



**HAL**  
open science

# Prises de terrain PTE et PTU Mécanique appliquée à l'Aviation Légère

Patrick Gilliéron

## ► To cite this version:

Patrick Gilliéron. Prises de terrain PTE et PTU Mécanique appliquée à l'Aviation Légère. [Rapport Technique]  
Chercheur indépendant. 2022. <hal-03578309v1>

**HAL Id: hal-03578309**

**<https://hal.science/hal-03578309v1>**

Submitted on 17 Feb 2022 (v1), last revised 11 Jun 2024 (v2)

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire HAL, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



Copyright - All rights reserved

---

# Prises de terrain PTE et PTU

## Mécanique appliquée à l'Aviation Légère

Patrick Gilliéron, chercheur indépendant, rdmfa.pgillieron@orange.fr

**Résumé/Conclusion :** *Les techniques de prises de terrain PTE et PTU permettant des approches sécurisées lors de pannes moteur sont abordées sous l'aspect analytique à partir des équations de la mécanique du vol. L'approche, complétée de schémas simples, fournit des compléments explicatifs et permet de retrouver les ordres de grandeur des paramètres généralement associés à la pratique de ces techniques. Des rappels destinés à sécuriser les processus d'apprentissage ou d'entraînement complètent l'analyse.*

### 1. INTRODUCTION

Les protocoles et ordres de grandeur retenus pour la mise en œuvre des **atterrissages forcés en campagne consécutifs à des pannes moteur**, désignés PTE et PTU, sont rarement abordés par voie analytique lors des parcours de formation initiale et de maintien des compétences. Les informations fournies dans la littérature peuvent ainsi paraître parfois insuffisantes<sup>1</sup>. Cet article propose une analyse mathématique de ces techniques pour en démontrer la pertinence et en extraire les informations principales. L'analyse s'effectue sur la base des équations de la mécanique et de l'aérodynamique après avoir rappelé les notions de configuration de vol, de coefficients aérodynamiques, d'angle de plané et de finesse. L'apprentissage et la maîtrise de ces techniques s'effectuant à partir de décollages et d'atterrissages qui s'enchaînent lors de conditions météorologiques parfois difficiles<sup>2</sup>, une partie des notions et grandeurs à prendre en compte pour la sécurité sont rappelées.

### 2. LES CONFIGURATIONS DE VOL

**2.1 Vol de montée** - Pour un vol rectiligne en montée s'effectuant à la vitesse vraie<sup>3</sup> constante  $V$  (vitesse par rapport à l'air), les efforts projetés sur la trajectoire et la normale à la trajectoire sont reportés sur la figure 1. Sur cette figure,  $A$  désigne la résultante aérodynamique,  $F_x$  et  $F_z$  représentent les efforts de traînée et de portance sur la trajectoire et sa perpendiculaire et  $P$  le poids de l'avion. Pour la configuration considérée, l'effort de traction  $T$  de l'hélice équilibre la traînée aérodynamique  $F_x$  et la projection du poids  $P$  sur la trajectoire. La portance  $F_z$  équilibre la projection du poids sur la normale à la trajectoire ; sa valeur fixe la valeur du coefficient aérodynamique  $C_z$  et par suite l'incidence  $j$  de l'aile par rapport à la trajectoire (non reportée sur les figures).

En désignant par  $M$  la masse en charge de l'avion en kg, par  $g$  l'accélération de la pesanteur en  $m.s^{-2}$ , par  $\rho$  la masse volumique de l'air en  $kg.m^{-3}$ , par  $S$  la surface alaire de l'aile en  $m^2$ , par  $V$  la vitesse sur la trajectoire en  $m.s^{-1}$  puis par  $C_x$  et  $C_z$  les coefficients aérodynamiques de traînée et de portance, les équations du mouvement projetées sur les axes  $x$  et  $z$  fournissent alors les relations suivantes [1] :

$$T = F_x + Mg \sin \alpha \quad (1) \quad \text{avec} \quad F_x = \frac{\rho}{2} C_x S V^2 \quad (2)$$

$$Mg \cos \alpha = F_z \quad (3) \quad \text{avec} \quad F_z = \frac{\rho}{2} C_z S V^2 \quad (4)$$

À la force de traction  $T$ , fournie par l'hélice et dirigée suivant la trajectoire, correspond alors une puissance  $W$  nécessaire au maintien de la vitesse  $V$  de l'avion par rapport à l'air donnée par :

$$W = \vec{T} \cdot \vec{V} = \frac{1}{\eta} C_x \frac{\rho}{2} S V^3 \quad (5)$$

où  $\eta$  désigne le rendement du système de propulsion, du moteur à l'hélice.

---

<sup>1</sup> Compte tenu de la diversité des cultures scientifiques des apprenants et des formateurs de l'aviation légère.

<sup>2</sup> Les journées de grand beau temps sont en effet le plus souvent réservées aux voyages.

<sup>3</sup> À ne pas confondre avec la vitesse propre qui est la composante longitudinale de la vitesse vraie.

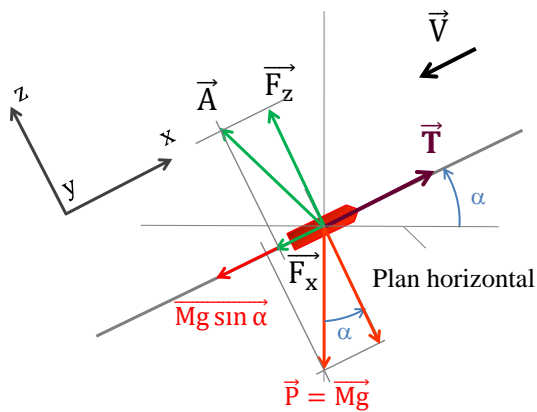


Fig. 1 – Vol en montée stabilisée, gain d'altitude.

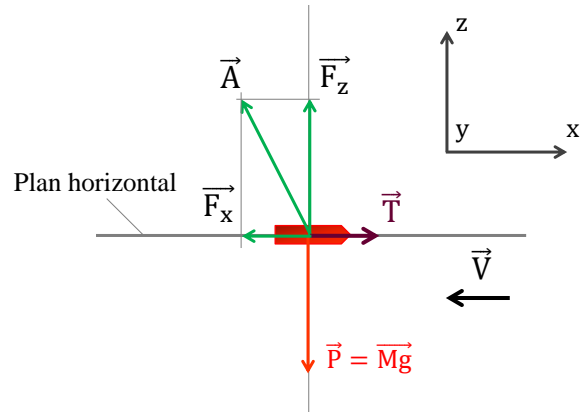


Fig. 2 – Croisière stabilisée, trajectoire horizontale.

Cet article ne traitant pas de stabilité, les centres de gravité et de poussée sont volontairement superposés.

**2.2 Vol de croisière** - Pour un vol s'effectuant à la vitesse constante  $V$  sur une trajectoire horizontale, les efforts projetés sur la trajectoire et la normale à la trajectoire sont reportés sur la figure 2. L'effort de portance  $F_z$  équilibre le poids  $P$ , et la traction  $T$  de l'hélice équilibre l'effort résistant  $F_x$  désigné "trainée aérodynamique de l'avion" et égal à la projection de la résultante aérodynamique  $\vec{A}$  sur la trajectoire. Les équations précédentes deviennent alors :

$$T = F_x \quad (6) \quad \text{avec} \quad F_x = \frac{\rho}{2} C_x S V^2$$

$$P = Mg = F_z \quad (7) \quad \text{avec} \quad F_z = \frac{\rho}{2} C_z S V^2$$

**2.3 Vol en descente** - Pour une configuration de vol rectiligne s'effectuant moteur réduit à vitesse constante  $V$  sur une trajectoire planée faisant un angle  $\alpha$  par rapport à l'horizontale, les efforts projetés sur la trajectoire et la normale à la trajectoire sont reportés sur la figure 3. La projection du poids  $P$  sur la trajectoire, parallèle à la direction de la vitesse relative de l'air par rapport à l'appareil, permet d'équilibrer l'effort aérodynamique résistant  $F_x$ . La portance  $F_z$  permet enfin d'équilibrer la projection de ce même poids  $P$  sur la perpendiculaire à la trajectoire. Les équations précédentes deviennent alors :

$$Mg \sin \alpha = F_x \quad (8) \quad \text{avec} \quad F_x = \frac{\rho}{2} C_x S V^2$$

$$Mg \cos \alpha = F_z \quad (9) \quad \text{avec} \quad F_z = \frac{\rho}{2} C_z S V^2$$

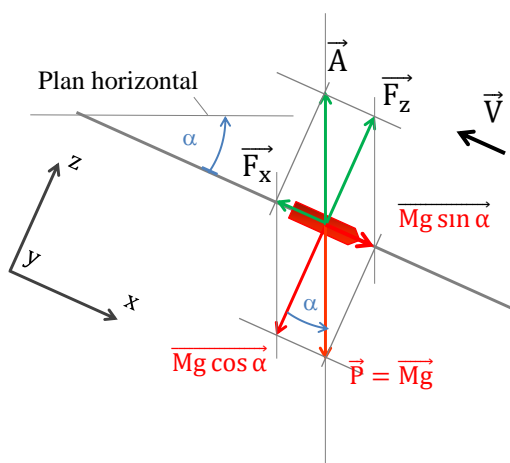


Fig. 3 – Avion moteur réduit sur une **trajectoire inclinée** d'un angle  $\alpha$  par rapport à l'horizontale.

