Mécanique du vol

© Michel MARQUET 2002

I - Forces appliquées à un aéronef en vol

I.1 - Forces

I.2 - Le poids

I.3 - La traction GMP (ou la poussée)

I.4 - La résultante aérodynamique

I.5 - Equations du vol

I.6 - Effets des rafales

I.7 - Stabilité longitudinale

I.8 - Stabilité latérale

I.9 - Stabilité transversale

1.9.1 - Influence de la flèche

I.9.2 - Influence des formes géométriques et du positionnement

I I - Montée à angle constant

I I I - Descente à angle constant

I I I.1 - Descente avec traction

I I I.2 Descente sans traction (planée)

IV - Décomposition des vitesses

V - Variation de la vitesse verticale avec l'angle d'incidence

VI - Manoeuvres et pilotage

VI.1 - Mise en montée

VI.2 - Mise en descente

VI.3 - Mise en virage

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

VI.4 - Le dérapage

VI.5 - La glissade

VI.6 - Approche et atterrissage

VI.6.1 - Approche initiale et finale

VI.6.2 - Atterrissage

VI.6.2.1 - Atterrissage train tricyle

VI.6.2.2 - Atterrissage train classique

VI.6.2.3 - L'influence des volets lors de l'atterrissage

VI.6.2.4 - La décision d'atterrissage

VI.7- Décollage et montée initiale

VI.7.1 - Décollage et montée initiale tricycle

VI.7.2 - Décollage et montée initiale classique

VI.7.3 - Les paramètres influants sur le décollage

VI.8 - Facteur de charge

VI.9 - Influence du facteur de charge sur le décrochage

VI.10 - Le rayon du virage

VI.11 - Accélération et décélération

VI.12 - Hypersustentation

VI.13 - Différents types de systèmes hypersustentateurs de bord de fuite

VI.13.1 - Les volets normaux

VI.13.2 - Les volets d'intrados

VI.13.3 - Les volets à simple fente

VI.13.4 - Le volet à fentes multiples

VI.13.5 - Les volets de type Fowler

VI.14- Différents types de systèmes hypersustentateurs de bord d'attaque

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

VI.14.1 - Les volets Krueger

VI.14.2 - Les becs de bord d'attaque basculant

VI.14.3 - Le bec de bord d'attaque

VI.14.4 - Les fentes fixes

VI.15 - Tour de piste

VI.16 - Le lacet inverses

VII - Définition des vitesses importantes

VIII - Puissance nécessaire au vol

IX - Hélice

IX.1 - Hélice à calage fixe

IX.2 - Hélice à calage variable

IX.3 - Souffle hélicoïdal

X - Rappel du système international

XI - Récapitulatif des formules

XI.1 - En vol rectiligne uniforme

XI.2 - Facteur de charge

XI.3 - En palier

XI.4 - En montée

I - Forces appliquées à un aéronef en vol

Un aéronef en vol subit un ensemble de forces que nous allons essayer de décomposer, afin de les situer les unes par rapport aux autres et surtout de différencier les forces utiles des forces nuisible.

Afin qu'un véhicule de tout type puisse se déplacer, il est nécessaire de lui appliquer un ensemble de forces, les quelles vont créer un référentiel d'équilibre.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Lorsque le mouvement ne varie pas au cours du temps, c'est-à-dire lorsque la direction et la vitesse de déplacement ne varient pas, nous dirons que l'objet est en équilibre.

Dans le cas contraire, c'est-à-dire lorsque la direction du déplacement ou sa vitesse ou les deux à la fois varient, nous dirons que l'objet est en déséquilibre.

Pour initier, accroître ou diminuer un déplacement il faut que la résultante des forces ne soit pas nulle

Nous pouvons déjà retenir que:

- le maintien d'un mouvement est un équilibre;
- une mise en mouvement est un déséquilibre;
- l'arrêt d'un mouvement est un déséquilibre.
- un changement de trajectoire est un déséquilibre.

I.1 - Forces

Une force se caractérise par trois éléments :

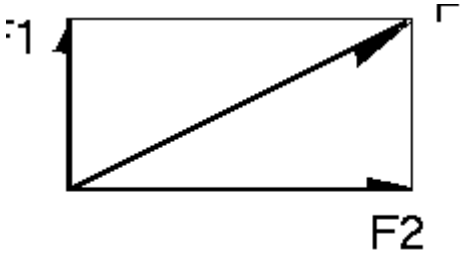
le point de l'objet où elle s'exerce (son point d'application)
la direction suivant laquelle elle s'exerce
la grandeur de la force : on dit son intensité

Dans le texte, nous utiliserons le symbole $\vec{F}$ pour indiquer qu'il s'agit d'une force. Lorsque nous utiliserons la lettre seulement (F, sans la flèche au-dessus de la lettre), il sera question seulement de l'intensité de la force, elle s'exprime en newton (N) qui est l'unité officielle ou en kilogramme-force (1 kgf = 9,81 N).

Exemple F = 10 kgf

Deux forces qui s'appliquent au même point d'un objet ont, sur l'équilibre de l'objet, le même effet qu'une force unique s'appliquant sur ce point et que l'on appelle résultante des deux forces. La direction et l'intensité de la résultante peuvent se déterminer graphiquement en représentant les forces sur un dessin. La résultante sera représentée par la flèche se confondant avec la diagonale du parallélogramme construit à partir des flèches représentant les deux forces.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Inversement, une force a, sur l'équilibre d'un objet, le même effet que deux forces s'appliquant au même point et que l'on appelle ses composantes. Les composantes d'une force ont une direction et une intensité que l'on peut déterminer graphiquement.

On trace la force $\vec{F}$. On choisit deux directions suivant lesquelles on veut décomposer $\vec{F}$. Les flèches représentant les composantes doivent se confondre avec les côtés du parallélogramme construit à partir des deux directions choisies et ayant la flèche représentant $\vec{F}$ pour diagonale.

La force unique $\vec{F}$ est la résultante des deux forces $\vec{F1}$ et $\vec{F2}$. inversement, $\vec{F1}$ et $\vec{F2}$ sont les composantes de $\vec{F}$. Cela peut s'écrire par convention :

$$\vec{F} = \vec{F1} + \vec{F2}$$

Lorsque l'on décide de décomposer une force unique en deux composantes, on choisit le plus souvent de le faire suivant deux directions perpendiculaires. Sur le dessin, le parallélogramme est alors un rectangle.

Lorsqu'un objet est en équilibre, c'est parce que toutes les forces qui s'exercent sur lui s'équilibrent entre elles. On dit que leur résultante est nulle.

Inversement, lorsqu'un objet est en déséquilibre, c'est parce que toutes les forces qui s'exercent sur lui ne s'équilibrent pas entre elles. On dit que leur résultante n'est pas nulle.

Pour votre avion, nous parlerons ainsi d'équilibre et de déséquilibre. Nous serons également amenés à parler de stabilité et d'instabilité.

La notion de stabilité ou d'instabilité n'existe que pour des objets en équilibre.

Considérez un objet en équilibre : son mouvement est constant. Par une perturbation extérieure, vous modifiez le mouvement de cet objet et vous observez ce qui se passe. Si l'objet reprend un mouvement proche de son mouvement d'origine, on dit qu'il est en équilibre stable. Et dans le cas contraire en équilibre instable

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Votre avion en vol sera souvent en équilibre. Ce sera le cas lorsqu'il volera en ligne droite sans accélérer ni décélérer. Mais il est important pour vous de savoir comment cet équilibre peut être stable parce qu'un avion en équilibre instable devient rapidement impossible à piloter.

Quelles sont les forces qui s'exercent sur votre avion ? Elles sont au nombre de trois :

- la force due à la gravité terrestre : c'est le poids
- la force due à la propulsion : c'est la traction ou la poussée du moteur
- la force due aux effets de l'air : c'est la résultante aérodynamique.

I.2 - Le poids

C'est la force qui fait que les objets, lorsqu'ils ne sont plus soutenus, "tombent" vers la terre. Elle est due à la gravitation terrestre. C'est une force dirigée "du haut vers le bas", dans le direction indiquée par le fil à plomb. Son intensité est principalement fonction de la masse de l'objet, c'est-à-dire la quantité de matière qu'il contient. Plus un objet contient de matière, plus il est lourd.

Vous ne pouvez agir sur le poids de votre avion qu'avant le vol. En contrôlant le chargement, vous contrôlez dans une faible mesure l'intensité et le point d'application du poids. Le poids d'un avion léger est de l'ordre d'une tonne-force (1 to : celui de l'avion SOCATA TB 10 ne doit pas excéder 1.15 tf.

I.3 - La traction GMP *(ou la poussée)*

C'est la force générée par le système de propulsion de l'avion. Pour un avion à hélice cette force s'exerce suivant l'axe de l'hélice, donc approximativement suivant l'axe longitudinal de l'avion. Plus le moteur est puissant, plus cette force est susceptible d'être grande.

Vous pouvez, pour piloter votre avion, agir sur l'intensité de la traction : d'une intensité pratiquement nulle, en réduisant les "gaz" au minimum, à l'intensité maximale, en les mettant à fond. Sur le TB 10, l'intensité maximale de la traction est de l'ordre de 300 kilogrammes-force.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

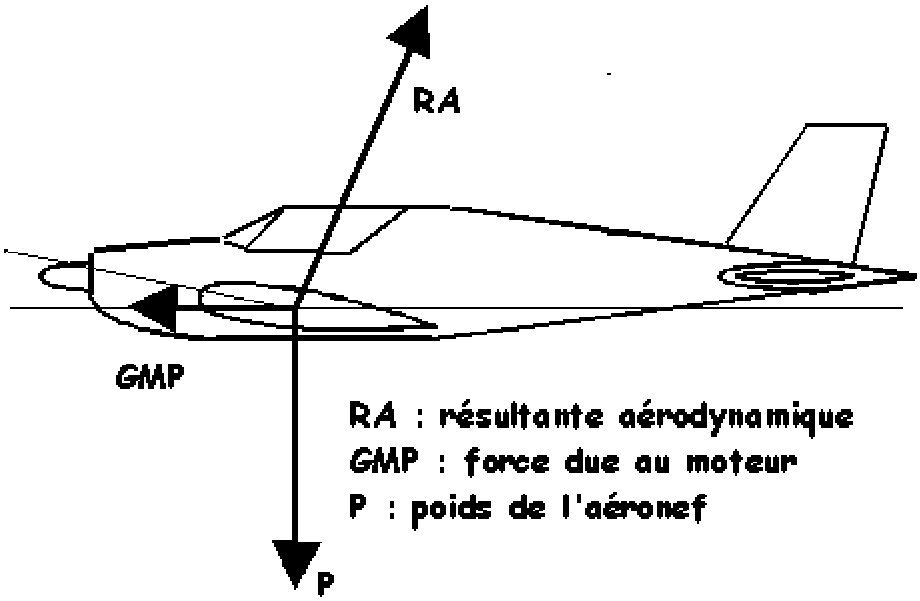
La traction, avons-nous dit, s'exerce suivant l'axe de l'avion. Pour simplifier, nous considérerons qu'elle s'exerce parallèlement à la trajectoire. Ce n'est pas vrai en toute rigueur puisque nous verrons qu'il y a un angle "d'incidence" entre la trajectoire et l'axe de l'avion. Mais cet angle, dans le cas général, est assez faible, et nous négligerons la composante de la traction perpendiculaire à la trajectoire.

I.4 - La résultante aérodynamique

C'est la force générée par l'ensemble des pressions locales dues à la vitesse de l'air autour de votre avion en déplacement, (voir chapitre aérodynamique)

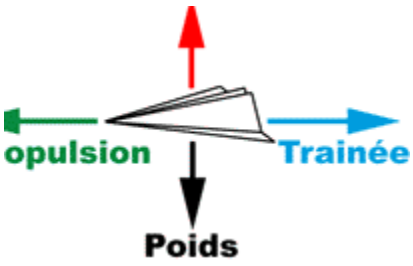
La résultante aérodynamique $\vec{R}$ se décompose en $R\vec{z} + R\vec{x}$, z axe perpendiculaire à l'avion et x axe de l'avion

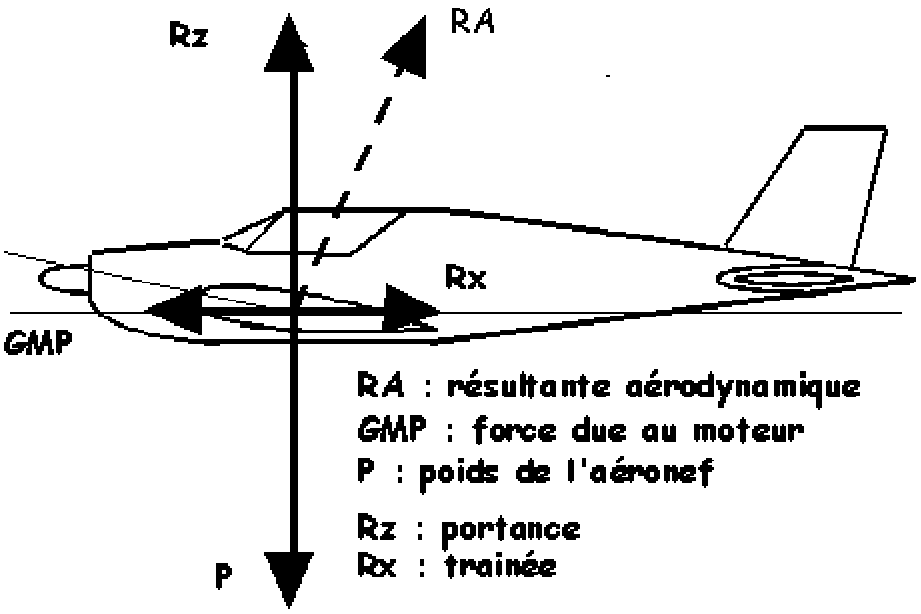
Pour que votre avion vole en palier à vitesse constante, il faut donc que la portance annule le poids et que la traction annule la traînée.



La résultante aérodynamique peut être décomposée en traînée et portance

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm





I.5 - Equations du vol

L'équilibre en vol horizontal (vitesse horizontale constante) est obtenu lorsque la somme des forces appliquées à l'aéronef est nulle

Portance = Poids	Rz = P
Traînée = Propulsion	Rx = GMP

Un peu de mathématiques pour formuler le poids (portance minimale nécessaire) et la traînée (force nécessaire du GMP)

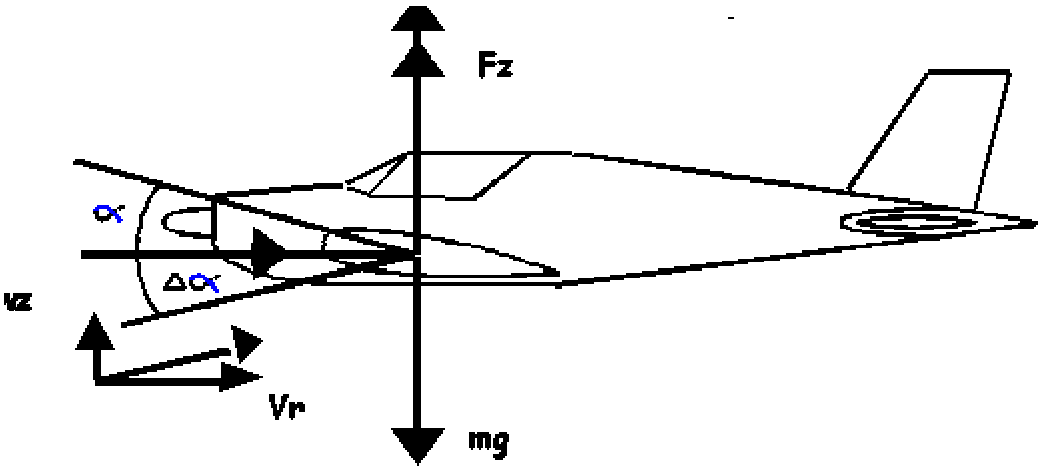
$$mg = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Z \qquad R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

En utilisant les éléments de masse, de gravité, de vitesse et de surface alaire (indiquées dans le manuel de vol), il est possible de calculer Cx et Cz

I.6 - Effets des rafales

Un avion vole rarement en air absolument calme, il existe alors des rafales de vent qui peuvent êtres ascendante (venant du bas) ou descendante (venant du haut)

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



La rafale ascendante se décompose en Vr, vent relatif supplémentaire et en Wwz composante de vent vertical

Une rafale ascendante augmente l'incidence et par conséquent la portance.

