



Université de Liège
Faculté des Sciences Appliquées
Département Aérospatiale & Mécanique



Ça plane pour toi ...

Concours de construction d'un planeur en balsa

Manuel d'aérodynamisme de base à
l'attention des élèves du secondaire supérieur
(Version 2.0)

Personne de contact :
Ludovic Noels (L.Noels@ulg.ac.be)

1. Comment utiliser ce manuel

Ce manuel est destiné à guider les étudiants dans la construction du planeur. Pour ce faire trois niveaux de lectures sont permis.

Le premier niveau de lecture est destiné à donner les recettes qui permettent de garantir que le planeur va voler. Ces recettes sont reprises à la section 3. Dans cette section les notions d'aérodynamisme sont abordées sommairement et les conseils de construction sont indiqués par

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- Conseil ;
- Conseil ;

FIN DES CONSEILS

Ces conseils, combinés à des essais devraient conduire à l'obtention d'un planeur qui vole.

Afin de comprendre pourquoi le planeur vole lorsque ces conseils sont respectés, l'étudiant est invité à suivre les liens vers les autres sections de ce manuel. Ce deuxième niveau de lecture permet de comprendre la physique de l'aérodynamisme et ainsi d'affiner la construction du planeur et donc de lui permettre de voler plus loin.

Enfin, dans ces sections, des simplifications des méthodes utilisées par les ingénieurs pour dimensionner un planeur sont indiquées par

CALCULS POUR AMELIORER LES PERFORMANCES

Méthode

FIN DES CALCULS

Ces calculs constituent le troisième niveau de lecture et sont destinés aux étudiants désirant approfondir leur perception de la physique, ... ou désirant gagner le concours.

Bon travail et surtout bon amusement



2. Les composants d'un planeur

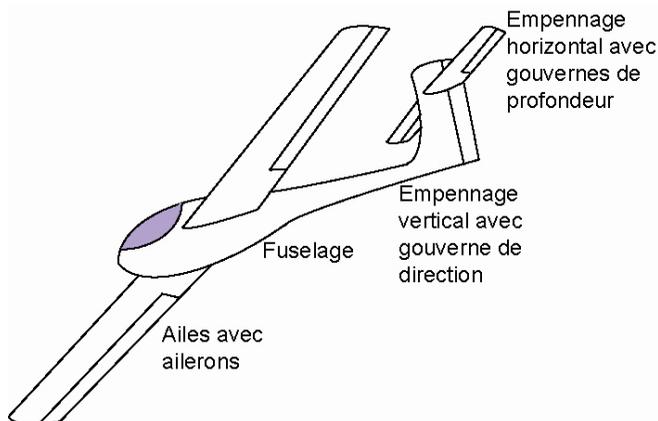


Figure 1: Description d'un planeur.

Un planeur comporte quatre principaux composants :

- Les **ailes** assurent la **portance** (force de sustentation) du planeur et lui permettent de se maintenir en l'air (voir section 4). Elles contrôlent également le roulis (voir section 6.2).
- L'**empennage vertical** commande la **direction** du planeur et contrôle le lacet (voir section 6.4).
- L'**empennage horizontal** dirige l'inclinaison du planeur et contrôle le tangage (voir section 6.3).
- Le **fuselage** maintient ces composants ensemble et abrite le pilote.

Dans le reste de ce manuel, nous allons expliquer comment construire tous ces composants afin que le planeur vole.

3. Comment construire un planeur

Pour qu'un planeur vole, il est indispensable que certaines règles soient vérifiées. Dans ce chapitre, nous allons énoncer ces règles alors que les chapitres ultérieurs expliquent en détails l'origine de ces contraintes.

3.1. Les ailes

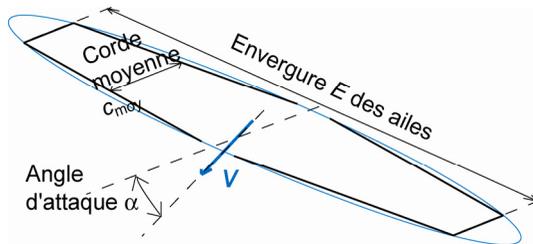


Figure 2 : Comment dessiner les ailes.

Le but des ailes est de maintenir le planeur en l'air. Leur principe de fonctionnement est que le planeur vole avec une vitesse V inclinée avec un **angle d'attaque** α par rapport au plan des ailes (Figure 2). Ce principe est expliqué à la section 4.1 du présent manuel. Pour qu'elles soient efficaces :

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- Leur surface S doit être suffisamment grande pour supporter la masse m de l'avion. Par kilogramme, il faut compter une surface de 1.1 m^2 :

$$S[\text{m}^2] = 1.1[\text{m}^2/\text{kg}]m[\text{kg}] \quad (1)$$

- Leur forme doit se rapprocher d'une ellipse (forme bleu de la Figure 2) ;
- Le rapport entre l'**envergure** E et la **corde moyenne** c_{moy} doit être proche de 10.

FIN DES CONSEILS

L'explication de ces concepts peut être trouvée à la section 4.2.



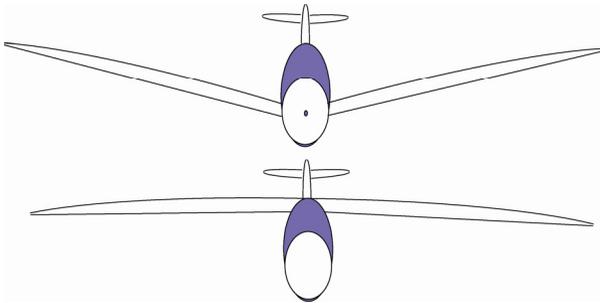


Figure 3 : Ailes attachées en formant un dièdre ou au sommet du fuselage.

