



ELEMENTS D'AÉRODYNAMIQUE ET DE MECANIQUE DU VOL

08/10/2011

La théorie c'est lorsqu'on sait tout... et que rien ne fonctionne.

La pratique c'est lorsque tout fonctionne... et que personne ne sait pourquoi.

(A. Einstein)



ELEMENTS D'AERODYNAMIQUE ET DE MECANIQUE DU VOL

COURS VERSION 13 OCTOBRE 2010

à imprimer Aero2010-03.ppt/pdf

Imprimer de préférence le fichier .ppt avec l'option d'impression "Mettre à l'échelle de la feuille".

Une version réduite Aero2010_03_red.ppt
identique mais avec des diapos masquées pour la présentation est celle à installer sur le PC

PREREQUIS AU COURS AERODYNAMIQUE ET MECANIQUE DU VOL.

Détail disponibles sur internet à l'adresse <http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/prerequisMecaVol.htm>

1. Chercher le lien [Rappels de physique](http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/Meca2007.pdf) (Meca2007.pdf)
<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/Meca2007.pdf>
2. Chercher le lien Somme de [vecteurs parallèles](http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/PrerequisVecteurPar.pdf)
<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/PrerequisVecteurPar.pdf>
3. Stabilité longitudinale ([animation SEFA](http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/StabLongitSEFAD_Gay.zip))
http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/StabLongitSEFAD_Gay.zip
4. [Forces appliquées à un avion](http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/forces2005.pdf)
<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/forces2005.pdf>
5. [La "Polaire" sans peine](http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/ExercicePolaire.pdf)
<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/ExercicePolaire.pdf>
6. Globalement le **cours complet** dans http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/Aero2010_03.pdf

Remarque : Tout ceci est accessible sur le site de sécurité aux même URL mais commençant par http://jean_pierre.jacquemin.sfr.fr/...



Avertissement

Le cours est diffusé en masse sur le CD-ROM mais aussi sur Internet!

Pour l'année 2010 le cours est mis à disposition sur CD au format Adobe Acrobat Reader Aero2010_03.pdf.

Suggestion d'exploitation du cours sur CD-ROM chez vous à l'issue de la présentation.

1. Exécuter une première lecture EXHAUSTIVE du fichier CD/PDF approprié sur écran
2. Reprendre le tout en impression raisonnable à partir du logiciel Acrobat Reader. L'impression multipages Recto/Verso des 180 pages environ du cours prendront
 - 22 feuilles en demandant 4 pages/feuille R/V (ce qui est suffisant pour la majorité des diapositives) et prévoir une impression grande nature pour les pages un peu plus chargées
 - 44 feuilles en demandant 2 pages/feuille semble un bon compromis entre lisibilité et volume imprimé.

Rappel sur les objectifs et la définition du cours théorique :

- Le cours est avant tout un SUPPORT pédagogique destiné à VOTRE préparation d'examen théorique en complément de votre "Manuel du Pilote d'Avion (PPL)"
- Il couvre aussi bien que possible les fondamentaux avec lesquels on vous demande de raisonner et dont l'étendue ne peut en aucun cas être couverte en **totalité lors d'une seule session de présentation orale**. Il n'est pas raisonnable d'étendre le cycle des samedis de formation au-delà de ce qu'il est aujourd'hui.
Pour gagner du temps et traiter un maximum de chapitres intéressants ou difficiles on a identifié un pré-requis SIMPLE (Rappels de trigonométrie basique, Notion de forces, Sommes de vecteurs parallèles indispensables à la compréhension de la notion de FOYER, etc.) Ces pré-requis TRES SIMPLES mais efficaces seront dès que possible accessibles sur le site internet de l'aéroclub.

Ceci demeure un support pour votre **travail personnel** mais aussi pour le **travail commun avec votre instructeur** qui reste la personne irremplaçable dans votre formation. Il sera à même de répondre à vos questions que l'on peut espérer bien étayées sur un support aussi clair que possible.

- **Bonne préparation personnelle dès maintenant, bon cours avec votre "présentateur", bon travail avec votre instructeur, et avec les aides informatiques à disposition (Site définitif HISPANO courant 2009/2010 -ou provisoire en ce moment, et enfin QCM type "GLIGLI" nous y reviendrons).**



Aérodynamique & Mécanique du vol

- introduction (p. 5)
- forces appliquées à l'aile (p. 23)
- portance et traîné (p. 27)
- polaire (p. 56)

L'avion et son équilibre (p. 75)

- palier – montée – descente (p. 80)
- questions pièges & révisions d'examen site GLIGLI (p 86)
- stabilité longitudinale & foyer (p. 88)
- le foyer (p. 93)
- mise en virage (p. 112)
- stabilité latérale (p. 128)

Performances et puissance nécessaire au vol (p. 130)

Dispositifs hypersustentateurs (p. 138)

Les effets secondaires des commandes de vol (p. 142)

Application au manuel de vol (p. 147)

Performances Décollage/Atterrissage (p. 153)

Annexes (p 162)

- Nombre de Reynolds
- Devis de poids & centrage

Légendes :



Pré-requis



Questions d'Examen



Culture (A lire)



C'est pour faire parler les perroquets!



Culture (A lire)

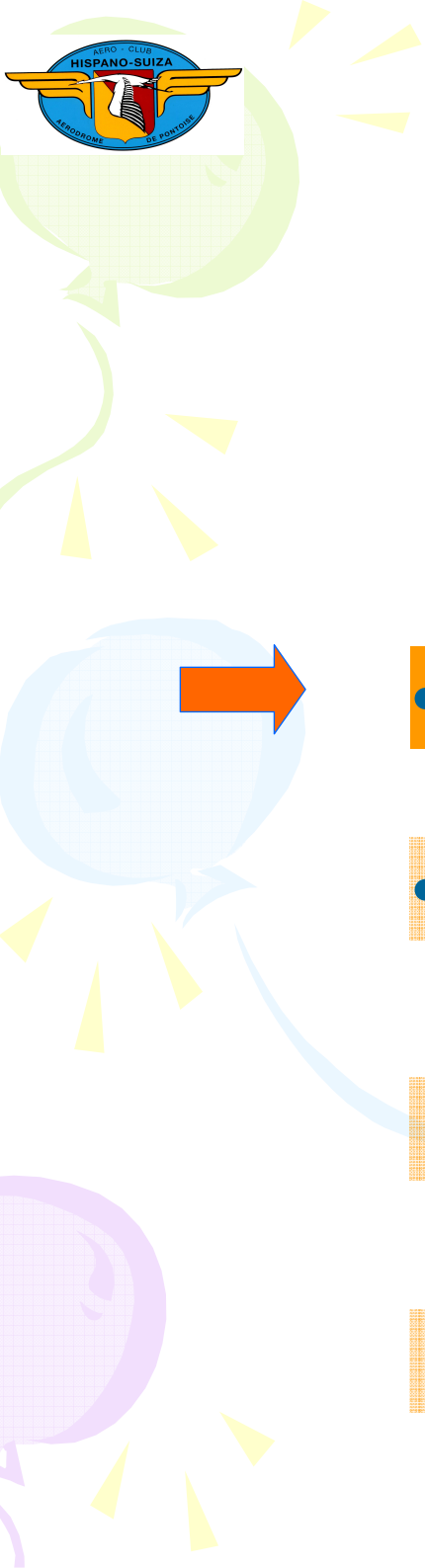
Conseils d'exploitation :

Là où vous rencontrez un symbole "Culture" il vous faut passer vite. Il n'y a pas de question précise répertoriée aujourd'hui (!) mais ces explications recréent l'environnement général de la matière.



Questions d'Examen

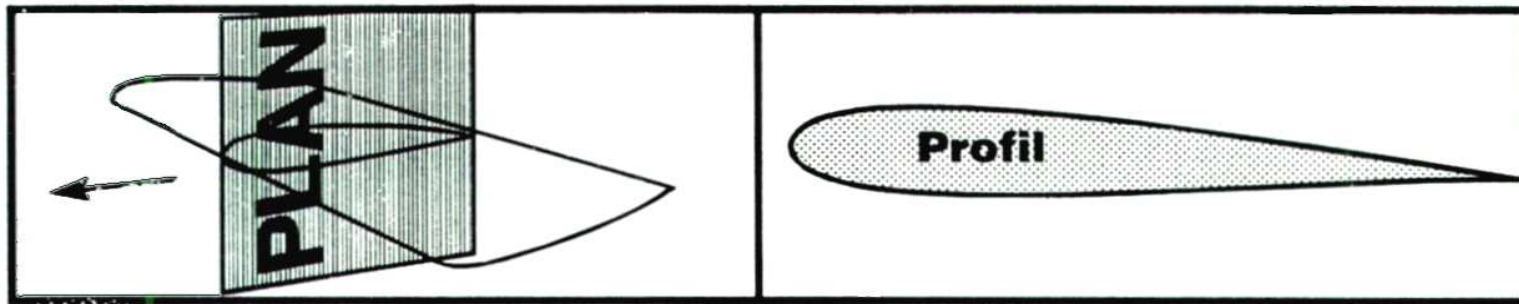
Par contre faites très attention aux zones côtoyant le hibou "question d'examen" où il est nécessaire de mémoriser l'item sur lequel une question d'examen précise à déjà été répertoriée. Souvent l'explication est simple mais il arrive qu'un item nécessite une explication complexe. Exemple p 106 "foyer de l'aile" : il suffit de se rappeler qu'il est en général situé à 25% du bord d'attaque. La page entière est consacré à la justification mais il vous suffira de ne retenir que le chiffre 25%!



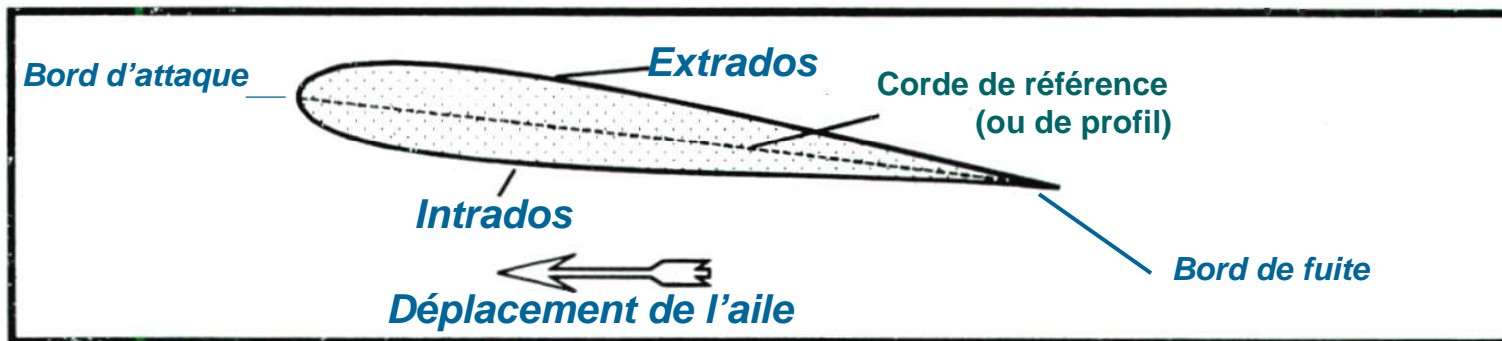
AERODYNAMIQUE

Introduction

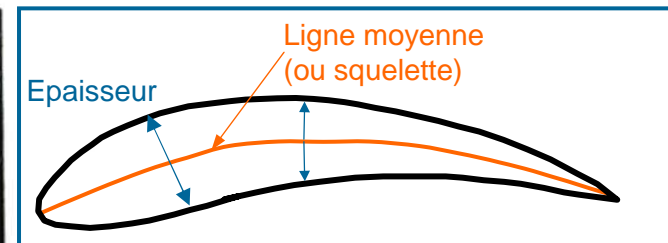
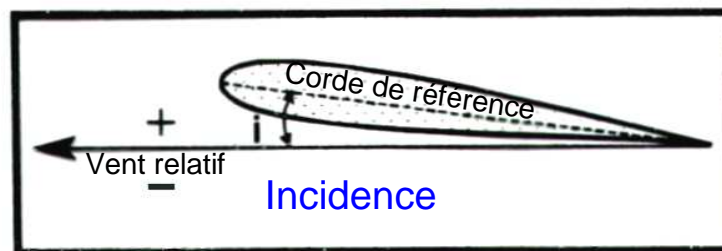
- DEFINITIONS (aile, air, écoulement, profils)
- LES FORCES APPLIQUEES A L'AILE
- PORTANCE ET TRAINEE
- POLAIRE



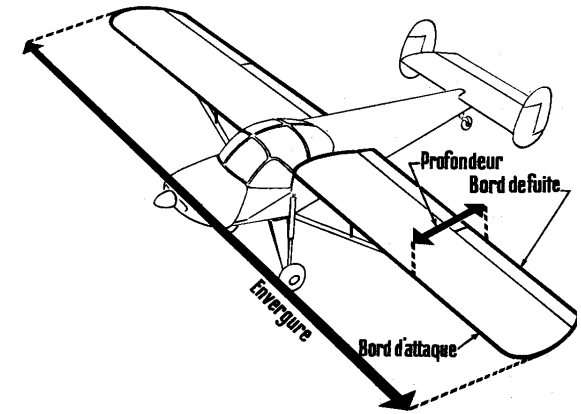
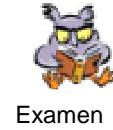
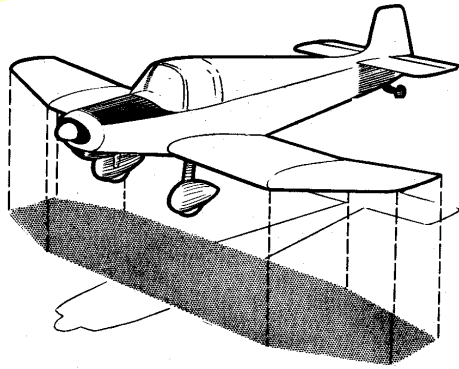
Examen



Examen



L'AILE ET SON PROFIL



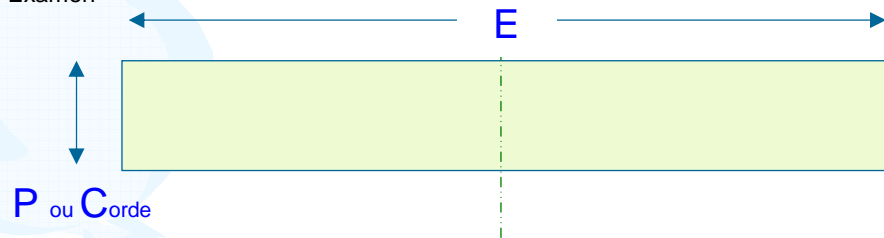
Envergure / Profondeur

La **surface** d'une aile est celle de sa projection en plan

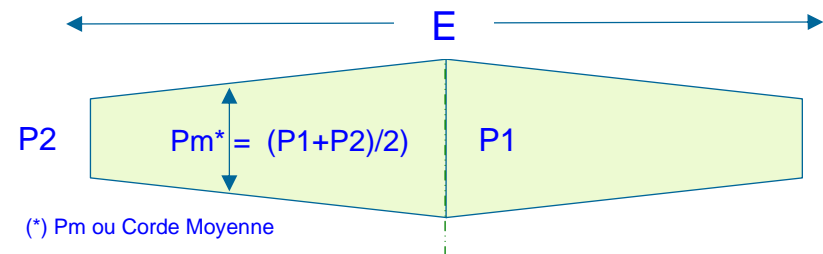


L'ALLONGEMENT λ est le rapport entre l'envergure d'une aile et sa Profondeur (ou Corde) Moyenne

Examen



Allongement $\lambda = E/P$

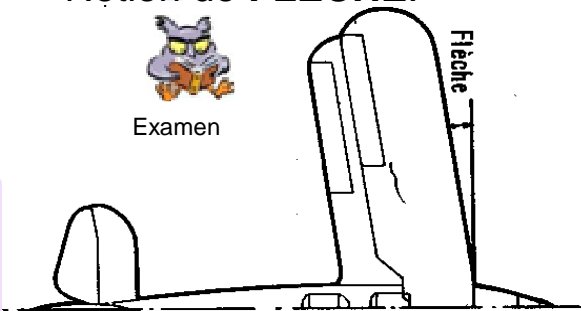


Allongement $\lambda = E/Pm$

Notion de FLECHE.



Examen



En généralisant on voit que la $Pm = \frac{Surface(S)}{E}$

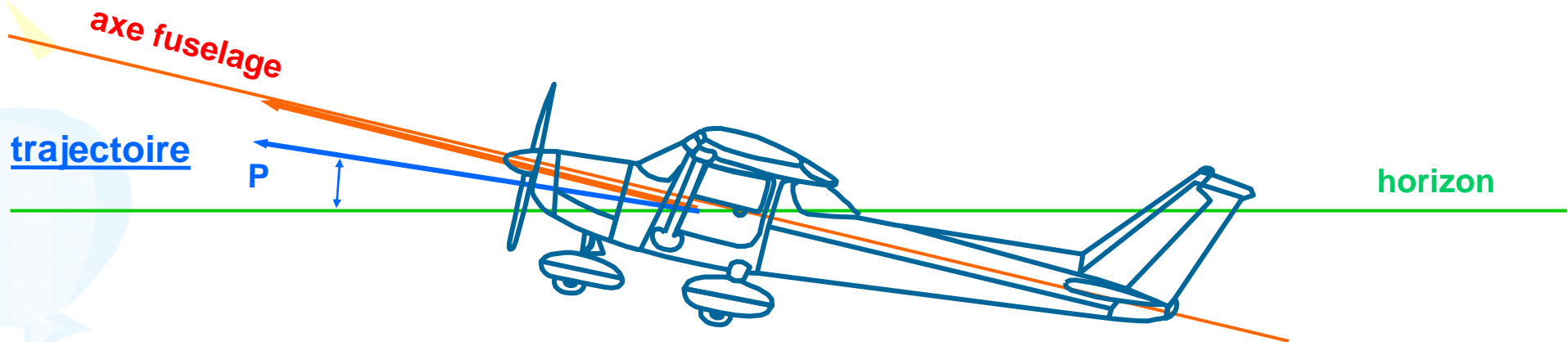
D'où $\lambda = \frac{\text{Carré de l'envergure}}{\text{Surface}}$

$$\lambda = \frac{E}{\frac{S}{E}} = \frac{E^2}{S}$$

La flèche peut être inversée (parfois pour rattraper un problème de centrage lors de la conception)

Angle formé par chaque demi aile avec une perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion.

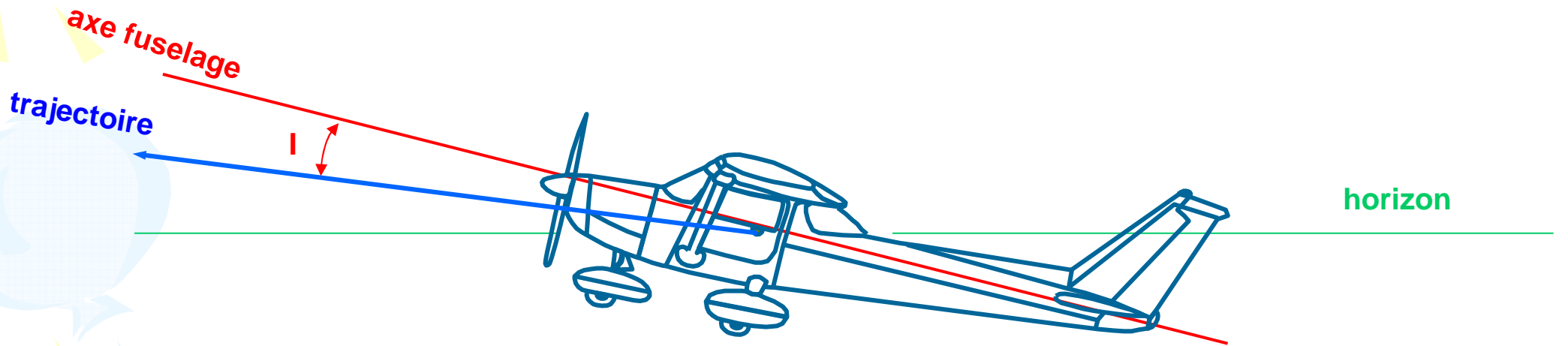
DEFINITION CONCERNANT L'AILE



LA PENTE (de trajectoire)



Examen



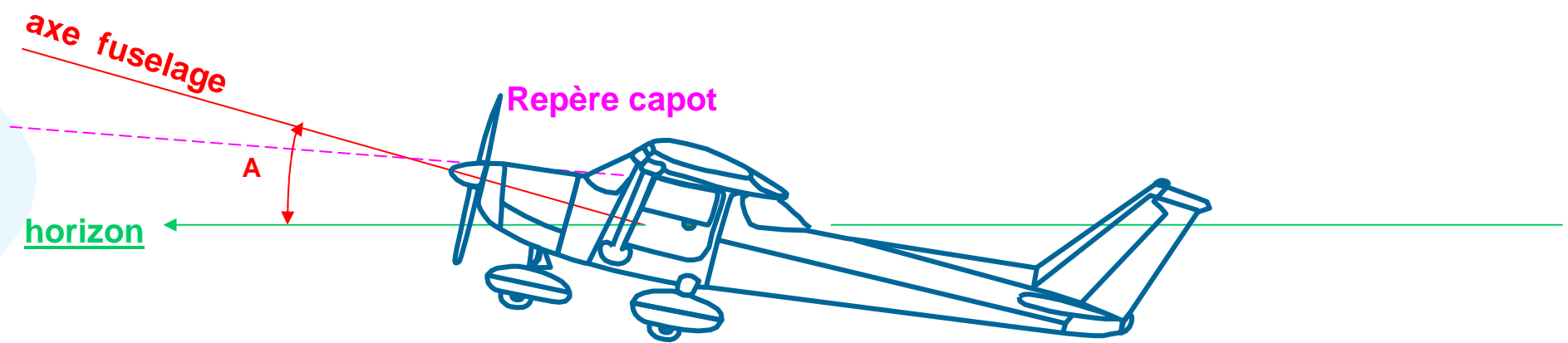
L'INCIDENCE





Piloter un avion ...

... c'est piloter son ASSIETTE

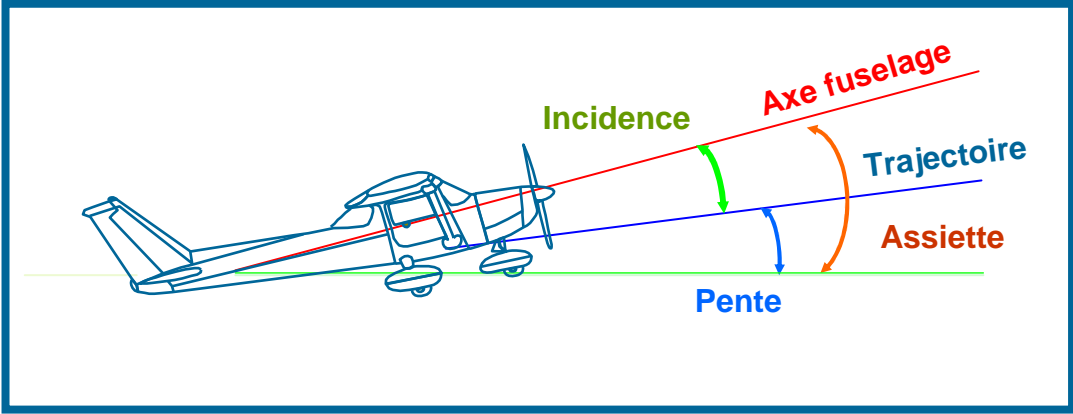


L'ASSIETTE





ASSIETTE = PENTE + INCIDENCE
PENTE = ASSIETTE - INCIDENCE



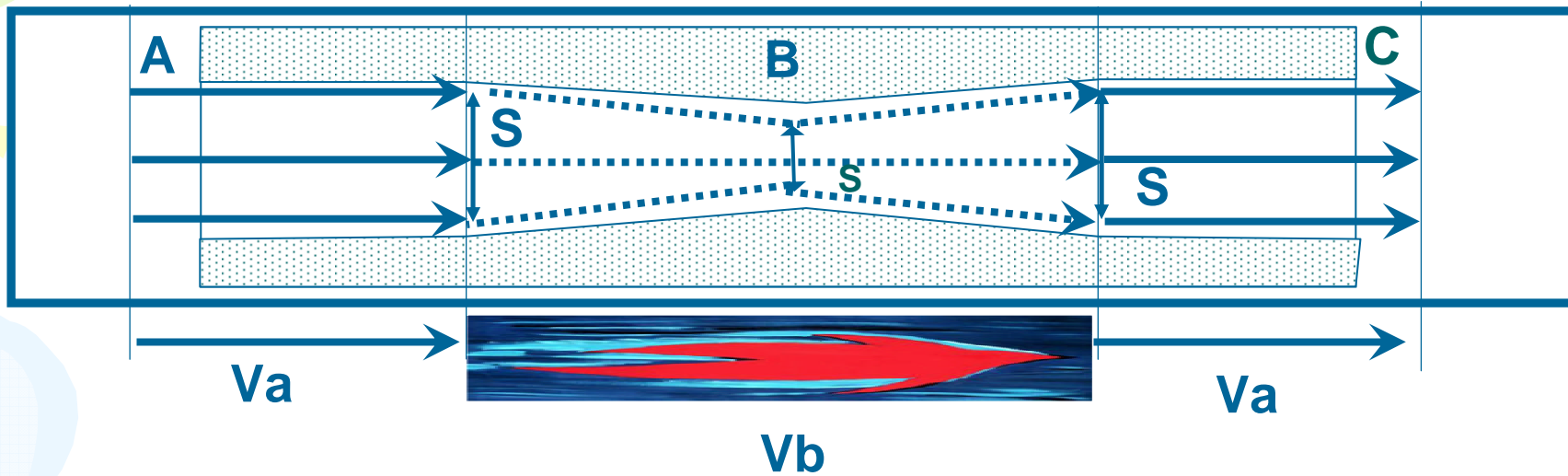
NOTE

- La pente est positive quand la trajectoire est au-dessus de l'horizon.*
- La pente est négative quand la trajectoire est au-dessous de l'horizon.*
- L'assiette est positive quand l'axe de référence est au-dessus de l'horizon.*
- L'assiette est négative quand l'axe de référence est au-dessous de l'horizon.*