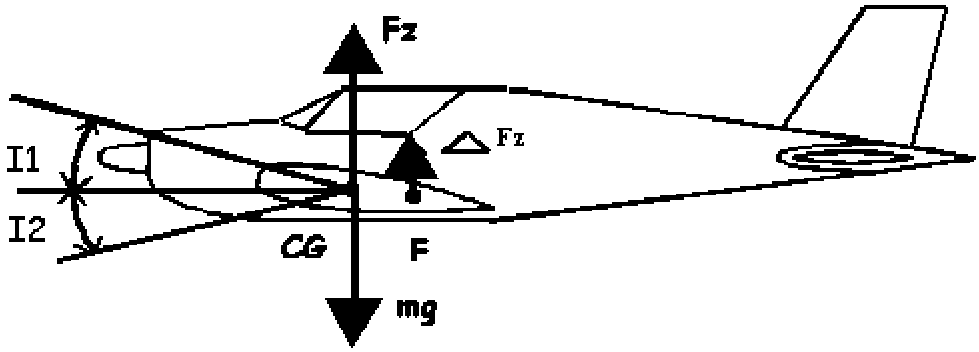
Si, avant la rafale, l'avion volait à incidence maxi (vitesse minimale et portance maxi) le risque de décrochage existe au delà de la portance maxi.

Une rafale descendante, selon le même principe que la rafale ascendante, a un effet sur l'incidence de l'avion. Cette incidence diminue ce qui a pour effet de diminuer la portance, ce qui peut être dangereux lorsque l'avion est en phase d'atterrissage.

I.7 - Stabilité longitudinale

Le foyer est le point d'application des variations de portance et ne dépend que la forme extérieure de l'aéronef, il s'agit d'une donnée aérodynamique dont la position est pratiquement fixe..

Pour que l'avion soit pilotable, il faut qu'il soit stable c'est à dire qu'à un écart d'incidence il réponde par une action tendant à contrer cet écart (équilibre stable).

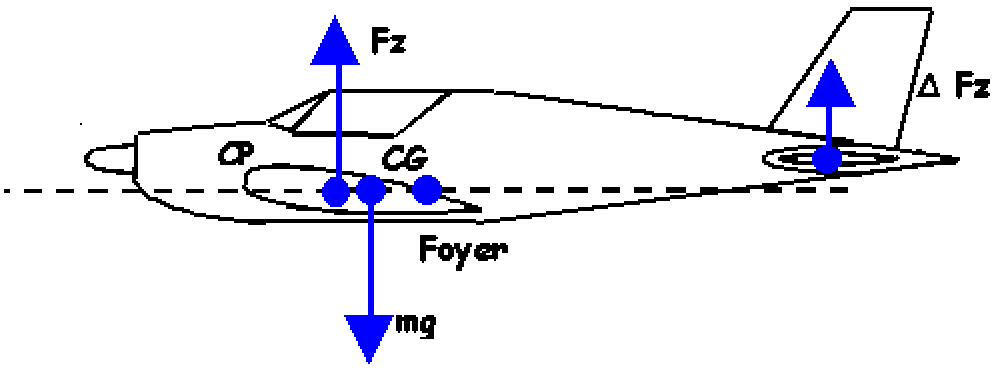


A l'incidence I1 correspond la portance Fz (équilibre de mg). Une augmentation d'incidence I2 provoque une augmentation de portance D Fz située en arrière du centre de gravité qui provoque un moment de tangage piqueur tendant à diminuer l'incidence, *couple piqueur.*

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Avec un centre de gravité en arrière du foyer, la même variation d'incidence provoque la même variation de Fz avec cette fois un moment à cabrer qui augmente l'incidence (*couple cabreur*). L'avion n'est plus stable car il répond à une variation par une action tendant à augmenter cette variation.

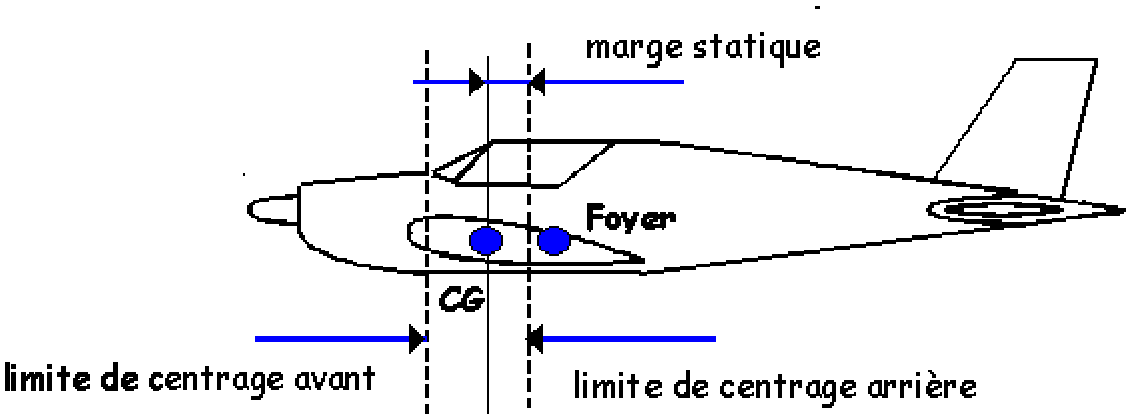
Plus la distance entre le centre de gravité et le foyer est importante, plus le moment résultant est important et mieux l'écart en incidence sera amorti. La distance du centre de gravité au foyer se nomme *marge statique*.



Le centre de gravité d'un avion n'est pas fixe, le carburant est consommé durant le vol, il faut donc équilibrer ce déplacement. Supposons un déplacement du centre de gravité vers l'arrière, dans ce cas la portance en avant du centre de gravité va créer un couple cabreur qui aura tendance à augmenter l'incidence.

Pour contrer ce couple cabreur, la solution consiste à créer un couple piqueur de même intensité au niveau de la gouverne de profondeur (augmentation de l'incidence de cette gouverne)

De même en cas de déplacement du centre de gravité vers l'avant, (couple piqueur) il faudra créer un couple cabreur au niveau de la gouverne de profondeur.



PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

La gouverne de profondeur permet de contrer les déplacements du centre de gravité, mais il existe une limite qui correspond aux butées de cette gouverne, et de ce fait une limite aux déplacements du centre de gravité.

Ces limites sont impérative, se nomment le centrage

Le centrage dépend du chargement de l'avion, est différente selon le type d'avion et nécessite de la part du pilote une action préventive de vérification avant le vol en utilisant les informations du manuel de vol (poids de (équipage, bagages, carburant, place de l'équipage, place des bagages)

La position du centre de gravité est donnée en distance ou en pourcentage par rapport à une référence choisie par le constructeur de l'avion.

Aspect opérationnel du centrage

	Zone avant de la plage	Zone arrière de la plage
Stabilité	augmente	diminue
Manoeuvrabilité	diminue	augmente
Braquage gouverne de profondeur	plus important	moins important
Traînée	augmente	diminue
Consommation	augmente	diminue

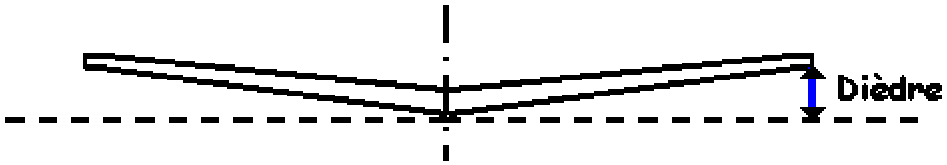
I.8 - Stabilité latérale

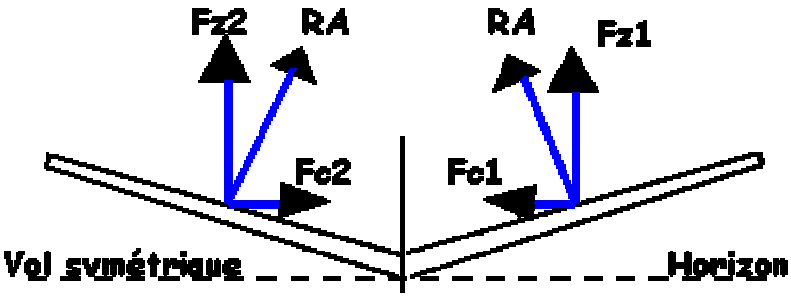
Cette stabilité a pour effet de conserver la voilure dans un plan horizontal parallèle à la ligne d'horizon

Les oscillations d'un appareil, par rapport à ce plan s'effectuent autour de l'axe de roulis et se traduisent par le balancement d'une aile sur l'autre. Le pilote, par l'intermédiaire des commandes de vol (ailerons) peut agir sur ce balancement.

Afin de doter les appareils d'une stabilité latérale propre, il faut utiliser le dièdre de la voilure

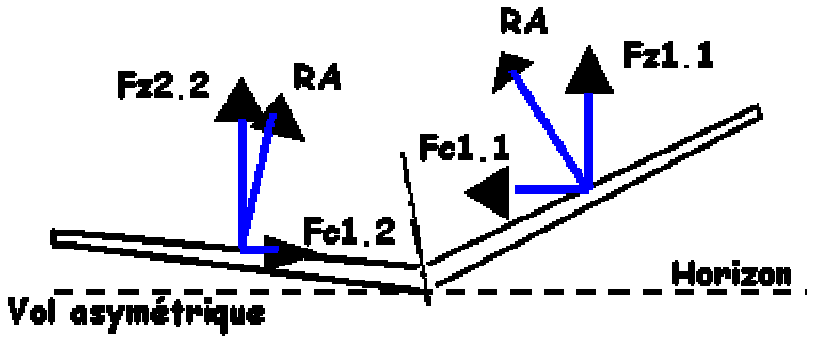
PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



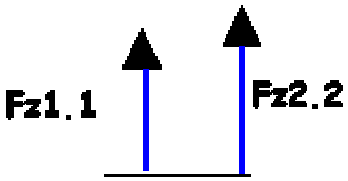


$Fz = Fz1 + Fz2$

$Fz1 = Fz2$

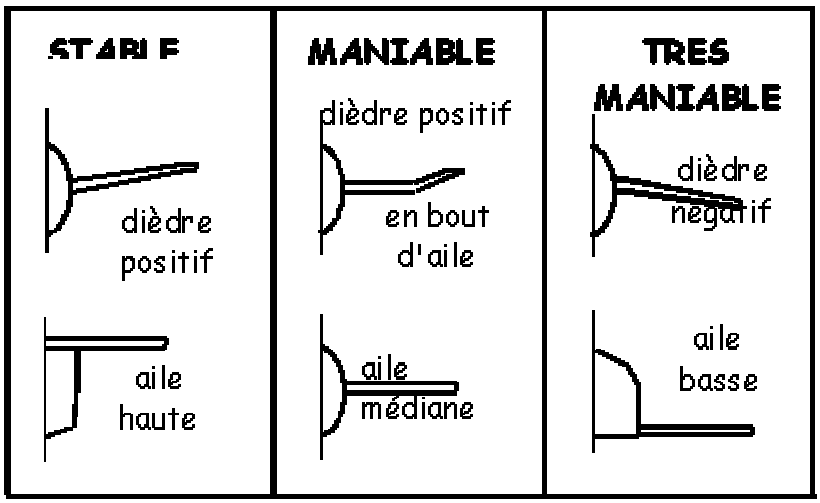


$Fz = Fz1.1 + Fz2.2$

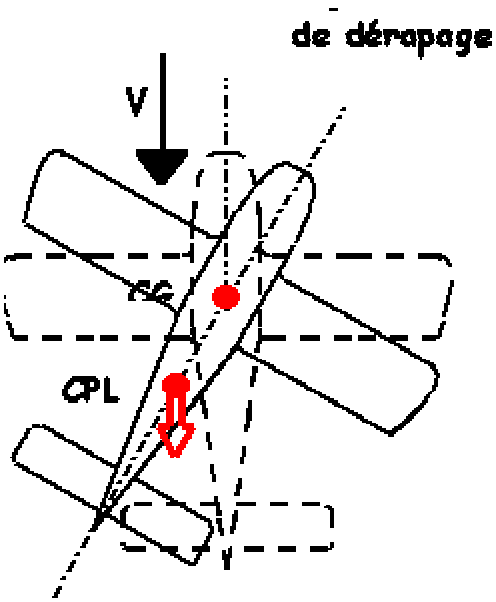


Le système du dièdre permet de décomposer les portances de chaque demi-aile en 2 forces, la portance effective qui s'oppose au poids de l'avion et une force dirigée vers l'intérieur de l'aile.

Lorsque l'avion est parallèle à la ligne d'horizon, les portances sont identiques sur les deux demi-ailes, lorsqu'une aile s'incline vers le bas, la portance de cette aile tend à augmenter, alors que la portance de l'autre demi aile tend à diminuer ce qui créer un couple de redressement



PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Selon le type de dièdre employé, les avions obtiennent des caractéristiques différentes

1.9 - Stabilité transversale

Un appareil est stable autour de l'axe de lacet ou de giration lorsqu'à la suite d'une perturbation l'écartant de sa trajectoire, il revient de lui même à celle ci. La stabilité latérale est assurée par une bonne répartition des surfaces verticales situées en avant du centre de gravité et des surfaces verticales situées en arrière du centre de gravité..

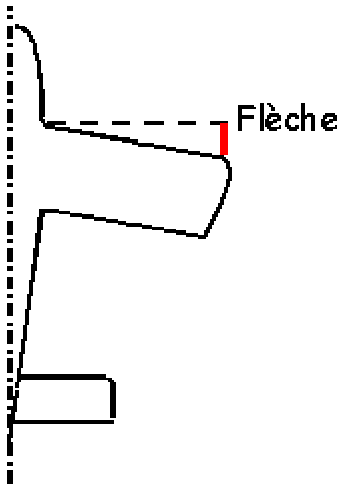
Ces surfaces comprennent :

- La ou les surfaces de la ou des dérives
- La projection verticale du fuselage
- La projection verticale de la surface portante (cas de dièdre prononcé)

L'ensemble de ses surfaces soumises à un vent relatif possède un point (foyer latéral) CPL auquel on peut appliquer la résultante générale de toutes les forces de poussé latérale.

