiligne.



Le maintien de l'inclinaison nulle doit suivre le même processus que celui qui est utilisé pour maintenir l'assiette constante. Les écarts d'inclinaison doivent être détectés puis corrigés par création d'une rotation en roulis jusqu'à ce que le retour à inclinaison nulle soit constaté.

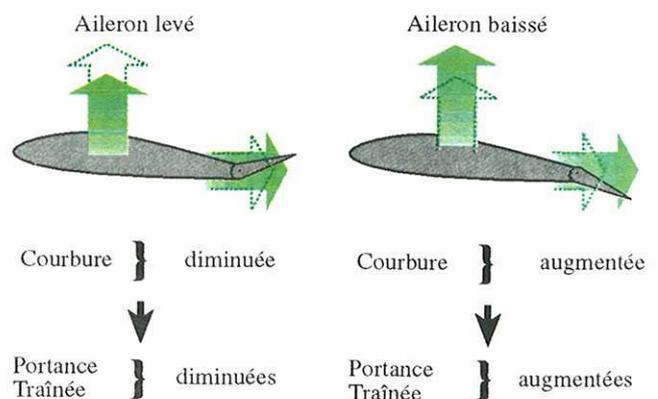
Quand l'inclinaison a été annulée, la rotation en roulis doit être stoppée.

## 3. LA CORRECTION DU LACET INVERSE

### 3.1. Apparition du lacet inverse

Les rotations en roulis sont obtenues grâce à un braquage inverse des ailerons ; l'un étant élevé tandis que l'autre est abaissé.

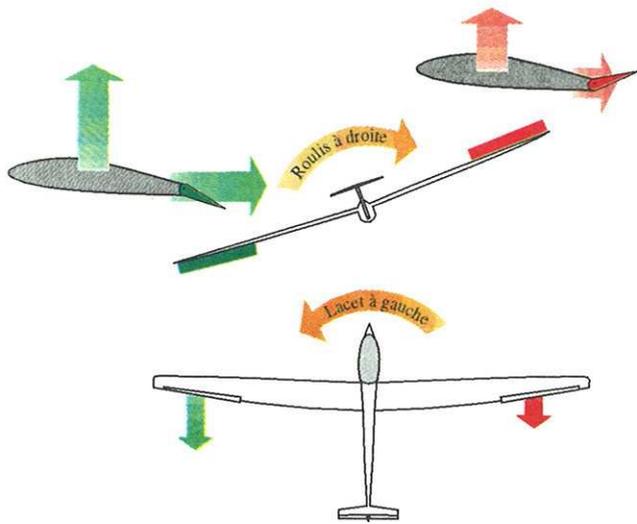
Les différences de portances qui apparaissent lors du braquage des ailerons sont associées à une différence de traînée.



Cette différence de traînée provoque une rotation du planeur autour de son axe de lacet :

roulis à droite → lacet à gauche  
roulis à gauche → lacet à droite

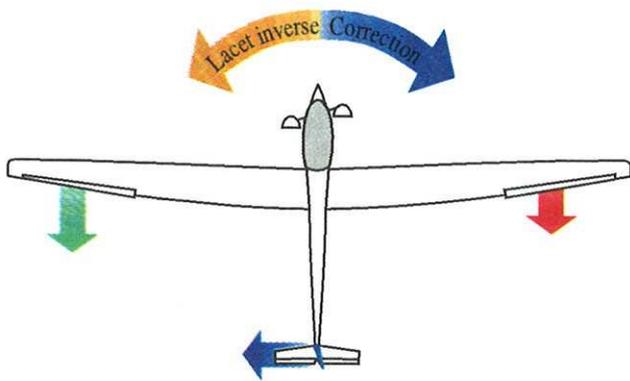
Le lacet inverse est un effet secondaire des ailerons ; il se manifeste par l'apparition d'une rotation en lacet dans le sens inverse du braquage de la commande de roulis (manche latéral). Il est d'autant plus fort que l'envergure du planeur est grande et que sa vitesse est faible.



**Remarque :** le lacet inverse est lié exclusivement au braquage des ailerons et surtout pas à l'inclinaison du planeur. On ne peut donc le rencontrer que pendant des variations pilotées de l'inclinaison (création, variations ou annulation de l'inclinaison).

### 3.2. Contrôle du lacet inverse

Le lacet inverse est une rotation indésirable du planeur autour de son axe de lacet. Pour le contrer il faut lui opposer un couple de lacet d'égale intensité. Le pilote devra donc agir de façon appropriée sur la gouverne de symétrie (ou de direction) à l'aide de son palonnier.



L'apparition du lacet inverse étant liée à la manoeuvre en roulis, la correction devra lui être rigoureusement simultanée. Le sens de la correction étant "inverse" au lacet "inverse", il se trouve être de même sens que l'action en roulis.

La simultanéité des actions du pilote en roulis et en lacet et leurs sens communs s'appelle la "conjugaison des commandes".

conjugaison → actions  $\left\{ \begin{array}{l} \text{roulis} \\ \text{lacet} \end{array} \right\}$  dans le même sens en même temps

La conjugaison des commandes est donc la manoeuvre normale pour agir sur l'inclinaison (création, variation ou annulation).

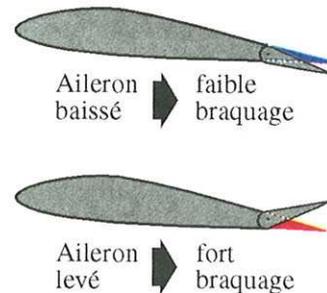
### 3.3. Dispositifs "réducteurs" du lacet inverse

L'existence du lacet inverse complique le pilotage et, nécessitant des braquages de gouvernes, affecte les performances du planeur.

Les constructeurs ont donc imaginé des dispositifs techniques qui, sans l'annuler complètement, réduisent sensiblement l'intensité du lacet inverse.

#### a) Braquage différentiel des ailerons

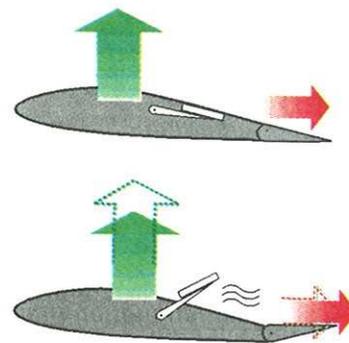
L'origine du lacet inverse réside dans le fait que la traînée de l'aileron baissé est supérieure à celle de l'aileron levé. La solution consiste à limiter le débattement de l'aileron qui se baisse de manière à équilibrer les traînées.



Ce dispositif est appelé braquage différentiel des ailerons. Il ne doit pas être confondu avec le braquage inverse ou opposé des ailerons qui, lui, provoque le lacet inverse.

#### b) Utilisation de spoilers

Les spoilers sont des volets de surface relativement faibles qui sont noyés dans l'extrados de l'aile lorsqu'ils ne sont pas utilisés et qui peuvent être braqués vers le haut en association avec l'aileron qui se lève.



Le braquage du spoiler entraîne une diminution de la portance de la demi-aile sur laquelle il est monté ainsi qu'une augmentation de sa traînée. Il en résulte qu'un mouvement de lacet prend naissance s'opposant au lacet inverse produit par les ailerons seuls. De plus, l'effet déporteur du spoiler permet d'augmenter la vitesse de roulis.

# IV - LE VIRAGE

## 1. ORIGINE DU VIRAGE

### 1.1. Analogie avec une maquette volante

Un virage est un changement de direction au cours duquel est décrite une trajectoire circulaire.

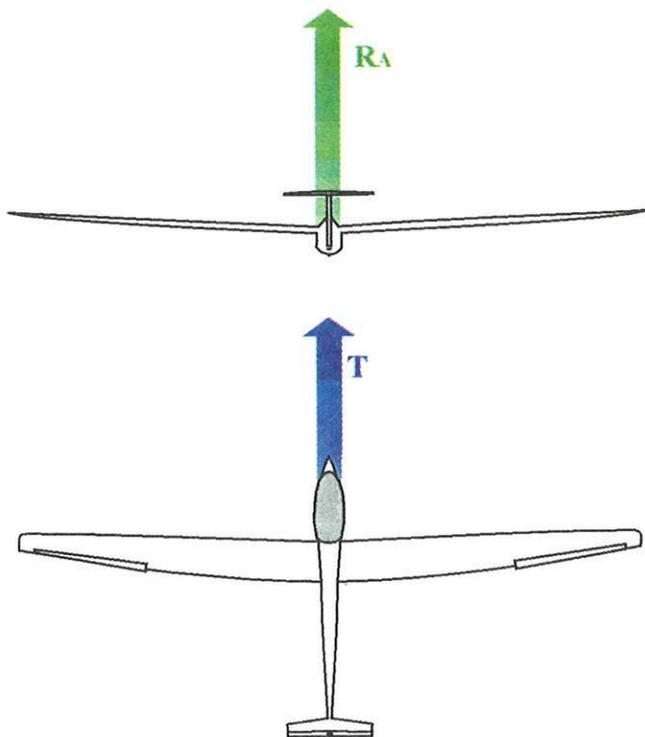
Le planeur, comme n'importe quel autre corps tend, par inertie, à conserver un mouvement rectiligne. Pour le contraindre à adopter une trajectoire circulaire, il faut le soumettre en permanence à l'action d'une force déviatrice.

Cette force peut être mise en évidence avec une maquette en vol circulaire. Le modèle décrit un cercle autour de l'opérateur (centre du cercle) dont le rayon est égal à la longueur des ficelles. Le modèle est soumis constamment à une force déviatrice exercée par l'opérateur et transmise par les ficelles. Si les ficelles viennent à se rompre, le modèle, comme une fronde, s'échappe et adopte une trajectoire rectiligne tangente au cercle qu'il décrit à l'instant de la rupture.

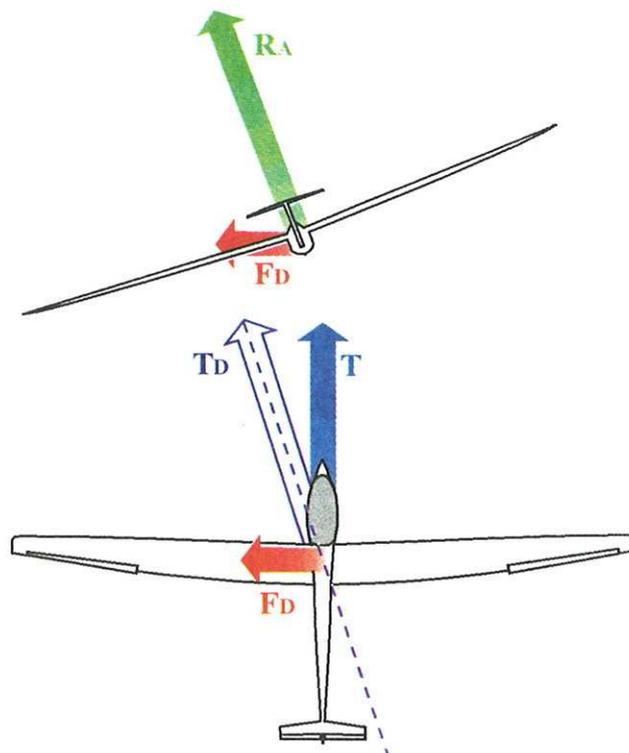
### 1.2. Force déviatrice du planeur

Pour envisager le virage d'un planeur, il faut commencer par imaginer le moyen de créer une force déviatrice, perpendiculaire à la trajectoire.

Cette force est obtenue en inclinant la résultante aérodynamique. Ainsi inclinée apparaît une composante horizontale  $F_D$ , qui est à l'origine du virage.

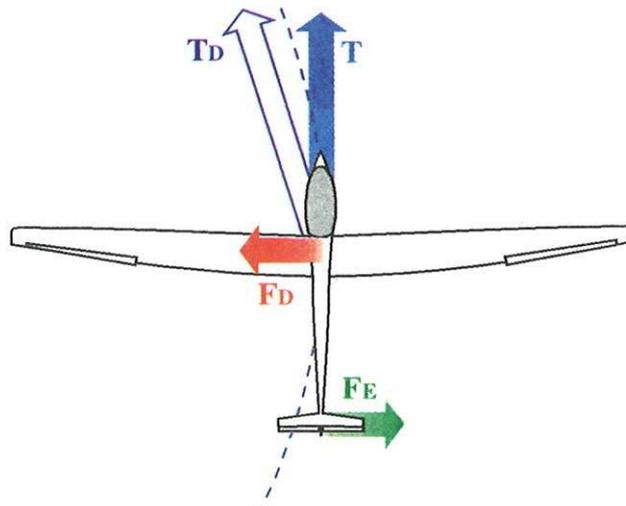


Inclinaison nulle = trajectoire rectiligne



Inclinaison non nulle = trajectoire déviée

L'apparition de  $F_D$ , perpendiculaire à l'axe longitudinal du planeur entraîne effectivement une déviation de la trajectoire initiale  $T$  qui devient  $T_D$ . Toutefois,  $F_D$  ne produit pas, à priori, de rotation du planeur autour de son axe de lacet. En l'absence de tout autre phénomène, le cap du planeur resterait approximativement constant et la trajectoire, bien que déviée, resterait rectiligne. Mais ce changement de trajectoire, sans rotation du fuselage provoque un dérapage. Des forces aérodynamiques apparaissent, particulièrement sur les surfaces verticales et provoquent une rotation en lacet qui tend à résorber le dérapage. Le planeur pivote dans le sens de l'inclinaison.  $F_D$ , perpendiculaire à l'axe longitudinal, tourne avec lui et la trajectoire devient ainsi, comme pour le modèle réduit, parfaitement circulaire.



Inclinaison non nulle + rotation en lacet = virage

## 2. MISE EN VIRAGE, SORTIE DE VIRAGE

Le virage a pour origine une inclinaison :

- la mise en virage consiste en la création d'une inclinaison ;
- la sortie du virage est un retour à inclinaison nulle.

### 2.1. Mise en virage

La création d'inclinaison est le résultat d'une rotation en roulis. A partir de l'instant où l'inclinaison n'est plus nulle et au fur et à mesure qu'elle s'accroît, apparaissent une déviation de plus en plus grande de la trajectoire et une accélération de la rotation en lacet du planeur (changement progressif de cap). Toutefois, avec le braquage des ailerons, se manifeste le lacet inverse, qui contrarie la rotation en lacet et perturbe la mise en place de la trajectoire circulaire.

La conjugaison est donc nécessaire. Le dosage de l'action sur le palonnier doit permettre une rotation accélérée en lacet accompagnant l'augmentation d'inclinaison (augmentation progressive du taux de virage).

### 2.2. Sortie de virage

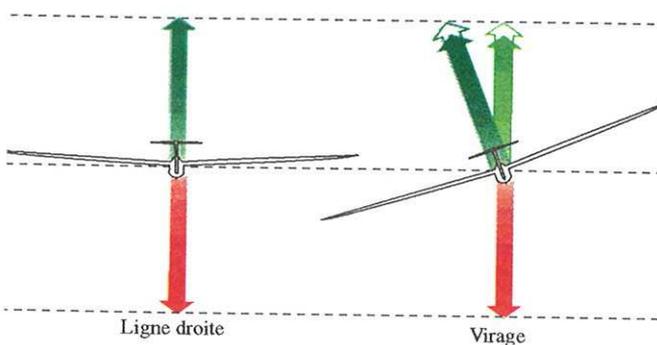
La sortie de virage est à l'évidence la manoeuvre inverse de la mise en virage. Le retour à inclinaison nulle est obtenu par une rotation en roulis.

Au fur et à mesure que l'inclinaison diminue, la trajectoire se redresse et la rotation en lacet du planeur doit ralentir. Le lacet inverse se manifeste en maintenant une vitesse de rotation en lacet supérieure à ce qu'elle devrait être compte tenu de l'inclinaison instantanée. La conjugaison des commandes doit permettre une diminution progressive du taux de virage et son annulation totale à l'instant précis où l'inclinaison revient à zéro.

## 3. STABILISATION DU VIRAGE

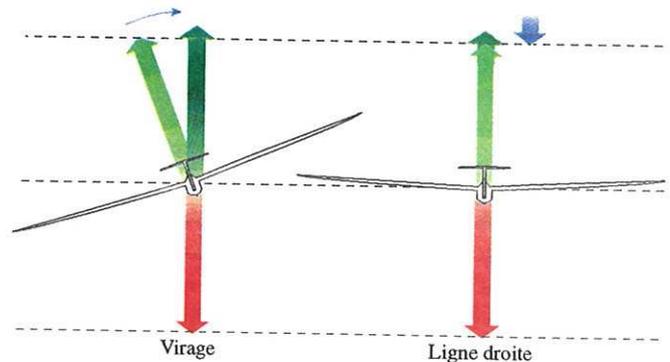
### 3.1. Stabilisation de la trajectoire verticale

En virage, le planeur étant incliné, la résultante aérodynamique n'est plus verticale et de ce fait n'équilibre plus exactement le poids.

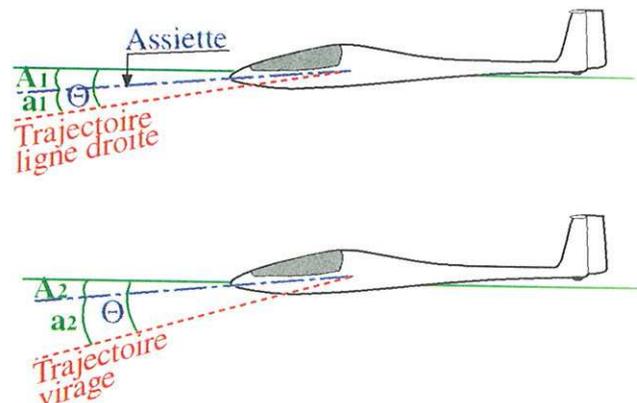


Cette rupture d'équilibre produit une rotation du planeur en tangage (variation d'assiette à piquer) et une déviation de la trajectoire vers le bas. Le retour à l'équilibre nécessite un accroissement de la résultante aérodynamique de telle sorte que sa composante verticale redevienne égale et opposée au poids. Cet

accroissement peut être obtenu par une augmentation de l'incidence qui sera le résultat d'une action du pilote sur le manche vers l'arrière. La variation d'incidence doit être dosée pour être adaptée en permanence à l'inclinaison. Lors de la mise en virage, l'incidence doit être progressivement augmentée. Pendant la sortie du virage, elle doit au contraire être souplement réduite pour revenir à la valeur d'équilibre qu'elle occupe en ligne droite.



L'augmentation de l'incidence, nécessaire pour stabiliser la trajectoire verticale a aussi pour conséquence d'augmenter sensiblement la traînée. Cette augmentation de traînée peut se traduire soit par une légère réduction de vitesse si la pente de descente reste constante ou par une augmentation du taux de chute si la vitesse est conservée. Lors des exercices de pilotage et pour des virages à moyenne inclinaison (jusqu'à 30°), une légère réduction de vitesse sera acceptée. Ce choix étant fait, la technique de pilotage sera facilitée car le dosage de l'incidence en cours de virage se réglera de lui-même dès lors que le pilote conservera une assiette constante pour son planeur.



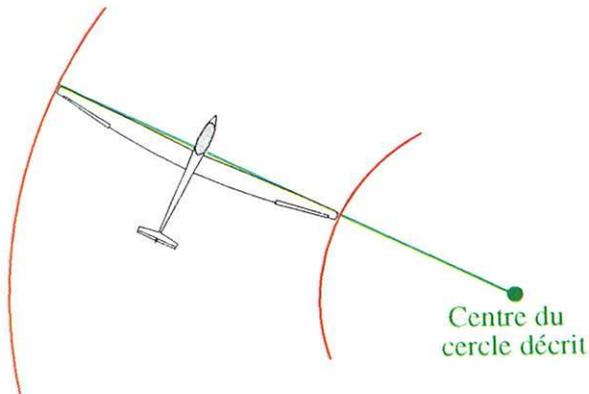
On constate sur ces deux dessins que le planeur a la même assiette. Toutefois, la pente de descente (trajectoire) étant plus forte pour le planeur en virage (augmentation du taux de chute), son incidence s'en trouve renforcée. Bien qu'il ne s'agisse en toute rigueur que d'une solution "approchée" elle est largement suffisante et la facilité de pilotage qu'elle apporte est évidente puisque mise en virage, virage et sortie de virage se feront à assiette constante.

#### Remarque :

L'augmentation d'incidence n'est rendue nécessaire que par l'existence d'une inclinaison. Une variation d'assiette à cabrer, préalablement à la prise d'inclinaison n'est absolument pas justifiée.

### 3.2. Stabilisation de l'inclinaison

Pour un planeur en virage, la trajectoire décrite par l'aile extérieure est plus longue que la trajectoire décrite par l'aile intérieure. Fort heureusement (!) ces deux trajectoires s'effectuent en même temps si bien que la vitesse relevée sur l'aile extérieure est plus forte que sur l'aile intérieure.



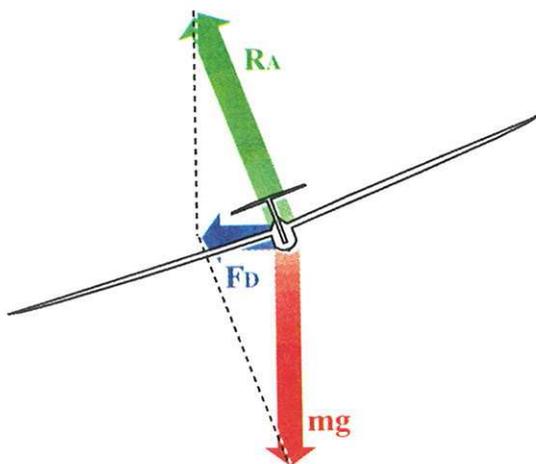
La différence est suffisante pour produire une portance plus grande sur l'aile extérieure que sur l'aile intérieure et de ce fait créer un mouvement de rotation en roulis entraînant une augmentation de l'inclinaison. Ce phénomène prend le nom de "roulis induit". Pour que le planeur effectue un virage à inclinaison constante, il est nécessaire que le pilote applique une action contraire à l'aide de sa commande de roulis. Cette action doit être maintenue pendant tout le virage.

#### Remarque :

La différence de vitesse entre les deux ailes est d'autant plus grande que l'inclinaison du virage est forte et que la vitesse sur trajectoire est petite.

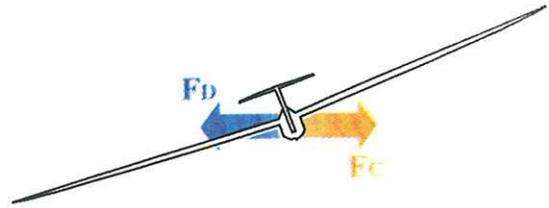
#### Complément : Equilibre des forces dans le virage

Pour cette étude, on situera l'observateur dans le planeur, assis en position pilote par exemple.

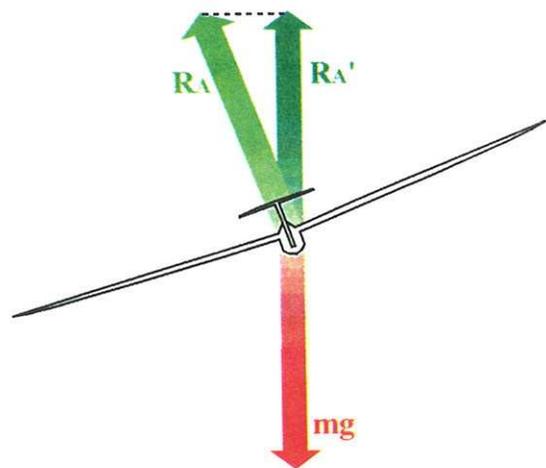


Le planeur subit son poids  $mg$ .  $R_A$  la résultante aérodynamique est inclinée. Ces deux forces admettent une résultante  $F_D$  qui est la force déviatrice.

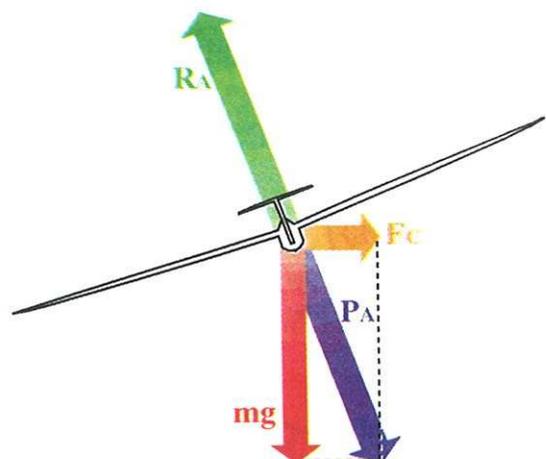
Mais alors que la trajectoire s'incurve, apparaît la force centrifuge  $F_C$  : celle-ci est égale et opposée à  $F_D$ .



Afin que la trajectoire ne s'infléchisse pas vers le bas, le poids  $mg$  doit être équilibré. Cet équilibre est assuré par la composante verticale de la résultante aérodynamique.

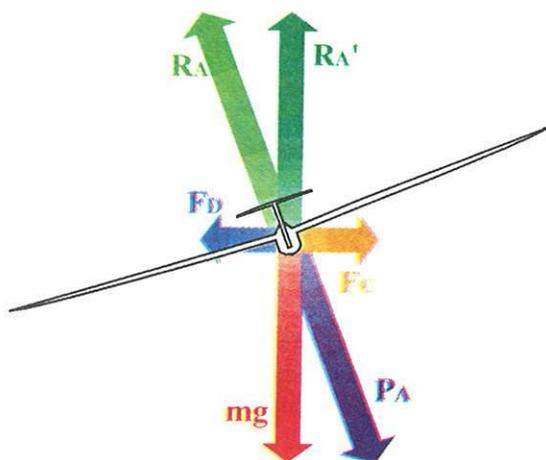


A l'opposé, le poids  $mg$  et la force centrifuge admettent une résultante  $P_A$ , appelée poids apparent.



Le poids apparent est équilibré par la résultante aérodynamique.

L'ensemble des forces appliquées du planeur en virage peut être résumé dans le schéma suivant :

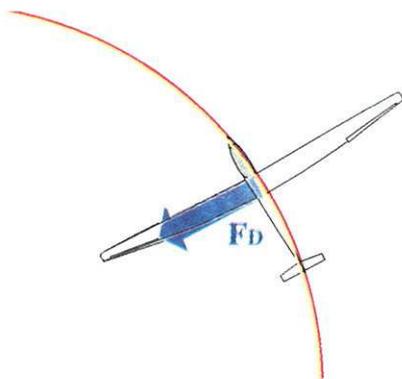


Quand l'équilibre est réalisé, les forces en présence sont égales et opposées deux à deux :

$$\begin{aligned} R_A' + mg &= 0 \\ F_C + F_D &= 0 \\ R_A + P_A &= 0 \end{aligned}$$

## 4. RELATIONS DANS LE VIRAGE

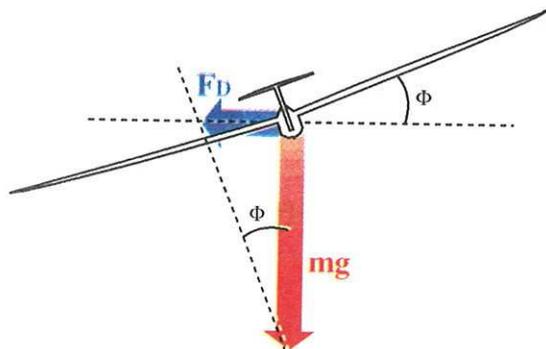
### 4.1. Rayon de virage



La force déviatrice qui produit le virage du planeur a pour valeur :

$$F_D = \frac{mV^2}{R}$$

$m$  = masse du planeur  
 $V$  = vitesse  
 $R$  = rayon du virage



$$F_D = mg \cdot \text{tg } \Phi \quad \text{et} \quad \text{tg } \Phi = \frac{F_D}{mg}$$

$$\text{tg } \Phi = \frac{\frac{mV^2}{R}}{mg} = \frac{V^2}{R \cdot g}$$

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

On constate donc que le rayon de virage est d'autant plus grand que la vitesse est forte (il varie avec le carré de la vitesse) et que l'inclinaison du planeur est faible.

### 4.2. Taux de virage

On appelle taux de virage la vitesse angulaire  $\omega$  avec laquelle est parcourue un secteur de virage.

$$\omega = \frac{V}{R} \quad \text{mais} \quad R = \frac{V^2}{g \cdot \text{tg } \Phi}$$

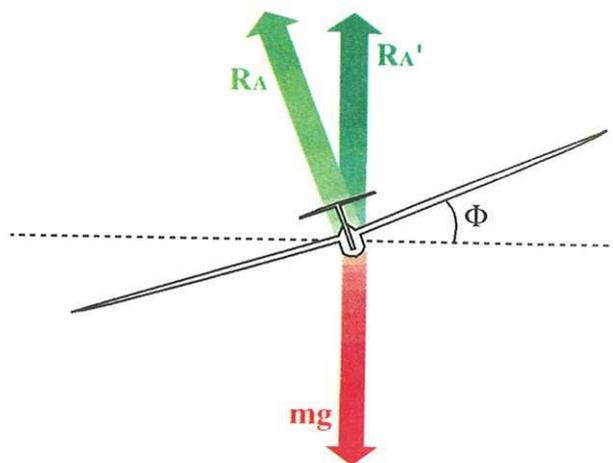
$$\omega = \frac{V \cdot g \cdot \text{tg } \Phi}{V^2} = \frac{g \cdot \text{tg } \Phi}{V}$$

Le taux de virage est donc d'autant plus grand que l'inclinaison est forte et que la vitesse est faible.

### 4.3. Facteur de charge en virage

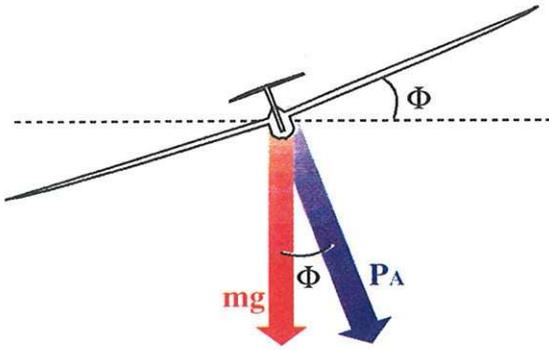
En virage, on sait que la résultante aérodynamique a une intensité supérieure au poids du planeur.

Le rapport  $n = \frac{R_A}{mg}$  est appelé facteur de charge.



Ce rapport peut être aussi exprimé sous la forme :

$$n = \frac{R_A}{R_A'} \quad \text{ou} \quad n = \frac{P_A}{mg}$$



L'augmentation du facteur de charge en virage procure au pilote une sensation de "tassement", qui est révélatrice de la notion de poids apparent. Cet effet est bien sûr sensible pour tous les constituants de la machine.

En ligne droite où  $n = 1$  toutes les masses contenues dans le planeur subissent l'accélération de la pesanteur  $g$ , le poids a pour valeur :  $P = mg$ .

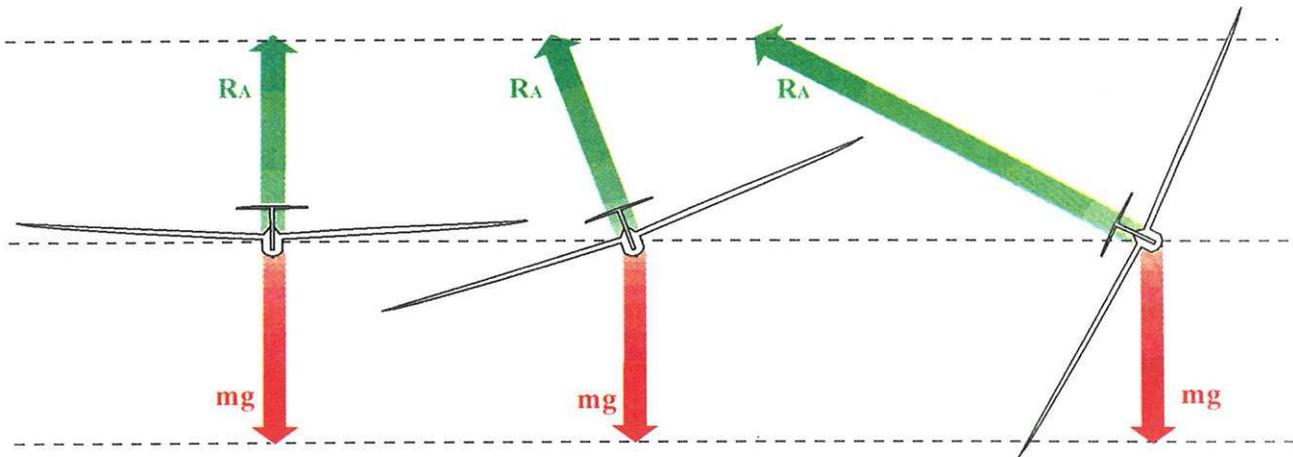
En virage, les masses contenues dans le planeur subissent une accélération supérieure à  $g$ , ainsi a-t-on l'habitude de quantifier cette accélération en nombre de  $g$ . En virage à  $60^\circ$  d'inclinaison, on dira que le facteur de charge  $n = 2$  ou que l'accélération subie est de  $2 g$ .

Le facteur de charge dépend de l'inclinaison du virage. Il a pour valeur :

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

**Remarque :**

Le facteur de charge est une valeur sans dimension. L'accélération peut être exprimée en  $g$  ( $g = 9,81 \text{ m/s/s}$ ) ou directement en  $\text{m/s/s}$ .

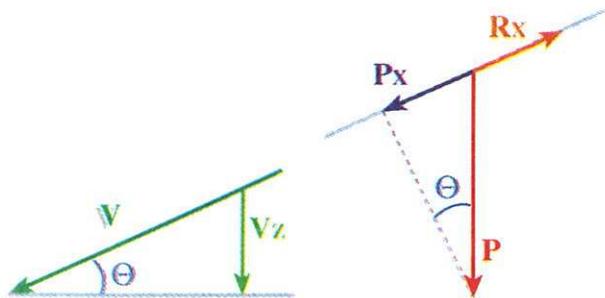


$$\begin{aligned} \Phi &= 0 \\ \cos 0^\circ &= 1 \\ n &= \frac{1}{1} = 1 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Phi &= 30^\circ \\ \cos 30^\circ &= 0,866 \\ n &= \frac{1}{0,866} = 1,15 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Phi &= 60^\circ \\ \cos 60^\circ &= 0,5 \\ n &= \frac{1}{0,5} = 2 \end{aligned}$$

#### 4.4. Augmentation du taux de chute en virage



$$P_X = R_X$$

$$P_X = P \sin \theta = \frac{1}{2} \rho S V^2 c_x$$

$$P \frac{V_Z}{V} = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_x$$

$$V_Z = \frac{1}{2} \rho \frac{V^3 S c_x}{P}$$

En virage, le planeur subit un facteur de charge  $n$ . Le taux de chute augmente vers une valeur  $V_{zn}$ . La vitesse qui correspond à l'incidence de vol est égale à la vitesse qu'aurait le planeur si le facteur de charge était égal à 1, multipliée par  $\sqrt{n}$

$$V_{zn} = \frac{1}{2} \rho \frac{(V \cdot \sqrt{n})^3 S c_x}{P} \quad \text{mais} \quad (V \sqrt{n})^3 = V^3 n \sqrt{n}$$

$$V_{zn} = \left( \frac{1}{2} \rho \frac{V^3 S c_x}{P} \right) \cdot n \sqrt{n}$$

$$V_{zn} = V_Z \cdot n \sqrt{n}$$

# V - RELATION ASSIETTE - TRAJECTOIRE - VITESSE

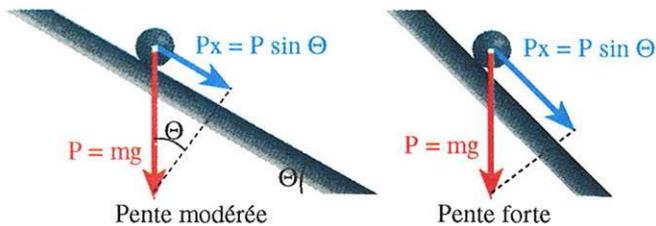
Le pilote du planeur doit pouvoir maîtriser la vitesse de sa machine c'est à dire :

- la faire varier d'une valeur à une autre ;
- la stabiliser à une valeur donnée.

Ne disposant pas d'une commande de puissance c'est par des variations de trajectoires qu'il assurera le contrôle de la vitesse (le contrôle de la vitesse par variation de traînée fera l'objet du chapitre consacré à l'utilisation des AF).

## 1. ANALOGIE AVEC UNE BOULE SUR UN PLAN INCLINE

Si l'on pose une boule sur un plan incliné de pente  $\Theta$ , elle s'élançera le long de la pente entraînée par l'effet de son propre poids.



La force qui entraîne la boule est la composante du poids parallèle à la pente qui a pour valeur  $P \sin \Theta$ . Cette force est donc d'autant plus grande que la pente  $\Theta$  est forte.

La force  $P \sin \Theta$  communique à la boule une accélération  $g$ :

$$\gamma = \frac{P \sin \Theta}{m} = \frac{m \cdot g \cdot \sin \Theta}{m} = g \cdot \sin \Theta$$

La prise de vitesse est donc progressive (mouvement accéléré). C'est un effet de l'inertie.

Si la pente est suffisamment longue, on constate que la vitesse de la boule, après avoir augmenté, finit par se stabiliser. Cette stabilisation est due à l'apparition de forces de résistance à l'avancement (frottement de la boule sur le plan, résistance aérodynamique de la boule) qui croissent avec la vitesse. Lorsque ces forces (traînée) égalent les forces de propulsion ( $P \sin \Theta$ ) la vitesse se stabilise.

Si on renouvelle de telles expériences avec des plans présentant des pentes différentes on constate :

- que l'accélération est d'autant plus forte que la pente est forte ;
- que la vitesse de stabilisation est d'autant plus forte que la pente est forte.

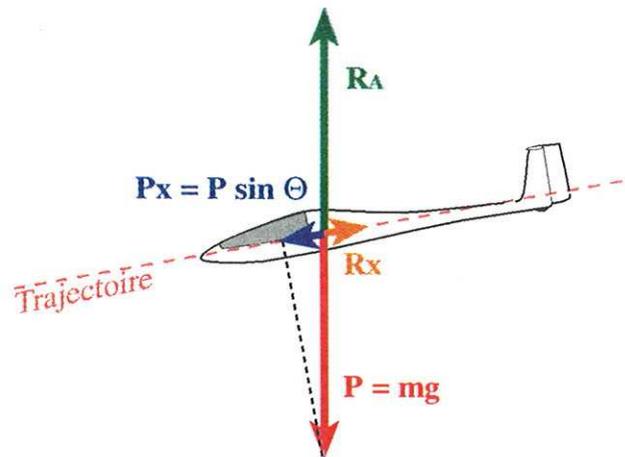
## 2. CONTROLE DE LA VITESSE DU PLANEUR

Le contrôle de la vitesse du planeur se fait par le choix judicieux d'une pente de descente. Le planeur se comporte alors comme une boule sur un plan incliné.

### 2.1. Changement de trajectoire dans le plan vertical

#### 2.1.1. Equilibre des forces - Stabilisation d'une vitesse

Si le planeur est établi sur une trajectoire constante, l'équilibre des forces qui lui sont appliquées est réalisé.



- Le poids  $mg$  est équilibré par la résultante aérodynamique. Cette égalité permet de maintenir rectiligne la trajectoire verticale (plan de descente  $\Theta$  constant) et de garder une force propulsive constante ( $P \sin \Theta = cte$ ) ;

- La force "propulsive"  $P \sin \Theta$  est constante et est équilibrée pour la traînée  $R_x$ , ce qui est la condition pour que la vitesse soit constante.

Sur une telle trajectoire stabilisée, l'incidence du planeur est constante et son assiette l'est donc aussi.

Le maintien d'une assiette constante permet de conserver une trajectoire verticale constante et la stabilisation d'une vitesse donnée.

#### ASSIETTE CONSTANTE ↔ VITESSE CONSTANTE

Pente forte = vitesse forte  
pente faible = vitesse faible

**2.1.2. Accélération - Décélération**

Pour modifier une vitesse préalablement stabilisée, il faut comme dans le cas de la boule sur le plan incliné, faire varier la pente de descente.

L'augmentation de la pente de descente permet une augmentation de la vitesse. L'accélération intervient après une variation de l'assiette "à piquer".

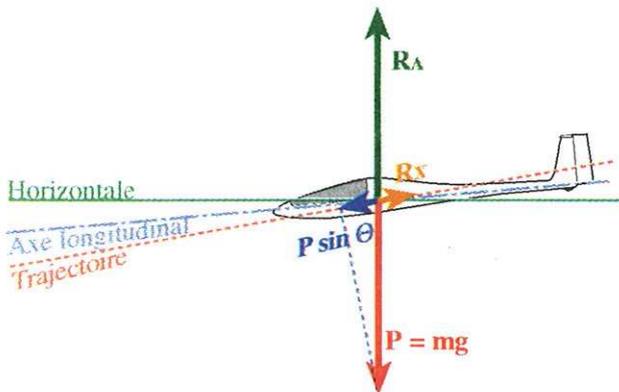
La diminution de la pente de descente permet une réduction de la vitesse. Le décélération apparaît donc après une variation de l'assiette "à cabrer".

a) mécanisme de l'accélération

La vitesse ayant été préalablement stabilisée, le pilote ayant décidé l'adoption d'une vitesse plus forte, affiche une assiette plus piquée.

L'équilibre des forces appliquées au planeur est rompu. Dans l'attente d'un nouvel équilibre, la transformation des forces s'effectuera selon la séquence suivante :

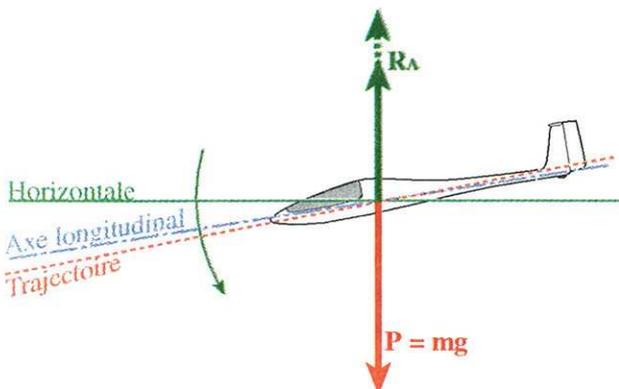
① point de départ : vitesse stabilisée



P sin Θ avant changement de trajectoire  
Rx Traînée avant accélération

② Affichage d'une assiette plus piquée

La diminution de l'assiette provoque la diminution de l'incidence "a", entraînant une réduction de RA



RA après changement d'assiette

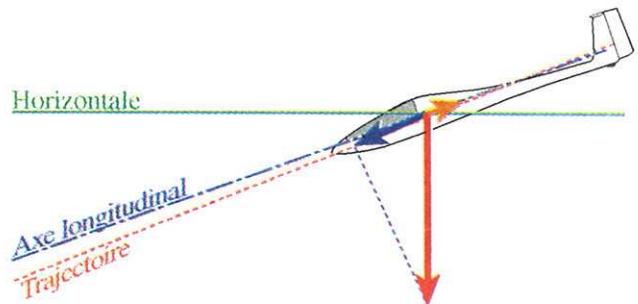
Il y a alors rupture de l'équilibre RA/P au profit du poids qui se traduit immédiatement par une inflexion de la trajectoire vers le bas et donc par une augmentation de la pente de descente.

$$R_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_R \text{ où "C}_R\text{" diminue car "a" diminue.}$$

③ & ④ Accélération sur trajectoire

Engagé dans une trajectoire plus pentue, le planeur voit la force "propulsive" P sin Θ augmenter.

L'équilibre P sin Θ/Rx est rompu au profit de P sin Θ. La vitesse augmente progressivement (inertie)\*.



P sin Θ après changement de trajectoire  
Rx avant accélération

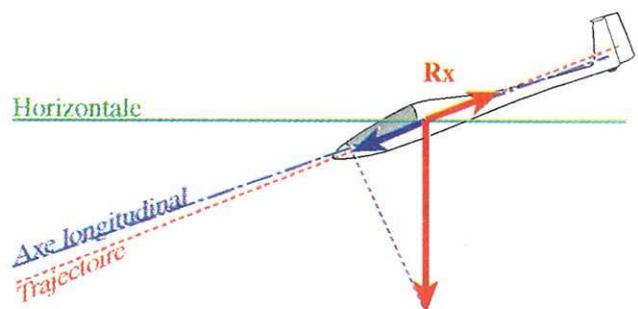
Simultanément, l'augmentation de la vitesse permet le rééquilibre du rapport RA/P. La trajectoire verticale redevient constante (sur une pente plus forte)

$$R_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_R \text{ où "C}_R\text{" diminue mais } V^2 \text{ augmente.}$$

\* En toute rigueur, la diminution de l'incidence provoque une légère diminution momentanée de la traînée qui contribue aussi à l'accélération.

⑤ Stabilisation de la nouvelle vitesse

Tandis que la vitesse augmente progressivement, la traînée augmente.



Traînée après accélération

$$R_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \text{ où } V^2 \text{ augmente.}$$

Peu à peu l'équilibre  $P \sin \Theta / R_x$  est retrouvé.  
Et la vitesse se stabilise à sa nouvelle valeur (+ forte).

**Remarque :**

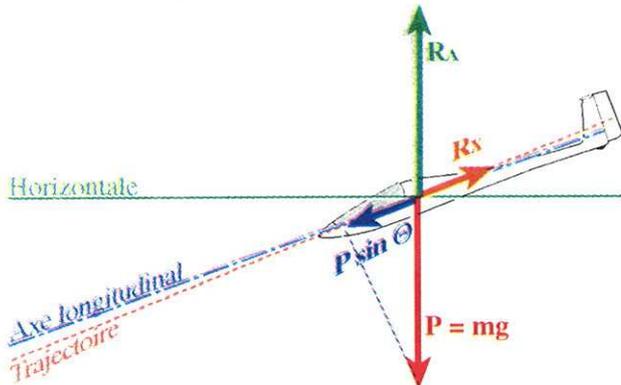
Une accélération n'est pas le résultat d'une variation d'assiette à piquer mais la conséquence de la stabilisation d'une trajectoire de pente plus forte.

b) Mécanisme de la décélération

Partant d'une vitesse préalablement stabilisée, le pilote ayant décidé l'adoption d'une vitesse plus faible, affiche une assiette moins piquée.