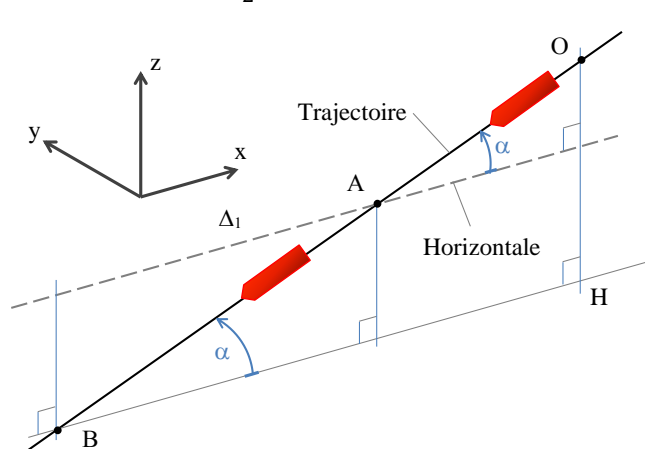


Fig. 4 – Angle de plané alpha ( $\alpha$ ) moteur réduit ; angle défini par rapport à l'horizontale.

L'avion est schématisé par un trait de couleur rouge. L'angle d'incidence  $j$ , angle entre la corde de l'aile et la direction de la vitesse  $V$ , distinct de l'angle de plané  $\alpha$ , n'est ici pas représenté.

Dans les développements qui suivent, la vitesse de plané, moteur réduit, s'identifie à la vitesse d'atterrissage forcé ou de meilleure finesse, volets rentrés.

### 3. ANGLE DE PLANÉ, COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES ET FINESSE

Pour la configuration de vol en descente, moteur réduit, et en désignant par  $\tan^{-1}$  la fonction arctangente, le rapport de l'effort résistant  $F_x$  sur l'effort de portance  $F_z$  permet d'accéder à l'angle  $\alpha$  défini à partir des équations (8) et (9) par :

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{F_x}{F_z} \quad (10)$$

Cet angle peut également s'exprimer à partir des coefficients aérodynamiques de traînée  $C_x$  et de portance  $C_z$  à partir des équations (2) et (4) :

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{C_x}{C_z} = \tan^{-1} \frac{1}{\varepsilon} \quad (11) \quad \text{et} \quad \varepsilon = \frac{1}{\tan \alpha} \quad (12)$$

où  $\varepsilon$  désigne la finesse de l'avion sur sa trajectoire égale, par définition, au rapport du coefficient de portance  $C_z$  sur le coefficient de traînée  $C_x$ . La relation (12) montre que la pente  $\alpha$  diminue lorsque la finesse  $\varepsilon$  augmente.

À ce niveau, il est important de remarquer que l'angle de plané  $\alpha$  peut également s'exprimer à partir du rapport de la perte d'altitude  $\overline{OH}$  sur la distance horizontale  $\overline{HB}$  parcourue sur une même durée  $\Delta t$  par la relation, figure 4 :

$$\tan \alpha = \frac{\overline{OH}}{\overline{HB}} = \frac{1}{\varepsilon} \quad \text{d'où} \quad \alpha = \tan^{-1} \frac{\overline{OH}}{\overline{HB}} \quad (13)$$

Cet angle peut s'exprimer à partir du rapport de la perte d'altitude  $\overline{OH}$  relevée sur une durée  $\Delta t$  sur la distance parcourue  $\overline{OB}$  sur la trajectoire durant cette même durée par la relation, figure 4 :

$$\sin \alpha = \frac{\overline{OH}}{\overline{OB}} \quad \text{d'où} \quad \alpha = \sin^{-1} \frac{\overline{OH}}{\overline{OB}} \quad (14)$$

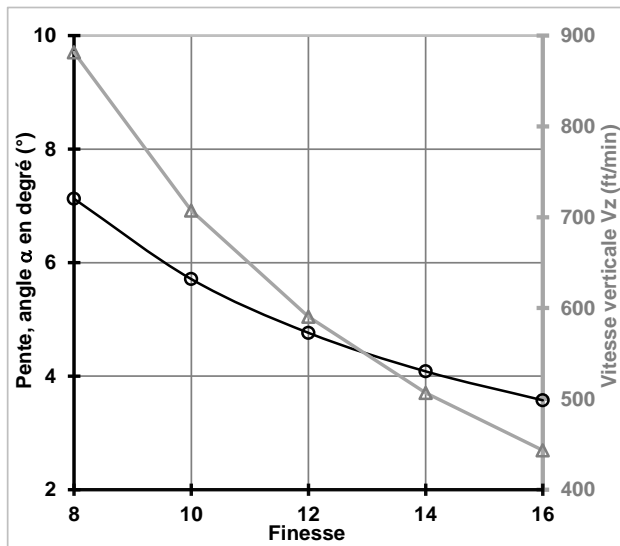


Fig. 5 – Évolutions de la pente (degré) et de la vitesse verticale  $V_z$  (ft.min<sup>-1</sup>) en fonction de la finesse  $\varepsilon$  pour la vitesse vraie sur trajectoire de 130 km.h<sup>-1</sup>.

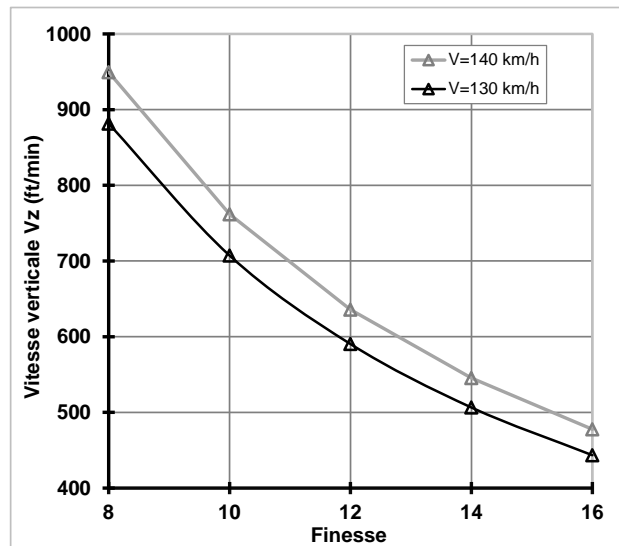


Fig. 6 – Évolutions des vitesses verticales  $V_z$  (ft.min<sup>-1</sup>) en fonction de la finesse  $\varepsilon$  pour les vitesses vraies de 130 et 140 km.h<sup>-1</sup>.

Cette dernière relation exprimée en fonction de la vitesse verticale  $V_z$  et de la vitesse de déplacement sur la trajectoire  $V$  peut alors également s'exprimer par :

$$\sin \alpha = \frac{\overline{OH}}{\overline{OB}} = \frac{V_z \Delta t}{V \Delta t} = \frac{V_z}{V} \quad \text{d'où} \quad \alpha = \sin^{-1} \frac{V_z}{V} \quad (15)$$

Le rapport de la vitesse verticale de descente  $V_z$  sur la vitesse sur la trajectoire  $V$  n'apparaît alors fonction

que de la finesse  $\varepsilon$  (relation (12)). La pente et la vitesse de chute diminuent lorsque la finesse augmente et, à finesse égale, la vitesse verticale  $V_z$  augmente avec la vitesse  $V$  de l'avion, figures 5 et 6.

Des ordres de grandeur pour les angles de pente  $\alpha$  et les vitesses de chute  $V_z$  d'avions légers de différentes finesesses  $\varepsilon$  sont reportés dans le tableau 1 ci-dessous.

Finesse	Pente $\alpha$ (rd)	Pente $\alpha$ (°)	$2\alpha$ (°)	$V_z$ (m.s <sup>-1</sup> )	$V_z$ (ft.min <sup>-1</sup> )
8	0.124	7.1	14.3	4.5	882
10	0.100	5.7	11.4	3.6	707
12	0.083	4.8	9.5	3.0	590
14	0.071	4.1	8.2	2.6	506
16	0.062	3.6	7.2	2.3	443

Tableau 1 – Angles de plané  $\alpha$ , angles  $2\alpha$  et vitesses verticales de descente  $V_z$  :  $V=130$  km/h ou 70 kt.

Connaissant ou ayant estimé la finesse d'un appareil sur sa trajectoire, les relations précédentes permettent d'accéder à l'angle de plané  $\alpha$  puis d'estimer les coefficients aérodynamiques de traînée et de portance  $C_x$  et  $C_z$  à partir des relations (8) et (9) associées aux équations générales (2) et (4).

L'ensemble des informations rappelées à ce stade permettent d'aborder l'analyse mathématique de la prise de terrain moteur réduit par encadrement, du virage puis de la prise de terrain en "U" moteur réduit. Dans les développements qui suivent, les influences de la vitesse de la masse d'air sur les trajectoires ne sont pas prises en compte.

#### 4. PRISE DE TERRAIN PAR ENCADREMENT

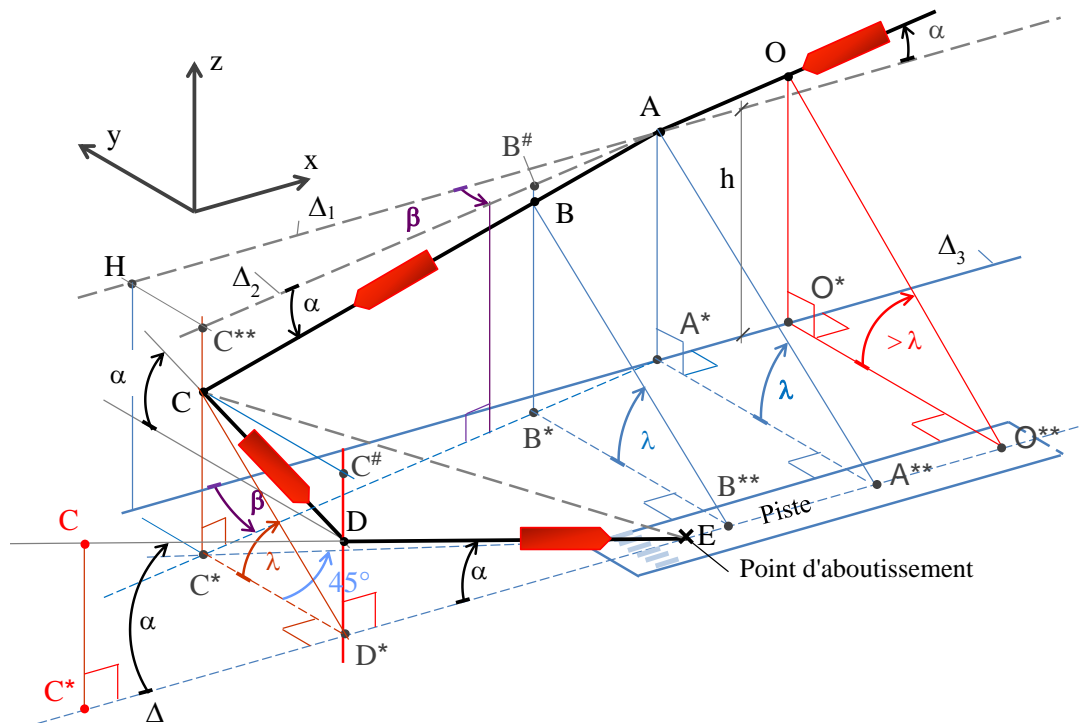


Fig. 7 – Cheminement pour un atterrissage par encadrement.