Examen

INCIDENCE – PENTE - ASSIETTE



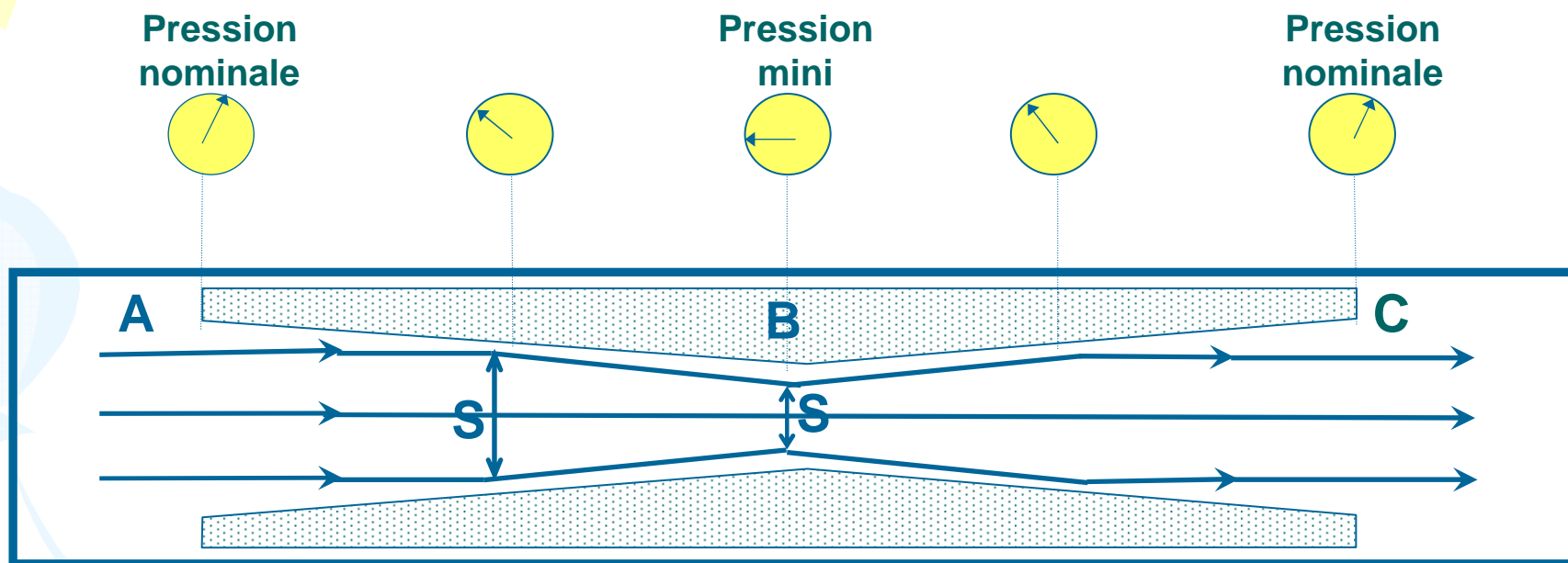
$$S \cdot V = \text{constante}$$

$$S_A V_A = S_B V_B$$



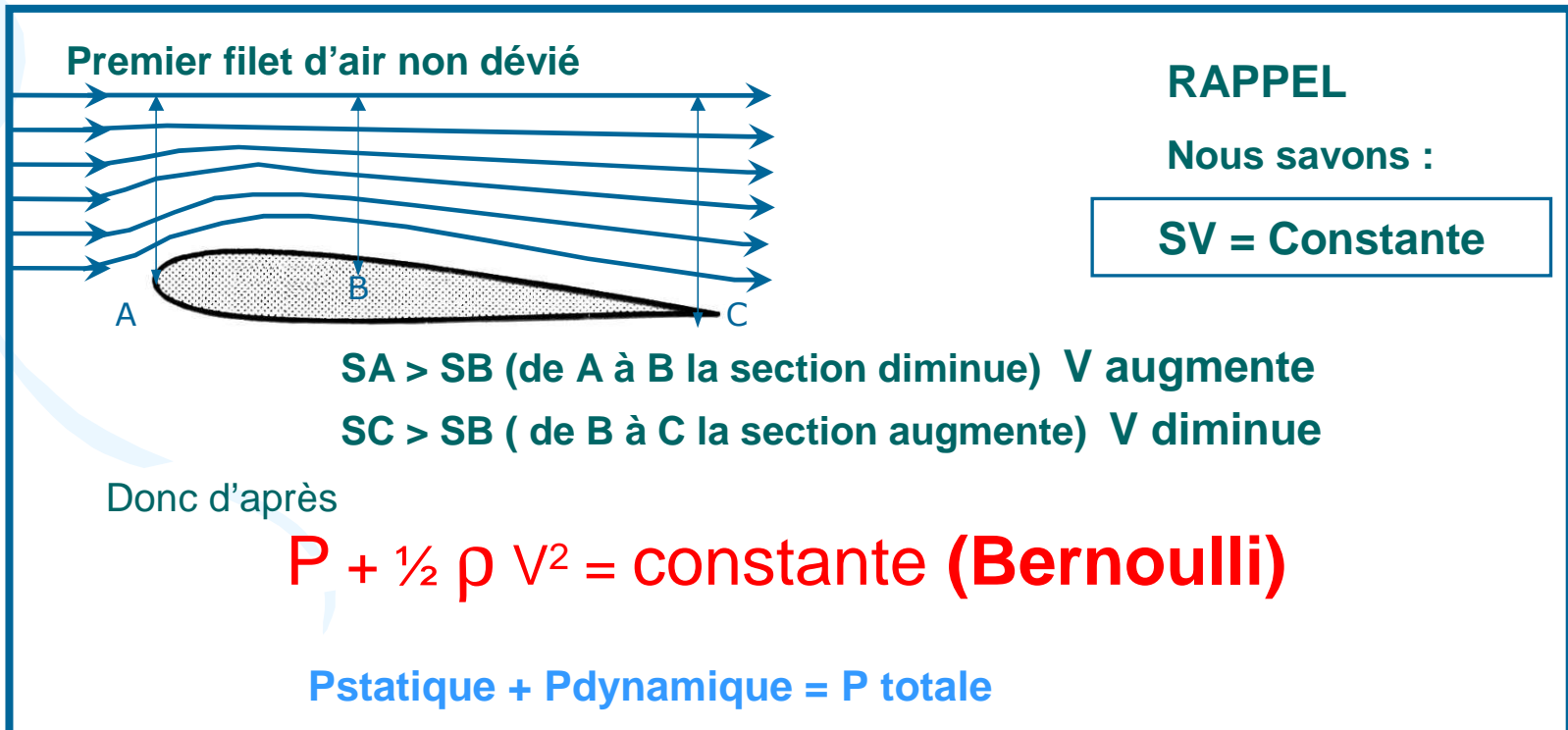
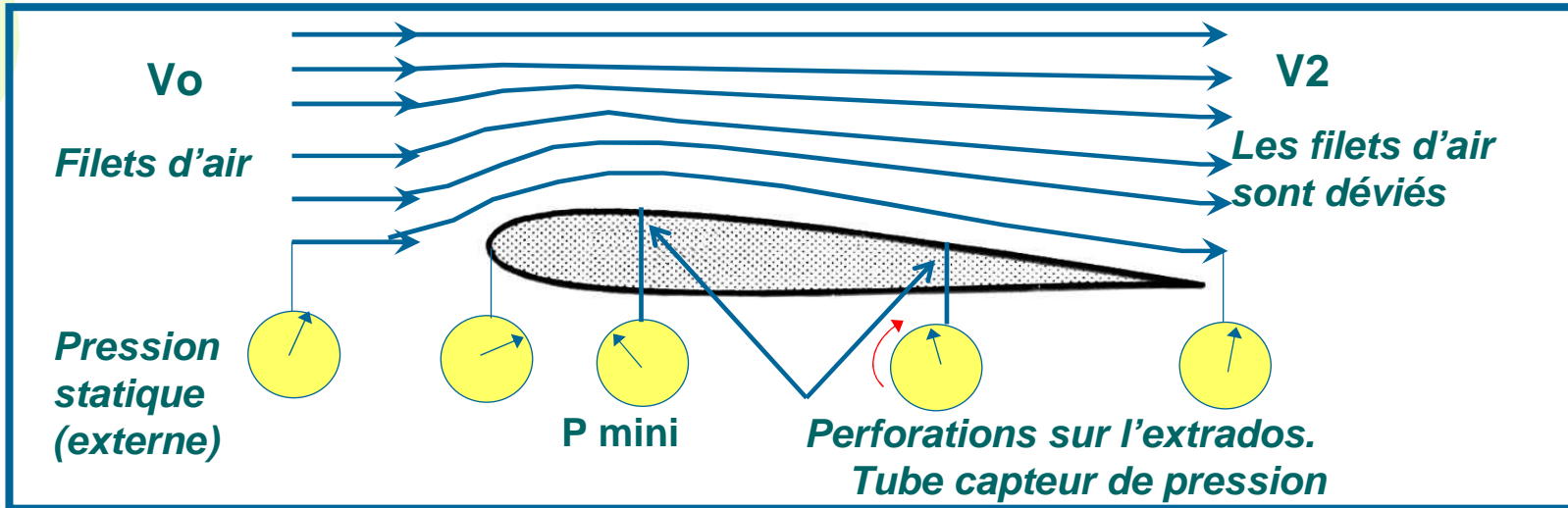
Examen

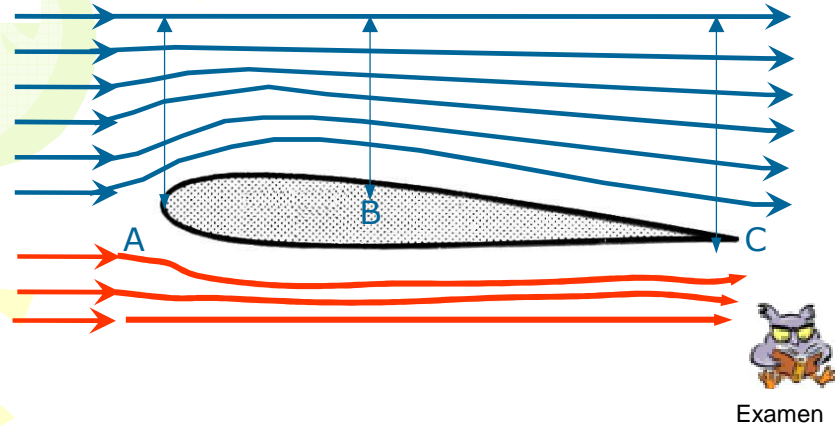
LOI DE CONSERVATION DU DEBIT / EFFET VENTURI



Examen

LOI DE CONSERVATION DE L'ENERGIE





Observez bien cette image :

A dessein elle met l'accent sur ce qui se passe sur l'EXTRADOS. Elle montre que le phénomène d'étranglement du flux s'établit entre l'aile et le 1er filet non dévié constituant la veine de fluide.

Bien sûr une partie des filets d'air passe également en dessous par l'INTRADOS et la figure peut être complétée ainsi.

A savoir absolument :

Une explication "POPULAIRE" de l'accélération des filets d'air sur l'EXTRADOS a longtemps été donnée sous le vocable de PRINCIPE DES "TEMPS DE TRANSITION EGAUX". L'air se sépare au bord d'attaque, une partie passe par l'EXTRADOS avec un trajet plus long que l'autre partie passant par l'INTRADOS. Les 2 filets d'air étaient supposés (à tort!) se retrouver miraculeusement au bord de fuite "**dans le même temps**" (**c'est ce point qui est FAUX!**). Comme le trajet est plus long sur l'intrados cela donnait une explication bien facile à l'accélération qui POURTANT est bien réelle.

En pratique :

1/ si on vous soumet le principe des TEMPS de TRANSITION EGAUX comme responsable de l'accélération des filets d'air cochez la réponse comme fausse

2/ pour en savoir plus rendez-vous sur Internet à l'une des URL suivantes :

- <http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/portanceNewton.htm>
- <http://home.comcast.net/~clipper-108/lift.htm>

3/ ci-après un très bref résumé suit pour donner un aperçu des explications ... bien que jusqu'à présent aucune question n'a encore été posée dans les QCM sur ce chapitre

L'ACCELERATION DE L'AIR SUR L'EXTRADOS N'EST PAS CAUSEE PAR UNE QUELCONQUE LOI QUI VOUDRAIT QUE LES FILETS D'AIR METTENT LE MEME TEMPS POUR TRANSITER L'AILE ET SE REJOINDRE AU BORD DE FUITE

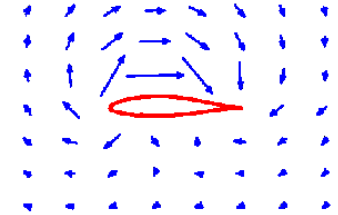


Culture

1. L'application du principe de Bernoulli nécessiterait que la longueur de l'extrados soit 50% plus longue que celle de l'intrados (on est en fait à 2% ou 3% sur nos profils actuels)

2. Un effet de "FLUX MONTANT" et de "FLUX DESCENDANT" vient contribuer à la portance.

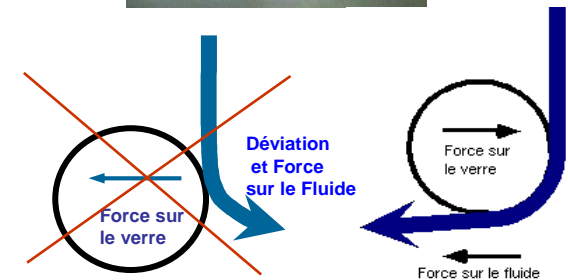
En avant du bord d'attaque l'air se déplace vers le haut (Flux MONTANT) et au bord de fuite cet air est violemment dévié vers le bas (Flux DESCENDANT). Au-dessus de l'aile l'air est accéléré vers le bord de fuite. En dessous de l'aile l'air est à peine accéléré vers l'avant voire pas du tout. Dans cette description aérodynamique mathématique de la portance cette rotation de l'air autour de l'aile donne naissance au modèle dit du "vortex intégré" ou de "circulation" pressenti par un aérodynamicien allemand sous le vocable de "tourbillon de Prandtl". La notion d'angle (d'incidence) induit, vue plus loin, est partie prenante dans le phénomène.



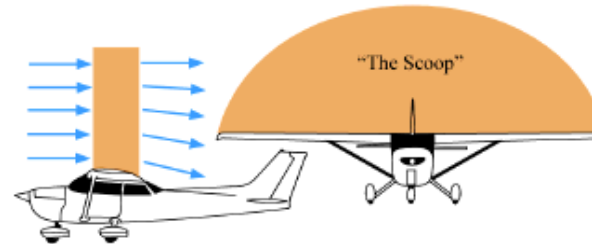
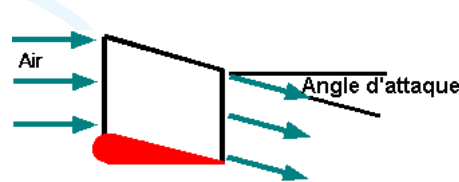
3. La portance d'une aile est proportionnelle à la quantité d'air **déviée vers le bas** multipliée par la **vitesse verticale de cet air**.

4. Nos avions marchent A REACTION !

Comment l'aile dévie-t-elle l'air vers le bas?
La notion « d'angle induit », vue plus loin, est partie prenante dans le phénomène.
La VISCOSITE par adhérence fait suivre la surface courbe par le fluide



5. Un angle d'attaque génère une PORTANCE sur une simple planche
Nouvelle image mentale de l'air : une écope à air!



UN COIN DU VOILE LEVE SUR LA PORTANCE
La loi de BERNOULLI ne suffit pas à elle seule pour justifier de la totalité de la portance.



CONCLUSION



Culture

1. Le concept de la portance issue de Bernoulli n'est pas faux. Il est juste incomplet.
2. C'est le principe des "temps de transition égaux" qui est faux dommage il donnait une explication simple et intuitive de l'accélération des filets d'air.
3. Est-ce grave?
Ca n'a pas empêché de construire des avions qui fonctionnent bien :
... ils ne savent pas pourquoi
... s'en fichent et **VOLENT!**
4. La réalité :
Les avionneurs ont travaillé sur l'EXPERIMENTATION c'est à dire sur les RESULTATS CONSTATES en soufflerie. Ils ont organisé l'équation de la PORTANCE en 2 morceaux ...

Morceau dont la physique est connue		Coefficient d'Efficacité CONSTATE
$\frac{1}{2} \rho$. S . V^2	. Cz
Paramètre dû au fluide (air)	Paramètres du mobile (Surface et Vitesse)	Déduit de MESURES EXPERIMENTALES

Même si on n'a pas su TOUT expliquer on a pu travailler sur des résultats JUSTES (expérimentaux) qui ont permis de généraliser et de faire des prédictions très réalistes.

La théorie c'est lorsqu'on sait tout... et que rien ne fonctionne.

La pratique c'est lorsque tout fonctionne... et que personne ne sait pourquoi.



Application de Bernoulli dans le principe de l'anémomètre.

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{constante}$$

ou

$$P_s + P_d = P_t$$

$$V = \sqrt{\frac{2 (P_t - P_s)}{\rho}}$$

C'est une Vitesse INDIQUEE (V_i)



Question d'examen

Pour déterminer la vitesse propre à partir de la vitesse INDIQUEE (V_i) on doit tenir compte :

- de l'altitude pression (+1% de V_i par tranche de 600Ft du niveau de vol (altimètre sur 1013.2 hPa)
- de la température extérieure (+1% de V_i par 5° d'écart inférieur avec la température en atmosphère type).

Exemple Vol stabilisé au FL 65, température -8° avec une V_i de 110 Kt : la Vitesse propre est en fait de 120 Kt [Correction de +11% & -2% soit +9% $110Kt \times 1,09 = 120Kt$ voir détail calculs dans le manuel du pilote chapitre Navigation]



Examen



On dit qu'un fluide est compressible lorsque sa masse volumique ρ varie.



Au niveau de la mer la masse volumique ρ est égale à $1,225 \text{ Kg/m}^3$

En écoulement incompressible, ρ est une constante et l'équation de Bernoulli dite généralisée s'applique.

En écoulement compressible en revanche ρ est une variable car pour caractériser cette compressibilité on est amené à comparer la cause (variation de pression) à l'effet (variation de masse volumique) ...

...c'est-à-dire à considérer le rapport $\delta \rho / \delta P$.



Culture

On démontre alors que ce rapport n'est autre que le carré de la vitesse du son.

$$C^2 = \delta p / \delta \rho \quad (C = 39\sqrt{T}. T \text{ en } K^\circ \text{ et } C \text{ en } \text{Kt}, \text{ à } 0^\circ\text{C} = 273\text{K}, C = 644 \text{ kt})$$



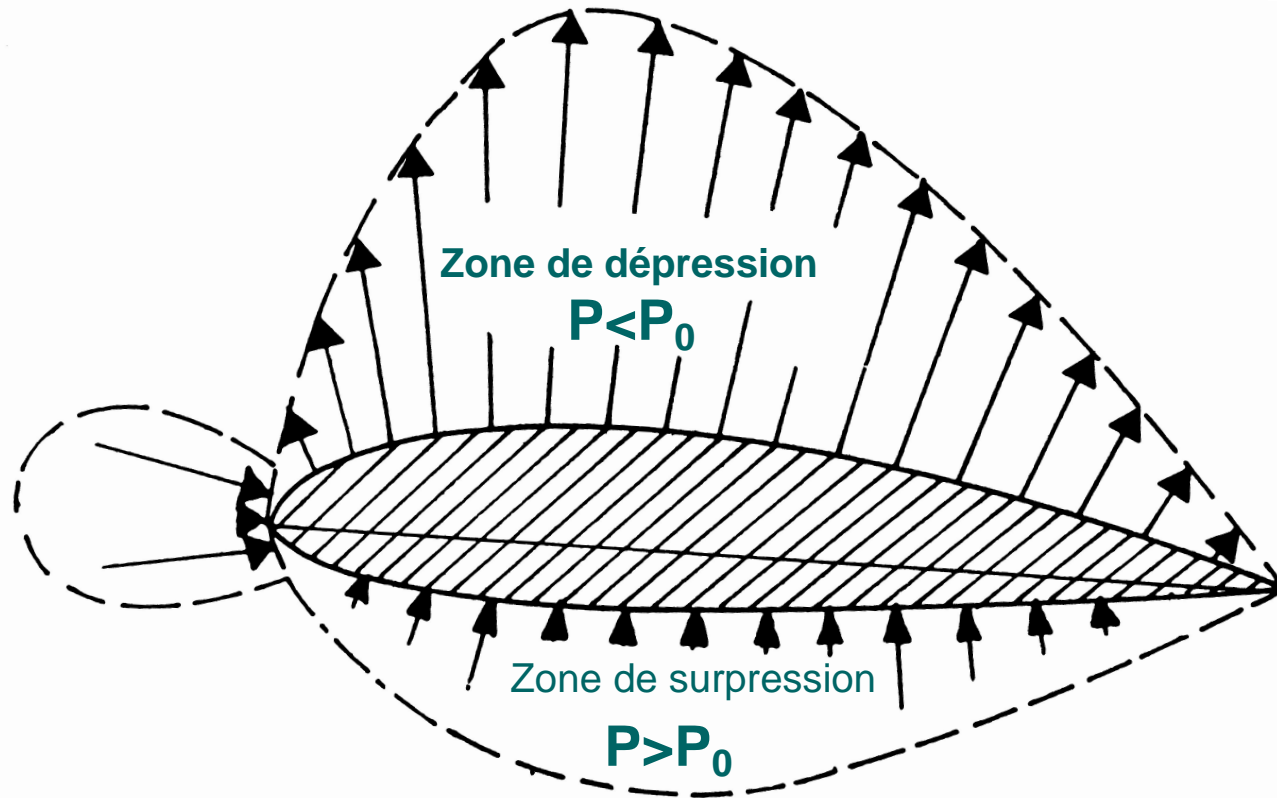
Surtout n'apprenez pas ça ! C'est juste :

- 1) pour respecter le choix de l'instructeur qui a développé le 1^{er} cours (pilote de ligne)
- 2) pour vous montrer que nous ne parlons que de vol subsonique et que dès qu'on introduit la compressibilité tout est nettement plus compliqué
- 3) pour taquiner et faire parler les perroquets

Compressibilité

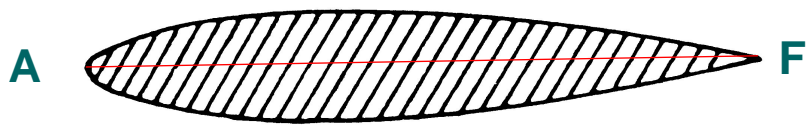


Pression amont P_0



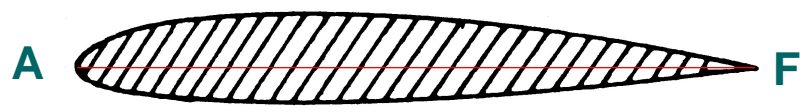
Zone de dépression participe pour 75% à la portance globale de l'avion

CHAMP DE PRESSION AUTOUR D'UNE AILE



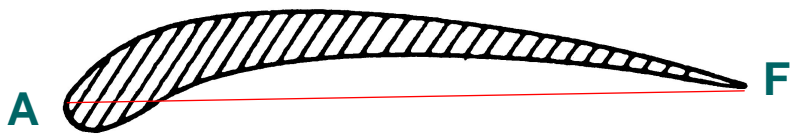
- PROFIL BICONVEXE SYMETRIQUE

- . L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde.
- . La ligne moyenne et la corde sont confondues, la flèche est nulle ainsi que la courbure relative.
- . **Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.**



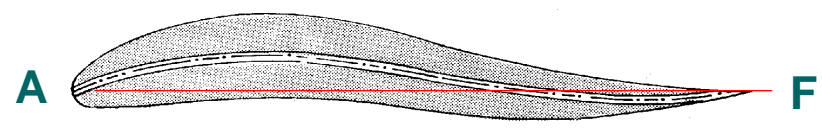
- PROFIL BICONVEXE DISSYMETRIQUE

- . La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados.
- . **Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion.**



- PROFIL CREUX

- . L'extrados est convexe et l'intrados concave.
- . **Généralement utilisé pour les planeurs.**



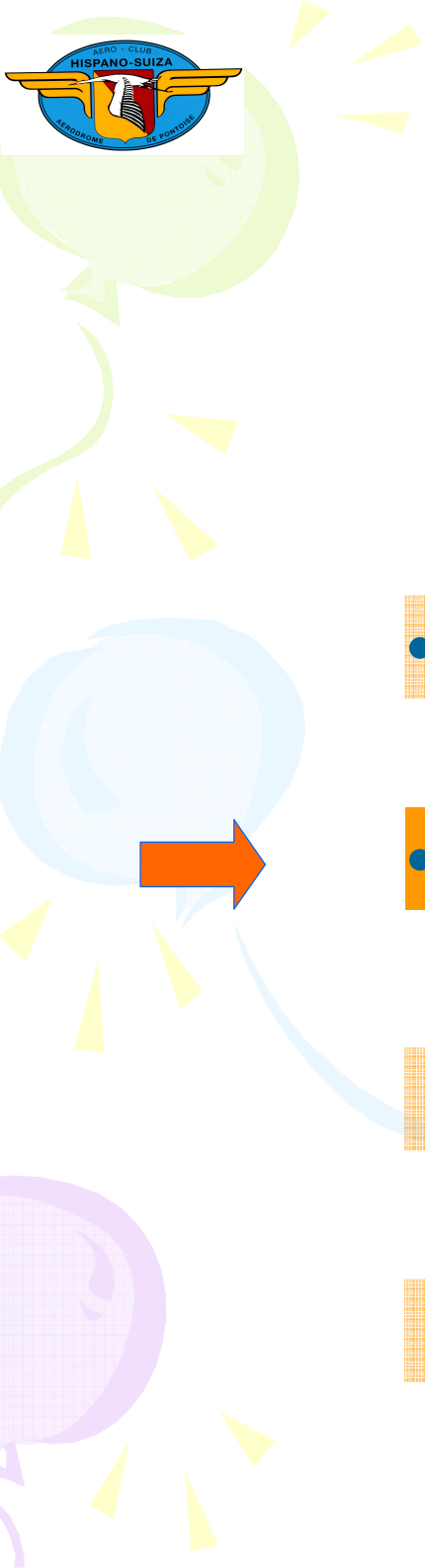
- PROFIL A DOUBLE COURBURE

- . La seconde courbure de la ligne moyenne confère des qualités de stabilité d'où le qualificatif d'« AUTOSTABLE ».