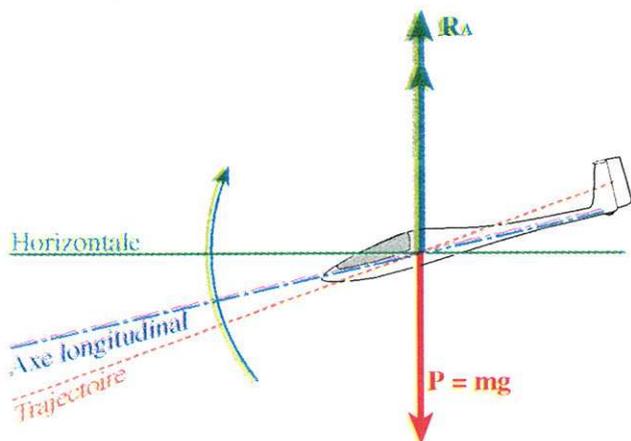
L'équilibre des forces appliquées au planeur est rompu. Dans l'attente d'un nouvel équilibre, la transformation des forces s'effectuera selon la séquence suivante :

① Point de départ : vitesse stabilisée



② Affichage d'une assiette moins piquée :

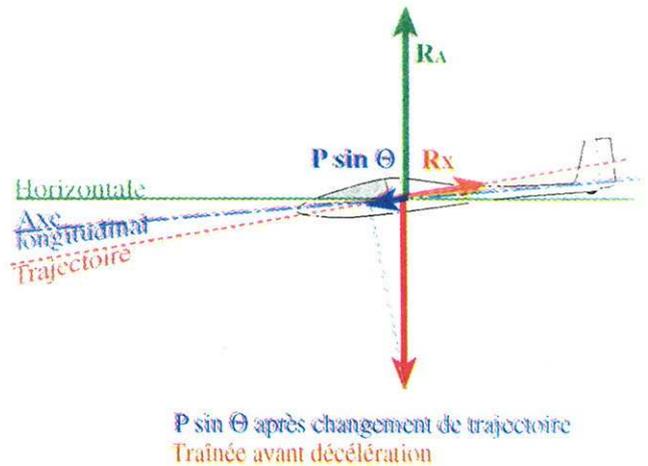
L'augmentation de l'assiette provoque une augmentation de l'incidence "a", entraînant une augmentation de  $R_A$ . Il y a alors rupture d'équilibre  $R_A/P$  au profit de  $R_A$  qui se traduit immédiatement par une inflexion de la trajectoire vers le haut et donc par une diminution de la pente de descente.



$$R_A = \rho S V^2 C_a \text{ où "Ca" augmente car "a" augmente}$$

③ & ④ Décélération sur trajectoire

Installé sur une trajectoire moins pentue, le planeur voit la force propulsive " $P \sin \Theta$ " diminuer. L'équilibre  $P \sin \Theta / R_x$  est rompu au profit de  $R_x$ . La vitesse diminue progressivement (inertie)\*



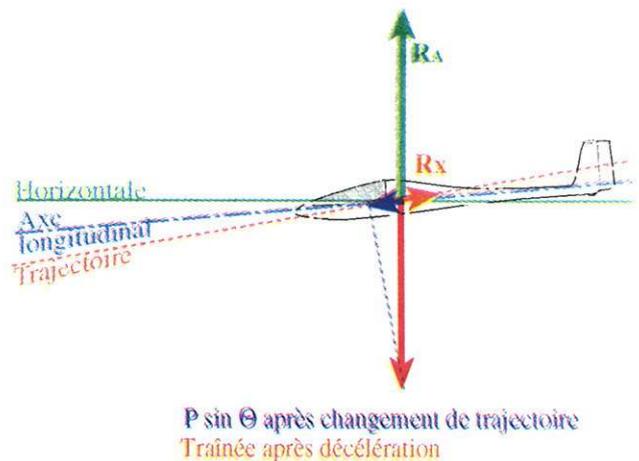
Simultanément, la diminution de la vitesse permet le rééquilibre du rapport  $R_A/P$ . La trajectoire verticale redevient constante (sur une pente moins forte).

$$R_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_R \text{ où "C_R" augmente mais } V^2 \text{ diminue.}$$

\* En toute rigueur, l'augmentation de l'incidence provoque momentanément une légère augmentation de la traînée qui contribue aussi à la décélération.

⑤ Stabilisation d'une nouvelle vitesse

Tandis que la vitesse diminue, progressivement la traînée diminue.



$$R_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \text{ où } V^2 \text{ diminue.}$$

Peu à peu, l'équilibre  $P \sin \Theta / R_x$  est retrouvé. La vitesse se stabilise à sa nouvelle valeur (+ faible).

**Remarque :**

Une décélération n'est pas le résultat d'une variation d'assiette à cabrer mais la conséquence de la stabilisation d'une trajectoire de pente (+ faible).

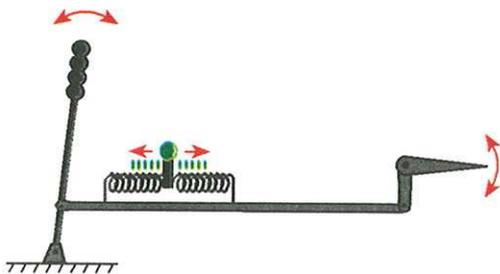
### 3. EFFORTS SUR LES COMMANDES - COMPENSATION

Le rôle d'équilibreur de la gouverne de profondeur a été abordé au cours du chapitre consacré aux effets primaires des gouvernes.

Le vol à différentes vitesses où la pente de trajectoire et les conditions d'équilibre des forces appliquées au planeur varient, nécessite systématiquement un effet piqueur ou câbreur de la gouverne de profondeur. C'est ce qui explique que cette gouverne n'ait pas "de neutre" et qu'elle fournisse en permanence un "travail".

Il s'en suit, qu'en l'absence de dispositif particulier, c'est au pilote que revient la charge d'assurer les braquages de la gouverne de profondeur à la valeur correcte et de produire les efforts nécessaires. Lors des évolutions (changement d'assiette, stabilisation momentanée) les efforts à produire sont d'autant plus supportables que leur intensité reste modérée et que la durée de la manoeuvre est courte. Par contre, pour des régimes stabilisés (vol à vitesse constante) la production d'efforts permanents est fatigante, absorbe une partie de la disponibilité du pilote et altère la souplesse de pilotage. C'est pour cette raison que sont universellement installés sur les planeurs des dispositifs de compensation, ou compensateurs (parfois appelés "trim") destinés à annuler les efforts sur la commande de profondeur dès lors qu'ils apparaissent de manière permanente.

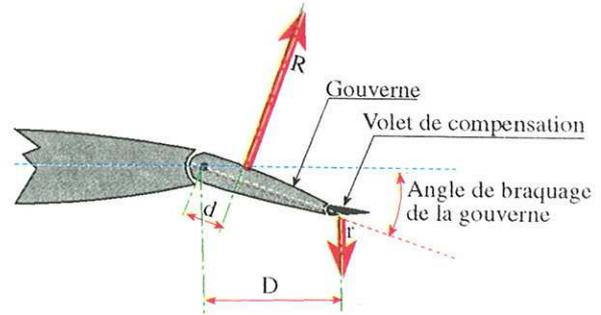
#### 3.1. Compensateur à ressort



L'action sur une petite manette assure la tension d'un ressort accroché à la timonerie de la commande de profondeur.

Le positionnement de la manette vers l'avant tend le ressort de telle sorte qu'il soulage les efforts "à piquer". Inversement, le positionnement de la manette vers l'arrière permet de soulager les efforts "à câbrer". Le maintien de la manette dans la position choisie est assuré par des crans de verrouillage ou par un système de glissière à friction. Bien que ne présentant pas une très grande précision ; ce système est très utilisé car il ne provoque pas de perturbations aérodynamiques.

#### 3.2. Compensateur aérodynamique

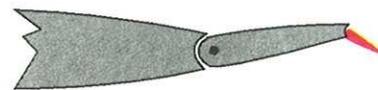


Une petite surface mobile est montée sur le bord de fuite de la gouverne de profondeur. Son braquage est assuré soit par un levier soit par une molette.

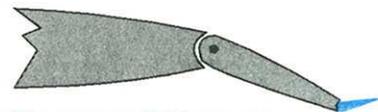
En raison de la différence de longueur des bras de leviers, l'action aérodynamique s'exerçant sur la surface du volet de compensation est suffisante pour contrer la réaction due au braquage de la profondeur

$$R \cdot d = r \cdot D$$

Pour compenser une action sur la profondeur "à piquer", le pilote agit sur la manette de compensation vers l'avant et le levier de compensation se baisse.



Compensateur "à câbrer"



Compensateur "à piquer"

Inversement, pour compenser une action sur la profondeur "à câbrer", le pilote agit sur la manette de compensation vers l'arrière ce qui produit un soulèvement du volet de compensation.

#### Remarque :

Le volet de compensation est donc braqué dans le sens inverse du braquage de la gouverne qu'il compense.

Le dispositif permet une très bonne précision de réglage mais perturbe quelque peu l'écoulement aérodynamique ce qui le rend de moins en moins utilisé sur les planeurs.

## 4. UTILISATION DU COMPENSATEUR

### - TRANSFERT DES EFFORTS

La nécessité de "compenser" apparaît au pilote lorsqu'il perçoit la nécessité d'appliquer des efforts permanents sur la commande de profondeur.

Si l'on appelle  $E$  l'effort à fournir sur la commande,  $E_p$  l'effort fourni par le pilote et  $E_c$  l'effort fourni par le compensateur, la compensation consiste à passer d'une phase où le pilote produit seul l'effort ( $E_p = E$ ) à une phase où l'effort a été repris par le compensateur ( $E_c = E$ )

$$E_p = E \xrightarrow{\text{compensation}} E = E_c$$

La séquence intermédiaire est une opération délicate. Pendant qu'il règle son compensateur, le pilote doit relâcher son action de la valeur exacte qui est prise en compte par le compensateur. Aussi l'ensemble des efforts produits par le pilote et le compensateur reste égal à l'effort nécessaire ( $E$ ).

$$\overbrace{E = E_p + E_c}^{\text{compensation}}$$

La compensation consiste donc à opérer un transfert d'effort entre le pilote et le compensateur au cours duquel  $E_p$  tend vers 0 et  $E_c$  tend vers  $E$ . L'assiette ne doit pas varier pendant cette opération.

Si ce transfert est imparfait,  $E_p + E_c$  peut prendre une valeur différente de  $E$  ce qui se traduit par une rupture de l'équilibre du vol et donc par une variation d'assiette du planeur.

Lorsque la compensation est achevée, l'effort du pilote est tenu d'être nul. Ne fournissant donc plus aucun effort sur la profondeur, celui-ci doit pouvoir momentanément lâcher sa commande sans qu'apparaissent de variations d'assiette. Dans le cas contraire, la compensation doit être reprise.



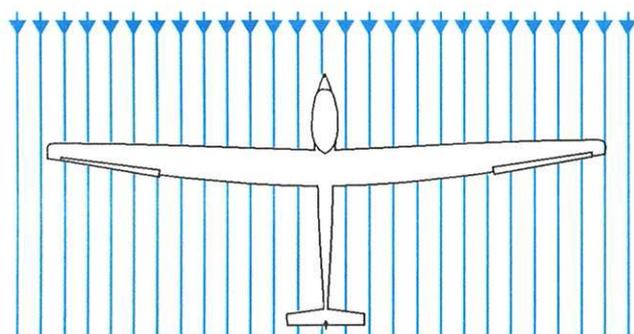
## VI - LA SYMETRIE

Afin de préserver les performances de sa machine et de garantir la sécurité de certaines manoeuvres, le pilote d'un planeur doit veiller à maintenir la symétrie de son vol.

### 1. VOL SYMETRIQUE ET DERAPE

#### 1.1. Définitions

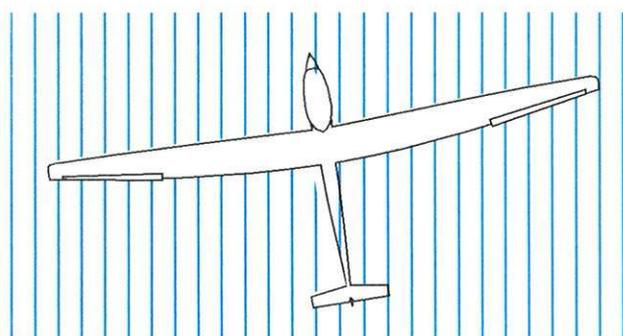
Le vol d'un planeur est symétrique lorsque l'écoulement aérodynamique est parallèle à son plan de symétrie. Dans le cas contraire, on dit qu'il est dérapé.



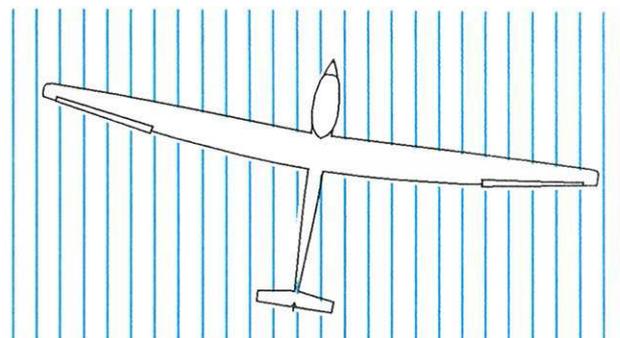
Vol symétrique

#### 1.1.1. Dérapage en ligne droite

Un dérapage en ligne droite sera qualifié de "dérapage à droite" si le vent relatif vient de la droite par rapport à l'axe de symétrie du planeur. Inversement on parlera de "dérapage à gauche" si le vent relatif vient de la gauche.



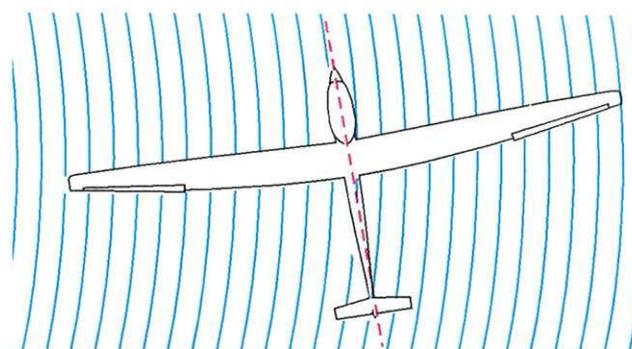
Vol dérapé à droite



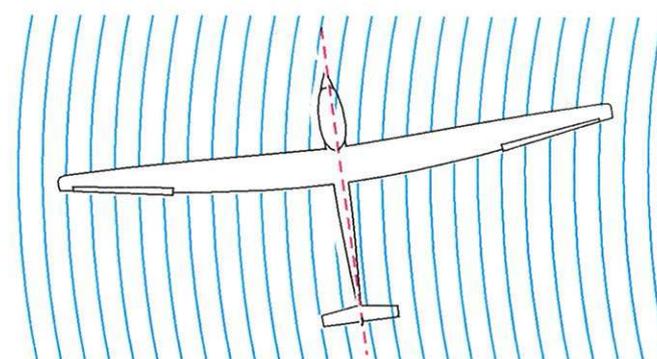
Vol dérapé à gauche

#### 1.1.2. Dérapage en virage

Compte tenu du risque de confusion qui existe entre sens du virage et sens du dérapage on parlera de "dérapage intérieur" quand, par rapport à l'axe de symétrie du planeur, le vent relatif vient de l'intérieur du virage et de "dérapage extérieur" quand il vient de l'extérieur du virage.



Virage à gauche dérapé extérieur

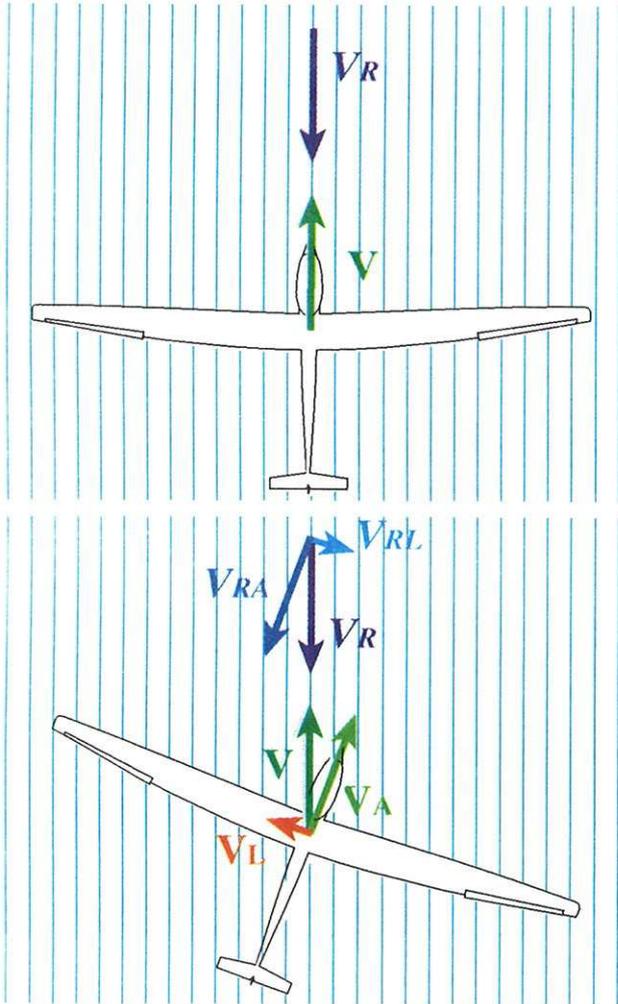


Virage à droite dérapé intérieur

## 1.2. Mécanique du vol dérapé

### 1.2.1. Orientation de la vitesse et de la trajectoire

Quand le planeur vole symétriquement, son "vecteur vitesse", égal et opposé au vecteur "vent relatif" est compris dans le plan de symétrie du planeur.



Par contre, quand il dérape, le vecteur vitesse, toujours égal et opposé au vent relatif, n'est plus compris dans le plan de symétrie. La vitesse admet alors deux composantes :

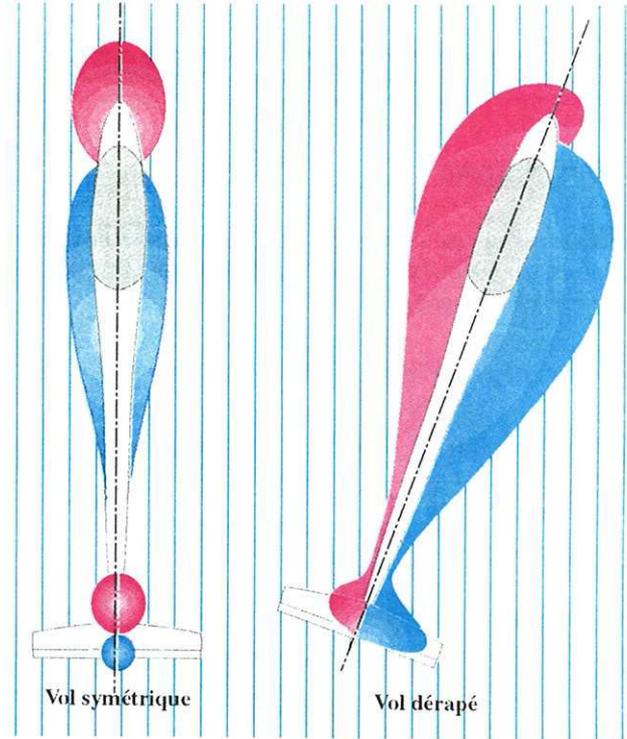
- une composante axiale  $V_A$
- une composante latérale  $V_L$ .

Par analogie, toutes ces définitions sont valables pour la trajectoire puisque le vecteur vitesse exprime la direction et le sens du déplacement.  
Si l'on s'intéresse à l'écoulement aérodynamique, on constate qu'en vol dérapé le planeur subit un vent relatif axial  $V_{RA}$  et un vent relatif latéral  $V_{RL}$ .

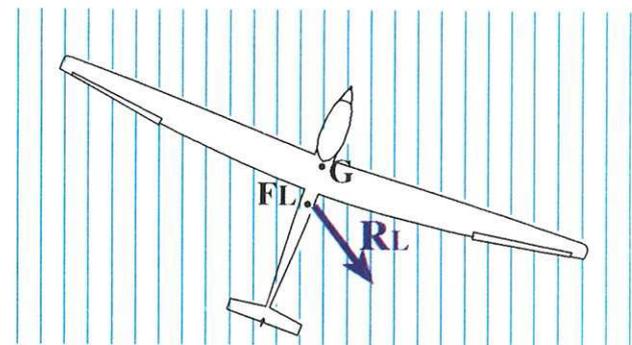
### 1.2.2. Réactions aérodynamiques

Quand le vol est symétrique, le champs de pression qui naît de l'écoulement est également réparti de part et d'autre de l'axe longitudinal du planeur.

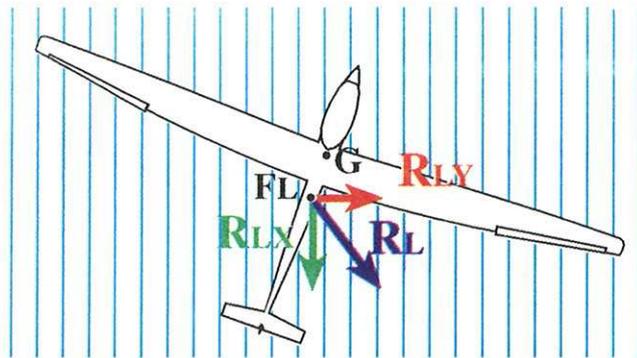
Par contre, si un dérapage existe, des zones de surpressions et de dépressions relatives apparaissent dissymétriquement.



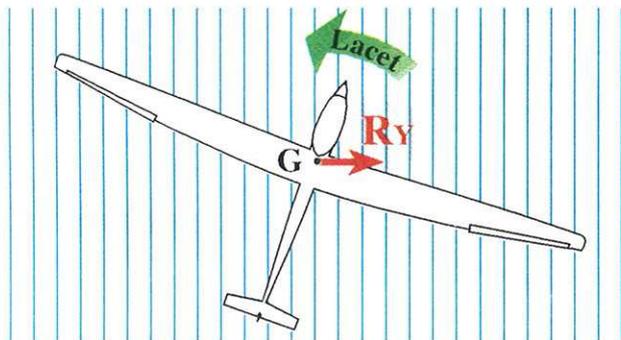
Il se manifeste alors une résultante aérodynamique latérale  $R_L$ . Cette force apparaît sur un point particulier du planeur  $F_L$ , appelé foyer latéral et dont la position dépend de la répartition et de la dimension des surfaces verticales.



La résultante aérodynamique latérale peut être décomposée en une force parallèle au vent relatif  $R_{LX}$  qui se manifeste comme une traînée supplémentaire et une force perpendiculaire à l'écoulement  $R_{LY}$ .



La force  $R_{LY}$  peut être réduite au centre de gravité  $G$  du planeur ; cette opération nous donne une force perpendiculaire à l'écoulement  $R_Y$  appelé "portance de fuselage" et un moment de lacet par rapport à  $G$  qui tend à résorber le dérapage sans l'intervention du pilote et contribue ainsi à créer la "stabilité de route" du planeur.

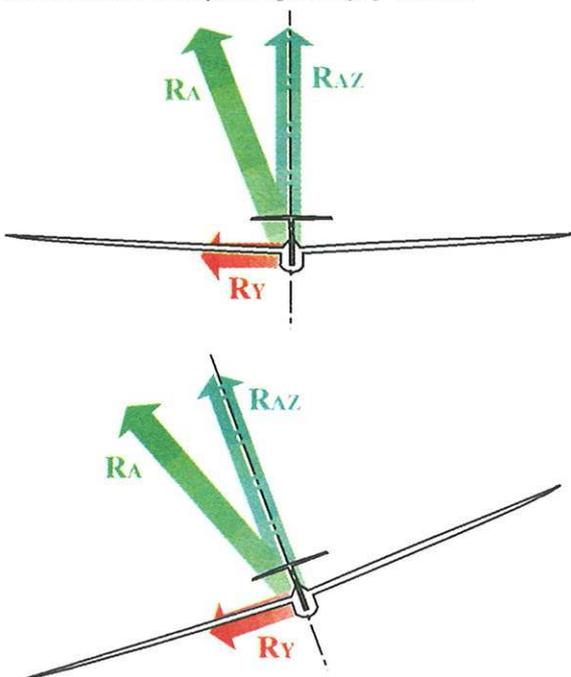


La portance du fuselage  $R_Y$  est à l'origine des différences fondamentales qui existent entre le vol symétrique et le vol dérapé. Elle sera seule représentée dans la suite de cette étude.

**1.3. Effet du dérapage sur l'équilibre des forces**

**1.3.1. Effet du dérapage sur la résultante aérodynamique**

La portance de fuselage  $R_Y$  est une force aérodynamique qui s'ajoute aux forces aérodynamiques déjà présentes.



En vol dérapé, la résultante aérodynamique globale  $R_A$  n'est plus contenue dans le plan de symétrie du planeur.

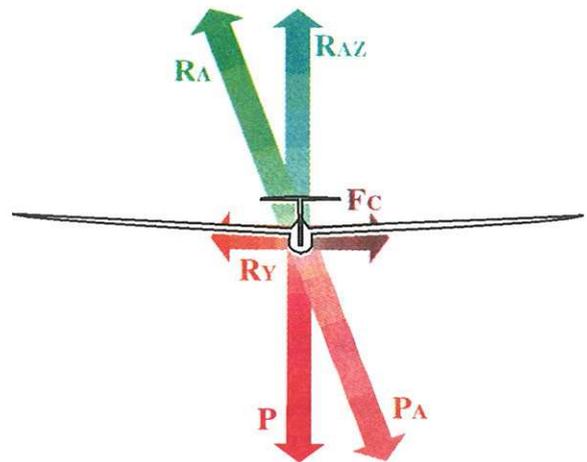
**1.3.2. Effet du dérapage sur l'équilibre des forces**

La portance de fuselage  $R_Y$  provoque une déviation de la trajectoire du planeur :

- si le planeur a les ailes horizontales, elle incurve la trajectoire qui, à l'origine, est rectiligne.
- si le planeur est incliné, elle s'ajoute ou se retranche à la force déviatrice et modifie la courbure du virage.

a) Dérapage à inclinaison nulle

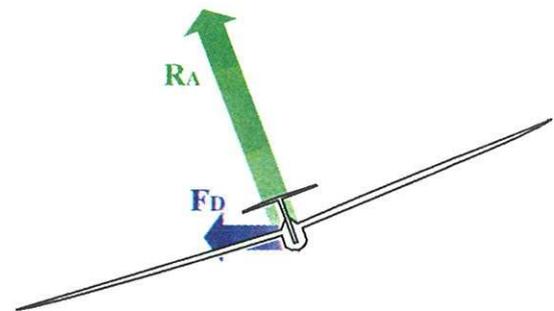
$R_Y$  apparaît comme une force déviatrice qui courbe la trajectoire. Elle laisse donc apparaître une force centrifuge  $F_C$  à laquelle elle est égale et opposée.



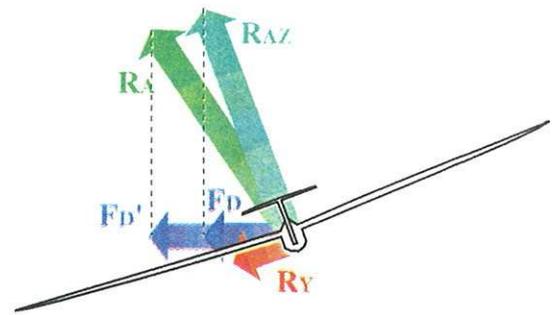
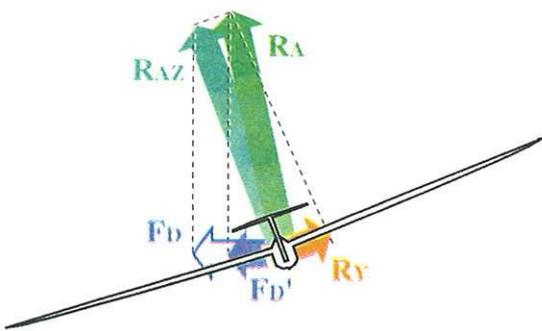
Le poids apparent  $P_A$  est la résultante du poids  $P$  et de la force centrifuge  $F_C$ . Il est équilibré par  $R_A$  qui, à son tour, n'est plus contenue dans le plan de symétrie du planeur.

b) Virage dérapé intérieur

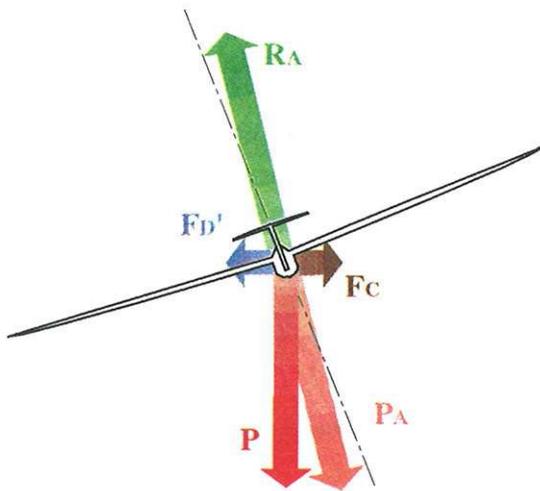
Le dérapage provoque une portance de fuselage  $R_Y$  qui contribue à redresser la résultante aérodynamique globale.



Virage symétrique



Le rayon de virage résulte de l'application d'une force déviatrice  $F_{D'} > F_D$ . Sa courbure s'accroît. La force centrifuge augmente aussi  $F_C = F_{D'}$ . Le poids apparent, aligné avec  $R_A$  est déporté vers l'extérieur du virage.

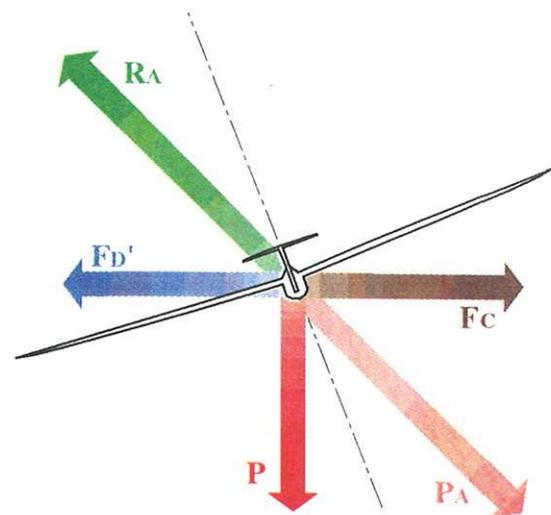


Virage dérapé intérieur

Le rayon du virage résulte de l'application d'une force déviatrice  $F_{D'} < F_D$ . Sa courbure diminue. La force centrifuge diminue aussi ( $F_C = F_D$ ). Le poids apparent, aligné avec  $R_A$ , est déporté vers l'intérieur du virage.

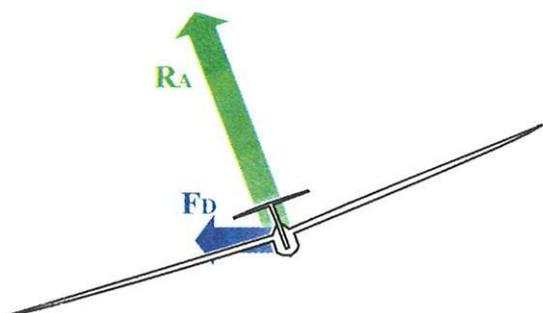
c) Virage dérapé extérieur

Le dérapage provoque une portance de fuselage  $R_Y$  qui contribue à incurver davantage la résultante aérodynamique globale.

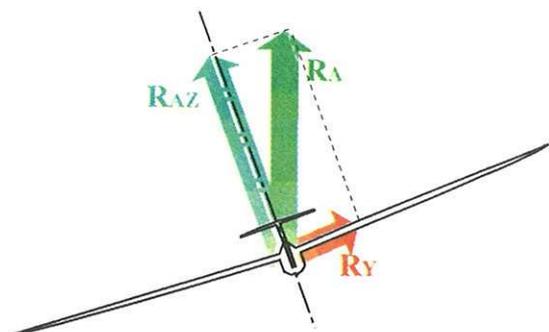


d) Cas particulier : la ligne droite dérapée

On a étudié précédemment que, si le dérapage existe alors que le planeur a les ailes horizontales,  $R_Y$  apparaît comme une force déviatrice qui courbe la trajectoire. Pour que la trajectoire reste rectiligne il faut qu'aucune force déviatrice ne se manifeste. Il est donc nécessaire que la résultante aérodynamique globale soit verticale et par conséquent que le planeur soit incliné.



Virage symétrique



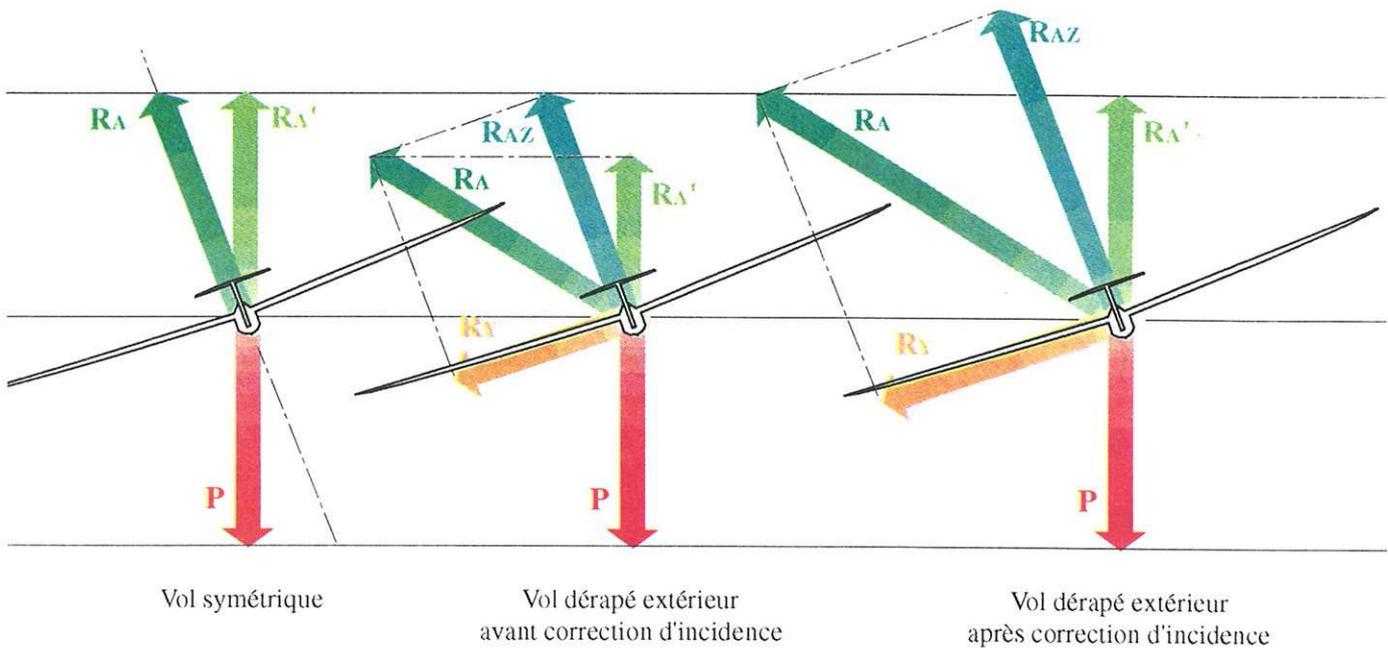
La ligne droite dérapée est donc un cas particulier de virage dérapé intérieur où la portance de fuselage a un effet "redresseur" de la résultante aérodynamique tel que  $R_A$  devient verticale et qu'aucune force déviatrice n'apparaît.

### 1.3.3. Effet du dérapage sur l'incidence en virage

On a vu dans la leçon sur le virage qu'il était nécessaire d'augmenter l'incidence afin d'obtenir une composante verticale de la résultante aérodynamique égale et opposée au poids.

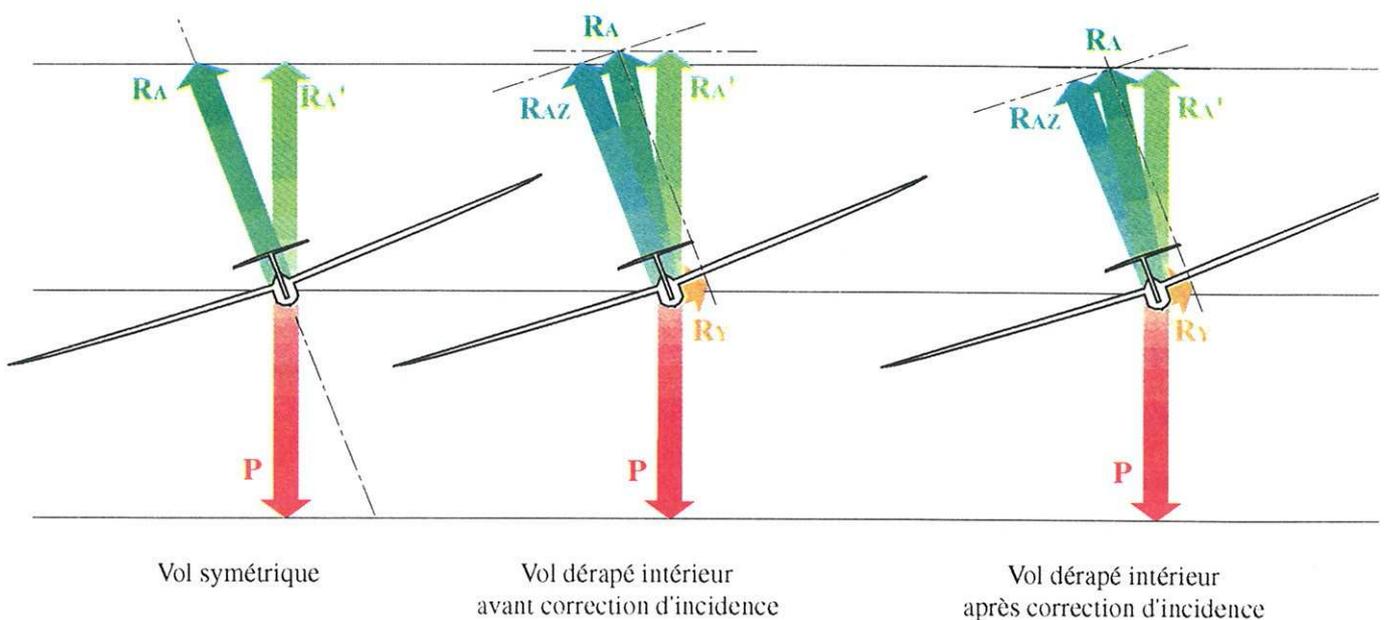
#### a) Cas du dérapage extérieur

En augmentant l'inclinaison de la résultante aérodynamique, le dérapage provoque un déficit de la composante verticale opposée au poids. L'équilibre vertical ne peut être rétabli que si le pilote augmente sensiblement son incidence. Cette caractéristique du vol dérapé extérieur contribue à le rendre dangereux dans la plage des fortes incidences (voir le chapitre consacré au décrochage).



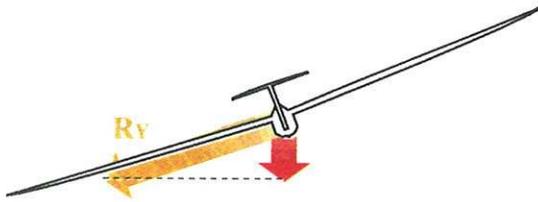
#### b) Cas du dérapage intérieur

En redressant l'inclinaison de la résultante aérodynamique, le dérapage provoque un excédent de la composante verticale opposée au poids. L'équilibre vertical ne peut être rétabli que si le pilote diminue son incidence.

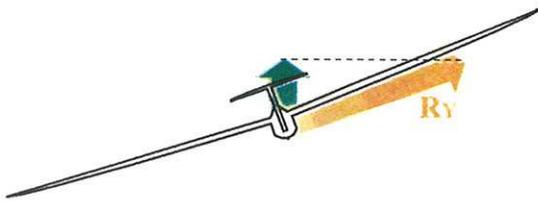


**Remarque :**

Ces phénomènes sont dus à la composante verticale de la portance de fuselage qui, en virage, est inclinée.



Dérage extérieur : effet piqueur



Dérage intérieur : effet cabreur

**1.3. Causes du dérapage**

On distingue deux sortes de causes de dérapage :

- des causes "accidentelles" ou "fortuites" qui provoquent brièvement un dérapage qui tend à se résorber de lui-même plus ou moins rapidement ;
- des causes "fondamentales" liées à des cas particuliers de vol ou à l'action du pilote et capables d'entretenir le vol dérapé.

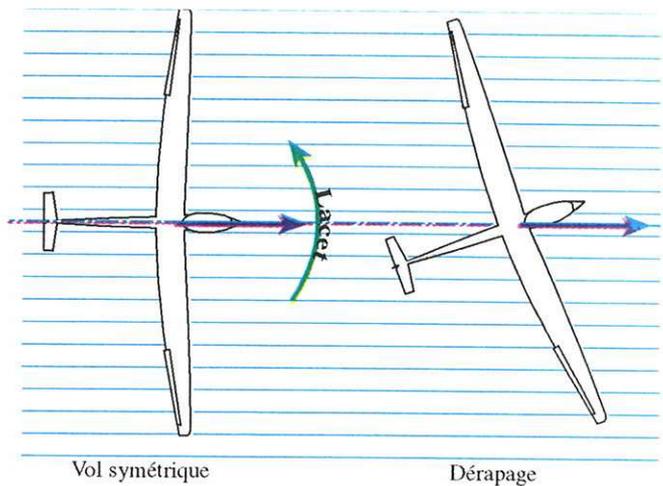
**1.3.1. Dérapages "fortuits"**

Ces dérapages sont la conséquence de rotations intempestives et brèves du planeur autour de son axe de lacet, ou le résultat d'un changement instantané de la direction du vent relatif.

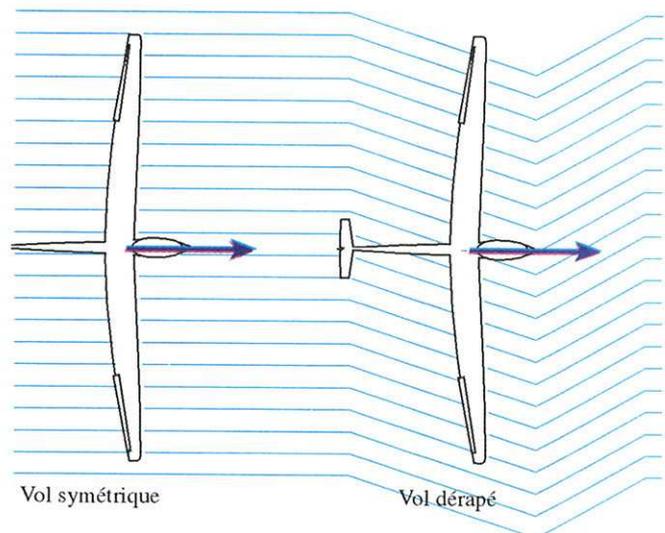
**a) Rotations autour de l'axe de lacet**

Le dérapage intervient lorsque le planeur, initialement en vol symétrique, subit une rotation en lacet qui peut avoir pour origine :

- une action intempestive du pilote sur le palonnier (action non soutenue) ;
- le lacet inverse produit lors d'une action sur la commande de roulis ;
- une oscillation en lacet due à un manque de stabilité de route.



- b) Modification instantanée de la direction du vent relatif  
Stabilisé en vol symétrique sur une trajectoire, le planeur subit un changement instantané de la direction du vent relatif en traversant, par exemple, une forte turbulence.

**c) Analyse du phénomène rencontré**

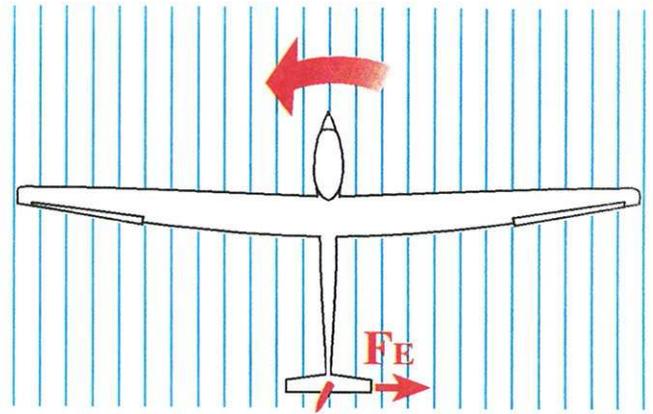
Dans les deux cas, le dérapage apparaît car, à l'instant où intervient la perturbation (rotation en lacet, turbulence...), le planeur maintient sa trajectoire par inertie, sa vitesse demeurant à peu près constante en direction. L'écoulement d'air n'est momentanément plus alignée avec l'axe de symétrie du planeur qui de ce fait dérape. En principe, le dérapage cesse lorsque la cause de la perturbation disparaît (stabilité de route). Il justifie parfois une brève action du pilote (conjugaison).