Les points A, C\*\* et H sont dans un même plan horizontal et les points C et C\* de couleur rouge sont les points C et C\* de couleur noire reportés par rotation autour de la verticale passant par D dans le plan vertical qui contient l'axe de piste de droite  $\Delta$ . Les droites  $\Delta_1$  et  $\Delta_3$  sont parallèles à l'axe de piste et la trajectoire de vent arrière en amont du point A reste contenue dans un plan vertical à distance constante de l'axe de piste.

Pour cette configuration [2], l'appareil évolue moteur réduit sur une trajectoire descendante et se place parallèlement à l'axe de piste ou à la plus grande longueur de la surface au sol dans le plan vertical qui contient la droite  $\Delta_1$  et le point A, figure 7. Le pilote visualise perpendiculairement et régulièrement l'axe

de piste suivant les directions ( $O \rightarrow O^{**}$ ,  $A \rightarrow A^{**}$ ). Lorsque le pilote passe dans le plan d'angle  $\lambda$  par rapport au milieu de piste  $\Delta$ , il oblique sa trajectoire vers l'axe de piste d'un angle  $\beta$  pour **conserver son positionnement angulaire  $\lambda$** .

**4.1 Détermination de l'angle  $\lambda$**  - L'étape de base et la finale de la prise de terrain par encadrement reposent sur un avant dernier virage (point C) qui s'effectue lorsque le pilote aperçoit, vers l'arrière et sous 45 degrés, le point d'aboutissement E (trois-quarts arrière). L'étape de base (trajet CD) s'effectuant alors perpendiculairement à l'axe de piste, le triangle  $C^*D^*E$  est isocèle car les angles adjacents à l'angle droit sont égaux ( $45^\circ = 180^\circ - (45^\circ + 90^\circ)$ ) et les côtés  $C^*D^*$  et  $D^*E$ , parcours de l'étape de base et de la finale projetés sur le plan de piste, sont égaux : figure 7.

Par suite, l'angle de plané  $\alpha$  de l'avion restant le même quelle que soit la position sur la trajectoire, les longueurs CD et DE sont égales, l'altitude au point C est égale au double de l'altitude au point D, le triangle  $ECC^*$  est rectangle en  $C^*$  et l'angle  $\lambda$  est égal au double de l'angle  $\alpha$  d'après le théorème de l'angle inscrit et de l'angle au centre (cercle virtuel de centre  $D^*$  passant par les points E,  $C^*$  et C).

$$\lambda = 2\alpha \quad (16)$$

L'estimation visuelle en vol de cet angle  $\lambda$  nécessite d'identifier un repère physique sur l'aile gauche (resp. droite) tel que l'angle fait par l'axe de visée (droite qui relie les yeux du pilote à ce repère) et le sol soit égal à la valeur de cet angle, figure 9. La solution consiste alors à estimer l'angle  $\lambda_{BF}$  fait par l'axe de visée qui passe par l'extrémité latérale gauche (resp. droite) de l'aile et le sol, figure 8. Cet angle, fonction de la taille du pilote et de la position longitudinale du siège, se détermine au sol par :

$$\lambda_{BF} = \tan^{-1} \frac{h_{BF}}{l_{BF}} \quad (17)$$

avec  $h_{BF}$  la distance verticale entre l'extrémité de l'aile et le sol, et  $l_{BF}$  la distance latérale horizontale entre l'extrémité de l'aile et l'intersection S entre le sol et l'axe de visée, figure 8. Cet angle peut être utile en vol pour estimer la position latérale de l'avion par rapport à un repère fixe connaissant la hauteur par rapport au sol (QFE).

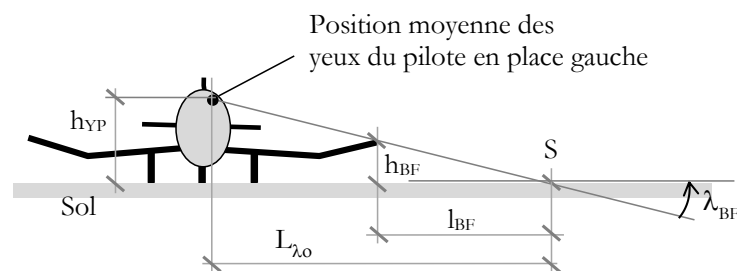


Fig. 8 – Estimation au sol de l'angle caractéristique  $\lambda_{BF}$ , avion vu de l'avant.

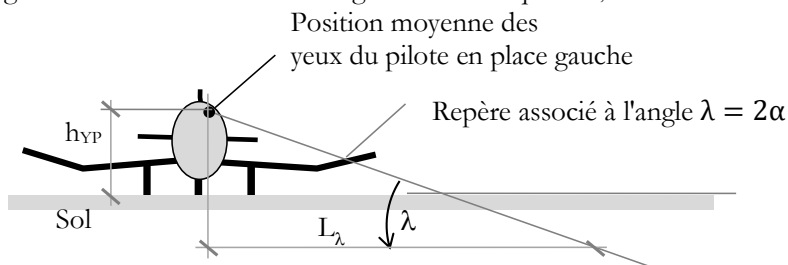


Fig. 9 – Positionnement de l'angle  $\lambda = 2\alpha$ , avion vu de l'avant.

Cet angle étant déterminé, la mesure de la distance latérale entre la tête du pilote et le point S (figure 8) permet d'estimer la hauteur des yeux du pilote  $h_{YP}$  par rapport au sol puis de déterminer la longueur  $L_\lambda$  associée à l'angle  $\lambda = 2\alpha$  par la relation (figure 9) :

$$L_\lambda = \frac{h_{YP}}{\tan \lambda} \quad (18)$$

Cette longueur, matérialisée au sol, permet ensuite de positionner visuellement l'angle  $\lambda$  sur l'aile.

**4.2 Détermination de l'angle  $\beta$**  - L'angle  $\beta$  se détermine, en référence aux figures 10 et 11 obtenues, par projection des points B et C sur le plan horizontal, parallèle au plan de la piste, qui contient les points A et H, figure 7. Sa valeur se détermine à partir d'une vitesse verticale de chute et d'une vitesse de descente sur la trajectoire. Pour une vitesse de chute  $V_z$ , une vitesse en lisse sur la trajectoire moteur réduit  $V$  et une durée  $\Delta t$  permettant à l'avion d'évoluer du point A au point B (figure 10) :

$$\sin \beta = \frac{\Delta y}{\Delta l} = \frac{\Delta y}{V \Delta t \cos \alpha} \quad (19)$$

$$\tan \lambda = \tan 2\alpha = \frac{\overline{B^*B}}{\overline{B^*B^{**}}} = \frac{\overline{A^*A} - \Delta z}{\overline{A^*A^{**}} - \Delta y} = \frac{\overline{A^*A} - V_z \Delta t}{\overline{A^*A^{**}} - \Delta y}$$

d'où :

$$\Delta y = \overline{A^*A^{**}} - \frac{\overline{A^*A} - V_z \Delta t}{\tan 2\alpha}$$

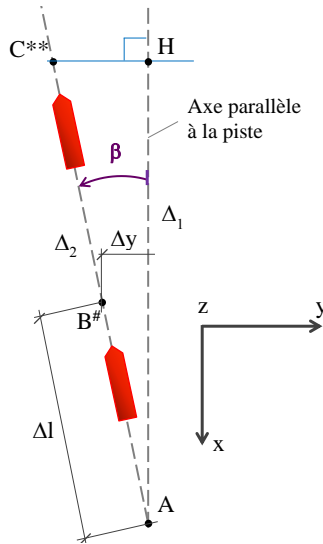


Fig. 10 – Vue de dessus, du haut vers le bas. Les points B\*, B et B# sont ici superposés.

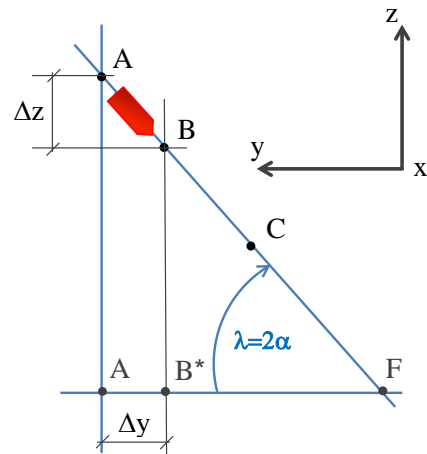


Fig. 11 – Vue suivant l'axe x.