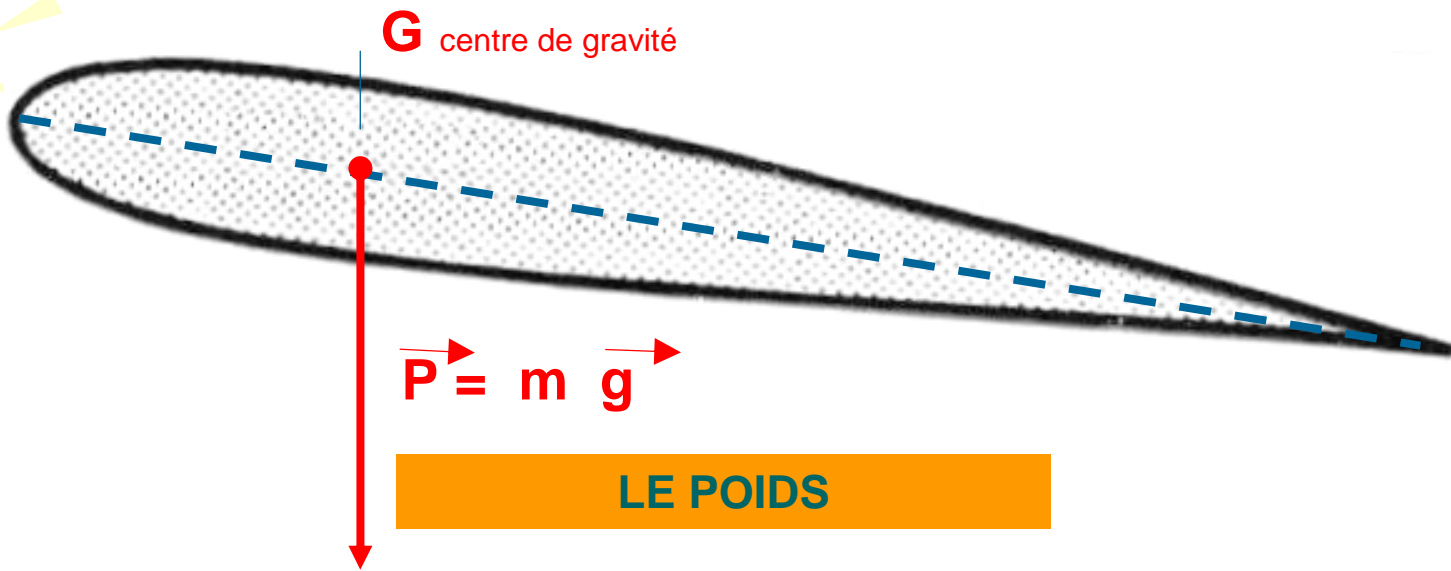


Aile et saumon d'aile d'avion DR 400



AERODYNAMIQUE

- DEFINITIONS (aile, air, écoulement, profils)
- LES FORCES APPLIQUEES A L'AILE
- PORTANCE ET TRAINEE
- POLAIRE



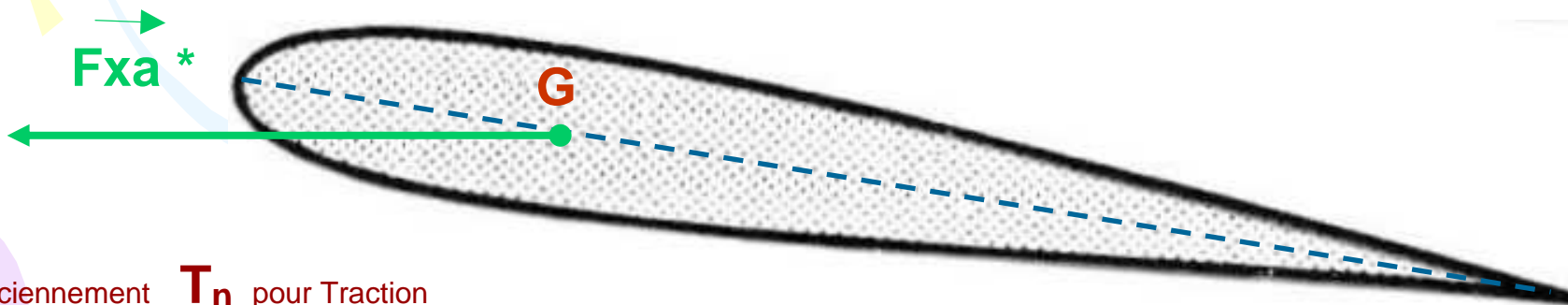
Rappel :

1/ **MASSE** (m) : quantité de matière indépendante de la position dans l'univers. L'unité de MASSE est le kilogramme (Kg)

2/ **POIDS** (P) : force d'attraction exercée par un astre. L'unité de POIDS est le Newton (N).

MASSE & POIDS sont reliés par la relation $POIDS = MASSE \times g$ (accélération universelle variable suivant l'astre sur lequel on se trouve).

Dans le langage de tous les jours personne ne fait la différence entre le poids et la masse d'un objet. Mais c'est tout de même une erreur car le poids et la masse sont deux grandeurs différentes qui ne rendent pas compte du même phénomène!



(*) anciennement **T_n** pour Traction

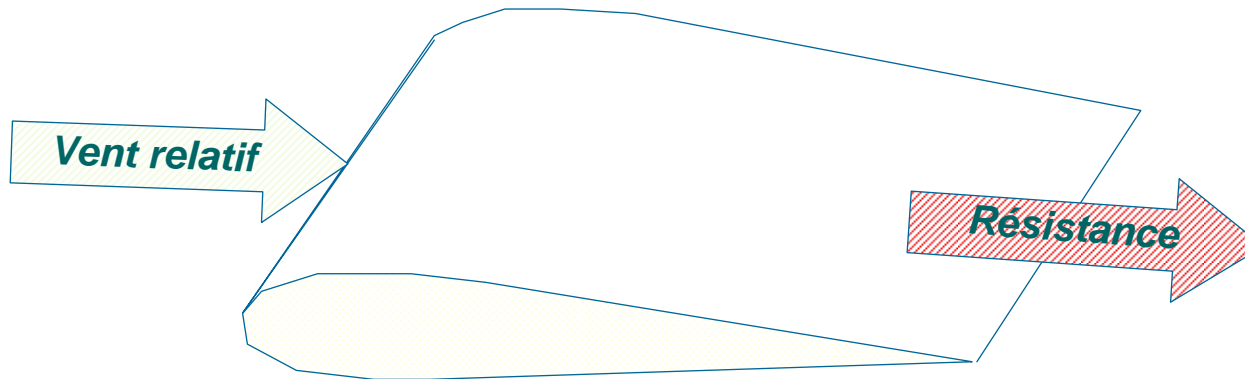


LA TRACTION



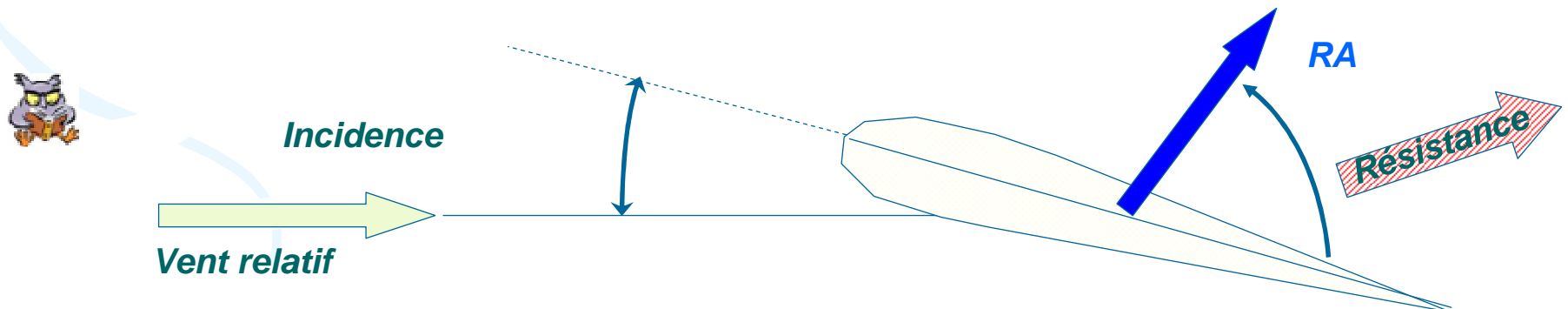
Cas n°1

Prenons une aile « biconvexe symétrique » en mouvement dans une masse d'air.
Si on la place dans le « lit du vent relatif », c'est à dire sans incidence,
on s'aperçoit que la **RESISTANCE RESULTANTE** est **PARALLELE** à l'écoulement.



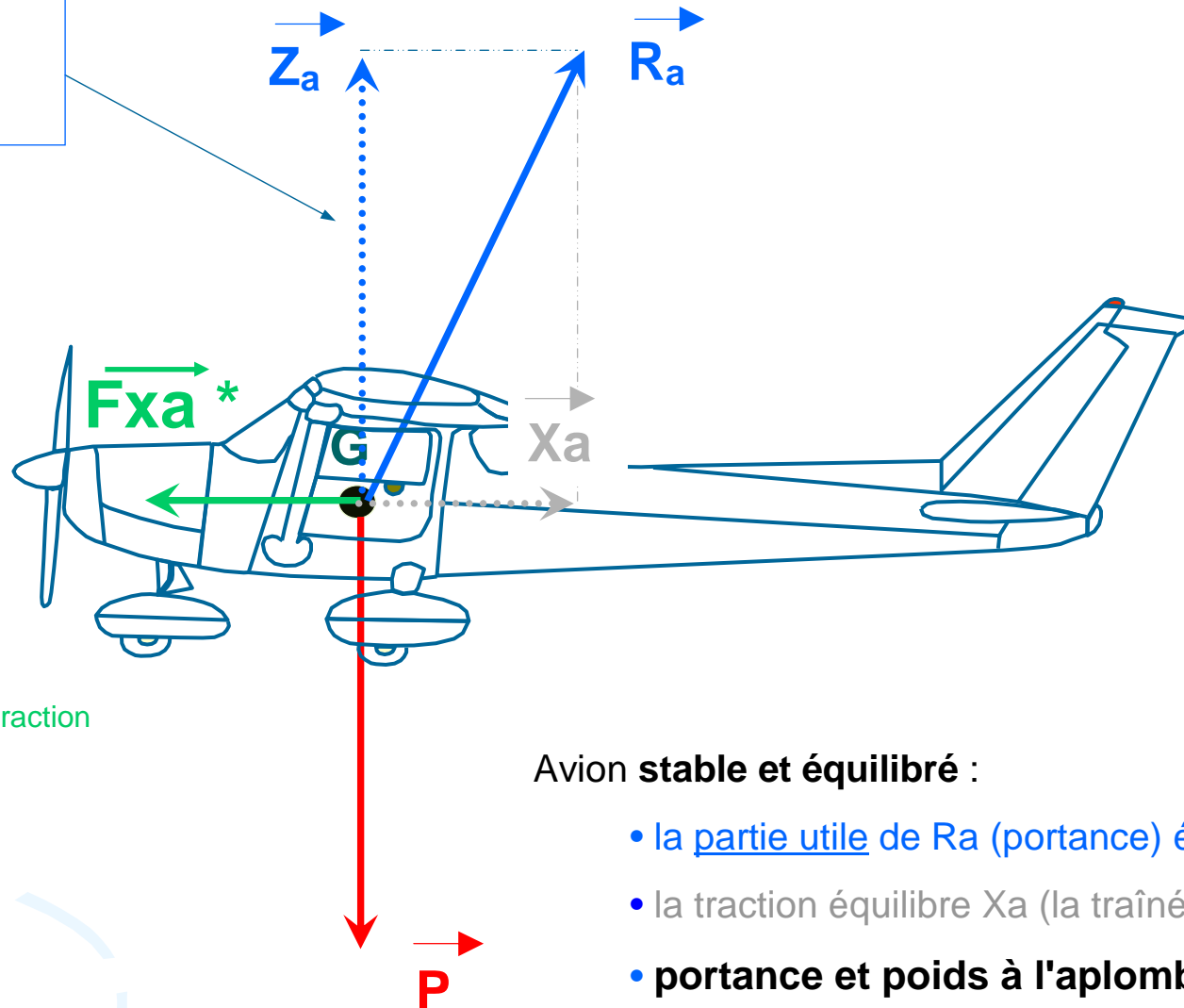
Maintenant, si on place cette même aile avec un « **ANGLE d'ATTAQUE** »,
c'est à dire avec une **INCIDENCE**,
on s'aperçoit que la résistance tend à se rapprocher de la **PERPENDICULAIRE** à l'écoulement.

Cas n°2



Nous verrons plus tard que la résistance issue de ces 2 éléments forment ce qu'on appelle la « Trainée de PROFIL »

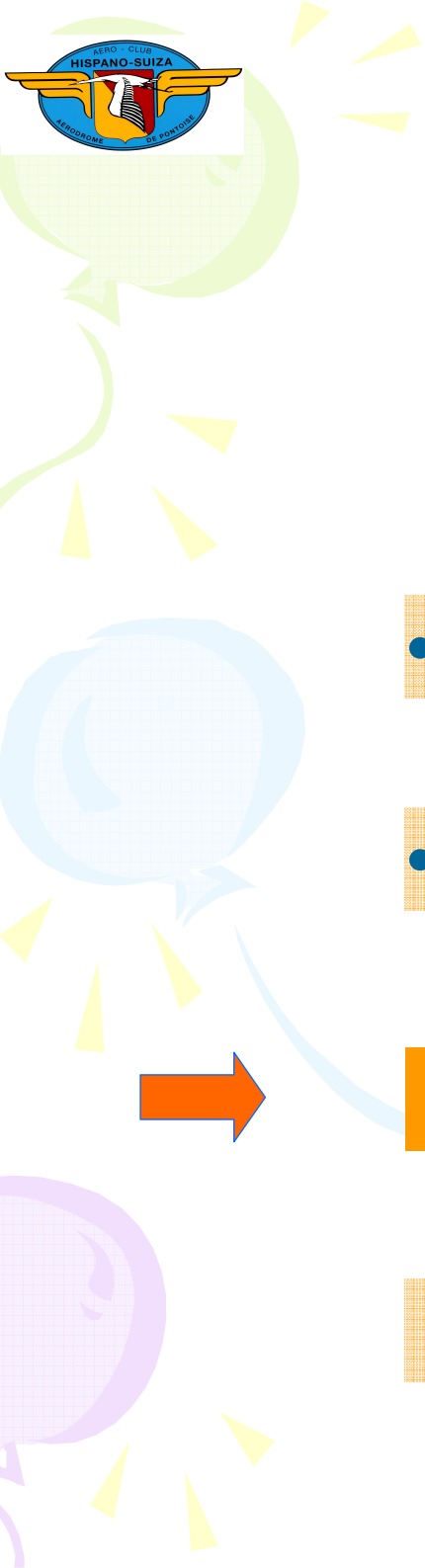
Projection de la Résultante R_a
sur l'axe vertical
= partie UTILE de la « R_a »



(*) anciennement T_n pour Traction

Avion **stable et équilibré** :

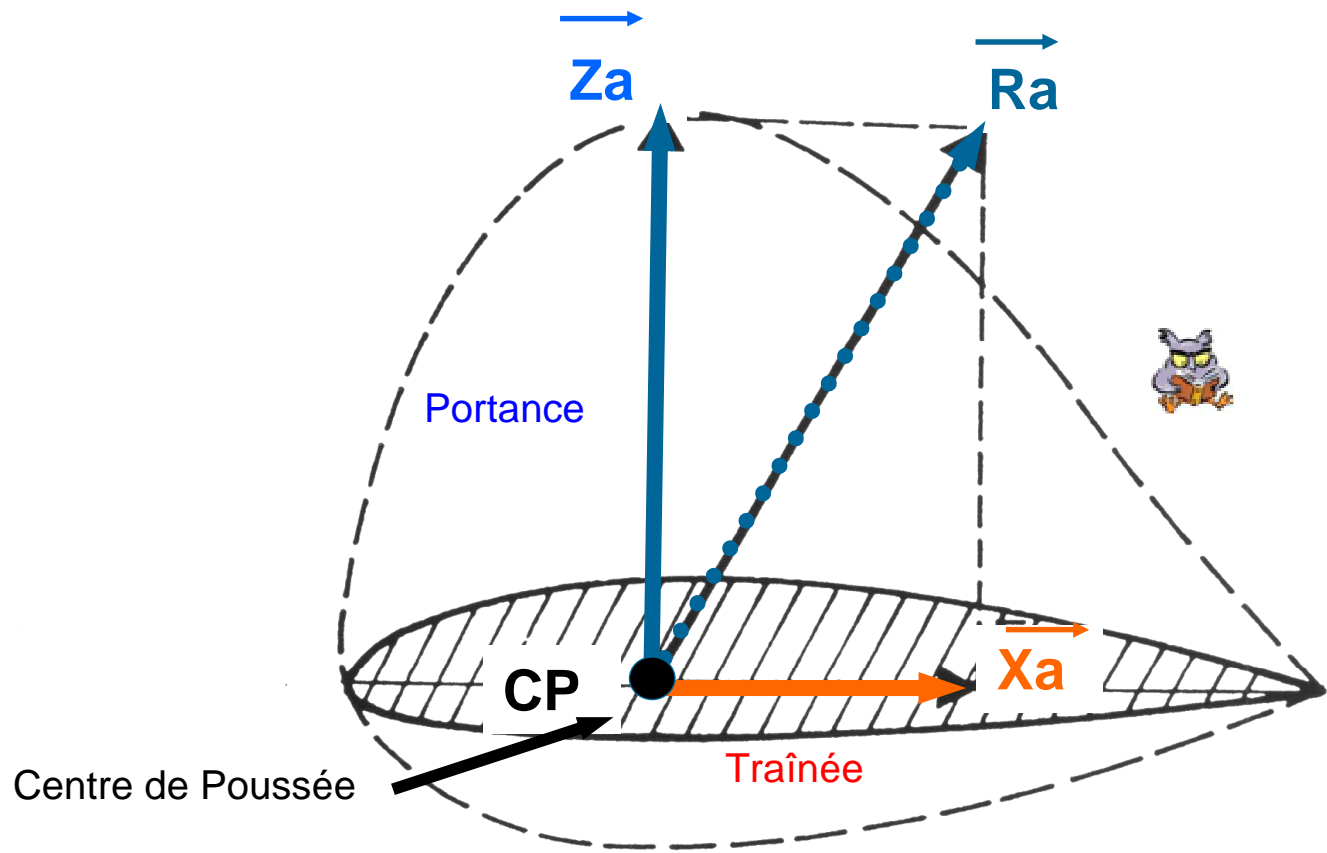
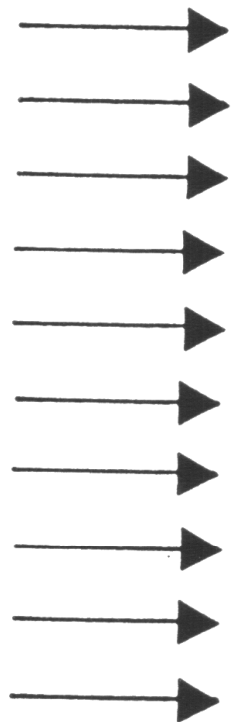
- la partie utile de R_a (portance) équilibre le poids
- la traction équilibre X_a (la traînée)
- **portance et poids à l'aplomb l'un de l'autre**



AERODYNAMIQUE

- DEFINITIONS (aile, air, écoulement, profils)
- LES FORCES APPLIQUEES A L'AILE
- PORTANCE ET TRAINEE
- POLAIRE

V_0



Remarque sur le **Centre de Poussée** (point d'application des forces aérodynamiques appliquées sur l'aile)

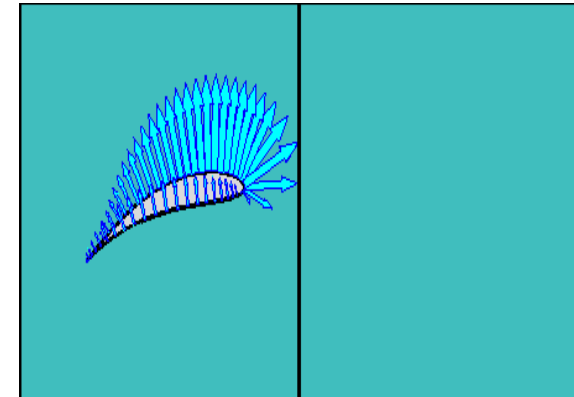
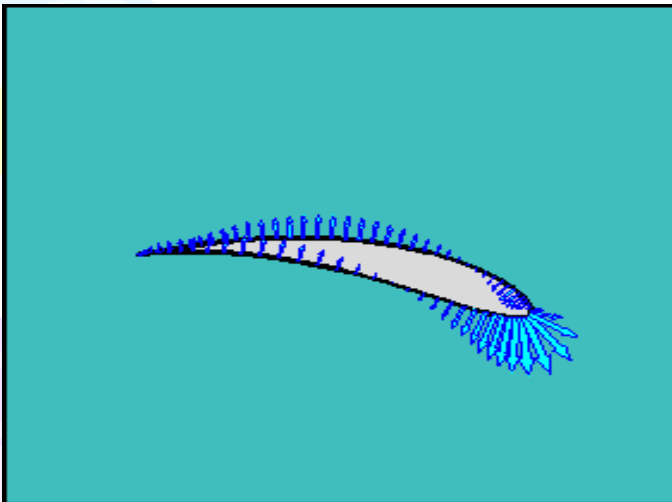
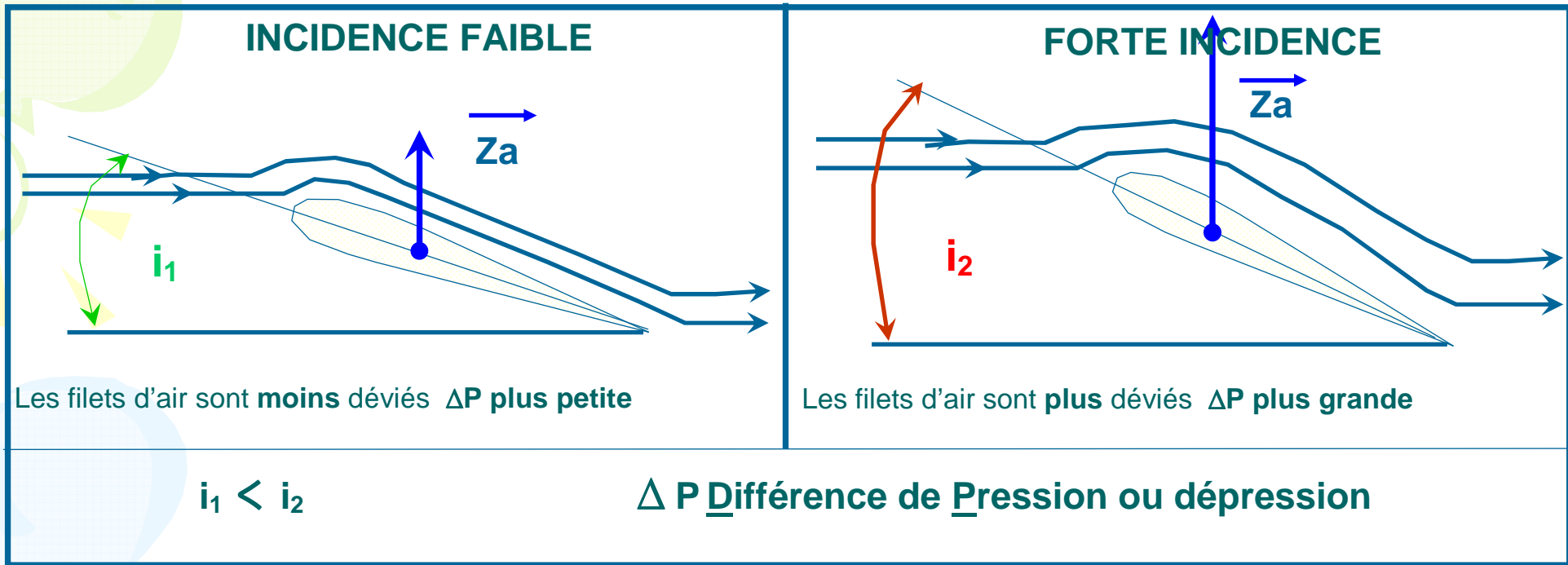
L'expérience montre que le centre de poussée se situe généralement environ aux **2/3 avant du profil** pour des angles d'utilisation courante.

Une petite révision sur le cercle trigonométrique, la **décomposition des forces**, les plans inclinés etc.... ?

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/Meca2007.pdf>

DECOMPOSITION DE LA RESULTANTE AERODYNAMIQUE

Vitesse donnée V_0



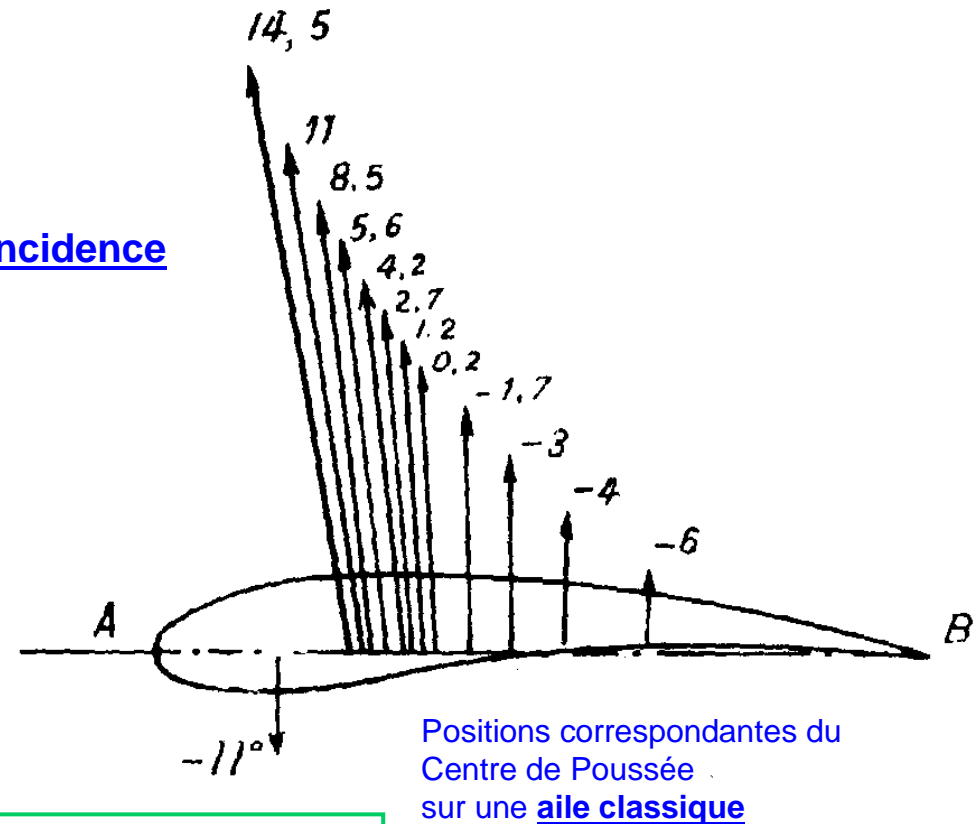
Pour une incidence donnée
la somme des portances locales définit la portance globale de l'aile.