### 1.3.2. Dérapages : "chroniques" et "stabilisés"

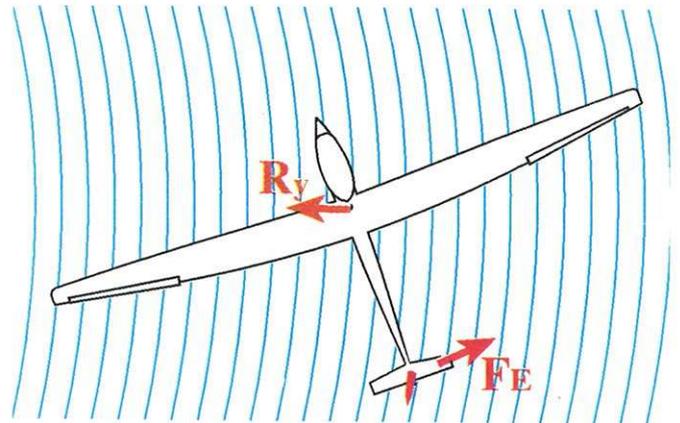
Au cours de certaines évolutions, le planeur montre des "dispositions naturelles" pour se mettre en dérapage et s'y auto-entretenir. Le pilote peut aussi, délibérément ou par inadvertance agir de manière à faire apparaître un dérapage et le conserver.

#### a) virage "à plat"

Le pilote maintient l'inclinaison nulle mais entretient sur son palonnier une pression qui est à l'origine d'une force  $F_E$  sur l'empennage vertical. Le moment qui en résulte provoque le dérapage.



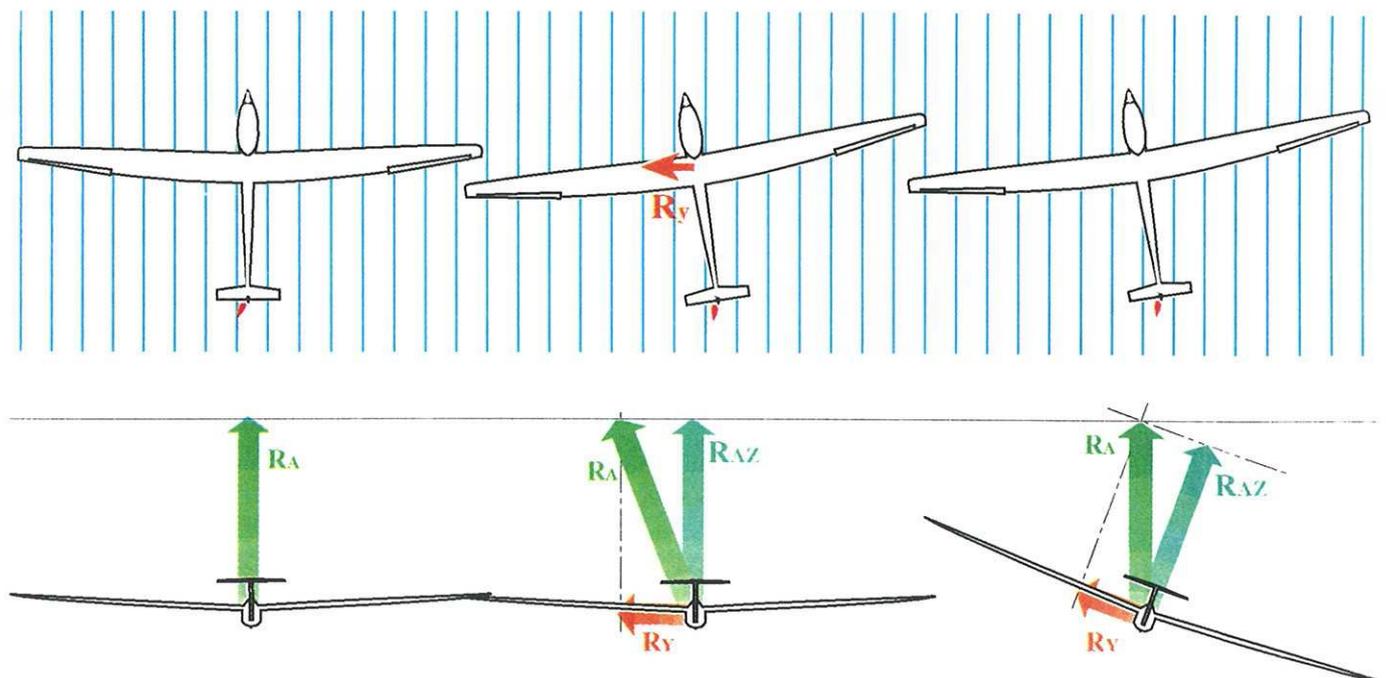
Avec  $R_F$ , force "déviatrice" la trajectoire devient curviligne. L'action continue du pilote sur son palonnier entretient le dérapage qui est un dérapage extérieur.



#### b) ligne droite dérapée

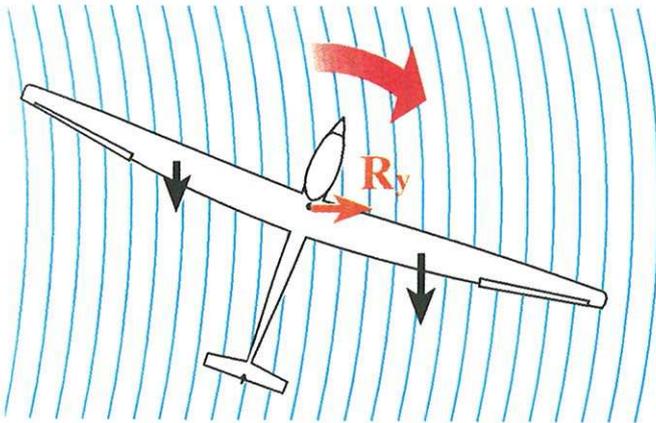
Le dérapage est entretenu mais une trajectoire rectiligne est conservée.

La création du dérapage est identique au cas précédent. Pour maintenir la trajectoire rectiligne il est nécessaire d'incliner légèrement le planeur de manière à rendre verticale la résultante aérodynamique et à faire disparaître ainsi toute force déviatrice.



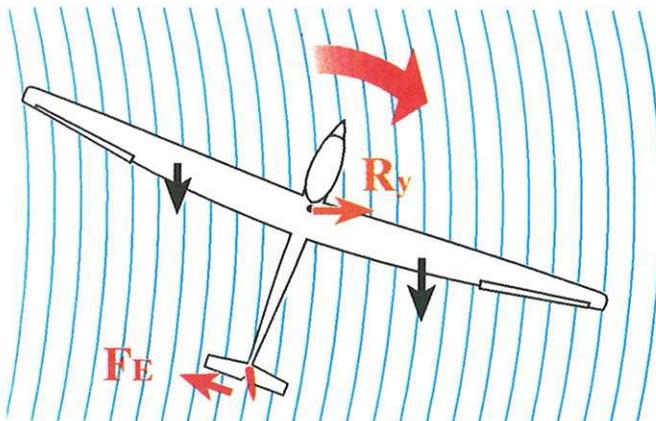
## c) dérapage dû au lacet induit

Au cours du virage, la trajectoire décrite par l'aile extérieure est plus longue que celle parcourue par l'aile intérieure. Ce phénomène, déjà identifié comme étant à l'origine du roulis induit, confère à l'aile extérieure une traînée supérieure à celle de l'aile intérieure. Le planeur subit ainsi un moment de lacet qui provoque le dérapage et l'entretient.



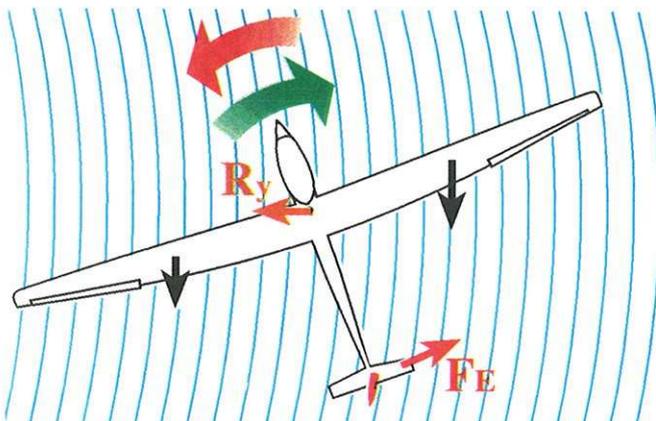
## d) dérapage intérieur "piloté"

Le dérapage intérieur est provoqué par une action sur le palonnier extérieur. Les effets de l'empennage s'additionnent au moment dû au lacet induit.



## e) dérapage extérieur "piloté"

Le dérapage extérieur est provoqué par une action sur le palonnier intérieur. Les effets de l'empennage sont, en principe, légèrement atténués par le lacet induit.

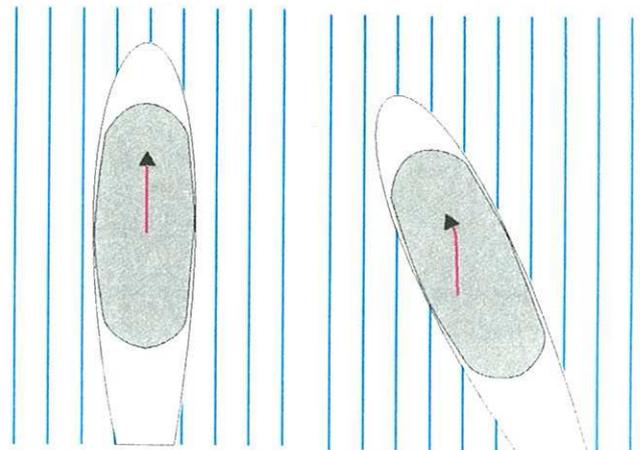


## 2. CONTROLE DE LA SYMETRIE ET DU DERAPAGE

### 2.1. Le fil de laine

Un fil de laine, exposé de manière convenable dans le vent relatif, s'aligne dans le courant de celui-ci. L'orientation du fil de laine est donc localement représentative de la direction de l'écoulement aérodynamique.

En plaçant le fil de laine d'une manière visible pour le pilote et dans l'axe de symétrie du planeur il devient un excellent moyen de contrôler la symétrie.



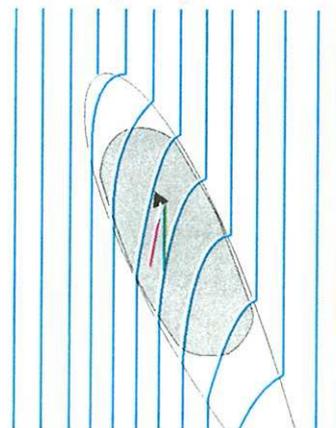
Vol symétrique

vol dérapé

Le fil de laine présente toutefois des inconvénients :

- il témoigne de la direction de l'écoulement y compris dans ses moindres irrégularités (turbulence par exemple). Il a donc un comportement "frétilant" qu'il convient de pondérer.

- Pour présenter fidèlement les angles de dérapage, il doit être dégagé des perturbations aérodynamiques engendrées par le planeur lui-même. Dans le cas général où il est simplement scotché sur la verrière il subit l'influence du champ de pression autour du fuselage. Les indications du fil de laine restent fiables quant au sens du dérapage mais très exagérés quant à sa valeur angulaire.



- dérapage indiqué  
- dérapage réel

Malgré ces inconvénients le fil de laine est universellement utilisé. Il n'est toutefois pas réglementairement considéré comme un indicateur de dérapage car sa fiabilité peut être mise en cause.

- risque d'arrachement et de perte en vol ;

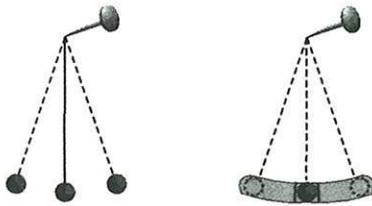
- risque de collage par la pluie, le givre etc.

## 2.2. La bille

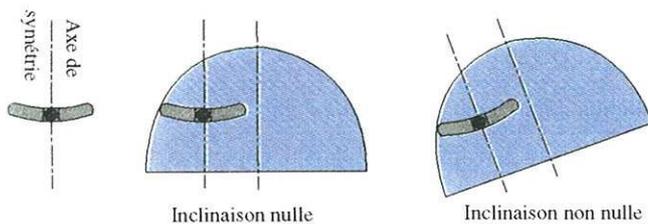
Contrairement au fil de laine, la bille n'indique pas la direction de l'écoulement aérodynamique. Par contre elle est capable de mettre en évidence le dérapage en détectant des accélérations latérales qui déplacent le poids apparent.

### 2.2.1. Principe de la bille

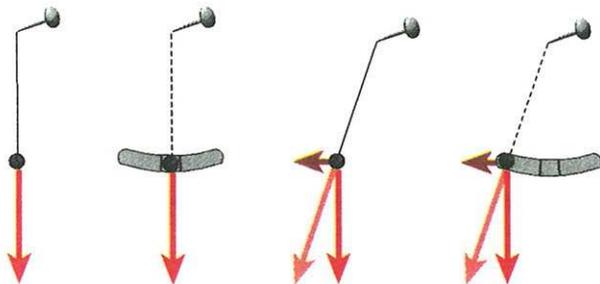
La bille est comparable à un pendule. La courbure de son tube lui permet de décrire un petit arc de cercle dont la ficelle serait le rayon. Ainsi, son encombrement est moindre et il est possible de limiter ses évolutions aux seuls déplacements latéraux.



La bille est installée dans le planeur de telle sorte que l'axe de symétrie de son tube soit positionné parallèlement à l'axe de symétrie du planeur. Evidemment cet axe n'est vertical que si l'inclinaison du planeur est nulle.



Comme dans le cas d'un pendule, la bille est "portée" par la résultante des forces auxquelles elle est soumise.

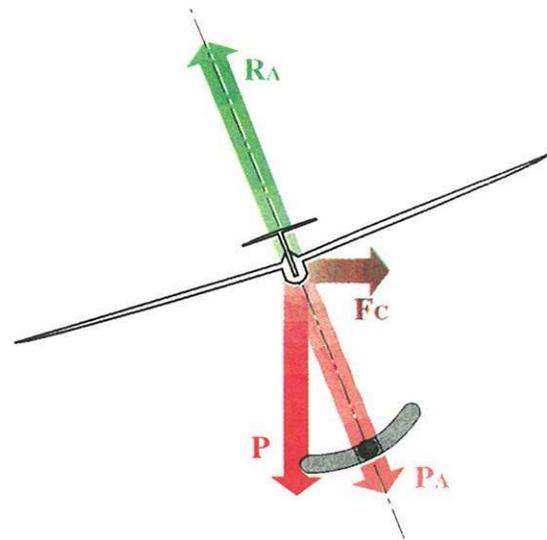


A l'abri dans son tube de verre, la bille ne subit pas de forces aérodynamiques. Les seules forces auxquelles elle est soumise sont :

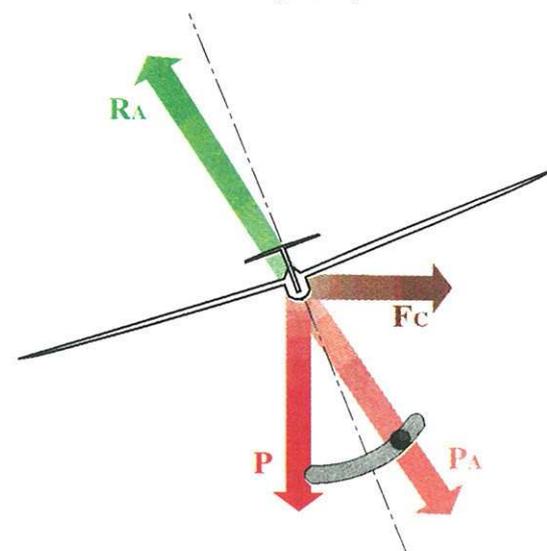
- la force de gravité due à l'accélération de la pesanteur ;
- les forces d'inertie liées aux accélérations latérales provoquées par des changements de trajectoire.

La bille réagit donc sous l'effet des forces qui constituent le poids apparent.

Elle est un "détecteur" de la direction du poids apparent qu'elle permet de visualiser par rapport au plan de symétrie du planeur.



Vol symétrique



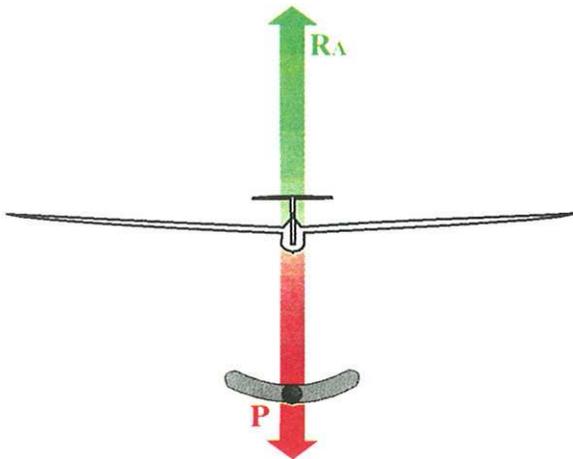
Vol dérapé (extérieur)

Lorsque le vol est symétrique, le poids apparent est parallèle au plan de symétrie du planeur : la bille est au milieu.

Si le vol est dérapé, le poids apparent n'est plus parallèle au plan de symétrie du planeur et la bille n'est pas au milieu.

2.2.2. Indications de la bille

a) Ligne droite symétrique



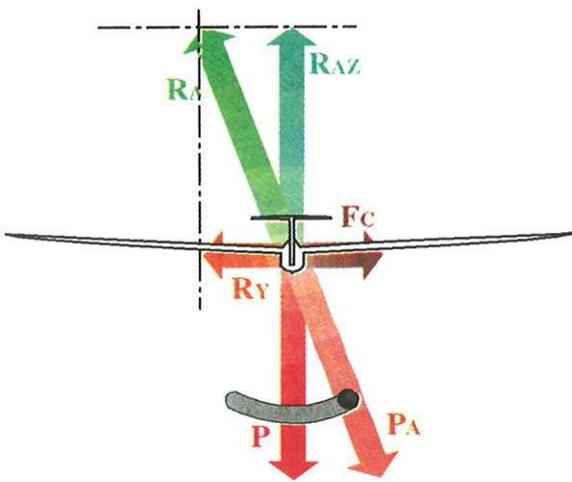
Les ailes sont horizontales. Il n'y a pas de forces déviantes donc pas d'accélération centrifuge. Le poids apparent est le poids réel P qui est dans le plan de symétrie du planeur : la bille est au milieu.

LIGNE DROITE SYMETRIQUE → BILLE AU MILIEU

b) Virage à plat

L'inclinaison est nulle.

Le dérapage provoque une portance de fuselage qui courbe la trajectoire et crée une accélération centrifuge.

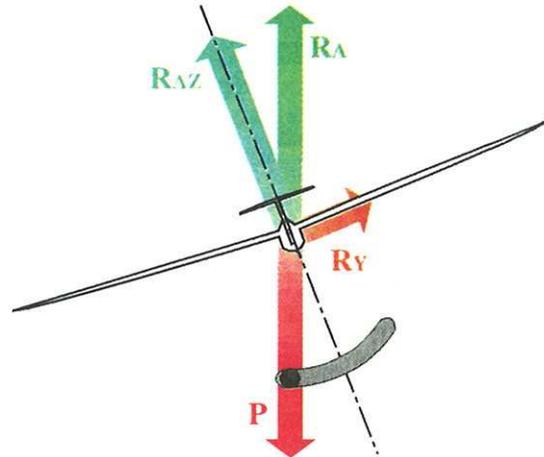


La bille s'oriente selon le poids apparent du côté extérieur de la trajectoire.

DERAPAGE EXTERIEUR → BILLE EXTERIEURE

c) Ligne droite dérapée

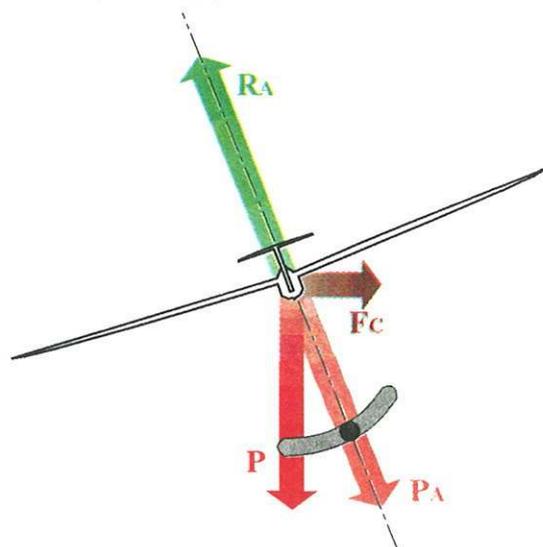
La trajectoire est rectiligne. En l'absence d'accélération centrifuge, le poids apparent PA est confondu avec le poids P ; sa direction est verticale. Par contre le planeur est légèrement incliné.



La bille n'est pas au milieu. Elle se positionne du côté de l'inclinaison et donc, du côté du dérapage.

LIGNE DROITE DERAPEE → BILLE COTE INCLINAISON

d) Virage symétrique

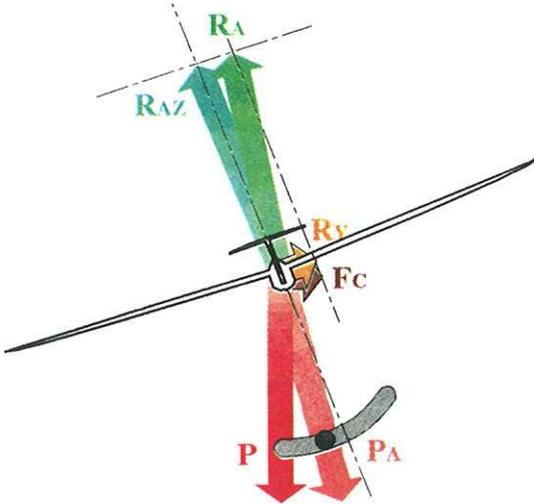


Le poids apparent est dans le plan de symétrie du planeur. La bille est au milieu.

VIRAGE SYMETRIQUE → BILLE AU MILIEU

e) Virage dérapé intérieur

Le dérapage fait apparaître une portance de fuselage qui redresse la résultante aérodynamique. Par rapport au vol symétrique, la courbure de la trajectoire diminue et la force centrifuge aussi. Le poids apparent se décale du côté de l'inclinaison

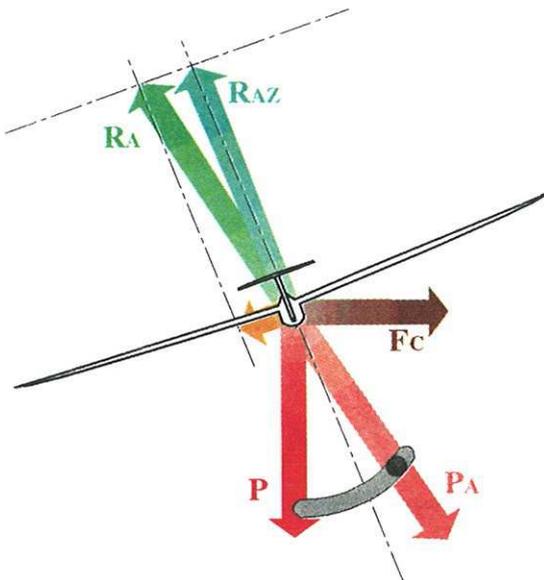


La bille roule du côté intérieur au virage.

VIRAGE DERAPE INTERIEUR → BILLE INTERIEURE

f) Virage dérapé extérieur

Le dérapage fait apparaître une portance de fuselage qui augmente l'inclinaison de la résultante aérodynamique. Par rapport au vol symétrique, la courbure de la trajectoire augmente et la force centrifuge aussi. Le poids apparent se décale à l'inverse de l'inclinaison.



Vol dérapé extérieur

La bille roule du côté extérieur au virage.

DERAPAGE EXTERIEUR → BILLE EXTERIEURE

### 3. CORRECTION DU DERAPAGE

#### 3.1. Principe des corrections

a) Point de vue "aérodynamique"

D'un point de vue "aérodynamique", la correction du dérapage consiste dans le réalignement de l'axe de symétrie du planeur avec la direction du vent relatif. Il s'agit donc d'entreprendre une rotation en lacet à l'aide de la commande de symétrie (palonnier). Le réalignement de la symétrie se traduira évidemment par la suppression de la portance de fuselage.

b) Point de vue "mécanique du vol"

D'un point de vue mécanique du vol, la correction du dérapage consiste à réaligner la résultante aérodynamique et le poids apparent dans le plan de symétrie du planeur.

c) Point de vue "trajectoire"

D'un point de vue "trajectoire" la correction du dérapage consiste, par l'intermédiaire de la suppression de la portance de fuselage à rétablir une courbure de trajectoire adaptée à l'inclinaison choisie par le pilote.

#### 3.2. Technique de correction

Selon la nature du dérapage et donc son origine, on distinguera :

- les corrections brèves qui se suffisent à elles-mêmes ;
- les corrections continues qu'il faut entretenir ;
- les corrections qui doivent être accompagnés d'autres manoeuvres.

##### 3.2.1. Corrections "brèves"

L'action du pilote se limite à un réalignement de l'axe longitudinal du planeur avec l'écoulement, puis à un retour au neutre de la commande de symétrie. Ce type de correction est adapté aux corrections du dérapage provoqué par des oscillations du fuselage, la turbulence etc. Quand le dérapage est prévisible, (correction du lacet inverse par exemple) des actions coordonnées permettent d'anticiper la correction du dérapage qui, de ce fait, ne se manifeste pas (conjugaison).

##### 3.2.2. Corrections "continues"

Le seul retour au vol symétrique peut ne pas être suffisant car la cause de dérapage persiste. Le maintien du vol symétrique nécessite l'engagement permanent de la gouverne de symétrie. La correction du lacet induit en virage en est un exemple.

##### 3.2.3. Corrections accompagnées d'autres manoeuvres

Le retour durable au vol symétrique n'est possible que s'il est accompagné de la modification d'un autre paramètre du vol qui est à l'origine du dérapage.

Par exemple, une ligne droite ne sera dérapée que s'il subsiste une inclinaison. Le seul réalignement de l'axe de symétrie du planeur avec l'écoulement placerait certes le planeur en vol symétrique mais le mettrait en virage. Le retour à la ligne droite symétrique implique donc que la rotation du planeur en lacet soit assortie d'un retour à inclinaison nulle.

### 3.3. Effets secondaires des corrections du dérapage

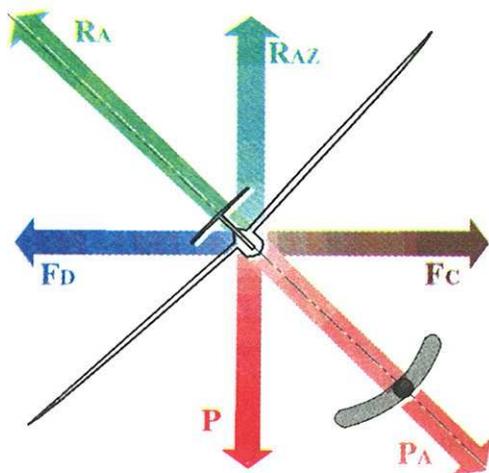
Une correction de dérapage comprend dans tous les cas une rotation du planeur autour de son axe de lacet.

Cette rotation se traduira par une variation de la vitesse relative de chacune des ailes entraînant une modification de leur portance et donc une variation d'inclinaison.

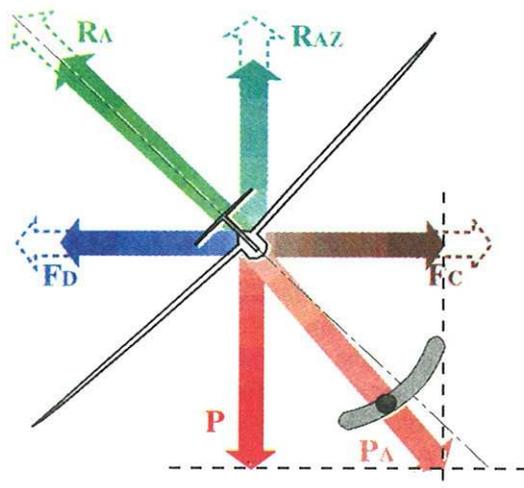
Par ailleurs, si le planeur est incliné, la rotation en lacet modifie l'assiette (voir chapitre II "Effets primaires des gouvernes"). En conclusion, une correction de symétrie doit systématiquement être accompagnée de manoeuvres destinées à contrôler l'inclinaison et l'assiette.

### 3.4. Causes "cachées" du dérapage

Examinons à nouveau les conditions d'équilibre d'un virage symétrique.



Si, pour une raison quelconque, la résultante aérodynamique  $R_A$  n'a pas la valeur convenable, on notera une rupture de l'équilibre  $R_{AZ}/P$  au profit du poids entraînant une incurvation de la trajectoire vers le bas, une réduction de la force déviatrice  $F_D$ . Il s'en suit une diminution de la courbure de la trajectoire qui entraîne une diminution de  $F_C$  et place le planeur en dérapage intérieur.



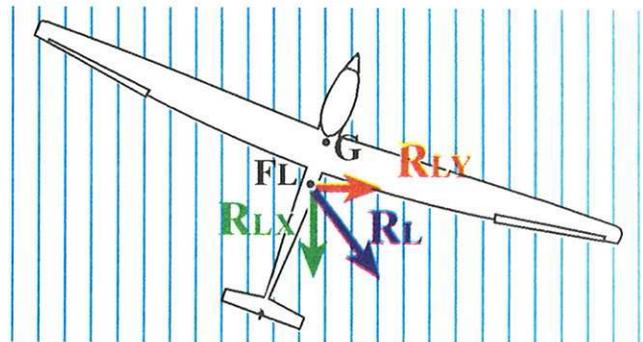
## 4. MAUVAIS EFFETS DU DERAPAGE SUR LE VOL DU PLANEUR

Les planeurs sont conçus pour voler symétriquement. C'est dans cette configuration que leurs formes sont le plus en harmonie avec l'écoulement aérodynamique. Avec le dérapage apparaissent des perturbations qui dégradent les performances et des couples qui altèrent le pilotage.

### 4.1. Augmentation de la traînée générale

L'augmentation de la traînée est une des conséquences les plus fâcheuses du dérapage. En vol non symétrique on note :

- une augmentation sensible du maître couple présenté à l'écoulement ;
- une inadéquation du dessin du planeur à l'écoulement (traînée de forme) ;
- une répartition anarchique du champ de pression à l'origine de la résultante latérale et donc d'une nouvelle source de traînées.

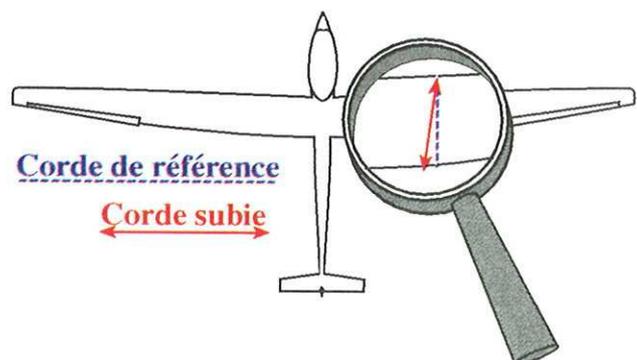


L'augmentation générale de la traînée a évidemment pour effet une diminution de la finesse et par conséquent une augmentation du taux de chute.

### 4.2. Modification du profil aérodynamique

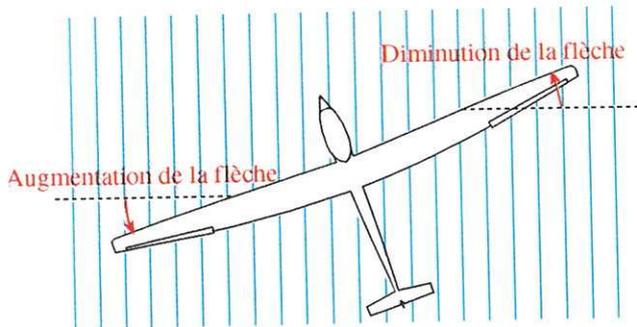
Les profils d'ailes font l'objet de recherches et d'expérimentations minutieuses. Bien sûr, le profil retenu doit être placé parallèlement à l'écoulement.

En cas de dérapage, le profil n'est pas disposé parallèlement à l'écoulement, ce qui revient, aérodynamiquement parlant, à voler avec un profil différent. Le profil subi présente une épaisseur semblable mais une corde plus longue. Il ne correspond plus au choix du constructeur.



### 4.3. Modification de la flèche

Le dérapage fait apparaître une modification différentielle de la flèche de chaque aile qui rend dissymétriques les caractéristiques aérodynamiques de chaque aile.

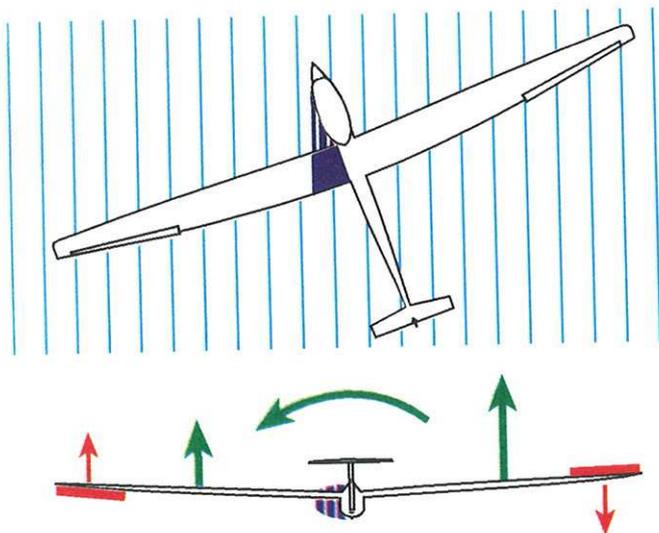


## 5. EFFETS UTILES DU DERAPAGE

Bien qu'étant globalement néfaste, le dérapage peut être exploité pour améliorer certaines caractéristiques du vol des planeurs. Ces effets seront étudiés dans le chapitre XVIII "Stabilité du planeur".

### 4.4. Masquage des ailes

Lorsque le courant aérodynamique n'est pas symétrique, le fuselage masque partiellement l'emplanture de l'aile opposée au dérapage. Le déficit de portance qui en résulte produit un couple de roulis que le pilote doit contrer aux ailerons.



**Remarque :**

Cet effet du dérapage est plus sensible sur un planeur à aile basse puisque le masquage affecte alors l'extrados de l'aile.

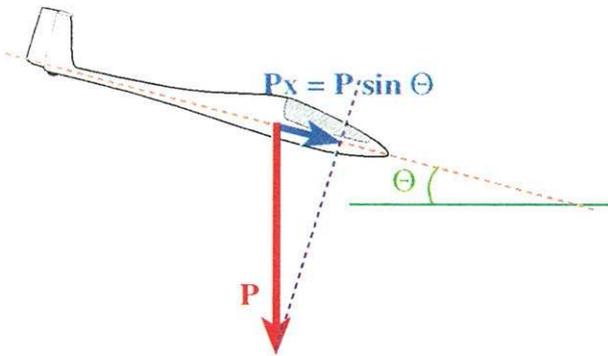
### 4.5. Modification des caractéristiques de décrochages

Cet aspect du phénomène sera étudié dans le chapitre consacré au décrochage.



## VII - VOL REMORQUE

Le vol d'un planeur n'est possible que grâce à la force propulsive produite par la composante de son poids projeté sur sa trajectoire ( $P \sin \Theta$ ).

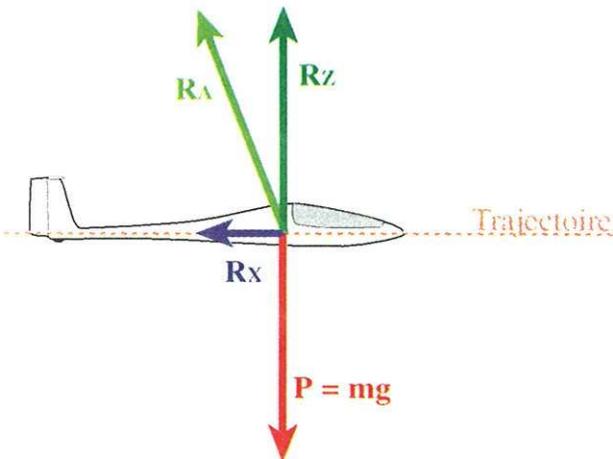


Du point de vue de la mécanique, le vol autonome d'un planeur n'est possible qu'en descente.

Si l'on désire, en l'absence de courants ascendants, conférer au planeur une trajectoire horizontale (convoyage) ou en montée, l'utilisation d'un moyen de propulsion est indispensable.

Le vol remorqué restant le plus largement utilisé à ce jour, c'est uniquement ce moyen qui fera l'objet de ce cours.

### 1. VOL REMORQUE EN PALIER

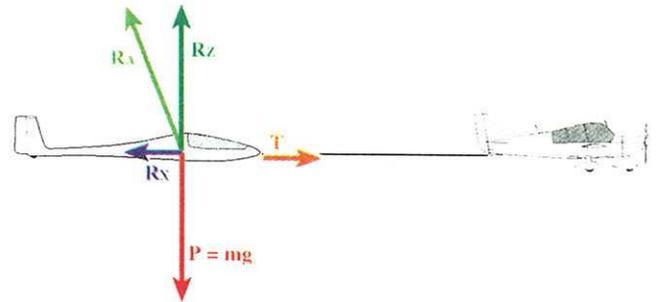


Par définition, la trajectoire est horizontale. Le poids ne produit pas de force de propulsion puisque

$$\Theta = 0, \sin \Theta = 0$$

Pour que le vol soit possible, il faut que le poids  $P = mg$  soit équilibré par une force égale et opposée. Cette force est la portance, composante de la résultante aérodynamique perpendiculaire à la trajectoire ( $R_z$ ).

La composante de la résultante aérodynamique parallèle à la trajectoire est la traînée  $R_x$ . Elle ne peut être équilibrée par  $P \sin \Theta$  ( $P \sin \Theta = 0$ ). La traction doit être fournie par l'avion remorqueur par l'intermédiaire du câble.



La traction nécessaire au vol remorqué en palier doit être d'une intensité égale à la traînée correspondant à la vitesse du vol.

Traction = traînée du planeur

Par l'intermédiaire de la finesse du planeur et de son poids, il est possible d'évaluer l'intensité de la traction nécessaire.

Soit un planeur de poids  $P = 400$  daN.

Quelle traction est nécessaire pour le convoier en palier à 120 km/h où sa finesse est  $f = 40$  et à 170 km/h où sa finesse est  $f = 25$ .

La finesse d'un planeur peut être exprimée par le rapport:

$$f = \frac{R_z}{R_x}$$

En palier  $R = P = 400$  daN

La traction  $T = R_x$ .

$$f = \frac{P}{T} ; \text{ à } 120 \text{ km/h } f = 40 = \frac{400}{T}$$

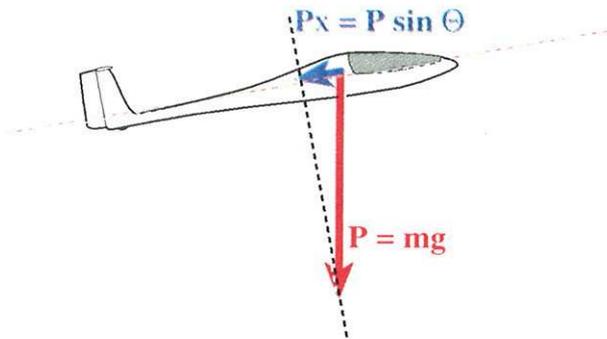
$$T = \frac{400}{40} = 10 \text{ daN}$$

$$\text{à } 170 \text{ km/h } f = 25 = \frac{400}{T}$$

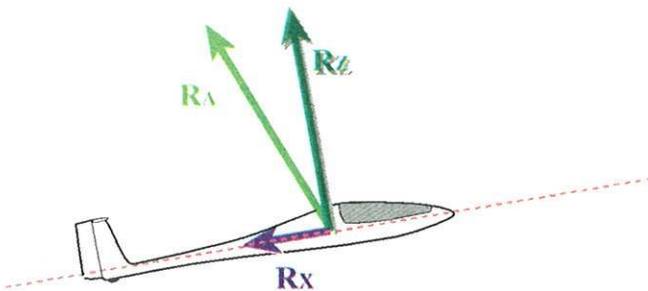
$$T = \frac{400}{25} = 16 \text{ daN}$$

## 2.VOL REMORQUE EN MONTEE

Sur une trajectoire en montée, la composante du poids projetée sur la trajectoire n'est pas nulle. Par contre, elle n'a pas d'effet propulsif. Au contraire, elle s'oppose au mouvement.



La résultante aérodynamique  $R_A$  produit également une force de traînée  $R_X$  opposée au mouvement.

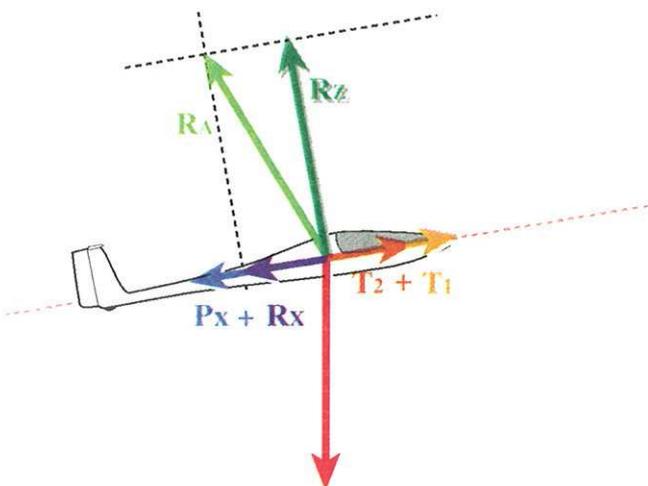


La force de traction nécessaire au vol remorqué en montée  $T_R$  doit être la somme des tractions partielles suivantes :

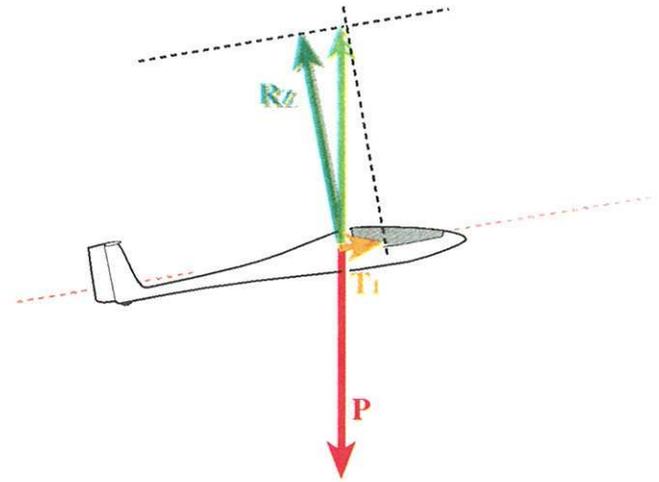
$$T_1 = P \sin \Theta$$

$$T_2 = R_X$$

$$T_R = T_1 + T_2 = P \sin \Theta + R_X$$



La portance  $R_Z$  n'est plus alignée avec le poids et ne l'équilibre plus. C'est la résultante de  $R_Z$  et de  $T_1$  qui est égale et opposée à  $P$ .



Curieusement, la portance en montée est légèrement inférieure à celle du vol en palier.

$$R_Z = P \cos \Theta$$

Une partie du poids est, en fait, équilibrée par la composante verticale de la traction partielle  $T_1$ . La traînée aérodynamique  $R_X$  est donc aussi légèrement plus faible qu'en palier (à vitesse égale). La différence, bien que réelle, reste toutefois très faible pour les pentes de montée habituelles et pourra être négligée dans les calculs.

Le calcul de la traction nécessaire pour le vol remorqué en montée doit être effectué en deux temps :

- calcul de  $T_1$  à partir du poids du planeur et de la pente de montée ;
- calcul de  $T_2$  à partir du poids du planeur et de la finesse à la vitesse considérée.

*Exemple :*

Soit un planeur de 500 daN, remorqué à 108 km/h à un taux de montée de 3 m/s. Sachant que sa finesse à 108 km/h est de 40, quelle est la traction sur le câble ?

- Calcul de  $T_1$  :

$$108 \text{ km/h} = 30 \text{ m/s}$$

$$\sin \Theta = \frac{3}{30} = 0,1$$

$$T_1 = P \sin \Theta = 500 \cdot 0,1 = 50 \text{ daN}$$

b) calcul de  $T_2$  :

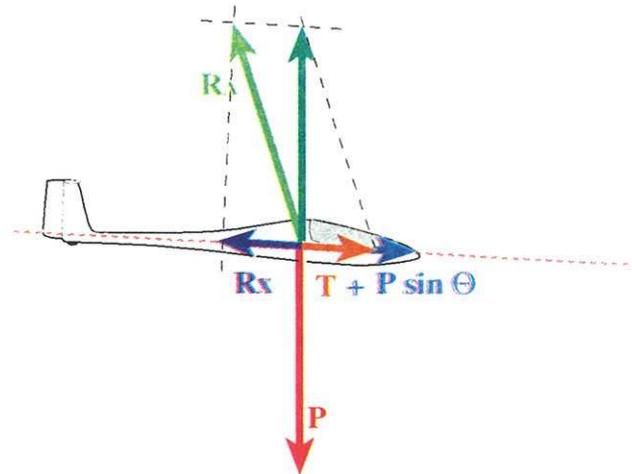
On admet  $R_Z = P = 500 \text{ daN}$

$$f = \frac{R_Z}{R_X} = 40 \quad R_X = \frac{500}{40} = 12,5 \text{ daN}$$

c) traction nécessaire

$$T_R = R_1 + T_2 = 50 \text{ daN} + 12,5 \text{ daN} = 62,5 \text{ daN}$$

Le calcul réel tenant compte de la vraie valeur de  $R_Z$  ( $R_Z = P \cos \Theta$ ) donnerait 62,44 daN.



Le poids est équilibré par la résultante de  $R_A$  et de  $T$ .

### 3. VOL REMORQUE EN DESCENTE

En descente, la composante du poids sur la trajectoire  $P \sin \Theta$  a un effet propulsif (voir relation assiette - trajectoire - vitesse). Pour chaque pente de descente  $\Theta$  le planeur est capable de maintenir une vitesse  $V$  sans apport extérieur de puissance et ce dans la limite où l'angle de plané est suffisant pour que la vitesse permette effectivement le vol (l'angle de plané mini correspond à la finesse maxi).