Pour des valeurs  $\overline{A^*A}$  et  $\overline{A^*A^{**}}$  correspondant respectivement à la hauteur de vent arrière  $h$  et à la distance  $L_B$  de l'étape de base d'une prise de terrain en L classique<sup>4</sup>, des vitesses sur la trajectoire et de descente respectivement notées  $V$  et  $V_z$  et une durée  $\Delta t$ , cette dernière relation introduite dans l'équation (19) permet d'estimer le sinus de l'angle  $\beta$  par la relation :

$$\sin \beta = \frac{L_B - \frac{h - V_z \Delta t}{\tan 2\alpha}}{V \Delta t \cos \alpha} = \frac{\frac{h}{\tan 2\alpha} - \frac{h - V_z \Delta t}{\tan 2\alpha}}{V \Delta t \cos \alpha} = \frac{\cos 2\alpha}{\sin 2\alpha} \frac{V_z}{V}$$

D'après la relation (15), il vient :

$$\sin \beta = \frac{\cos 2\alpha}{\sin 2\alpha} \frac{\sin \alpha}{\cos \alpha} = \frac{\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha}{2 \cos^2 \alpha}$$

L'angle de convergence  $\beta$  apparaît ainsi uniquement fonction de l'angle de plané  $\alpha$ . Ce dernier angle restant faible, inférieur à 10 degrés (tableau 1), ses cosinus et sinus sont respectivement proches de 1 et de 0 et :

$$\sin \beta \approx \lim_{\alpha \rightarrow 0} \frac{\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha}{2 \cos^2 \alpha} = \frac{1}{2} \quad \text{d'où} \quad \beta \approx 30 \text{ degrés} \quad (20)$$

La finesse  $\mathcal{E}$  fixe l'angle de plané  $\alpha$ , la hauteur  $h$  du début de convergence, la longueur  $L_B$  de l'étape de

<sup>4</sup> Pas de convergence d'un angle  $\beta$  vers l'axe de piste.

base et la vitesse verticale de chute  $V_z$  s'adapte à la vitesse  $V$  sur la trajectoire en fonction de la finesse, figure 12. **L'angle de convergence  $\beta$  vers l'axe de piste, nécessaire pour atteindre sans vent le point d'aboutissement E lorsque l'appareil passe dans le plan d'angle  $\lambda = 2\alpha$ , augmente avec la finesse mais peut être considéré constant et égal à 30 degrés pour les finesesses de l'aviation légère à moteur, figure 13.**

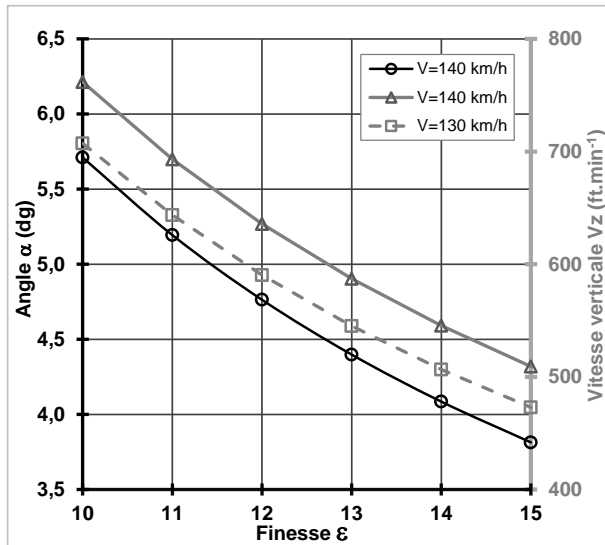


Fig. 12 – Évolutions de l'angle  $\alpha$  (courbe noire) et de la vitesse verticale  $V_z$  (ordonnée de droite et courbes grises) en fonction de la finesse  $\epsilon$ .

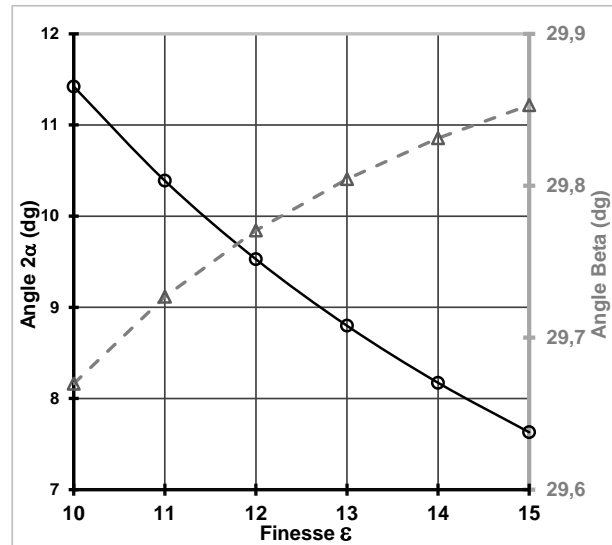


Fig. 13 – Évolutions des angles  $2\alpha$  (courbe noire) et  $\beta$  (ordonnée de droite et courbe pointillée grise) en fonction de la finesse  $\epsilon$ .  $V=140$  km/h.

## 5. VOL CIRCULAIRE – AVION EN VIRAGE

Pour un mouvement circulaire uniforme de rayon  $R$  s'effectuant à la vitesse stabilisée  $V$  associée à la vitesse angulaire  $\omega$  en radian par seconde, les équations de la mécanique fournissent les équations suivantes (figures 14 et 15 avec  $M\omega^2 R$ , l'accélération normale dirigée vers le centre de rotation) :

$$F_z \cos i = C_z \frac{\rho}{2} S V^2 \cos i = M g \quad (21)$$

$$F_z \sin i = C_z \frac{\rho}{2} S V^2 \sin i = M \omega^2 R = M \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 R = M \frac{V^2}{R} \quad (22)$$

L'angle d'inclinaison  $i$  se détermine à partir de l'équation (21) connaissant le coefficient de portance aérodynamique  $C_z$ , la masse volumique  $\rho$  de l'air, la surface alaire  $S$ , la vitesse vraie  $V$ , la masse  $M$  de l'avion et l'accélération de la pesanteur  $g$ . Connaissant alors l'angle d'inclinaison  $i$  permettant d'assurer l'équilibre des efforts appliqués sur l'appareil, le rayon de virage  $R$  s'obtient à partir de l'équation (22) par la relation :

$$R = \frac{2 M}{C_z \rho S \sin i} \quad (23)$$

L'équilibre du poids par la portance, donné par la relation (21), nécessite d'augmenter le produit  $C_z V^2$  ou le coefficient de portance  $C_z$  ou le carré de la vitesse  $V$  par un facteur multiplicateur  $n$  désigné "facteur de charge" et défini par :

$$n = \frac{1}{\cos i} \quad (24)$$

L'augmentation du coefficient de portance  $C_z$  s'obtient en augmentant l'incidence de l'aile (manche en arrière et pied à l'intérieur du virage pour maintenir un angle de pente constant par rapport à l'horizon) et/ou en augmentant la vitesse  $V$  via l'accroissement de la puissance du moteur (voir la relation (5)). Les

résultats du tableau 2 (page 9) montrent que la portance doit être multipliée par 1.15 puis par 2 et respectivement par 1.07 et 1.41 pour la vitesse lorsque l'inclinaison évolue respectivement de 30 à 60 degrés. Ces résultats justifient les valeurs des vitesses minimales de sécurité préconisées en approche et en virage pour garantir une marge de sécurité de 30% par rapport aux vitesses de décrochage  $V_{SO}$  et  $V_{S1}$  (voir le glossaire et les manuels de vol). Ne pas prendre en compte ces résultats et ces préconisations peut conduire au décrochage de l'aile intérieure<sup>5</sup> puis à la vrille, situation mortelle à proximité du sol (avant dernier ou dernier virage dans la phase d'atterrissage).

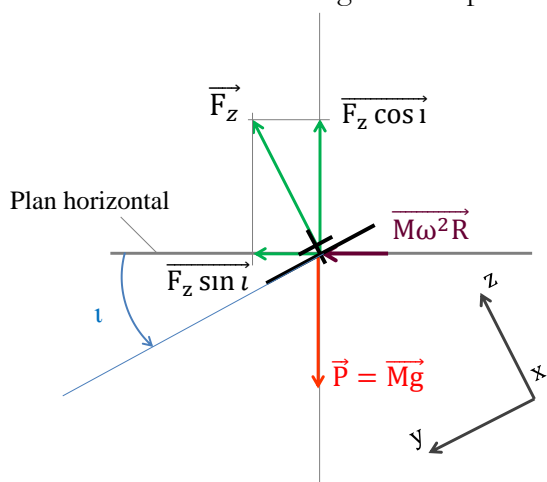


Fig. 14 – En virage par la gauche, vue de l'arrière.

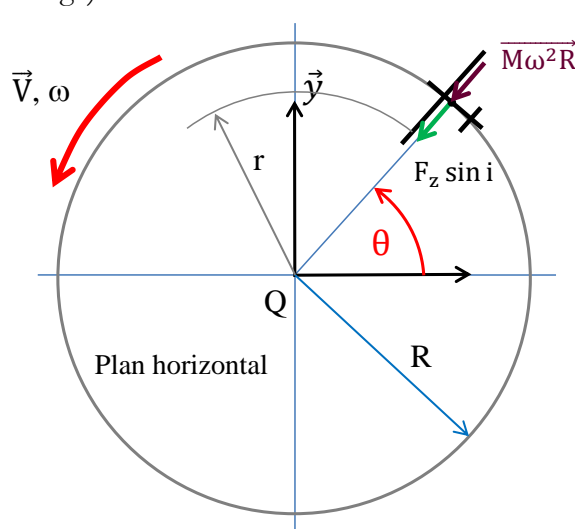


Fig. 15 – Virage, vue de dessus.

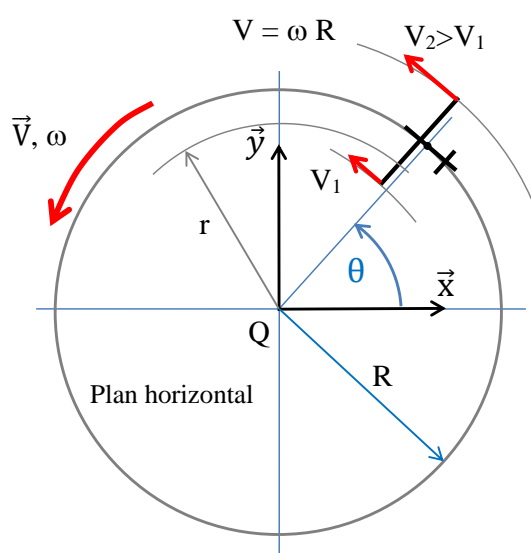


Fig. 16 – Virage associé à un mouvement circulaire uniforme.