De plus, pour éviter que l'avion ne parte en vrille (tourne sur lui-même, mouvement de **roulis**), il est important que :

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- Les ailes s'attachent au fuselage en formant un V (**dièdre**, Figure 3 haut), ou ;
- Les ailes s'attachent au sommet du fuselage (Figure 3 bas).

FIN DES CONSEILS

Le fait que le planeur parte en vrille ou non est lié à la notion de stabilité (ou d'équilibre). La stabilité peut se définir comme étant la propriété du planeur à conserver sa trajectoire initiale (voir section 6). L'existence du dièdre améliore la stabilité du planeur comme cela est expliqué à la section 6.2.

3.2. La position du centre de gravité

Le **centre de gravité** est un point imaginaire du planeur où la masse se concentre. Sa position exacte peut être déterminée par la méthode expliquée à la section 6.1. Dès lors :

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- Il convient donc de **lester** le planeur (ajouter du poids, à l'aide de plomb par exemple) pour modifier la position du centre de gravité.

FIN DES CONSEILS



Pour qu'un planeur soit stable :

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- Il faut que le centre de gravité soit positionné en avant des ailes ;
- Il faut que le centre de gravité soit positionné le plus bas possible.

FIN DES CONSEILS

Un centre de gravité situé le plus bas possible améliore la stabilité au roulis du planeur (section 6.2), alors que le fait de placer le centre de gravité en avant des ailes empêche le planeur de piquer du nez (**tangage**, voir section 6.3), et empêche également le planeur de changer de direction (**lacet**, voir section 6.4).

Après avoir construit le planeur, il convient de réaliser un essai. Si le planeur quitte sa trajectoire, c'est que la position du centre de gravité n'est pas adéquate, il convient donc de la corriger. Attention cependant la raison de l'instabilité peut également être due au design des empennages horizontal (section 3.3) et vertical (section 3.4).

3.3. L'empennage horizontal

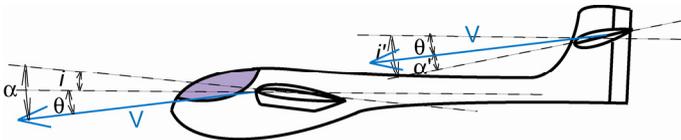


Figure 4 : positionnement de l'empennage horizontal.

L'empennage horizontal permet de maintenir la trajectoire (voir sections 5 et 6.3) du planeur avec un angle θ constant (Figure 4). Pour que le planeur ne pique pas du nez (tangage) :

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- L'empennage horizontal doit être fixé avec un **angle de calage i'** situé sous l'horizontale, alors que les ailes doivent être fixées avec un angle de calage i situé au dessus de l'horizontale (Figure 4).



- La surface de l'empennage horizontal S' et son angle i' doivent être suffisants.

FIN DES CONSEILS

Si après un essai de vol, l'avion pique du nez ou entame un mouvement de looping, il faut augmenter la surface ou l'angle de calage de l'empennage horizontal. Les explications concernant cette stabilité au tangage sont reprises à la section 6.3.

3.4. L'empennage vertical



Figure 5 : Position de l'empennage vertical.

L'empennage vertical empêche le planeur de changer de direction (**lacet**, voir section 6.4). Pour assurer la stabilité au lacet :

CONSEILS DE CONSTRUCTION

- La superficie de l'empennage vertical doit être suffisante et sa position doit être suffisamment arrière.

FIN DES CONSEILS

A nouveau, si lors d'un essai l'avion entame un mouvement de demi-tour, c'est que la surface de l'empennage vertical est insuffisante.

4. Comment fonctionnent les ailes

4.1. Le profil

Un profil est la section de l'aile, il est constitué d'un bord supérieur (**extrados**) et d'un bord inférieur (**intrados**). La ligne imaginaire située entre ces deux côtés est appelée **corde** du profil.

Par soucis de simplification, supposons que l'extrados et l'intrados forment une symétrie orthogonale par rapport à la corde (Figure 6).

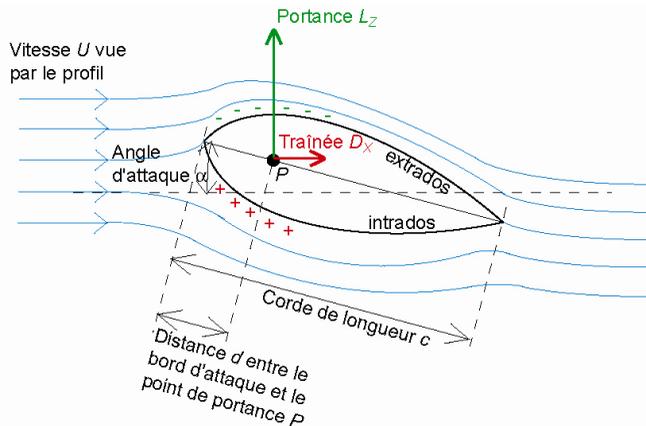


Figure 6: Ecoulement autour d'un profil symétrique.

Si le profil avance avec une vitesse U , orientée selon l'angle **d'attaque** α avec la corde, le phénomène suivant apparaît du côté extrados:

- Les lignes d'écoulement de l'air se resserrent ;
- Comme la masse de fluide (**incompressible**) est conservée, puisque la section entre 2 lignes d'écoulement diminue, le fluide accélère ;
- Si le fluide accélère, la pression diminue (principe de **Bernoulli**) ;
- Il apparaît donc une zone de **dépression** (-).

En suivant le raisonnement inverse du côté intrados, la conclusion suivante est immédiate :

- Il apparaît une zone de **surpression (+)**.

Cette existence simultanée d'une zone de dépression et de surpression produit une force sur le profil. Cette force se décompose en deux parties :

- La **portance** L_Z (Lift) perpendiculaire à la vitesse du profil et qui assure la sustentation du planeur ;
- La **traînée** D_X (Drag) parallèle à la vitesse du profil et qui freine le planeur.