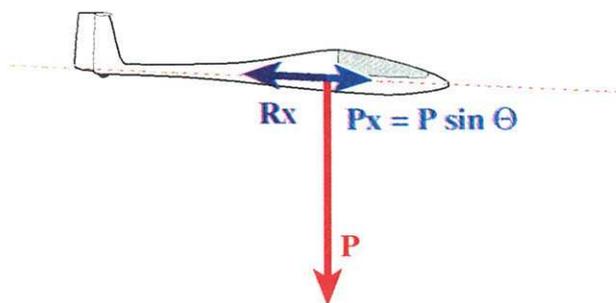
Pour aborder le problème du vol remorqué en descente, on considérera en premier lieu la vitesse choisie  $V$ , ce qui permet de déterminer une pente  $\Theta V$  pour laquelle la composante  $P \sin \Theta V$  assure seule la propulsion du planeur.

A partir de là, trois cas peuvent être envisagés :

- la pente de descente choisie est inférieure à  $\Theta V$  ;
- la pente de descente choisie est égale à  $\Theta V$  ;
- la pente de descente choisie est supérieure à  $\Theta V$ .

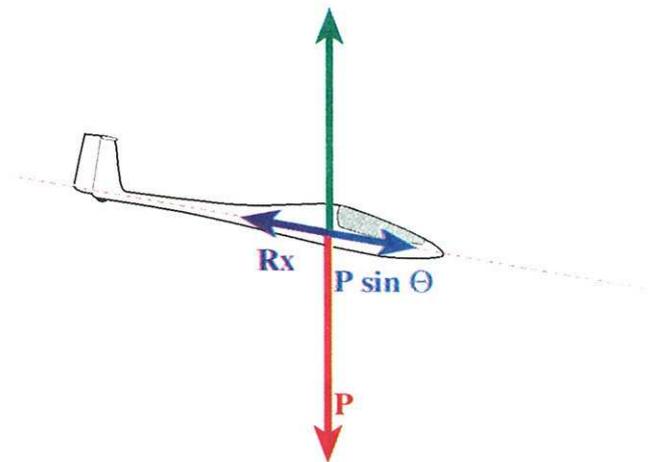
#### 3.1. Pente inférieure à $\Theta V$

Le cas se rapproche du vol remorqué en palier. La composante  $P \sin \Theta$  n'est toutefois pas nulle mais reste insuffisante pour équilibrer  $R_X$ .



Il est donc nécessaire de produire une force de traction  $T = R_X - P \sin \Theta$  de manière à équilibrer  $R_X$ .

#### 3.2. Pente égale à $\Theta V$



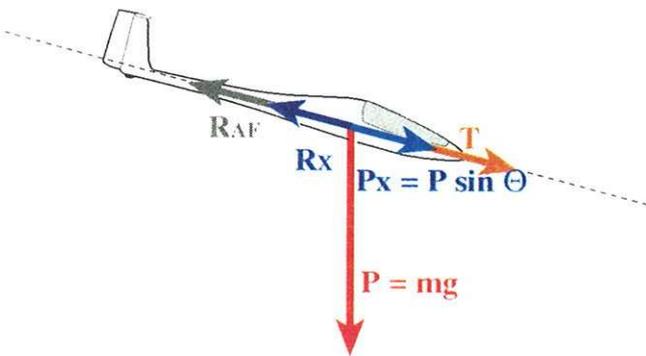
La composante  $P \sin \Theta$  est à elle seule suffisante pour propulser le planeur à la vitesse  $V$ . Toute traction supplémentaire est superflue. La traction sur le câble de remorquage est nulle.

### 3.3. Pente supérieure à $\Theta V$

La composante  $P \sin \Theta$  est suffisamment grande pour accélérer le planeur et le maintenir à une vitesse supérieure à  $V$ .

Non seulement toute traction sur le câble est inutile mais si la trajectoire est maintenue, le câble se détendra et le planeur tendra à rattraper l'avion voire à le dépasser.

Il est donc nécessaire, dans ce cas, d'augmenter artificiellement la traînée du planeur de manière à conserver une tension sur le câble. Cette traînée est obtenue par l'intermédiaire d'une sortie partielle ou totale des aérofreins qui justifie alors une légère traction  $T$ .



Si la pente choisie est très forte, il est possible que malgré la sortie totale des aérofreins le planeur puisse rattraper l'avion. Il existe donc une pente maximum de descente en vol remorqué qui ne doit pas être dépassée (retour au sol).

## 4. TRAJECTOIRES HORIZONTALES EN VOL REMORQUÉ

En vol remorqué, le planeur doit suivre rigoureusement la même trajectoire que l'avion qui le précède et ceci autant en ligne droite qu'en virage.

### 4.1. Remorqué en ligne droite

Pour être en ligne droite, l'avion maintient l'inclinaison nulle et le vol symétrique.

Le planeur devra donc, de la même manière, conserver l'inclinaison nulle et le vol symétrique.

### 4.2. Remorqué en virage

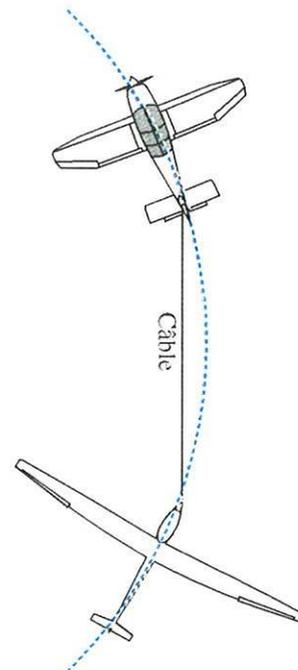
Le rayon des virages décrits par l'avion dépend de la vitesse sur trajectoire (vitesse de remorquage) et de l'inclinaison choisie pour virer.

Planeur et avion étant reliés par le câble, leurs vitesses sont bien sûr identiques. Pour garder un même rayon de virage que l'avion, le planeur devra rigoureusement adopter la même inclinaison.

### 4.3. Effet de la traction du câble sur la symétrie

En virage, avion et planeur décrivent la même trajectoire courbe sur laquelle ils sont placés d'une manière tangentielle.

Compte tenu d'une longueur de câble de 60 m, ils sont placés aux extrémités d'un arc de cercle d'environ  $10^\circ$ .



Avec  $V = 35 \text{ m/s}$  (126 km/h) et avec une inclinaison  $F = 20^\circ$ , l'attelage décrit un virage de rayon  $R$  :

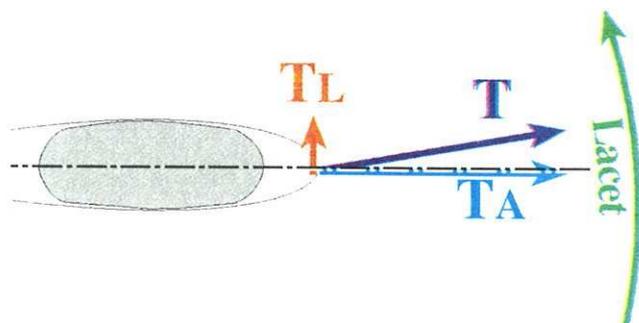
$$R = \frac{V_2}{g \cdot \tan \Phi} = \frac{1225}{10 \cdot 0.36} = 340 \text{ m}$$

$$\text{Circonférence} = 340 \cdot 2 \cdot \pi = 2136 \text{ m}$$

Compte tenu d'une longueur de câble de 60 m l'arc de cercle décrit par l'attelage est :

$$\frac{360^\circ \cdot 60}{2136} \approx 10^\circ$$

Les caps de l'avion et du planeur diffèrent également de  $10^\circ$ . La direction du câble fait avec l'axe de symétrie du planeur (ou de l'avion) un angle d'environ  $5^\circ$ .



La traction du câble peut être décomposée en une traction axiale  $T_A$  utile au remorquage et une traction latérale  $T_L$  qui exerce sur le planeur un moment de lacet.

Si la traction  $T$  sur le câble est 62,5 daN, la traction latérale est

$$T_L = T \sin \alpha \quad \alpha = 5^\circ$$

$$T = 62,5 \cdot 0,87 = 5,5 \text{ daN}$$

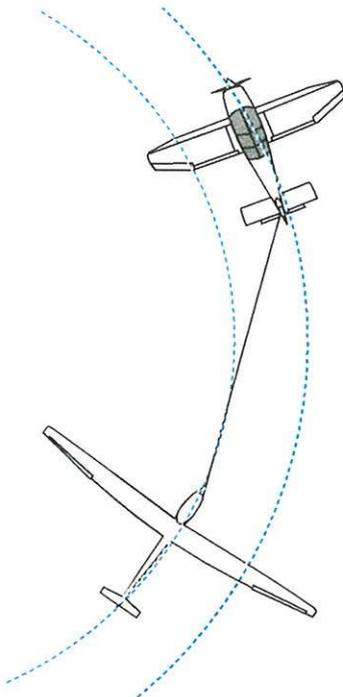
Etant donné la position du crochet par rapport au centre de gravité, le moment de lacet peut dépasser 10 daN.m.

Ce moment de lacet est suffisant pour placer le planeur en dérapage extérieur que le pilote devra corriger.

#### **4.4. Conséquences des défauts de trajectoires circulaires**

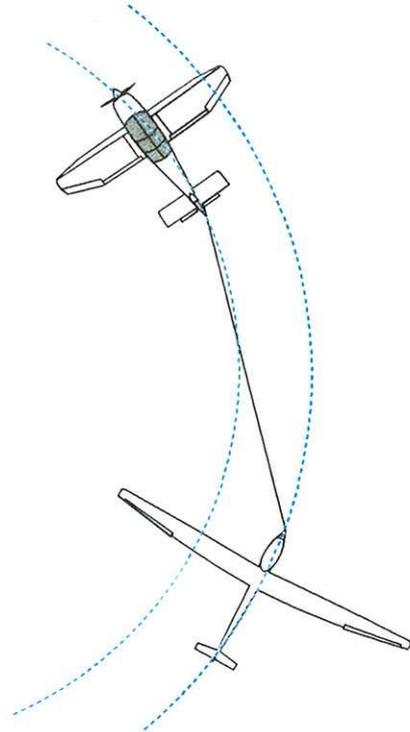
##### **4.4.1. Trajectoire intérieure**

Si le planeur adopte une inclinaison supérieure à celle de l'avion, il décrit une courbe de rayon plus faible. Sa vitesse diminue. Le phénomène se traduit par un déficit momentané de sustentation qui entraîne le planeur vers une position basse par rapport à l'avion.



##### **4.4.2. Trajectoire extérieure**

Si le planeur adopte une inclinaison inférieure à celle de l'avion, il décrit une courbe de rayon plus large. Sa vitesse augmente. Ce phénomène se traduit par un surcroît de sustentation qui entraîne le planeur vers une position haute dangereuse.



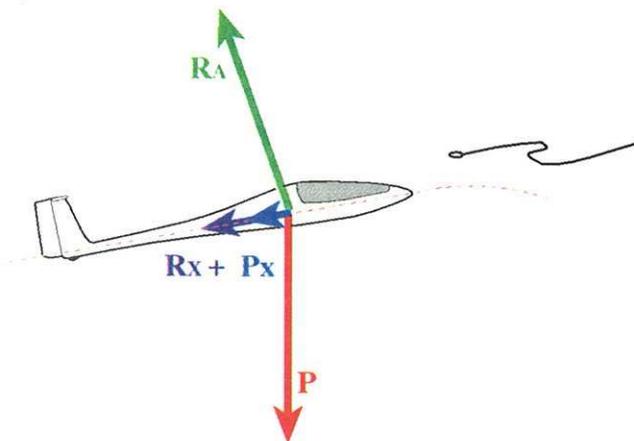
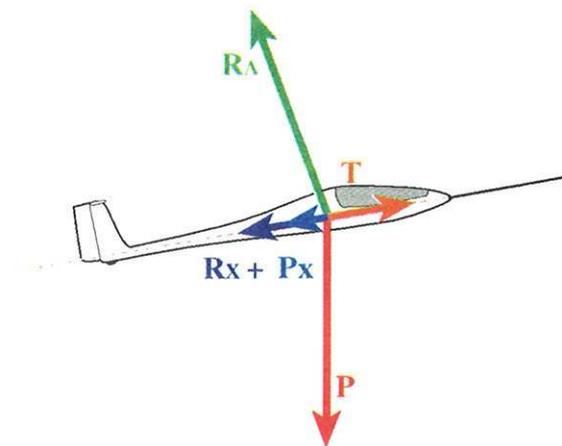
## 5. LARGAGE DU CÂBLE

Au moment du largage du câble, le planeur subit une phase transitoire au cours de laquelle ses conditions d'équilibre sont profondément modifiées.

Seul le passage du vol remorqué en montée au vol en descente planée sera étudié sachant qu'il s'agit du cas le plus fréquent et que les autres cas restent dans le principe semblables.

### 5.1. Largage du câble

Le planeur est établi en montée. Avec le largage du câble, cesse l'action de la force de traction  $T$



L'équilibre est rompu au profit de la traînée aérodynamique  $R_x$  à laquelle s'additionne la composante du poids sur la trajectoire  $P \sin \Theta$ .

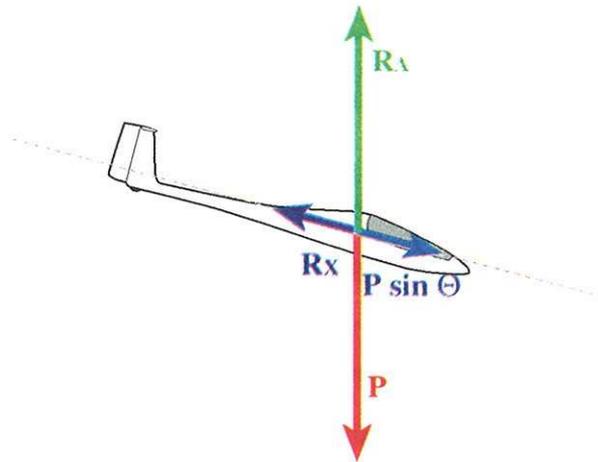
Le planeur continue par inertie sur la trajectoire initiale mais en sensible décélération.

L'équilibre des forces de sustentation est également rompu au profit du poids. La trajectoire tend à s'infléchir vers le bas.

### 5.2. Retour au vol plané

Le retour à l'équilibre impose la création d'une force propulsive en remplacement de  $T$ .

La seule solution possible est le retour au vol en descente pour lequel la composante du poids sur la trajectoire redevient propulsive.



Le passage de la montée à la descente s'accompagne du redressement de la résultante aérodynamique qui se positionne égale et opposée au poids.

# VIII - DECOLLAGE

Le décollage d'un planeur comprend quatre phases successives :

- un "roulement" au cours duquel le planeur acquiert la vitesse nécessaire au vol ;
- un "envol" au cours duquel il quitte le sol ;
- une phase de palier à vitesse accélérée dans l'attente du décollage de l'avion remorqueur ;
- une "mise en montée".

## 1. ROULEMENT AU DECOLLAGE

### 1.1. Attitude du planeur à l'arrêt

Au sol, à l'arrêt, le planeur n'est soumis qu'à son propre poids. L'attitude du planeur au sol dépend de sa conception (position de son atterrisseur principal), et de son chargement.

- si le centre de gravité est situé en arrière du train principal, le planeur présente une assiette cabrée avec un appui sur le patin ou la roulette de queue ;
- si le centre de gravité est placé en avant de l'atterrisseur principal, le planeur présente une assiette piquée avec un appui sur le patin ou la roulette de nez ;
- si le centre de gravité est très proche de l'atterrisseur principal, l'équilibre est souvent indéterminé et dépend du chargement du planeur.

#### Remarque :

L'équilibre du planeur au sol, qui ne dépend que des positions relatives du centre de gravité et de l'atterrisseur n'est pas représentatif du centrage en vol, qui lui résulte exclusivement des positions respectives du centre de gravité et du foyer aérodynamique (voir le cours de centrage et chargement).

### 1.2. Mise en vitesse

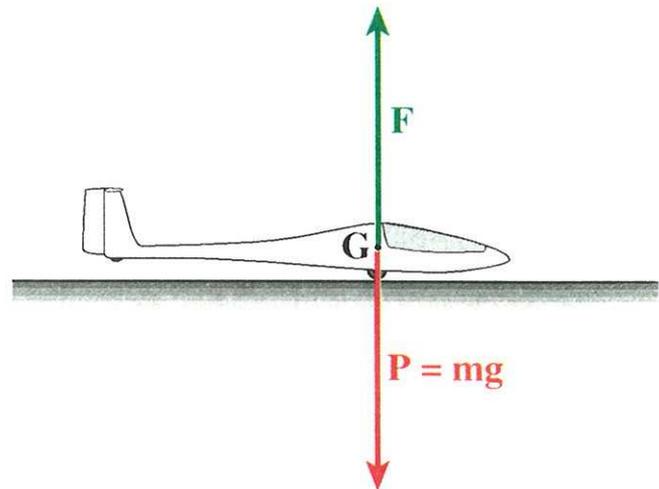
Pendant la mise en vitesse, le planeur accélère sous l'effet de la traction du remorqueur. L'équilibre des forces auquel il est soumis est alors en constante évolution.

#### 1.2.1. Forces en présence

##### a) Poids du planeur

Evidemment, le poids du planeur reste constant pendant le décollage.

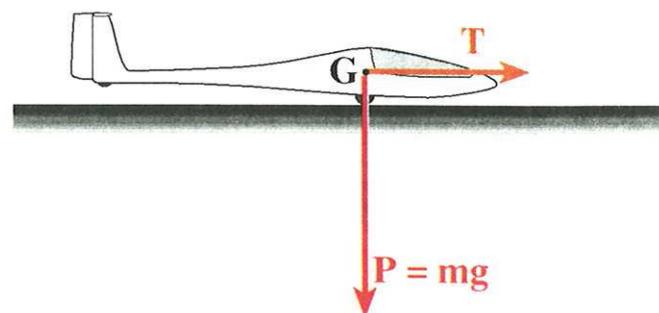
Pour simplifier, on admettra que le poids, appliqué au centre de gravité est supporté intégralement par l'atterrisseur principal.



En l'absence de forces de sustentation, le poids est équilibré par la seule réaction du sol F.

##### b) La traction du remorqueur

La traction du remorqueur T, transmise par le câble est appliquée au centre de gravité. On la considérera constante pendant l'accélération.



La traction du câble confère au planeur une accélération :

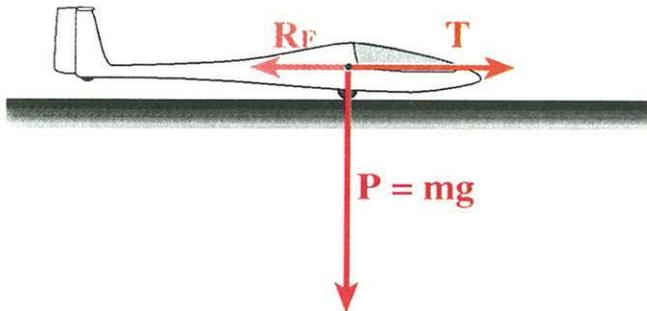
$$\gamma_0 = \frac{T}{m}$$

##### c) Force de frottement

Le contact de l'atterrisseur avec le sol entraîne une force de frottement  $R_f$ . Cette force est d'autant plus importante que la charge appliquée sur l'atterrisseur est

grande et que le "rugosité" des surfaces en contact est forte. Ainsi, le frottement d'une roue sur une piste goudronnée est bien moins intense que celui d'une roue sur une piste herbeuse et mouillée ou que celui d'un patin sur du béton.

La force de frottement est indépendante de la vitesse.

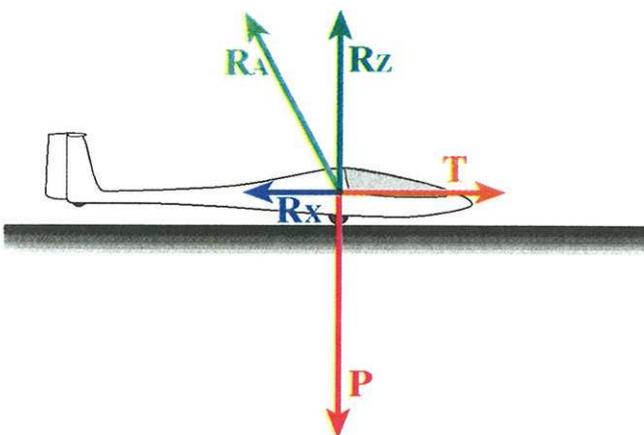


La force de frottement s'oppose à la traction et en diminue l'effet. Elle réduit l'accélération.

$$\gamma_1 = \frac{T - R_F}{m}$$

d) Les forces aérodynamiques

Avec la vitesse apparaît une portance  $R_Z$  et une traînée  $R_X$ .



L'intensité de ces forces peut être évaluée à partir des "équations du vol" :

$$R_Z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Z \quad R_X = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_X$$

Elles dépendent de la vitesse ( $V^2$ ) et de l'incidence du planeur pendant le roulement.

En s'opposant au poids  $P$ , la portance  $R_Z$  réduit la charge sur l'atterrisseur et contribue à réduire la force de frottement.

En contrepartie, la traînée  $R_X$  participe à la réduction de l'accélération.

$$\gamma_2 = \frac{T - (R_F + R_X)}{m}$$

### 1.2.2. Technique de la mise en vitesse

Afin d'obtenir la meilleure accélération et donc la plus faible longueur de roulement, il est nécessaire de réduire autant que faire se peut les forces opposées à la traction ( $R_F$  et  $R_X$ ).

La réduction de la force de frottement  $R_F$  passe par le choix d'une surface lisse et non adhérente (piste en dur). Sur piste grasse et collante (herbe haute, boue) le seul moyen de réduire les frottements et de diminuer la charge sur l'atterrisseur en faisant apparaître rapidement une portance  $R_Z$ . Ce bénéfice sera toutefois entamé par une augmentation sensible de la traînée.

La réduction des forces aérodynamiques impose l'adoption d'une assiette de traînée minimale qui correspond généralement à une incidence de portance nulle.

La bonne assiette pour le décollage est donc le résultat d'un compromis.

**La solution généralement retenue est l'adoption d'une attitude dite de "ligne de vol" où le planeur, en équilibre sur son train principal présente ni frottement ni traînée aérodynamique excessifs.**

### 1.2.3. Contrôle de la trajectoire

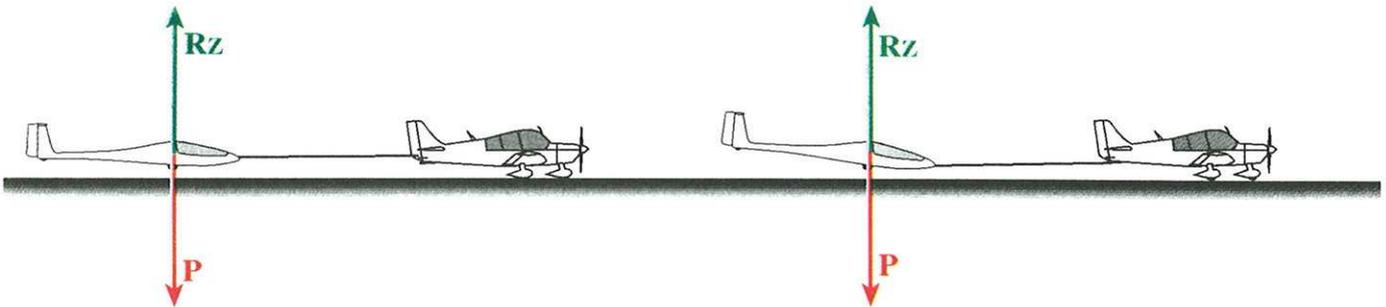
Pendant la course de décollage le contrôle de l'attitude et de la trajectoire du planeur s'effectue avec les seules commandes de vol.

Pendant l'accélération initiale, l'écoulement aérodynamique est faible. Les commandes demandent alors des braquages importants. Au fur et à mesure que la vitesse augmente, l'amplitude nécessaire des débattements décroît.

### 3. PALIER D'ACCELERATION

Cette phase du décollage est rendue nécessaire par le fait que la vitesse d'envol de l'avion remorqueur est sensiblement supérieure à celle du planeur.

Le planeur doit donc maintenir un palier près du sol alors que la vitesse de l'attelage continue de croître. La trajectoire ne peut être maintenue que si l'augmentation de vitesse est assortie d'une diminution de l'incidence de manière à conserver l'égalité :  $R_z = P$



### 4. MISE EN MONTEE

Lorsque l'avion décolle, il s'établit sur une trajectoire de montée à la vitesse prévue pour le remorquage. L'équilibre des forces devient celui du vol remorqué en montée.

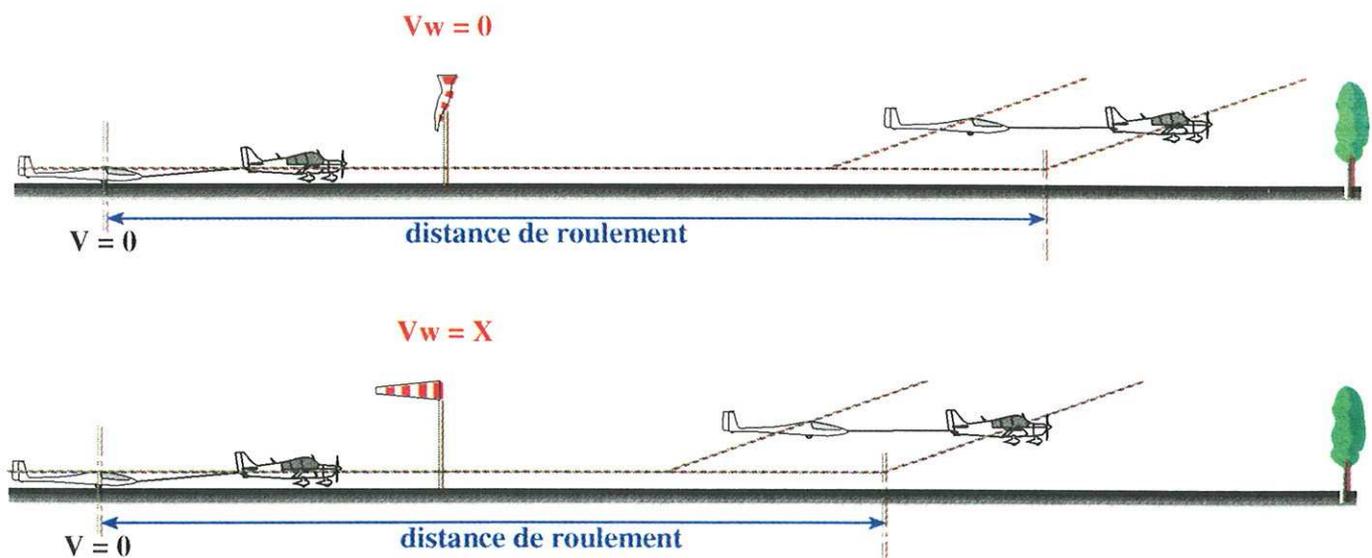
### 5. EFFET DU VENT SUR LE DECOLLAGE

#### 5.1. Vent axial

La vitesse nécessaire à l'envol est une vitesse aérodynamique.

Alors qu'il est à l'arrêt prêt à décoller, l'attelage qui bénéficie d'une composante du vent de face est déjà soumis à une vitesse aérodynamique égale à la force du vent. Le gain de vitesse nécessaire pour décoller est égal à la vitesse de décollage diminuée de la force du vent.

La longueur de roulement s'en trouve réduite. De plus, l'existence d'un vent relatif sur les surfaces du planeur dès l'arrêt permet d'obtenir un contrôle plus rapide de son attitude et de sa trajectoire.



## 2. ENVOL

### 2.1. Conditions d'envol

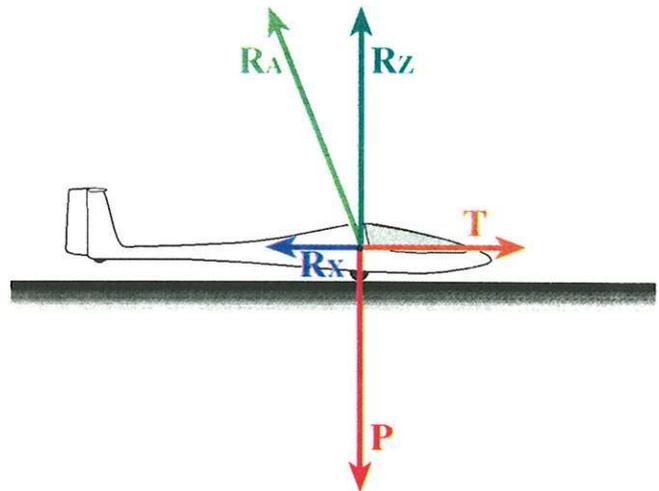
Le vol du planeur n'est possible que si les forces aérodynamiques de sustentation sont capables d'équilibrer le poids.

Compte tenu que la trajectoire du planeur reste sensiblement horizontale, (l'avion est encore au sol), c'est la portance qui doit équilibrer le poids.

La relation suivante doit être satisfaite :

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

La vitesse minimum pour laquelle l'envol est possible sera obtenue pour un  $C_z$  maximum.



### 2.2. Technique d'envol

#### 2.2.1. Choix de la vitesse de décollage

Le décollage à vitesse minimale n'est pas raisonnable puisque l'incidence de  $C_z$  max. est très proche de l'incidence de décrochage. La vitesse de décollage est donc choisie en tenant compte d'une marge de sécurité (environ + 10%) par rapport à la vitesse minimale.

#### Remarque :

Une marge trop forte présente l'inconvénient d'augmenter inutilement la longueur de roulement et d'entraîner le risque de décollage intempestif.

#### 2.2.2. Manoeuvre d'envol

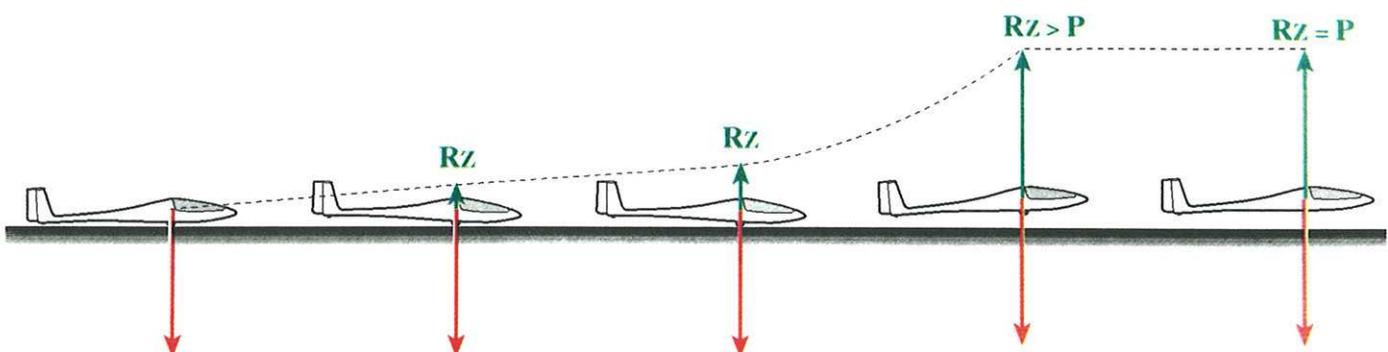
Le décollage doit être provoqué par le pilote et non subi.

Il sera subi lorsque le planeur, accélérant au sol avec une incidence trop forte, décollera tout seul quand la vitesse sera suffisante pour assurer la sustentation.

Au contraire, l'instant du décollage sera choisi s'il résulte d'une augmentation d'incidence appliquée lorsque la vitesse adaptée est atteinte. Cette technique justifie le maintien d'une incidence faible pendant l'accélération (ligne de vol).

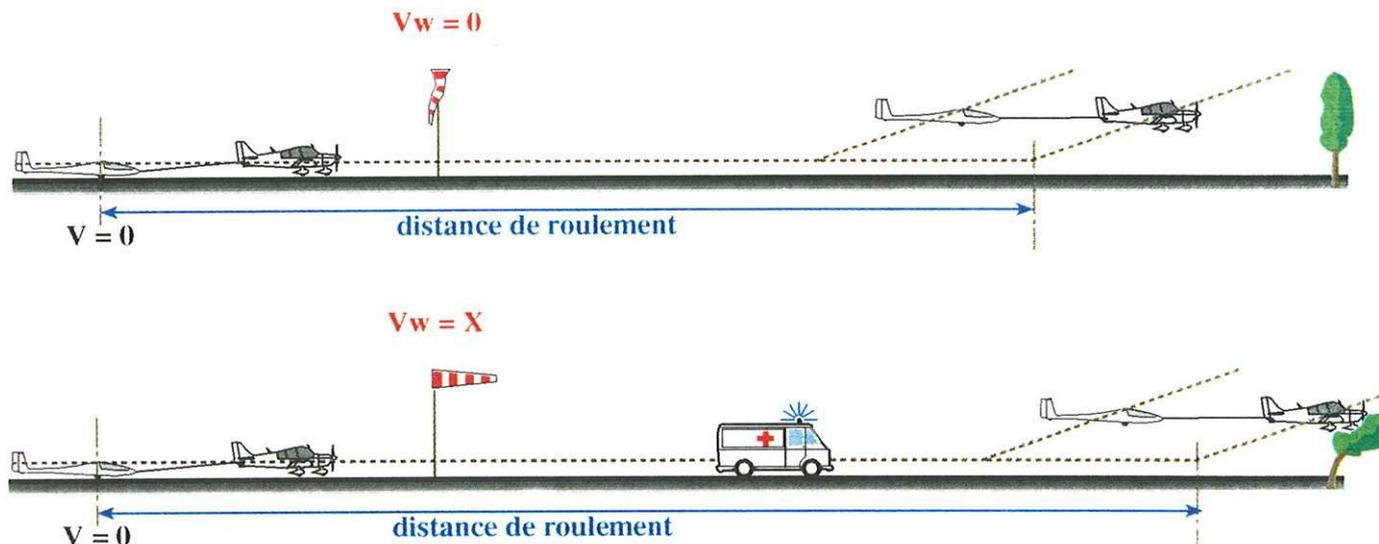
#### Remarque :

L'assiette de ligne de vol, où le planeur est en équilibre sur son train principal, offre au pilote la latitude de choisir son incidence et de la faire varier selon les besoins.



Au contraire, si le décollage intervient avec une composante de vent arrière, l'attelage sera soumis à une vitesse aérodynamique négative égale à la force du vent.

Le gain de vitesse nécessaire pour décoller est égale à la somme de la vitesse de décollage augmentée de la force du vent. La distance de roulement est fortement allongée. La prise de contrôle de l'attitude et de la trajectoire du planeur est notablement retardée.



## 5.2. Vent latéral

L'effet du vent latéral sur le décollage fait l'objet d'une étude commune "décollage et atterrissage par vent de travers".

## 6. AUTRES PARAMETRES INFLUANT SUR LE DECOLLAGE

Pour décoller, il est nécessaire d'obtenir une sustentation aérodynamique. L'ensemble des paramètres composant les équations du vol ont une influence et particulièrement la masse volumique de l'air  $\rho$ .

Ce paramètre dépend de :

- la pression atmosphérique ;
- de la température ambiante.

Les performances de décollage seront fortement dégradée et notamment la longueur de roulement sera sensiblement augmentée dans les cas suivants :

- température élevée (heures chaudes de l'été) ;
- pression atmosphérique faible (aérodrome d'altitude).

De plus, les effets de la température et de la pression sont cumulatifs.

### Remarque :

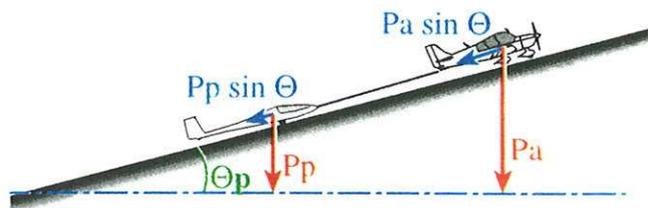
Les effets conjugués de l'altitude et de la température dégradent aussi la puissance du moteur de l'avion remorqueur.

## 7. EFFET DE LA PENTE DE LA PISTE SUR LE DECOLLAGE

### 7.1. Piste montante

Sur une piste montante, la composante du poids  $P \sin \theta$  s'oppose à l'accélération de l'attelage (ce phénomène existe pour le planeur et aussi pour l'avion).

La course de décollage est donc fortement augmentée.

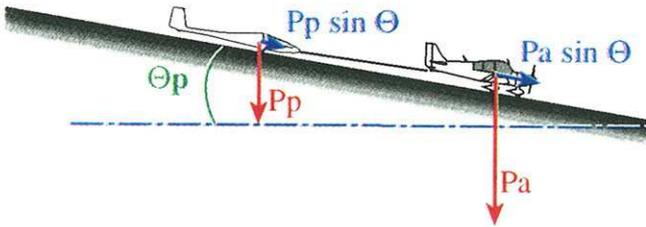


La pente de montée initiale peut ne pas être beaucoup plus forte que la pente du sol, ce qui ne permet pas d'acquérir une marge de hauteur suffisante.

Le décollage dans le sens de la montée ne peut donc s'effectuer que si la pente de la piste est très faible et s'il existe une assez forte composante de vent de face.

## 7.2. Piste descendante

Sur une piste descendante, la composante du poids  $P \sin \theta$  contribue à l'accélération. La course de décollage est donc sensiblement réduite.



**Le décollage dans le sens de la descente est donc toujours préférable même s'il existe une composante de vent arrière.**

# IX - UTILISATION DES AEROFREINS

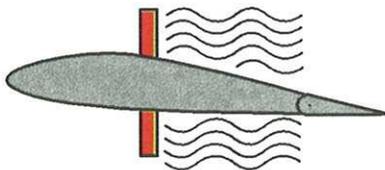
L'installation des aérofreins donne la possibilité de modifier la traînée générale du planeur dans les buts principaux :

- de moduler la pente de descente en conservant la vitesse constante ;
- de modifier la vitesse sur une trajectoire donnée.

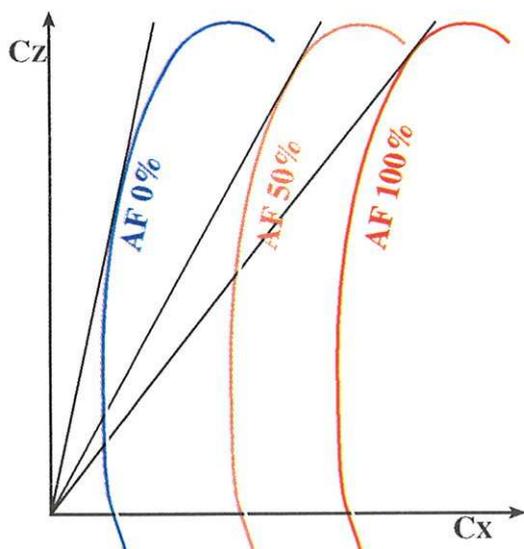
## 1. PRINCIPES AERODYNAMIQUES

### 1.1. Effets des aérofreins

Les aérofreins sont destinés à augmenter le coefficient de traînée  $C_x$  du planeur. Ils se composent généralement de surfaces verticales que l'on déploie dans le vent relatif.



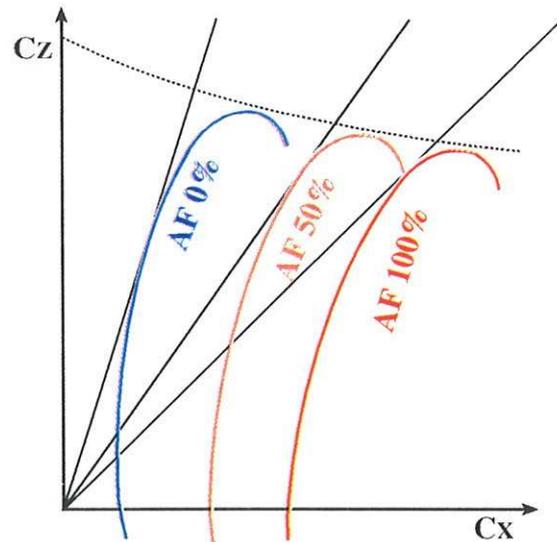
En augmentant le coefficient de traînée, les aérofreins modifient la polaire aérodynamique du planeur en la décalant selon l'axe  $C_x$ .



Les aérofreins sont considérés comme "purs" lorsqu'ils agissent sur le coefficient de traînée  $C_x$  sans modifier le coefficient de portance  $C_z$ . Sur les planeurs il n'y a guère que le parachute de

queue qui puisse être considéré comme un aérofrein pur. Certains aérofreins de bord de fuite associés à des dispositifs modifiant la courbure du profil peuvent agir comme des aérofreins purs.

Plus généralement, les aérofreins des planeurs sont installés sur les ailes et produisent une détérioration plus ou moins grande du coefficient de portance  $C_z$ .



La dégradation du coefficient  $C_z$  est surtout significative au début de braquage où apparaît une modification de l'écoulement autour du profil. Elle demeure faible si on la compare à l'augmentation du coefficient de traînée.

Le braquage des aérofreins dégrade le rapport  $\frac{C_z}{C_x}$  qui exprime la finesse du planeur et donc son angle de plané :

$$\left( f = \frac{C_z}{C_x} = \sin \Theta \right)$$

### 1.2. Effets secondaires des aérofreins

La modification des forces de traînée et dans une moindre mesure de portance, modifie l'équilibre des forces appliquées sur le planeur. Compte tenu de l'implantation des aérofreins, leur sortie peut s'accompagner de couples autour de l'axe de tangage dont le sens et l'intensité dépendent de la machine.

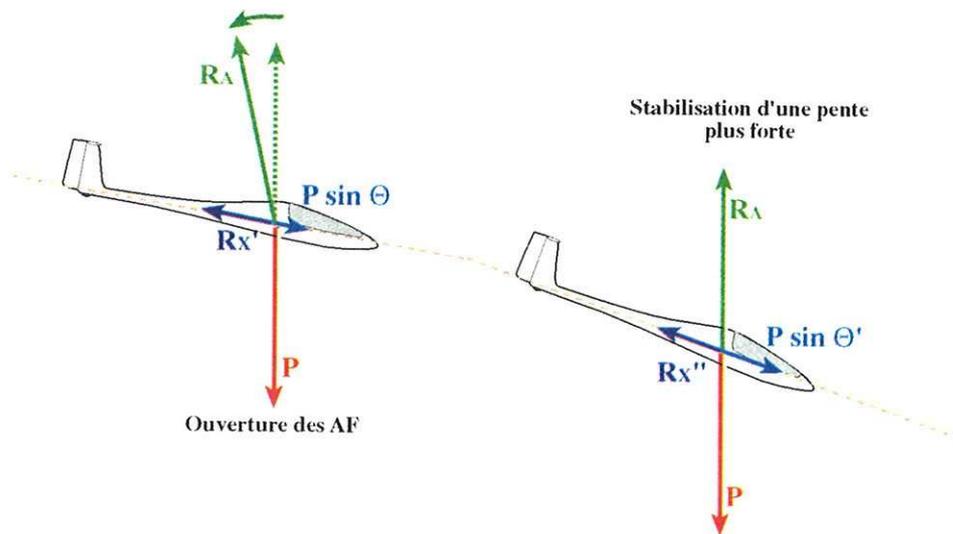
## 2. VARIATIONS DE TRAJECTOIRE A VITESSE CONSTANTE

### 2.1. Augmentation de la pente de descente

Le planeur étant établi sur une trajectoire de pente  $\Theta$  avec une vitesse  $V$ , l'équilibre des forces est tel que :

$$P = R_A, R_X = P \sin \Theta.$$

Si les aérofreins sont sortis, la traînée augmente ( $R_X \rightarrow R_X'$ ). L'équilibre  $R_X' / P \sin \Theta$  est rompu au profit de la traînée : la vitesse tend à diminuer.

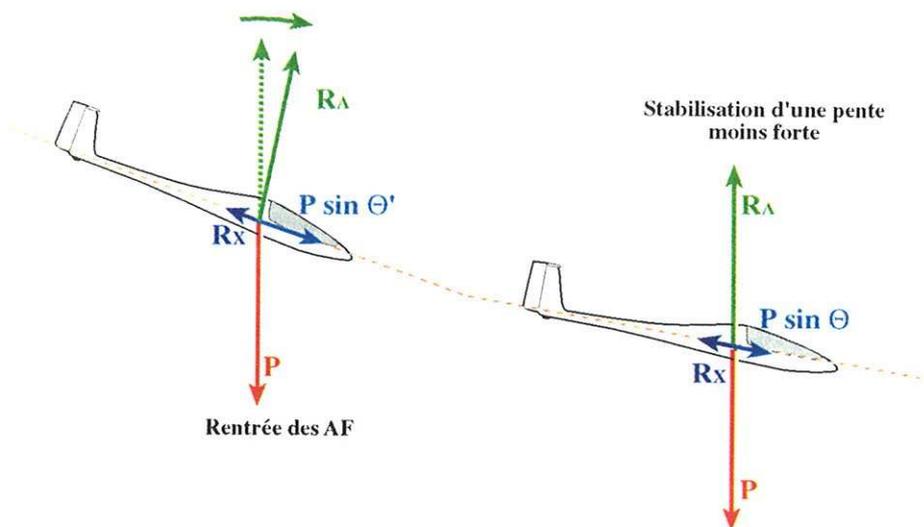


Afin de palier toute réduction de vitesse, il convient d'augmenter  $P \sin \Theta$  par un accroissement de la pente de descente ( $\Theta \rightarrow \Theta'$ ) obtenue après une variation d'assiette à piquer.

L'équilibre  $R_X' = P \sin \Theta'$  permet le maintien de la vitesse à la valeur  $V$ .

### 2.2. Diminution de la pente de descente

Aérofreins sortis, le planeur vole selon la pente de descente  $\Theta'$  à la vitesse  $V$ . Si les aérofreins sont rentrés, la traînée diminue ( $R_X' \rightarrow R_X$ ). L'équilibre  $R_X / P \sin \Theta'$  est rompu au profit de  $P \sin \Theta'$  : la vitesse tend à augmenter.