INFLUENCE DE L'INCIDENCE SUR LA PORTANCE

Considérations sur le **Centre de Poussée** :

- La position du centre de poussée n'est **pas fixe**
- Elle varie suivant les **profils** utilisée
- Et elle est liée aussi aux variations de **l'angle d'incidence**

Variation de l'angle d'incidence
entre -11° et $14,5^\circ$



On observe donc que ...

...le Centre de Poussée AVANCE quand l'incidence CROÎT(*)

mais au-delà d'une certain angle on assiste au phénomène de DECROCHAGE à partir duquel le centre de poussée RECULE brusquement.

(*)Font **exception** à la règle :

- les profils **biconvexes symétriques** pour lesquels le centre de poussée reste **FIXE** (en deçà de l'angle de décrochage)
- les **profils à double courbure** pour lesquels le Centre de Poussée **RECULE** quand l'angle **CROÎT**

La position du Centre de Poussée VARIE !



Éléments connus
et calculables
à tout moment

Surface portante
en m²

Vitesse propre
en m/sec



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

Masse volumique au
sol 1,225 kg/m³

Si Z_A en Newton prendre ρ tel quel
Si Z_A en Kgf prendre : ρ

$$= \frac{\text{Masse en Kg } 1\text{m}^3 \text{ air}}{9.81(\text{à Paris})}$$

Élément déterminé
suite à des MESURES en
soufflerie

Coefficient de portance
(fonction de la forme de l'aile)

LA FORMULE DE LA PORTANCE



Avant que ça ne refroidisse : tout de suite un exemple!

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

en m/sec
en m²

1,225 kg/m³

On considère un modèle réduit pesant 2,4 Newton dont la surface alaire est de 20 dm².

En prenant la masse volumique de l'air $\rho = 1,2 \text{ Kg/m}^3$ et sachant que l'avion vole à 10,0 m/sec ...

1) calculez son C_z !

2) refaites les calculs en supposant que la masse de l'appareil soit exprimé sous forme de 0,2446 Kg à Paris.

SOLUTION : L'avion "vole" donc la Portance (Z_a) équilibre son Poids (ou sa masse suivant l'unité retenue) ...alors :

$$Z_a = \frac{1}{2} \rho \times S \times V^2 \times C_z$$

Si Z_a en Newton prendre ρ tel quel

$$2,4 = \frac{1}{2} 1,2 \times 0,2 \times 10^2 \times C_z$$

$$C_z = \frac{2,4}{0,6 \times 0,2 \times 100} = 0,2$$

Remarque : l'exercice initial était orienté Newton (Poids de l'avion en Newton, et l'arrondi $\rho = 1,2 \text{ Kg/m}^3$ faisait tomber "juste" la réponse).

Si Z_a en Kgf prendre : $\rho = \frac{1,225}{9.81} (\text{à Paris})$

$$0,2446 = \frac{1,2}{2 \times 9.81} \times 0,2 \times 10^2 \times C_z$$

$$0,2446 = 0,06116 \times 0,2 \times 10^2 \times C_z$$

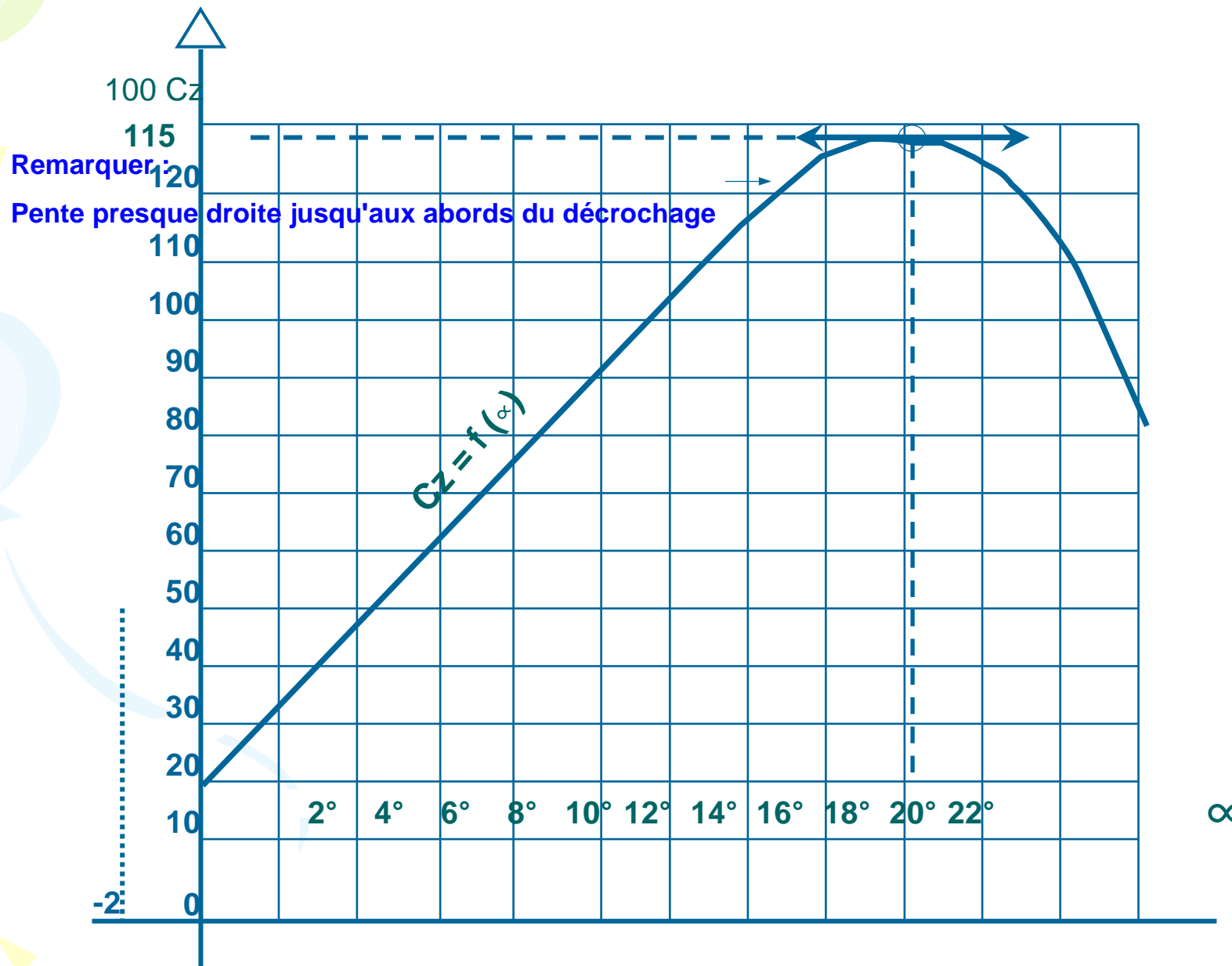
$$C_z = \frac{0,2446}{0,06116 \times 0,2 \times 100} = 0,2$$

Beaucoup moins compliqué qu'il n'y paraissait !



En pratique :

1. on **mesure** en soufflerie **la Portance** d'une aile à l'aide d'une "balance aérodynamique" à diverses incidences
2. on **isole par calcul** le **coefficient de portance "Cz"** (comme à la page précédente ou dans l'exercice sur la portance un peu plus loin)

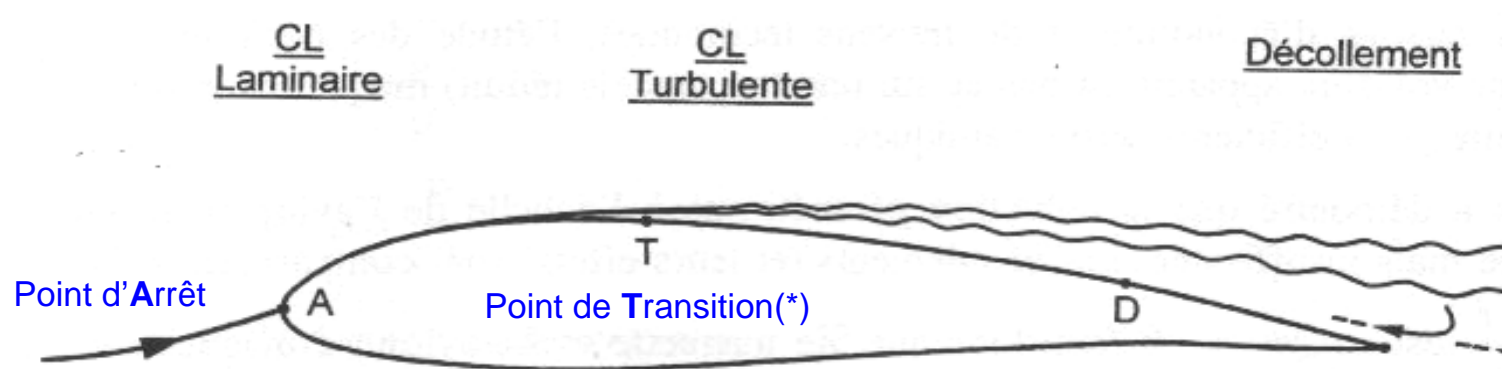


COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DE L'INCIDENCE

Mais la PORTANCE a son prix : une force qui *freine* l'aile appelée « TRAINÉE »

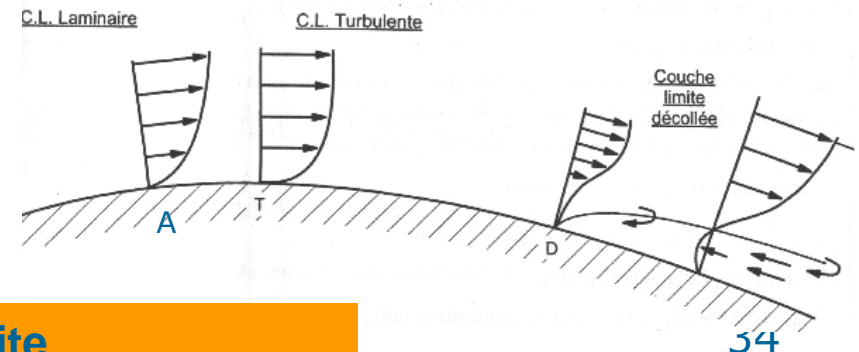
Un corps soumis au mouvement relatif d'un d'un fluide en mouvement subit l'influence d'une mince pellicule dudit fluide (air/eau...) appelé « couche limite ».

Dans cette mince pellicule, les forces de viscosité sont importantes et l'on note des variations de vitesse lorsque l'on s'éloigne perpendiculairement à la paroi. Elle peut être **laminaire**, **turbulente** ou **décollée**.



* « T » point de transition à partir duquel la couche laminaire devient turbulente en voyant son épaisseur augmenter.

« T » est d'autant plus proche du bord d'attaque que la vitesse est grande.





Éléments connus
et calculables
à tout moment

Surface portante
en m²

Vitesse propre
en m/sec

$$X_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$$

Masse volumique au
sol 1,225 kg/m³

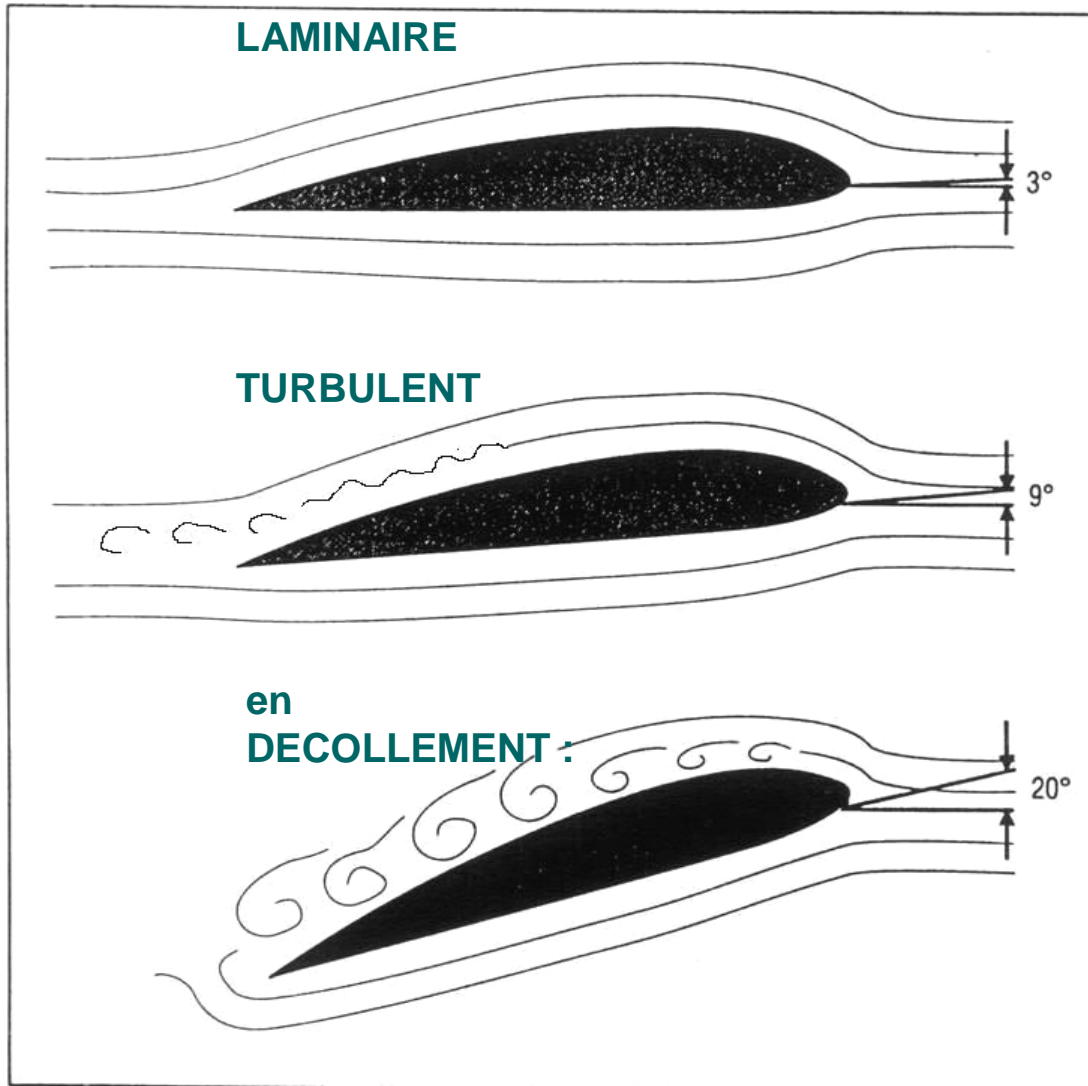
Si Za en Newton prendre ρ tel quel
Si Za en Kgf prendre : ρ

$$= \frac{\text{Masse en Kg } 1\text{m}^3 \text{ air}}{9.81(\text{à Paris})}$$

Élément déterminé
suite à des MESURES en
soufflerie

Coefficient de traînée
(fonction de la forme de l'aile)

LA FORMULE DE LA TRAINÉE

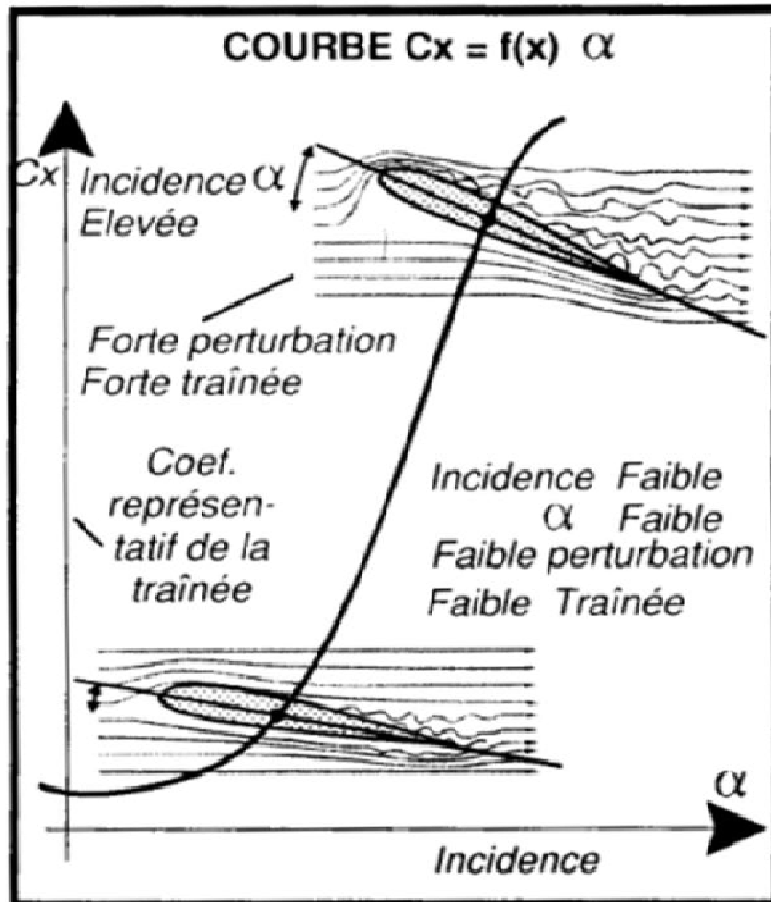


Les perturbations générées sont à l'origine de la **traînée**.

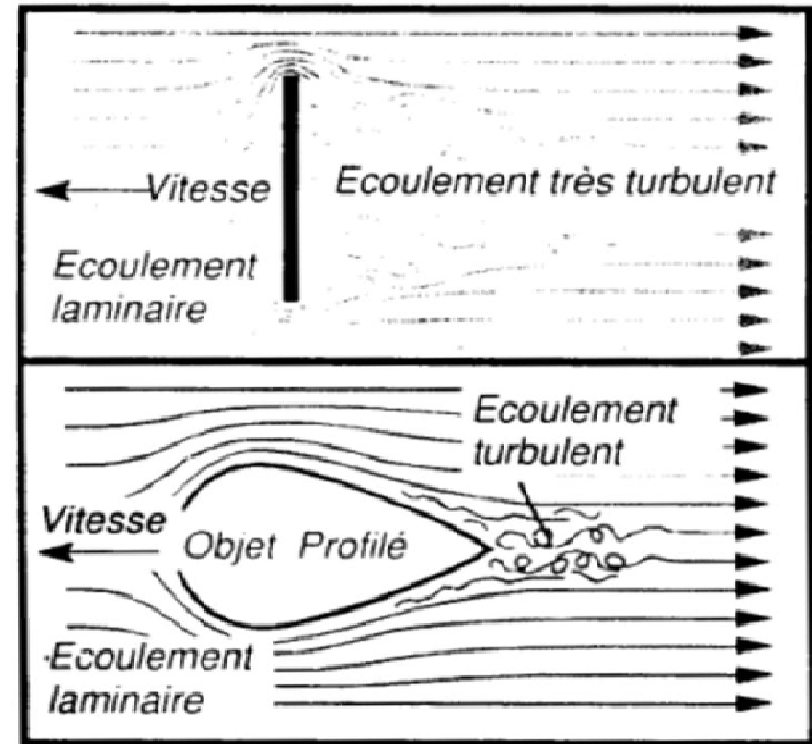


Plus de PORTANCE ... accroît la TRAINEE

Toutes les autres formes présentées
au vent relatif ... accroissent la TRAINEE

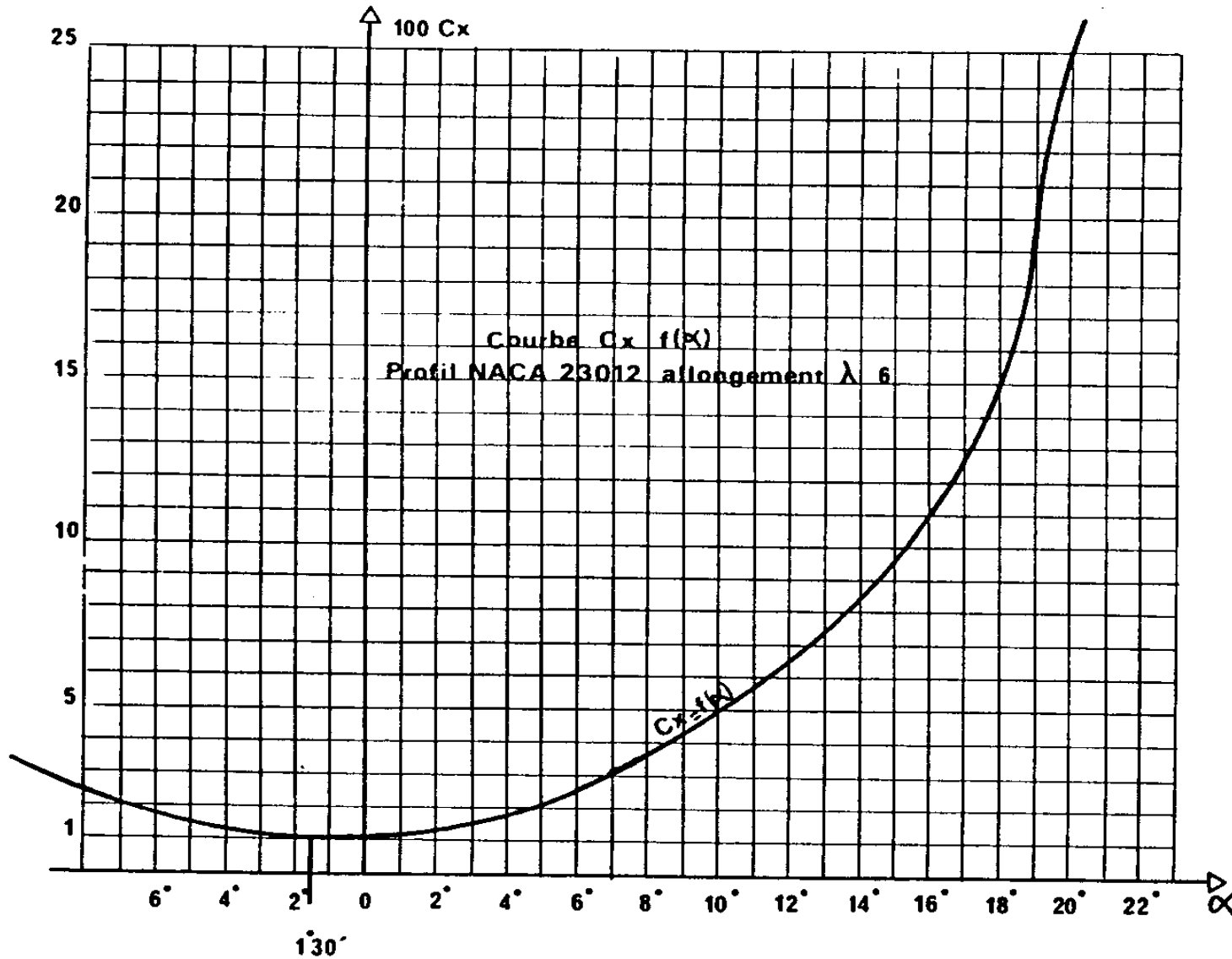


En haut : surface plane circulaire de traînée de valeur arbitraire « 1 »



En bas :
volume profilé ovoïde de même maître couple
= traînée DIVISEE par 12 !!!
Il faut donc Profiler l'aile mais aussi tout l'avion avec soin pour réduire la TRAINEE

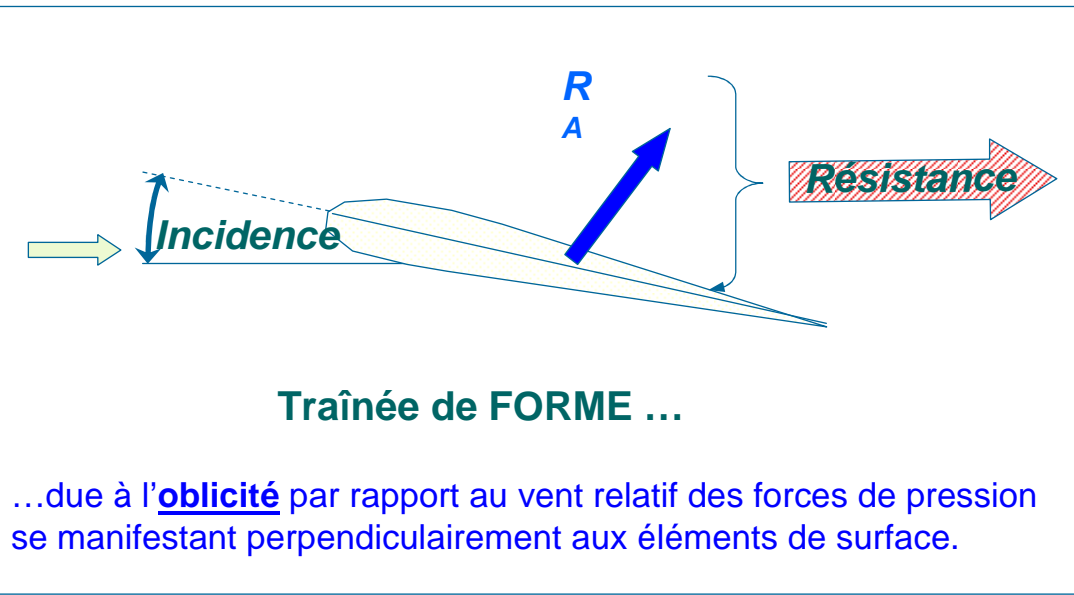
Evolution du coefficient de la TRAINEE en fonction de l'INCIDENCE (α)



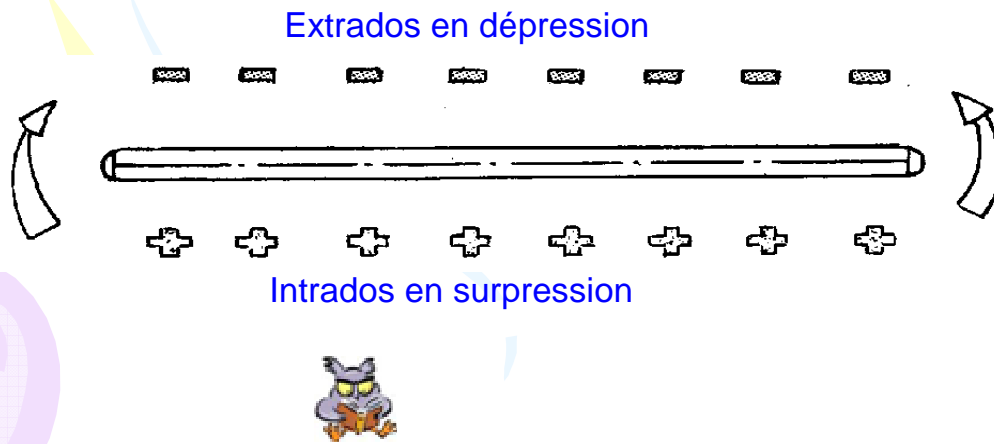
$$C_x = f(\alpha)$$



Traînée de PROFIL (2 composants)



Avec la traînée de PROFIL (Frottement + Forme) nous en aurions fini avec la notion de TRAINÉE si l'envergure de l'aile était INFINIE.