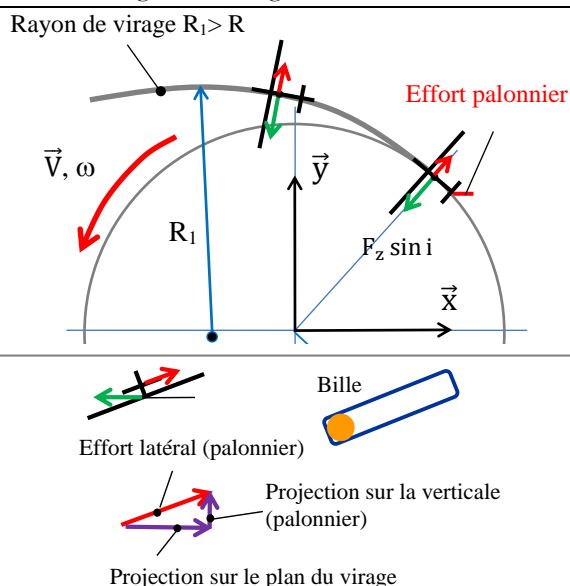


Fig. 17 – Réduction de la cadence ou de la vitesse de rotation du virage. Virage glissé.

L'extrémité de l'aile extérieure au virage se déplace plus vite que l'extrémité de l'aile intérieure.

Lors d'un vol circulaire satisfaisant à l'équation (21), toute action sur le palonnier extérieur au virage engendre une composante verticale dont l'action diminue la pente. Le pilote doit alors mettre du manche en avant pour garder une altitude constante, partie basse de la figure 17. Cette action accroît la vitesse  $V$  et diminue l'incidence de l'aile, la portance n'équilibre plus le poids et le taux de chute augmente ; l'appareil est en glissade, la bille<sup>6</sup> se dirige à l'intérieur du virage ; le virage est dit "glissé".

<sup>5</sup> Aile soumise à des vitesses  $V(r)$  plus faibles car plus proches du centre de rotation du virage  $V = \omega r$ , figure 16.

<sup>6</sup> La bille, indicateur d'effort latéral, est constituée d'une masselotte libre de se déplacer dans un tube fermé placé parallèlement à l'envergure des ailes. Elle permet de mettre en évidence la symétrie ou la dissymétrie du vol.

À l'inverse, toute action sur le palonnier intérieur au virage engendre une composante verticale dont l'action tend à accroître la pente ; le virage est dit "dérapé". Si le pilote réagit en mettant du manche en arrière pour conserver sa pente, la vitesse  $V$  diminue et l'incidence de l'aile augmente pour atteindre, voire dépasser, localement la valeur de portance maximale. L'aile intérieure, allant moins vite que l'aile extérieure (fig. 16), décroche et l'appareil engage une vrille.

Inclinaison du virage en degré (°)	Rayon de virage pour $C_z=0.380$ (m)	Facteur multiplicateur du coefficient $C_z$ ou facteur de charge $n$	Facteur multiplicateur de la vitesse $V$
0	$\infty$	1.000	1.000
10	1637	1.015	1.008
20	831	1.064	1.032
<b>30</b>	<b>569</b>	<b>1.155</b>	<b>1.075</b>
40	442	1.305	1.143
50	371	1.556	1.247
<b>60</b>	<b>328</b>	<b>2.000</b>	<b>1.414</b>

Tableau 2 – Facteurs de charge  $n$  en fonction de l'angle d'inclinaison  $i$  du virage.

## 6. PRISE DE TERRAIN EN U

La prise de terrain en U s'effectue lorsque l'altitude n'est plus suffisante pour visualiser en éloignement le point d'aboutissement  $E$  sous  $45^\circ$  (figure 7) et/ou que la branche en ligne droite de l'étape de base n'est plus possible pour effectuer une prise de terrain par encadrement compte tenu de l'altitude. En palier dans le plan  $2\alpha$  sur une trajectoire de vent arrière, l'évolution s'exécute moteur réduit à partir du point  $B$  lorsque le pilote visualise perpendiculairement le point d'aboutissement  $E$ . Le raccord à la finale s'effectue ensuite suivant un demi-cercle continu qui se termine par un arrondi dans la direction de l'axe de piste et dont le rayon  $R$  est donné par (figure 18) :

$$R = \frac{h}{2 \tan 2\alpha} \quad (25)$$

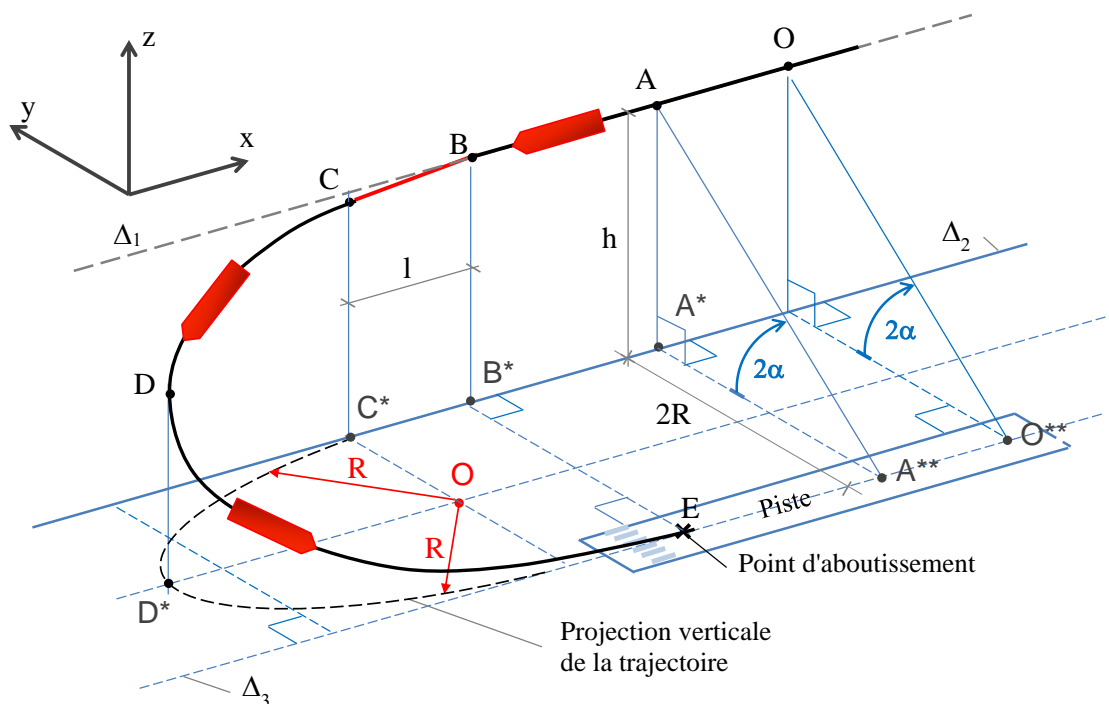


Fig. 18 – Prise de terrain en "U" moteur réduit.

La distance parcourue entre le point B, point de la vent arrière associé à la visualisation du point d'aboutissement E sous un angle de  $2\alpha$  (figure 18), et le point d'aboutissement E nécessite cependant un prolongement de trajectoire matérialisé par le segment [BC] de longueur  $l$  tel que :

$$h \varepsilon = 2l + \pi R = 2l + \frac{\pi h}{2 \tan 2\alpha}$$

d'où :

$$l = \frac{h \varepsilon}{2} - \frac{\pi h}{4 \tan 2\alpha}$$

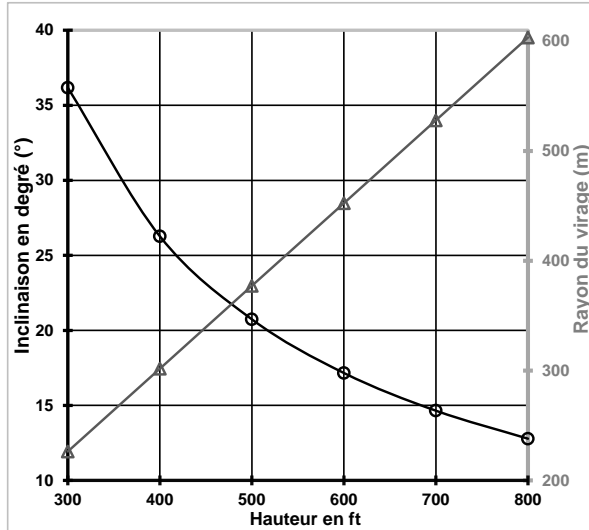


Fig. 19 – Inclinaison  $i$  (courbe noire) et rayon de virage  $R$  (courbe grise) en fonction de la hauteur  $h$  associée à la position angulaire  $2\alpha$ .

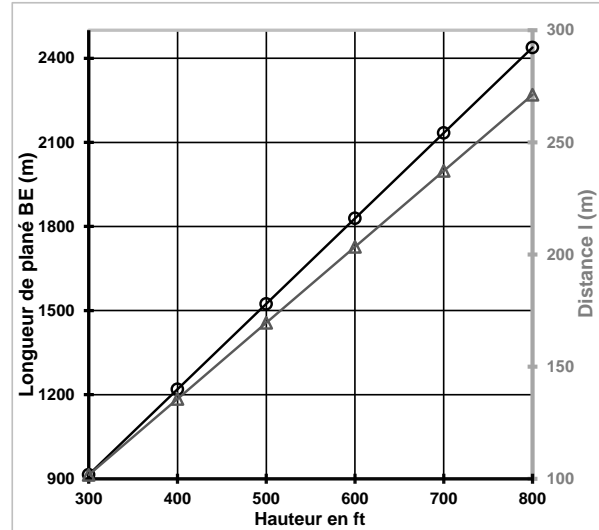


Fig. 20 – Longueur de plané BE (courbe noire) et distance  $l$  (courbe grise) en fonction de la hauteur  $h$  associée à la position angulaire  $2\alpha$ .