Le CPL peut occuper 4 positions par rapport au centre de gravité, en avant, en arrière, au dessus ou au dessous.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Dans le cas du CPL en arrière du centre de gravité et d'un virage à droite, la Résultante des forces de poussée latérale appliquée au centre de poussée latérale, engendre un moment dont l'action redresse l'appareil. Il en serait de même .pour un virage à gauche.

Par contre dans les autres cas, CPL en avant du centre de gravité, la même résultante engendrerai un moment dont l'action aurai tendance à renforcer le mouvement entamé, l'appareil se retournerai à 180°.

Le Centre de Poussée Latérale doit toujours être situé en arrière du centre de gravité, plus la distance est grande plus le moment de retour sera important.

1.9.1 - Influence de la flèche

La flèche contribue également à assurer la stabilité latérale

Lorsque l'appareil amorce un virage à droite, la demi-aile gauche, à l'extérieur du virage s'avance pendant que la demi aile droite s'efface.

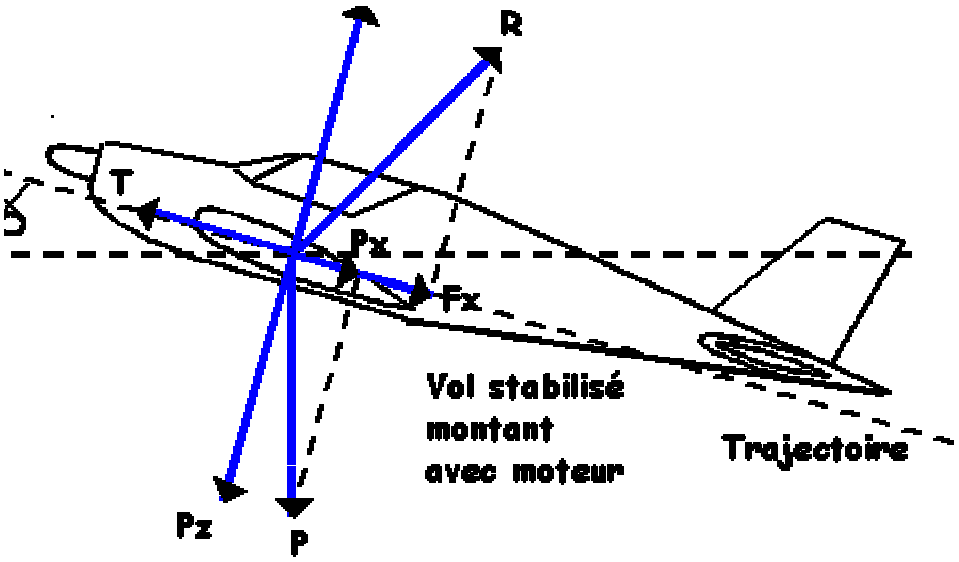
La première présente son bord d'attaque moins obliquement au filets qu'avant le virage, sa traînée augmente alors.

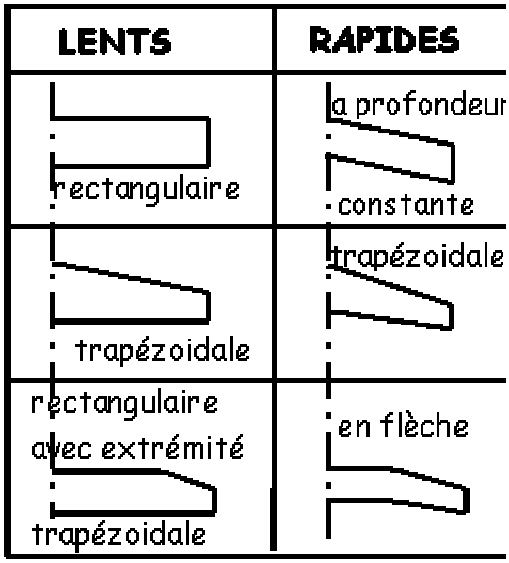
La seconde demi aile voit sa traînée diminuer par le même phénomène , un couple redresseur est alors amorcé (freinage de la demi aile extérieur au virage par rapport à la demi-aile intérieure au virage.

Ce phénomène se retrouve lorsque le pilote incline l'avion, et dans ce cas se nomme le lacet induit.

I.9.2 - Influence des formes géométriques et du positionnement

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm





II - Montée à angle constant

Le principe selon lequel il faut que le poids, la portance, la traînée et la traction aient une résultante nulle est valable en palier, mais aussi en montée ou en descente si l'avion vole à vitesse constante et en ligne droite.

Pour que l'équilibre des forces soit visible, il faut décomposer le poids en deux composantes, l'une parallèle à la trajectoire Px et l'autre perpendiculaire à la trajectoire Pz.

La composante Pz s'oppose à la portance Fz .

La traction T s'oppose seule à la traînée Fx et à la composante du poids Fx. Le poids joue alors un rôle de frein (Px)

L'angle d (gamma) entre la trajectoire et l'horizontale se nomme pente de montée. Plus cet angle augmente, plus la composante Px s'accroit alors que Pz aura tendance à décroitre .

Ce phénomène peut se traduire par les en équations suivantes :

Px = P sin d	T = Fx + P sind	Fz = P cosd

Il est à noter que lorsque l'angle d atteint 90°, la composante Pz est réduite à 0 et la traction doit s'opposer au poids et à la traînée (on dit que l'avion est accroché à son

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

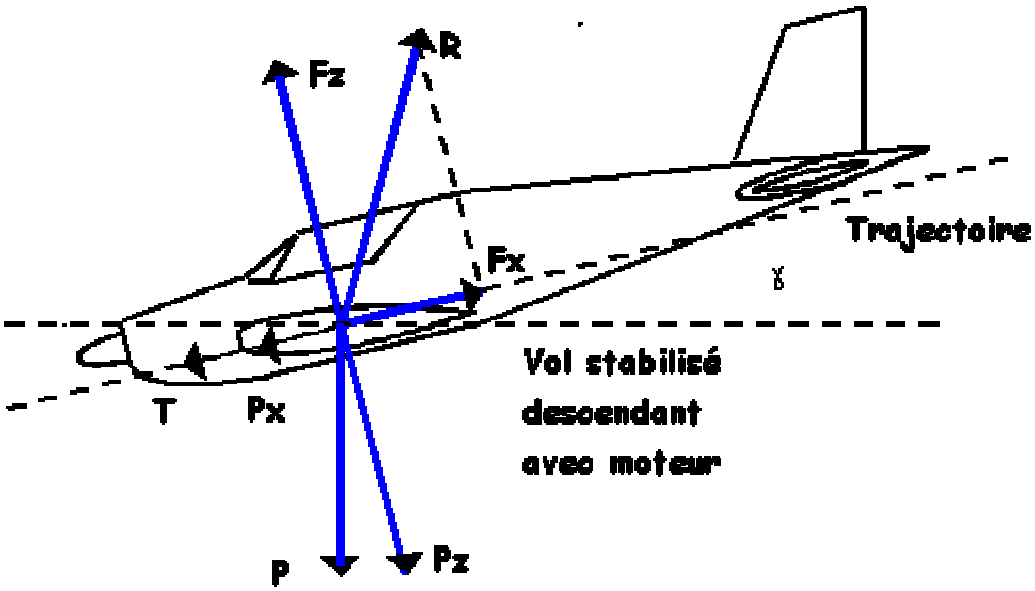
hélice), de plus la composante Fz existe toujours, ce qui entraîne un départ de l'avion .

A vitesse identique, une montée à angle constant demande plus de traction (T propulseur) qu'un vol horizontal , il faut donc augmenter la puissance

III - Descente à angle constant

Dans ce cas, ou la trajectoire est dirigée vers le sol, deux cas peuvent se présenter:

III.1 - Descente avec traction



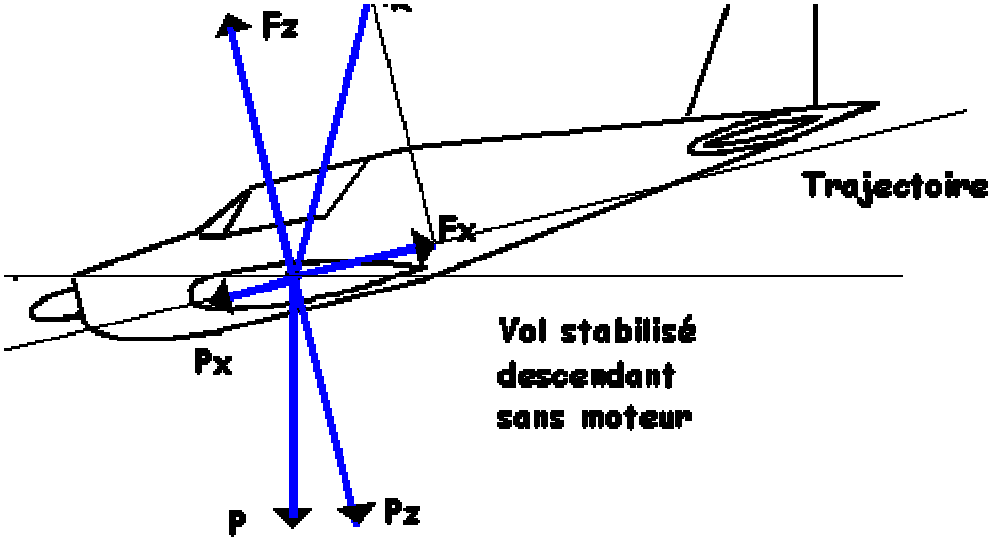
La composante Px s'ajoute à la traction , les équations deviennent alors :

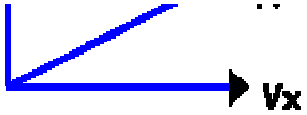
Px = P sin d	Pz = P cos d	T = Fx - P sind

La composante Px s'ajoute à la traction T, ce qui augmente la vitesse, afin de conserver une vitesse stabilisée, il est nécessaire de diminuer la Traction T .

III.2 Descente sans traction *(planée)*

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm





Dans ce cas, ou la traction n'existe plus (cas du planeur ou du moteur coupé) la direction du mouvement est une trajectoire rectiligne inclinée que l'appareil suit en utilisant la force de la pesanteur (Px) comme seule force motrice.

A noter que dans le cas de l'avion avec moteur coupé, l'hélice en ''moulinet'' augmente consi-dérablement la traînée

IV - Décomposition des vitesses

La vitesse d'un avion qui évolue dans trois dimensions peut se décomposer selon l'axe horizontal, on parle alors *de vitesse horizontale Vx* dans l'air et selon l'axe perpendiculaire au sol, on parle alors de *vitesse verticale de montée ou de descente.Vz*

La notion de vitesse verticale de montée est importante lors de la phase qui suit un décollage (risque de collision avec un obstacle élevé), trois types de stratégies coexistent :

La Vz normale préconisée par le constructeur et qui donne le meilleur compromis puissance du moteur, vitesse ascentionnelle, et refroidissement correct du moteur.
La Vz max qui permet d'atteindre une altitude donnée le plus rapidement possible (seule la notion de temps intervient)
La Vz de pente max qui permet l'angle de montée le plus important (franchissement d'obstacle au décollage)

Ne pas confondre Vx et vitesse sol (la vitesse sol est égale Vx augmentée ou diminuée du vent.)

La dernière vitesse Vz importante est la *Vz de taux de chute minimum,*

V - Variation de la vitesse verticale avec l'angle d'incidence

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Comme déja vu dans le chapitre aérodynamique, il existe une relation étroite entre l'angle d'incidence et la vitesse de descente Vz (négatif)

L' Angle de finesse maximum correspond sur la polaire à la tangente du point origine et permet lorsqu'il est adopté comme angle d'incidence (cas de la descente avec ou sans moteur) d'obtenir la finesse (Cz / Cx) maximum.. Cet angle va permettre une distance de plané maximum (cas un planeur ou un avion sans moteur)

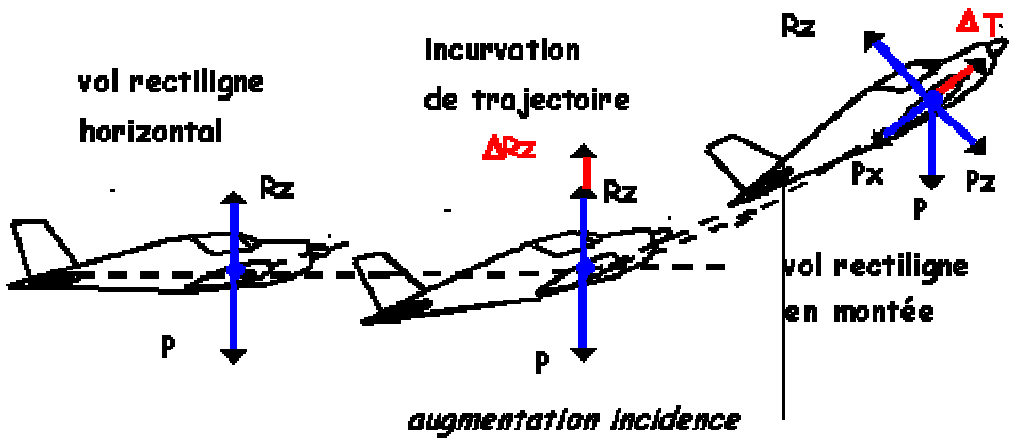
L' Angle de vitesse de chute minimum, pris comme angle d'incidence, permet d'obtenir le taux de chute minimum, et de rester en vol le plus longtemps possible, il est différent du précédent en ce sens qu'il permet une durée maximum de vol alors que l'angle précédent permet une pénétration dans l'air et une distance de vol maximum.

VI - Manoeuvres et pilotage

Ce chapitre particulier, va permettre d'aborder les phases transitoires permettant de passer d'un état à l'autre de l'avion durant le vol.

VI.1 - Mise en montée

Vous êtes en vol rectigne horizontal et vous désirez passer en montée, en restant en ligne droite. Il faut alors créer un déséquilibre momentané au moyen d'une force vers le haut qui ne s'exercera que le temps très cours de la modification de trajectoire (création d'un couple cabreur) et disparaitra ensuite. Cette force déviatrice momentanée sera réalisée en augmentant temporairement la portance de l'avion (augmentation de la RA) d'une valeur D Rz. La résultante des forces appliquées durant la modification de trajectoire se résumera donc à D Rz



PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Pendant cette courte période de transition (c'est une ressource), la portance est supérieure au poids, on nomme alors *facteur de charge (n) le quotient de la portance sur le poids (FZ / P) .*

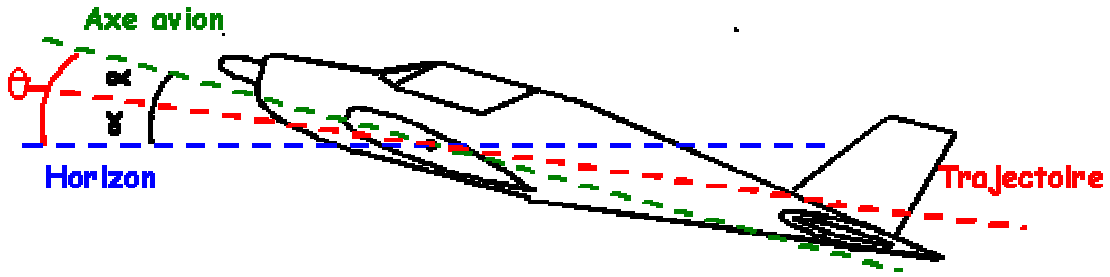
Dans le cas du vol horizontal, le poids est égal à la portance et le facteur de charge est égal à 1. Durant la phase de modification de trajectoire, la portance va être légèrement supérieure au poids, et le facteur de charge sera légèrement supérieur à 1, ce que le pilote sentira sous la forme d'un léger écrasement sur son siège (il subit son poids augmenté de la traction vers le haut).