Bien que ces deux forces résultent d'une contribution des différences de pression sur toute la longueur des extrados et intrados, elles sont représentées par leur résultante respective qui s'applique en un point appelé le **point de portance**. Ce centre de poussée est situé à une distance d du bord d'attaque de l'aile. En première approximation, cette distance est égale au quart de la corde :

$$d/c = 1/4 \quad (2)$$

4.2. L'aile

Les ailes sont composées d'une succession continue de profils non nécessairement constants. Elles sont attachées au fuselage aux emplantures. La distance entre les extrémités des ailes est appelée **envergure** E (Figure 7).

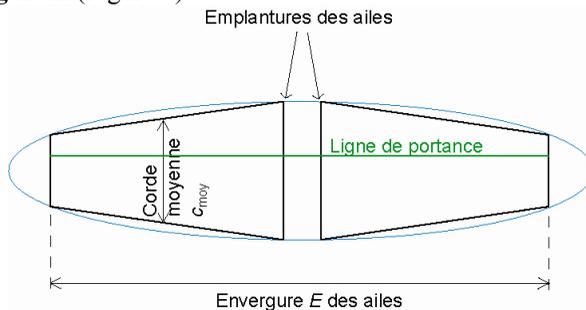


Figure 7: Formes des ailes.

Pour des raisons aérodynamiques, une forme elliptique des ailes (ellipse bleue sur la figure) va minimiser la traînée pour une portance



donnée. Cette forme étant difficilement usinable, des ailes trapézoïdales sont souvent considérées.

Puisque la corde varie, une corde moyenne c_{moy} est définie à partir de la surface alaire S (c'est-à-dire la surface du côté intrados en contact avec l'air) des deux ailes :

$$c_{\text{moy}} = S/E \quad (3)$$

Une donnée géométrique importante dans le dimensionnement des ailes est l'**allongement** λ , qui se définit comme suit :

$$\lambda = E/c_{\text{moy}} \quad (4)$$

Pour un vrai planeur, plus l'allongement est grand, moins la traînée est importante. C'est pourquoi il est possible de voir des planeurs ayant des allongements de l'ordre de 30. Cependant en modélisme les vitesses sont beaucoup plus faibles, ce qui empêche l'écoulement de l'air de coller au profil si la corde devient faible. Pour cette raison, un allongement est toujours situé entre 10 et 15.

4.3. Calcul de la portance et de la traînée

Les performances d'un planeur dépendant fortement de l'efficacité des ailes (un bon profil exerce une grande portance pour une faible traînée), les ingénieurs ont développé des formules pour calculer les forces exercées sur les ailes.

CALCULS POUR AMELIORER LES PERFORMANCES

Il est possible de montrer que les forces de portance L_z et de traînée D_x sont proportionnelles à la surface de l'aile et au carré de la vitesse. C'est pourquoi les forces sont exprimées en fonction d'un coefficient de portance C_L et d'un coefficient de traînée C_D :

$$L_z = \frac{1}{2} \rho U^2 C_L S \quad (5)$$

$$D_x = \frac{1}{2} \rho U^2 C_D S \quad (6)$$

avec ρ la masse volumique de l'air (1.22 kg/m³), U la vitesse de l'air vue par le profil, S est la surface alaire.



Les coefficients C_L et d'un coefficient de traînée C_D dépendent de la forme du profil, mais aussi de l'angle d'attaque α . Intuitivement, il semble évident que ces deux composantes augmentent quand l'angle d'attaque augmente. Attention cependant que si cet angle dépasse quelques degrés, le fluide ne colle plus à l'extrados et la portance disparaît : c'est le décrochage.

Dans le cadre qui nous concerne, les coefficients calculés pour une plaque uniforme soumise à un écoulement avec une incidence α faible peuvent être utilisés :

$$C_L = 2\pi \sin \alpha \quad (7)$$

$$C_D = 0.0045 + \frac{C_L^2}{\pi\lambda} \quad (8)$$

Le second terme du coefficient de traînée (8) est appelé coefficient induit et provient d'une perturbation de l'écoulement due à la nature finie des ailes, alors que le premier terme correspond à une aile infiniment longue.

En première approximation, ces forces (5) et (6) peuvent être considérées comme étant appliquées sur la ligne de portance située à un quart de la corde.

Les formules ci-dessus ne prennent pas en compte la traînée provenant du fuselage, qui peut devenir importante si celui-ci possède de mauvaises propriétés aérodynamiques.

Par exemple, en considérant un angle d'attaque de 15 degrés (ce qui est loin d'être optimal, voir Figure 9) et une vitesse 3 m/s, la formule (5) devient (1), et il faut déjà prévoir 1.1 m² de surface S par kilogramme.

FIN DES CALCULS



5. La trajectoire du planeur

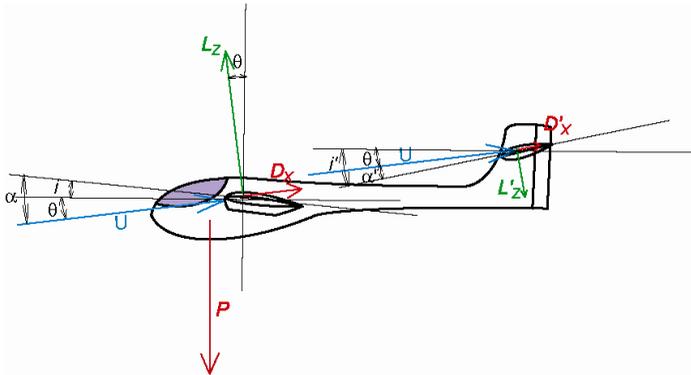


Figure 8: Trajectoire du planeur.

Soit un planeur de poids $P = 9.81 \text{ m/s}^2 * m$, avec m la masse. Le planeur a une vitesse U . Comme il n'a pas de système de propulsion, le planeur va descendre avec un **angle de trajectoire** θ par rapport à l'horizontale (Figure 8).