Afin de palier tout accroissement de vitesse, il convient de réduire  $P \sin \Theta'$  par une diminution de la pente de descente ( $\Theta' \rightarrow \Theta$ ) obtenue avec une variation d'assiette à cabrer.

Le retour à l'équilibre  $R_X = P \sin \Theta$  assure le maintien de la vitesse à la valeur  $V$ .

### 2.3. Conclusion

Grâce à l'action des aérofreins, il est possible de faire varier la pente de descente d'un planeur tout en maintenant sa vitesse constante. La manoeuvre nécessite d'assortir à chaque braquage d'aérofreins une variation d'assiette qui permet de stabiliser le planeur sur une nouvelle pente de descente à la vitesse choisie. Les actions sur les commandes d'aérofreins et de profondeur doivent être simultanées (actions conjointes).

Pour une vitesse déterminée, il est possible de distinguer une pente de descente minimale correspondant à un braquage nul des aérofreins et une pente maximale correspondant à leur ouverture totale.

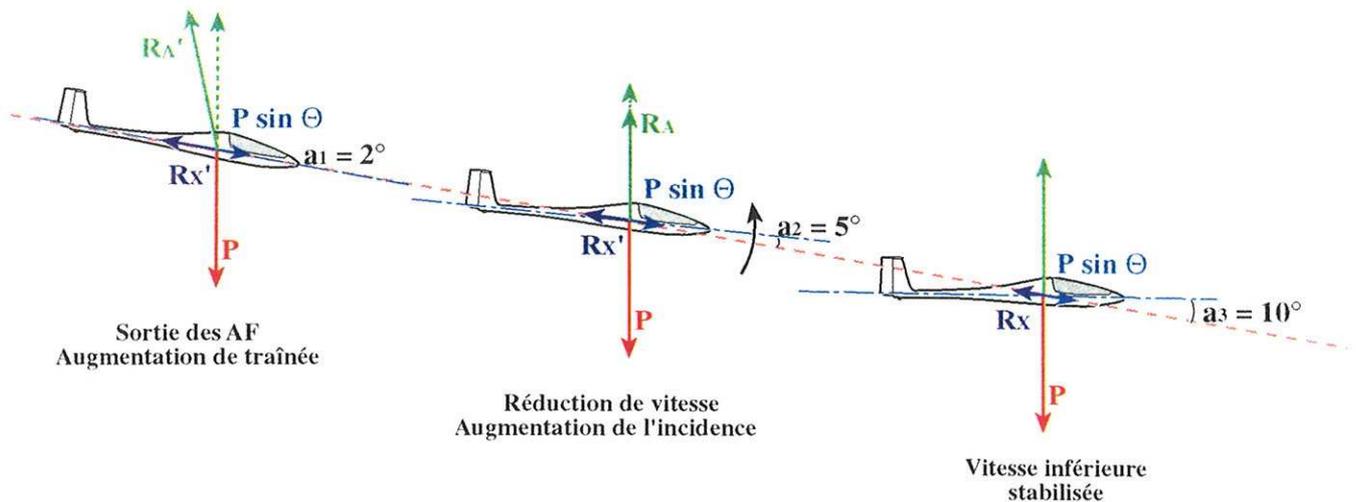
C'est sur ce procédé qu'est fondée la méthode de correction du plan d'approche.

## 3. VARIATIONS DE VITESSE SUR UNE TRAJECTOIRE CONSTANTE

### 3.1. Réduction de vitesse

Si une sortie d'aérofreins est effectuée alors que le planeur est stabilisé sur la trajectoire  $\Theta$ , l'augmentation de traînée ( $R_x \rightarrow R_x'$ ) tend à réduire la vitesse (voir chapitre précédent).

Si la trajectoire  $\Theta$  est maintenue, la réduction de vitesse est effective. Elle entraîne une diminution de l'intensité des forces aérodynamiques et particulièrement de la résultante aérodynamique  $R_A$ .



La diminution de la résultante aérodynamique tend à provoquer une inflexion de la trajectoire vers le bas. Pour s'y opposer, il est nécessaire d'augmenter l'incidence du planeur par l'affichage progressif d'une assiette plus cabrée.

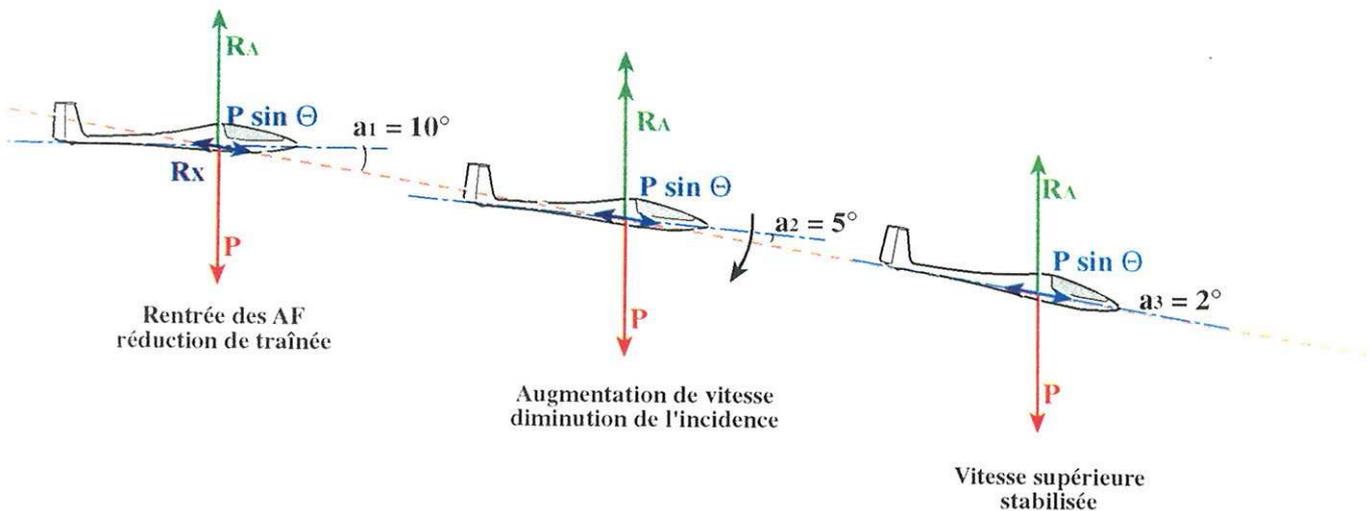
Tandis que la pente est maintenue constante, la composante  $P \sin \Theta$  est constante. Par contre, la traînée du planeur subit une évolution complexe :

- à l'origine elle est égale à  $P \sin \Theta$  ;
- instantanément elle augmente avec la sortie des aérofreins ;
- simultanément avec la décélération elle rééquilibre progressivement  $P \sin \Theta$ , les effets de la réduction de la vitesse ( $V^2$ ), de l'augmentation d'incidence et des aérofreins se compensant exactement.

### 3.2. Augmentation de la vitesse

Aérofreins sortis, le planeur vole sur une pente  $\Theta$  à la vitesse  $V$ . Si les aérofreins sont rentrés, la diminution de traînée ( $R_X' \rightarrow R_X$ ) tend à augmenter la vitesse.

Si la trajectoire est maintenue, l'accroissement de vitesse est effectif. Il entraîne une augmentation de l'intensité des forces aérodynamiques et particulièrement de la résultante aérodynamique  $R_A$ .



L'augmentation de la résultante aérodynamique tend à provoquer une déviation de la trajectoire vers le haut. Pour s'y opposer, il est nécessaire de diminuer l'incidence du planeur par l'affichage progressif d'une assiette moins cabrée.

Comme pendant la décélération, la pente restant constante, la composante  $P \sin \Theta$  est constante. Là aussi, la traînée subit une évolution complexe :

- à l'origine, elle est égale à  $P \sin \Theta$  ;
- instantanément elle diminue avec la rentrée des aérofreins ;
- simultanément, avec l'accélération, elle rééquilibre progressivement  $P \sin \Theta$ , les effets de l'augmentation de vitesse, de la diminution d'incidence et de la rentrée des aérofreins se compensant exactement.

### 3.3. Conclusion

Sur une trajectoire de pente donnée, il est possible de faire évoluer la vitesse d'un planeur entre une vitesse minimale correspondant au braquage total des aérofreins et une valeur maximale correspondant à leur effacement complet.

Evidemment, la pente de descente doit être choisie de manière à ce que la plage de vitesses recherchées soit compatible avec le domaine de vol du planeur (vitesse de décrochage et VNE).

**Grâce à l'action des aérofreins, il est possible de faire évoluer la vitesse d'un planeur (ou de la stabiliser) tout en maintenant la trajectoire de descente constante. Outre la manoeuvre des aérofreins il est nécessaire d'accompagner la variation de vitesse d'une modification de l'incidence du planeur.**

#### Remarque importante:

Les modifications de la vitesse sont le résultat des modifications de traînées produites par les aérofreins et non des variations d'assiette qui ne servent qu'au maintien du plan de descente.

# X - L'APPROCHE FINALE

La conduite de l'approche finale fait partie du cours de pilotage plus que de celui de mécanique de vol. Toutefois, la mécanique du vol permet de mettre en évidence des éléments dont il est important de tenir compte pour assurer des approches sûres.

## 1. APPROCHE ET VITESSE DE DECROCHAGE

Pour réaliser des atterrissages précis et courts, une vitesse d'approche aussi réduite que possible doit être choisie. Néanmoins, tout risque de décrochage doit être écarté.

Le décrochage en tant que phénomène aérodynamique fait l'objet d'une étude particulière (chapitre XIII). Seuls seront énoncés ici les éléments qui influent sur la vitesse de décrochage en approche.

### 1.1. Vitesse de décrochage en approche en ligne droite

La vitesse de décrochage d'un planeur en approche en ligne droite (facteur de charge  $n = 1$ ) dépend de la configuration choisie, de la masse et du centrage.

#### 1.1.1. Configuration

La configuration du planeur pour l'atterrissage influe sur les caractéristiques de décrochage qui se différencient de celles de la configuration "lisse" en fonction :

- du braquage des volets hypersustentateurs ;
- de la sortie des aérofreins ;
- du positionnement d'éléments comme le train d'atterrissage.

#### 1.1.2. Masse du planeur

La vitesse de décrochage est d'autant plus forte que la masse est grande.

#### 1.1.3. Centrage

Les conditions de centrage du planeur sont susceptibles de modifier la vitesse de décrochage.

### 1.2. Vitesse de décrochage en approche en évolution

Une approche n'est que rarement constituée par une simple ligne droite. Elle comporte presque toujours des évolutions qui produisent une augmentation du facteur de charge et augmente donc la vitesse de décrochage.

#### 1.2.1. Corrections d'alignement

Les corrections d'alignement peuvent être assimilées à des virages. Bien que devant rester dans des limites des faibles inclinaisons ( $\leq 20^\circ$ ), elles produisent une augmentation de facteur de charge.

#### 1.2.2. Corrections de descente

Les corrections du plan peuvent être assimilées à des ressources qui produisent aussi une augmentation du facteur de charge. L'arrondi est également une forme de ressource.

#### 1.2.3. Turbulences

Les turbulences génèrent instantanément des modifications du facteur de charge. Elle amènent également le pilote à corriger l'attitude du planeur.

## 2. APPROCHE ET MANOEUVRABILITE

Quand bien même une marge de sécurité permettant d'écarter le risque de décrochage est prise, une approche ne peut être sûre que si le planeur conserve une bonne manoeuvrabilité.

Pour les planeurs modernes, l'efficacité des commandes reste, en principe, effective jusqu'au décrochage (parfois après). Mais un supplément de vitesse peut être rendu nécessaire par conditions difficiles (turbulence).

Pour les planeurs anciens, il est possible de constater une perte presque totale de l'efficacité de certaines gouvernes (roulis principalement) bien avant le décrochage.

Pour cette raison, la vitesse minimum pour l'approche doit tenir compte d'une marge destinée à préserver la manoeuvrabilité.

## 3. CHOIX DE LA VITESSE D'APPROCHE

Pour l'ensemble des raisons exposées ci-dessus, on calculera la vitesse d'approche en multipliant la vitesse de décrochage par 1,3. Ce chiffre, déterminé après de longues expériences est aujourd'hui considéré comme une norme et est utilisé pour tous les aéroplanes.

$$\text{vitesse d'approche} = 1,3 V_S$$

La vitesse de décrochage étant un paramètre pouvant varier pour un même planeur, deux de ses valeurs remarquables pourront être utilisées selon le choix du pilote :

$$V_{S1} \text{ et } V_{S0}$$

### 3.1. Vitesse de décrochage dans la configuration choisie $V_{S1}$

Cette vitesse est déterminée par un essai dans les conditions exactes de l'atterrissage (configuration, masse, centrage etc.).

Le pilote note la vitesse indiquée  $V_i$  pour laquelle intervient la perte de contrôle.

### 3.2. Vitesse de décrochage en configuration d'approche $V_{S0}$

Cette vitesse est déterminée expérimentalement, le planeur étant placé dans les conditions suivantes :

- masse maximum autorisée pour l'atterrissage ;
- centrage le plus défavorable ;
- aérofreins ouverts ;
- train sorti ;
- volets hypersustentateur en position d'atterrissage (braquage maximal).

## 4. EFFETS DU GRADIENT DE VENT ET DES RAFALES

### 4.1. Energie du planeur

Pour conserver son mouvement, un planeur dispose d'une quantité d'énergie qui est la somme de :

- l'énergie qui découle de sa hauteur, c'est à dire son énergie potentielle  $E_p = mgh$ .

$m$  = masse en kg  
 $g$  = accélération de la pesanteur en  $m/s^2$   
 $h$  = hauteur en m.

- l'énergie qui découle de sa vitesse, c'est à dire son énergie cinétique :  $E_c = \frac{1}{2} mV^2$

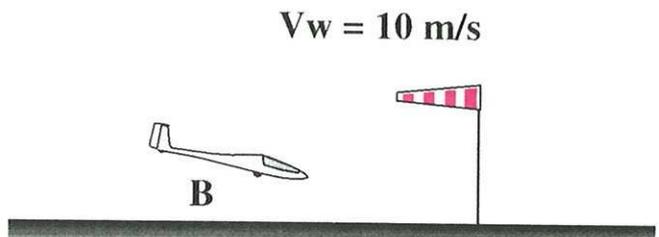
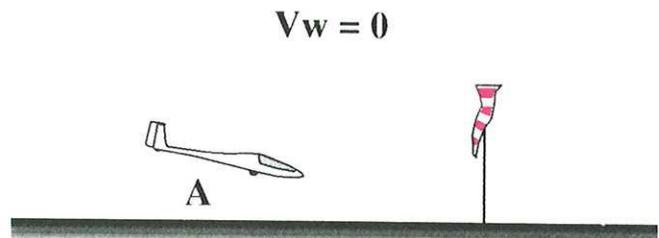
$m$  = masse en kg  
 $V$  = vitesse en  $m/s$ .

La vitesse  $V$  à prendre en considération dépend du repère dans lequel la trajectoire du planeur est étudiée.

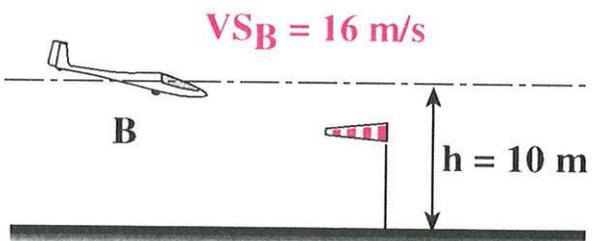
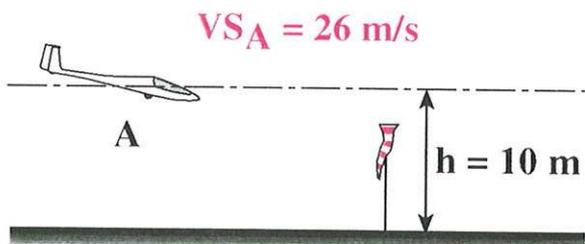
Si l'on désire calculer la hauteur maximale d'une ressource (trajectoire par rapport à l'air) l'énergie à prendre en compte est celle que l'on détermine à partir de la vitesse aérodynamique  $V_p$ . Par contre, si l'on détermine l'énergie disponible pour calculer une trajectoire par rapport au sol (cas de l'atterrissage) c'est la vitesse sol  $V_S$  qu'il faut utiliser. C'est le cas notamment pour calculer la distance nécessaire pour ralentir et arrêter le planeur après le touché.

### 4.2. Effets du vent et énergie cinétique

Pour raisonner sur ce problème, nous allons utiliser un exemple. Supposant deux planeurs identiques A et B de masse  $m = 500$  kg, de vitesse de décrochage  $V_{S1} = 72$  km/h (= 20 m/s) et adoptant pour leur approche la même vitesse  $V_p = 94$  km/h (26 m/s). Ils effectuent simultanément un atterrissage, le planeur A sur un aérodrome où le vent est calme et le planeur B sur un autre aérodrome où il subit un vent de face de 20 kt ( $V_w = 10$  m/s).



Les deux planeurs adoptent pour l'approche la même vitesse aérodynamique  $V_i = V_p = 26$  m/s. Du point de vue de la sustentation leur situation est donc identique. Par contre, le planeur A qui ne subit pas de vent bénéficie d'une vitesse sol supérieure.



Imaginons maintenant les deux planeurs franchissant la hauteur  $h = 10$  m et mesurons l'énergie dont chacun dispose pour conserver son mouvement par rapport au sol. L'énergie potentielle est la même pour les deux planeurs puisque leur masse et leur hauteur sont identiques ( $g = 10$  m/s<sup>2</sup>)

$$E_{P_A} = E_{P_B} = 500 \text{ kg} \cdot 10 \text{ m/s}^2 \cdot 10 \text{ m} = 50\,000 \text{ Joules}$$

L'énergie cinétique par rapport au sol est par contre différente pour chacun d'eux.

$$E_{C_A} = \frac{1}{2} \cdot 500 \text{ kg} \cdot (26 \text{ m/s})^2 = 169\,000 \text{ Joules}$$

$$E_{C_B} = \frac{1}{2} \cdot 500 \text{ kg} \cdot (16 \text{ m/s})^2 = 64\,000 \text{ Joules}$$

L'énergie dont dispose le planeur A est beaucoup plus grande que celle du planeur B. La différence est :

$$169\,000 \text{ J} - 64\,000 \text{ J} = 105\,000 \text{ Joules.}$$

Cette différence représente l'énergie qu'il faudrait communiquer au planeur B pour qu'il accélère par rapport au sol de 16 à 26 m/s.

Supposons maintenant que pendant l'approche du planeur B le vent cesse instantanément. Propulsé par son énergie cinétique, il poursuit son mouvement par rapport au sol à la vitesse sol

$$V_{S_B} = 16 \text{ m/s}$$

Mais que devient la vitesse aérodynamique ?

$$V_{S_B} = V_p - V_w$$

$$V_p = V_{S_B} + V_w$$

$$V_p = V_{S_B} + 0 = V_{S_B} = 16 \text{ m/s}$$

La vitesse de décrochage étant de 20 m/s, le planeur B ne dispose plus d'une vitesse aérodynamique suffisante pour assurer sa sustentation.

La seule énergie dont il peut bénéficier pour réaccélérer est son énergie potentielle. Mais les 50 000 J disponibles sont insuffisants comparés aux 105 000 J nécessaires.

Si le planeur B disposait d'une marge de hauteur supérieure, il pourrait transformer son énergie potentielle pour combler son déficit d'énergie cinétique (105 000 J).

$$E_p = 105\,000 \text{ J} = mgh = 500 \cdot 10 \cdot h$$

$$h = \frac{10\,500}{5\,000} = 21 \text{ m}$$

Dans ce cas il ne dispose que de 10 m !

L'hypothèse selon laquelle une composante de vent peut s'annuler instantanément ne doit pas être considérée comme un simple cas d'école.

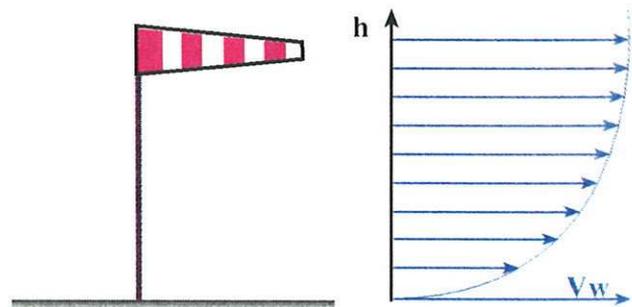
Deux phénomènes peuvent le produire :

- la traversée du gradient de vent ;
- l'effet de rafale.

### 4.3. Effet de gradient de vent

Le vent qui s'écoule le long de la surface terrestre subit un frottement. Un freinage des particules d'air se produit près du sol. La vitesse de l'écoulement devient d'autant plus faible que la hauteur est faible.

Ce phénomène est appelé "gradient du vent".



Dans ces conditions, le vent subi par une manche à air (hauteur voisine de 4 m) est environ le double de celui que mesurerait un anémomètre placé à un mètre du sol.

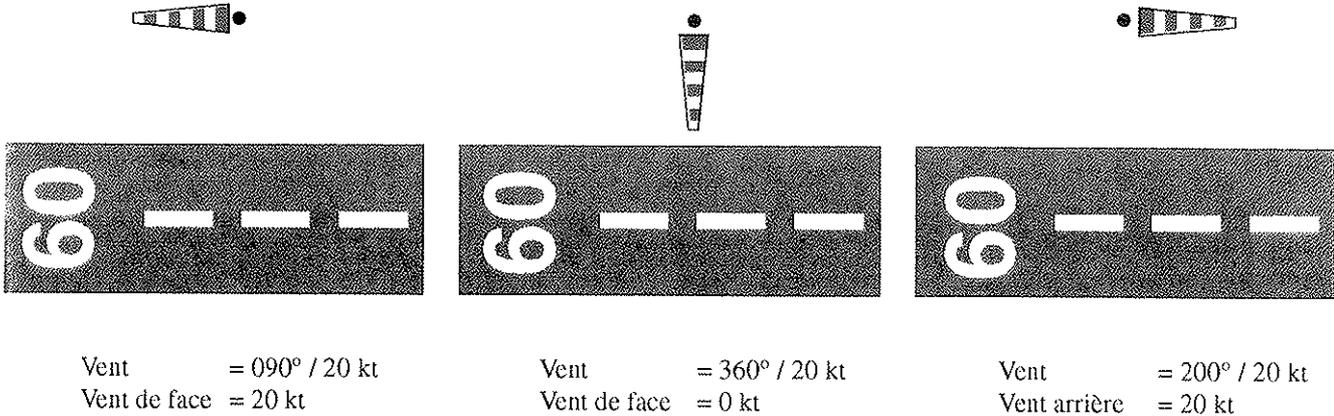
Un planeur qui traverse ce gradient subit donc une rapide décroissance de la force du vent. Si l'on considère l'épaisseur de la couche sensible (5 à 10 m) et le taux de descente moyen du planeur (2 à 3 m/s), on constate que la réduction du vent à lieu en à peine quelques secondes et représente 50% du vent mesuré au niveau de la manche à air.

#### 4.4. Effet de rafale

Une rafale est un brusque changement de la force ou de la direction du vent (ou des deux).

Un changement de force produit un effet semblable à celui du gradient avec plus d'amplitude et moins de progressivité.

Un changement de direction est bien plus grave puisque la composante du vent sur l'axe considéré peut s'annuler (rotation de 90°) mais aussi s'inverser (rotation de 180°).



#### 4.5. Corrections de la vitesse d'approche

Pour palier les risques engendrés par le gradient du vent ou les rafales, il convient de donner au planeur un supplément de vitesse de manière à ce qu'il emmagasine de l'énergie cinétique qui lui permettra la poursuite normale du vol lors des chutes brutales de la force du vent.

##### 4.5.1. Correction du "gradient de vent"

Le planeur subit du fait du gradient une chute de la moitié de l'intensité du vent mesuré.

La vitesse d'approche devra donc être majorée d'une valeur égale à la moitié de la force du vent.

$$\text{Vitesse d'approche} = 1,3V_{S0} + \frac{V_w}{2}$$

*Exemple :*

Pour un vent de 15 kt, la vitesse d'approche doit être majorée de 7,5 kt soit 15 km/h.

##### 4.5.2. Correction de l'effet de rafale

L'intensité des effets des rafales étant imprévisible, c'est l'intensité totale de la rafale qui doit être prise en compte pour la majoration de vitesse :

*Exemple :*

$$V_w = 360 / 15 - 25 \text{ kt}$$

$$\text{rafale} = 25 - 15 = 10 \text{ kt}$$

La vitesse d'approche devra être majorée de 10 kt (20 km/h).

##### 4.5.3. Vitesse optimale d'approche VOA

La vitesse optimale d'approche VOA est la vitesse préconisée pour tenir compte de l'ensemble des éléments indiqués ci-dessus.

La VOA est égale à la vitesse de perte de contrôle en configuration d'atterrissage ( $V_{S1}$  ou  $V_{S0}$ ) multiplié par 1,3 et majorée de la moitié de la force du vent effectif et de l'intensité de la rafale.

$$\text{VOA} = \begin{cases} 1,3V_{S1} + \frac{V_w}{2} + \text{rafale} \\ \text{ou} \\ 1,3V_{S0} + \frac{V_w}{2} + \text{rafale} \end{cases}$$

Pour simplifier la VOA peut être calculée en adoptant comme correction du vent, la valeur de la pointe du vent divisée par 2.

$$\text{VOA} = 1,3V_{S1} + \frac{V_w + \text{rafale}}{2}$$

ou

$$\text{VOA} = 1,3V_{S1} + \frac{\text{vent maxi}}{2}$$

##### Remarque :

Le vent arrière donne au planeur une énergie cinétique (par rapport au sol) supérieure au vent calme. Il est donc pas nécessaire de majorer la vitesse d'approche si l'atterrissage a lieu avec du vent arrière.

# XI - ATERRISSAGE

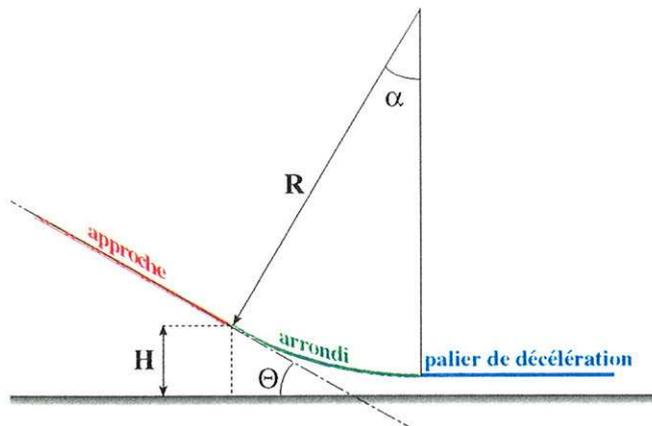
L'atterrissage d'un planeur comprend quatre phases :

- "l'approche", déjà étudiée, qui prépare le planeur pour l'atterrissage ;
- "l'arrondi" au cours duquel le taux de descente est progressivement annulé ;
- le "palier de décélération" qui a pour but de résorber la vitesse horizontale pour amener le planeur au touché ;
- le "roulement" décélééré qui se poursuit jusqu'à l'arrêt total de la machine.

## 1. ARRONDI

### 1.1. Définition

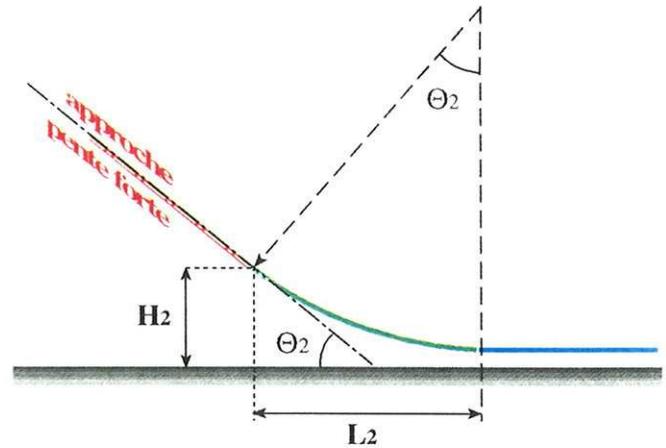
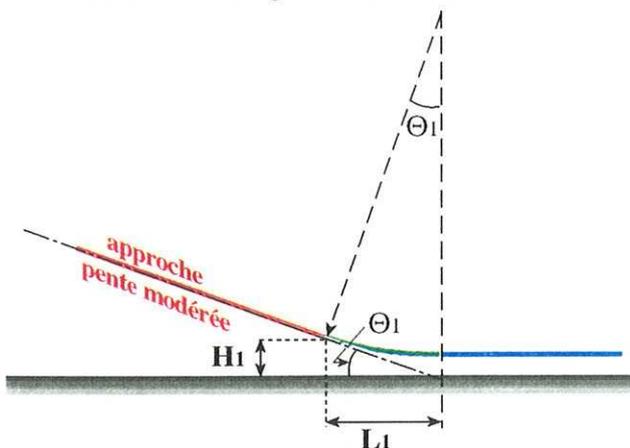
L'arrondi est un changement de trajectoire dans le plan vertical qui raccorde l'approche et le palier de décélération.



### 1.2. Conditions préalables à l'arrondi

Les paramètres retenus en approche qui conditionnent la construction de l'arrondi sont :

- la vitesse d'approche ( $1,3 V_{SO}$  corrigée du vent) ;
- la pente qui résulte à la fois de la vitesse, du taux de descente et de la composante de vent axial.

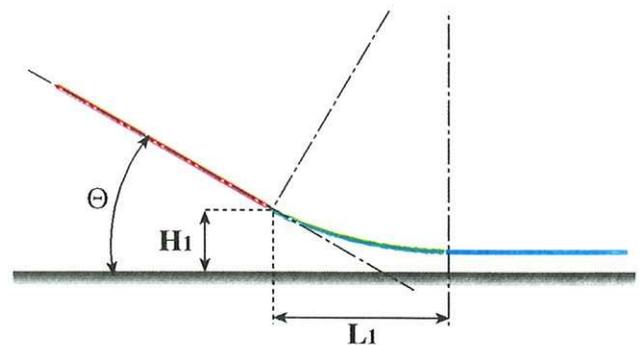


De ces éléments dépendent :

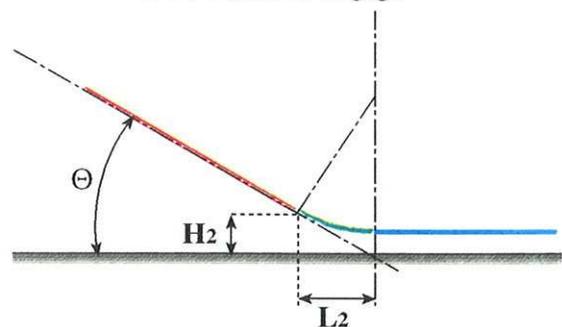
- la hauteur optimale du début de l'arrondi ;
- l'angle de changement de trajectoire (égal à  $\Theta$ ) ;
- la durée de la manoeuvre et sa longueur.

### 1.3. Technique de l'arrondi

Il est difficile de calibrer numériquement un arrondi. Parmi toutes les variables qui conditionnent son exécution, il faut ajouter la vitesse de rotation en tangage choisie par le pilote. Pour les mêmes conditions d'approche, l'adoption d'une vitesse de tangage forte nécessitera un arrondi tardif, à très faible hauteur et très bref.



Faible vitesse de tangage



Forte vitesse de tangage

L'adoption d'une vitesse de tangage modérée permet un temps plus long pour la manoeuvre et offre une plus grande latitude pour le dosage des actions et des corrections. De plus, elle limite l'effet de l'augmentation du facteur de charge et écarte le risque de décrochage. Si on admet qu'un même pilote adopte pour ses arrondis à peu près toujours la même vitesse de rotation en tangage, on peut dégager les règles suivantes :

- la hauteur du début de l'arrondi doit être d'autant plus forte que la pente d'approche est importante et que la vitesse est grande ;
- la durée de l'arrondi est d'autant plus grande que la pente d'approche est forte.

### 1.4. Evolution de la vitesse

L'arrondi est une phase transitoire entre une trajectoire fortement descendante (l'approche) et une trajectoire horizontale. Il se traduit donc par une réduction de la vitesse. Cette décélération sera d'autant plus forte que le braquage des aérofreins est important et que la pente d'approche est forte.

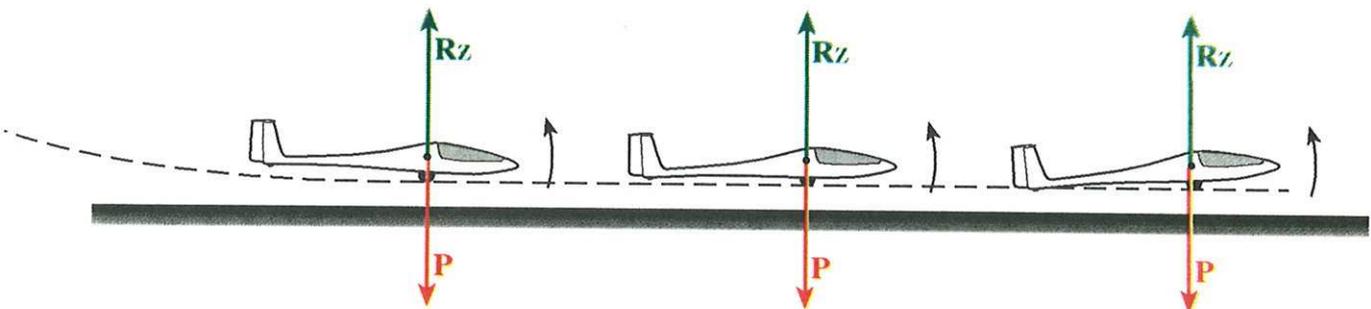
## 2. PALIER DE DECELERATION

Après l'arrondi, le planeur est établi sur une trajectoire horizontale (en fait parallèle à la piste ; si la piste est trop fortement descendante l'atterrissage n'est pas possible).

Pendant ce palier, la composante  $P \sin \Theta$  est nulle. Elle n'exerce plus d'effet propulsif et la vitesse du planeur est en régression. Pour que la trajectoire reste horizontale, il est nécessaire que  $R_z$  reste égal au poids  $P$ .

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

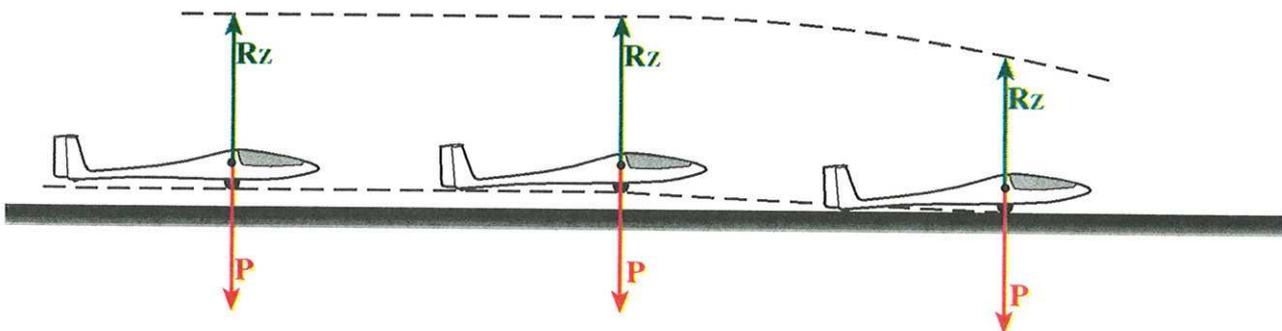
Comme  $V^2$  diminue,  $C_z$  doit croître par le biais d'une augmentation de l'incidence. L'assiette du planeur doit donc être progressivement cabrée.



## 3. TOUCHE

Tandis que le planeur décélère,  $R_z$  tend à diminuer selon  $V^2$ . L'augmentation d'incidence doit donc peu à peu s'accroître en devenant de plus en plus rapide et ample.

Il advient alors qu'un déficit de portance  $R_z$  apparaît au profit du poids. La trajectoire s'infléchit vers le bas et progressivement le planeur prend contact avec le sol.



A l'instant du touché, le  $C_z$  max. n'a (en principe) pas été atteint. Le touché du planeur n'est donc pas le résultat d'un décrochage qui ne permettrait pas le contrôle du planeur.

## 4. LE ROULEMENT

Après le touché, le planeur continue momentanément sa course par inertie. La distance qu'il parcourt est d'autant plus grande que sa masse et sa vitesse sont importantes. L'énergie à dépenser est exprimée par la formule :

$$E_c = \frac{1}{2} mV^2$$

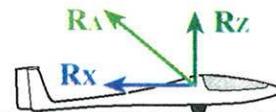
Toutefois, un certain nombre de forces s'opposent au déplacement et contribuent au ralentissement du planeur.

### 4.1. Traînée aérodynamique

Tant que la vitesse du planeur n'est pas nulle, il existe une résultante aérodynamique dont la composante horizontale, la traînée  $R_x$ , participe au ralentissement.

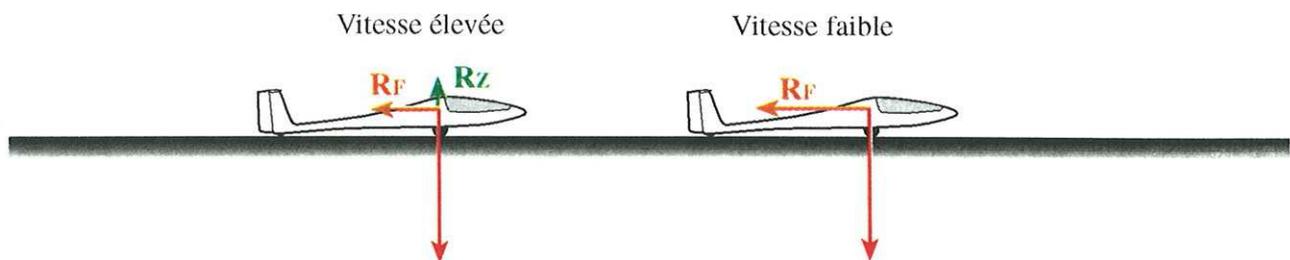
La traînée est évidemment plus importante si les aérofreins sont maintenus ouverts.

Toutefois, le freinage aérodynamique n'est réellement efficace que lorsque la vitesse est encore importante, c'est à dire en début de roulement.



### 4.2. Force de frottement

Comme pour le décollage, la force de frottement s'oppose au roulement du planeur.



La force de frottement est proportionnelle à la rugosité des surfaces en contact. Un planeur à patin s'arrêtera plus rapidement qu'un planeur doté d'une roue.

Elle est aussi proportionnelle à la charge sur l'atterrisseur. L'existence d'une portance résiduelle diminuera donc l'efficacité du freinage par frottement.

### 4.3. Freinage mécanique

Les forces de frottement générées par les atterrisseurs équipés de roues sont faibles. Elles sont donc dotées de freins destinés à augmenter artificiellement les frottements. Le freinage n'est efficace que si la charge sur la roue est importante de manière à conserver une bonne adhérence du pneu sur le sol. L'existence d'une portance aérodynamique est donc néfaste.

### 4.4. Contrôle de la trajectoire

Le contrôle de l'attitude et de la trajectoire du planeur pendant le roulement ne peut s'effectuer que par l'intermédiaire des commandes de vol. Elles restent efficaces tant que l'écoulement aérodynamique est assez fort et demande des débattements de plus en plus amples pendant la décélération.

En fin de course, l'efficacité des gouvernes s'annule. Les changements de trajectoire deviennent donc très difficiles voire impossibles à contrôler.

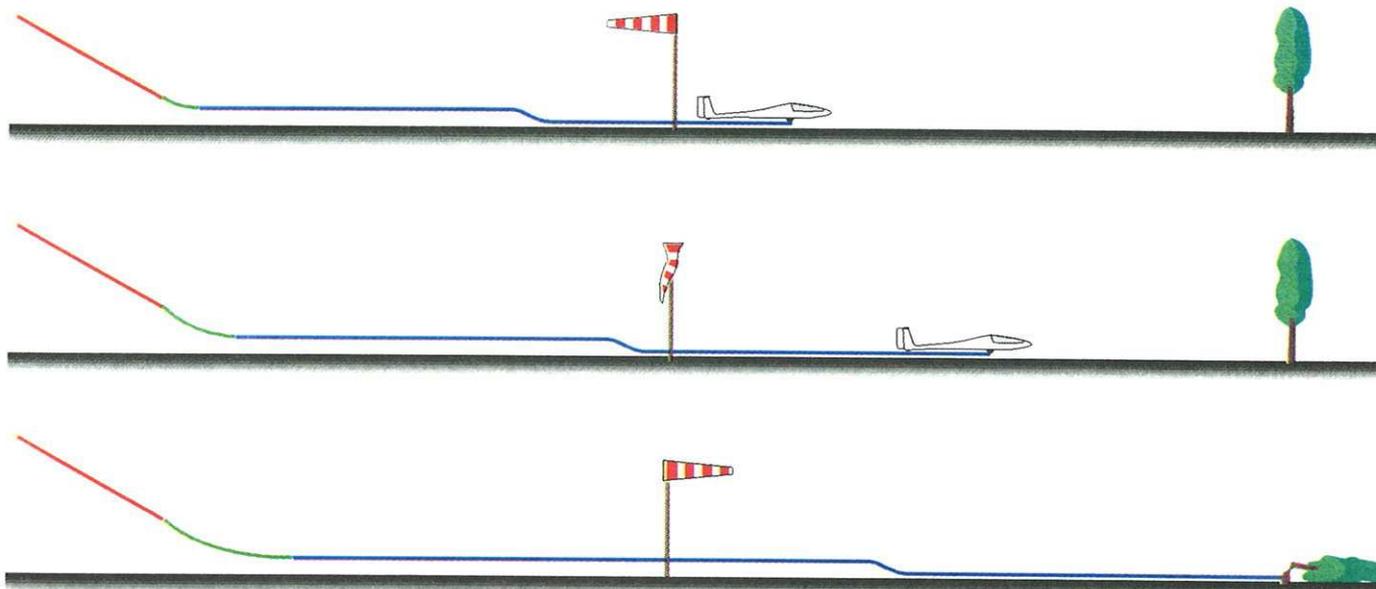
## 5. EFFET DU VENT SUR L'ATTERRISSAGE

### 5.1. Vent axial

Le planeur qui atterrit avec une composante de vent de face voit sa vitesse par rapport au sol diminuer.

La trajectoire qu'il parcourt pendant l'arrondi et le palier sont plus courts. L'énergie qu'il doit consommer pour s'arrêter est moins grande, ce qui réduit la longueur du roulement.

L'existence d'un écoulement d'air sur les gouvernes jusqu'à l'arrêt complet de la machine permet un meilleur contrôle de l'attitude et de la trajectoire du planeur.



Inversement, s'il existe pendant l'atterrissage une composante de vent arrière, l'ensemble des distances associées à la manoeuvre sont très sensiblement allongées.

De plus, en fin de course, les gouvernes du planeur seront alimentées par un vent relatif arrière ce qui annule particulièrement leur efficacité.

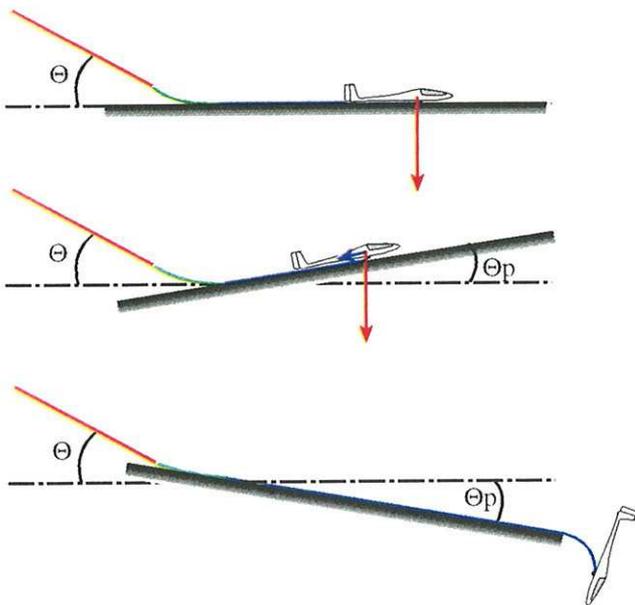
### 5.2. Vent latéral

L'effet du vent latéral sur l'atterrissage fait l'objet de l'étude commune chapitre II "Décollage et atterrissage par vent de travers".

## 6. AUTRES PARAMETRES INFLUANT SUR L'ATTERRISSAGE

Comme il en est pour le décollage, toute variation de la masse volumique de l'air influe sur les distances associées à l'atterrissage. Quand la pression atmosphérique diminue (aérodrome d'altitude) ou que la température est élevée, la vitesse propre du planeur en approche est plus grande. L'arrondi et le palier de décélération sont plus longs et l'énergie à résorber pendant le roulement est plus importante.

## 7. EFFET DE LA PENTE DE LA PISTE SUR L'ATERRISSAGE



### 7.1. Atterrissage sur piste montante

Le changement de trajectoire pendant l'arrondi est la somme de la pente d'approche  $\Theta$  et de la pente de la piste  $\Theta_p$ . Il est plus important que dans le cas d'une piste horizontale.

Pendant et après l'arrondi s'établit une composante  $P \sin \Theta_p$  qui contribue au ralentissement de la machine. Les distances associées à l'atterrissage sont réellement diminuées.

### 7.2. Atterrissage sur piste descendante

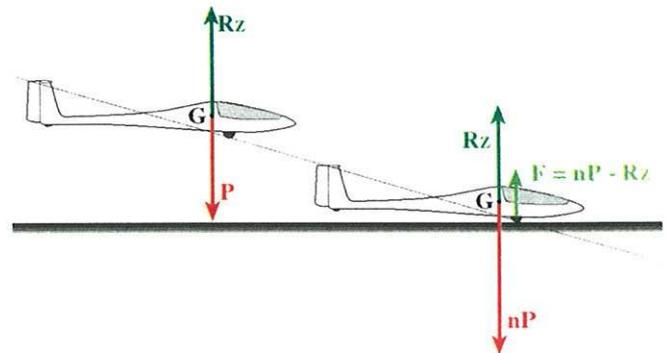
Le changement de trajectoire pendant l'arrondi est la différence entre pente d'approche  $\Theta$  et la pente de la piste  $\Theta_p$ . Il est plus faible que dans le cas d'une piste horizontale.