Résultats obtenus pour une masse  $M=900$  kg,  $V = 1.3 V_{S1} = 130$  km.h<sup>-1</sup>,  $C_z = 0.95$  et une finesse  $\varepsilon=10$ .

À cette longueur  $l$  est associée une durée de vol  $\Delta t_1$  effectuée à la vitesse  $V$  sur la trajectoire de fin de vent arrière et donnée par :

$$\Delta t_1 = \frac{l}{V}$$

L'inclinaison  $i$  du virage est fonction de la finesse  $\varepsilon$  associée à la configuration retenue pour le vol plané. À cette finesse est associé un angle de plané  $\alpha$  qui détermine le positionnement de l'appareil sur la branche de vent arrière et une valeur pour le coefficient de portance  $C_z$ . Ayant déterminé le rayon de virage  $R$  à partir de l'équation (25), connaissant la surface alaire  $S$ , la masse  $M$  de l'appareil en charge, la température et par suite la masse volumique  $\rho$  de l'air, l'inclinaison  $i$  du virage s'obtient par combinaison des équations (23) et (25) par la relation :

$$i = \sin^{-1} \frac{4 M \tan 2\alpha}{C_z \rho S h} \quad (26)$$

L'inclinaison doit augmenter lorsque la hauteur  $h$  diminue mais rester adaptée à la vitesse de plané au moins égale à la vitesse de sécurité pour la configuration choisie (en lisse ou avec volets). Pour un appareil de masse  $M=900$  kg qui se déplace à la vitesse  $V = 1.3 V_{S1} = 130$  km.h<sup>-1</sup> et dont la finesse  $\varepsilon$  et le coefficient de portance  $C_z$  sont respectivement égaux à 10 et 0.95, les évolutions de l'inclinaison et du rayon de virage, des distances de plané BE et  $l=BC$  (figure 18) en fonction de la hauteur  $h$  de vent arrière sont respectivement reportées figures 19 et 20.

## 7. COMPLÉMENTS POUR LES DÉCOLLAGES ET ATTERRISSAGES

Les approches sécurisées précédemment décrites font partie du programme de formation des pilotes et

nécessitent des entraînements réguliers et répétés qui s'articulent autour de décollages et d'atterrissages qui s'enchainent. Ces exercices s'effectuant le plus souvent lorsque les conditions météorologiques ne permettent pas de voyager, des notions et quelques grandeurs à prendre en compte pour la sécurité sont rappelées.

**7.1 Angle et compensation de la dérive** – La direction du vent ne pouvant pas être parallèle à chacune des branches du circuit d'atterrissage, il peut être utile d'estimer avant le départ les dérives à prendre en compte. La vitesse du vent  $V_W$ , la vitesse propre<sup>7</sup> de l'avion  $V_P$  et l'angle  $\sigma$  fait par la route à suivre et la direction du vent sont supposés connus. En désignant par  $\theta$ , l'angle entre la direction du vent  $V_W$  et la direction de la vitesse propre  $V_P$ , ces vitesses sont liées à la vitesse résultante  $V_R$  par la relation vectorielle (figure 21) :

$$\vec{V}_P = \vec{V}_R - \vec{V}_W$$

et :  $V_P^2 = V_R^2 + V_W^2 - 2 \vec{V}_R \circ \vec{V}_W$

d'où :  $V_R^2 - 2 V_R V_W \cos \sigma + (V_W^2 - V_P^2) = 0$

De cette équation du second degré, il vient :

$$V_R = \frac{2 V_W \cos \sigma \pm \text{Disc}^{0.5}}{2}$$

avec<sup>8</sup> :  $\text{Disc} = 4 V_W^2 \cos^2 \sigma - 4(V_W^2 - V_P^2)$

De :  $\vec{V}_R = \vec{V}_W + \vec{V}_P$

il vient :  $V_R^2 = V_W^2 + V_P^2 + 2 \vec{V}_W \circ \vec{V}_P$

d'où :  $V_R^2 = V_W^2 + V_P^2 + 2 V_W V_P \cos \theta$

et :  $\theta = \cos^{-1} \frac{V_R^2 - V_W^2 - V_P^2}{2 V_W V_P}$

puis :  $\psi = \theta - \sigma$

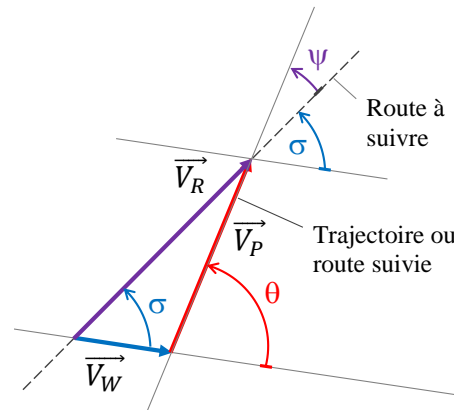


Fig. 21 – Triangle des vitesses.

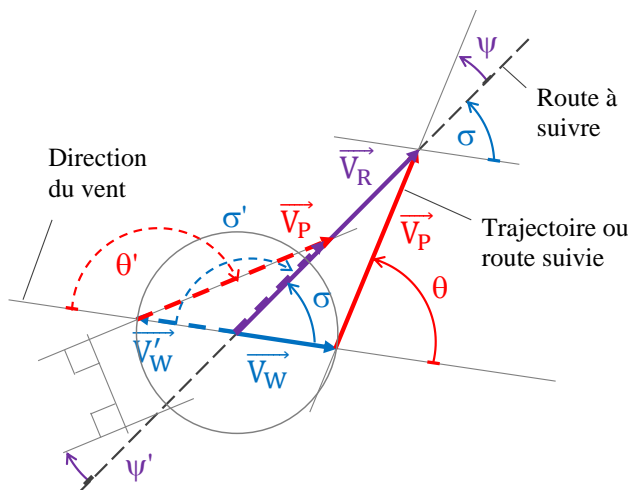


Fig. 22 – En pointillés, sens du vent opposé à celui de la figure 21.

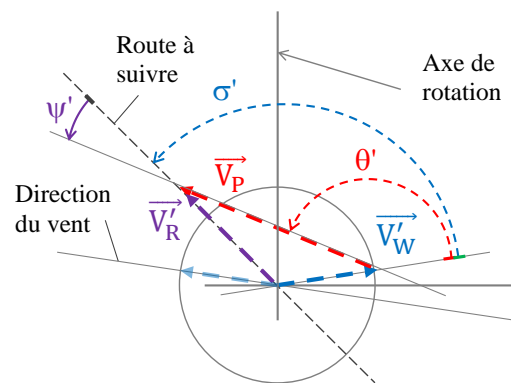


Fig. 23 – En pointillés, sens du vent opposé à celui de la figure 21 après rotation.

Si le vent vient de la gauche de la route à suivre, la dérive se retranche du cap<sup>9</sup> de la route à suivre sans

<sup>7</sup> Par définition la vitesse propre est la vitesse horizontale de l'avion par rapport à la masse d'air.

<sup>8</sup> Seule la valeur positive ou nulle est à prendre en compte.

<sup>9</sup> Angle en degrés, dans le sens des aiguilles d'une montre, entre la direction du nord et la route à suivre.

vent, figure 21. Si le vent vient de la droite de la route à suivre (figure 22 en pointillés), un schéma équivalent peut être obtenu par rotation de 180 degrés autour d'une droite<sup>10</sup> quelconque (symétrie horizontale) qui passe par l'origine du vecteur  $\vec{V}_W$ , figure 23. Les équations précédentes s'appliquent alors avec  $\sigma = 180 - \sigma'$  si les angles sont relevés en degrés. Dans ce cas, la dérive s'ajoute au cap de la route à suivre sans vent.

$V_P$ (km.h <sup>-1</sup> )	$V_P$ (kt)	$V_W$ (km.h <sup>-1</sup> )	$V_W$ (kt)	$\sigma$ (dg)	$V_R$ (km.h <sup>-1</sup> )	$V_R$ (kt)	$\theta$ (°)	$\psi$ (°)	$\psi_b$ (°)
180	97	20	11	90	179	97	96	6.4	6.7
180	97	45	24	45	209	113	55	10.2	10.6
180	97	60	32	60	202	109	77	16.8	17.3
180	97	60	32	120	142	77	137	16.8	17.3
180	97	60	32	135	133	72	149	13.6	14.1

Tableau 3 – Ordres de grandeur des angles de dérive  $\psi$  et  $\psi_b$  pour différentes valeurs de l'angle  $\sigma$ .

À noter que la dérive peut s'estimer mentalement via le facteur "de base"  $F_b$  associé à la durée en minutes nécessaire pour parcourir un nautique soit 1852 mètres [2] : dérive sur l'axe  $\psi_b = V_W * F_b * \sin \sigma$ .

**7.2 Roulages au sol par vent de travers** - Les protocoles retenus pour les déplacements au sol associés aux décollages et atterrissages avec vent traversier s'appuient sur la notion de moment d'une force par rapport à un point. Lorsque le vol est symétrique et que l'avion évolue dans la masse d'air qui se déplace à la vitesse  $V_W$  par rapport au sol, les efforts de pression qui s'exercent sur les parois latérales opposées, situées de part et d'autre du plan médian longitudinal et vertical de l'avion, s'annulent deux à deux. Cet équilibre n'existe plus au sol lorsque l'avion se déplace dans une direction différente de celle du vent, voir la figure 24. Les surfaces latérales situées en aval du train principal étant plus importantes que celles placées en amont, l'avion tend à s'orienter<sup>11</sup> spontanément dans la direction du vent sous l'effet de l'effort latéral noté  $F_{WL}$ , figure 25.