On démontre que la facteur de charge est égal durant la ressource à :

$$n = 1 + (V^2 / L \times G)$$

ou V est la vitesse, G la pesanteur terrestre et L le rayon de courbure de la trajectoire. La facteur de charge ainsi définit ne correspond pas à la norme, mais n'est que la composante du facteur de charge sur un axe perpendiculaire à la trajectoire et contenu dans le plan de symétrie de l'avion.

Pour réaliser l'augmentation de portance momentanée, vous allez tirer légèrement sur le manche ce qui va provoquer une diminution relative de l'incidence de la gouverne de profondeur, cette diminution d'incidence va provoquer une diminution de portance de cette gouverne provoquant un couple cabreur sur l'avion. Ce couple cabreur entraîne une augmentation de l'incidence de l'avion qui entraîne alors une augmentation de portance.



Visuellement cela va se traduire par un léger déplacement du capot de l'avion vers le haut, on dit alors que l'assiette de l'avion est à cabrer.

L'assiette est l'angle q (teta) entre l'axe avion et l'horizontale

L'angle d est l'angle trajectoire horizon, l'angle a est l'angle d'incidence d'ou q = a + d

En augmentant l'incidence vous avez augmenté la portance , la trajectoire est alors dirigée vers le haut ce qui augmente progressivement l'angle entre la trajectoire et

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

l'horizon. Comme l'assiette est maintenue, l'angle d'incidence diminue progressivement pour retrouver sa valeur initiale.(enfin presque car une partie du poids qui s'opposait à la portance s'est maintenant ajouté à la traînée).

Parti d'une trajectoire horizontale, l'avion se retrouve avec une trajectoire montante, une assiette différente mais une incidence pratiquement identique.

Pour rester sur cette trajectoire montante, il faut assurer l'équilibre des forces, en particulier il faut augmenter la traction afin de contrer la composante verticale du poids qui est apparue.

VI.2 - Mise en descente

Pour passer du vol rectiligne horizontal au vol en descente rectiligne, la méthode et les enchainements sont similaires mais opposés, à savoir :

Diminution de la portance en diminuant l'incidence (couple piqueur par l'incrément de portance de la gouverne de profondeur), assiette à piquer, facteur de charge inverse (plus léger), puis nouvel équilibre des forces en réduisant la traction (phénomène de l'ajout de Px).

NOTA :

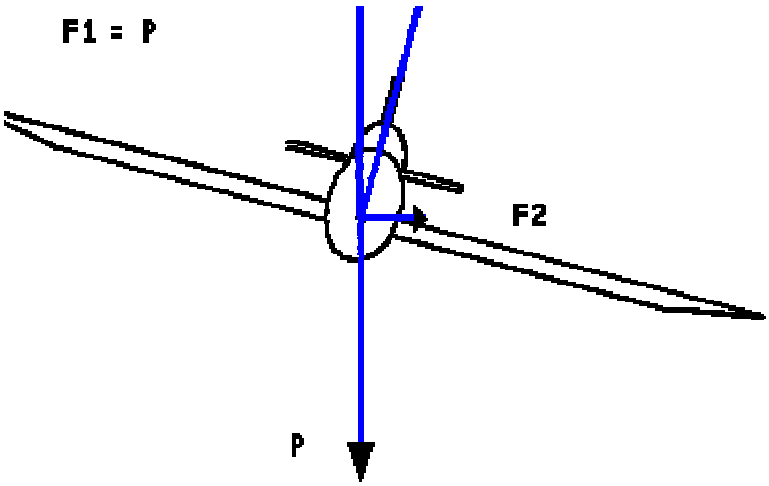
En montée et en descente Fz = Pz = P Cos d , donc Pz est toujours plus petit que P, il diminue lorsque d augmente. On a Fz < P alors qu'en vol rectiligne on a Fz = P. Si tout reste égal par ailleur cela signifie que l'incidence à vitesse donnée est maximale en palier et moindre en descente ou en montée. Ceci peut paraitre logique en descente, et irrationnel en montée. En pratique on vole moins vite en montée qu'en palier ou en descente et l'incidence doit être plus importante pour créer une portance suffisante.

Si l'avion pouvait monter à la verticale, il faudrait que la traction soit égale au poids, et c'est loin d'être les cas, de plus pour éviter une portance qui serai alors nuisible, il faudrait que l'incidence soit nulle et même peut-etre négative.

De même si l'avion est en descente verticale, il faudrait que la traînée équilibre le poids ce qui n'est pas le cas des avions légers (peut être de certains parachutes)

VI.3- Mise en virage

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Le virage stabilisé horizontal est une incurvation permanente de la trajectoire dans le plan horizontal.

Pour faire virer un avion, il faut lui appliquer une force déviatrice vers l'intérieur du virage.

La force déviatrice est obtenue en inclinant l'avion vers l'intérieur du virage, la portance, perpendiculaire au plan des ailes, va s'incliner vers l'intérieur du virage

Sa composante horizontale (F2) devient la force déviatrice nécessaire au virage, F1 < Fz devant équilibrer le poids de l'avion

Lorsque le virage est stabilisé et symétrique, (action correcte sur les palonniers), le poids apparent Pa résultant du poids de l'avion P et de la force centrifuge Fc est contenu dans le plan de symétrie de l'avion fig (1).et opposé à la portance Fz

De plus ce plan de symétrie est tangent à la trajectoire (sans vent). Les filets d'air attaquent les demis ailes de manière perpendiculaire et symétrique. La portance est répartie symétriquement sur les deux demi ailes, le virage est stable.

Le poids apparent Pa de l'avion est plus important que son poids réèl P, la valeur de la vitesse de décrochage augmente en fonction du facteur de charge

$$Vd = V\ lisse \sqrt{x}\ n$$

0° d'inclinaison	=	100 Km /h
30° d'inclinaison	=	100 x 1,07 = 107 Km /h
45° d'inclinaison	=	100 x 1,18 = 118 Km /h
60° d'inclinaison	=	100 x 1,40 = 140 Km /h
75° d'inclinaison	=	100 x 1,90 = 190 Km /h

VI.4 - Le dérapage

CAS DE VIRAGE EXTREMEMENT DANGEREUX surtout a basse vitesse et basse altitude (dernier virage avant atterrissage par exemple).

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

La composante Pa du poids est décalée vers l'extérieur du virage, il s'agit alors d'un dérapage.(action sur le palonnier trop importante du coté du virage), le virage est dit *DERAPE* ou *EXTERIEUR*

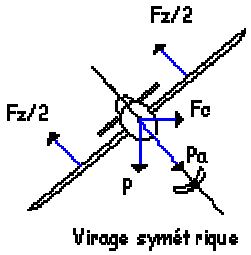


Fig 1

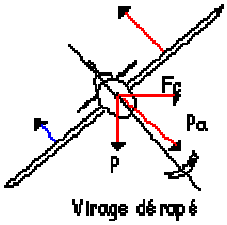


Fig 2

Le poids apparent n'est plus contenu dans le plan de symétrie, il est à l'extérieur du virage (comme la bille (indicateur de direction du poids apparent), de plus il a augmenté par rapport au virage symétrique (fig 2) .

Le plan de symétrie n'est plus tangent à la trajectoire air (sans vent), le nez de l'avion est nettement à l'intérieur de celle çi, ce qui entraîne une attaque oblique des filets d'air sur l'aile extérieure en premier.

La demi aile extérieure au virage subit une portance plus importante ce qui entraîne une tendance supplémentaire à l'inclinaison du virage, et l'avion a une forte tendance à piquer, on dit qu'il s'engage..

D'autre part, l'avion étant en attaque oblique, il présente une traînée plus importante ce qui diminue la vitesse et la portance. L'avion a tendance à chuter et le rayon de virage se réduit de plus en plus.

Il s'agit *d'un équilibre instable*, le mouvement ayant tendance à s'accroitre pour entraîner finalement (si aucune action n'est rapidement engagée) un *décrochage dissymétrique brutal* de la demi aile intérieure et un *départ en vrille* (tout aussi brutal) dans le sens du virage., pour s'en sortir:

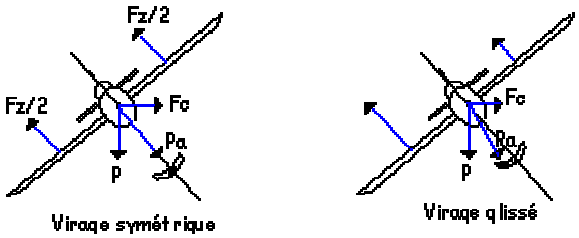
PIED DANS LA BILLE (vers l'extérieur du virage)

MANCHE DANS l'AUTRE SENS (vers l'intérieur du virage)

VI.5- La glissade

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

La composante Pa du poids est décalée vers l'intérieur du virage, il s'agit alors d'une glissade.(action sur le palonnier insuffisante du coté du virage), le virage est dit *DERAPE INTERIEUR* ou *GLISSE*



Le poids apparent Pa n'est pas contenu dans le plan de symétrie, il est à l'intérieur du virage comme la bille et est moins important qu'en virage symétrique à même inclinaison (bille au milieu)

Le plan de symétrie n'est plus tangent à la trajectoire air (sans vent), le nez de l'avion est nettement à l'extérieur de celle çi .

Les filets d'air attaquent obliquement les demi ailes, l'aile intérieure en premier. De ce fait, la demi aile intérieure subit une portance plus importante que la demi aile extérieure masquée par le fuselage, et tend à faire revenir l'avion à l'inclinaison nulle

D'autre part, l'avion étant en attaque oblique il offre une traînée plus importante qui tend à le faire chuter (cette possibilité de chute est exploitée dans une figure particulière dénommée glissade contrôlée, mais très inconfortable pour les passagers).

La vitesse de décrochage est inférieure à celle qui aurait été rencontrée lors d'un virage symétrique à même inclinaison, par contre le décrochage, s'il intervient sera dissymétrique avec départ en vrille sur la demi aile extérieure (aile haute , le départ en vrille s'effectue toujours du coté ou le palonnier domine)

Il s'agit d'un équilibre stable relativement sans danger, mais très inconfortable, l'avion ayant de lui même tendance à revenir à l'inclinaison nulle, pour s'en sortir :

PIED DANS LA BILLE (vers l'intérieur du virage)

MANCHE DANS L'AUTRE SENS (vers l'extérieur du virage)

VI.6 - Approche et atterrissage

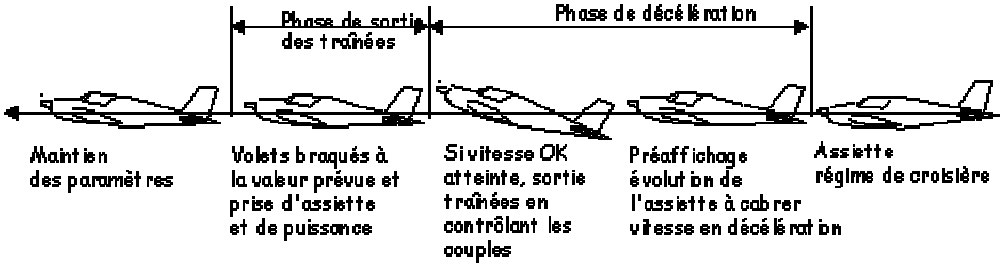
PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Ces deux phases cruciales permettent, l'une après l'autre, le retour de l'avion au sol avec la meilleure sécurité possible.

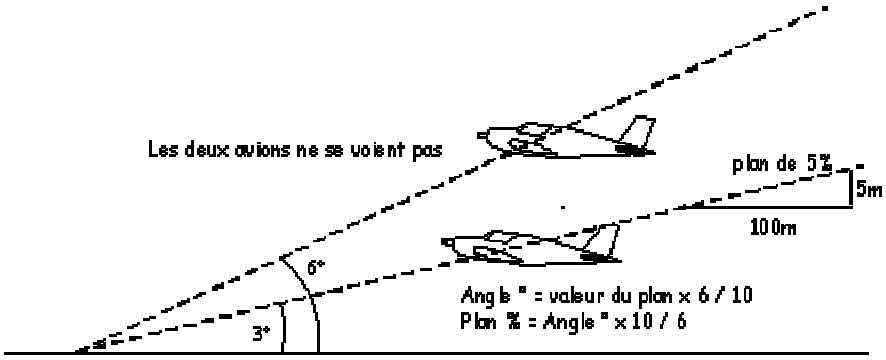
VI.6.1 - Approche initiale et finale

La configuration approche initiale permet de préparer la machine à la phase d'atterrissage par une vitesse qui permet la sortie des éléments de traînée (volets et train d'atterrissage). Cette vitesse doit être compatible avec la sécurité pour permettre un minimum d'évolutions (virages)

Le passage de la vitesse de croisière à la vitesse d'approche initiale (attente) s'effectue en préaffichant une puissance moteur permettant une décélération constante afin de positionner l'avion à son équilibre d'attente



L'approche finale permet de maintenir l'avion dans l'axe de la piste sur un plan de descente de 5% (l'avion descend de 5m par tranche de 100 m), l'angle de ce plan étant alors de 3°. Ce choix a été dicté par des motifs de sécurité, en effet si deux avions utilisent des pentes différentes ils ne peuvent se voir



La vitesse à adopter (au plus bas de l'ordre de 200 ft) doit être stabilisée à 1,3 de la vitesse lisse de décrochage (sécurité) car on a intérêt à approcher l'avion à la vitesse la plus faible possible compatible avec la sécurité (à cette altitude un décrochage est souvent mortel) afin de poser l'avion sans avoir a trop rouler (piste courte ou freinage inefficace). Toutefois se rappeler de la règle :

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

EN APPROCHE LE CONTRÔLE DE LA VITESSE C'EST LA VIE

Ainsi un avion stabilisé en approche finale devra avoir :

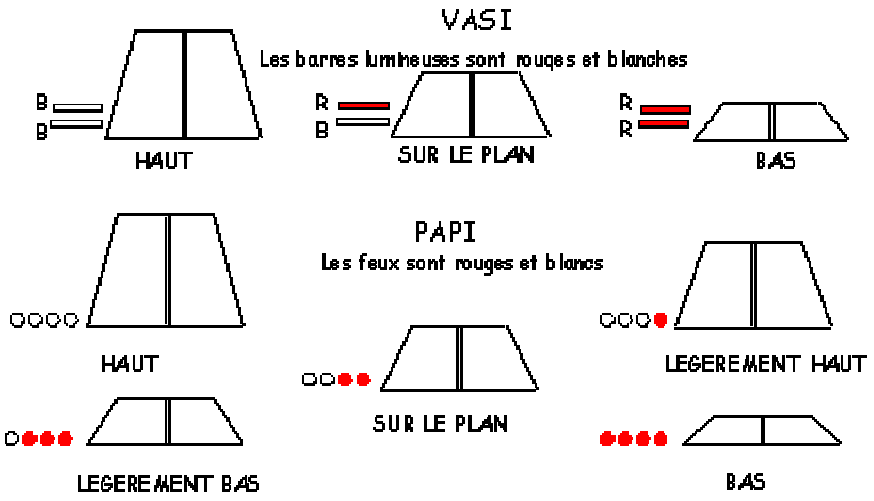
une vitesse constante (jamais moins de 1,3 de la vitesse de décrochage lisse)

une assiette moyenne qui permet de maintenir la trajectoire

une puissance moyenne qui permet d'agir sur la vitesse si celle ci vient à varier

un taux de chute qui permette de maintenir le plan

Lors de l'approche finale, beaucoup de paramètres sont à surveiller, afin d'aider le pilote des dispositifs techniques au sol existent pour vérifier la pente d'approche, il s'agit des systèmes dit PAPI et VASI, dispositifs lumineux situés en bout de piste indiquant la position relative de l'avion par rapport à un plan de descente de 5%.De nombreux modèles existent, nous allons décrire les deux modèles de base.