Pendant et après l'arrondi, s'établit une composante  $P \sin \Theta_p$  qui constitue une force de traction. Le ralentissement du planeur est moindre et les distances s'allongent considérablement. Dans le cas où la pente de la piste est forte, l'atterrissage s'avère impossible.

D'une manière générale, l'atterrissage sur piste montante doit être choisi même avec une composante de vent arrière. L'atterrissage en descente reste possible si la pente n'est pas trop forte et s'il existe une composante de vent de face.

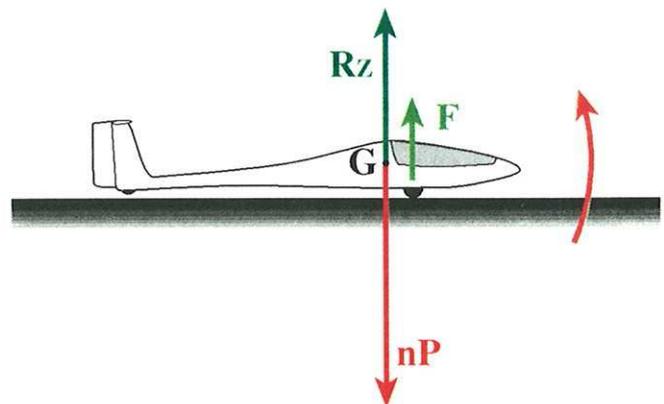
## 8. MECANISME DU REBOND A L'ATERRISSAGE

Si le planeur prend contact avec le sol avec une vitesse verticale non nulle, la décélération produit un facteur de charge  $n$  et donc une force d'inertie  $nP$  appliquée au centre de gravité. A l'inverse, la réaction au sol est une force  $F$  appliquée sur l'atterrisseur.

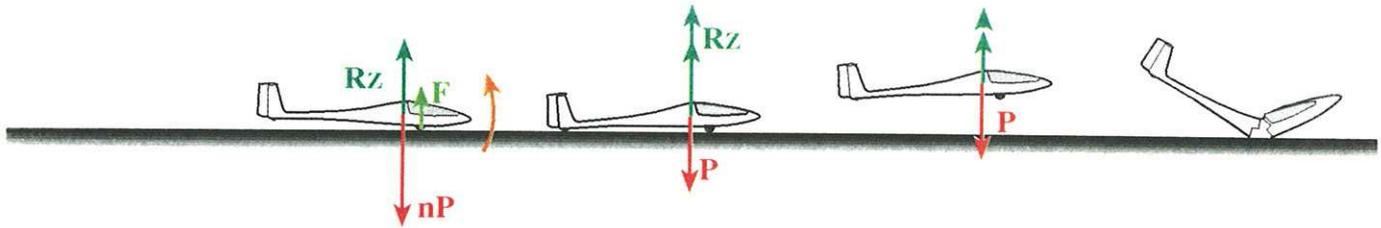


Selon les positions relatives du centre de gravité  $G$  et de l'atterrisseur (conception du planeur), les forces  $nP - R_z$  et  $F$  peuvent engendrer un couple capable de produire une rotation du planeur en tangage.

### 8.1. Centre de gravité en arrière de l'atterrisseur



Les forces  $nP - R_z$  et  $F$  produisent un couple cabreur : l'incidence du planeur tend à augmenter.



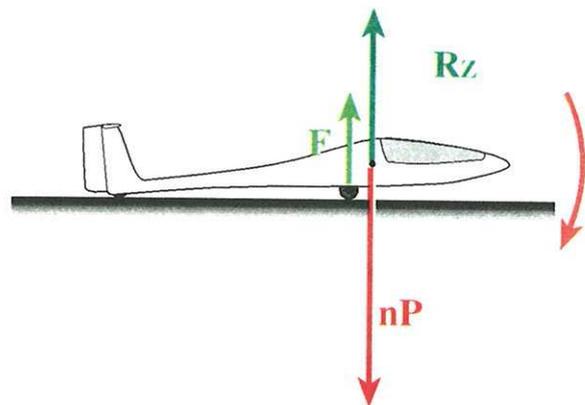
L'augmentation instantanée d'incidence associée à la vitesse horizontale encore présente entraîne un bref accroissement de la portance qui redécôle le planeur. Il se retrouve ainsi très provisoirement en vol avec une incidence forte et une vitesse en rapide régression qui sont les conditions idéales pour un nouvel atterrissage sans ménagement.

## 8.2. Centre de gravité en avant de l'atterrisseur

Les forces  $nP$  et  $F$  produisent un couple de tangage qui cette fois est piqueur. L'incidence diminue et contribue à diminuer  $R_z$ . L'atterrissage brutal est confirmé et peut entraîner une détérioration de l'atterrisseur avant.

### Remarque :

Le rebond a donc pour origine un changement d'assiette intempestif du planeur qui modifie l'équilibre des forces aérodynamiques. Il peut être renforcé par un rebond d'origine "mécanique" lié à la souplesse de l'atterrisseur (pneu, ressort) ou au manque d'amortissement.



# XII - DECOLLAGE ET ATERRISSAGE PAR VENT DE TRAVERS

Qu'il soit en vol ou en train de rouler, le planeur qui subit un vent latéral voit sa trajectoire dévier.

La solution au problème du décollage et de l'atterrissage vent de travers est double :

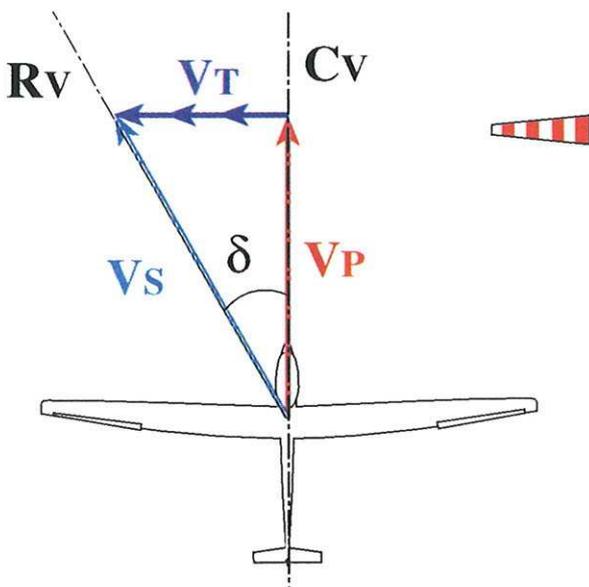
Elle consiste d'abord à imaginer une méthode destinée à contrer la dérive, d'une part en vol et d'autre part au sol.

Ensuite il s'agit de rendre compatibles les solutions mises au point pour assurer les transitions sol-vol et vol-sol.

## 1. EFFET DU VENT LATERAL SUR LE PLANEUR EN VOL

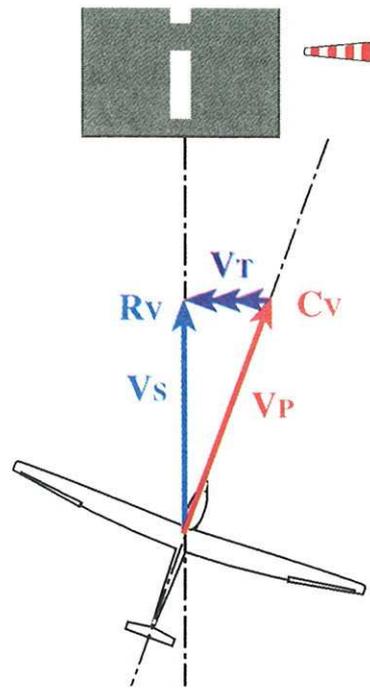
### 1.1. Description du phénomène

Si un planeur établi au cap  $C_V$  et animé d'une vitesse  $V_P$  subit un vent traversier  $V_T$ , il suit une route  $R_V$  qu'il parcourt à la vitesse  $V_S$ . L'angle compris entre  $C_V$  et  $R_V$  et l'angle de dérive  $\delta$ .



### 1.2. Contrôle de la trajectoire par "correction de dérive"

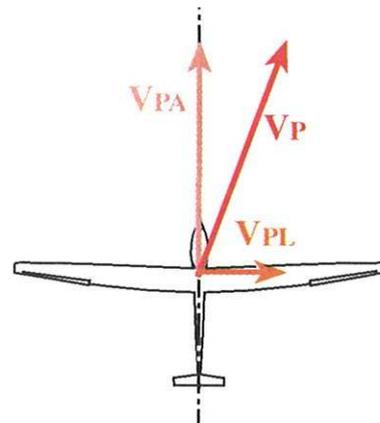
Si l'objectif est de suivre une route déterminée, (l'axe d'une piste par exemple), il sera nécessaire d'orienter le cap du planeur de manière à faire coïncider la route suivie avec l'axe choisi.

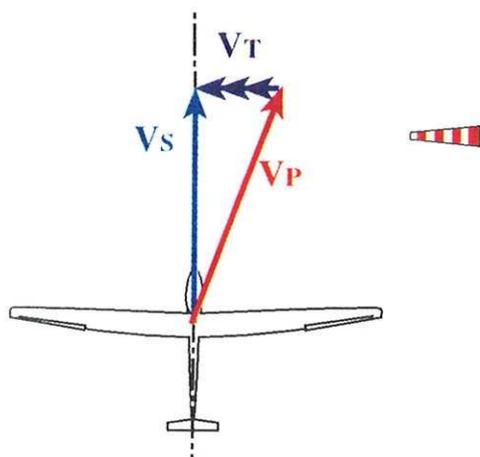


L'axe longitudinal du planeur fait un angle avec la route à suivre, égal à l'angle de dérive. Le planeur semble voler "en crabe" mais malgré cette apparence il est en vol symétrique.

### 1.3. Contrôle de la trajectoire par "dérapage"

Il est possible d'orienter la vitesse du planeur  $V_P$  selon un axe différent de son axe longitudinal. La vitesse  $V_P$  peut alors être décomposée en une vitesse axiale  $V_{PA}$  et une vitesse latérale  $V_{PL}$ .

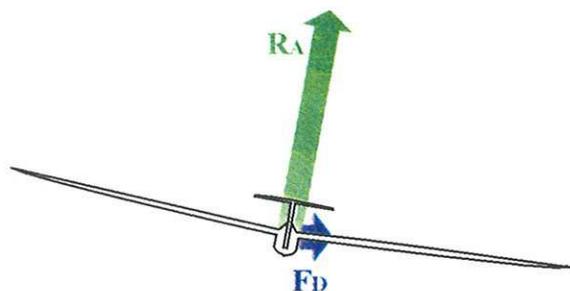




Ce couple de lacet est à l'origine de "l'effet de girouette" qui tend à orienter l'axe longitudinal du planeur dans le lit du vent. Pour conserver l'alignement de l'axe longitudinal du planeur avec celui de la piste, le pilote exerce une action sur la commande de direction (commande de symétrie).

La composante latérale de la vitesse  $V_{PL}$  peut être utilisée pour contrer un vent traversier  $V_T$ . Le planeur suit alors une route confondue avec son cap.

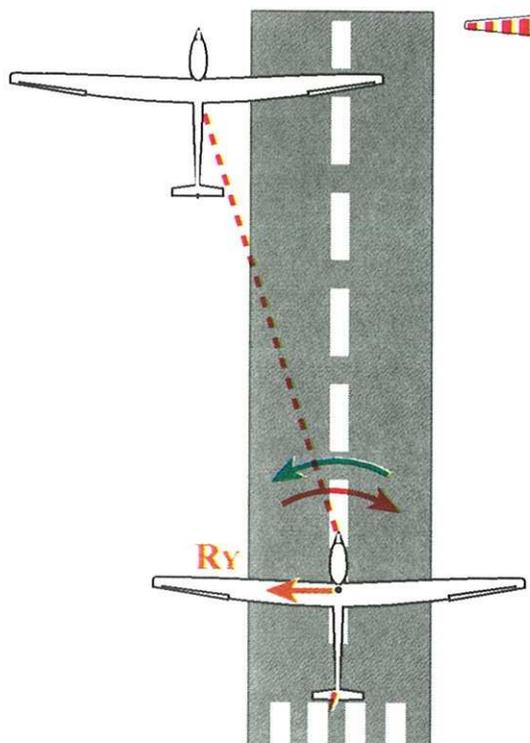
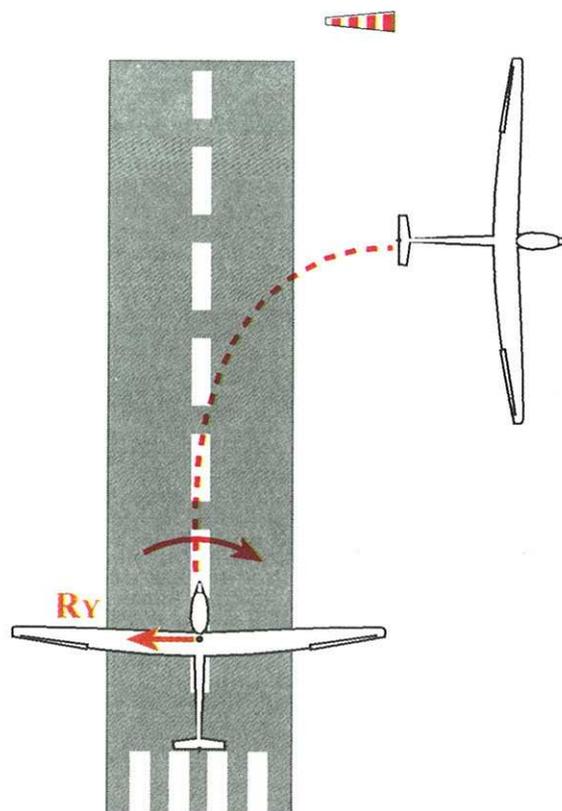
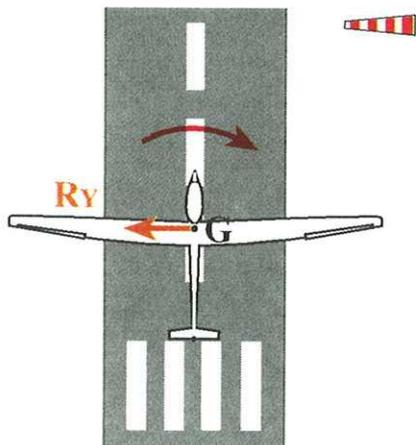
Cette solution est séduisante mais imparfaite car le planeur est pris en flagrant délit de dérapage. C'est en effet le maintien d'une inclinaison non nulle à cap constant qui permet d'obtenir ce résultat.



## 2. EFFET DU VENT TRAVERSIER SUR LE PLANEUR AU SOL

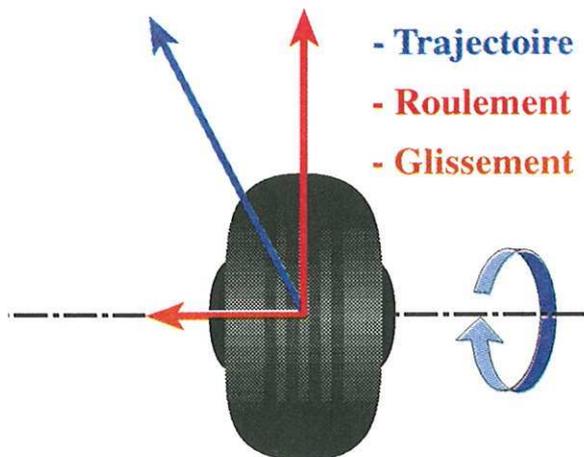
### 2.1. Description du phénomène

Lorsque le planeur roule et subit un vent latéral, il est soumis aux effets d'une portance de fuselage. Réduite au centre de gravité  $G$ , cette portance produit une force latérale  $R_Y$  et un couple de rotation en lacet.



Le couple de lacet est ainsi annulé mais  $R_Y$  demeure et tend à dévier la trajectoire du planeur vers le côté "sous le vent" de la piste.

Cette déviation de trajectoire qui apparaît alors que le planeur est maintenu rigoureusement aligné avec l'axe de piste n'est possible que parce qu'il existe un "glissement" latéral de la roue sur le sol. Cette "dérive" de la roue est donc un phénomène analogue à la dérive en vol bien qu'il soit d'amplitude moindre.



Le glissement latéral du pneu est d'autant plus important que la charge de l'atterrisseur est faible. Il devient significatif quand une sustentation aérodynamique existe.

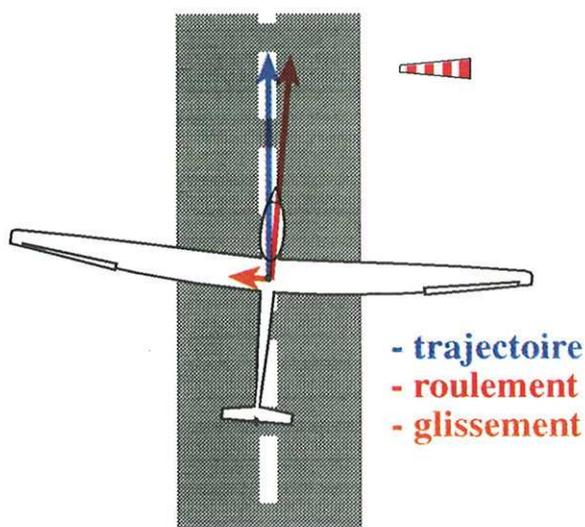
**Remarque :**

Le glissement latéral n'existerait pas si la roue bénéficiait d'un guidage ferme (chemin de fer).

## 2.2. Contrôle "mécanique" de l'effet du vent

Cette solution s'apparente à la correction de la dérive telle qu'elle est appliquée en vol.

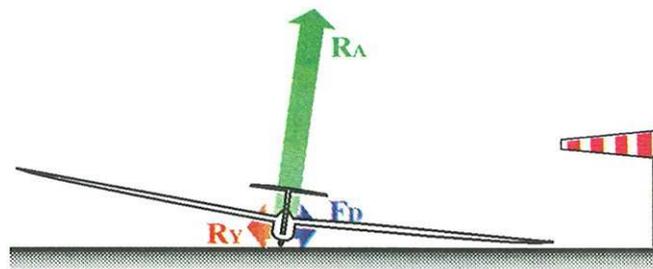
Le planeur est maintenu avec une légère déviation de son axe longitudinal vers le vent (dérive "sol").



L'angle de correction est en fait imperceptible et techniquement tout à fait admissible pour l'atterrisseur et le pneu. Les effets de "roulement" et de "glissement" se conjuguent pour établir une trajectoire confondue avec l'axe de piste. L'angle de correction de dérive à afficher au sol est très inférieur à celui qu'il faudrait afficher en vol à la même vitesse.

## 2.3. Contrôle "aérodynamique" de l'effet du vent

La création d'une force aérodynamique déviatrice, orientée vers le vent permet de s'opposer aux effets de la portance du fuselage.



Le roulement du planeur s'effectue avec une inclinaison du côté du vent.

Cette solution nécessite un minimum de vitesse pour obtenir une résultante aérodynamique d'intensité suffisante. La sustentation qui en résulte décharge l'atterrisseur et favorise le glissement latéral du pneu. L'existence d'un inclinaison induit le risque d'un accrochage du saumon sur le sol.

**Remarque :**

Quand l'affichage d'une inclinaison est possible l'utilisation mixte des deux techniques est possible.

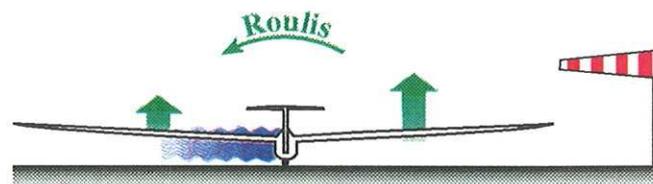
## 3. DECOLLAGE "VENT DE TRAVERS"

### 3.1. Mise en vitesse

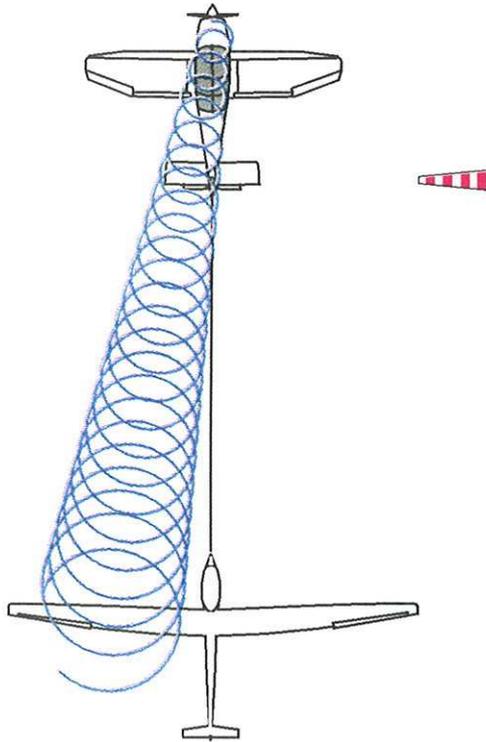
En début de roulement, "l'effet de girouette" est maximum et l'efficacité des gouvernes n'est pas acquise. C'est à ce moment que le risque de cheval de bois est le plus important. En principe la traction du câble constitue un effet stabilisant de la trajectoire. Cela est surtout vrai si le crochet est très en avant du centre de gravité.

Pendant l'accélération, la tenue de l'axe est assurée par l'affichage d'un petit angle de correction de dérive assorti éventuellement d'une légère inclinaison du côté du vent.

En début de roulement le contrôle de l'inclinaison peut être perturbé par le vent latéral qui provoque une surportance de l'aile "au vent" et une sous portance de l'aile opposée.



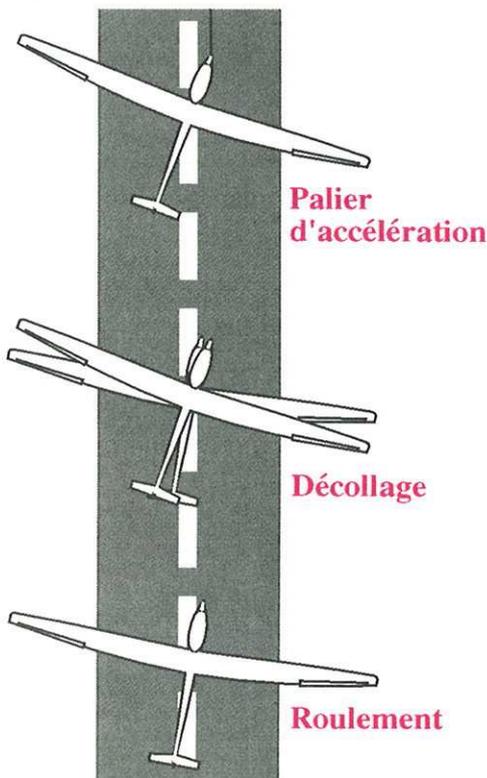
Inversement, le vent traversier produit une déflexion du souffle de l'avion remorqueur. En principe, il provoque un meilleur soufflage de l'aile "sous le vent", ce qui tend à minimiser le phénomène précédemment exposé.



Les conséquences de ce phénomène dépendent de la direction et de la force du vent ainsi que de la longueur du câble de remorquage.

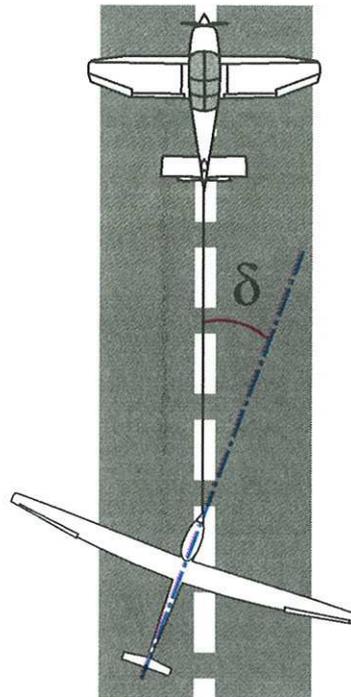
**3.2. Envol du planeur**

Lors de l'envol, la réaction du sol cesse, ce qui soumet intégralement le planeur au vent latéral. Une correction de dérive doit donc être rapidement affichée.



**3.3. Palier d'accélération**

Une correction de dérive est maintenue pour que le planeur reste positionné sur l'axe de piste.

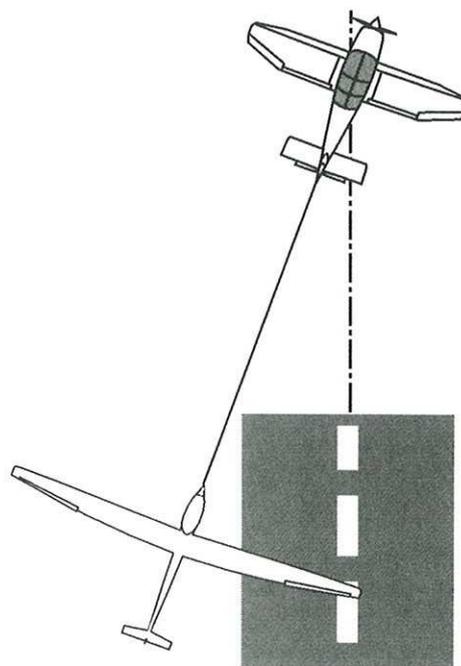


Dans cette position, les axes de symétrie de l'avion et du planeur ne sont pas confondus.

Compte tenu de l'augmentation de la vitesse pendant le palier, la correction de dérive doit être progressivement diminuée.

**3.4. Montée**

Dès que l'avion décolle il affiche à son tour la correction de dérive. Le planeur en s'alignant parfaitement dans l'axe de symétrie de l'avion présente la même correction de dérive.

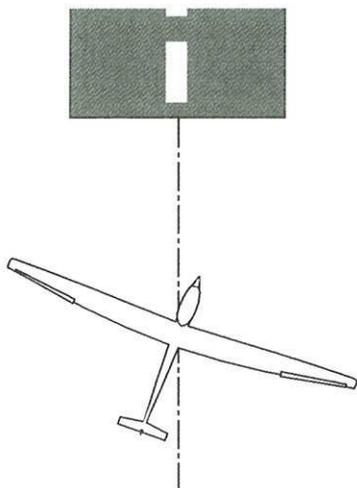


L'attelage se comporte comme un ensemble homogène.

## 4. ATERRISSAGE "VENT DE TRAVERS"

### 4.1. Approche finale

En finale, le planeur est positionné en correction de dérive. Cette solution est à la fois la plus simple et la plus sûre (vol symétrique).

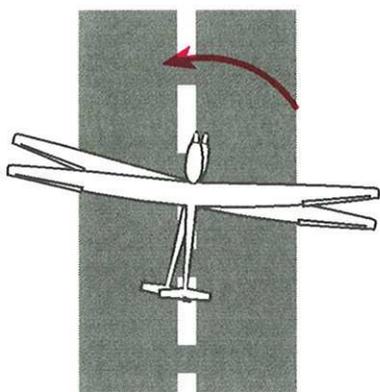


### 4.2. L'arrondi

La manoeuvre d'arrondi est conditionnée par le fait que le planeur doit avoir, au moment de la prise de contact avec le sol, son axe longitudinal aussi parallèle que possible de l'axe de piste. La possibilité d'atterrir avec de l'inclinaison résiduelle distingue deux types d'arrondi.

#### 4.2.1. Arrondi sans inclinaison

Ce type d'inclinaison est obligatoire pour les planeurs dotés de grandes envergures, pour lesquels de très faibles inclinaisons entraînent un risque important d'accrocher le sol. Pendant l'arrondi et immédiatement avant l'impact, une rotation en lacet est effectuée de manière à ramener l'axe longitudinal du planeur quasiment parallèle à la piste alors que les ailes sont maintenues horizontales.

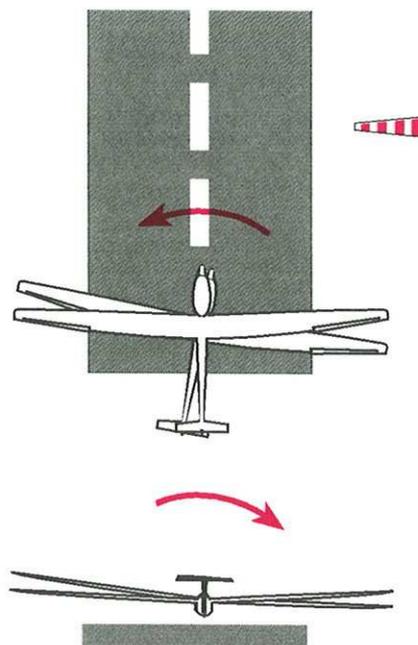


L'axe du fuselage ne doit pas être rigoureusement ramené parallèle à la piste. Les ailes restant horizontales, il est nécessaire de maintenir une légère dérive (dérive "sol") de manière

à contrer l'effet du vent après le contact avec le sol.

#### 4.2.2. Arrondi avec inclinaison

Pendant l'arrondi, le planeur est placé en vol dérapé en créant une inclinaison du côté du vent et en ramenant l'axe du fuselage parallèle à la piste.



Après contact avec le sol, l'existence d'une inclinaison facilite le contrôle de l'effet du vent.

### 4.3. Roulement à l'atterrissage

La technique de roulement est identique à celle utilisée pour le décollage.

C'est en fin de roulement que le contrôle de l'inclinaison et de la trajectoire est le plus difficile du fait de la diminution de la vitesse.



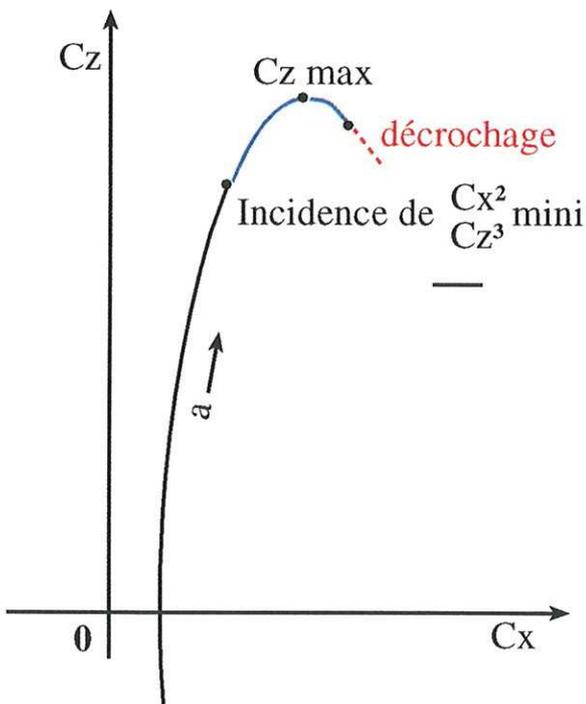
# XIII - VOL AUX GRANDS ANGLES ET DECROCHAGE

## 1. VOL AUX GRANDS ANGLES

### 1.1. Phénomène aérodynamique

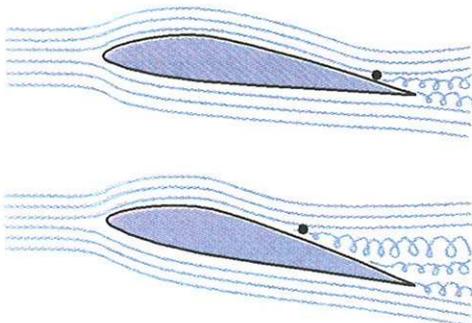
Lorsque le planeur vole à une incidence supérieure à celle du taux de chute minimal, on dit qu'il vole "aux grands angles". Le vol aux "grands angles" correspond au vol au second régime

et s'étend de l'incidence de  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$  mini jusqu'à l'incidence de décrochage.



Tant que l'incidence reste modérée, l'écoulement aérodynamique suit le contour de la quasi-totalité du profil de l'aile. Seule une partie de l'extrados, proche du bord de fuite présente des décollements du courant.

Dans le domaine des grands angles, les décollements s'intensifient et la zone concernée s'élargit.



Le point où les filets d'air "décrochent" du profil avance progressivement vers le bord d'attaque, au fur et à mesure que l'incidence croît.

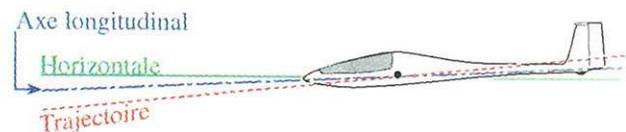
Les dépressions d'extrados s'amenuisent. Le coefficient de portance cesse de croître ( $C_z \text{ max.}$ ) puis s'effondre, alors que le coefficient de traînée augmente fortement.

L'écoulement décroché est caractérisé par la présence de remous aérodynamiques qui sont à l'origine de vibrations de la cellule appelée "buffeting".

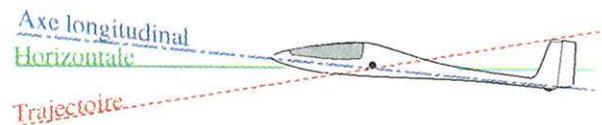
### 1.2. Caractéristique du vol aux grands angles

#### a) Assiette

Le vol aux grands angles est caractérisé par des incidences fortes et donc par des assiettes relativement cabrées.



Vol aux petits angles



Vol aux grands angles

#### b) Vitesse aérodynamique

Pour une masse et un facteur de charge donnés, c'est au vol aux grands angles que la vitesse de vol peut atteindre sa valeur minimale. Le coefficient de portance  $C_z$  approche en effet de sa valeur maximale ( $C_z \text{ max.}$ ). Dans

l'équation de sustentation  $R_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$ ,  $V$  peut

prendre une valeur minimale.

#### c) Taux de chute et pente de descente

Du fait de l'augmentation sensible de la traînée, le taux de chute augmente fortement. En vol aux grands angles, le taux de chute est d'ailleurs d'autant plus fort que la vitesse est faible (second régime).

L'association d'une vitesse faible et d'un taux de chute fort font qu'en vol aux grands angles la pente de descente est importante.

## d) Niveau sonore et vibrations cellule

La vitesse étant réduite (relativement), les bruits d'origine aérodynamique sont en principe diminués. Toutefois, l'apparition de turbulences locales de l'écoulement génère des vibrations (buffeting) et donc des bruits.

Selon le type de la machine utilisée, le vol aux grands angles pourra être caractérisé par une diminution générale du niveau sonore accompagnée de vibrations de plus en plus fortes. Sur les machines modernes très bien profilées, où l'écoulement aérodynamique est extrêmement discret, les vibrations apparaissent comme une augmentation du bruit ambiant.

## e) Stabilité et manoeuvrabilité

Aux grands angles, la vitesse aérodynamique est faible:

- l'efficacité des empennages horizontaux et verticaux diminue. La stabilité de la machine et les effets du dérapage, du lacet inverse et du roulis induit sont plus prononcés ;
- l'efficacité des gouvernes diminue aussi. Les commandes sont molles et les rotations du planeur autour de ses axes exigent de gros débattements.

En résumé, la stabilité et la manoeuvrabilité du planeur décroissent aux grands angles. La précision quant à l'attitude et la trajectoire du planeur est donc beaucoup plus difficile à obtenir.

### 1.3. Retour aux petits angles

Le retour aux petits angles d'incidence s'effectue par une rotation du planeur autour de son axe de tangage grâce à une action sur le manche "à piquer".

La diminution de l'incidence est immédiate et s'accompagne en un premier temps d'un creusement de la trajectoire de descente sur laquelle le planeur accélère.

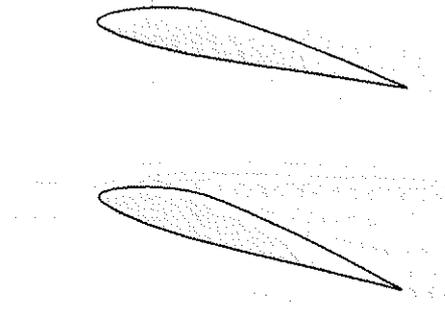
### 1.4. Contrôle du planeur aux grands angles

Le pilotage du planeur aux grands angles doit tenir compte de la proximité du décrochage. L'action sur les commandes doit être particulièrement souple, de manière à limiter les vitesses de rotation en tangage et en roulis (risque de variations brusques de l'incidence vers l'incidence critique). La conjugaison doit être soignée afin d'éviter tout dérapage.

## 2. DECROCHAGE

### 2.1. Phénomène aérodynamique

Si, à partir du vol aux grands angles on poursuit l'augmentation de l'incidence, la zone intéressée par le décollement s'élargit. Au delà d'une certaine valeur (incidence critique voisine de  $18^\circ$ ), les décollements intéressent la quasi totalité de l'extrados. On dit que l'aile décroche.



Le décrochage entraîne une diminution brusque de la portance (effondrement du coefficient  $C_z$ ) et provoque simultanément une augmentation importante de la traînée.

Le décrochage d'une aile n'est lié qu'à l'incidence et en aucun cas à la vitesse de l'écoulement. La connaissance de la vitesse à laquelle le planeur décroche est utile pour le pilote mais dépend des conditions particulières dans lesquelles l'essai est effectué (masse, facteur de charge, centrage etc...).

**Seule l'incidence est le paramètre fixe qui caractérise le décrochage.**

## 2.2. Le planeur en décrochage

### 2.2.1. Décrochage en ligne droite

L'incidence de décrochage est atteinte suite à l'augmentation progressive de l'assiette. L'aboutissement de cette manoeuvre nécessite généralement d'amener peu à peu la commande de profondeur à fond en arrière.

Le comportement du planeur à l'instant du décrochage peut varier d'un modèle à l'autre et pour un même type il est sujet aux conditions de chargement et de centrage.

Deux réactions principales sont rencontrées à l'instant du décrochage.

## a) Décrochage suivi d'un abattée

L'abattée est une rapide variation d'assiette à piquer. Cette rotation du planeur intervient au moment où l'incidence critique est atteinte et où la portance diminue fortement. Le moment se produit même si la commande de profondeur est maintenue à fond à cabrer. L'abattée peut dans certains cas présenter une certaine brutalité.

## b) Décrochage sans abattée

Quelquefois, l'assiette du planeur se maintient alors que le planeur est effectivement en régime décroché. Il n'y a donc pas d'abattée mais le planeur s'enfonce avec une vitesse verticale importante. Cette caractéristique du décrochage peut le rendre difficile à détecter.

### 2.2.2. Mouvement de roulis associé au décrochage

En principe, si la ligne droite est effectuée symétriquement et si le planeur ne présente pas de défaut de forme, le décrochage s'effectue de manière égale et simultanée sur les deux ailes. Aucun mouvement de roulis ne doit apparaître.

S'il existe un dérapage (même léger), ou si le planeur est "tordu", le décrochage pourra intervenir sur une aile avant l'autre. En général, l'aile placée à l'opposé du dérapage décroche plus tôt.

### 2.2.3. Décrochage en virage symétrique

Le comportement du planeur est du point de vue de l'apparition ou non d'une abattée, semblable en ligne droite ou en virage. Bien que le vol soit symétrique (écoulement parallèle à l'axe de symétrie du planeur), la vitesse de l'aile intérieure est plus faible que celle de l'aile extérieure. A l'instant du décrochage, l'effondrement de la portance est plus prononcée sur l'aile intérieure et entraîne le planeur dans un mouvement de roulis du côté de l'inclinaison.

### 2.2.4. Décrochage en virage dérapé intérieur

Dans le cas du dérapage intérieur, l'aile intérieure est mieux alimentée par l'écoulement aérodynamique. L'aile extérieure décroche la première ce qui tend à entraîner le planeur dans un mouvement de roulis du côté opposé à l'inclinaison du virage (diminution de l'inclinaison). L'inclinaison tend à s'annuler, ce qui facilite le rattrapage.

### 2.2.5. Décrochage en virage dérapé extérieur

Contrairement au cas précédent, c'est l'aile extérieure qui est la mieux alimentée. A l'instant du décrochage, c'est l'aile intérieure qui s'enfonce. Ce type de décrochage est plus dangereux parce qu'il tend à augmenter très sensiblement l'inclinaison.

## 2.3. Récupération du décrochage

### 2.3.1. Retour aux petits angles

Le décrochage est potentiellement dangereux. Il importe donc de ramener l'incidence à une valeur inférieure à l'incidence critique et de préférence à une valeur qui sorte le planeur du domaine des grands angles.

La récupération du décrochage s'effectue donc par une rotation d'assiette à piquer. Comme dans le cas de la sortie du vol aux grands angles, le retour à de faibles incidences creuse la trajectoire, ce qui permet au planeur d'accélérer.

Quand le décrochage est accompagné d'une abattée, la rotation d'assiette subie place quasiment le planeur dans une position d'où le retour aux petits angles est automatique. Le rôle du pilote se limite à anticiper ou à accompagner la rotation en tangage par une action modérée sur le manche vers l'avant.

### 2.3.2. Contrôle de l'inclinaison

Une variation indésirable de l'inclinaison accompagne souvent un décrochage.

En principe, sur les planeurs modernes, le contrôle de l'inclinaison grâce aux ailerons reste possible même si une grande partie de l'aile est décrochée.

Un retour à une inclinaison nulle est souhaitable pendant la récupération d'un décrochage. Il simplifie le maintien du vol symétrique et favorise l'équilibrage de la portance de chaque aile (vitesses identiques).

En virage, il peut être nécessaire de conserver l'inclinaison initiale de manière à conserver la trajectoire courbe. Dans ce cas, la récupération du décrochage se limite à un retour aux faibles incidences en maintenant l'inclinaison à la valeur souhaitée.

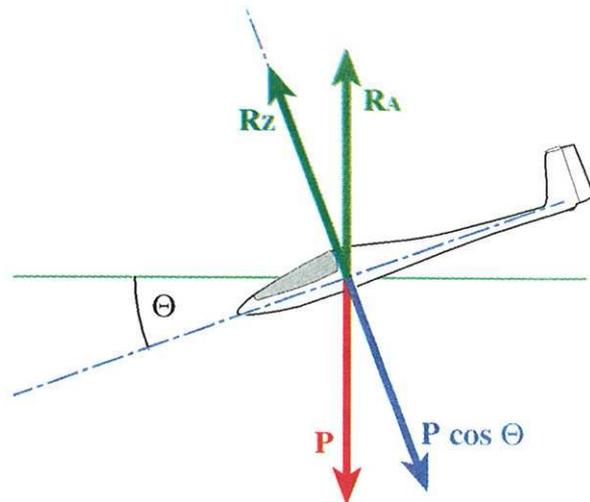
### 2.3.3. Contrôle de la symétrie

Pendant la récupération d'un décrochage, le retour au vol symétrique doit être aussi prompt que possible de manière à limiter le risque de départ en autorotation.

## 2.4. Vitesses de décrochage

Seule l'incidence, répétons-le, est le paramètre représentatif et fixe du décrochage. Bien sûr, quand les conditions pour lesquelles intervient le décrochage sont parfaitement définies, il est possible de déterminer la vitesse  $V_s$  pour laquelle le planeur décrochera.

Pour simplifier, le calcul est effectué en admettant que le décrochage intervient pour l'incidence de  $C_Z \max.$ , ce qui en toute rigueur n'est pas exact mais reste une approximation satisfaisante car correspondant à la vitesse minimale de vol. Quand l'incidence de  $C_Z \max.$  est atteinte, l'équation de sustentation est telle que :



$$R_z = P \cos \Theta = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{Z \max}$$

$$V_s^2 = \frac{2P \cos \Theta}{\rho S C_{Z \max}}$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2P \cos \Theta}{\rho S C_{Z \max}}}$$

#### Remarque :

Si, compte tenu de la petitesse de la pente  $\Theta$  on considère  $\cos \Theta = 1$  et  $R_z = P$ , on a :

$$V_s = \sqrt{\frac{2P}{\rho S C_{Z \max}}}$$

La vitesse de décrochage est pour un planeur donné une fonction de son poids. Si le planeur subit un facteur de charge  $n$  (virage, ressource), le poids apparent varie et la vitesse de décrochage aussi :

(supposons  $\cos \Theta = 1$ )

$$R_Z = n \cdot P = \frac{1}{2} \rho S V_{sn}^2 C_{Z \max}$$

$$V_{sn}^2 = \frac{2n \cdot P}{\rho S C_{Z \max}}$$

$$V_{sn} = \sqrt{\frac{2P}{\rho S C_{Z \max}}} \cdot \sqrt{n}$$

Dans cette relation  $\sqrt{\frac{2P}{\rho S C_{Z \max}}}$  est la valeur de la vitesse de décrochage  $V_s$  valable pour  $n = 1$  :

$$V_{sn} = V_s \cdot \sqrt{n}$$

#### Remarque :

L'indication anémométrique est généralement faussée à l'instant du décrochage. La vitesse indiquée ( $V_i$ ) de décrochage est donc souvent différente de la vitesse réelle (voir fascicule "instrument de bord des planeurs").

## 2.5. Autres paramètres influant sur la vitesse de décrochage

Outre le poids et le facteur de charge, tous les éléments pouvant agir sur le coefficient  $C_Z$  entraînent une modification de la vitesse de décrochage :

### 2.5.1. Dégradation du profil

Le profil peut être dégradé par la présence de moucherons, de gouttes d'eau, de givre etc...

L'ensemble des caractéristiques aérodynamiques du profil est dégradé et la vitesse de décrochage peut être majorée de plus de 10%.

### 2.5.2. Ouverture des AF

L'ouverture des AF d'extrados active le décrochement des filets d'air et réduit le  $C_Z \max$ . La vitesse de décrochage est augmentée.

### 2.5.3. Dérapage

Le dérapage influe sur la vitesse de décrochage pour les raisons suivantes :

- les filets d'air contournent un profil d'aile différent du profil de base (voir chapitre VI) ;
- l'existence d'un dérapage extérieur en virage impose une incidence plus forte qu'en vol symétrique. Le décrochage

intervient plus tôt. Le phénomène est équivalent à une augmentation du facteur de charge (voir chapitre VI).  
- en masquant l'écoulement sur certaines parties du planeur, le dérapage agit comme une diminution de la surface alaire ( $S$ ).