Cet angle θ définit la trajectoire du planeur et peut se calculer en fonction des caractéristiques des ailes, du fuselage et de l'empennage arrière.

CALCULS POUR AMELIORER LES PERFORMANCES

Considérons les ailes. Ces dernières ont un **angle de calage** i par rapport à l'horizontale, cette horizontale étant définie par l'angle de trajectoire θ . L'angle d'attaque qui en résulte est donc :

$$\alpha = i + \theta \quad (9)$$

Si θ est connu, la portance L_z et la traînée D_x peuvent donc être calculées en utilisant (5), (6), (7) et (8).



Pour des raisons de stabilité, l'empennage horizontal fonctionne en sens opposé. Il a un angle de calage $i' < -\theta < 0$ et il s'ensuit un angle d'attaque $\alpha' < 0$, avec :

$$\alpha' = i' + \theta \quad (10)$$

Nous reviendrons sur ce point à la section 6.3, mais nous pouvons déjà affirmer que la déportance L'_Z et la traînée D'_X induites sont faibles par rapport à celle provenant des ailes et peuvent être négligées pour calculer l'angle de trajectoire θ .

En équilibrant les forces de la Figure 8, il vient :

$$P = L_Z \cos \theta + D_X \sin \theta \quad (11)$$

$$L_Z \sin \theta = D_X \cos \theta \quad (12)$$

Les Equations (5), (6) et (12) donnent dès lors l'angle de trajectoire :

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{D_X}{L_Z} = \frac{\frac{1}{2} \rho U^2 S C_D}{\frac{1}{2} \rho U^2 S C_L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{f} \quad (13)$$

qui dépend donc uniquement des propriétés aérodynamiques de l'aile. Le rapport $f = C_L/C_D$ est également appelé **finesse** . Il apparait donc que pour avoir un planeur qui vole loin, il faut minimiser θ , et donc augmenter la finesse f .

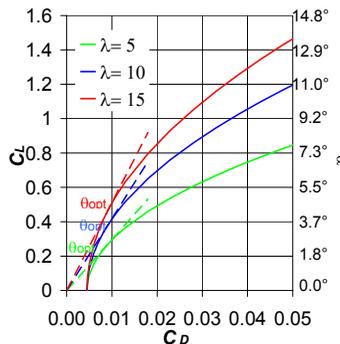


Figure 9: Polaire des ailes.



Si les coefficients obtenus par les Equations (7) et (8) sont représentés dans la **polaire** des ailes (Figure 9), il apparait clairement que pour un allongement λ donné, il existe un angle d'attaque α optimum qui maximise la finesse f et minimise donc θ .

Une fois ce couple θ, α choisit, il faut s'assurer que l'aile peut supporter le poids du planeur. La trigonométrie appliquée aux Equations (11) et (12) fournit :

$$P \cos \theta = L_z = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \quad (14)$$

$$P \sin \theta = D_x = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_D \quad (15)$$

En fonction de la surface alaire S choisie, le planeur aura une vitesse de vol U donnée. En pratique, le lancement du planeur se fera à faible vitesse (1-2 m/s), il conviendra donc de s'assurer que la surface est suffisante.

Si la surface ou si la vitesse n'est pas suffisante, l'angle θ va augmenter automatiquement, et la distance parcourue par le planeur sera plus faible.

FIN DES CALCULS



6. La stabilité du planeur

La **stabilité** est définie comme étant la capacité du planeur à retourner à ses conditions de vol stable, décrites à la section 5, après avoir subi une perturbation (courant d'air, ...). Si le planeur n'est pas stable, il va s'écartier de plus en plus fortement de sa trajectoire initiale et perdra rapidement de l'altitude.

S'assurer de la stabilité du planeur est certainement l'étape la plus importante lors de son design.

Pour expliquer ce qu'est la stabilité, si vous posez un crayon sur une table, la mine orientée vers le plafond et si vous touchez légèrement la mine, le crayon va tomber : le crayon était en position instable. Par contre, si vous tenez le crayon entre deux doigts par le côté opposé à la mine et laissez pendre la mine vers le sol, une perturbation appliquée à la mine va être suivie par un retour vers la position initiale du crayon : c'est une position stable.

La différence de comportement entre les deux cas provient de la position du centre de gravité (situé à la mi-hauteur du crayon) par rapport au point de fixation du crayon : Si le centre de gravité est situé sous la fixation, la position est stable.

6.1. Centre de gravité

Le **centre de gravité** peut être défini comme le point du corps auquel la force représentant le poids de ce corps est attachée. Ce point est une représentation mathématique de la distribution continue du poids. Il est imaginaire et peut être situé en-dehors du corps.

Pour un objet symétrique, il est situé au centre de symétrie.

La position de ce centre de gravité doit être positionnée avec précision pour être certain que le planeur va être stable. Elle se détermine à l'aide d'un **fil à plomb** et d'un crayon de la manière suivante :



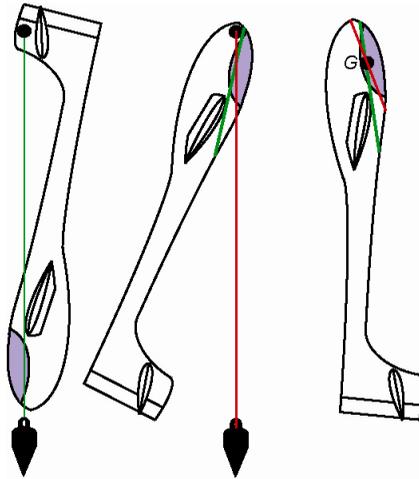


Figure 10 : Détermination de la position du centre de gravité.