Ces deux méthodes ne donnent qu'une indication sur le plan de descente, il existe d'autres méthodes (ILS, GCA, etc) qui donnent également des indications sur l'altitude.

Le tableau suivant donne les altitudes à respecter en fonction de la distance à la piste.

distance de 3 nautiques	altitude de 900 ft
distance de 2 nautiques	altitude de 600 ft
distance de 1,5 nautiques	altitude de 500 ft

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

distance de 1 nautiques	altitude de 300 ft
distance de 0.5 nautiques	altitude de 150 ft

Cette évaluation de distance n'est pas très exploitable, aussi il vaut mieux évaluer le taux de chute :controlé au variomètre et qui est fonction de la vitesse sol de l'avion (attention au vent)

Taux de chute en pied / minute = vitesse sol en Kt x Plan

par exemple, sans vent avec une vitesse de 60Kt et un plan de 5%, le taux de chute doit avoir pour valeur : 60 x 5 soit 300ft / mn, alors que pour un vent de face de 20 Kt, la vitesse sol sera alors de 60- 20 soit 40 Kt et le taux de chute devient 40 x 5 soit 200 ft /mn

Pour convertir les Kt en Km /h multiplier les Kt par 2 et enlever 10% exemple 45 Kt donne 90 - 9 soit 81 Km /h

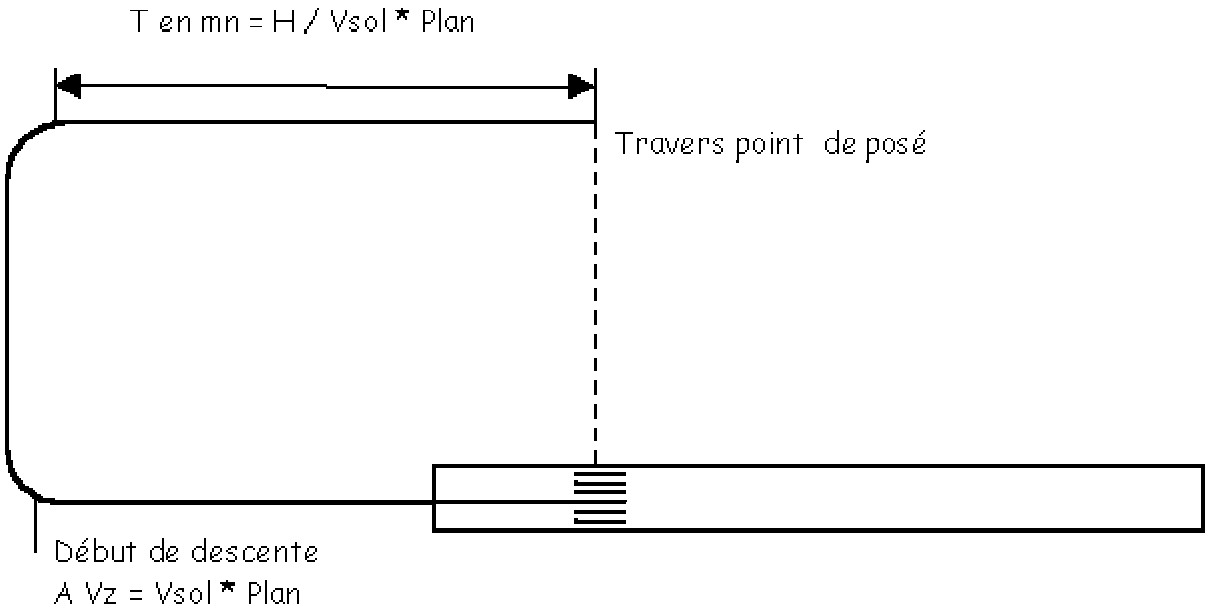
Pour convertir les Km/h en Kt, ajouter 10% et diviser par 2 exemple 68 Km / donne (68 + 6) / 2 soit 37 Km /h

Pour convertir les ft/mn en m/s diviser les ft/mn par 200 et inversement pour convertir les m/s en ft/mn, multiplier les m/s par 200..

Dernier point lors d'une approche finale, si l'atmosphère est agitée (vent et rafales, risque de décrochage) majorer la vitesse au dessus de 10Kt de : (vent /2) + la rafale en ayant comme limite une majoration maximum de 20Kt, par exemple si le vent au sol est de 18Kt avec rafales à 25Kt, il faut majorer la vitesse de : (18)/2 + 7 soit 16 Kt

La méthode générale suivante a pour but d'effectuer la fin du tour de piste (attente, approche et finale) sur un terrain inconnu .mais présente l'inconvénient d'être longue.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



avec Vsol = vitesse sol, T en mn égal hauteur du TDP en ft divisé par le produit Vsol * plan, exemple :

85 Kt e 5% ur de 700 ft	T = 700 /(5 * 85) soit approximativement 1 mn 30 secondes Vz = 85 * 5 soit approximativement 400 ft mn

VI.6.2 - Atterrissage

L'atterrissage est la méthode employée afin d'amener l'avion, à partir d'une faible hauteur, en contact avec le sol avec une vitesse verticale la plus faible possible, puis de l'arrêter sur une distance minimum compatible avec la sécurité (*l'art et la manière d'emplafonner la terre avec le moins de dégats*)

Deux types d'atterrissage sont à décrire, l'atterrissage avec un train classique (roulette de queue) et l'atterrissage avec un train tricycle.

Quelque soit le type d'avion, l'atterrissage s'effectue toujours vent de face ou au maximum à 90° sur le travers.

VI.6.2.1 - Atterrissage train tricyle

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

L'atterrissage se déroule en cinq étapes principales :

L'approche finale ou la vitesse doit être maintenue à 1,3 de la vitesse de décrochage lisse

L'arrondi qui consiste à transformer la descente en une trajectoire parallèle au sol. L'instant propice pour effectuer cette manoeuvre ne peut s'expliquer par écrit ni même par oral, il s'agit de feeling pur. Certains pilotes ne savent pas quand arrondir, d'autre le sentent, mais aucun ne peut l'expliquer (à travailler avec un instructeur en vol)

Le palier de décélération dont la hauteur est fonction du type d'avion et peut se situer de 1 à 2 m au dessus du sol. L'arrondi étant effectué, la puissance totalement réduite, pour ralentir en restant parallèle au sol il faut progressivement cabrer l'avion pour augmenter l'incidence au fur et à mesure que la vitesse diminue afin d'amener l'avion à l'enfoncement dans une bonne position.(Il faut porter le regard loin en avant pour maintenir cette phase)

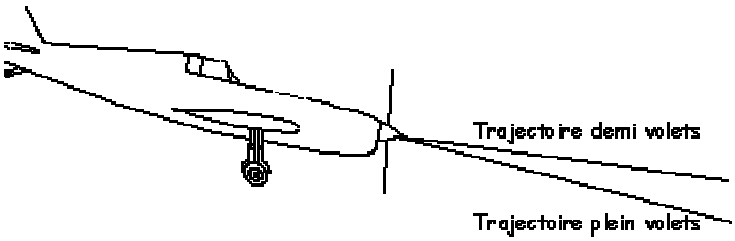
La vitesse d'approche 1,3Vs est importante pour cette phase, car trop rapide le palier de décélération risque d'être trop long (limite de longueur de piste), trop lente le palier sera trop cours et la variation d'assiette trop rapide (risque de décrochage)

Enfoncement et posé A la fin de la décélération l'attitude de l'avion devra être cabrée de façon à poser le train principal en premier (problème de structure et de résistance), la béquille arrière près du sol afin que la vitesse soit réduite au minimum possible. L'avion va alors s'enfoncer doucement et durant cette phase il faut maintenir l'assiette. Durant l'enfoncement l'avion est à grande incidence , phase qui précède le décrochage, avec une bonne marge puisque l'incidence d'atterrissage est rarement supérieure à 10°. A l'issue de l'enfoncement va intervenir le posé ou prise de contact du train principal avec le sol.

Le roulage d'abord sur le train principal (freinage aérodynamique) puis selon les indications du manuel de vol, poser la roulette de nez. Une fois la roulette posée il est possible d'utiliser le système de freinage sol si la longueur de piste le demande, le contrôle d'axe s'effectuant aux palonniers (assez fermement).

Durant la phase de décélération, ne pas trop utiliser les palonniers car l'avion pourrait se poser de travers.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



VI.6.2.2 - Atterrissage train classique

La technique d'atterrissage d'un avion à train classique ne diffère pas de celle d'un avion à train tricycle jusqu'au contact sol car il faut poser ce type d'avion '' *trois points* '', c'est à dire que le train principal et la roulette de queue soient posés en même temps pour éviter de rebondir.

Par contre ce genre d'appareil présente la particularité d'être extrêmement sensible lors du roulage et il faut être vigilant tant que l'appareil n'a pas atteint une vitesse faible.

VI.6.2.3 - L'influence des volets lors de l'atterrissage

La décélération depuis la vitesse de croisière jusqu'à la vitesse de sortie des traînées (vitesse d'attente) permet de sortir entre autre les volets. Ceux ci possèdent en général plusieurs positions , il est alors intéressant de ne sortir que la première partie de ceux ci. En effet, la sortie des pleins volets lors de l'atterrissage final permettra de diminuer encore la vitesse de posé. De plus une traînée est toujours facile à sortir mais beaucoup plus difficile à rentrer car il faut alors respecter une vitesse minimum. La sortie des volets accroit la portance, leur *rentrée diminue cette portance*

La seconde influence des volets est le couple qui peut être cabreur ou piqueur selon le type d'avion.

Enfin le taux de chute volets plein sortis sera toujours plus grand que volets sortis à demi.

VI.6.2.4 - La décision d'atterrissage

En approche finale, juste avant l'atterrissage (au alentours de 300 ft), l'avion doit être aligné sur l'axe de la piste, la piste doit être libre (radio), les paramètres de l'avion bien établis et stabilisés soit :

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Volet braqués à demi position
Moteur ajusté pour la vitesse requise
Taux de chute stable
Avion horizontal
Train sorti

L'un de ces paramètres peut ne pas être correct ou bien une brusque rafale de vent déporte l'avion etc.

Le passage de l'approche finale à la phase d'arrondi dépend en fait de ces paramètres, et on peut être certain que si l'un d'eux n'est pas correct, l'atterrissage risque d'être acrobatique.

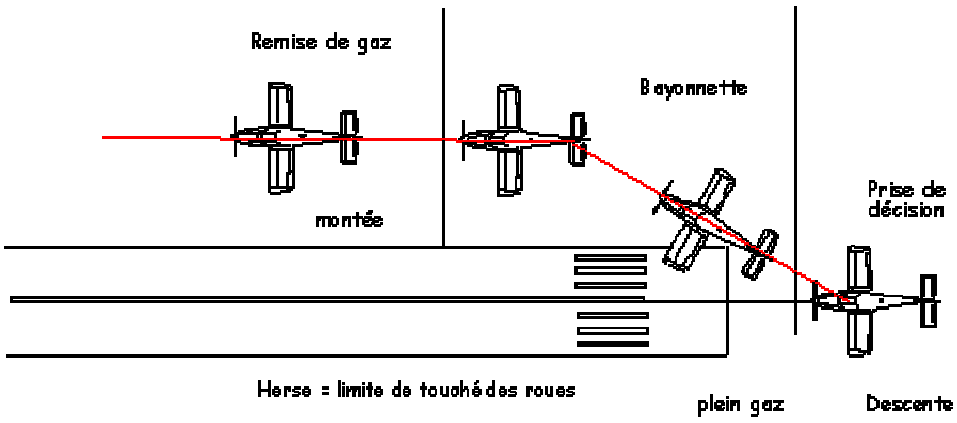
Une phase importante dans la tête du pilote est alors la prise de décision :

ATTERRISSAGE ou REMISE DE GAZ

La remise de gaz consiste à rompre la descente en mettant les gaz afin de reprendre une pente montante, puis éviter de suivre une trajectoire survolant la piste (bayonnette d'évitement.)

L'atterrissage consiste à poursuivre la descente , peut-être en sortant les plein volets jusqu'au touché final.

LES VOLETS PLEIN SORTIS = REMISE DE GAZ DIFFICILE.



VI.7- Décollage et montée initiale

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Le décollage et la montée initiale consistent à mettre l'avion en vol, avec une vitesse et une altitude de sécurité suffisantes, pour se dégager du sol le plus rapidement possible. Ces processus diffèrent selon qu'il s'agit d'un appareil à train classique ou d'un appareil à train tricycle.

VI.7.1 - Décollage et montée initiale tricycle

Après avoir effectué les vérifications et assuré la sécurité, les phases sont les suivantes:

Alignement de l'avion sur l'axe de la piste, roulette de nez bien droite.

Mise en puissance (roulage) progressive et à fond afin de prendre de la vitesse. La traction doit vaincre l'inertie de l'appareil, le frottement des roues et la traînée qui s'accroit en fonction de la vitesse.

Décollage ou Rotation (dès que la vitesse préconisée est atteinte), elle s'effectue dès que la vitesse permet une portance légèrement supérieure au poids de l'avion, l'angle d'incidence augmente, la traînée également, la vitesse diminue il y a risque de décrochage (attention aux effets de sol)

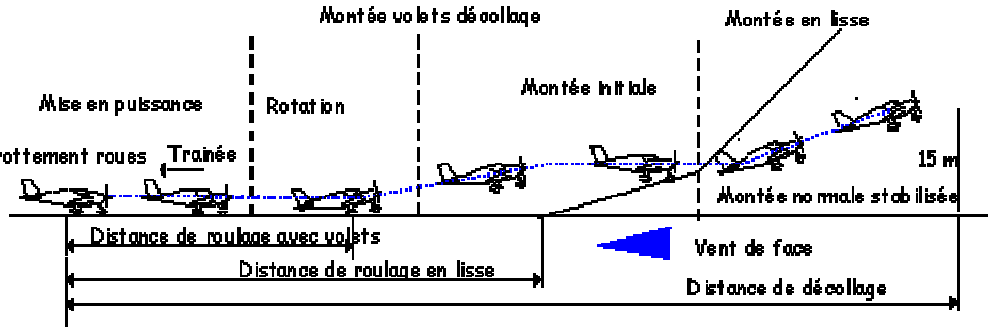
Montée initiale, durant cette phase l'assiette de montée initiale est maintenue ou légèrement diminuée jusqu'à l'obtention de la vitesse de montée stabilisée, c'est une phase d'accélération ou la traînée diminue, il n'y a plus de contact des roues sur le sol, la vitesse augmente

Montée normale est effectuée lorsque la vitesse de montée normale de sécurité est stabilisée et peut s'effectuer selon trois configurations (pente max, Vz max ou normale)

La Distance de décollage est définie comme étant la distance nécessaire à un avion pour passer à 15m d'altitude au décollage.