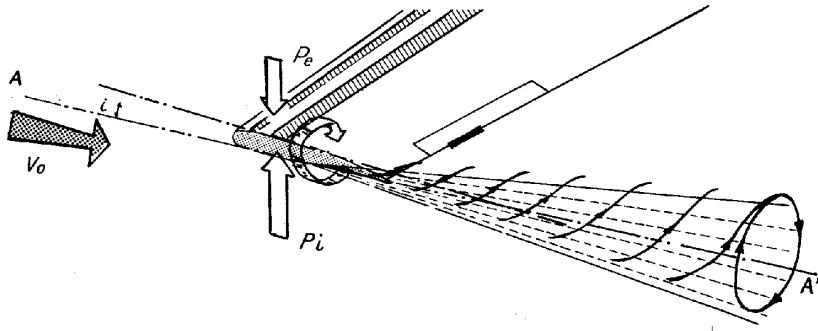
Au-delà de l'extrémité de l'aile rien ne va plus s'opposer à l'équilibrage des pressions laissant s'établir un courant d'air secondaire de bas en haut.

Ce courant va générer des effets secondaires qui vont être à l'origine d'une traînée supplémentaire qualifiée de

Traînée INDUITE

Les différentes TRAINÉES

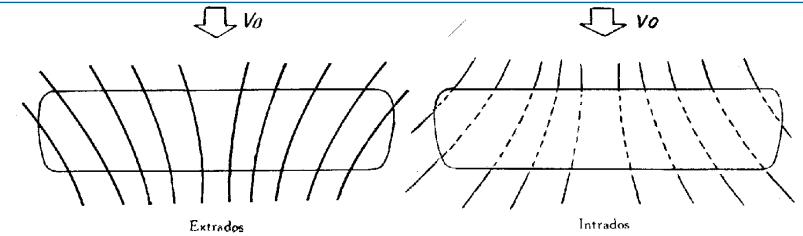
Traînée INDUITE (1 courant d'air 4 effets)



Effet n°1 un enroulement en forme de Vortex dit « **Tourbillon MARGINAL** »

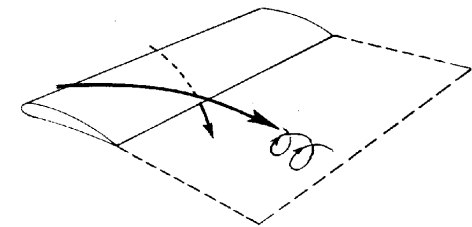
Effet n°2 déviation des filets d'air du vent relatif

- Sur l'extrados vers le plan de symétrie
- Sur l'intrados vers les extrémités marginales



Effet n°3 une série de tourbillons dits « **LIBRES** » tout le long au bord de fuite

lorsque les filets d'extrados & d'intrados de directions divergentes se rejoignent.



Effet n°4 INFLEXION à l'avant de l'aile
DEFLEXION vers le bas à l'arrière de l'aile.



LA TRAINEE DE L'AILE D' UN SEUL COUP D'OEIL



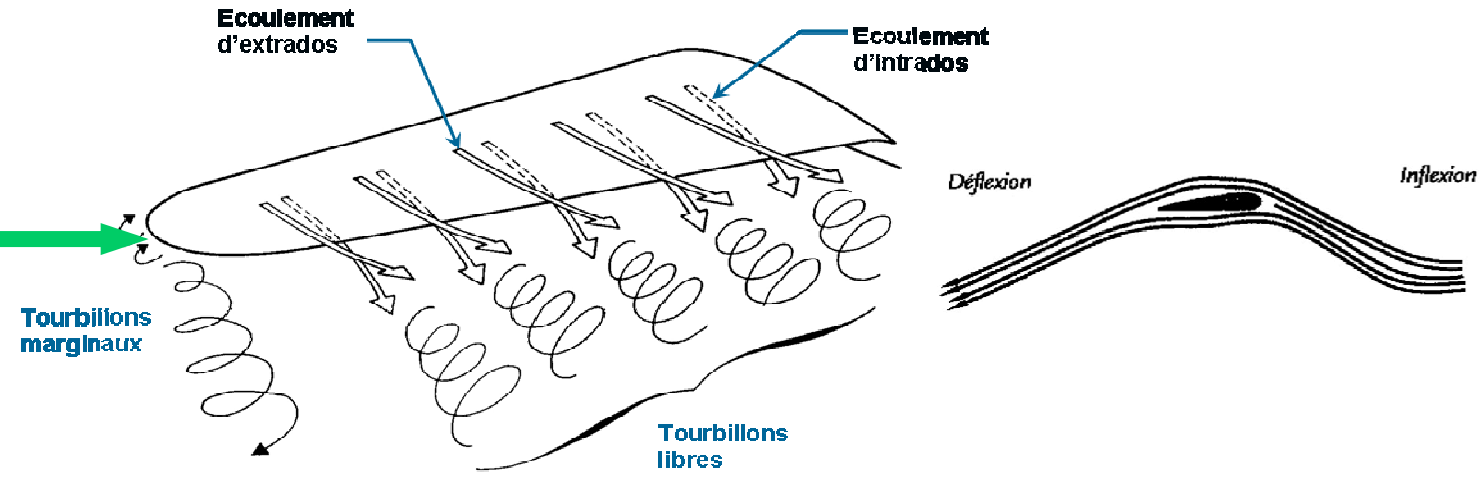
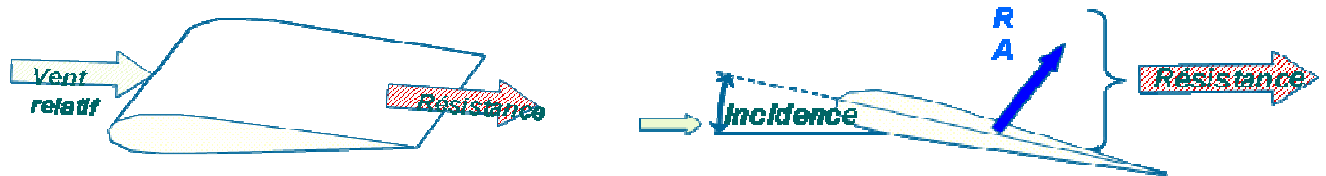
TRAINEE de PROFIL


+


TRAINEE INDUITE


=

TRAINEE TOTALE





$$C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\Pi \cdot \lambda}$$




Culture

$$C_x \text{ total} = C_x \text{ forme} + C_x \text{ frottement} + C_x \text{ induit}$$

A savoir ! Les tourbillons sont une conséquence de la portance :

- quand l'incidence augmente l'intensité des tourbillons croît en même temps que la sustentation
- à l'incidence de portance nulle la nappe tourbillonnaire disparaît
- si l'on donne à l'aile une incidence négative les tourbillons réapparaissent avec un enroulement INVERSE






Vortex au décollage



Dryden Flight Research Center ECN 3831 Photographed 1974
B-727 vortex study NASA photo



 Wake Vortex Study at Wallops Island
NASA Langley Research Center 5/4/1990 Image # EL-1996-00130

Vortex en vol



Hurel Dubois



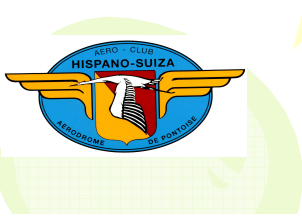
Son aile n'est pas INFINIE mais très étendue : elle réduit considérablement la traînée induite.

Son très grand « allongement » lui confère des caractéristiques de rendement intéressantes

Dispositif « winglet » pour diminuer les tourbillons marginaux.

Efficace .. mais nécessite une mise au point longue et complexe.





La Traînée Induite a tout de même un effet positif « INDUIT » lui aussi

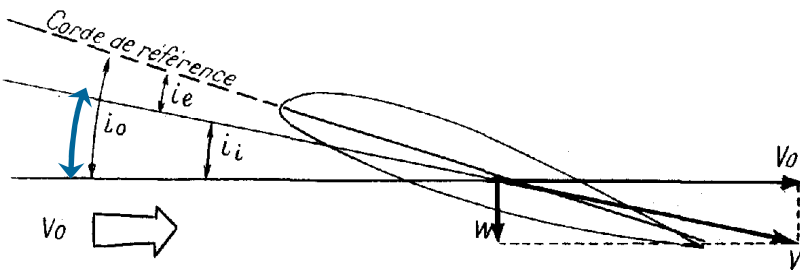
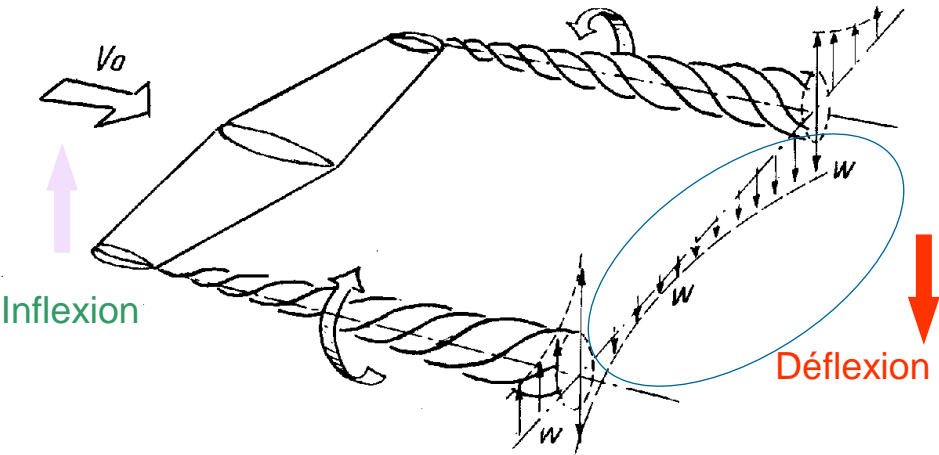
Les tourbillons sont producteurs de **vitesse induites** qui se conjuguent avec la vitesse principale. La figure ci-dessus montre que ces **vitesse induites** dans le sillage de l'aile sont dirigée **vers le bas** (dans le cas d'une portance positive).

La combinaison des 2 vitesses horizontale (vent relatif) et verticale (induite) se combinent en infléchissant le flux d'air initial vers le bas) souvent appelé **FLUX DESCENDANT**.

Cette effet de **REACTION** vers le bas est (entre autres) un élément manquant dans l'approche populaire "Portance = tout Bernoulli "

Le phénomène est toutefois connu sous le nom de « **DEFLEXION** »

Ce flux **DESCENDANT** est également désigné comme responsable de déclencher un phénomène inverse d'**INFLEXION vers le haut** à l'avant de l'aile. Ce flux ascendant constitue une traînée induite en contrepartie d'effets bénéfiques en canalisant l'air pour diminuer l'incidence du flux d'air notamment en aux grands angles.



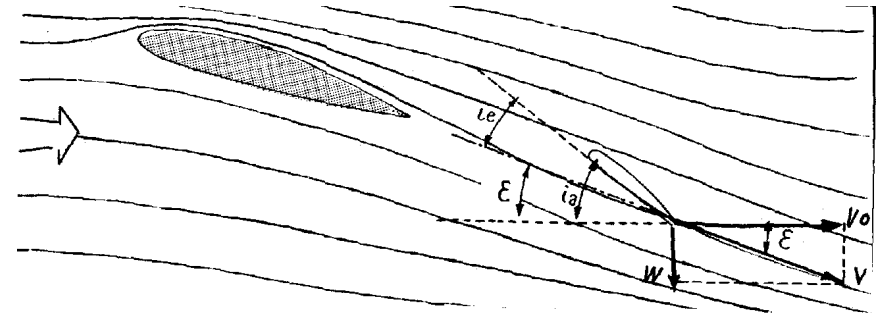
i_i est l'ANGLE INDUIT formé entre la direction de vitesse résultante V_e et de vitesse initiale.

D'après la théorie de Prandtl, l'angle induit exprimé en radians a pour valeur

$$Ii = \frac{Cz}{\pi\lambda}$$



Culture

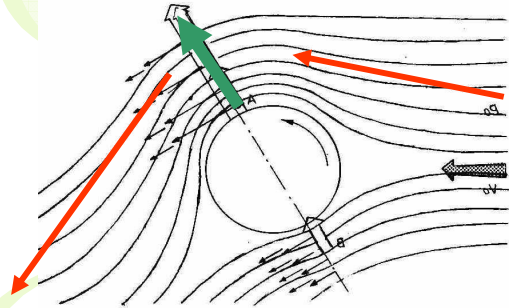


A une distance donnée en arrière de l'aile, la déflexion est maximale un peu au dessous du sillage.

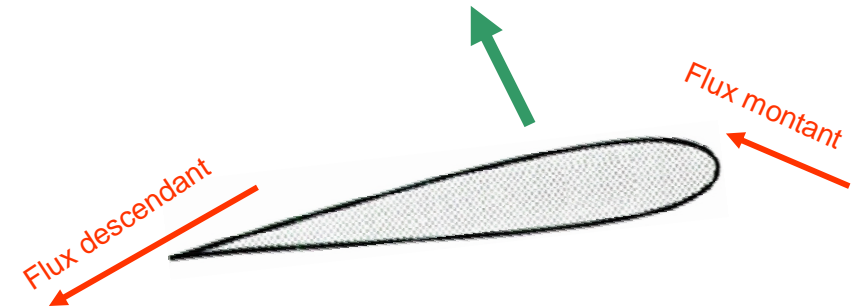
La valeur de la DEFLEXION varie comme la vitesse induite en fonction de la PORTANCE et de l'ALLONGEMENT

Réaction – Inflexion-Déflexion : la nouveauté

Les flux montants et descendants n'étaient pas inconnus dans les fondements de la théorie des tubes de courants et du tourbillon de Prandtl. La vulgarisation de la PORTANCE et la formation des pilotes s'est concentrée sur la loi de Bernoulli qui ne justifie pourtant que la moitié de la quantité de PORTANCE générée par l'aile.



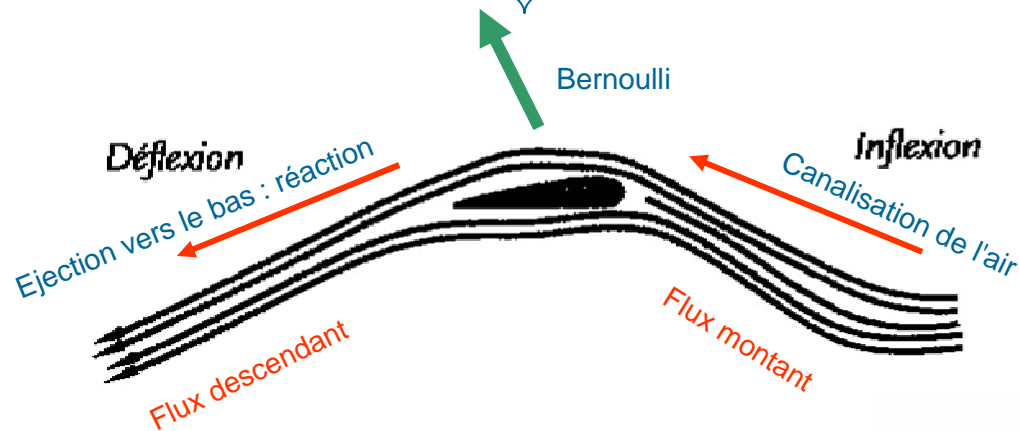
Prandtl Cylindre en rotation & incidence



Profil d'aile fixe & incidence



Culture

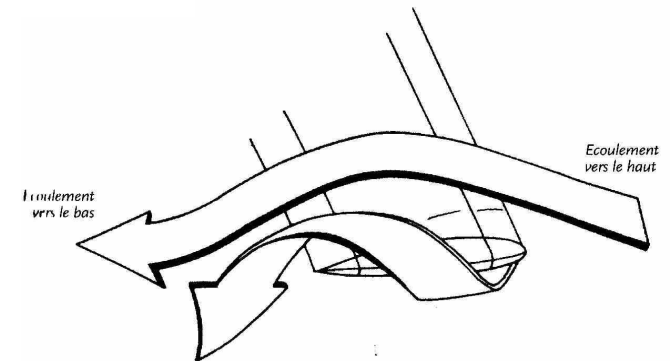


Ce qui est nouveau :

Les auteurs remettent au goût du jour les flux montants et descendants.

Ci-contre un dessin extrait d'une parution en 2009 de Barry Schiff (qui alimente depuis des années les rubriques aéronautiques notamment Info Pilote depuis plus de 20 ans). Comme le professeur Scott Eberhardt (Univ Washington Aeronautics and Astronautics) il met l'accent sur la notion de REACTION due au flux descendant. Le dessin met en évidence l'effet du vortex et des tourbillons libres dans la production des flux ascendant et descendant.

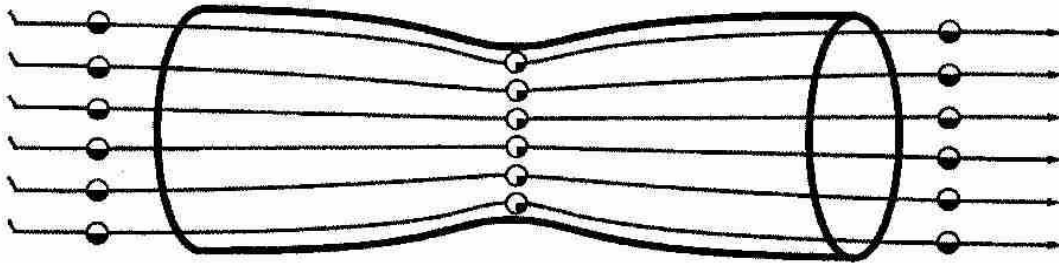
[Manuel de pilotage avancé Editions Altipresse août 2008]



Retour aux sources.

Les oiseaux créent une portance (par REACTION) en battant l'air en arrière vers le bas (l'ACTION). L'air en mouvement possède de l'énergie cinétique. Mais l'air possède également une autre forme d'énergie : la pression statique. Si on entrouvre l'orifice d'un ballon de baudruche il laisse échapper l'énergie statique emmagasinée qui se transforme en énergie cinétique. La pression à l'intérieur diminue et la vitesse-air augmente comme d'une "tuyère". L'air pénétrant dans un tube de Venturi est constitué des 2 formes d'énergie : l'énergie cinétique du mouvement et l'énergie statique de la pression atmosphérique.

La vitesse de l'air augmente
La pression de l'air diminue



50 unités d'énergie cinétique
50 unités de pression statique
Energie totale : 100 unités

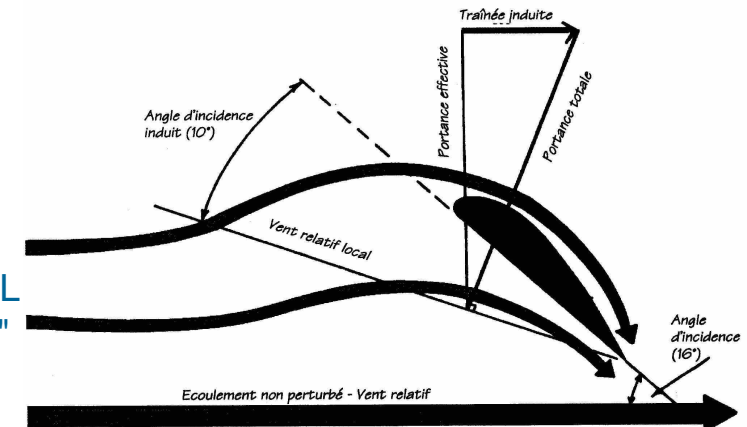
75 unités d'énergie cinétique
25 unités de pression statique
Energie totale : 100 unités

50 unités d'énergie cinétique
50 unités de pression statique
Energie totale : 100 unités

"L'énergie ne peut être ni créée ni détruite, elle change de forme." (Loi de conservation de l'énergie). Or, lorsque le flux d'air pénètre dans un tube de Venturi sa vitesse augmente! C'est une partie de la pression de l'air qui est sacrifiée ou convertie en énergie cinétique. Dans le Venturi la pression statique de l'air est sacrifiée pour accélérer le flux d'air d'où la réduction de la pression.

En aval : lorsque l'aile vole avec un angle important cela génère un effet Venturi plus prononcé, la déflexion vers le bas est d'autant plus forte, la réaction s'accroît et la PORTANCE aussi.

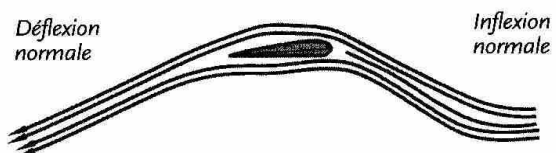
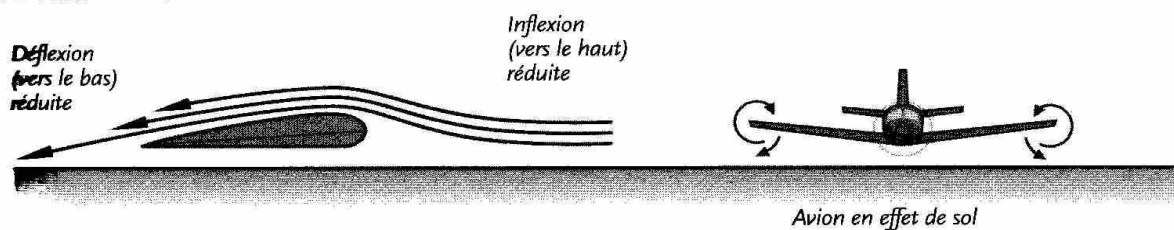
En amont (figure ci-contre) : plus visible en vol lent à grande incidence, l'angle formé entre la corde et le vent relatif apparaît ici comme ayant officiellement une valeur d'angle de 16°. En fait le flux montant change la donne le vent relatif LOCAL n'a pas la même direction que le vent relatif général. L'angle d'incidence "INDUIT" à prendre en compte est bien inférieur et s'établit ici à 10° (au lieu de 16°) - intéressant pour repousser la limite du décrochage mais qui se paye en terme de traînée INDUITE occasionnée par le flux montant (que les aérodynamiciens essaient de minimiser).



Limiter le flux montant et le Vortex : le pilote peut le faire! L'EFFET DE SOL

On a tous entendu parler de "l'effet de sol", en général lors des premiers atterrissages moteur REDUIT (PTU/PTE). Alors que tout indiquait qu'on n'atteindrait pas la piste l'instructeur se saisit du manche qu'il pousse doucement pour accélérer l'avion en l'amenant tout près du sol et ... miracle la piste nous est servie sur un plateau!

On pourrait croire qu'une bonne fée avait soudain déposé un petit coussin d'air sous l'avion! Il n'en est rien!



Effet de sol d'autant plus efficace que l'avion est proche du sol : à partir d'une hauteur environ égale à l'envergure de l'aile.

La clé du mystère réside dans la **diminution de la traînée INDUITE** littéralement étranglée par la proximité du sol. Il faut savoir que l'effet se produit à une hauteur égale à 1 fois ou 1.5 fois maximum l'envergure de l'avion. On voit clairement que les vortex n'ont pas la place de se développer et que leur traînée est anéantie. Il en est de même avec le flux montant, quant à la déflexion vers le bas elle s'appuie littéralement sur le sol. Il en résulte non seulement une réduction de traînée qui elle même permet à l'avion de très bien voler en **diminuant sensiblement son angle d'incidence** et à nouveau la traînée qui va avec.



Les effets évidents :

- ça allonge un peu les distances d'atterrissage
- ça écourte la distance de décollage. Le pilote avisé en tirera parti lors de décollages à pleine charge et/ou par fortes chaleurs. Une fois les roues décollées il maintiendra son avion proche du sol pour bénéficier d'une accélération bénéfique pour entamer ensuite une montée efficace et sûre.

CONCLUSION : qu'est-ce que ça change?

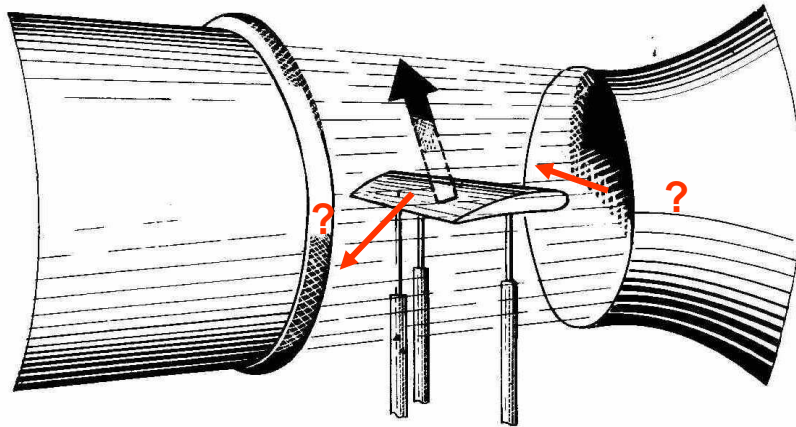
EN RESUME !

Alors que la "tradition" mettait l'accent sur la "suction ou aspiration" -**loi de Bernoulli** à l'appui, les chercheurs et auteurs modernes (sans pour autant la rejeter!) mettent en avant la notion de flux. Ils présentent maintenant la PORTANCE essentiellement comme la REACTION GLOBALE des forces verticales qui s'exercent sur et de part & d'autre des surfaces portantes.

Une citation caractéristique :

"S'il était possible de déterminer et d'additionner toutes les composantes des forces verticales avec lesquelles chaque molécule d'air est projetée vers le bas, le total égalerait exactement la portance créée par l'aile"

[B. Schiff]



*Quelle que soit la théorie ...
la PORTANCE mesurée en soufflerie par les
capteurs était juste! Et ce, avec ou sans
conscience des flux ascendant/descendant.*

Gardons la tête froide!

1/ Est-il exact de dire qu'en travaillant sur l'ancien modèle **tout était faux** ?

ABSOLUMENT PAS. Il ne faut pas oublier que les aérodynamiciens travaillaient sur des données expérimentales et la mesure de la PORTANCE obtenue était un constat et présentait donc un résultat JUSTE!

2/ A qui sert donc ce nouveau modèle des FLUX?

Il résulte d'une meilleure perception de la réalité, laquelle finit toujours par s'imposer : il faut donc diffuser!

En pratique **l'effort des aérodynamiciens** porte désormais sur l'idée de faire passer le plus d'air possible sur l'extrados pour qu'ultérieurement il soit rejeté vers le bas, en arrière du bord de fuite.