- Suspendre le planeur ainsi que le fil à plomb par un point de la queue et tracer une ligne le long du fil ;
- Recommencer la même opération à partir d'un autre point de fixation ;
- L'intersection des deux lignes correspond à la position du centre de gravité G ;
- Pour localiser ce point avec plus de précision, plus de deux lignes peuvent être tracées.

La position du centre de gravité peut être modifiée en lestant le planeur de manière adéquate.

6.2. Roulis et dièdre de l'aile

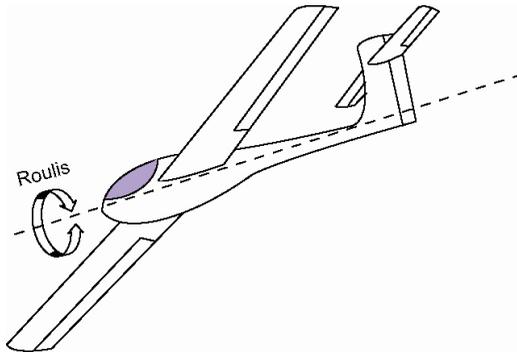


Figure 11 : Mouvement de roulis.

Le mouvement de **roulis** d'un avion est défini comme étant un mouvement de rotation autour de l'axe du fuselage (Figure 11). Si le planeur entre dans un mouvement de roulis qui n'est pas stabilisé, la portance chute et le planeur tombe.

La stabilité au roulis du planeur dépend de la position du centre de gravité G par rapport à l'emplanture des ailes. Il existe deux configurations :

- Le centre de gravité est situé au dessus de l'emplanture des ailes (Figure 12 haut) ;
- Le centre de gravité est situé sous l'emplanture des ailes (Figure 12 bas).

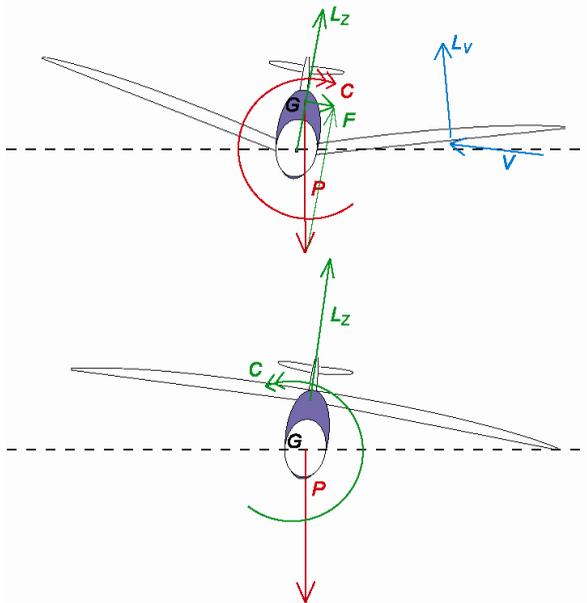


Figure 12 : Stabilisation du roulis.

6.2.1. Centre de gravité au-dessus de l'emplanture

Dans cette situation, analysons ce qui se passe en cas d'amorce de roulis :

- Supposons que l'aile gauche s'abaisse (Figure 12 haut) ;
- Dans ce cas le centre de gravité G se déplace vers l'aile gauche de l'avion par rapport à l'emplanture des ailes ;
- Comme la force de portance L_z s'applique à cette emplanture, elle est décalée par rapport à la force représentant le poids P du planeur et il se crée un couple C ;

- Ce couple est dirigé dans un sens tel que le mouvement de roulis se trouve amplifié, le planeur est instable et chute.

La manière la plus simple de stabiliser le roulis est de donner un **dièdre** aux ailes, comme cela est montré à la (Figure 12 haut). Le dièdre se définit comme une inclinaison symétrique des ailes par rapport à l'horizontale. Comment le dièdre stabilise-t-il le roulis ?

- Suite à la différence de direction de la force P représentant le poids de l'avion et de la force de portance L_Z , il se crée une résultante F orientée selon l'aile gauche ;
- Cette force fait glisser le planeur latéralement vers son aile gauche ;
- Ce glissement correspond à faire voir par l'aile gauche un vent de vitesse V ;
- Si le dièdre de l'avion est suffisant, ce vent de vitesse V va arriver par le bas de l'aile et exercer une force L_V sur l'aile gauche ;
- Cette force va équilibrer le couple déstabilisateur C , et va redresser le planeur qui est alors stable au roulis.

6.2.2. Centre de gravité au-dessous de l'emplanture

Dans cette autre situation, analysons ce qui se passe en cas d'amorce du même roulis :

- Supposons que l'aile gauche s'abaisse (Figure 12 bas) ;
- Dans ce cas le centre de gravité G se déplace vers l'aile droite de l'avion par rapport à l'emplanture des ailes ;
- Comme la force de portance L_Z s'applique à cette emplanture, elle est décalée par rapport à la force représentant le poids P du planeur et il se crée un couple C qui a une direction opposée au cas précédent ;
- Ce couple est cette fois stabilisateur, car il va redresser l'avion.

Il n'y a donc pas besoin de donner un dièdre aux ailes dans cette configuration. Il faut cependant garder à l'esprit que cette



configuration est stable seulement si la distance verticale entre le centre de gravité et l'emplanture est suffisante. Si le mouvement de roulis amorcé atteint une valeur importante, le couple stabilisateur ne sera pas suffisant pour équilibrer le planeur.

6.3. Tangage et empennage horizontal

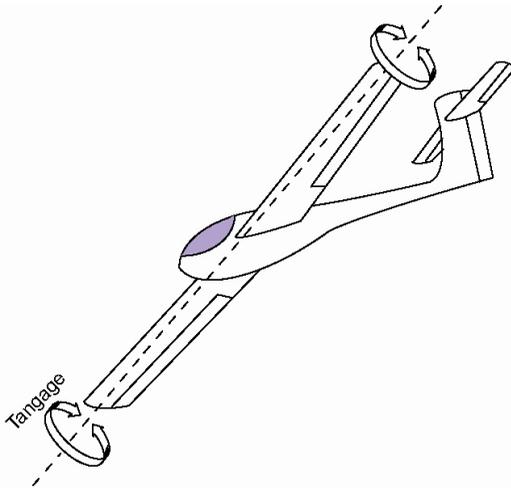


Figure 13 : Mouvement de tangage.