### 2.5.4. Centrage

L'influence du centrage sur la vitesse de décrochage d'un planeur est complexe. Elle résulte de la répartition de la sustentation entre l'aile principale et les empennages. Elle sort du cadre de ce cours.

### 2.5.5. Hypersustentation

L'hypersustentation peut agir sur la surface ( $S$ ) et surtout sur le coefficient de portance ( $C_Z$ ). Elle permet de diminuer la vitesse de décrochage. Le phénomène sera exposé dans le chapitre "hypersustentation".

## 2.6. Limite du facteur de charge - Limite d'inclinaison

La vitesse de décrochage augmentant avec le facteur de charge, il est possible, dès lors qu'une vitesse d'évolution est donnée, de déterminer une limite pour les facteurs de charge en ressource et les inclinaisons en virage au-delà desquelles le décrochage interviendra.

### 2.6.1. Limite de facteur de charge

Soit un planeur présentant pour  $n = 1$  une vitesse de décrochage de 70 km/h. Quel facteur de charge maximum peut-il subir sans décrocher s'il vole à 84 km/h ?

$$V_{sn} = V_s \cdot \sqrt{n}$$

$$84 = 70 \cdot \sqrt{n}$$

$$\sqrt{n} = \frac{84}{70} = 1,2 \quad n = 1,44$$

Le planeur décrochera pour  $n = 1,44$ .

### 2.6.2. Limite d'inclinaison

Supposons le même planeur. A quelle inclinaison maximale peut-il virer sans décrocher s'il garde une vitesse de 84 km/h ?

$$n = 1,44 = \frac{1}{\cos \Phi}$$

$$\cos \Phi = \frac{1}{1,44} = 0,694$$

$$\Phi = 46^\circ$$

L'inclinaison maximale sera de  $46^\circ$ .

### 3. CONTROLE DU ROULIS PENDANT LE DECROCHAGE

Comme il a été vu au chapitre II.2.2., un braquage trop important d'une gouverne peut conduire à une diminution de la portance et même à un décrochage partiel de l'aile.

Ce phénomène est surtout significatif sur les planeurs anciens. Quand il se manifeste, le contrôle du roulis aux grandes incidences, impose un braquage minimum, voire nul, des ailerons. Les rotations en roulis doivent alors être obtenus en utilisant le roulis induit, c'est à dire à partir de la rotation du planeur autour de l'axe de lacet (utilisation de la gouverne de symétrie).

Sur les planeurs modernes, le choix des profils et la conception des gouvernes permettent de conserver une bonne manoeuvrabilité en roulis pendant le vol aux grands angles et même après le décrochage du reste de l'aile. Une conjugaison généreuse reste toutefois nécessaire.

### 4. VITESSE INDIQUEE DE DECROCHAGE

Dans ce cours, les vitesses sont exprimées en terme de "vitesse aérodynamique" c'est à dire de vitesse de l'écoulement des particules d'air. Ces vitesses diffèrent des valeurs mises à disposition du pilote par l'anémomètre (vitesse indiquée  $V_i$  ; voir fascicule "Instrument de bord des planeurs").

L'anémomètre élabore sa mesure à partir de la pression dynamique  $P_d$  :

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ où } V = \text{vitesse aérodynamique.}$$

$$\text{A l'instant du décrochage : } V^2 = \frac{2P}{\rho S C_{Z_{\max}}}$$

$$\text{On a donc : } P_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{P}{\rho S C_{Z_{\max}}}$$

$$\text{Et en simplifiant : } \boxed{P_d = \frac{P}{S C_{Z_{\max}}}}$$

Pour un planeur donné ( $P$  et  $S$  connus) et pour une incidence donnée ( $C_{Z_{\max}}$  ou autre), la pression dynamique est indépendante de la masse volumique de l'air  $\rho$ . La vitesse indiquée correspondante est indépendante de  $\rho$  et donc de l'altitude.

**La vitesse indiquée de décrochage est indépendante de l'altitude du vol.**

#### **Remarque :**

Ce qui est vrai pour le décrochage (incidence de  $C_{Z_{\max}}$ ) est égale-

ment vrai pour les incidences remarquables ( $f_{\max}$ ,  $\frac{C_X^2}{C_Z^3} \min i$ ) et pour les autres incidences.

### 5. RECHERCHE DE LA VITESSE DE DECROCHAGE

La connaissance de la vitesse indiquée ( $V_i$ ) de décrochage est utile pour le pilote, en particulier pour qu'il puisse calculer sa vitesse d'approche (voir chapitre X "Approche finale").

Plus que la vitesse de décrochage elle-même, c'est surtout la vitesse de perte de contrôle qui est recherchée. Le décrochage (ou perte de contrôle) est considéré comme atteint lorsque se manifeste un des événements suivants :

- l'apparition d'une abattée ;
- la perte du contrôle en roulis ;
- la nécessité de maintenir le manche en butée arrière pour tenir l'assiette ;
- l'existence d'un très fort taux de chute malgré le maintien d'une assiette cabrée.

Les valeurs relevées de la vitesse de décrochage (ou de perte de contrôle) ne sont réalistes que si l'essai a lieu dans les conditions suivantes :

- le planeur est placé dans une configuration conforme aux besoins de la mesure (train, AF, volets en position convenable).
- le facteur de charge doit être aussi proche que possible de 1, ce qui interdit les ressources, forts cabrés et autres acrobaties.

La valeur de la vitesse indiquée ( $V_i$ ) relevée pendant l'essai, peut être différente de la valeur qui serait obtenue avec une installation anémométrique de précision. En général, la tendance est une sous-évaluation de la vitesse réelle du décrochage. Le pilote doit donc tenir compte de ce phénomène pour effectuer ses calculs.

### 6. AMENAGEMENT DES CONDITIONS DE DECROCHAGE

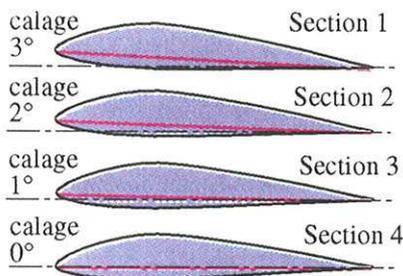
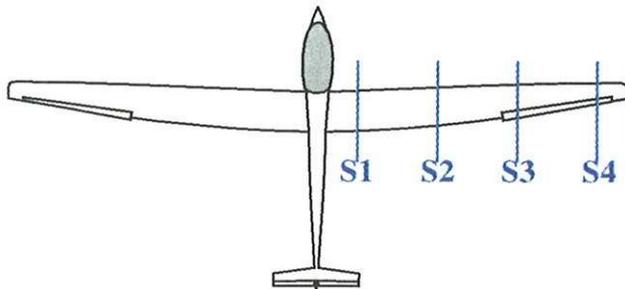
Le décrochage est le prélude à une situation potentiellement dangereuse. Les constructeurs s'efforcent donc d'aménager les conditions de décrochage de manière à ce qu'il intervienne sans brutalité excessive et que la machine garde même au décrochage un résidu de manoeuvrabilité. Les techniques utilisées sont fondées sur :

- le vrillage des ailes ;
- les profils évolutifs.

## 6.1. Vrillage des ailes

Le décrochage est exclusivement un problème d'incidence. Si toutes les parties d'une aile atteignent l'incidence critique en même temps, le décrochage a lieu simultanément sur toute l'aile et présente la brutalité maximale.

L'astuce consiste à concevoir l'aile de telle sorte que chaque section (profil) présente un calage dégressif depuis l'emplanture jusqu'à l'extrémité.



On constate que si l'incidence critique est atteinte pour la section 1, 1° d'augmentation est encore possible pour la section 2, 2° pour la section 3, 3° pour la section 4 et ainsi de suite...

Le décrochage devient progressif depuis l'emplanture (qui est première concernée) jusqu'à l'extrémité.

## 6.2. Profils évolutifs

Une deuxième technique consiste à doter l'aile d'un certain profil à l'emplanture et à le faire évoluer vers un profil sensiblement différent vers l'extrémité.

L'évolution des profils est étudiée de telle sorte que le profil retenu pour l'extrémité de l'aile décroche, à incidence égale, plus tard que le profil installé à l'emplanture.

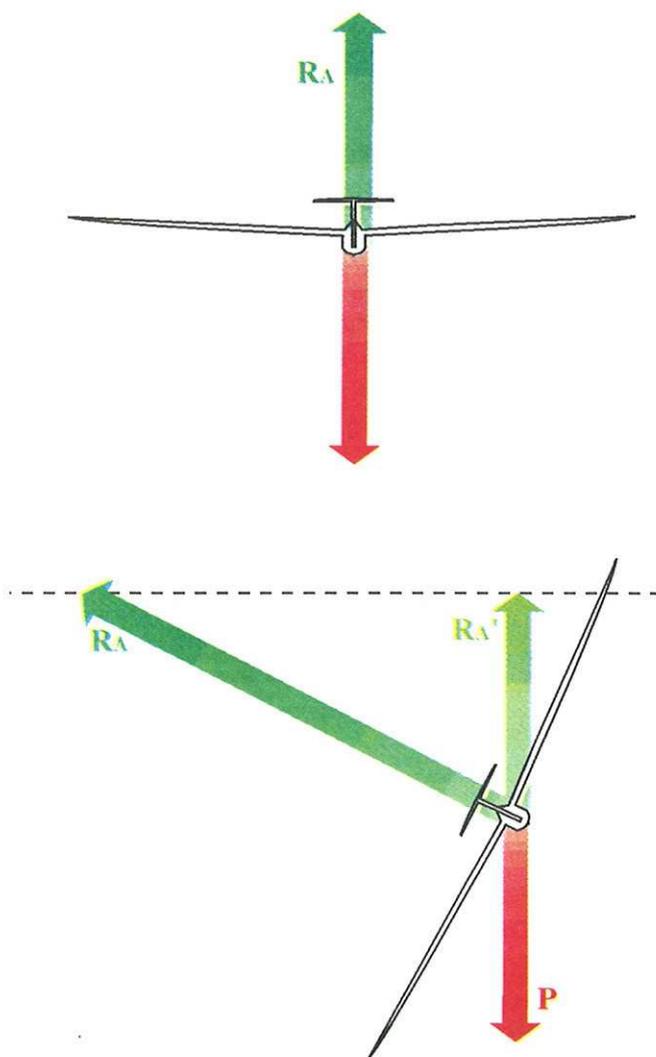
Cette technique peut être également associée au vrillage.

# XIV - VIRAGE A GRANDE INCLINAISON

D'un point de vue purement mécanique, il n'y a pas de différence fondamentale entre le virage à faible ou moyenne inclinaison et un virage à grande inclinaison.

Cette étude est toutefois rendue nécessaire par le fait qu'en virage à grande inclinaison, le planeur utilise de fortes incidences ce qui le rapproche du décrochage et limite les possibilités de contrôle de l'attitude et de la trajectoire.

## 1. RESULTANTE AERODYNAMIQUE



La valeur de la résultante aérodynamique est beaucoup plus importante en virage à grande inclinaison qu'en ligne droite. A 60° d'inclinaison, elle vaut le double. A 70°, elle vaut le triple et le quadruple à 75°.

( $\cos 60^\circ = 0,5$  ;  $\cos 70^\circ = 0,33$  ;  $\cos 75^\circ = 0,25$ )

Compte tenu de l'équation de sustentation  $R_A = \frac{1}{2} \rho S V C_R^2$ ,

on constate que les seuls moyens d'augmenter  $R_A$  sont :

- augmenter  $C_R$  en augmentant l'incidence ;
- augmenter  $V$  ;
- augmenter simultanément  $C_R$  et  $V$ .

### 1.1. Augmentation d'incidence

L'augmentation de l'incidence est possible tant que l'incidence critique (incidence de décrochage) n'est pas atteinte.

Le contrôle de la trajectoire verticale nécessite également des corrections, donc des variations momentanées de l'incidence. L'existence de turbulence risque de provoquer un dépassement instantané de l'incidence critique et entraîne le décrochage du planeur.

Le virage à grande inclinaison n'est raisonnablement réalisable si l'incidence moyenne utilisée reste suffisamment éloignée de l'incidence critique.

### 1.2. Augmentation de la vitesse

Si une limite d'incidence est respectée, la bonne valeur de la résultante aérodynamique ne sera obtenue que si un supplément de vitesse est préalablement acquis.

Compte tenu de la vitesse de décrochage à  $n = 1$ , et de l'inclinaison recherchée pour le virage, on peut calculer la vitesse minimale pour l'effectuer sans risque :

*Exemple :*

Soit un planeur présentant une vitesse de décrochage en ligne droite  $V_{S1} = 75 \text{ km/h}$

Quelle vitesse doit-il adopter pour effectuer un virage à 60° d'inclinaison ?

$$\text{à } \Phi = 60^\circ \quad n = \frac{1}{\cos \Phi} = 2$$

Le planeur décrochera pour une vitesse  $V_{sn}$  telle que :

$$V_{sn} = V_{S1} \cdot \sqrt{n}$$

$$V_{sn} = V_{S1} \cdot \sqrt{2}$$

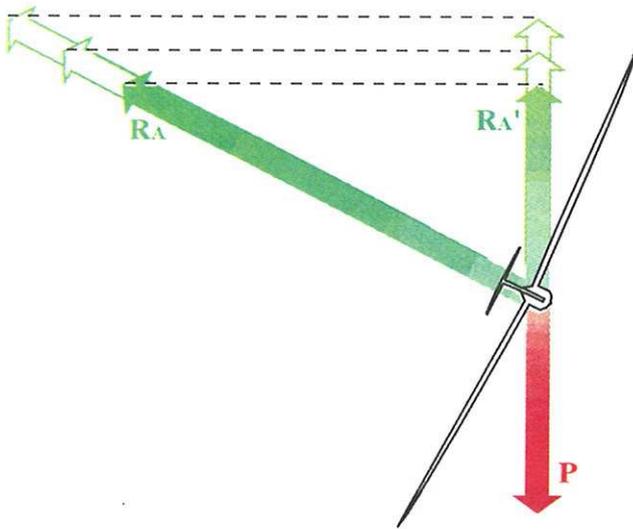
$$V_{sn} = 75 \cdot 1,414 = 106 \text{ km/h}$$

Il sera raisonnable d'effectuer ce virage à une vitesse minimale de 120 km/h (marge minimale de 10% : 1,1  $V_s$ ).

## 2. CONTROLE DE LA TRAJECTOIRE VERTICALE

### 2.1. Contrôle par la valeur de la résultante aérodynamique

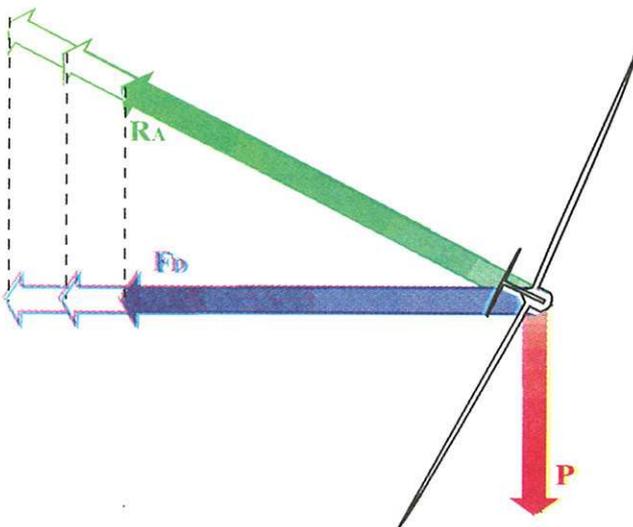
Le contrôle de la trajectoire verticale se fait en ajustant la valeur de  $R_A'$ , en jouant sur l'équilibre  $R_A'/P$ .



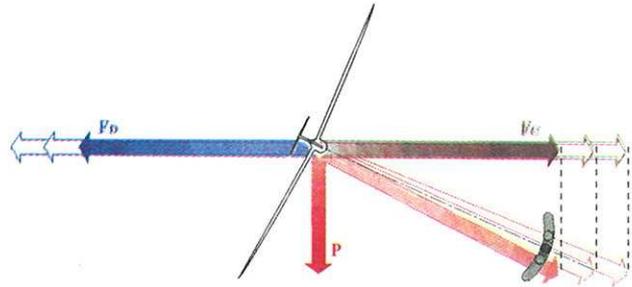
On remarque que de faibles variations de  $R_A'$  imposent de fortes modifications de la valeur de  $R_A$  et donc de forts changements d'incidence.

La possibilité de faire varier sont en fait très limitées, particulièrement dans le sens de l'augmentation compte tenu de l'approche de l'incidence critique.

D'autre part, en faisant varier  $R_A$ , on modifie la valeur de la force déviatrice  $F_D$  et par conséquent le rayon de virage.



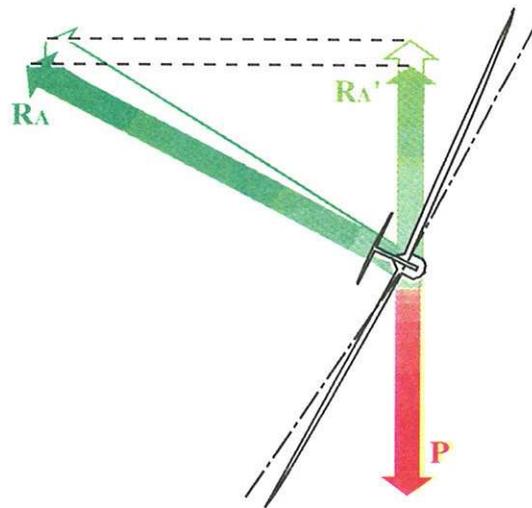
La modification du rayon de virage implique une modification de la valeur de la force centrifuge  $F_C$  et donc une modification du poids apparent.



A son tour la variation du poids apparent induit une perturbation de la symétrie du vol.

### 2.2. Contrôle de la trajectoire verticale par changement d'inclinaison

S'il n'est pas possible d'équilibrer le poids en donnant une valeur suffisante à la résultante aérodynamique, le seul moyen restant est de diminuer l'inclinaison.



La diminution de quelques degrés de l'inclinaison équivaut à une forte augmentation de l'incidence. Pour un virage à  $60^\circ$  d'inclinaison, la réduction de  $10^\circ$  de l'inclinaison correspondra à augmenter la résultante aérodynamique de 25% !

### 2.3. Conclusion

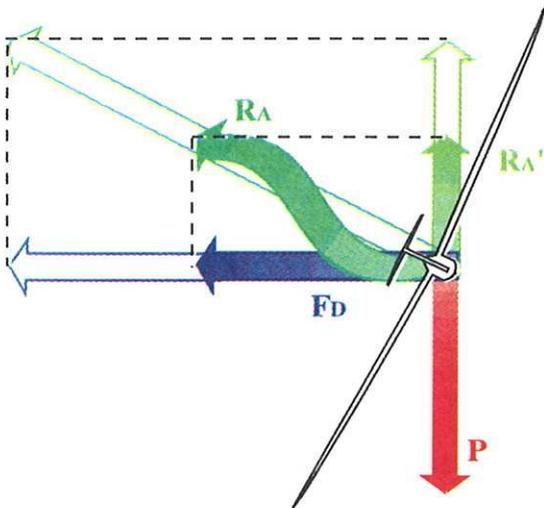
Les petites corrections de la trajectoire verticale peuvent s'effectuer par des variations d'incidence qui permettent d'ajuster la valeur de la résultante aérodynamique.

**Si la correction doit être plus importante, il est nécessaire de modifier l'inclinaison.**

### 3. DECROCHAGE EN VIRAGE A GRANDE INCLINAISON

Compte tenu de la forte incidence adoptée dans les virages à grande inclinaison, le risque de décrochage est important. Le décrochage se manifeste pour une brusque réduction de la résultante aérodynamique avec donc pour conséquence :

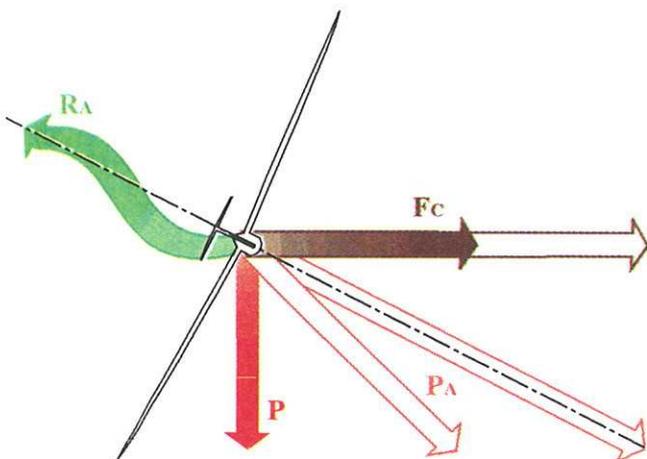
- forte diminution de la composante  $R_A'$
- forte réduction de la force déviatrice  $F_D$ .



La récupération du décrochage se fait comme à l'habitude par une réduction de l'incidence (action manche avant).

En principe, la récupération du décrochage est facilitée par le fait qu'associé avec la diminution de la force déviatrice  $F_D$ , le virage se dessère instantanément.

La force centrifuge et le poids apparent diminuent d'intensité. Le décrochage se manifeste comme une réduction momentanée du facteur de charge.



Le planeur ayant conservé sa vitesse, celle-ci est suffisante pour assurer le vol avec un facteur de charge diminué. Le décrochage cesse d'une manière quasiment automatique.

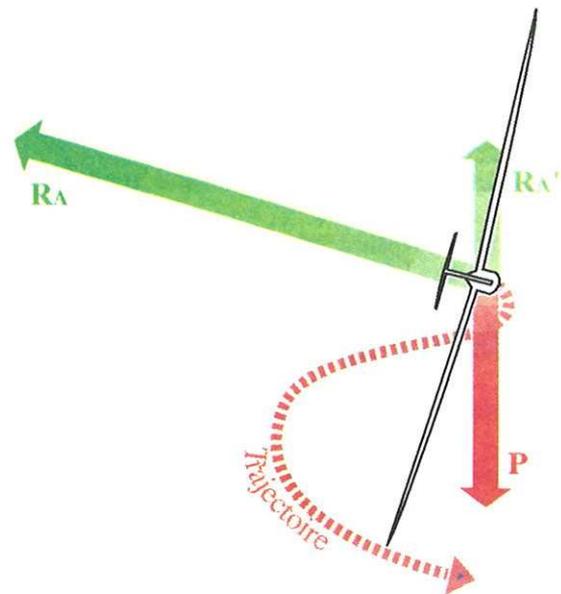
#### Remarque :

La récupération ne peut se faire d'une manière "automatique" que si le vol et le décrochage s'effectuent symétriquement. Dans le cas contraire, c'est surtout le départ en autorotation qu'il faut craindre.

## 4. VIRAGE ENGAGE

### 4.1. Origine du virage engagé

Le virage engagé est la conséquence d'un virage à grande inclinaison pour lequel l'équilibre  $R_A'/P$  n'est pas bien assuré et dont la trajectoire s'oriente fortement vers le bas.



A l'origine d'un virage engagé on trouve :

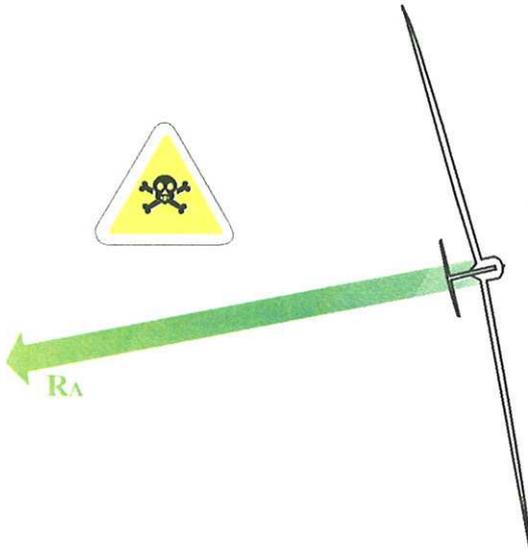
- une résultante aérodynamique d'intensité insuffisante (incidence trop faible ou vitesse trop faible) ;
- une inclinaison trop forte qui ne permet pas d'établir une composante  $R_A'$  de valeur suffisante.

### 4.2. Virage engagé

Quand le virage "s'engage", les phénomènes suivants s'associent :

- une augmentation de la vitesse due à la forte descendance de la trajectoire ;
- une augmentation de l'inclinaison due au roulis induit.

Une action à cabrer, même forte, ne peut pas assurer le rattrapage de la descente car l'inclinaison forte (voire supérieure à  $90^\circ$ ) ne permet pas de rétablir la résultante aérodynamique vers le haut, ni de contrôler l'augmentation de la vitesse.



Les risques induits par le virage engagé sont :

- le risque de collision avec le sol si la marge de hauteur est insuffisante ;
- la rupture du planeur par dépassement du domaine de vol (vitesse et facteur de charge).

#### **4.3. Sortie de virage engagé**

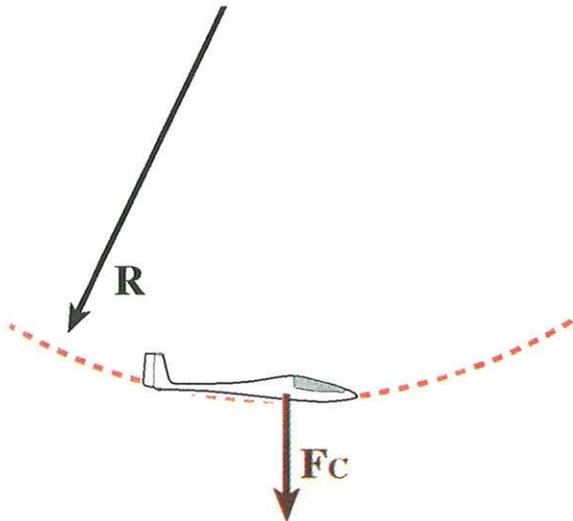
La sortie d'un virage engagé doit associer :

- le retour à une inclinaison faible ou nulle qui permet le contrôle de la trajectoire verticale et de réduire le facteur de charge ;
- la sortie des aérofreins qui permet de contenir la vitesse dans les limites du domaine de vol.

# XV - CAS DE VOL PARTICULIERS

## 1. VOL EN RESSOURCE

Lorsqu'un planeur effectue une ressource, il décrit une trajectoire courbe et est soumis à une accélération centrifuge.



La force centrifuge, perpendiculaire à la trajectoire, a pour valeur :

$$F_c = m \frac{V^2}{R}$$

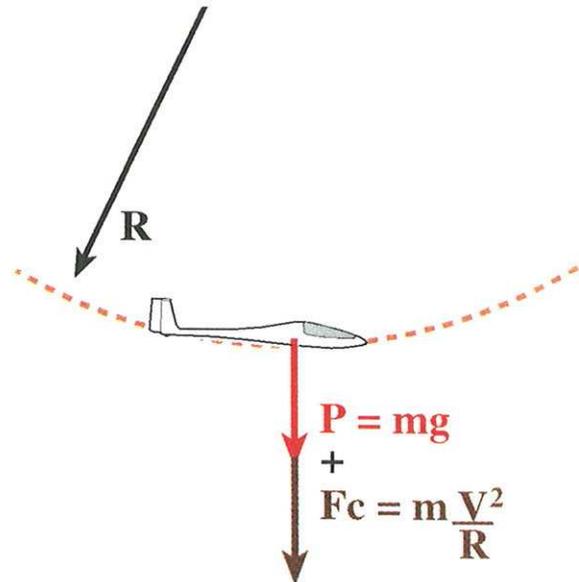
$m$  = masse du planeur  
 $V$  = vitesse de vol  
 $R$  = rayon de la trajectoire

Les effets de la force centrifuge se combinent alors aux effets de la pesanteur. Selon le cas, ils peuvent agir :

- dans la même direction et le même sens ;
- dans la même direction mais en sens opposé ;
- dans des directions différentes.

### 1.1. Ressources positives

Une ressource est positive quand une trajectoire ascendante succède rapidement à une trajectoire descendante.



Au point le plus bas d'une ressource positive, la force centrifuge  $F_c$  et le poids  $P$  sont alignés et dirigés vers le bas. Le planeur présente à ce point un poids apparent  $P_A$  tel que :

$$P_A = mg + m \frac{V^2}{R}$$

$$P_A = m \left( g + \frac{V^2}{R} \right)$$

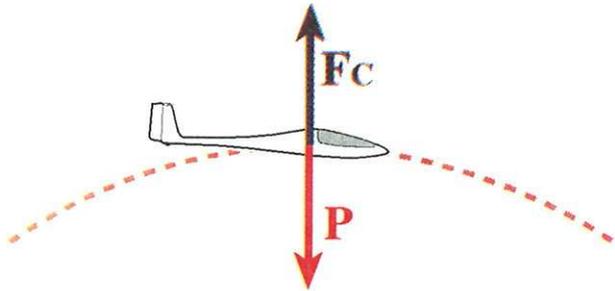
Le facteur de charge  $n$  qu'il subit est égal à

$$n = \frac{P_A}{P} \quad \text{ou} \quad n = \frac{V^2}{Rg} + 1$$

Dans tous les cas, le facteur de charge subi par le planeur au point le plus bas d'une ressource positive est supérieur à 1. Ce phénomène a une grande importance pour le calcul de la vitesse de décrochage.

**1.2. Ressources négatives**

Une ressource est négative lorsqu'une trajectoire descendante suit rapidement une trajectoire ascendante.



Au point le plus élevé d'une ressource négative, la force centrifuge  $F_C$  et le poids  $P$  sont alignés verticalement mais de sens opposés. Le planeur présente à ce point un poids apparent  $P_A$  tel que :

$$P_A = mg - m \frac{V^2}{R}$$

$$P_A = m \left( g - \frac{V^2}{R} \right)$$

Le facteur de charge est égal à

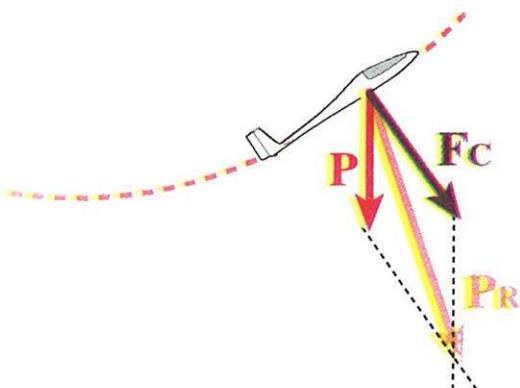
$$n = \frac{P_A}{P} \quad n = 1 - \frac{V^2}{Rg}$$

Dans tous les cas, le facteur de charge subi en haut d'une ressource négative est inférieur à 1.

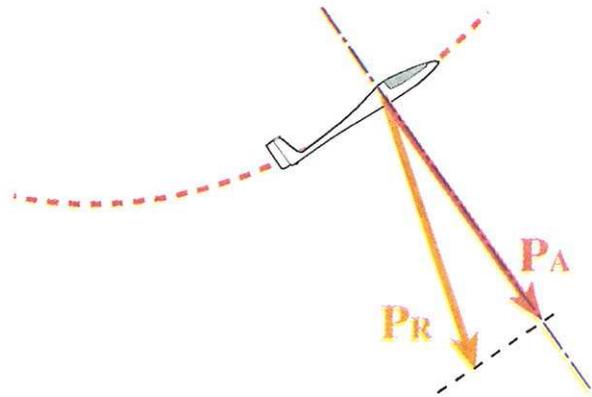
Si la force centrifuge  $F_C$  est supérieure au poids, le facteur de charge subi sera négatif. Si la force centrifuge égale exactement le poids, le facteur de charge sera égal à 0 (dans ce cas très particulier, la vitesse de décrochage est elle-même égale à 0 !).

**1.3. Autres cas**

Pour toutes les autres positions du planeur dans une ressource, la force centrifuge et le poids ne sont plus alignés. L'effet global est le résultat de la composition des forces en présence (résultante de  $F_C$  et de  $P$ ).



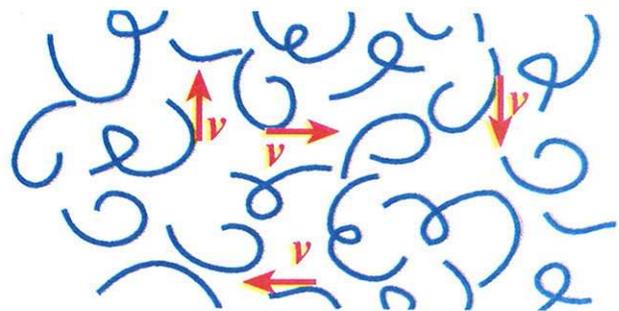
Le poids apparent subi est égal à la projection de la résultante  $R$  sur la perpendiculaire à la trajectoire.



Le facteur de charge subi est  $n = \frac{P_A}{P}$

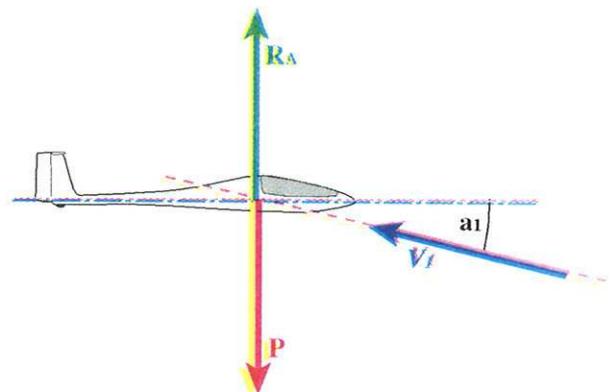
**2. VOL EN ATMOSPHERE AGITEE**

Une turbulence est une agitation locale de l'air ambiant que traverse le planeur. L'effet produit par les turbulences est une modification instantanée de la direction ou de la vitesse de l'écoulement aérodynamique qui produit un changement de l'incidence.



**2.1. Rafales verticales**

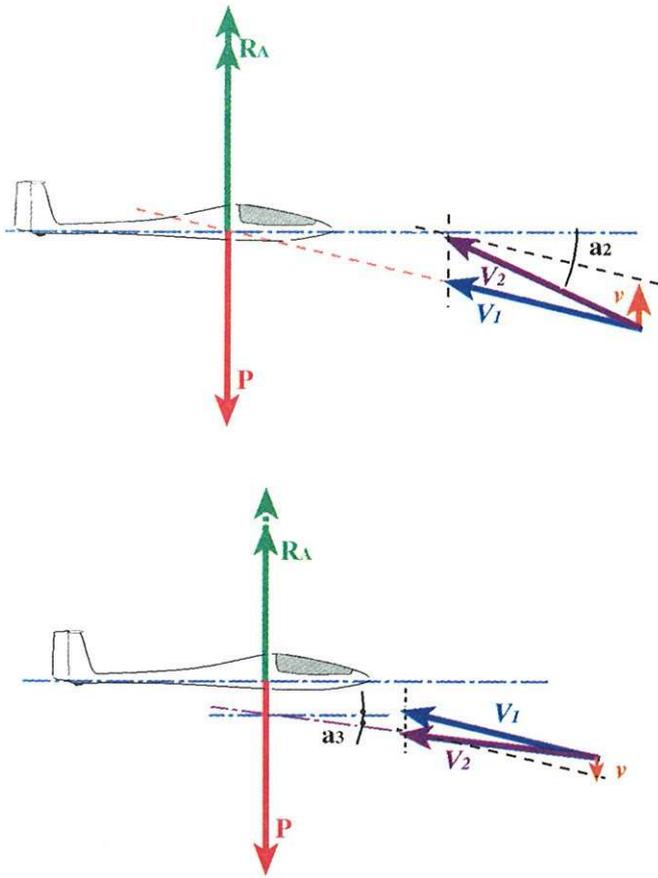
Compte tenu du faible angle de descente que présentent les planeurs modernes, une rafale verticale est considérée comme perpendiculaire à la trajectoire du planeur.



On remarque également l'intérêt de réduire la vitesse dans l'atmosphère agitée de manière à réduire l'intensité des variations du facteur de charge.

**2.2. Rafales horizontales**

Les rafales horizontales n'ont, compte tenu du faible angle de descente du planeur, aucun effet sur l'incidence. Elles produisent seulement une modification de la valeur de la vitesse. Une rafale de face produit instantanément une augmentation de la vitesse ; une rafale arrière produit au contraire une diminution de la vitesse.



L'effet produit par une rafale verticale ascendante est une augmentation de l'incidence a. Inversement, une rafale verticale descendante produit une diminution de l'incidence. Les modifications de l'incidence produisent des variations instantanées de la valeur de la résultante aérodynamique et par conséquent des variations du facteur de charge n. Le facteur de charge subi peut être calculé grâce à la formule suivante :

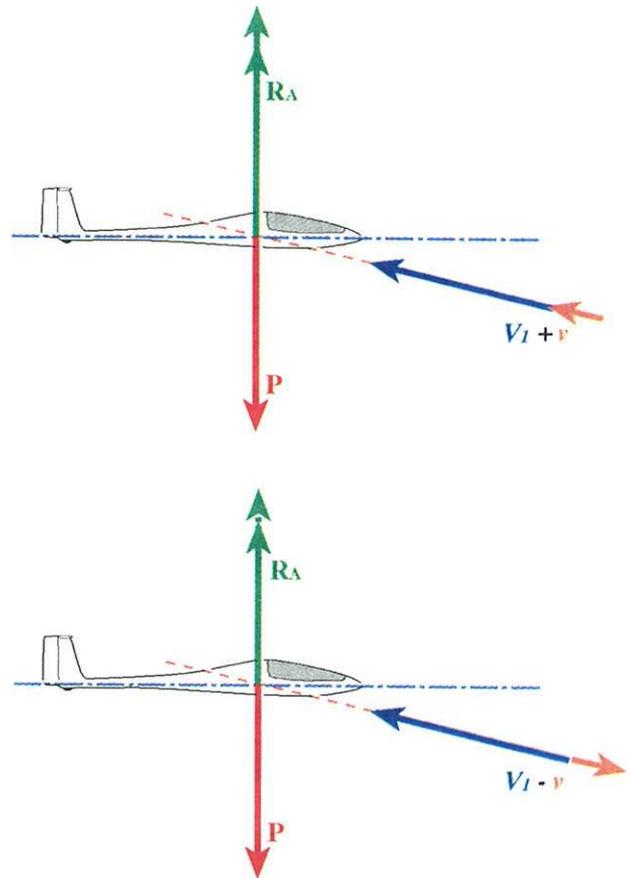
$$n = 1 + K \cdot \rho_0 \cdot \frac{v \cdot V}{mg}$$

- K = coefficient d'atténuation déterminé expérimentalement
- $\rho_0$  = masse volumique de l'air au niveau de la mer
- v = vitesse de la rafale
- V = vitesse du planeur
- $\frac{mg}{S}$  = charge alaire du planeur

On remarque donc que la variation du facteur de charge est :

- proportionnelle à la vitesse du planeur ;
- proportionnelle à la vitesse de la rafale ;
- inversement proportionnelle à la charge alaire.

On remarque qu'à cause de ce dernier point, un planeur chargé sera (relativement) moins sensible aux effets des turbulences qu'un planeur peu chargé.



Les rafales horizontales produisent des variations de l'intensité de la résultante aérodynamique et par conséquent des variations du facteur de charge n. Le facteur de charge subi peut être calculé grâce à la formule suivante :

$$n = 1 + \frac{2v}{V}$$

- V = vitesse du planeur
- v = valeur de la rafale

La variation de facteur de charge est donc :

- proportionnelle à l'intensité de la rafale ;
- inversement proportionnelle à la vitesse du planeur.

Les planeurs qui, en général, présentent des vitesses faibles sont donc plutôt sensibles aux effets des rafales horizontales. C'est en particulier le cas pour l'atterrissage où le gradient de vent (assimilé à une rafale horizontale) et les variations brusques de la direction et de la force du vent se manifestent.

**Remarque :**

Pour compléter ce chapitre, voir le fascicule "Domaine de vol du planeur".

### **3. VOL DU PLANEUR BALLASTE**

Le poids d'un planeur peut être modifié, parfois d'une manière importante (équipage, ballastage etc...). Il est donc important de comprendre l'influence d'un changement de poids sur les performances et en particulier la finesse et le taux de chute.

Pour un planeur donné, qui présente une surface alaire constante  $S$ , un changement de poids modifie la charge alaire  $\frac{P}{S}$ .

Les performances d'un planeur sont souvent indiquées en fonction de sa charge alaire.

#### **3.1. Influence du poids sur la finesse**

La finesse d'un planeur dépend du rapport  $\frac{C_Z}{C_X}$ , c'est à dire de l'incidence adoptée.

Elle est donc totalement indépendante du poids  $P$ .

Cela est évidemment vrai pour la finesse maximale dont la valeur reste constante quel que soit le poids.

#### **3.2. Influence du poids sur la vitesse de vol**

Supposons deux planeurs A et B, de même type mais de poids différents  $P_A$  et  $P_B$ .

Tous deux volent à même incidence. Ils ont donc en commun le même coefficient de portance  $C_Z$  et la même pente de descente  $\Theta$ .

La vitesse du planeur A est :

$$V_A = \sqrt{\frac{2P \cos \Theta}{\rho \cdot S \cdot C_Z}}$$

$$V_A = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{\cos \Theta}{C_Z}}$$

La vitesse du planeur B est :

$$V_B = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{P}{S} \cdot \frac{\cos \Theta}{C_Z}}$$

Les termes  $\frac{2}{\rho}$ ,  $S$  et  $\frac{\cos \Theta}{C_Z}$  sont communs aux deux planeurs.

On peut donc dire :

$$\frac{V_A}{V_B} = \frac{\sqrt{P_A}}{\sqrt{P_B}} = \sqrt{\frac{P_A}{P_B}}$$

Si l'on prend  $K = \frac{P_A}{P_B}$  la relation entre la vitesse du planeur A

et celle du planeur B est :

$$V_A = V_B \cdot \sqrt{K}$$

Si l'incidence choisie est l'incidence de finesse maximale, la relation reste évidemment vérifiée.

#### **3.3. Influence du poids sur le taux de chute**

Les planeurs A et B suivant la même pente de descente, le rapport entre leurs vitesses verticales est égal au rapport entre leurs vitesses. Il est donc égal à  $\sqrt{K}$

$$\frac{V_{ZA}}{V_{ZB}} = \frac{V_A}{V_B} = \sqrt{K} \quad \text{et} \quad V_{ZA} = V_{ZB} \cdot \sqrt{K}$$

#### **3.4. Intérêt du ballastage**

Le ballastage permet, à finesse égale, d'augmenter sensiblement la vitesse de transition d'un planeur. Il augmente le taux de chute propre mais cet inconvénient est minimisé si les ascendances sont puissantes.

# XVI - L'AUTOROTATION

L'autorotation ou vrille est un mouvement que peut prendre un planeur après décrochage.

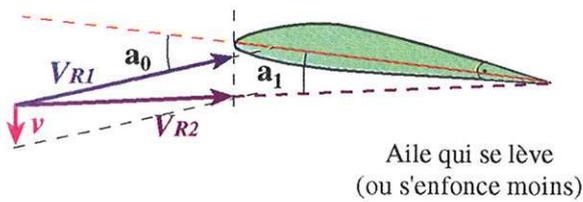
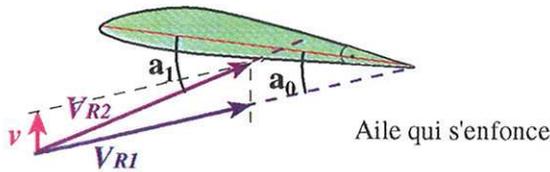
Si, alors que le décrochage est atteint, apparaît une différence d'incidence entre les deux ailes, l'une d'elles décroche avant l'autre et s'enfonce.

La différence d'incidence peut être due :

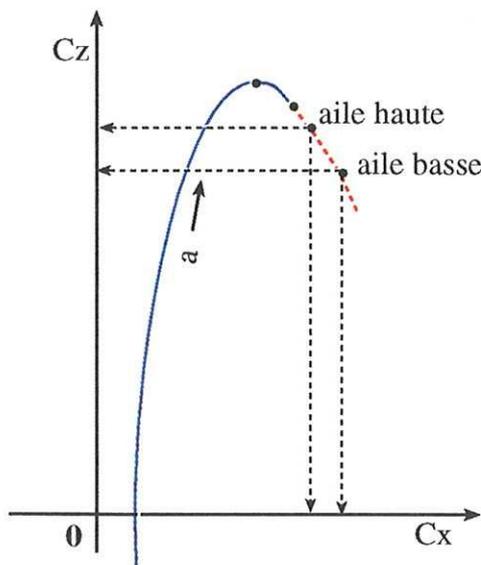
- à un mouvement de lacet ;
- à un mouvement de roulis ;
- à un dérapage ;
- à la rencontre d'une turbulence.

## 1. MECANISME DE L'AUTOROTATION

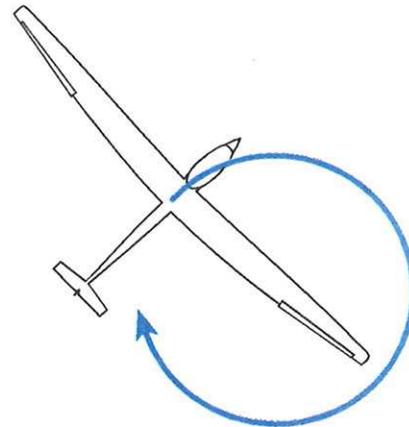
L'angle d'incidence de l'aile qui s'enfonce augmente à cause du mouvement de roulis amorcé, tandis que celle de l'autre aile diminue.