Il y a la traînée de l'AILE mais aussi celle du reste de l'avion

Typiquement liée à la **PORTANCE**
 cette traînée prédomine aux basses vitesses
 et **DIMINUE** lorsque la vitesse **AUMENTE**

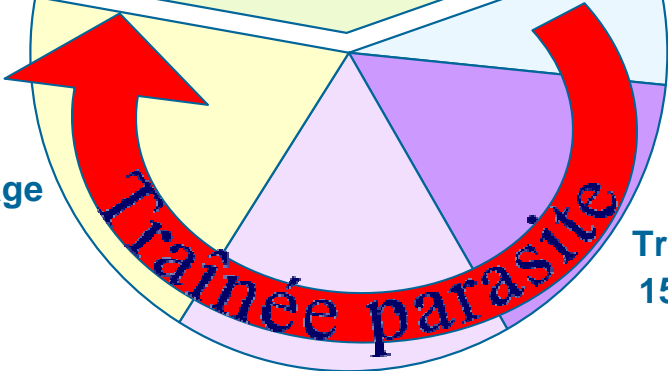
Voilure
 42%

Aile
 traînée de **PROFIL**
 +
 traînée **INDUITE**

Empennages
 7%

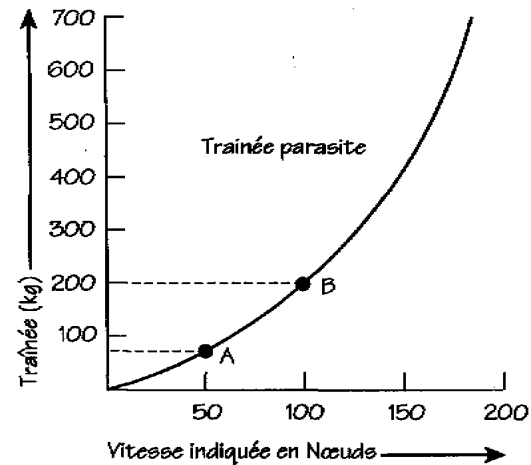
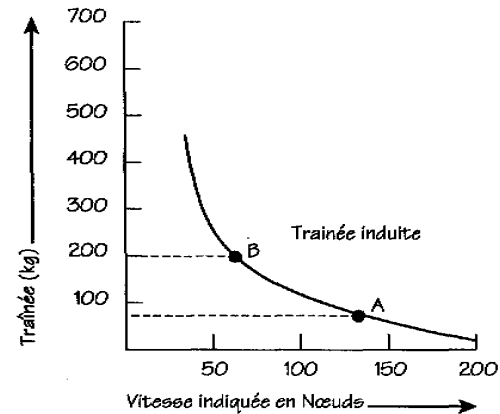
Fuselage
 19%

Train
 15%

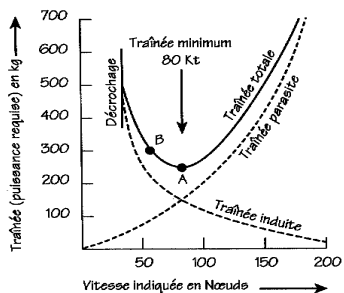


Moteur

Insignifiante aux ... **17%** ... basses vitesses la traînée **PARASITE**
AUGMENTE avec la densité de l'air et le **carré de la vitesse**



Trainée TOTALE
 de l'avion



En effectuant la somme des 2 courbes on obtient la traînée **TOTALE** de l'avion. Son point (A) donne la vitesse de traînée **MINIMUM**, celle où l'avion vole avec le maximum d'efficacité (meilleur rapport **PORTANCE/TRAINÉE** ou « Finesse Max »). On imagine facilement que **l'augmentation de la vitesse** d'un avion nécessite une augmentation de la **PUISSANCE** mais on comprend moins facilement qu'une **diminution de vitesse** en-dessous du point (A) nécessite aussi une **augmentation de PUISSANCE**

La Vitesse de Traînée MINIMALE relation avec d'autre éléments-clé

1/ Relation avec la Finesse Max.

La Vi de "Traînée minimale" (point A ci-dessous) correspond à la Vitesse de meilleures performances en vol plané ou "Finesse max" :

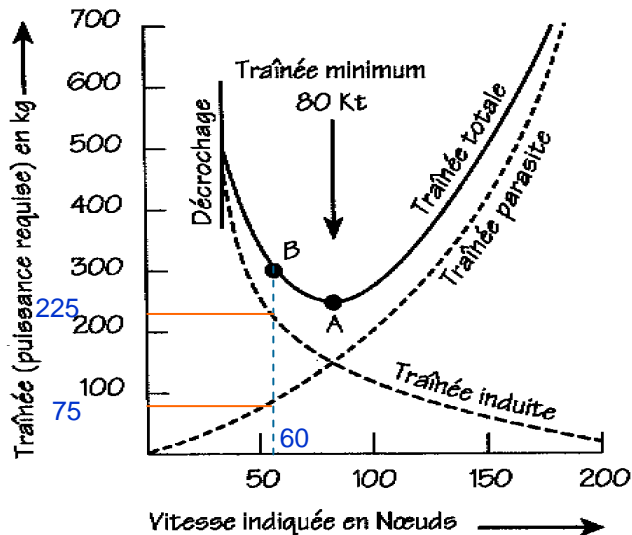
- et c'est aussi à cette vitesse que l'avion vole le plus LOIN avec son moteur
- en clair sur nos avions (peu puissants, à pas "fixe", à moteur atmosphérique...) elle permet tout simplement d'obtenir la plus grande distance possible par litre d'essence consommé.

CONCLUSION. Lorsque la quantité de carburant devient une préoccupation la règle est simple : plus le pilote réduit sa vitesse vers la "finesse max" plus il augmente ses chances d'atteindre l'aérodrome convoité!

Toutefois cette règle doit être modulée en cas de vent de face sur d'autres types d'avions très puissants, très fins, très rapides et volant très haut. Ce peut être un avion à réaction pressurisé, à turbopropulseur ou plus exceptionnellement un avion à hélice à calage variable turbocompressé. Nous y reviendrons plus loin.

2/ Relation avec l'ENDURANCE MAXI (point B ci-contre)

La Vi de "Traînée minimale" égale à la Finesse Max (A) permet de calculer la vitesse d'ENDURANCE MAXI (B) sensiblement égale à 75% de la Finesse Max ($80\text{Kt} \cdot 0.75 = 60\text{Kt}$). et se situe à l'endroit où la traînée induite est x3 fois celle de la traînée parasite. C'est cette vitesse que le pilote doit afficher pour rester en vol le plus longtemps possible (**mais en allant moins loin qu'avec la Finesse Max**).

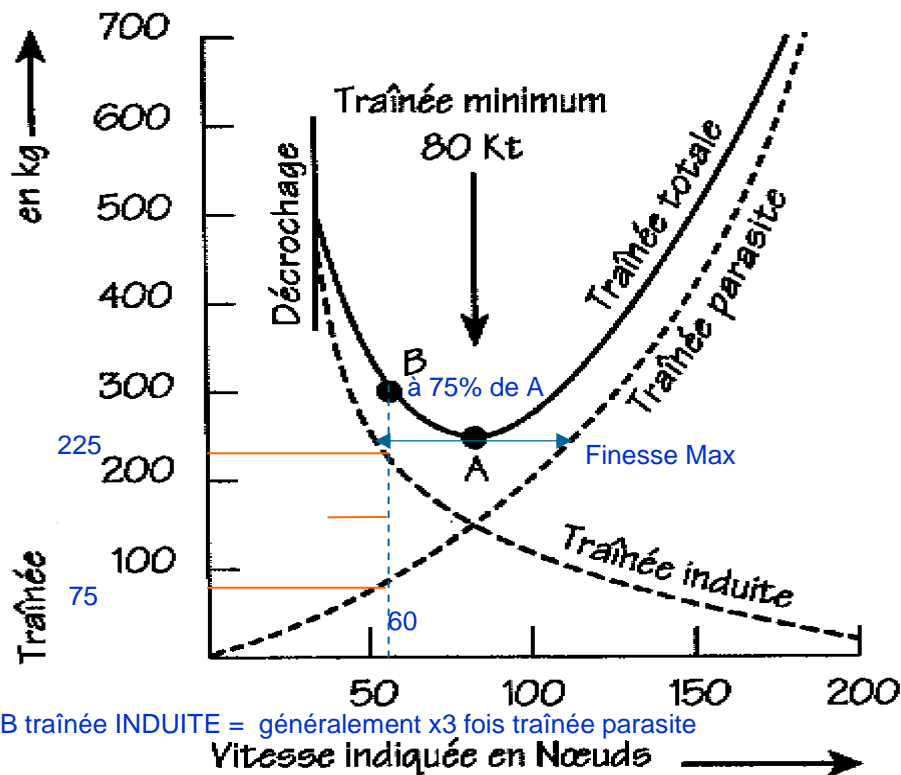


3/ Relation avec la COURBE DE PUISSANCE et le vol au "second régime" (étudiés plus loin)

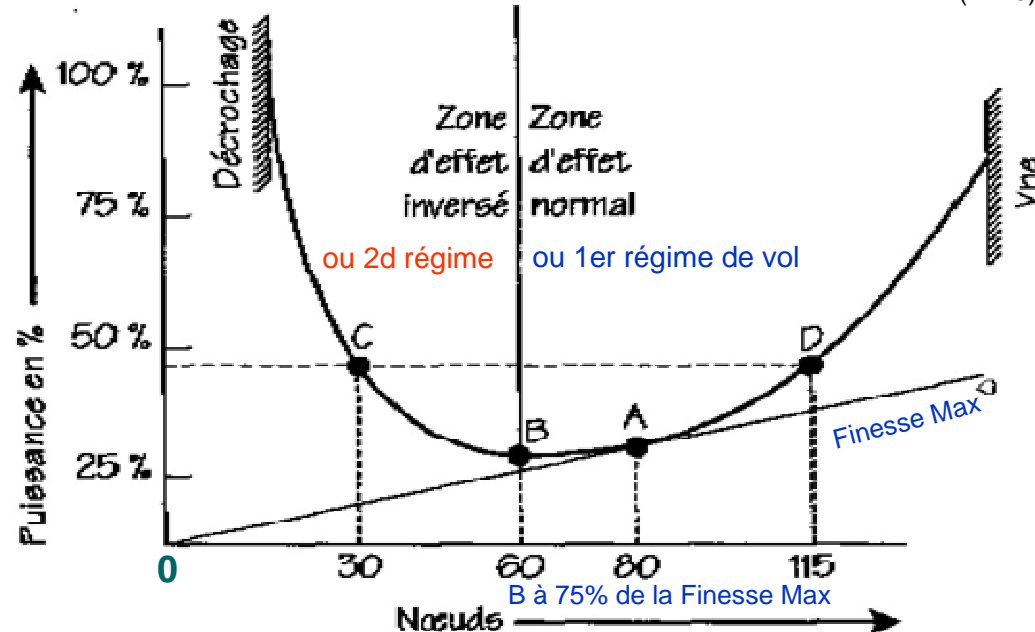
Courbes de traînée induite et parasite sont antinomiques. L'une (induite) très forte à basse vitesse DIMINUE au fur et à mesure que la vitesse augmente, l'autre (parasite) très faible à basse vitesse AUGMENTE au fur et à mesure que la vitesse augmente. Pour gérer l'impact de ces traînées dans les 2 "régimes de vol" de part et d'autre de la courbe le pilote agit sur la PUISSANCE (mesure du travail effectué par le couple moteur-hélice). C'est pourquoi l'étude quantitative se fait traditionnellement sur la courbe de PUISSANCE de l'avion (assez proche de la courbe de traînée). La courbe de traînée a pour avantage d'**expliquer** l'ORIGINE des phénomènes observés dans la courbe de PUISSANCE.

Courbe de TRAÎNÉE et courbe de PUISSANCE

Courbe de traînée



Courbe de puissance



Culture
(A lire)

Exemple de comparaison des courbes de Traînée et de Puissance d'un même avion.

La courbe de traînée conditionne la courbe de puissance et cette dernière est plus évasée car le couple moteur-hélice peine à générer une traction proportionnelle à la vitesse au fur et à mesure qu'on s'approche de la VNE (effets massiques des pistons, frottement, rendement de l'hélice qui tend vers sa limite à haut régime...).

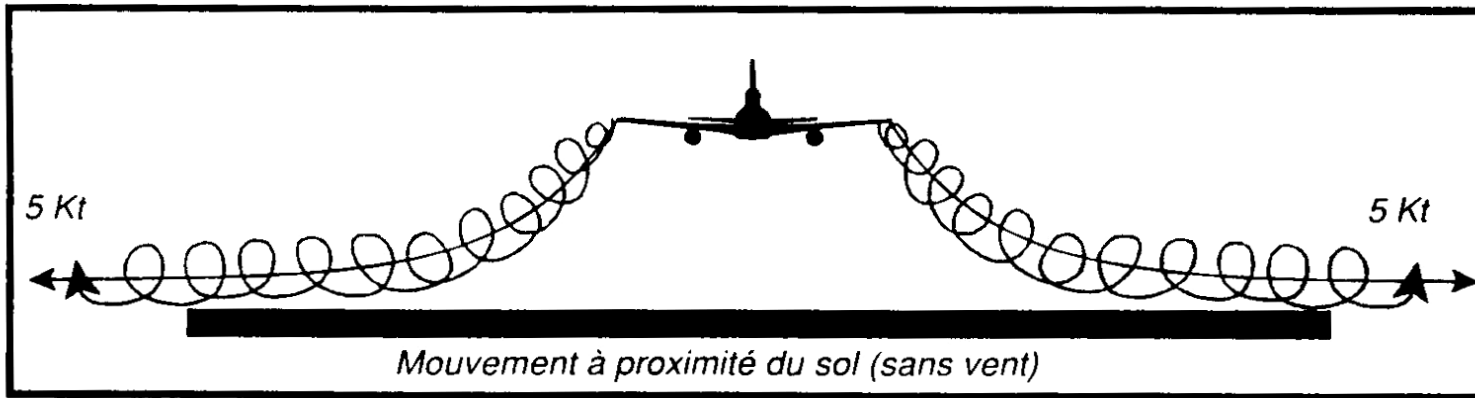
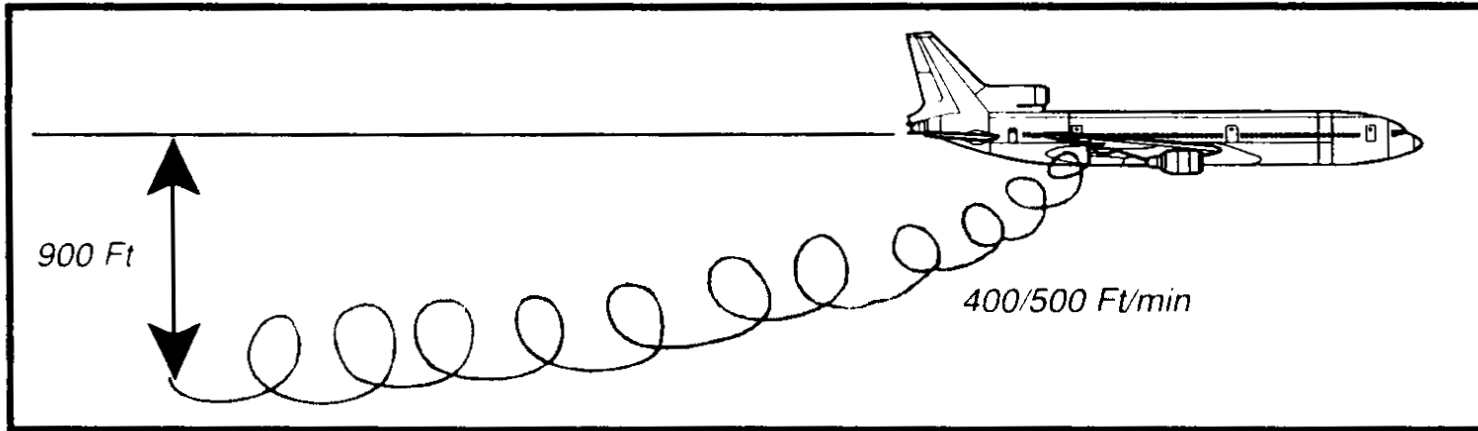
On notera les positions respectives des mêmes points A & B sur les 2 courbes.

C'est le point B qui détermine la frontière entre les 2 régimes de vol :

- Premier régime "Zone d'effet normal"
- SECOND régime "Zone d'effet inversé" où par exemple baisser le nez d'un appareil stabilisé le fait MONTER, et pire encore tirer sur le manche fait augmenter le taux de chute (danger au décollage ou en finale ... au 2nd régime!)



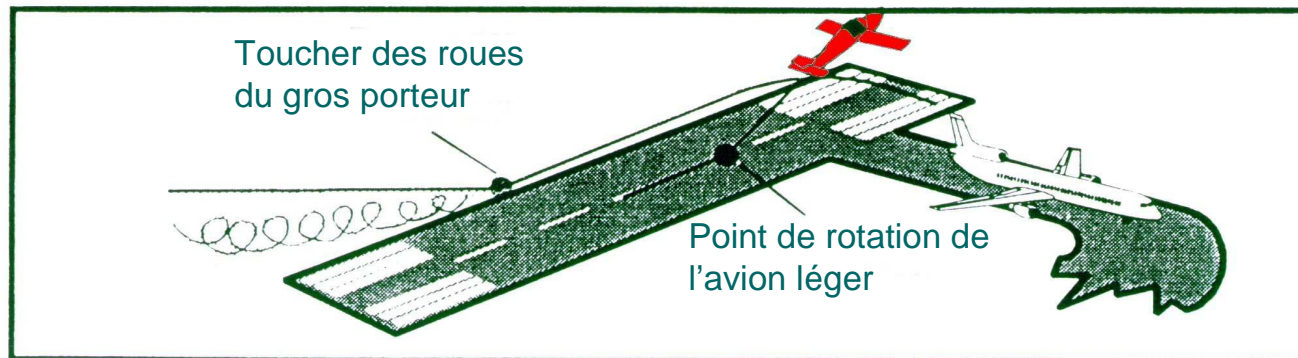
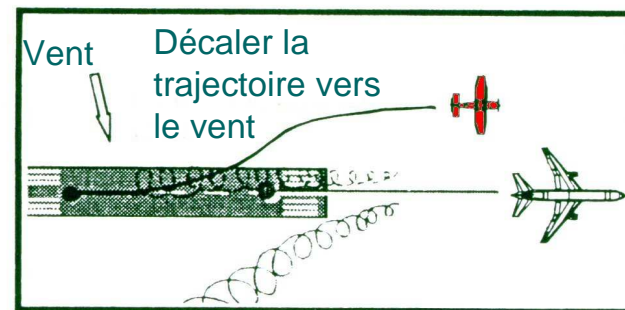
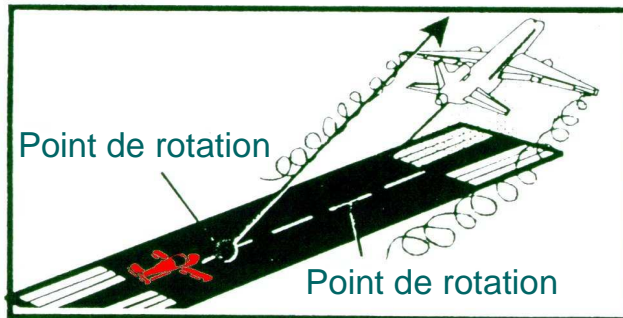
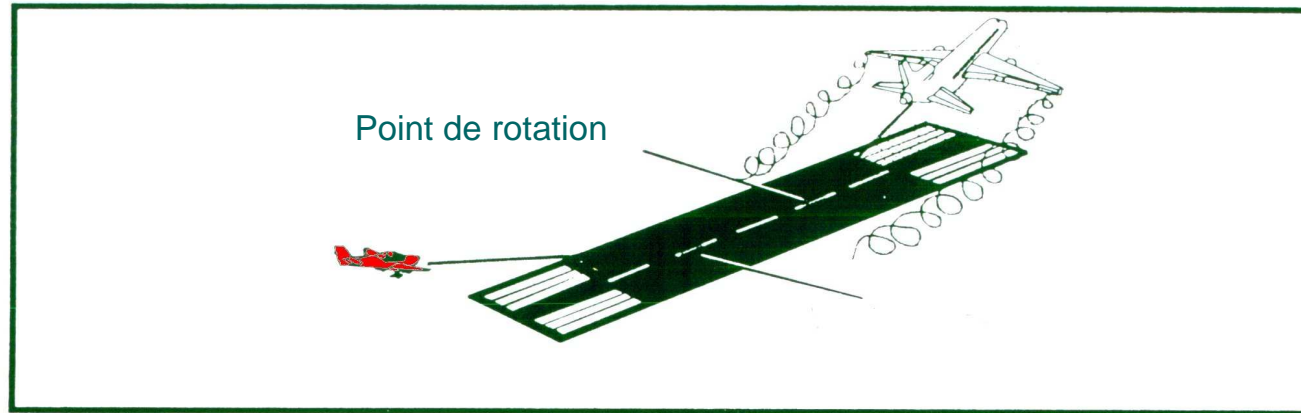
La traînée : conséquences pratiques autour de l'aérodrome



TURBULENCE DERRIERE UN GROS PORTEUR



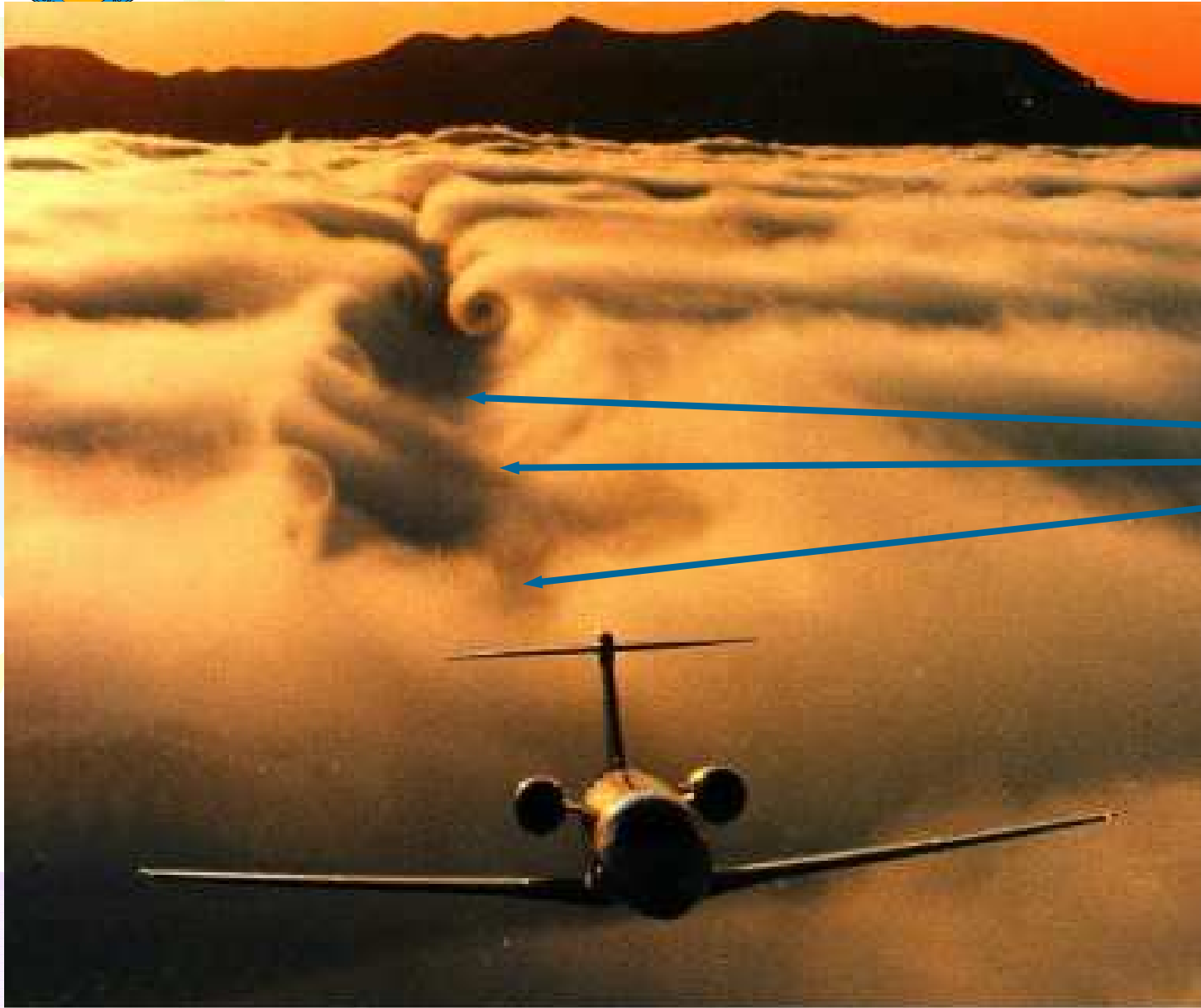
Conséquences pratiques autour de l'aérodrome (suite)



DECOLLAGE ET ATERRISSAGE DERRIERE UN GROS PORTEUR



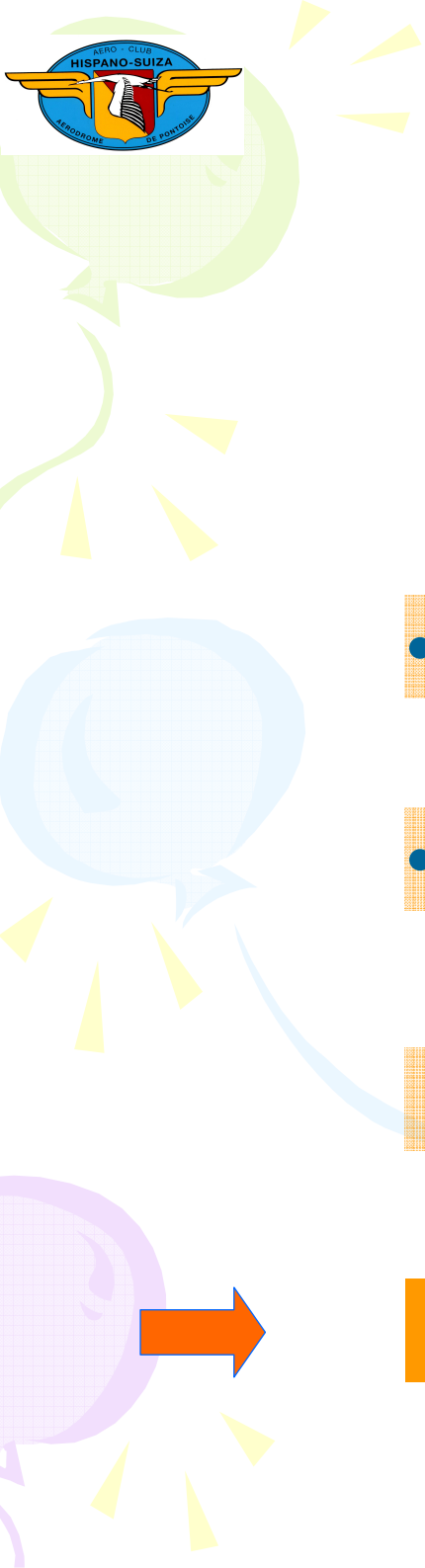
Le Sillage est invisible....