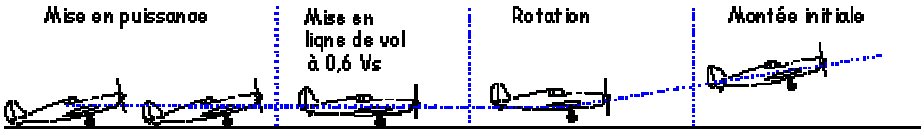
La Distance de roulage est définie comme la distance entre la mise l'arrêt et la rotation.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

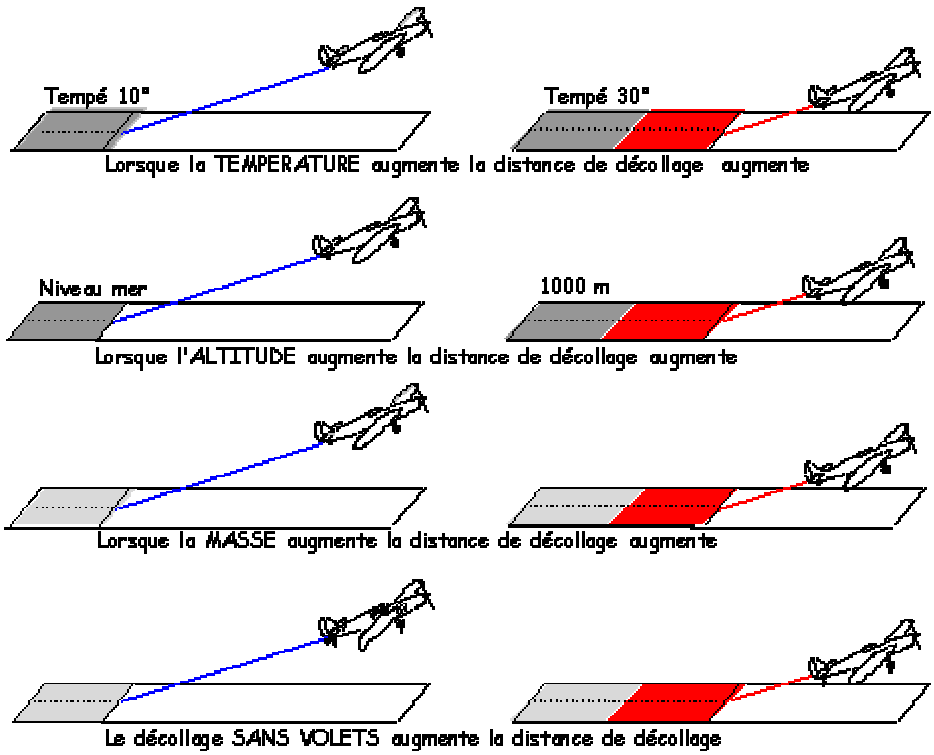


VI.7.2 - Décollage et montée initiale classique

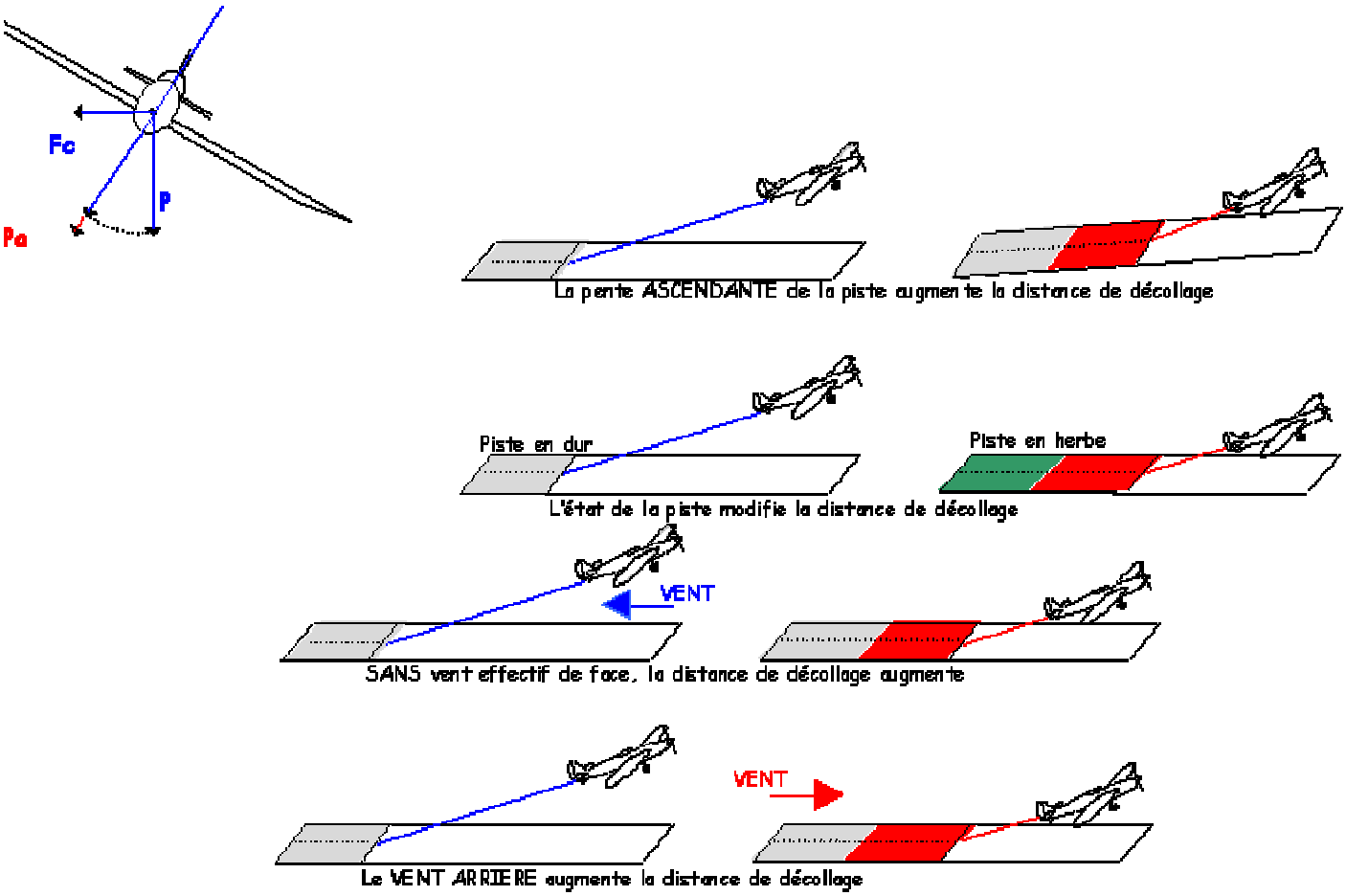
Sur un appareil de ce type, le processus de base reste identique , il diffère après la mise en puissance car il faut assurer la Mise en ligne de vol (diminution de traînée) dès que la vitesse est au moins égale à 0,6 V décrochage afin de diminuer la traînée et d'assurer l'efficacité des gouvernes



VI.7.3 - Les paramètres influant sur le décollage



PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



VI.8 - Facteur de charge

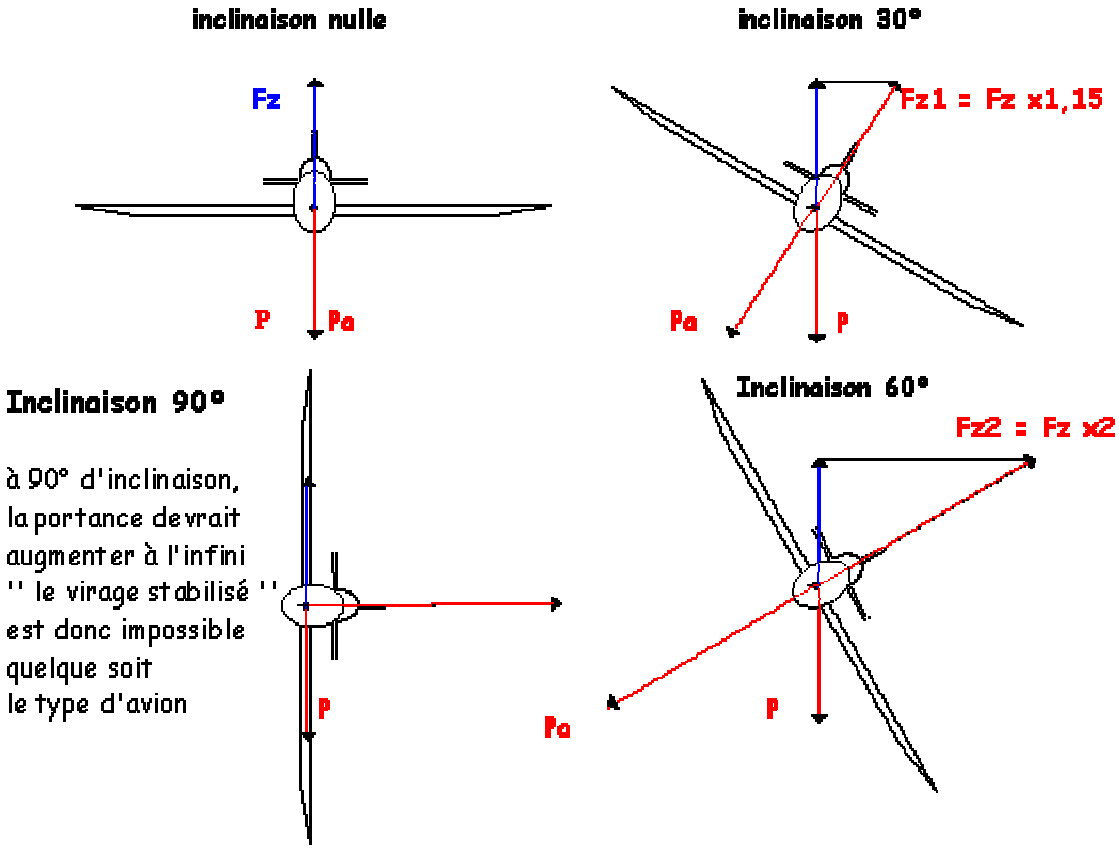
Sous certaines configurations de vol, un avion peut subir des augmentations de charge et donc des augmentations de contraintes au niveau de sa résistance structurale.

Le poids P est toujours dirigé vers le bas, alors que la portance est toujours perpendiculaire à l'aile. En virage s'ajoute alors la force centrifuge Fc qui permet de composer les forces (Fc et P) pour donner le poids apparent Pa. Ce poids apparent, opposé à la portance est plus grand que le poids réel P. En virage la portance doit donc augmenter . Le poids apparent Pa est d'autant plus grand que le virage est incliné

La relation entre le poids de l'avion et le poids apparent se nomme

facteur de charge

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Le facteur de charge étant lié à l'inclinaison, il augmente avec celle çi et est donné par la formule :

Facteur de charge = n = 1/ (cosinus de l'inclinaison),

l'inclinaison est l'angle entre P et Pa

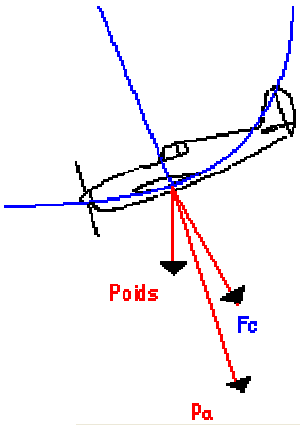
Le cosinus est donné par la formule empirique *sinus = (angle x 0.01 ° + 0.2) et cosinus = 1,3 - sinus*

A partir de cette formule, il est possible de connaître le poids apparent d'un avion ou de son pilote. Ainsi un pilote de 60 Kg aura un poids apparent de 69 Kg à 30° d'inclinaison et de 120 Kg à 60°.

A 60°, le Pat double, et l'aile devra le porter. Le Pa ne peut augmenter indéfiniment car il met en cause la résistance structurelle de l'avion. Les avions sont classés en trois catégories :

Catégorie normale	*N*	*facteur de charge limite*	*+/- 3,8*
Catégorie utilitaire	*U*	*facteur de charge limite*	*+/- 4,4*

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Catégorie acrobatique	*A*	*facteur de charge limite*	*+/- 6*

Le même avion peut appartenir à deux catégories, exemple catégorie N lorsqu'il est chargé avec réservoir plein et devenir catégorie U avec moins de passagers et réservoirs demi plein

Remarques importantes :

Pour un avion catégorie N , l'inclinaison limite en virage est de 75°, au delà l'aile risque de casser. A 60° d'inclinaison (ce qui est exceptionnel) on est loin de la limite (cas des avions de voyage)

On peut obtenir des facteurs de charge importants en effectuant une ressource et dans ce cas il est difficile de connaître le facteur de charge subi, sauf à utiliser un accéléromètre, donc prudence dans ce genre d'évolution

Par temps turbulent une rafale verticale peut également augmenter le facteur de charge et il faut voler avec une vitesse pas trop faible pour éviter le décrochage et pas trop forte pour ne pas dépasser la vitesse maxi en atmosphère perturbée.

Les facteurs de charge peuvent être négatif lorsque l'avion évolue sur le dos ou si le pilote pousse fortement sur le manche. Prudence car la résistance structurelle est moins importante en vol inversé

VI.9 - Influence du facteur de charge sur le décrochage

Dès que le facteur de charge devient supérieur à 1, lors d'une ressource ou d'un virage, cela signifie que la portance a augmenté. Au point de vue de la vitesse de décrochage, tout se passe comme si votre avion était resté à l'horizontale mais avec un poids qui aurait augmenté. *La vitesse de décrochage augmente avec le facteur de charge*.