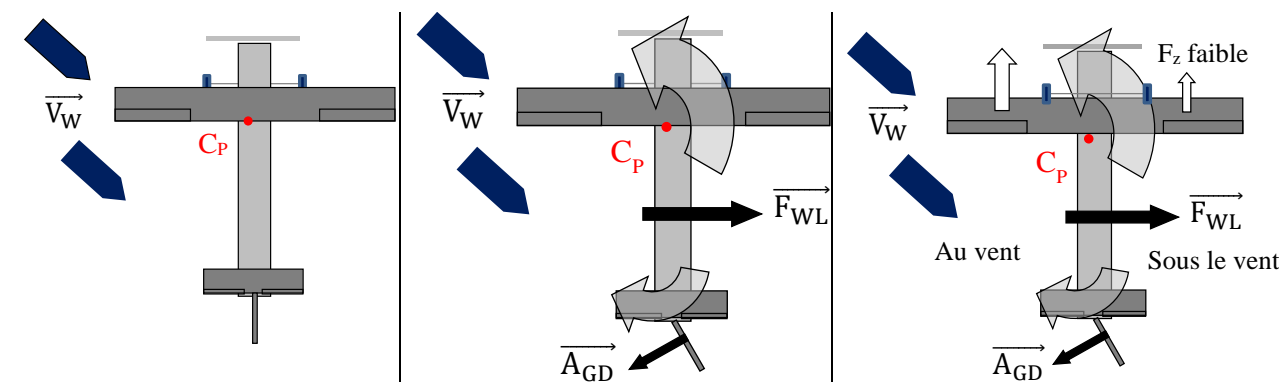


Fig. 24 – Avion au sol soumis à un vent traversier venant de la gauche.

Fig. 25 - Effort et moment sur la surface longitudinale : pied à droite pour contrer le lacet.

Fig. 26 – Effort et moment sur la surface longitudinale : manche au vent et pied opposé (à droite).

Pour maintenir son axe, le pilote doit alors exercer un effort sur le palonnier droit (sous le vent) pour faire apparaître un effort  $A_{GD}$  tel que son moment par rapport au centre de poussée  $C_P$  puisse équilibrer le moment exercé en ce même point par l'effort résultant  $F_{WL}$ , figure 25.

Pour la configuration représentée figures 24 à 26, une partie de l'aile droite sous le vent n'est plus suffisamment alimentée par l'écoulement relatif et l'effort de portance qui s'applique sur l'aile droite est inférieur à celui qui s'exerce sur l'aile gauche (sens du déplacement). La solution consiste alors à augmenter et réduire respectivement les efforts de portance des ailes droite et gauche pour tendre vers

<sup>10</sup> Cette droite peut être la route à suivre, droite qui porte le vecteur résultant  $\vec{V}_R$ .

<sup>11</sup> Effet dit "girouette".

un équilibre et réduire le roulis induit<sup>12</sup>. Cette solution s'obtient en augmentant et en réduisant simultanément et respectivement les courbures de ces ailes via les braquages opposés des ailerons. Le pilote met alors du manche au vent pour augmenter la portance de l'aile droite (sous le vent) et la traînée de l'aile gauche (au vent).

**7.3 Influence de la vitesse vraie sur la traction de l'hélice** - Le décollage étant associé à un processus transitoire, la vitesse  $\vec{V}$  augmente continûment de la vitesse nulle à la vitesse de rotation<sup>13</sup>. Par suite, l'angle d'incidence  $j$ , entre l'écoulement résultant de vitesse  $\vec{V}_R$  et la corde du profil aux différents rayons  $r$  de chaque pale, diminue lorsque la vitesse augmente, voir les figures 27 et 28.

La portance élémentaire  $\overrightarrow{dF}_z$  qui s'exerce sur chaque élément des pales d'hélice au rayon  $r$  diminue alors avec l'angle d'incidence et **la traction de l'hélice**, obtenue par intégration de l'ensemble des forces élémentaires sur la direction du déplacement, **diminue lorsque la vitesse de translation de l'hélice, égale à la vitesse  $V$  de l'avion, augmente.**

Pour une puissance du moteur donnée, la vitesse d'équilibre de translation est atteinte lorsque la traction (projection des efforts de portance et de traînée des pales sur la direction du déplacement) équilibre la traînée de l'avion. Cet équilibre nécessite d'adapter la géométrie de l'hélice (incidence locale aux rayons  $r$ , corde...) aux caractéristiques aérodynamiques de l'avion, à la puissance du moteur et aux différents rendements (moteur, hélice, réducteur).

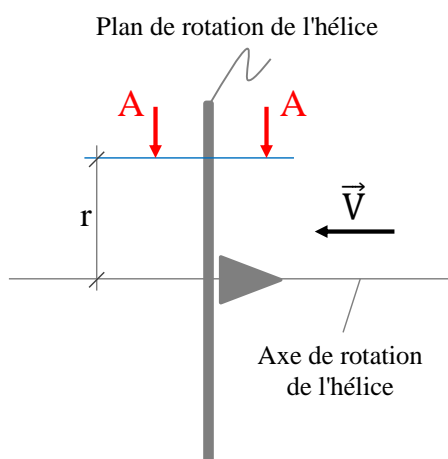


Fig. 27 – Plan de rotation de l'hélice et plan de section A-A, hélice bipale en position verticale.

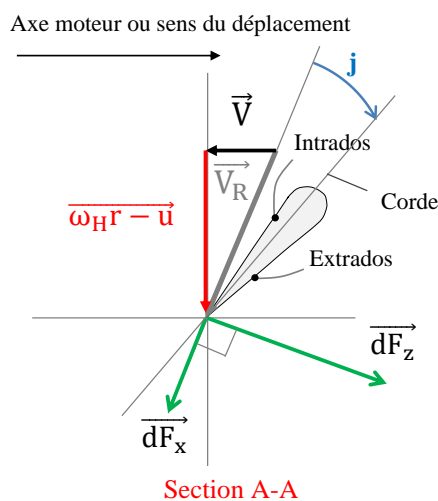


Fig. 28 – Composition des vitesses autour d'une pale de profil d'hélice dans le plan de section A-A.

avec  $\vec{V}$ , la vitesse vraie de translation de l'avion ;  $\omega_H$ , la vitesse de rotation de l'hélice (rd.s<sup>-1</sup>) ;  $u$ , la vitesse de rotation de l'air dans le plan de l'hélice induite par le mouvement de rotation de l'hélice et  $\vec{V}_R$ , la vitesse résultante, vitesse qui influence chaque élément de pale telle que  $\vec{V}_R = \vec{V} + (\omega_H r - u)$ .

**7.4 Influence de la température de l'air sur la vitesse de rotation** - L'influence de la température de l'air sur la vitesse de rotation peut être estimée à partir des relations (7) et (4) au moment où la portance équilibre juste le poids. Ces relations permettent d'exprimer la vitesse en fonction de la masse  $M$ , de la masse volumique  $\rho$ , de la surface alaire  $S$  et du coefficient aérodynamique  $C_z$  associé à la limite du décrochage par :

$$V = \left[ \frac{2 M g}{\rho S C_z} \right]^{\frac{1}{2}}$$

<sup>12</sup> L'aile gauche tend à se soulever plus rapidement que l'aile droite.

<sup>13</sup> Vitesse minimale qui permet la levée des roues lors du décollage.

---

où la masse volumique  $\rho$ , fonction de la température  $\chi$ , est donnée par :

$$\rho(\chi) = \rho_0 \frac{\chi_0}{\chi}$$

avec  $\rho_0$  et  $\chi_0$  les masse volumique et température normales en considérant une pression constante égale à la pression normale. Pour une masse  $M$ , une surface alaire  $S$  et un coefficient aérodynamique constant, la dérivée logarithmique de cette relation permet d'exprimer la variation relative de vitesse associée à la variation relative de masse volumique par la relation :

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{1}{2} \frac{\Delta \rho}{\rho}$$

La masse volumique  $\rho$  diminuant avec l'élévation de température  $\Delta\chi$ , une augmentation de 10°C de la température au-delà de la température de référence, généralement de 15°C, accroît d'environ 1.5% la vitesse de rotation lors d'un décollage.

**7.5 Prévention des atterrissages durs** - Les contraintes mécaniques qui s'exercent sur les trains d'atterrissage peuvent conduire à des détériorations lorsque les vitesses verticales des touchers dépassent les 500 ft.min<sup>-1</sup> soit 2.54 m.s<sup>-1</sup>. Pour une vitesse verticale  $V_z$  et une course maximale  $L_T$  de l'amortisseur du train avant ou principal d'un avion léger, la décélération maximale subit par l'appareil sur l'intervalle de temps  $\Delta t$ , lorsque la vitesse verticale s'annule en butée, est donnée par :

$$\gamma = \frac{\Delta V_z}{\Delta t} = \frac{V_z}{\Delta t}$$

Pour un avion ROBIN de type DR400 2+2 et une vitesse verticale  $V_z$  égale à 350 ft.min<sup>-1</sup>, soit 1.78 m.s<sup>-1</sup>, la course maximale du train avant<sup>14</sup> de 0.160 m sera au minimum décrite en 9 centièmes de seconde. En supposant que la vitesse verticale s'annule en butée au terme de cette durée, la décélération maximale subie par l'appareil sera égale à 2 fois l'accélération de la pesanteur ( $g=9.81 \text{ m.s}^{-2}$ ). Des accéléromètres, voire de simples détecteurs de chocs à déclenchement programmé pour cette valeur de décélération, peuvent permettre d'alerter sur les risques d'amorces de détérioration des trains.

**7.6 Décollage et atterrissage sur terrain gras et glissant** - Les manuels de vol fournissent des distances de décollage et d'atterrissage sur piste en dur associées à un coefficient (majoration de 15%) à appliquer lorsque ces manœuvres s'effectuent sur herbe sèche. Lorsque l'herbe est mouillée et le terrain glissant, ces valeurs sont à adapter et à majorer.