Le mouvement de **tangage** est défini comme étant un mouvement de rotation du planeur autour de l'axe de ses ailes (Figure 13). Dans le cas où le planeur commence à piquer du nez, si le mouvement n'est pas stabilisé, il chute et s'écrase. Dans le cas où l'empennage arrière s'enfonce, l'angle d'incidence des ailes augmente et le fluide ne colle plus aux ailes, il y a alors décrochage et l'avion chute.

La stabilité du planeur dépend de la position du centre de gravité G par rapport à la ligne de portance (Figure 7) et de l'angle de calage de l'empennage horizontal.

Pour un vol non (télé)-commandé, le planeur est stable si le centre de gravité est positionné au devant du centre de poussée comme nous allons le montrer.



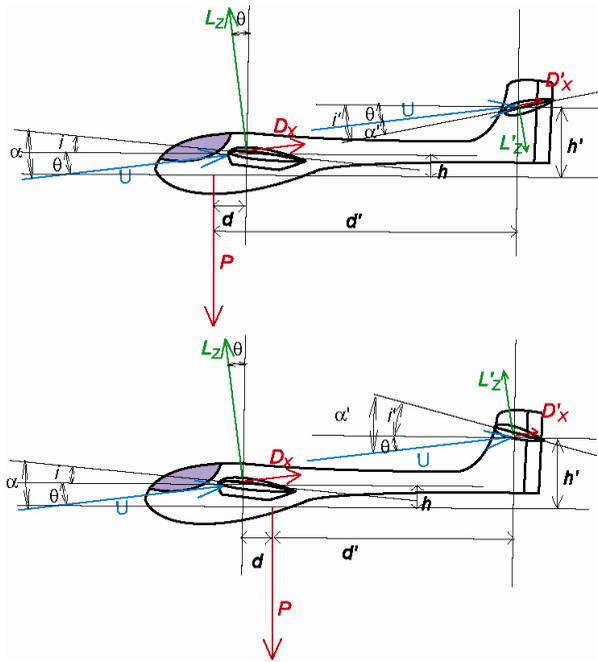


Figure 14 : Stabilisation du tangage.

6.3.1. Centre de gravité en avant de la ligne de portance

Si le centre de gravité est situé en avant de la ligne de portance (Figure 14 haut), l'empennage arrière doit exercer une déportance L'_z pour équilibrer le couple dû au décentrage de la force P représentant le poids de l'avion et la portance exercée par les ailes L_z .

La situation décrite ci-dessous est stable. En effet, considérons que le planeur pique du nez :

- L'angle de calage i diminue ;
- L'angle α diminue et l'angle α' augmente en amplitude;

- La portance L_Z diminue et la déportance L'_Z augmente en amplitude (Figure 14 haut);
- Le couple résultant redresse le planeur qui reprend sa trajectoire initiale.

La configuration est donc stable, et ce d'autant plus que les distances d et $d'-d$ sont importantes.

CALCULS POUR AMELIORER LES PERFORMANCES

Les équations d'équilibre de forces et de couple autour du centre de gravité s'écrivent :

$$L_Z \cos \theta = P + L'_Z \cos \theta \quad (16)$$

$$d(L_Z \cos \theta + D_X \sin \theta) + h(L_Z \sin \theta - D_X \cos \theta) = \quad (17)$$

$$d'(L'_Z \cos \theta - D'_X \sin \theta) + h'(L'_Z \sin \theta + D'_X \cos \theta)$$

En supposant que l'angle de trajectoire θ reste faible, et que la traînée D'_Z reste faible, ces deux équations peuvent être approximées par :

$$L_Z = P + L'_Z \quad (18)$$

$$dL_Z = d' L'_Z \quad (19)$$

Connaissant le poids du planeur, pour une position donnée du centre de gravité et de l'empennage horizontal, il est possible de déterminer le L'_Z et le L_Z nécessaires pour assurer l'équilibre. La portance des ailes L_Z est déterminée par les relations (5) et (7), voir section 5.

Pour réduire la traînée due à l'empennage, il convient de réduire également sa portance, et donc d'augmenter d' .

Une fois le L'_Z nécessaire pour assurer l'équilibre déterminé, et une fois la surface S' de l'empennage horizontal définie, son angle d'attaque peut être calculé par :

$$\sin \alpha' = - \left| \frac{L'_Z}{\pi \rho U^2 S'} \right| \quad (20)$$

L'angle de calage $i' < 0$ de l'empennage horizontal peut alors être calculé par la relation (10).

Cependant cette relation n'est valable que si l'empennage horizontal



ne subit pas les perturbations de l'écoulement dues à la présence des ailes, c'est-à-dire si l'empennage horizontal est suffisamment haut par rapport aux ailes.

FIN DES CALCULS

6.3.2. Centre de gravité en arrière de la ligne de portance

Cette situation est illustrée à la Figure 14 bas. Cette situation est instable. En effet, considérons que le planeur pique du nez :

- L'angle de calage i diminue ;
- Les angles α et α' diminuent en amplitude;
- Les portances L_Z et L'_Z diminuent en amplitude (Figure 14 bas);
- Pour que le planeur soit stable, il faudrait que L'_Z diminue beaucoup plus que L_Z pour que le couple résultant autour du centre de gravité redresse le planeur.

Cette configuration est donc instable si les gouvernes de l'empennage horizontal ne peuvent être commandées.