Sous facteur de charge n, l'équation de sustentation peut s'écrire :

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

$n P = Rz$, ou encore $n mg = 1/2\ r\ V^2\ S\ Cz$,
ce qui peut s'exprimer comme :
$V = ((2\ n\ mg) / (r\ S\ Cz))^{1/2}$

La vitesse de décrochage est donc fonction de :

eur de charge	augmente avec la racine carré du facteur de charge
s de l'appareil	augmente avec la racine carré du poids
se volumique de l'air	diminue avec la racine carré de la masse volumique de l'air
ace de l'aile	diminue avec la racine carré de la surface de l'aile
ficient de portance	diminue avec la racine carré du coefficient de portance

Un avion décrochant en lisse et en vol horizontal à 90 Km/h par exemple verra sa vitesse de décrochage portée à 127 Km/h à 60° d'inclinaison , ce qui est le cas des avions de voyage courant

VI.10- Le rayon du virage

Le rayon du virage effectué par l'avion est fonction de l'inclinaison, et également fonction de la vitesse de l'avion, on calcule qu'il est égal à

$$r = (\cot g\ j\ V^2) / g$$

avec j angle d'inclinaison, V vitesse de l'avion. Ainsi un avion à 45° d'inclinaison aura un rayon de virage de 140 m à 72 Kt et de 390 m à 120 Kt

VI.11 - Accélération et décélération

Nous avons étudiés le cas du vol en ligne droite, en virage en montée et en descente mais avec à chaque fois une vitesse constante, que va - t il se passer si l'on désire faire varier la vitesse de l'avion, c'est à dire accélérer ou décélérer

Pour simplifier, nous n'envisagerons que les cas en vol rectiligne horizontal, dans ce cas précis il faut cependant noter que l'incidence est égale à l'assiette car il n'existe

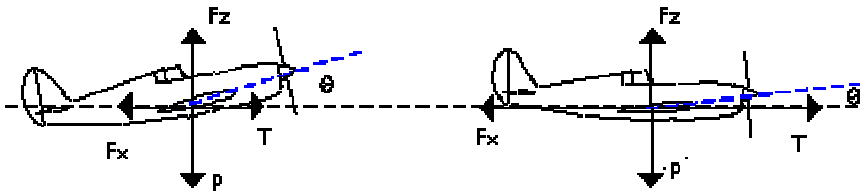
PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

pas de composante angulaire entre l'horizontal et la trajectoire. Le raisonnement resterait le même en cas de montée ou de descente.

En palier, l'équilibre des forces lors du vol est tel que : Rx = T et Rz = P, pour accélérer il suffit alors d'augmenter T afin de rompre l'équilibre et d'obtenir une résultante des forces dirigée vers l'avant.(plus de gaz)

La vitesse va augmenter, et la *traînée également* jusqu'à trouver un nouvel équilibre avec une nouvelle vitesse supérieure et constante.

La portance va augmenter également et provoquer une déviation de trajectoire vers le haut, déviation qu'il faudra contrer par une diminution de l'incidence obtenue par une légère action sur le manche vers l'avant (assiette à piquer).



Pour décélérer, il faudra procéder de la même manière, les effets étant alors inversés (diminution de puissance et diminution de traînée jusqu'à l'équilibre; diminution de portance contrée par une augmentation d'incidence , assiette à cabrer.)

La vitesse maximum en palier sera alors obtenue lorsque la puissance sera affichée et la vitesse minimale lorsque l'incidence de Cz maximal sera atteinte.

Toutes les actions d'accélération et de décélération sont effectuées par *préaffichage* (affichage de la puissance moteur permettant d'obtenir la vitesse et l'équilibre désiré).

VI.12- Hypersustentation

Le degré de sécurité d'un avion se mesure généralement par son aptitude à voler à basse vitesse (atterrissage et décollage court). Le principe d'abaissement de la vitesse de décrochage est relativement simple, il suffit d'augmenter la surface de l'aile ou sa courbure. (formule de la portance V, S,ro, Cz).

En agrandissant la surface de l'aile on accroit la portance de manière évidente, par contre en cambrant l'aile par des dispositifs hypersustentateurs, on modifie

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

l'écoulement du flux d'air en le déportant vers le bas et ainsi on accroit le Cz et également le Cx

VI.13 - Différents types de systèmes hypersustentateurs de bord de fuite

VI.13.1 - Les volets normaux

Les plus simples et également les plus efficaces , une portion complète du bord de fuite est déployée vers le bas en augmentant ainsi la courbure de l'aile.

(avions légers de type DR400, Piper Warrior, Beech Bonanza)

VI.13.2 - Les volets d'intrados

Le volet d'intrados consiste en une plaque plate se déployant de l'intrados au niveau du bord de fuite. Il génère un peu plus de portance qu'un volet standard.

L'un des ses défauts majeur est qu'il génère également une forte traînée même pour de faibles déplacements, en effet seul le flux d'air de l'intrados est dévié alors que le flux d'air sur l'extrados reste stable. Cette perturbation entraîne une divergence de flux au niveau du bord de fuite et la création d'une turbulence de sillage. Cependant ces types de volets sont idéaux pour des ailes fines hautes performances disposant de peu de places pour loger les mécanismes liés aux manoeuvres des volets (Spitfire, Cessna 310). Avec un appareil équipé de ce genre de volets, il faut le soutenir au moteur durant l'atterrissage.

VI.13.3 - Les volets à simple fente

Similaires aux volets standard, il se forme, lors de leur sortie une fente de largeur calculée, entre le bord de fuite de l'aile et le bord d'attaque du volet.

Cette fente permet à l'air sous haute pression de l'intrados de s'engouffrer pour accroitre le flux passant sur l'extrados du volet. Cette technique permet d'augmenter considérablement la portance aux grandes incidences. Les effets cumulés de fente, de l'accroissement de la courbure de l'aile, et de l'augmentation de surface de l'aile permettent à ces volets de générer une portance plus importante que pour des volets standards ou d'intrados.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

VI.13.4 - Le volet à fentes multiples

Ce volet est une amélioration du volet à fente unique. A mesure que le volet se déploie, une sorte de petite aile, ou déflecteur vient se positionner entre le bord de fuite de l'aile et le bord d'attaque du volet.

Le déflecteur possède deux fonctions, il crée une seconde fente et de part sa forme il dirige le flux d'air avec une grande efficacité. Ce type de volet à double fente est une méthode exceptionnelle pour augmenter la portance à cause de la complexité mécanique liée à sa cynématique. Il est cependant utilisé sur les gros porteurs de type Boeing707 et dans sa version à double déflecteur soit triple fente sur les Boeing727.

VI.13.5 - Les volets de type Fowler

Les volets Fowler sont les dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite les plus efficace mais sont complexes et chers.

Lorsque le volet est rétracté il fait partie intégrante de l'aile et se déploie en deux étapes.

Lors de l'étape une, il commence par reculer exactement dans le prolongement de l'aile pour en augmenter la corde et la surface, ce qui permet l'accroissement de portance maximal par rapport à l'accroissement de traînée (cette première étape suffit en général pour les phases de décollage).

Lors de la seconde étape, le volet est dévié vers le bas ce qui a pour effet d'accroitre la courbure de l'aile et donc la portance.

En position totalement sortie, le volet Fowler génère plus de portance et moins de traînée qu'un volet à fente de taille similaire. Du fait de son cout et de sa complexité, ce type de volets n'est pas utilisé sur les avions léger.

VI.14- Différents types de systèmes hypersustentateurs de bord d'attaque

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Bien que plus récents que les dispositifs de bords de fuite, les dispositifs de bord d'attaque initialement montés sur les gros porteurs, sont apparus sur les avions légers.

VI.14.1 - Les volets Krueger

Les volets Krueger consistent en une plaque placée au raz du bord d'attaque à l'intrados.

Lorsque cette plaque est déployée, la cambrure de l'aile augmente repoussant ainsi une partie de l'air passant sous l'intrados vers l'extrados

Cette déviation de l'air a pour conséquence d'augmenter la portance et donc de diminuer la vitesse de décrochage.

Ce bec de bord d'attaque est pratiquement toujours déployé simultanément avec les volets de bord de fuite et ne possède pas de position intermédiaire (sorti ou rentré)

Il peut s'étendre sur toute la longueur de l'aile ou être limité à une partie de l'aile, généralement l'emplanture de l'aile.

VI.14.2 - Les becs de bord d'attaque basculant

Ces becs en pivotant le bord d'attaque, augmentent la courbure de l'aile aux grands angles.

Cette augmentation permet aux flux d'air en amont d'infléchir progressivement leur trajectoire afin de s'écouler plus doucement sur l'extrados.

VI.14.3 - Le bec de bord d'attaque

Le bec de bord d'attaque est une petite aile auxiliaire placée au raz du bord d'attaque.

Lorsqu'il est déployé, le bec ouvre une fente ayant essentiellement les mêmes fonctions que les fentes du bord de fuite, canaliser l'air sous pression de l'intrados

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

vers l'extrados pour reculer le décrochage et augmenter la portance. Cependant, étant donné que le bec est une surface portante, il vient s'ajouter à la surface de l'aile donnant une meilleure portance aux grands angles. Les becs du Hélio-Courier sont si efficaces, qu'ils génèrent à eux seul la majeure partie de la portance aux faibles vitesses. Le Rallye profite également de cette technique et possède un décrochage extrêmement doux

VI.14.4 - Les fentes fixes

La notion d'aile à fente n'est pas nouvelle, c'est seulement la fente de bord d'attaque qui est une innovation récente.

Un avion de type Stinson-Voyager ou Globe-Swift possède une fente fixe d'environ 60cm de long sur la partie extérieure du bord d'attaque de chaque aile

Les fentes fixes retardent le décrochage et du fait de leur position en avant des ailerons augmentent la manoeuvrabilité en roulis aux faibles vitesses. Elles ne sont cependant pas adaptées aux avions modernes car elles deviennent pénalisantes dès que la vitesse s'élève.

Ne pas oublier les consignes suivantes :

Roulage et essais moteur volet rentré (projection de boue et de gravier)

Eviter le roulage dans les flaques d'eau par temps de gel (givrage des commandes de volet)

Après décollage ne rentrer les volets q'une fois l'effet de sol inactif et la vitesse supérieure à la vitesse de décrochage volets rentrés (bas de l'arc vert)

Attention au couple piqueur lors de la rentrée et de la sortie des volets

En cas de fort vent, ne les déployer que partiellement,

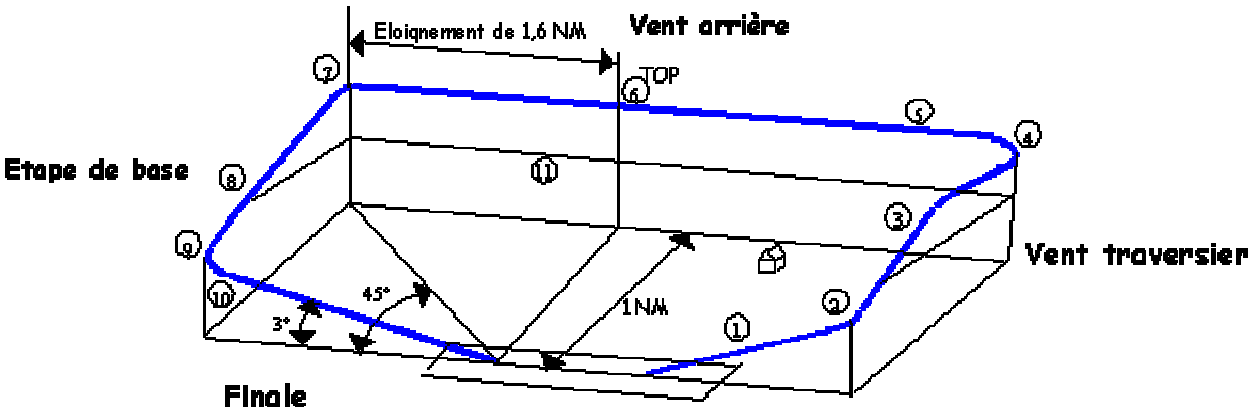
Facteur de charge autorisé plus faible avec volets sortis

Ne sortir complètement les volets que lorsque l'atterrissage est certain (PB de remise de gaz)

VI.15 - Tour de piste

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

L'une des manoeuvres importante en apprentissage aérien est le tour de piste, ou entraînement au décollage et atterrissage. Cette manipulation comporte de plus tous les éléments étudiés, le décollage, la montée initiale, atteindre l'altitude de croisière, la décélération , la mise en descente, l'approche finale et l'atterrissage ainsi que les mises en virage de l'aéronef. Un tour de piste se décompose comme suit :



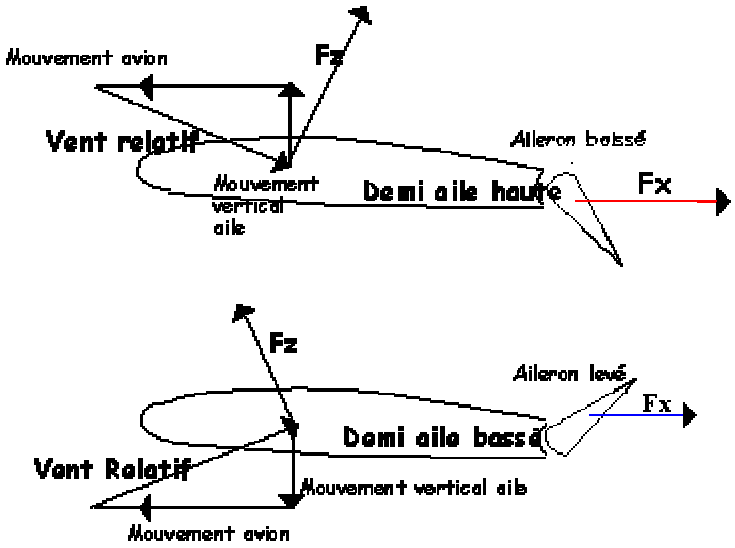
VI.16 - Le lacet inverses

Le braquage des ailerons permet d'incliner l'avion, et de virer. *Aileron baissé à l'extérieur du virage, Aileron levé à l'intérieur du virage*. Il se crée alors un déséquilibre entre les résultantes aérodynamique des deux demi ailes, déséquilibre qui entraîne une différence de portance utile à la mise en virage mais également un déséquilibre de traînée provoquant le lacet inverse qui tend à faire pivoter le nez de l'avion du coté opposé au sens du roulis.

De plus, l'aile baisse rencontre un vent relatif provenant de l'avant et d'en bas (mouvement avant et vers le bas) La portance étant toujours perpendiculaire au vent relatif sera donc orientée vers l'avant, et tire l'aile vers l'avant de même mais en inverse pour l'aile haute (vent relatif avant et en haut) Ce nouveau déséquilibre tend à augmenter le lacet inverse (la demi aile basse est tirée vers l'avant et la demi aile haute est tirée vers l'arrière.)

Ces phénomènes de lacet inverse sont contrés par l'application d'un mouvement de lacet sur le palonnier.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



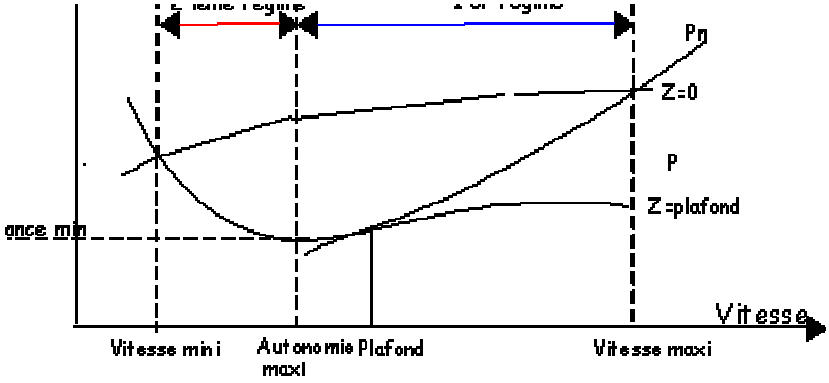
VII - Définition des vitesses importantes

Ces différentes vitesses, critiques pour l'avion ou la sécurité, seront reprises dans le chapitre instrumentation.