Sur herbe humide (20 cm maximum) et sol ferme, les distances de décollage et d'atterrissage doivent ainsi respectivement être augmentées de 30 (multiplication par 1.3) et 35% (multiplication par 1.35). Sur herbe rase et très humide, les distances de freinage peuvent être augmentées jusqu'à 60%.

Sur sol mou ou contaminé (neige), les distances de décollage et d'atterrissage précédentes augmentent au moins de 25% (multiplication par 1.25). Par rapport aux distances sur piste en dur, les distances de décollage et d'atterrissage augmentent ainsi respectivement de 1.625 (1.30 \* 1.25) et 1.687 (1.35 \* 1.25) [3] [A]. Cet aspect sortant du cadre de cet article, le lecteur est invité à consulter les manuels de vol et les sites spécialisés.

## 8. CONCLUSION

Les prises de terrain permettant des approches sécurisées lors de pannes moteur sont analysées à partir de rappels élémentaires de la mécanique du vol. Les équations du vol en montée, de croisière et de plané moteur réduit, auxquelles sont associés des coefficients aérodynamiques de portance et de traînée, de finesse et d'angle de plané, sont successivement rappelées.

Les analyses mathématiques des prises de terrain par encadrement et en "U", respectivement désignées

---

<sup>14</sup> Voir le manuel de vol de ce type d'avion disponible sur Internet et dans tous les aéroclubs.

---

PTE et PTU, sont ensuite abordées à partir de schémas simplifiés pour identifier et quantifier les paramètres qui en permettent la bonne exécution. L'analyse de la prise de terrain par encadrement permet ainsi de déterminer l'angle  $2\alpha$  que fait le plan de visualisation avec le sol vu de l'avion sur la branche "vent arrière" puis l'angle de convergence  $\beta=30$  degrés de fin de vent arrière quelles que soient la finesse et la vitesse d'évolution des appareils de l'aviation légère à moteur. L'analyse de la prise de terrain en "U" s'effectue en ayant préalablement rappelé les équations du mouvement circulaire uniforme auquel est rattachée la notion de facteur de charge. Des ordres de grandeur sont fournis pour assurer l'équilibre des efforts en fonction de l'angle d'inclinaison. L'analyse permet de déterminer pour tout avion la distance et le temps d'éloignement sur la fin de la branche arrière comptés à partir du plan transversal qui contient le point d'aboutissement puis de déterminer le rayon du virage et l'inclinaison en fonction de la hauteur du début d'évolution.

La maîtrise des prises de terrain par encadrement et en "U" nécessitant des pratiques répétées, les entraînements s'articulent le plus souvent autour de décollages et d'atterrissages qui s'enchainent. Sont alors rappelées certaines notions et/ou grandeurs à prendre en compte pour la sécurité tels la dérive, le roulage par vent de travers, l'influence de la vitesse sur la traction de l'hélice, l'influence de la température sur la vitesse de rotation ou d'arrondi, la prévention des atterrissages durs puis les décollages et les atterrissages sur terrains gras et glissants.

## GLOSSAIRE

**Centre de poussée** : le centre de poussée est le point d'application de la résultante des efforts aérodynamiques qui s'exercent sur l'avion (aile, empennage horizontal et fuselage).

**Centre de gravité** : le centre de gravité, centre des masses ou barycentre, est le point de moment nul pour la résultante des forces de masse.

**Vitesses de décrochage** : vitesses minimales en-dessous desquelles le contrôle de l'avion devient impossible. Ces vitesses sont publiées dans les manuels de vol pour la masse maximale autorisée et des inclinaisons caractéristiques (10, 30, 60°...) en configurations volets rentrés, décollage et atterrissage.

**V<sub>so</sub>** : vitesse de décrochage en configuration atterrissage, train et volets sortis.

**V<sub>s1</sub>** : vitesses de décrochage pour les configurations décollage, croisière et approche.

**Vitesse propre** : composante horizontale de la vitesse vraie qui par définition est la vitesse de l'avion par rapport à la masse d'air (ne pas confondre les deux).

## DOCUMENTS DE RÉFÉRENCE

- [1] Bonnet S. et Verrière J. ; *La mécanique du vol de l'avion léger*, éditions Cépaduès, ISBN 9.782854.285000, 2001.
- [2] *Manuel du pilote d'avion ; Formation initiale et maintien des compétences*, collectif, éditions Cépaduès, ISBN 978.2.36493.661.4, août 2018, 18<sup>ème</sup> édition.
- [3] *Performance au décollage et à l'atterrissage*, Cercle Aéronautique des Personnels de l'Aviation Civile (CAPAM) de Bordeaux Mérignac, 16 juillet 2017.

## SITES WEB DE RÉFÉRENCE

- [A] <https://www.caa.co.uk/>

## NOMENCLATURE

A	Résultante aérodynamique, en Newton (N).
A <sub>GD</sub>	Effort, action sur la gouverne de direction, en Newton (N).
C <sub>x</sub>	Coefficient de traînée aérodynamique, sans dimension.
C <sub>z</sub>	Coefficient de portance aérodynamique, sans dimension.

---

Disc	Discriminant associé à une équation du second degré, positif ou nul.
$F_b$	Facteur de base, sans dimension.
$F_{WL}$	Effort latéral dû au vent traversier, en Newton (N).
$F_x$	Traînée aérodynamique, en Newton (N).
$F_z$	Portance aérodynamique, en Newton (N).
ft	Pied, unité de longueur anglosaxonne, 1 ft = 0.3048 m.
g	Accélération de la pesanteur, $g=9.81 \text{ m.s}^{-2}$ .
h	Hauteur / sol, en mètre (m).
$h_{BF}$	Hauteur extrémité de l'aile / sol, en mètre (m).
$h_{YP}$	Hauteur yeux pilote / sol, en mètre (m).
i	Angle d'inclinaison de l'aile / plan horizontal, en degré ( $^\circ$ ) ou en radian (rd).
j	Angle d'incidence de l'aile / direction de la vitesse vraie $V$ , en $^\circ$ ou en rd. Angle d'incidence de la pale / direction de la vitesse résultante $V_R$ , en $^\circ$ ou en rd.
kt	Nœud, unité de vitesse anglosaxonne : 1 nœud = 1.852 km.h <sup>-1</sup> .
$L_B$	Longueur de l'étape de base, en mètre (m).
$l_{BF}$	Distance entre le bord de fuite et le point S, figure 8, en mètre (m).
$L_{\lambda_0}$	Distance latérale entre la tête du pilote et le point S, figure 8, en mètre (m).
$L_\lambda$	Distance latérale entre la tête du pilote et un point sol pour $\lambda = 2\alpha$ , en mètre (m).
$L_T$	Course amortisseur, en mètre (m).
l	Longueur ou distance, en mètre (m).
M	Masse, en kilogramme (kg).
n	Facteur de charge, sans dimension.
P	Poids en Newton (N).
R, r	Rayon, en mètre (m).
S	Surface alaire, en m <sup>2</sup> .
t	Temps ou durée, en seconde (s).
V	Vitesse vraie, vitesse par rapport à la masse d'air, en m.s <sup>-1</sup> .
$V_P$	Vitesse propre, projection horizontale de la vitesse vraie, en m.s <sup>-1</sup> .
$V_R, V'_R$	Vitesses résultantes, en m.s <sup>-1</sup> .
$V_{so}$	Vitesse de décrochage en configuration atterrissage, train et volets sortis, en m.s <sup>-1</sup> .
$V_{s1}$	Vitesses de décrochage pour les configurations décollage, croisière et approche, en m.s <sup>-1</sup> .
$V_z$	Vitesse verticale, vitesse de descente, en m.s <sup>-1</sup> .
$V_W, V'_W$	Vitesses du vent, en m.s <sup>-1</sup> .
W	Puissance, en Watt (W).
(x, y, z)	Axes de référence.
$\alpha$	Angle de pente ou de plané, en degré ( $^\circ$ ) ou en radian (rd).
$\beta$	Angle de déviation de la trajectoire de vent arrière, en degré ( $^\circ$ ) ou en radian (rd)..
$\gamma$	Accélération, en m.s <sup>-2</sup> .
$\Delta y$	Accroissement élémentaire sur y, en mètre (m).
$\Delta t$	Accroissement sur le temps, durée élémentaire, en seconde (s).
$\Delta t_l$	Durée élémentaire pour parcourir la longueur l, en seconde (s).
$\Delta l$	Longueur ou déplacement élémentaire, en mètre (m).
$\Delta V$	Accroissement élémentaire de vitesse, en m.s <sup>-1</sup> .
$\varepsilon$	Finesse, sans dimension.

---

---

$\lambda$	Angle de visualisation sur la branche de vent arrière, en degré (°) ou en radian (rd).
$\lambda_{BF}$	Angle axe de visée bord de fuite / sol, en degré (°) ou en radian (rd).
$\eta$	Rendement, sans dimension.
$\theta$	Angle polaire, en degré (°) ou en radian (rd).
$\theta, \theta'$	Angle du sens de la vitesse propre / sens du vent, en degré (°) ou en radian (rd).
$\pi$	Pi (3.1416), en radian (rd).
$\rho$	Masse volumique, en $\text{kg.m}^{-3}$ .
$\sigma, \sigma'$	Angle de la route à suivre / sens du vent, en degré (°) ou en radian (rd).
$\psi, \psi'$	Angle de dérive par rapport à la route à suivre, en degré (°) ou radian (rd).
$\psi_b$	Angle de dérive déterminé à partir du facteur de base $F_b$ , en degré (°).
$\chi$	Température, en degré Kelvin (K), $1 \text{ K} = 1^\circ\text{C}$ .
$\Delta\chi$	Accroissement élémentaire de température, en degré Kelvin (K).
$\omega$	Vitesse angulaire en $\text{rd.s}^{-1}$ .
$\omega_H$	Vitesse angulaire de l'hélice en $\text{rd.s}^{-1}$ .
$\circ$	Symbole pour le produit scalaire.
$\rightarrow$	Symbole pour représenter un vecteur.
$-$	Mesure algébrique.

---