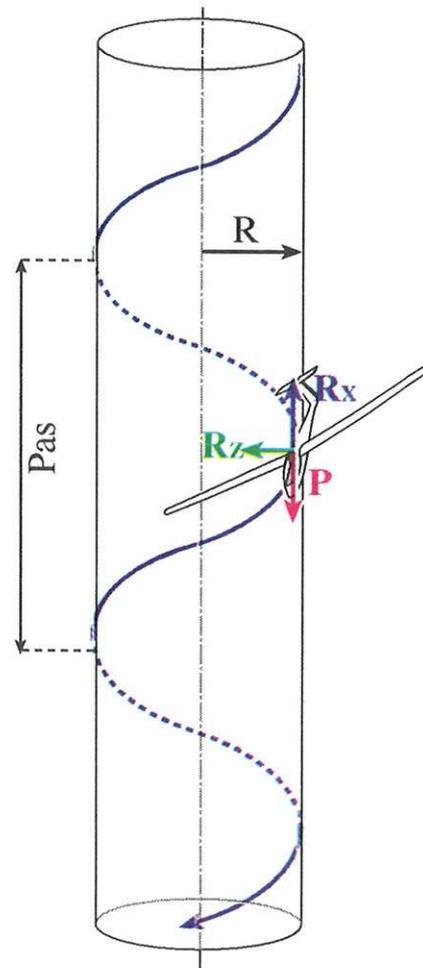
L'augmentation d'incidence de l'aile qui s'enfonce aggrave le déséquilibre de portance.



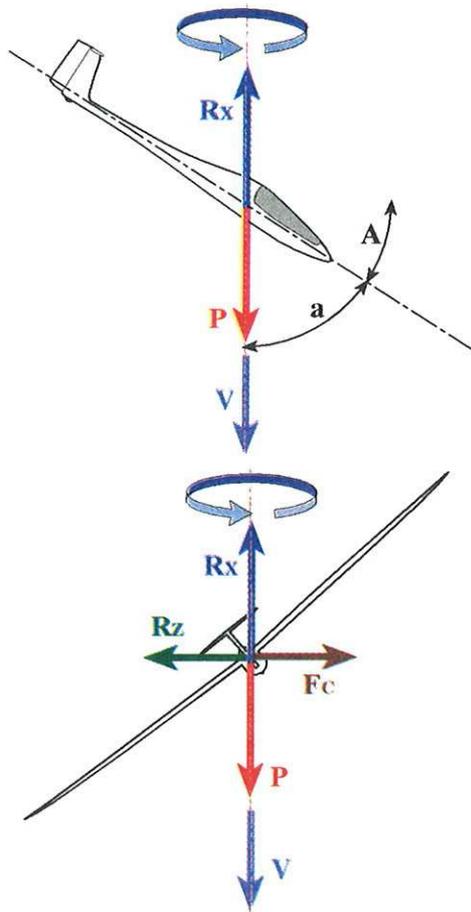
L'aile basse accentue son déficit de portance et de plus accroît sa traînée. Le planeur est alors entraîné dans un mouvement de lacet qui accentue à nouveau le phénomène puisque l'aile extérieure adopte une vitesse aérodynamique plus forte que l'aile intérieure.



Le planeur décrit alors une courbe hélicoïdale d'axe vertical et de faible rayon appelée autorotation ou vrille.



Le rayon  $R$  de la vrille peut être extrêmement faible. A l'extrême, le planeur ne décrit plus un cylindre de révolution mais une droite. Le pas représente la perte de hauteur par tour. Elle est généralement voisine d'une centaine de mètres.



La trajectoire du planeur étant quasiment verticale, la portance  $R_z$  est horizontale. Elle s'oppose à la force centrifuge qui vient de la rotation du planeur. La traînée est verticale et s'oppose au poids.

## 2. CARACTERE D'UNE AUTOROTATION

Selon le type de machine et les conditions d'exécution, les vrilles peuvent prendre diverses formes classables en catégories.

### 2.1. Vrille calme piquée

C'est la vrille couramment rencontrée sur planeur. L'assiette du planeur et donc son incidence sont relativement stables (voisins de  $45^\circ$ ). La vitesse de rotation en lacet est sensiblement constante.

### 2.2. Vrille plate

Cette vrille est très redoutée. Elle est caractérisée par une assiette peu piquée et une vitesse de rotation élevée.

### 2.3. Vrille agitée

La vrille est considérée comme agitée quand l'ensemble des paramètres qui la caractérisent varient autour d'une valeur moyenne d'une manière anarchique et plus ou moins brutale (variation d'assiette, d'inclinaison, vitesse de rotation). Sur certains planeurs, la vrille commence par être agitée puis devient calme après deux ou trois tours.

## 3. FACTEURS INFLUANT SUR L'AUTOROTATION

Toutes les vrilles sont dissemblables. Le comportement en vrille fait partie de la carte d'identité de chaque planeur. Mais pour un même planeur, divers paramètres peuvent transformer son comportement en autorotation.

### 3.1. Centrage

D'une manière générale, un centrage "arrière" favorise la vrille, tend à "l'aplatir" et peut compromettre sa sortie. A l'inverse, un centrage "avant" retarde, voire empêche la stabilisation de la vrille.

### 3.2. Formes et positions des empennages

Pendant l'autorotation, l'alimentation aérodynamique des empennages peut être partiellement ou totalement masquée. Quand ce phénomène se produit, l'efficacité des gouvernes est fortement dégradée et la sortie de vrille peut être impossible.

Les positions relatives des empennages horizontaux et verticaux ont une très grande importance. Certains braquages de gouvernes peuvent être, en autorotation, déconseillés voire interdits.

Notons qu'un empennage en "T" a un effet plutôt anti-vrille et qu'il permet une bonne alimentation de la gouverne de symétrie.

Un empennage "papillon" tend au contraire à favoriser la vrille.

### 3.3. Positions des gouvernes

Le braquage des gouvernes peut avoir un effet sur le comportement en vrille du planeur.

#### 3.3.1. Gouverne de symétrie

Quand elle est braquée dans le sens de la rotation, la gouverne de symétrie favorise toujours la vrille. Quand elle est braquée à l'envers, elle ralentit et arrête la rotation si elle est bien alimentée.

#### 3.3.2. Gouverne de profondeur

La profondeur braquée "à cabrer" est nécessaire pour accéder aux grandes incidences et engager l'autorotation. Pendant la vrille, le maintien de la profondeur à cabrer n'est pas systématiquement une condition de stabilisation. Les positions "intermédiaires" de

la profondeur peuvent influencer par masquage sur la gouverne de symétrie et modifier le caractère de la vrille.

### 3.3.3. Gouvernes de roulis

En général, le braquage du manche vers l'extérieur favorise la rotation de la vrille et la rend plus plate. Les ailerons "extérieurs" ont un effet semblable à la gouverne de symétrie braquée dans le sens de la rotation (effet de lacet inverse).

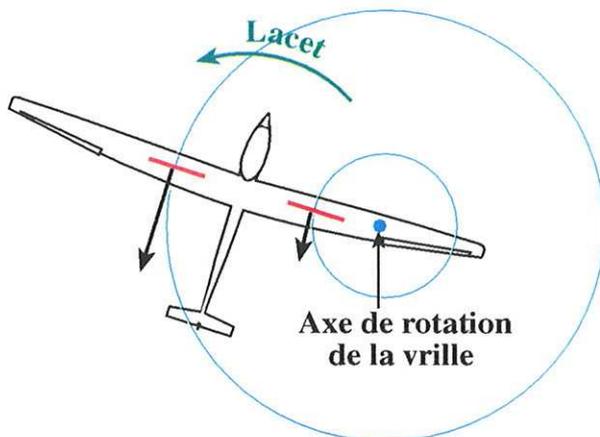
Toutefois, ce phénomène n'est pas systématique et sur certains planeurs, les ailerons produisent un effet différent voire inverse.

#### Remarque :

A cause de la force centrifuge, les pilotes ont tendance à laisser aller leur manche vers l'extérieur de la vrille.

### 3.3.4. Braquage des AF

Compte tenu de la différence des vitesses de l'écoulement sur chaque aile pendant les rotations en lacet, les aérofreins tendent à s'opposer à la rotation de la vrille.



Toutefois, le braquage des aérofreins n'empêche pas le départ en autorotation et d'autre part, il n'est pas démontré qu'ils en favorisent la sortie.

### 3.4. Répartition des masses

Hormis les considérations de centrage déjà exposées, un déséquilibre entre les masses de chaque aile (problème de ballastage) influe sur la forme des autorotations.

## 4. SORTIE D'AUTOROTATION

Les manoeuvres de sortie d'autorotation font l'objet pour chaque type de planeur et pour chaque configuration d'expérimentations poussées.

**Les manuels de vol indiquent pour chaque cas les manoeuvres préconisées et constituent, en la matière, les documents de référence.**

On distingue deux familles de manoeuvres :

- les manoeuvres anti-vrilles destinées à éviter le départ en autorotation alors que les conditions favorables sont réunies ;
- les manoeuvres de sortie de vrilles dont l'objectif est l'arrêt de la vrille effective et le retour au vol normal.

### 4.1. Manoeuvre anti-vrilles

L'autorotation a pour cause initiale le vol aux grands angles et une différence de comportement des ailes. Les manoeuvres anti-vrilles consistent donc :

- à un retour à de plus faibles incidences (petits angles) par une action sur le manche vers l'avant ;
- au rétablissement de l'identité de comportement des ailes (suppression du dérapage, arrêt du roulis etc...).

### 4.2. Manoeuvres de sortie d'autorotation

D'une manière générale, l'arrêt de l'autorotation est obtenue en agissant simultanément sur :

- la commande de profondeur de manière à diminuer l'incidence (manche secteur avant) ;
- sur la commande de symétrie par un braquage à fond dans le sens opposé à la rotation.

Quand la rotation s'arrête, la gouverne de symétrie doit être promptement ramenée au neutre de manière à rétablir le vol symétrique et à parer tout retour intempestif de la vrille dans le sens opposé.

Pour certains planeurs, le braquage "à piquer" de la gouverne de profondeur produit un masquage de la gouverne de symétrie et de ce fait en diminue l'efficacité. Les procédures de sortie de vrilles prévoient alors la seule action sur la gouverne de symétrie jusqu'à l'arrêt de la rotation puis l'action sur la commande de profondeur.

Jusqu'à l'arrêt de la vrille et sauf indication contraire, les ailerons doivent être maintenus au neutre.

### **4.3. Retour au vol normal**

Dès que la rotation est arrêtée et que le planeur est revenu aux petits angles, il s'établit sur une trajectoire fortement descendante caractérisée par une assiette très négative et une forte accélération.

Il peut présenter une inclinaison résiduelle.

Le retour au vol normal doit comprendre le retour à une assiette "normale" de vol et à une inclinaison nulle tout en contenant les évolutions à l'intérieur du domaine de vol (vitesse et facteur de charge). La perte d'altitude qui suit une sortie d'autorotation dépend de l'assiette de retour au vol normal.

#### **4.3.1. Retour à assiette "normale"**

Une ressource "souple" doit permettre le retour du planeur vers une assiette de vol normale (finesse max. par exemple).

Une action trop lente ne permet pas de limiter l'accélération (risque de dépassement de la VNE) et induit une perte d'altitude importante.

Une action trop vive peut entraîner un retour vers les fortes incidences et créer les conditions d'un décrochage secondaire.

#### **4.3.2. Retour à inclinaison nulle**

Le retour à inclinaison nulle facilite la reprise d'une assiette normale et permet de limiter le facteur de charge en ressource.

#### **4.3.3. Contrôle de la vitesse et du facteur de charge**

La prise de vitesse est très importante en sortie d'autorotation compte tenu de l'assiette adoptée par le planeur.

La sortie des aérofreins après reprise du contrôle du planeur et dès qu'une vitesse suffisante est acquise permet de limiter l'accélération avec pour conséquence :

- de réduire la perte d'altitude ;
- de limiter le facteur de charge en ressource.

# XVII - HYPER ET HYPO-SUSTENTATION

La plage de vitesse utilisable par un planeur s'étend entre deux limites :

- une vitesse minimale en dessous de laquelle la sustentation n'est plus assurée ;
  - une vitesse maximale au-delà de laquelle la traînée devient prohibitive et l'angle de plané trop fort pour que le planeur puisse être raisonnablement utilisé en vol à voile (en dehors de toutes considérations de résistance structurale qui font l'objet du fascicule "Domaine de vol des planeurs").
- L'élargissement de la plage de vitesses utilisable est pourtant d'un grand intérêt :
- les faibles vitesses, pour faciliter l'exploitation des ascendances et raccourcir les distances associées au décollage et à l'atterrissage ;
  - les hautes vitesses, pour les transitions entre ascendances.

Dans toute la plage de vitesse, l'équation de sustentation doit être justifiée :

$$P \cos \Theta = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Z$$

En contre partie, le planeur produit une traînée :

$$R_X = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_X$$

Rappelons que les coefficients  $C_Z$  et  $C_X$  évoluent ensemble en fonction de l'incidence (polaire).

La possibilité d'élargir la plage de vitesses découle de la latitude de faire varier les paramètres  $\frac{1}{2}$ ,  $\rho$ ,  $S$ ,  $C_X$  et  $C_Z$

- $\frac{1}{2}$  reste invariable dans tous les cas ;
- $\rho$  dépend de l'altitude et de la température. Quand les conditions de vol sont fixées,  $\rho$  est invariable ;
- $S$  peut techniquement être modifié. C'est une solution toutefois peu employée sur planeur ( Br 901, 904 etc...).

L'intervention sur les coefficients  $C_Z$  et  $C_X$  est donc la seule couramment utilisée sur planeur. C'est le rôle de l'hyper et de l'hypo-sustentation.

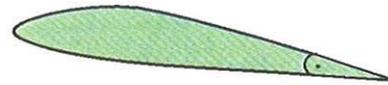
## 1. RECHERCHE DES VITESSES MINIMALES

### 1.1. Volet hyper-sustentateurs

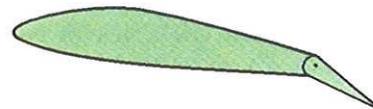
Pour obtenir une vitesse  $V$  minimale, il faut rechercher un coefficient  $C_Z$  aussi fort que possible.

L'augmentation d'incidence conduit à l'incidence critique qui pour un profil donné est proche de l'incidence de  $C_Z$  max. Pour augmenter encore  $C_Z$ , il faut modifier le profil.

La solution généralement retenue est celle de l'augmentation de la courbure du profil (volet de courbure).



Profil de base  
Volets au neutre



Profil volets abaissés

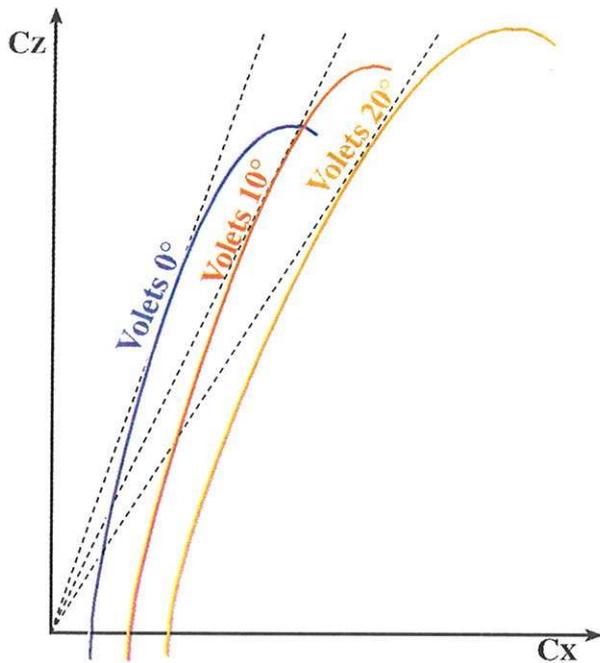
Le braquage positif des volets produit :

- une augmentation du coefficient de portance  $C_Z$  ;
- une augmentation du coefficient de traînée  $C_X$ .

L'augmentation de  $C_Z$  est sensiblement proportionnelle au braquage des volets.

L'augmentation de  $C_X$  est généralement faible pour les faibles braquages mais devient forte pour les braquages importants ( $>10^\circ$ ).

Pour les faibles braquages, la finesse est légèrement dégradée. Elle l'est nettement plus pour les forts braquages.



## 1.2. Utilisation des volets hypersustentateurs

Le rôle des volets hypersustentateurs est de permettre le vol à des vitesses plus faibles en conservant la portance  $R_Z = P \cos \Theta$ .

La portance n'augmente donc pas avec le braquage des volets hypersustentateurs. C'est le coefficient de portance  $C_Z$  qui s'accroît.

### a) Utilisation des faibles braquages

Les faibles braquages sont utilisés lorsque l'augmentation du coefficient  $C_Z$  est recherchée (recherche de vitesse faible) mais que doit être écartée un accroissement trop fort du coefficient  $C_X$  (maintien d'une bonne finesse).

C'est le cas notamment :

- pendant l'exploitation des ascendances ;
- en circuit d'atterrissage (vent arrière, étape de base...).

### b) Utilisation des forts braquages

Les forts braquages sont utilisés lorsqu'une augmentation supplémentaire du coefficient  $C_Z$  est souhaitée et que l'augmentation du coefficient  $C_X$  constitue plutôt un avantage (dégradation de la finesse, recherche de pente de descente forte). Ils sont utilisés principalement pour l'approche finale et l'atterrissage :

- ils permettent d'accéder à des faibles vitesses en approche (atterrissage courts) ;
- ils augmentent la pente d'approche.

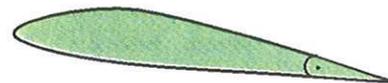
## 2. RECHERCHE DE VITESSES FORTES

### 2.1. Volets hypo-systentateurs

Si dans l'équation de sustentation on dispose d'une vitesse forte, on peut se satisfaire d'un coefficient de portance  $C_Z$  faible. De faibles valeurs de  $C_Z$  sont obtenues en diminuant l'incidence (jusqu'à  $C_Z = 0$ ). Par contre, quelle que soit la valeur de l'incidence, le coefficient de traînée  $C_X$  ne peut être réduit en dessous d'une valeur minimale.

L'augmentation de la vitesse se fait donc au prix d'une augmentation inopportune de la traînée et par l'établissement du planeur sur des pentes de descente de plus en plus fortes.

La solution retenue est celle de la diminution de la courbure du profil.



Profil de base  
Volets "au neutre"



Profil volets braqués négativement

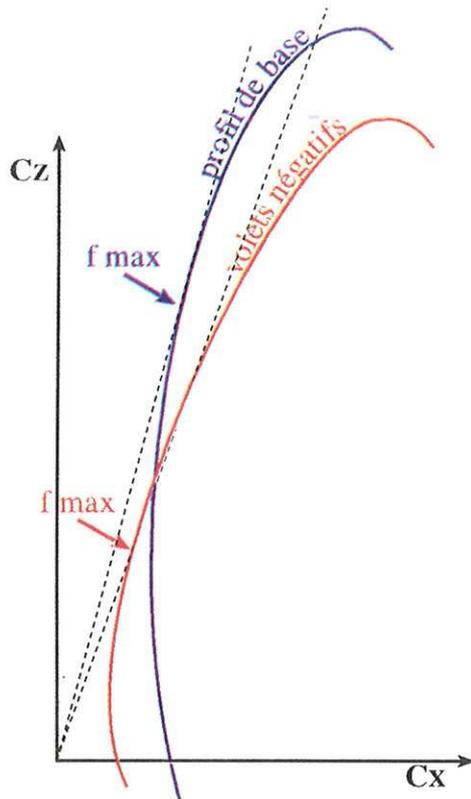
Le braquage négatif des volets produit :

- une diminution du coefficient de portance  $C_Z$  ;
- une diminution du coefficient de traînée  $C_X$ .

La diminution de  $C_Z$  est sensiblement proportionnelle au braquage.

La diminution du coefficient  $C_X$  est significative pour les faibles incidences (qui correspondent aux fortes vitesses). Elle est faible voire nulle aux fortes incidences.

La finesse obtenue aux faibles incidences est améliorée par rapport au profil de base mais reste inférieure à la finesse maximum du profil de base.

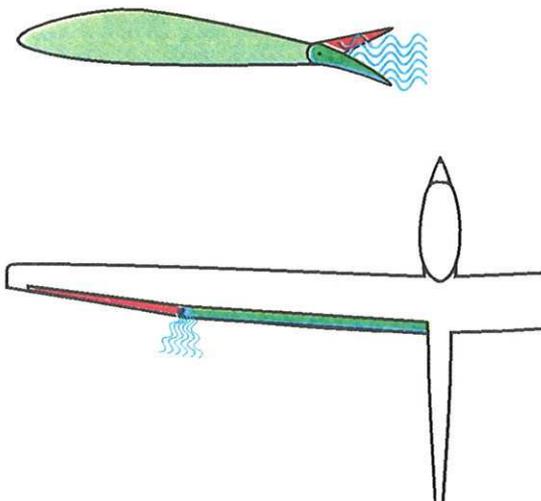


## 2.2. Utilisation des volets hypo-systentateurs

Les braquages négatifs des volets sont utilisés dès que la vitesse de transition doit être forte.

## 3. INTERFERENCES VOILETS-AILERONS

Volets et ailerons sont des dispositifs de bord de fuite qui peuvent adopter des braquages différents. Quand c'est le cas, et si la différence de braquage est importante, l'écoulement aérodynamique peut être perturbé à la frontière volets-ailerons.



Ce phénomène peut entraîner, particulièrement aux faibles vitesses, une diminution de l'efficacité de la commande de roulis.

Cette considération doit être prise en compte pour les évolutions à faibles vitesses et lors des phases de roulement au décollage et à l'atterrissage :

- le braquage positif des volets (spirale) utilisé lors de l'exploitation des ascendances ne sera effectué que lorsque le planeur aura atteint l'inclinaison désirée ;
- le braquage maximum positif ne sera utilisé qu'on approche finale quand seules des corrections d'alignement sont nécessaires ;
- des braquages négatifs seront utilisés pour faciliter le contrôle du planeur autour de son axe de roulis dans les phases initiales de roulement au décollage et finale de roulement à l'atterrissage.

## 4. RELATION ASSIETTE-INCIDENCE-BRAQUAGE DES VOILETS

Quand un braquage des volets est effectué alors que le planeur vole à une vitesse  $V$ , il la conserve momentanément par inertie. Il s'en suit que le braquage des volets produit une modification de la portance  $R_Z$  qui tend à modifier la trajectoire verticale.

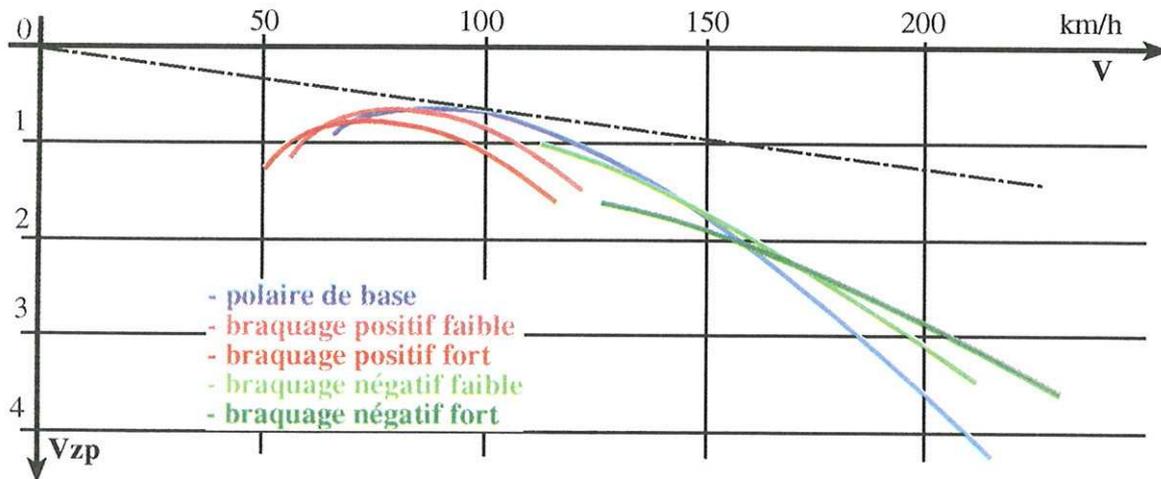
Braquage positif  $R_Z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Z$  où  $C_Z$  croît

Braquage négatif  $R_Z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Z$  où  $C_Z$  décroît

Le maintien de la trajectoire verticale impose donc qu'à l'instant d'un braquage positif des volets, l'incidence soit diminuée (variation d'assiette à piquer) et inversement qu'elle soit augmentée lors d'un braquage positif des volets (variation d'assiette à cabrer).

## 5. VOILETS DE COURBURE ET POLAIRE DES VITESSES

L'utilisation des volets de courbure (braquages positifs et négatifs) permet d'améliorer la finesse de la polaire des vitesses et démontre l'intérêt de ce dispositif pour optimiser les performances du planeur.



La polaire montre que les braquages positifs permettent d'accéder à des vitesses plus faibles que le profil de base au prix d'une augmentation non négligeable du taux de chute minimum.

L'accélération vers des vitesses moyennes avec des volets braqués positivement constitue une pénalisation (finesse et taux de chute) par rapport au profil de base.

L'utilisation des braquages négatifs permet pour les fortes vitesses une amélioration sensible de la finesse par rapport au profil de base. Le vol à vitesse modérée avec les volets braqués négativement est pénalisant.

Le vol avec les volets non braqués (profil de base) est optimum pour les vitesses moyennes.

### 6.2. Transitions

La meilleure finesse est obtenue avec le profil de base. C'est donc avec un braquage nul que doivent être effectuées les transitions aux vitesses moyennes.

Les braquages positifs ne présentent aucun intérêt puisque l'avantage qu'il apportent ne concerne que les vitesses faibles (finesse inférieure à  $f_{max}$ ).

Les braquages négatifs sont utilisés pour les vitesses moyennes élevées et les fortes vitesses.

## 6. UTILISATION DES VOILETS EN "VOL A VOILE"

### 6.1. Exploitation des ascendances

Les braquages positifs permettent de voler moins vite mais ne permettent pas de mieux monter puisque le taux de chute minimum est augmenté.

Ils ne sont donc utiles que si la réduction de vitesse facilite l'exploitation de l'ascendance :

- en spirale pour réduire le rayon de virage ;
- en ligne droite pour garder, par exemple, une vitesse sol nulle (ascendance de ressaut).

Dans les autres cas, ils constituent plutôt une pénalisation sauf si une marge de sécurité par rapport au décrochage est recherchée (vol de pente en atmosphère agitée par exemple).

# XVIII - STABILITE DU PLANEUR

## 1. STABILITE LONGITUDINALE

L'étude de la stabilité longitudinale est développée dans le manuel "Chargement et centrage du planeur".

Seul sera rappelé ici que pour être stable longitudinalement, le centre de gravité du planeur doit être placé en avant d'un point F appelé "Foyer".

Pour des raisons de facilité de pilotage et de sécurité, le centre de gravité doit être plus précisément compris entre deux limites définissant la plage de centrage :

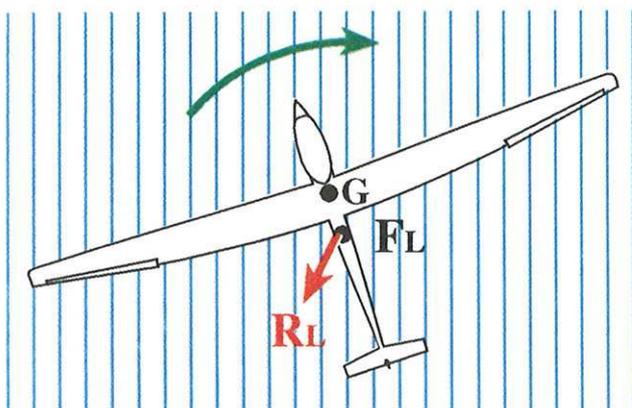
- une limite avant, caractérisée par une grande stabilité mais au delà de laquelle la manoeuvrabilité devient insuffisante ;
- une limite arrière, au delà de laquelle une stabilité minimale n'est plus assurée et où le pilotage en tangage du planeur devient très difficile voire impossible.

## 2. STABILITE DE ROUTE

### 2.1. Définition et mécanisme de la stabilité de route

La stabilité de route est la stabilité du planeur autour de son axe de lacet.

Un planeur est stable en lacet lorsque, soumis à une perturbation le mettant en dérapage, il revient de lui même en vol symétrique.



Le dérapage, on le sait, fait apparaître une résultante latérale  $RL$ . Le positionnement et le dimensionnement judicieux des surfaces verticales du planeur et particulièrement de son empennage vertical permettent à  $RL$  d'exercer un moment de rappel en lacet qui tend à réduire sinon à éliminer, sans intervention du pilote, le dérapage.

### 2.2. Conditions de stabilité de route

La stabilité de route obéit à des mécanismes semblables à la stabilité longitudinale.

Le planeur est stable en lacet si son centre de gravité est placé en avant du foyer latéral  $FL$ .

La stabilité latérale est d'autant plus grande que la distance entre le centre de gravité et le foyer est forte.

La position du centre de gravité étant imposée par des considérations de centrage longitudinal, l'utilisateur d'un planeur ne peut guère intervenir sur la stabilité de route. C'est au constructeur de l'optimiser en définissant la position du foyer latéral par le biais du positionnement et du dimensionnement des surfaces verticales (principalement l'empennage vertical).

Une stabilité de route insuffisante se manifeste par une tendance du planeur à "bouchonner" en atmosphère agitée.

Une forte stabilité de route se traduit par une "résistance" à entreprendre des rotations en lacet et donc par une tendance à "refuser" les mises en virages.

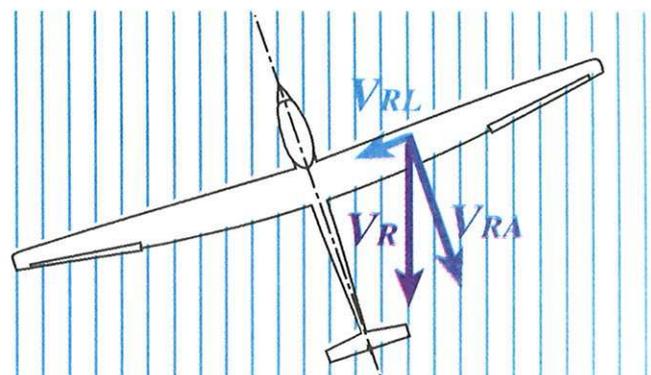
## 3. STABILITE LATERALE

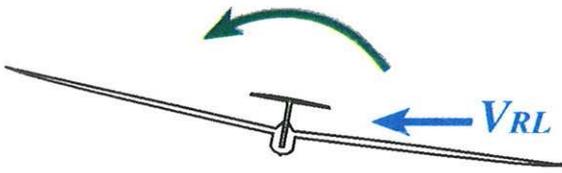
La stabilité latérale est la stabilité autour de l'axe de roulis. C'est donc la faculté dont peut être doté le planeur de conserver l'inclinaison à laquelle il a été placé.

En réalité, le planeur ne possède pas réellement de stabilité autour de son axe de roulis. Par contre, lorsqu'apparaît une inclinaison parasite alors que le planeur est stabilisé sur une trajectoire (ligne droite ou virage) apparaît immédiatement un dérapage. Ce dérapage, déjà à l'origine de la stabilité de route est capable de corriger l'inclinaison parasite et donc de produire un effet de stabilité latérale.

### 3.1. Effet du dérapage sur les surfaces verticales

Si le planeur est en dérapage, il reçoit une composante de vent relatif latéral  $VRL$ .

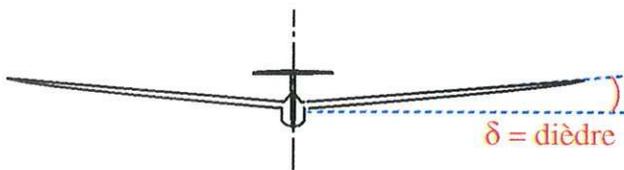




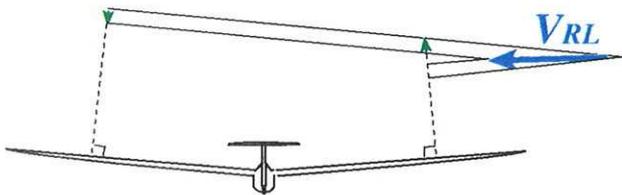
En frappant les surfaces latérales qui sont majoritairement placées au-dessus de l'axe de roulis, la composante latérale du vent relatif produit un effet redresseur.

### 3.2. Effet de dièdre

Le dièdre est l'angle qui existe entre la ligne moyenne d'une demi aile et une perpendiculaire au plan de symétrie du planeur.



L'effet du vent transversal sur le dièdre produit une modification de l'incidence de chaque aile.

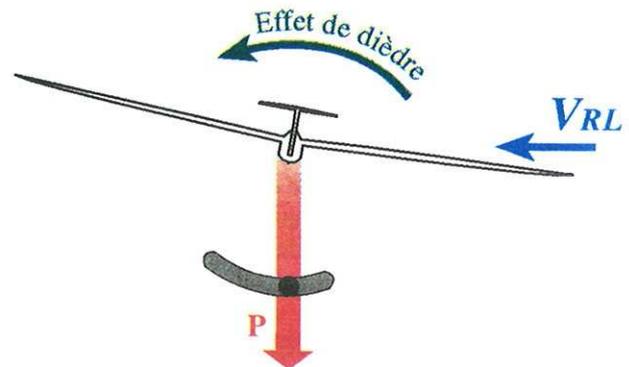


Si on observe l'effet de la composante transversale du vent sur une perpendiculaire à chaque demi-aile, on constate qu'elle produit un effet de bas en haut pour l'aile située du côté du dérapage et inversement une composante dirigée de haut en bas pour l'aile opposée.

Ces petites composantes verticales ont pour effet d'augmenter l'incidence de l'aile située côté du dérapage et de diminuer l'incidence de l'autre. Il se produit ainsi un mouvement de roulis à l'inverse du dérapage qui tend ainsi à en résorber la cause.

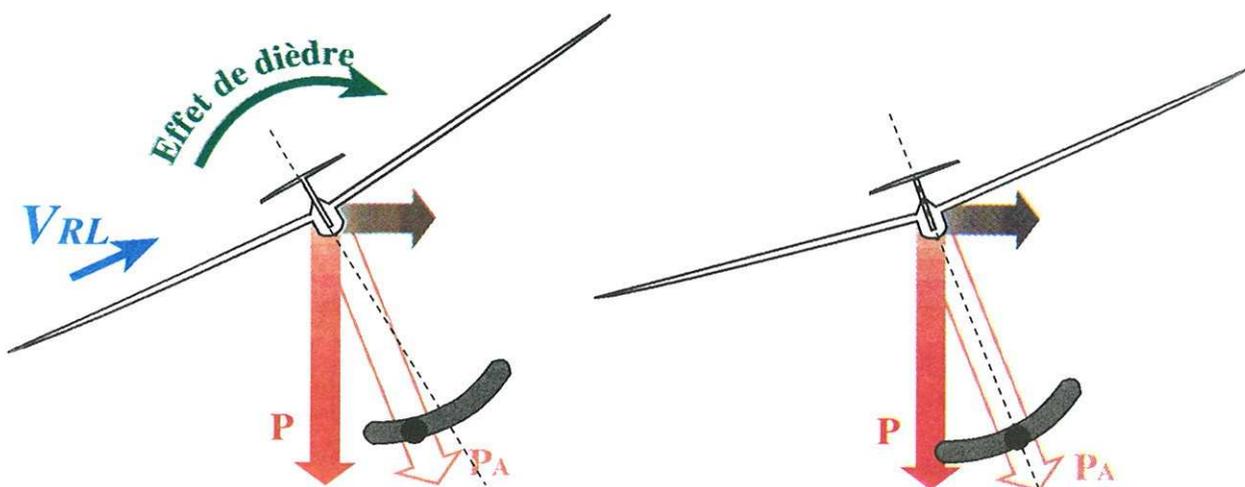
*Exemple :*

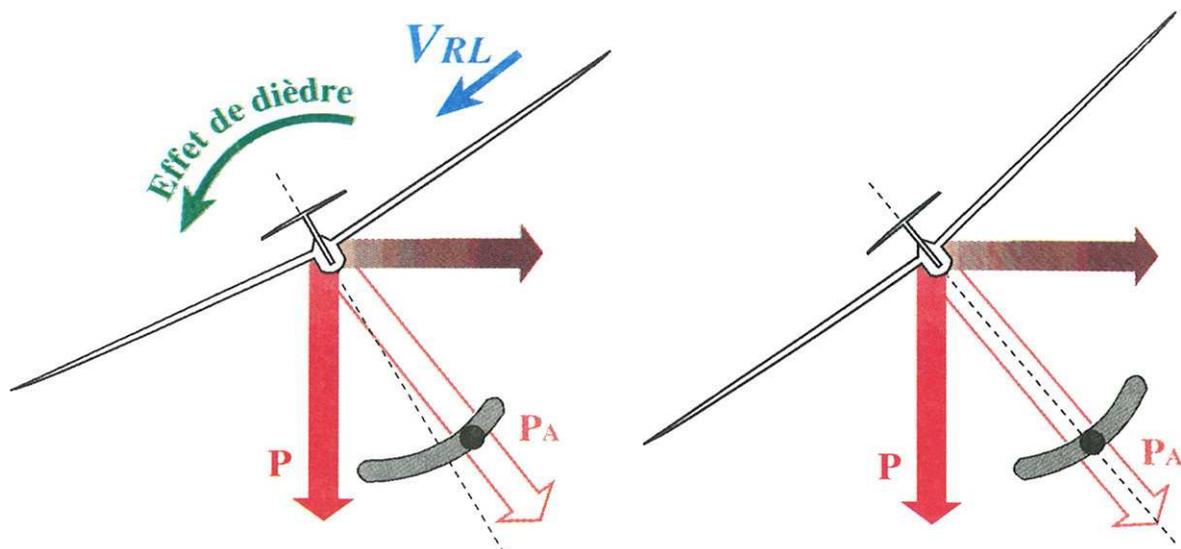
un planeur en ligne droite dérape à droite car il présente une légère inclinaison à droite. L'effet de dièdre tendra à supprimer cette inclinaison parasite.



De la même manière, dans un virage dérapé intérieur, l'inclinaison tendra à diminuer jusqu'à ce que le plan moyen des ailes soit perpendiculaire au poids apparent.

Inversement, dans un virage dérapé extérieur, l'inclinaison tendra à augmenter jusqu'à ce que le plan moyen des ailes soit perpendiculaire au poids apparent.

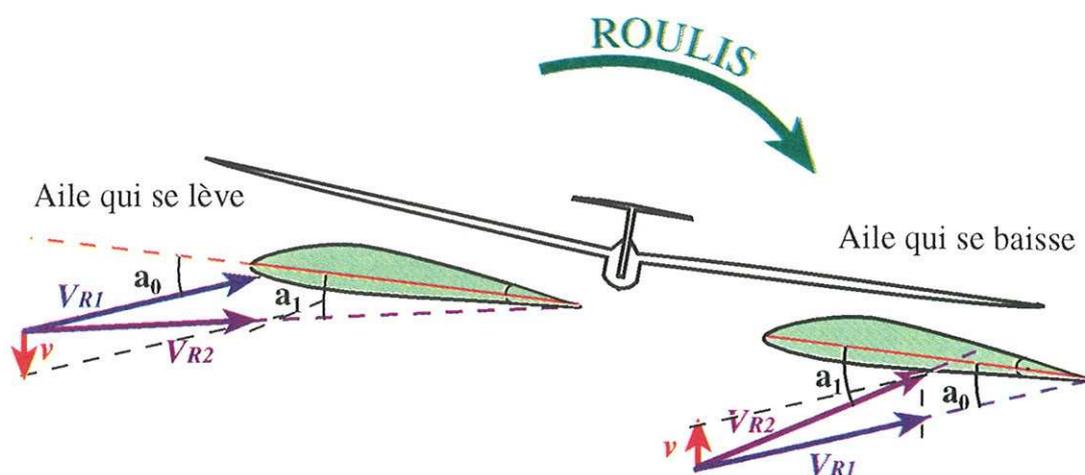


**Remarque :**

L'effet de dièdre tend à adapter l'inclinaison à la courbure de la trajectoire alors que, comme nous l'avons vu, les corrections pilotes consistent à adapter la courbure de la trajectoire à l'inclinaison choisie par le pilote.

**3.3. Effet d'amortissement en roulis**

Lorsque un planeur effectue une rotation en roulis, chaque aile est animée d'une vitesse verticale de haut en bas pour l'aile qui s'abaisse et de bas en haut pour l'autre. Additionné à la vitesse générale  $V$ , ces vitesses verticales produisent une augmentation de l'incidence de l'aile qui s'abaisse et une diminution de l'aile qui s'élève.



L'aile qui descend voit son incidence augmenter et sa portance croître.

L'aile qui monte voit son incidence diminuer et sa portance décroître.

Ces effets s'opposent donc activement au mouvement de roulis qui peut cesser s'il s'agit d'un mouvement inopiné, ou être sensiblement ralenti s'il s'agit d'une rotation pilotée.

Le phénomène est d'autant plus important que l'envergure du planeur est grande. C'est lui qui explique la relative "paresse" des planeurs en roulis.



# TABLE DES MATIERES

<b>INTRODUCTION</b> .....	1
<b>INDEX DES SIGLES ET ABREVIATIONS</b> .....	2
<b>I - ELEMENTS D'AERODYNAMIQUE ET GENERALITES</b> .....	3
1. Aile et planeur *	3
2. Ecoulement aérodynamique autour d'une aile *	4
3. Polaire aérodynamique **	4
4. Vol du planeur **	5
6. Polaire des vitesses **	6
7. Régimes de vol **	7
8. Etude du taux de chute mini ***	7
<b>II - EFFETS PRIMAIRES DES GOUVERNES</b> .....	9
1. Axes de rotation du planeur *	9
2. Gouvernes **	9
3. Effets primaires des gouvernes *	11
4. Positions du planeur et effets des gouvernes *	12
<b>III - LIGNE DROITE STABILISEE</b> .....	13
1. Vol à assiette constante *	11
2. Vol à inclinaison nulle *	14
3. Correction du lacet inverse *	15
<b>IV - VIRAGE</b> .....	17
1. Origine du virage **	17
2. Mise en virage, sortie de virage *	18
3. Stabilisation du virage *	18
4. Relations dans le virage ***	20
<b>V - RELATION ASSIETTE - TRAJECTOIRE - VITESSE</b> .....	23
1. Analogie avec une boule sur un plan incliné *	23
2. Contrôle de la vitesse du planeur **	23
3. Efforts sur les commandes - compensation **	26
4. Utilisation du compensateur - transfert des efforts **	27
<b>VI - SYMETRIE</b> .....	29
1. Vol symétrique et dérapé *	29
2. Contrôle de la symétrie et du dérapage *	36
3. Correction du dérapage *	39
4. Mauvais effets du dérapage sur le vol du planeur ***	40
5. Effets "utiles" du dérapage ***	41
<b>VII - LE VOL REMORQUE</b> .....	43
1. Vol remorqué en palier *	43
2. Vol remorqué en montée *	44
3. Vol remorqué en descente **	45
4. Trajectoires horizontales en vol remorqué **	46
5. Largage du câble **	48
<b>VIII - DECOLLAGE</b> .....	49
1. Roulement au décollage **	49
2. Envol *	51
3. Palier d'accélération **	52
4. Mise en montée *	52
5. Effet du vent sur le décollage *	52
6. Autres paramètres influant sur le décollage **	53
7. Effet de la pente de la piste sur le décollage **	53

<b>IX - UTILISATION DES AEROFREINS</b> .....	55
1. Principes aérodynamiques ** .....	55
2. Variations de trajectoire à vitesse constante * .....	56
3. Variations de vitesse sur une trajectoire constante * .....	57
<b>X - APPROCHE FINALE</b> .....	59
1. Approche et vitesse de décrochage * .....	59
2. Approche et manoeuvrabilité ** .....	59
3. Choix de la vitesse d'approche * .....	59
4. Effets du gradient de vent et des rafales ** .....	60
<b>XI - ATERRISSAGE</b> .....	63
1. Arrondi ** .....	63
2. Palier de décélération ** .....	64
3. Touché ** .....	64
4. Roulement ** .....	65
5. Effet du vent sur l'atterrissage * .....	66
6. Autres paramètres influant sur l'atterrissage ** .....	66
7. Effet de la pente de la piste pour l'atterrissage ** .....	67
8. Mécanisme du rebond à l'atterrissage ** .....	67
<b>XII - DECOLLAGE ET ATERRISSAGE PAR VENT DE TRAVERS</b> .....	69
1. Effet du vent latéral sur le planeur en vol ** .....	69
2. Effet du vent traversier sur le planeur au sol ** .....	70
3. Décollage "vent de travers" ** .....	71
4. Atterrissage "vent de travers" ** .....	73
<b>XIII - VOL AUX GRANDS ANGLES ET DECROCHAGE</b> .....	75
1. Vol aux grands angles * .....	75
2. Décrochage * .....	76
3. Contrôle du roulis pendant le décrochage * .....	79
4. Vitesse indiquée de décrochage ** .....	79
5. Recherche de la vitesse de décrochage * .....	79
6. Aménagement des conditions de décrochage *** .....	80
<b>XIV - VIRAGE A GRANDE INCLINAISON</b> .....	81
1. Résultante aérodynamique * .....	81
2. Contrôle de la trajectoire verticale * .....	82
3. Décrochage en virage à grande inclinaison * .....	83
4. Virage engagé * .....	83
<b>XV - CAS DE VOL PARTICULIERS</b> .....	85
1. Vol en ressource ** .....	85
2. Vol en atmosphère agitée ** .....	86
3. Vol du planeur ballasté ** .....	88
<b>XVI - L'AUTOROTATION</b> .....	89
1. Mécanisme de l'autorotation ** .....	89
2. Caractère d'une autorotation ** .....	90
3. Facteurs influant sur l'autorotation ** .....	90
4. Sortie d'autorotation * .....	91
<b>XVII - HYPER ET HYPO-SUSTENTATION</b> .....	93
1. Recherche des vitesses minimales ** .....	93
2. Recherche de vitesses fortes ** .....	94
3. Interférences volets-ailerons ** .....	95
4. Relation assiette-incidence-braquage des volets ** .....	95
5. Volets de courbure et polaire des vitesses *** .....	96
6. Utilisation des volets en "vol à voile" ** .....	96
<b>XVIII - STABILITE DU PLANEUR</b> .....	97
1. Stabilité longitudinale ** .....	97
2. Stabilité de route *** .....	97
3. Stabilité latérale *** .....	97
<b>TABLE DES MATIERES</b> .....	101