CALCULS POUR AMELIORER LES PERFORMANCES

Le planeur peut être équilibré si l'empennage exerce une portance :

$$L_Z \cos \theta + L'_Z \cos \theta = P \quad (21)$$

$$d(L_Z \cos \theta + D'_x \sin \theta) + h(-L_Z \sin \theta + D'_x \cos \theta) = \quad (22)$$
$$d'(L'_Z \cos \theta - D'_x \sin \theta) + h'(L'_Z \sin \theta - D'_x \cos \theta)$$

FIN DES CALCULS

6.4. Lacet et empennage vertical

Le mouvement de **lacet** est défini comme étant un mouvement de rotation du planeur autour de l'axe vertical perpendiculaire aux ailes (Figure 15). Dans le cas où le planeur entame un mouvement de lacet, si le mouvement n'est pas stabilisé, cela peut entraîner, outre le virage de l'avion, un mouvement de roulis, et ainsi la chute du planeur.



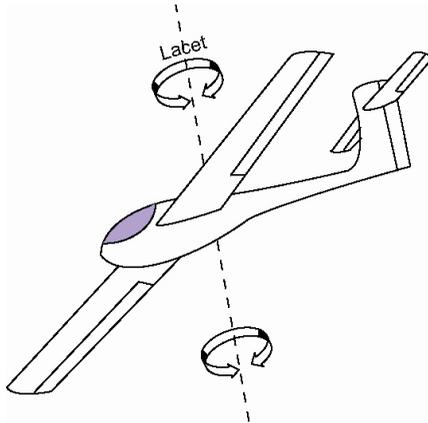


Figure 15 : Mouvement de lacet.

La stabilité au lacet dépend essentiellement de la position du centre de gravité G par rapport au **centre de pression** C_p . Le centre de pression se définit comme étant le point pour lequel les sommes des surfaces multipliées par leur bras de levier de part et d'autre de ce point s'équivalent (Figure 16) :

$$d1 \cdot A1 = d2 \cdot A2 \quad (23)$$

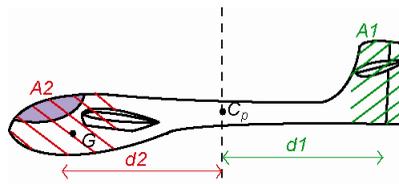


Figure 16 : Définition du centre de pression.

Lorsque le planeur entame un mouvement de lacet, il présente un flanc dans la direction de sa vitesse (Figure 17). Comme le flanc subit un vent apparent, il en résulte une force de pression qui s'applique au centre de pression C_p .

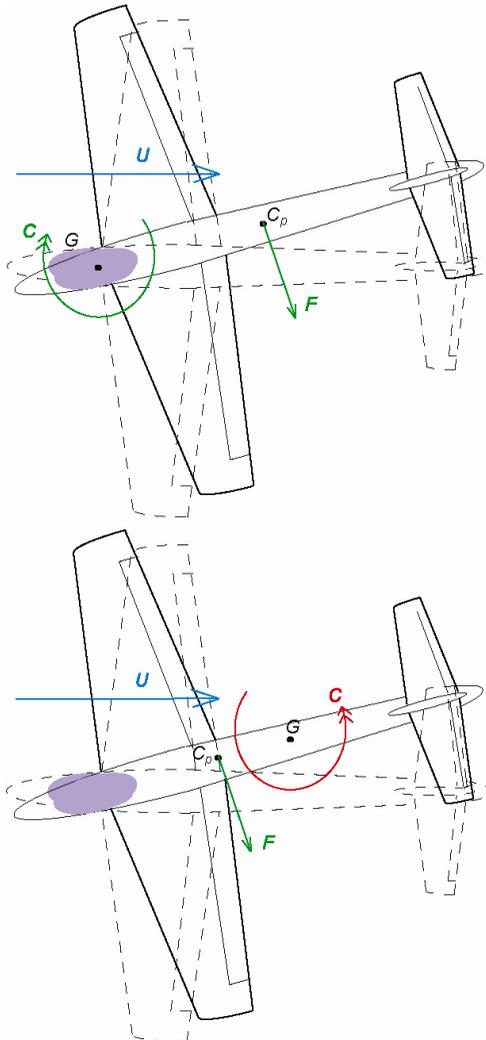


Figure 17 : Stabilisation du lacet.

La stabilité au lacet du planeur dépend de la position de ce centre de pression.

6.4.1. Centre de gravité en avant du centre de pression

Dans cette situation (Figure 17 haut), le planeur est stable au lacet. En effet, supposons l'apparition d'un mouvement de lacet vers l'aile gauche du planeur :

- Le planeur présente son flanc droit au vent incident ;
- Il en résulte une force de pression appliquée au centre de pression C_p et orientée vers l'aile gauche du planeur ;
- Cette force peut être remplacée par un couple résultant C autour du centre de gravité G ;
- Vu la position du centre de gravité par rapport au centre de pression, ce couple redresse le planeur.

Le mouvement est donc stabilisé.

6.4.2. Centre de gravité en arrière du centre de pression

Dans cette situation (Figure 17 bas), le planeur est instable au lacet. Pour la même apparition d'un mouvement de lacet vers l'aile gauche du planeur :

- Le planeur présente son flanc droit au vent incident ;
- Il en résulte une force de pression appliquée au centre de pression C_p et orientée vers l'aile gauche du planeur ;
- Cette force peut être remplacée par un couple résultant C autour du centre de gravité G ;
- Vu la position du centre de gravité par rapport au centre de pression, ce couple amplifie le mouvement de lacet.

Le mouvement n'est donc pas stabilisé et le planeur part en spirale.

Il convient donc de s'assurer que la surface de l'empennage vertical est suffisante pour que le centre de pression soit en arrière du centre de gravité.