'itesse Indiquée	Vitesse lue sur l'indicateur de vitesse de l'avion
'itesse Propre	Vitesse réelle par rapport au sol
'itesse Stall	Vitesse de décrochage en configuration lisse
'itesse Normal Opération	Vitesse limite en atmosphère agitée
'itesse Never Exed	Vitesse à ne jamais dépasser
'itesse Stall Off	Vitesse de décrochage avec volets (il existe 1 et 2)
'itesse Flap Extend	Vitesse max d'utilisation des volets
	Vitesse d'atterrissage
	Vitesse d'approche finale
	Vitesse de sécurité pour vitage à 30°

VIII - Puissance nécessaire au vol

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



Il peut être intéressant s'essayer d'optimiser le vol, c'est à dire obtenir le meilleur résultat au moindre coût et dans le minimum de temps.

Pour un poids donné, la traction minimale (pour maintenir un vol constant) sera obtenue lorsque la finesse sera maximale. La finesse maximale étant obtenue à l'incidence ou le rapport Cz / Cx est maximal, cette incidence est lue sur la polaire au point de contact de la droite issue de l'origine et tangente à la polaire.

Comme en vol rectiligne stabilisé, à une incidence donnée correspond une vitesse précise, il suffit de voler à cette vitesse pour trouver la bonne incidence. (cette vitesse est indiquée dans le manuel de vol)

Pour des vitesses de vol usuelles, la puissance fournie par le moteur peut facilement être déterminée à partir du régime moteur pour un avion à calage fixe et à partir de la pression d'admission et l'angle de calage pour une hélice à pas variable (voir hélice), la puissance sera exprimée en pourcentage de la puissance maximale.

La puissance maximale utilisable (Pu) ne varie que légèrement avec la vitesse, mais varie de manière importante avec l'altitude (sans turbo compresseur, elle diminue lorsque l'altitude augmente)

On démontre que la puissance nécessaire au vol varie avec le cube de la vitesse suivant la formule et la courbe suivante : $Pn = Rx * V = 1/2\ r\ V^3\ S\ Cx$

Les courbes Z=0 et Z= plafond donnent les puissances maximales disponibles en basse et haute altitude.

Le vol en palier à une altitude donnée n'est possible que si la puissance utile disponible Pu est supérieure à Pn.

En considérant la courbe, le vol n'est possible qu'entre Vmin et Vmax. Le vol à puissance minimale est déterminé par le point bas de la courbe, et est différent du vol à traction minimale (vitesse minimale) , le premier correspond à la consommation horaire minimale (autonomie maximale) et le second à la consommation kilométrique minimale (rayon d'action maximal).

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

Considérons le point de vol à la puissance minimale, au dessus le vol se passe en premier régime, et en dessous en second régime.

Au premier régime, la vitesse est stable, en effet si pour une raison quelconque elle diminue momentanément la puissance disponible devient supérieure à la puissance nécessaire au vol et l'avion va reprendre sa vitesse si le palier est maintenu.

Au second régime, la vitesse est instable , en effet dans un cas de diminution de vitesse, la puissance disponible devient insuffisante et l'avion va continuer à ralentir . Très vite il faut augmenter la puissance (mise de gaz) jusqu'à la butée puis ensuite la seule solution pour éviter la chute de vitesse (décrochage) va être la perte d'altitude et le danger d'évoluer à basse altitude.

Si l'on considère la courbe du faisceau Pu tangente à la courbe Pn, on obtient un point qui correspond au plafond de l'avion (une seule vitesse permet de l'atteindre)

La consommation kilométrique minimale est la plus faible valeur du rapport (puissance / vitesse) qui est précisément égal à la traction et sera donc obtenue à la vitesse de traction minimale ou de finesse maximale. Ce point correspond à la tangente à la courbe, tangente issue de l'origine, c'est également le point d'autonomie maximale.

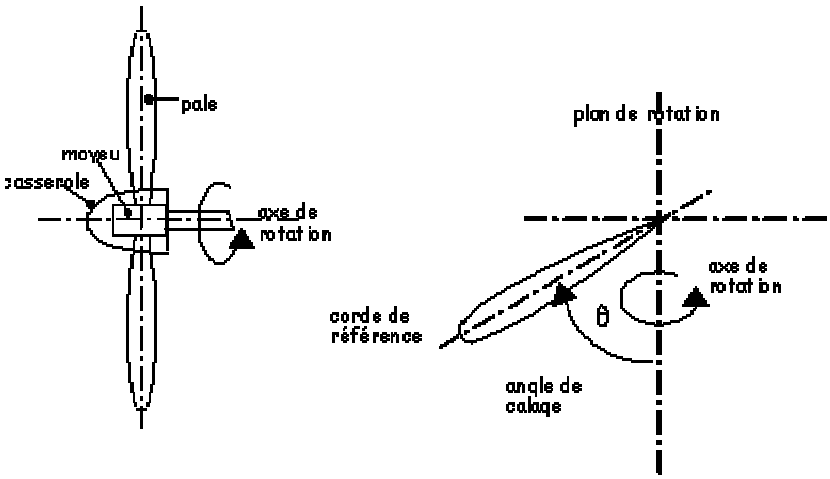
Enfin la différence Pu-Pn correspond à la marge de puissance . A la vitesse ou cette différence est maximale, sera obtenue la vitesse ascentionnelle maximale (Vz max)

En pratique, les vitesses importantes sont :

Vz max	Maximum de réserve de puissance
V max	100 % de la puissance
V autonmie maximale	50 % de la puissance
V croisière	75 % de la puissance

IX - Hélice

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



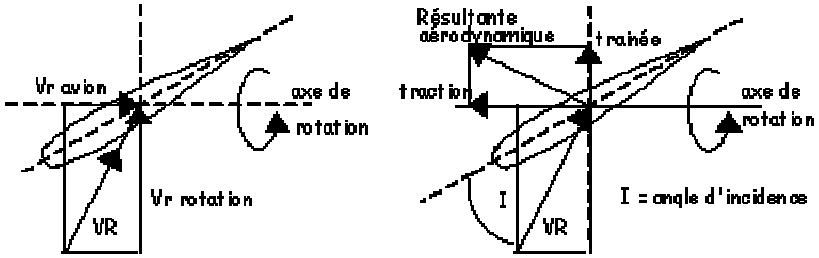
L'hélice constitue l'organe permettant d'utiliser au mieux la puissance disponible et ainsi d'assurer la traction, et est constituée d'un moyeu centré sur l'axe de rotation et protégé par un carénage dénommé casserole. Sur ce moyeu sont fixées des pales identiques (2, 3 ou 4) formant entre elles des angles égaux.

Chaque pale se présente sous la forme d'un profil d'aile dont la corde de référence fait un angle avec le plan de rotation. Cet angle est dénommé *calage*

Le fonctionnement est identique à celui de l'aile d'avion, en vol chaque pale de l'hélice reçoit un vent relatif crée par la translation de l'avion et la rotation de l'hélice, ce vent génère sur la pale de l'hélice une résultante aérodynamique qui se décompose en portance et en traînée.

Dans le cas d'un vol stabilisé, la portance dirigée vers l'avant constitue la traction qui équilibre la traînée de l'avion et l'ensemble des forces résistantes de chaque pale constitue le couple résistant qui équilibre le couple moteur.

De même que pour une aile d'avion, la valeur et l'orientation de la résultante aérodynamique dépendent de l'angle d'incidence (il n'existe qu'un angle ou le rapport traction / traînée (rendement) est maximum).



PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

IX.1 - Hélice à calage fixe

Sur ce type d'hélice, le calage est effectué au sol et ne varie plus en vol. Cette solution simple à mettre en oeuvre présente deux inconvénients :

Le rendement n'est correct qu'à une vitesse donnée

Le moteur subit des sous régimes et des sur régimes

En effet au cours du vol, la plage de vitesses de l'avion est grande alors que la plage des vitesses de rotation de l'hélice est faible, le vent relatif avion varie en intensité entrainant une variation importante du VR dans son attaque angulaire d'hélice et de l'angle d'incidence des pales et donc un rapport traction / traînée inadapté dans beaucoup de plages du vol.

La solution généralement adoptée consiste à caler l'hélice en utilisation intermédiaire.

IX.2 - Hélice à calage variable

Dans ce cas, l'hélice est équipée d'un mécanisme permettant de modifier son calage en vol, et d'un système régulateur qui assure une vitesse de rotation constante (Vr rotation constant) à la valeur choisie par le pilote

Ce système présente l'avantage de contrer les effets désastreux précédents :

Rendement correct sur toute la plage des vitesses de vol

Aucune surcharge ou sous charge du moteur

Son principe d'utilisation est le suivant :

se de vol	Objectif	Moteur	Hélice	Action pilote
collage	Accélération maxi	Puissance maxi	rendement maxi	plein petit pas + plein gaz
oisière	vitesse élevée	puissance adaptée	rendement maxi	Gaz et régime

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

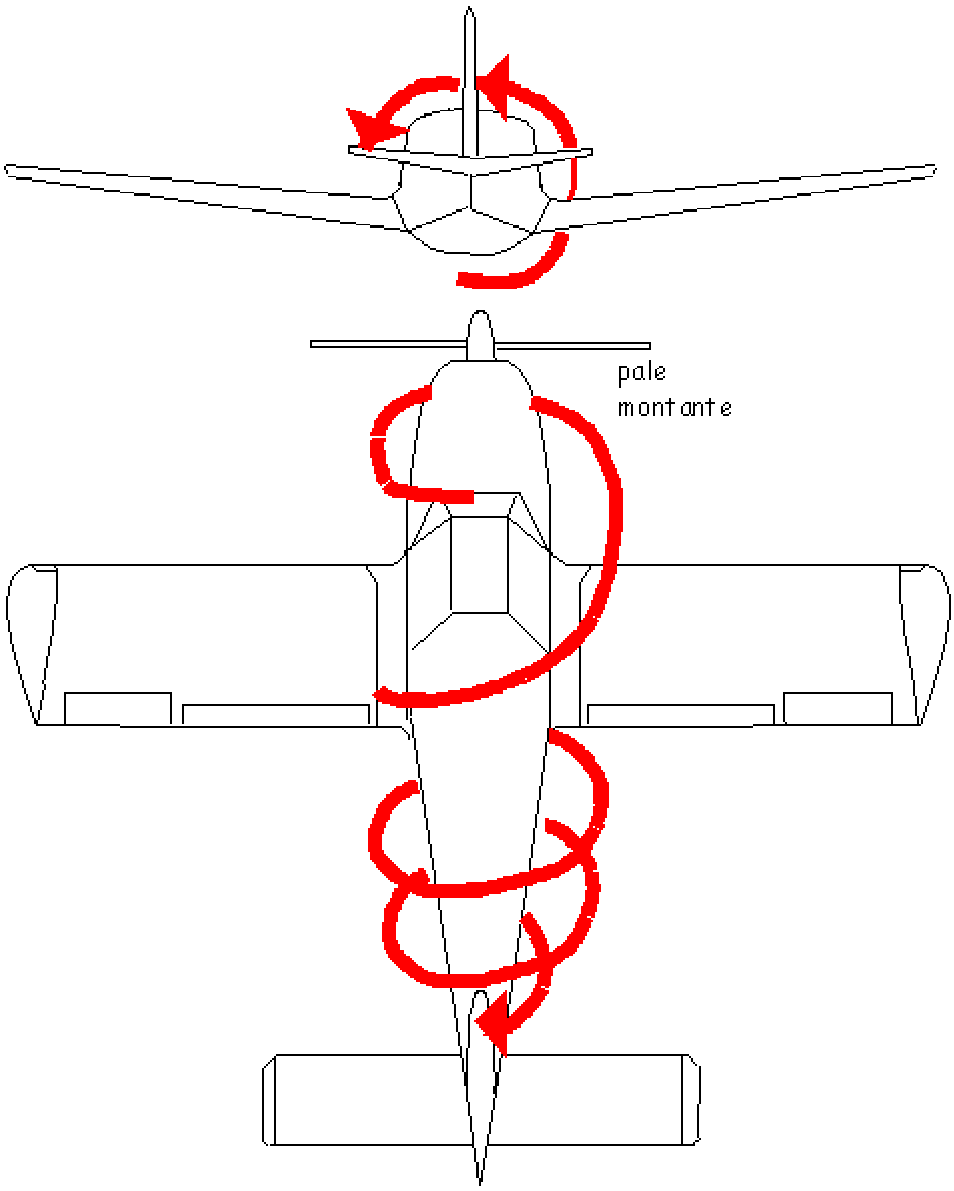
	et consommation faible			selon prescriptio du manuel de vol

IX.3 - Souffle hélicoïdal

L'hélice possède une action supplémentaire nuisible, il s'agit du souffle hélicoïdal. En effet en arrière de l'hélice (cas de l'hélice en traction) l'écoulement de l'air est hélicoïdal. Cet effet est d'autant plus fort que le régime est fort et la vitesse faible (cas du décollage)

Son influence sur les surfaces verticales tend à faire dévier l'avion et sur les surfaces horizontales à comprimer les amortisseurs.

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm



X - Rappel du système internationnal

longueur	l	mètre	m	
masse	m	kilogramme	kg	
temps	t	seconde	s	
vitesse	v	mètre par seconde	m/s	(1 kt=0,5 m/s)
accélération	y	mètre par seconde par seconde	m/s²	pesanteur g = 9,81 m/s²
vitesse angulaire		radian par seconde	rd/s	

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

aire	a	mètre carré	m²	
volume	v	mètre cube	m3	
angle	j	radian		
masse volumique	r	kilogramme par mètre cube	kg/m3	
force	F	newton	N	
puissance	P	watt	w	
pression	p	pascal	Pa	
travail, énergie	W	joule	J	

XI - Récapitulatif des formules

XI.1 - En vol rectiligne uniforme

$Vd = V\,lisse\sqrt{\times}\,n$
$T = Rx = \frac{1}{2}\rho V^2 SCx$
$\frac{Rz}{Rx} = \frac{mg}{T} = \frac{Cz}{Cx} = finesse(f)$
$\rightarrow T = mg\frac{Cx}{Cz} = mg\frac{1}{f}$
$Cz = \sqrt{\frac{2mg}{\rho V^2 S}}$ $\quad$ $V = \sqrt{\frac{2mg1}{\rho SCz}}$
$V\,\mathrm{min}i = \sqrt{\frac{2mg1}{\rho SCz\,\mathrm{max}}}$

XI.2 - Facteur de charge

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm

$$n = \frac{Rz}{mg} = \frac{1}{\cos\phi}$$
$$Vs(\grave{a}\,\phi donnée) = Vs(\grave{a}\,\phi = 0)\cdot\sqrt{n}$$
$$Pn = T.V = \frac{1}{2}\rho V^3 SCx = mg\frac{Cx}{Cz}\sqrt{\frac{2mg1}{\rho SCz}} = \sqrt{\frac{2(mg)^3 Cx^2}{\rho SCz^3}}$$

XI.3 - En palier

Pu=Pn
Vz=(Pu-Pn)/mg Pu>Pn Vz>0
Pu=Pn vol rectiligne
Pu<Pn Vz<0

XI.4 - En montée

$Rz = mg\cos y$	$T = Rx + mg\sin y$

PDF créé avec la version d'essai pdfFactory www.gs2i.fr/fineprint/pdffactory.htm