Il n'y pas que le vortex de tourbillons marginaux à remarquer sur cette image

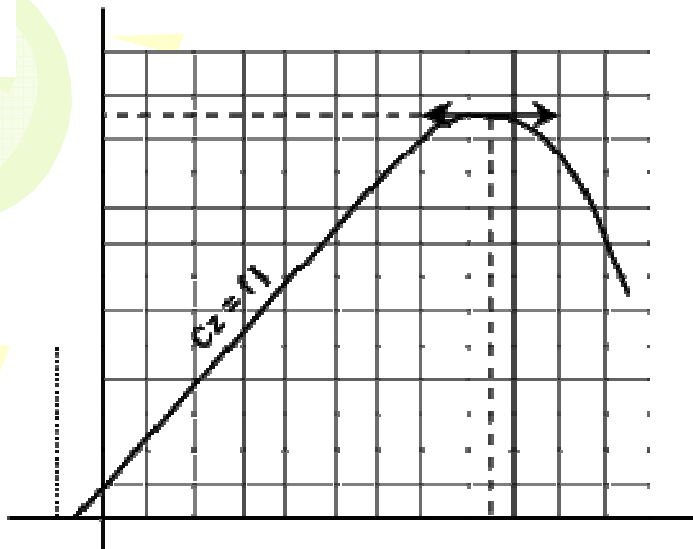
mais aussi la "VALLEE" crée par l'ECOPE du "Flux Descendant" (cf. ANGLE INDUIT & déflexion)

... sauf à la limite de la couche



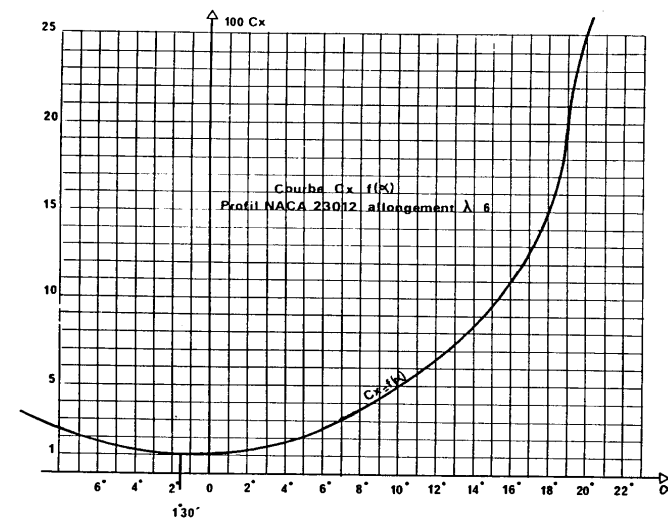
AERODYNAMIQUE

- DEFINITIONS (aile, air, écoulement, profils)
- LES FORCES APPLIQUEES A L'AILE
- PORTANCE ET TRAINEE
- POLAIRE

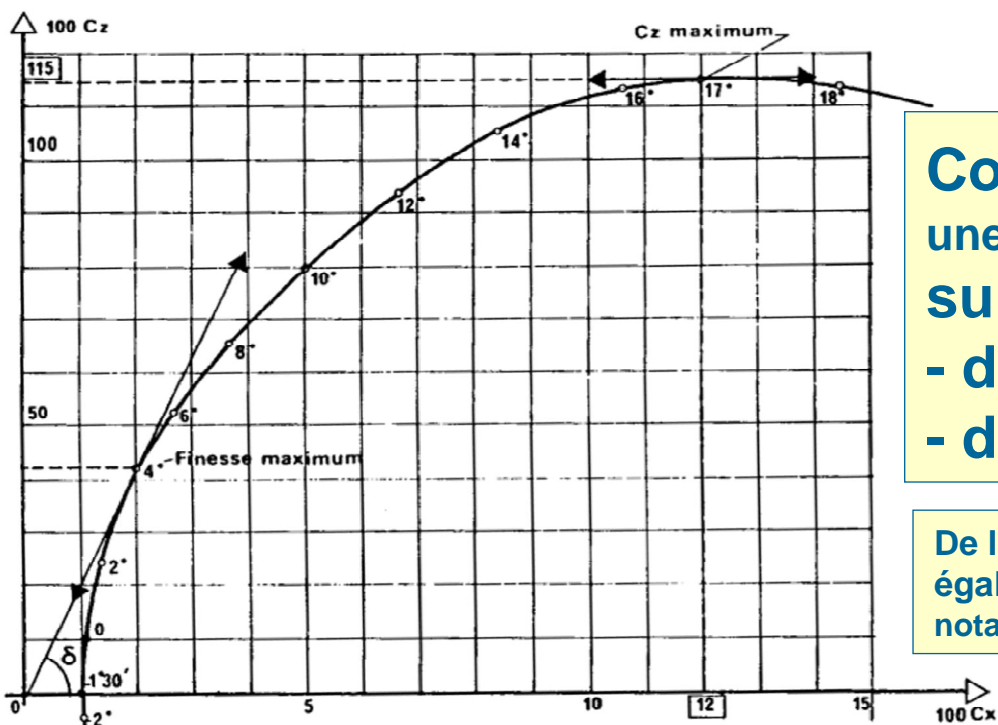


Courbe de PORTANCE

+



Courbe de TRAINEE



=

Courbe appelée **POLAIRE** donnant (pour une succession d'angles d'incidence d'une aile) sur un seul graphe à la fois la valeur :

- des coefficients de Portance (C_z)
- des coefficients de Traînée (C_x)

De la même façon qu'on a tracé la polaire de l'AILE, on trace également la POLAIRE de l'AVION notamment pour en communiquer au pilote les paramètres essentiels.



Calcul d'un coefficient de portance et de traînée à partir de relevés de forces en soufflerie

Exercice n°1

Dans un hangar désaffecté des Ateliers de Construction Aéronautiques Nationaux on a retrouvé une liasse de relevés en soufflerie d'une maquette de l'époque. Les chiffres exprimés en Kgf d'alors reconstituent les performances d'un avion devant voler à 180 Km/h au niveau de la mer et présentant une surface alaire de 18 m².

À l'incidence et à la vitesse de vol considérées les chiffres reconstitués à partir des balances aérodynamiques font état de :

- 1434 Kgf pour la portance F_z (Z_a aujourd'hui)
- 62 Kgf pour la traînée F_x (X_a aujourd'hui)

1) Calculez les coefficients de Portance C_z et de traînée C_x

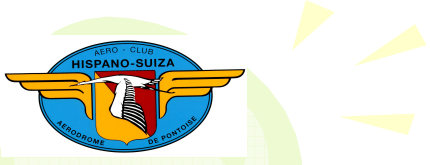
2) Les résultats auraient été impactés si les forces avaient été exprimées en Newton ?

Rappel des formules : $Z_a = 1/2 \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z$ $X_a = 1/2 \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x$

ρ est la masse spécifique de l'air $= \frac{\text{Poids en Kg } 1\text{m}^3 \text{ air}}{9.81(\text{à Paris})}$ et $\frac{\rho}{2} = \frac{1,225}{2 \cdot 9.81} = \frac{1}{16}$

On pourra donc appliquer (au niveau de la mer!) les formules simplifiées suivantes :

$$Z_a = \frac{S \cdot V^2 \cdot C_z}{16} \quad \text{et} \quad X_a = \frac{S \cdot V^2 \cdot C_x}{16}$$



Exercice n°1

Solution

1) Phase préparatoire :

dans les formules la Vitesse s'exprime en m/sec

Pour 180Km/h soit 180000 m pour 3600 sec cela fait $180000:3600=50$ m/sec
et le carré de la vitesse s'exprimera sous le forme 2500 (m/sec).

Application des formules :

$$Za = \frac{S.V^2.Cz}{16}$$

$$Xa = \frac{S.V^2.Cx}{16}$$

$$Cz = \frac{16.Za}{S.V^2}$$

$$Cx = \frac{16.Zx}{S.V^2}$$

$$Cz = \frac{16*1434}{18.2500} = 0,51$$

$$Cx = \frac{16*62}{18.2500} = 0,022$$

2) Impact des résultats !

La réponse est NON mais il n'aurait plus été question de bénéficier de la simplification 1/16e issue elle même de l'introduction de 9.81 dans l'évaluation de $p/2$ lorsqu'on utilise les Kgf !

Sur le plan du principe : Cz et Cx sont des coefficients dits « sans dimension » non affectés par les unités de mesure des forces employées.



Exercice n°2

Toujours à partir des documents concernant le même avion et pour la même vitesse au niveau de la mer on a retrouvé le tableau des relevés suivants en Kgf à différents angles d'incidence :

$$C_z = \frac{16 * Z_a}{18.2500}$$

$$C_x = \frac{16 * X_a}{18.2500}$$

Incidence	Za (Kgf)	Cz	100 Cz	Xa(Kgf)	Cx	100Cx
-4°	-254			28		
0°	563			28		
4°	1434			62		
8°	2250			98		
12°	2953			149		
16°	3797			309		
19°	4022			411		
20°	3544			593		

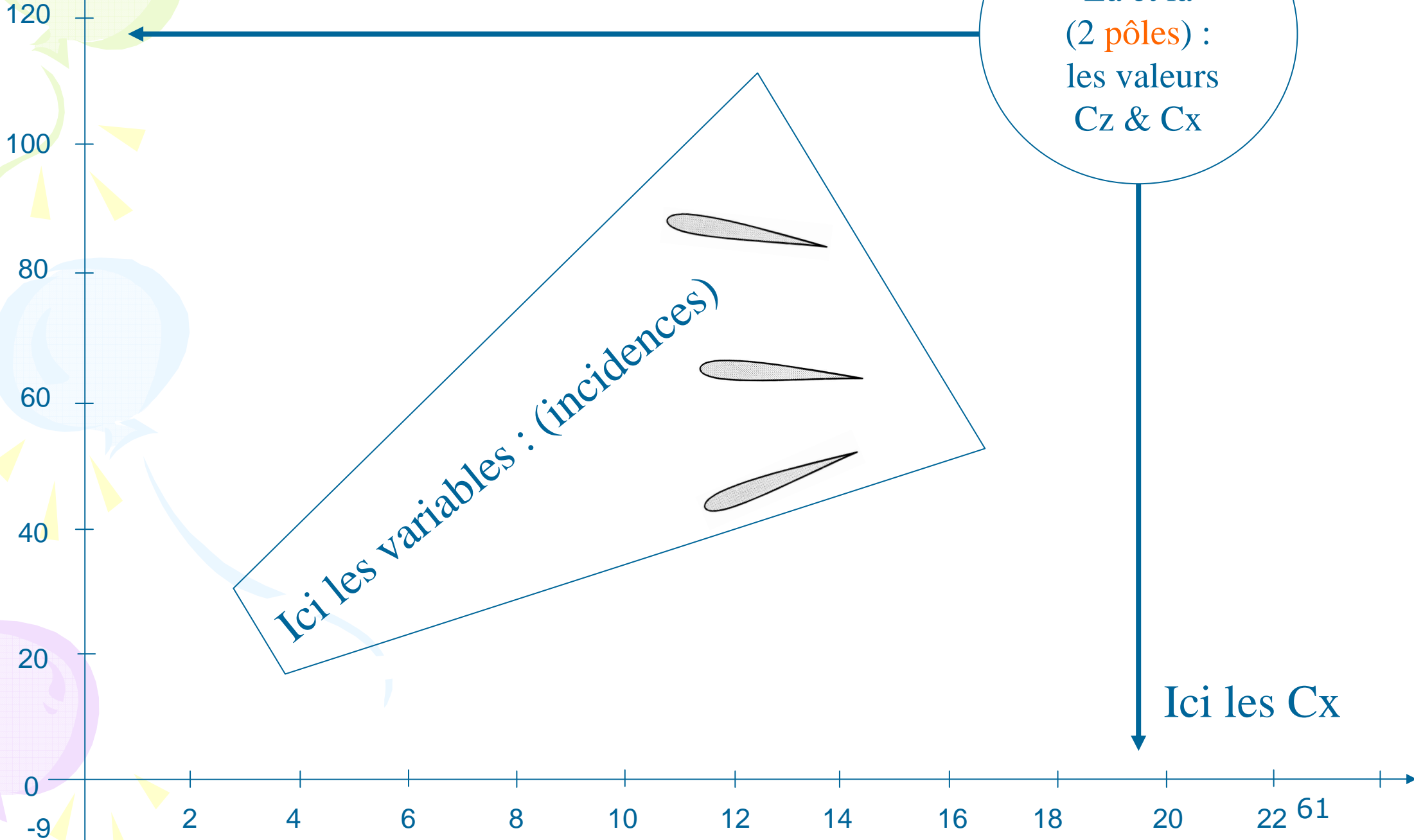
1/ Complétez le tableau et tracez la courbe POLAIRE à partir des valeurs 100 Cz et 100 Cx sur la page suivante.

2/ Déterminez graphiquement l'angle d'incidence donnant la FINESSE-MAX et vérifiez par calcul



Principe de la "courbe polaire"

Ici les Cz





Exercice n°2
Solution

$$C_z = \frac{16 * Z_a}{18.2500}$$
$$C_z = \frac{Z_a}{2812.5}$$

$$C_x = \frac{16 * X_a}{18.2500}$$
$$C_x = \frac{X_a}{2812.5}$$

Incidence	Za (Kgf)	Cz	100 Cz	Xa(Kgf)	Cx	100Cx
-4°	-254	-0,09	-9	28	0,01	1
0°	563	0,20	20	28	0,01	1
4°	1434	0,51	51	62	0,02	2
8°	2250	0,80	80	98	0,04	4
12°	2953	1,05	105	149	0,05	5
16°	3797	1,35	135	309	0,11	11
19°	4022	1,43	143	411	0,15	15
20°	3544	1,26	126	593	0,21	21

Note

Multiplier par un coefficient est équivalent à diviser par son inverse

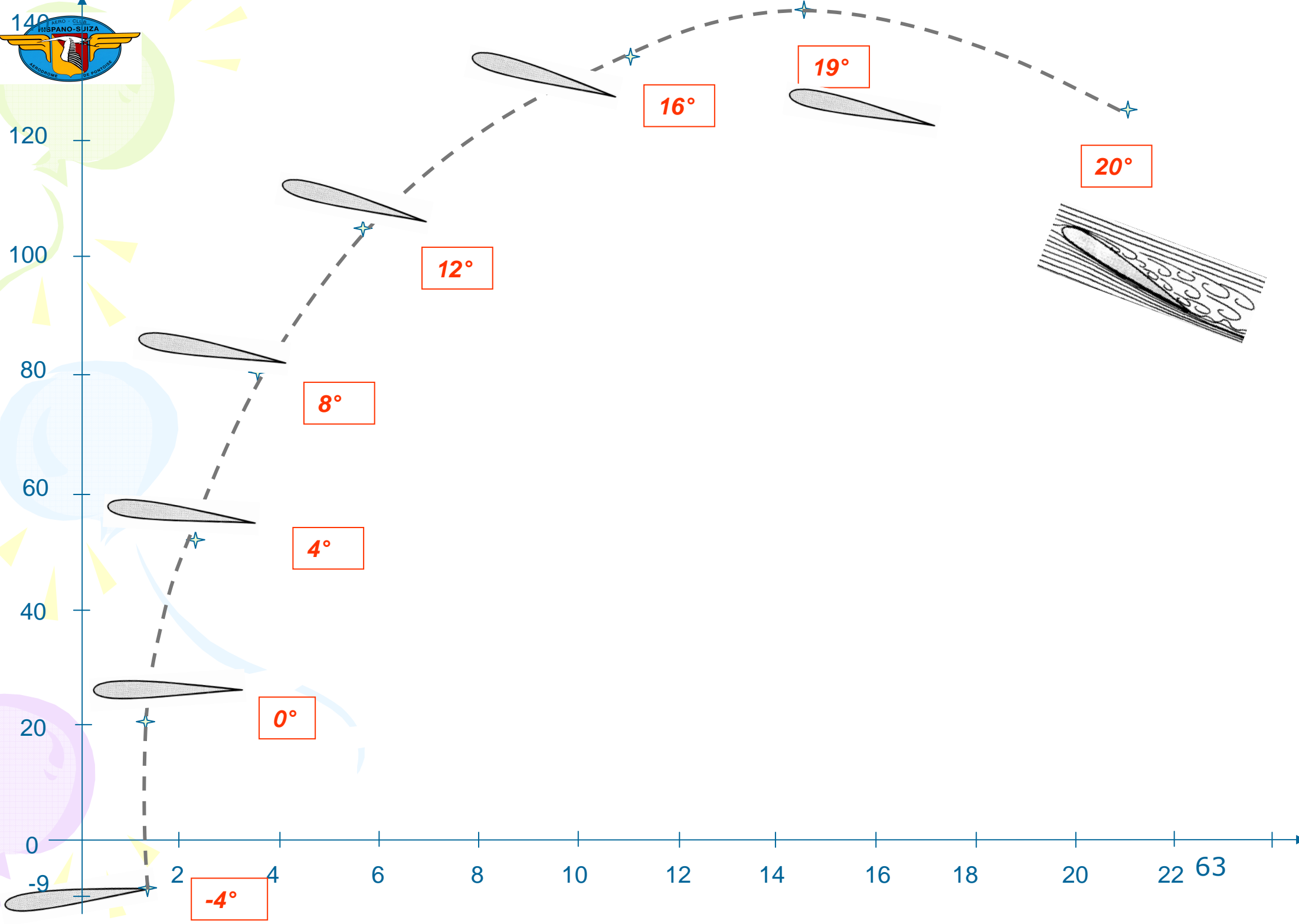
Raccourci pour les calculs : $(18 * 50 * 50) / 16 = 2812,5$

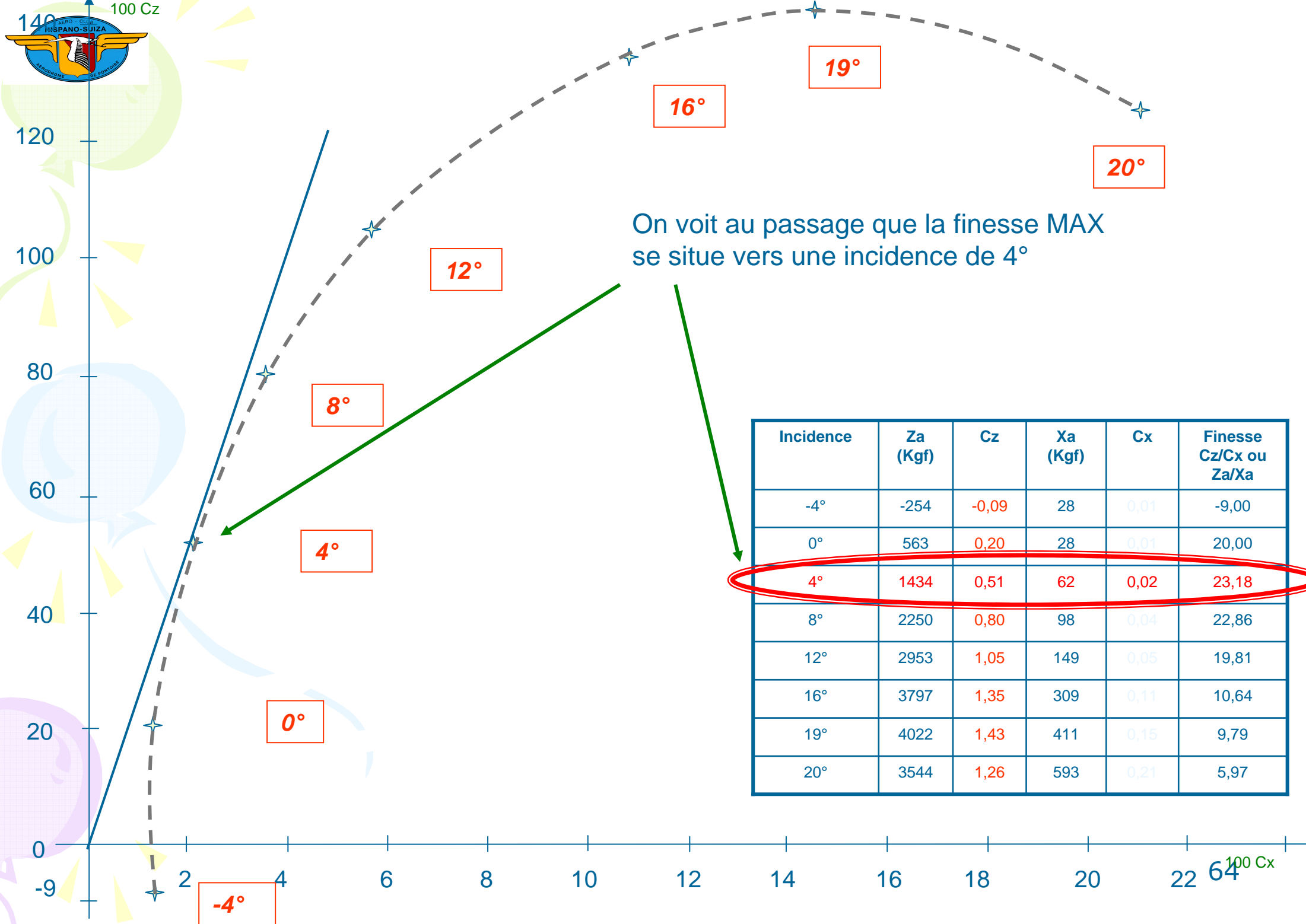
et il suffit de calculer $C_z = Z_a / 2812.5$ ainsi que $C_x = X_a / 2815.5$ pour chaque incidence donnée.

Exemple pour 12° : $C_z = 2953 / 2812.5 = 1.05$ $C_x = 149 / 2812.5 = 0.05$

Aujourd'hui on procéderait par EXCEL en manipulant une cellule à partir de la formule $1/2 \rho . S . V^2$

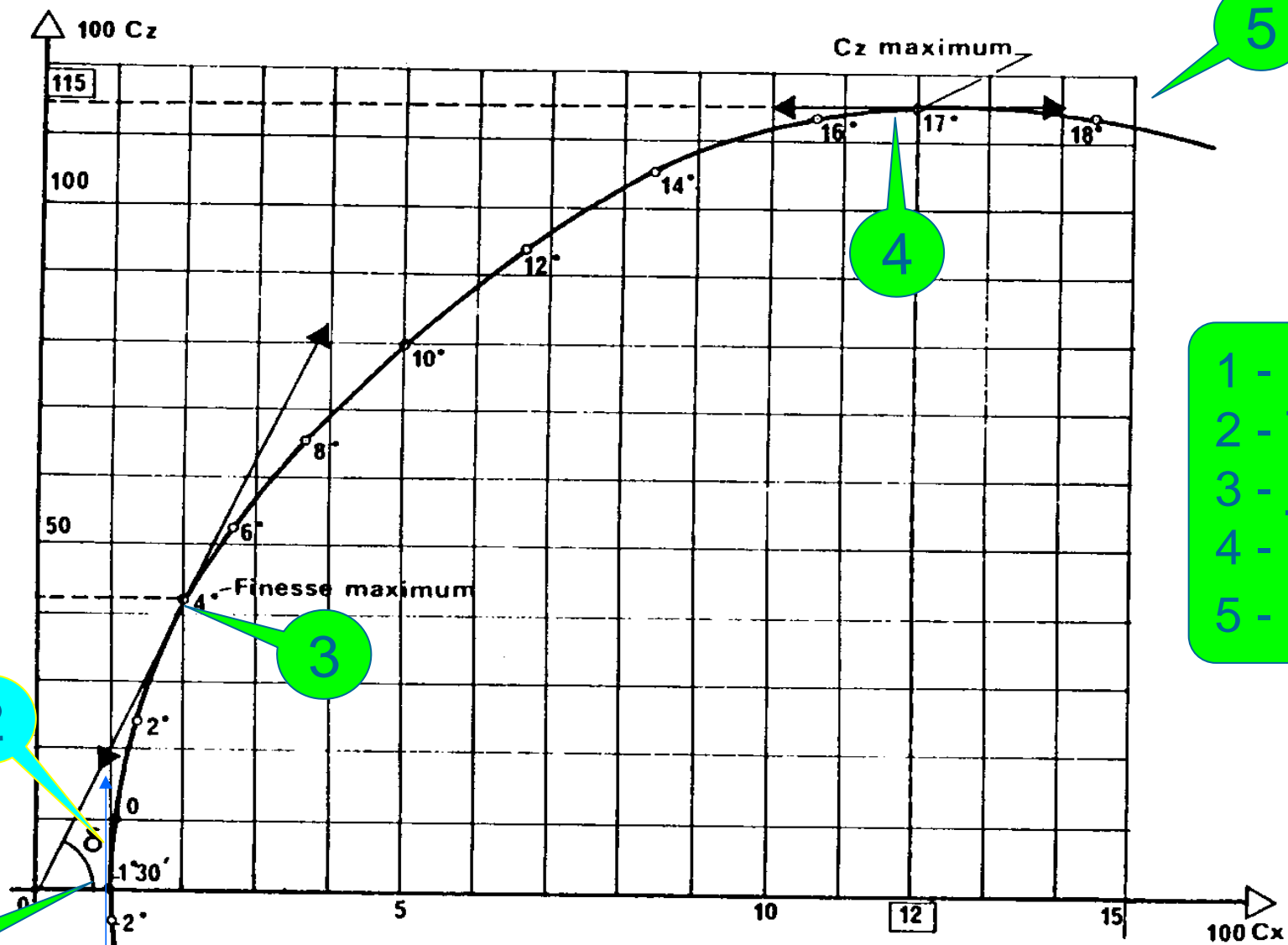
Voir courbe page suivante.





On voit au passage que la finesse MAX se situe vers une incidence de 4°

Incidence	Za (Kgf)	Cz	Xa (Kgf)	Cx	Finesse Cz/Cx ou Za/Xa
-4°	-254	-0,09	28	0,01	-9,00
0°	563	0,20	28	0,01	20,00
4°	1434	0,51	62	0,02	23,18
8°	2250	0,80	98	0,04	22,86
12°	2953	1,05	149	0,05	19,81
16°	3797	1,35	309	0,11	10,64
19°	4022	1,43	411	0,15	9,79
20°	3544	1,26	593	0,21	5,97



- 1 - portance nulle
- 2 - Traînée mini
- 3 - Rz/Rx maxi
- 4 - Portance maxi
- 5 - Décrochage

POLAIRE DE L'AILE/Finesse et points caractéristiques



La finesse est une notion extraite de la polaire, elle se traduit comme étant le rapport de la portance sur la traînée (C_z/C_x). Il existe un point où l'on trouve le meilleur rapport portance sur traînée, c'est la finesse maximum.