6.4.3. Autres facteurs stabilisant le lacet

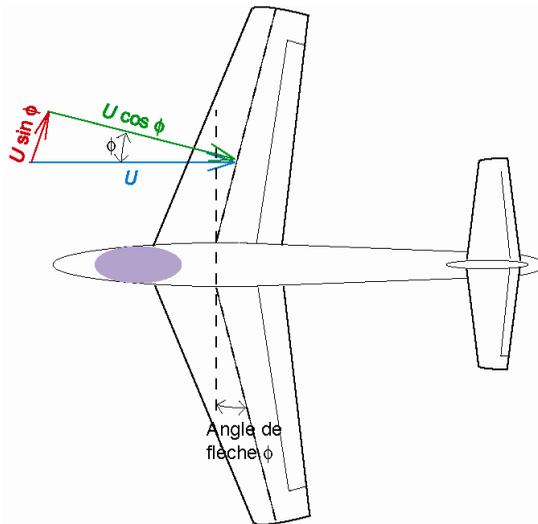


Figure 18 : Définition de la flèche.

Il est à noter que d'autres facteurs peuvent aider à stabiliser le lacet. Si les ailes sont attachées au fuselage en formant une **flèche**, c'est-à-dire que les ailes sont orientées vers l'arrière de l'avion (Figure 18), la stabilité est accrue.

CALCULS POUR AMELIORER LES PERFORMANCES

Dans ce cas, la vitesse qui doit être considérée pour calculer les portance et traînée (5) et (6), est non plus la vitesse U mais sa composante normale $U \cos \phi < U$:

$$L_z = \frac{1}{2} \rho U^2 \cos^2 \phi C_L S \quad (24)$$

$$D_x = \frac{1}{2} \rho U^2 \cos^2 \phi C_D S \quad (25)$$

La présence de la flèche réduit donc l'efficacité de l'aile, mais elle permet de stabiliser le planeur.

FIN DES CALCULS



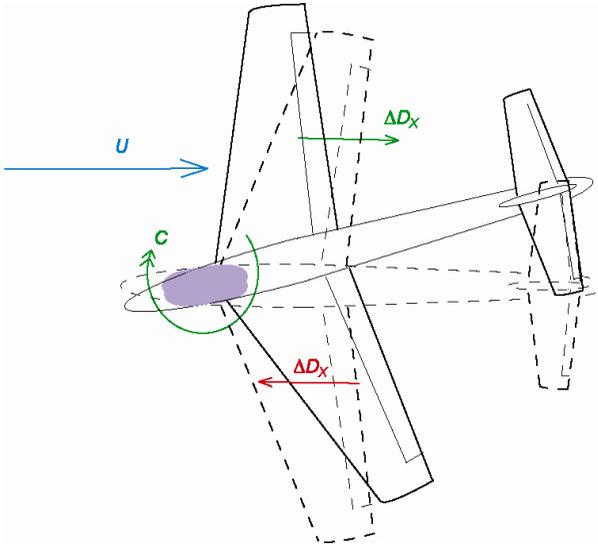


Figure 19 : Stabilisation du lacet par la présence de la flèche.

En effet, supposons l'apparition d'un mouvement de lacet vers l'aile gauche du planeur (Figure 19) :

- Le planeur présente son aile droite au vent incident ;
- Suite à cette rotation du planeur, la composante normale de la vitesse incidente U à l'aile droite (précédemment $U \cos \phi$) devient plus importante et se rapproche de U ;
- Le phénomène inverse se produit pour l'aile gauche ;
- La traînée de l'aile droite augmente donc alors que celle de l'aile gauche diminue (25) ;
- Cette modification des forces peut être remplacée par un couple résultant C autour du centre de gravité G ;

Vu la direction de ce couple il redresse le planeur qui est donc stable.

7. Mais encore ...

Des informations complémentaires peuvent être trouvées sur de nombreux sites internet :

- <http://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft>
- <http://wright.nasa.gov/airplane/shortw.html>
- <http://www.allstar.fiu.edu/aero/#Principles>
- <http://www.chez.com/aerodynamique/>
- <http://aerodyn.org/>



Concours « Ça plane pour toi ... »
- 28/29 -



8. Table des matières

1. Comment utiliser ce manuel.....	1
2. Les composants d'un planeur.....	2
3. Comment construire un planeur.....	3
3.1. Les ailes.....	3
3.2. La position du centre de gravité.....	4
3.3. L'empennage horizontal.....	5
3.4. L'empennage vertical.....	6
4. Comment fonctionnent les ailes.....	7
4.1. Le profil.....	7
4.2. L'aile.....	8
4.3. Calcul de la portance et de la traînée.....	9
5. La trajectoire du planeur.....	11
6. La stabilité du planeur.....	14
6.1. Centre de gravité.....	14
6.2. Roulis et dièdre de l'aile.....	16
6.2.1. Centre de gravité au-dessus de l'emplanture.....	17
6.2.2. Centre de gravité au-dessous de l'emplanture.....	18
6.3. Tangage et empennage horizontal.....	19
6.3.1. Centre de gravité en avant de la ligne de portance.....	20
6.3.2. Centre de gravité en arrière de la ligne de portance.....	22
6.4. Lacet et empennage vertical.....	22
6.4.1. Centre de gravité en avant du centre de pression.....	25
6.4.2. Centre de gravité en arrière du centre de pression.....	25
6.4.3. Autres facteurs stabilisant le lacet.....	26
7. Mais encore.....	28
8. Table des matières.....	29



Informations complémentaires sur le site :

<http://www.ltas.ulg.ac.be/cmsms/index.php?page=concoursplaneurs>
(<http://www.ltas.ulg.ac.be>, cliquer « infos for students »,
« concours planeurs »)

**Que Monsieur Jean Rossi soit remercié pour l'aide apportée
lors de la réalisation de ce fascicule**

©Université de Liège
Faculté des Sciences Appliquées
Département Aérospatiale & Mécanique
Manuel d'aérodynamisme de base version 2007