Finesse caractéristique :

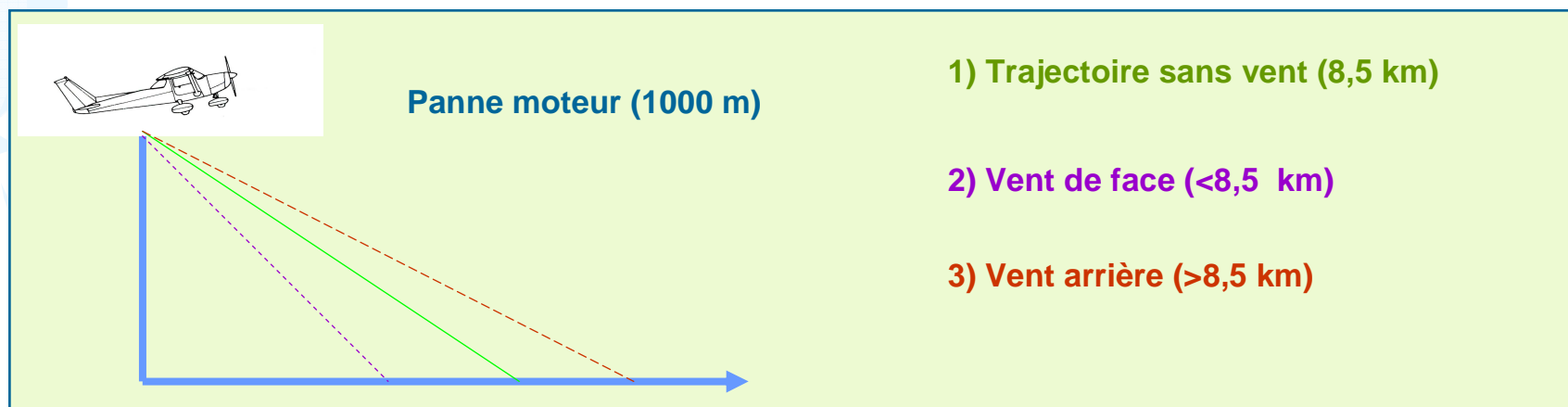
Planeur de compétition 60

A340 (270t) 20

Cessna 150 (726 kg) 8.5

Aspect pratique : La finesse généralement indiquée par les manuels de vol représente la capacité de planer d'un avion à masse maxi par vent nul.

A 35000 ft d'altitude un A340 (6 nm d'altitude) plane $20 \times 6 = 120$ nm.



Bien sûr en appliquant la vitesse de « finesse max » du manuel on ira plus loin avec le vent dans le dos que vent de face ...

... mais la vitesse de « finesse max » est-elle la même AVEC ou SANS vent ?

Finesse MAX



Inutile de chercher la réponse dans le manuel de vol ...
il ne donne QUE des éléments de Finesse Max sans vent !

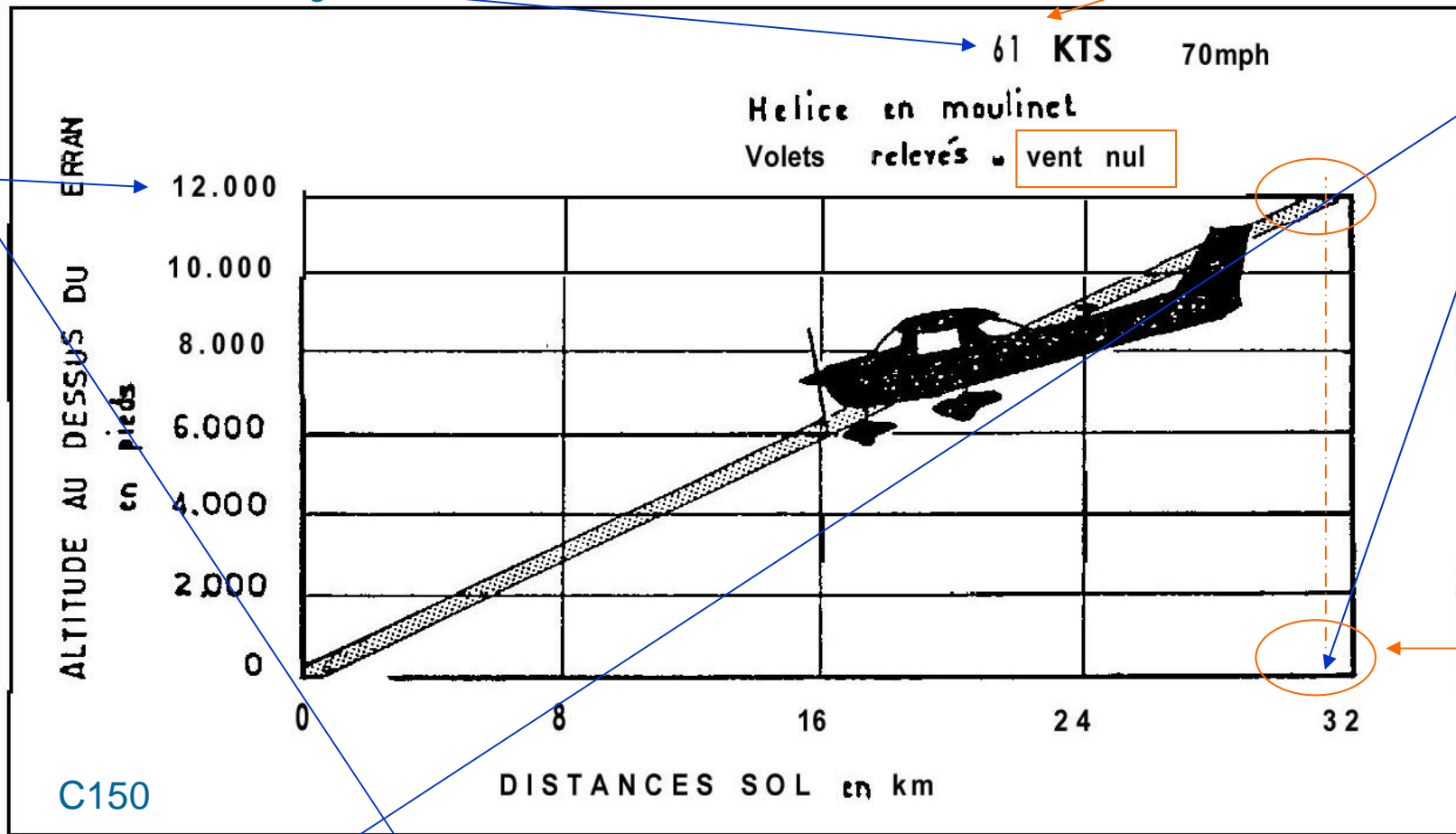
Parfois seule la VI de finesse max est indiquée avec exactitude

et la finesse proprement-dite peut nécessiter des calculs à partir d'éléments précis extérieurs au Manuel de Vol

(*Sous-entendu à Masse maxi 726 Kg

Parfois 60 Kt (ex QV rév-2 août 1975)

Soit :
3657 m



En fait
31.3Km

Peu
précis !

$$\text{Finesse} = 31300 : 3657 = 8.5$$

Figure 18

$$\text{Taux de chute} = 6177(*) : 8.5 = 725 \text{ Ft/min}$$

[(*) 61 Kt = 61 Nm/h = 6177 Ft/min]

* la Vi à afficher **diminue légèrement avec la masse**. Sur avion léger on s'accorde sur une règle simple consistant à réduire la Vi d'environ 5% par tranche de 10% de diminution de masse. (Voir l'exemple dans les pages suivantes). Mais il s'agit toujours d'une **Vi « vent nul »** et c'est bien précisé par le constructeur !

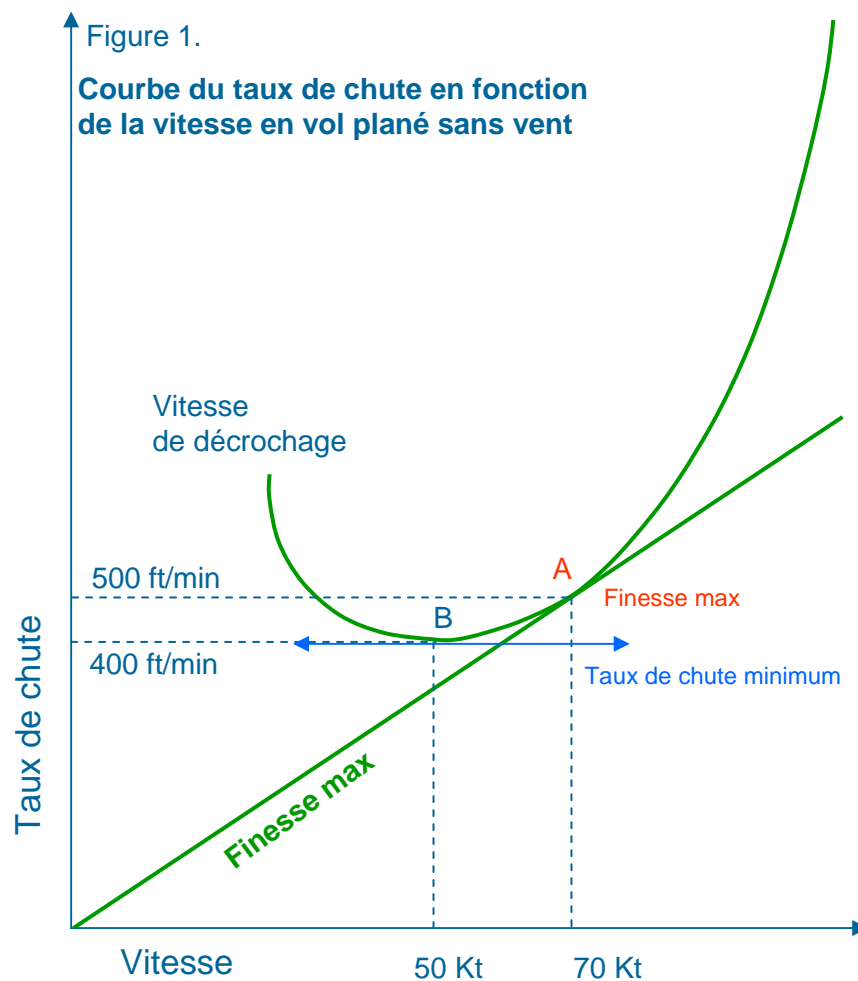


Voici la courbe d'un de nos avions donnant le taux de chute en fonction de la vitesse en plané PAR VENT NUL.

Plus simple à examiner qu'une polaire cette courbe ne manipule que 2 éléments :
le **taux de chute** et **vitesse**.

Tout comme pour la polaire c'est au **point A** qu'on trouve le meilleur ratio Taux de chute sur Vitesse, très exactement au point d'intersection entre la courbe et la tangente issue de l'ORIGINE des axes

Au passage on voit que le TAUX DE CHUTE MINI (**point B**) est bien inférieur à celui obtenu à la vitesse de finesse max et se situe à une vitesse nettement inférieure.





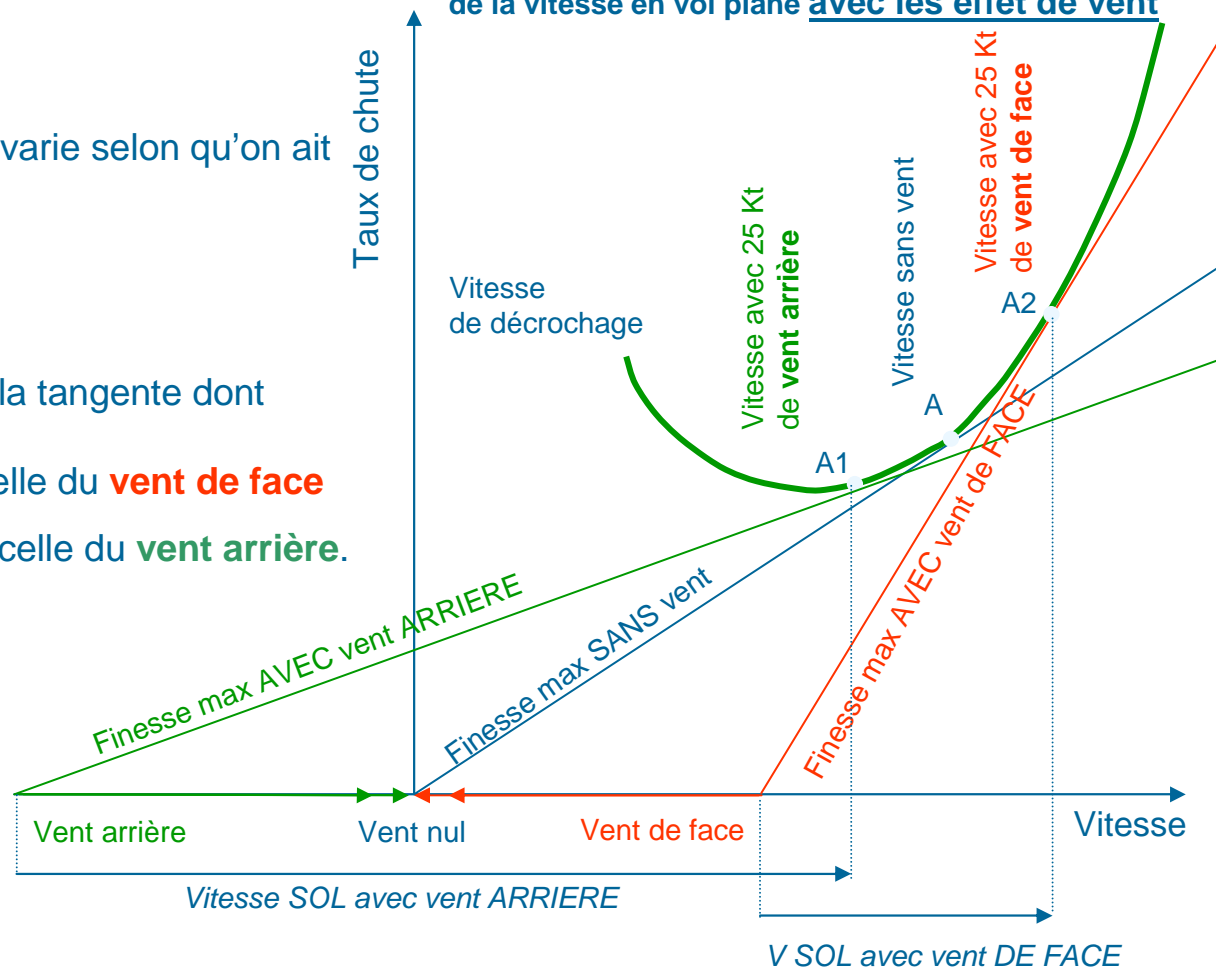
La même courbe en tenant compte du VENT.

La valeur pratique de la **vitesse de finesse maximum** varie selon qu'on ait le vent arrière ou de face.

Comment?

C'est toujours au point d'intersection entre la courbe et la tangente dont l'origine est :

- décalée **à droite** du point 0 pour une valeur égale à celle du **vent de face**
- décalée **à gauche** du point 0 pour une valeur égale à celle du **vent arrière**.



Ce qu'il faut retenir EN PRATIQUE :

- la finesse max avec vent de face s'obtient à une vitesse supérieure à celle sans vent (et aussi avec un taux de chute supérieur). De combien? Règle simple (*aviation légère*) : augmenter la V_i d'une valeur équivalente à 50% de la composante de vent de face.
- la finesse max avec du vent arrière s'obtient à une vitesse inférieure à celle sans vent (et aussi avec un taux de chute inférieur). De combien? Approximativement diminuer la V_i de 30 % de la composante de vent arrière. [Attention : évolutions limitées et inclinaison maxi 30°]

La valeur de la vitesse de « finesse max » varie en fonction du vent !



Finesse Max : question d'examen pouvant en cacher une autre:

Imaginez 2 C150 identiques volant à la même altitude, l'un lourdement chargé à la « masse maxi » (726 Kg) et l'autre très léger (618 Kg). Si les pilotes réduisent en même temps les gaz et affichent la Vi de finesse max :

1/ lequel des deux ira le plus loin ?

2/ toucheront-ils le sol au même moment?



Les réponses respectives sont :

1/ ils iront TOUS les 2 exactement aussi loin

Pourquoi? La masse N'intervient PAS dans la définition de la Finesse d'un avion (Portance/Traînée) ... pour autant qu'on applique la BONNE Vi correspondant à la masse effective de l'avion (cad Vi à Masse Max -5% de Vi par tranche de 10% de masse en moins).

2/ le plus lourd touchera le sol le premier

Pourquoi? Il est à Masse Maxi et applique la Vi de Finesse Max indiquée dans le manuel de vol soit 61 Kt pour un C150 à 726 Kg.

Le plus léger par contre devra afficher la Vi correspondant à sa masse inférieure de 15%.

Il corrige de -5% de Vi par tranche 10% de masse soit 7.5% de Vi en moins c'est-à-dire

$61 \text{ Kt} - 4.6\text{Kt}(7.5\%) = 56.4\text{Kt}$ qui représente SA Vi de Finesse Max. Il volera seulement un peu plus lentement que l'autre avion

La seconde question cachée : l'ALTITUDE n'influence t'elle pas la Vi de la Finesse Max?



NON car il s'agit d'une Vi (Vitesse indiquée) et non pas d'une Vp (Vitesse propre). A 12000 Ft si notre C150 affiche une Vi de 61 Kt sa Vp est de 73 Kt* et son taux de chute est de 870 Ft/min alors qu'au niveau de la mer à Vi=Vp son taux de chute est de 725 Ft/min. Le ratio reste constant et la finesse est la même.

* $V_p = V_i + 1\%$ / tranche de 600 Ft & Atmosph Std $61 + 20\% = 73$



Finesse Max chez Hispano (version pilote) ou comment 2 questions d'examen peuvent en cacher une 3^e !



Les 2 C150 de l'histoire précédente sont 2 appareils de l'aéro-club Hispano-Suiza et il s'agit d'une histoire « vraie » (ou qui pourrait l'être).

Le premier Cessna avait à son bord le Président (Bernard Choix) et le Chef Pilote (Michel Polacco). Pour faire bon poids ils ont emporté dans l'avion toutes les versions parues du Règlement Intérieur ainsi que toutes les Notes de Service publiées depuis la création de l'aéroclub.

A l'issue du vol on constate que cet avion est bien arrivé PREMIER mais AUSSI qu'il a parcouru exactement la même distance que son concurrent.

Le second Cessna était piloté par Roger COATMEUR . Lui aussi avait accepté la compétition à condition qu'elle s'effectue dans les Règles de l'AIR et dans le plus profond respect de la REGLEMENTATION.

Au moment de la réduction de gaz coordonnée avec l'autre Cessna il s'exclame « Je les tiens ! Chargés comme ils sont je ne vois pas comment ils ont fait pour arriver en altitude à Masse Maxi à l'issue de la montée sans avoir décollé en infraction pour excédent de poids !?? »

Une fois les 2 avions posés côte à côte Roger, arrivé en SECOND, réclama donc fort justement une revanche dans les mêmes conditions de vol mais cette fois avec un 3e C150 piloté par le Chef Mécanicien Xavier BREBION.

La course eut lieu. Bien sûr les 2 premiers avions s'immobilisèrent côte à côte confirmant une finesse de 8.5 déterminée à partir du le manuel de vol, le Président avec toutefois quelques secondes d'avance sur Roger COATMEUR. Quant à Xavier BREBION il immobilisa son avion à une distance au sol supérieure de 20% affirmant ainsi une finesse de 10.2.

La 3^e question cachée : sans trafiquer l'avion : comment a-t-il fait?

[La réponse se trouve dans le manuel de vol juste au-dessus de la maquette]



Finesse Max chez Hispano (version instructeur) ou comment 2 questions d'examen peuvent en cacher une 3^e !



Les 2 C150 de l'histoire précédente sont 2 appareils de l'aéro-club Hispano-Suiza et il s'agit d'une histoire « vraie » (ou qui pourrait l'être).

Le premier Cessna avait à son bord le Président (Bernard Choix) et le Chef Pilote (Michel Polacco). Le Chef Pilote avait accepté la compétition à la condition expresse que le Président SE TAISE pendant toute la descente et le laisse seul parler à la radio. Le Président quant à lui avait déclaré « Je m'en fiche pourvu que j'arrive le PREMIER »

Nous connaissons l'issue du vol et nous pouvons conclure que ça s'est bien terminé pour cet équipage puisque l'avion est bien arrivé le PREMIER bien qu'il ait par contre ... parcouru la même distance que l'autre appareil.

Le second Cessna était piloté par Roger COATMEUR . Lui aussi avait accepté la compétition à condition qu'elle s'effectue dans les Règles de l'AIR et dans le plus profond respect de la REGLEMENTATION.

Au moment de la réduction de gaz coordonnée avec l'autre Cessna il s'exclame « Je les tiens ! Il va falloir que le « le Chevelu » et celui qu'il appelle très familièrement « Le Gros » m'expliquent comment ils ont fait pour arriver en altitude à Masse Maxi à l'issue de la montée sans avoir décollé en infraction pour excédent de poids !?? »

Une fois les 2 avions posés côte à côte dans un champ Roger réclama donc fort justement une revanche dans les mêmes conditions de vol mais cette fois avec un 3^e C150 piloté par le Chef Mécanicien Xavier BREBION.

La course eut lieu. Bien sûr les 2 premiers avions s'immobilisèrent côte à côte confirmant une finesse de 8.5 annoncée dans le manuel de vol, le Président arriva avec quelques secondes d'avance sur Roger COATMEUR. Quant à Xavier BREBION il immobilisa son avion à une distance au sol supérieure de 20% affirmant ainsi une finesse de 10.2.

La 3^e question cachée : sans trafiquer l'avion : comment a-t-il fait?

[La réponse se trouve dans le manuel de vol juste au-dessus de la maquette]

Finesse Max et comment 2 questions d'examen peuvent en cacher une 3^e!

SOLUTION

Xavier BREBION immobilisa son avion à une distance au sol supérieure de 20% affirmant ainsi une finesse de 10.2. Sans trafiquer l'avion : comment a-t-il fait?

[La réponse se trouve dans le manuel de vol juste au-dessus de la maquette]

Une hélice qui « mouline » génère une Traînée énorme par rapport à une hélice arrêtée. Aussi étonnant que cela puisse paraître l'impact sur la finesse max a été mesuré à 20% sur C172 et C150 (estimation valable pour la plupart des avions légers). Sur C150 la Finesse max passe ainsi de 8.5 à 10.2.

En pratique comment faire :

il faut cabrer l'avion doucement pour réduire la vitesse jusqu'à ce que l'hélice s'arrête. C'est souvent à la limite du décrochage voire même jamais si les compressions sont trop faibles. Une fois l'hélice immobilisée il faut rendre la main pour accélérer doucement vers la V_i de finesse max de l'avion éventuellement corrigée des paramètres du vol (vent nul/face/arrière et masse) si on en est capable. Un conseil : une fois près du sol reprendre une V_i compatible avec la SECURITE des évolutions conduisant à l'atterrissage moteur arrêté (comme en PTE avec votre instructeur).

ATTENTION !

Envisager une telle manoeuvre n'a de sens que si :

- la panne survient à une altitude confortable
- la nature de la panne implique avec certitude que le redémarrage moteur est impossible
- la position nécessite vraiment d'aller loin chercher une zone favorable qu'on a en vue.

Hélice en moulinet
Volets relevés - Vent nul

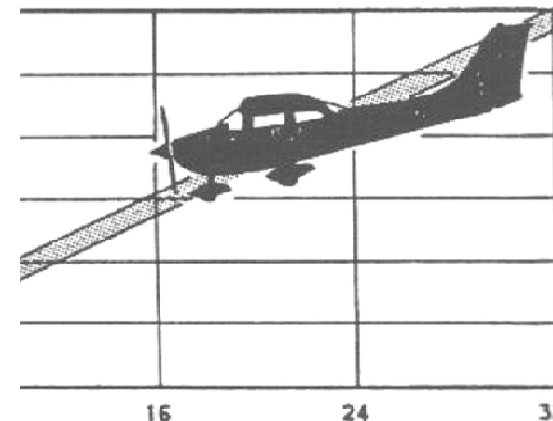


Tableau de synthèse publié dans Info Pilote de Mars 1994

La vitesse mentionnée est une Vitesse INDIQUEE "Vi" à 5000ft.
 Le tableau donne la finesse constatée et le taux de chute associé.
 On voit qu'en affichant à 5000ft la Vi indiquée au niveau de la mer dans le manuel de vol il n'y a pas d'impact sur la Finesse (la Vp et le taux de chute sont différents mais la proportion reste la même. de vol au niveau de la mer on retrouve la finesse de 8.5.
 En clair pour le pilote c'est simple : quelle que soit son altitude il **DOIT** afficher le "Vi" recommandée "et puis c'est tout" (sans se soucier de sa "Vp" qui varie sans cesse pendant toute la descente!)

Fig. 3 EFFETS DU VENT SUR LA FINESSE D'UN CESSNA 150 À 5.000 FT.

Vent	Vit. meilleure finesse	finesse	taux de chute
Vent arrière			
30 Kt	55 Kt	13,4	680 ft/mn
20 Kt	56 Kt	11,7	700 ft/mn
10 Kt	58 Kt	9,9	740 ft/mn
Vent calme			
0 Kt	61 Kt	8,5	780 ft/mn
Vent de face			
10 Kt	64 Kt	7,1	850 ft/mn
20 Kt	69 Kt	6,1	900 ft/mn
30 Kt	75 Kt	5,2	990 ft/mn

Effets du Vent sur la finesse d'un Cessna 150 à 5000Ft										
Cor5000 FT	1,0833									
Coef. Kt-F/min	101,269									
	Vi	Vp à 5000 Ft	Vent	V-Sol	V-Sol Ft/min	Tx de chute à 5000 Ft	Fin/V-Sol à 5000 Ft	Tx de chute Niv mer	Vi Ft/min	Fin/Vi Contrôle
Vent Arriere										
30Kt	55	59,58	30	89,58	9072	680	13,34	627,71		
20Kt	56	60,66	20	80,66	8169	700	11,67	646,17		
10Kt	58	62,83	10	72,83	7376	740	9,97	683,10		
Vent nul										
0Kt	61	66,08	00	66,08	6692	780	8,58	720,02	6177	8,58
V-Face										
10Kt	64	69,33	10	59,33	6008	850	7,07	784,64		
20Kt	69	74,75	20	54,75	5544	900	6,16	830,79		
30Kt	75	81,25	30	51,25	5190	990	5,24	913,87		
Correction Vi-Vp										
Vp=Vi+1% par tranche de 600 Ft Atmosf Std Soit pour 5000Ft/600Ft= 8,33 tranches à 1% soit coef. 1,0833										
Conversion Kt en Ft/min										
Fonction CONVERT Excel. Faire Outils/Macro Complémentaire et cocher "Utilitaire d'analyse"										
Effectuer le calcul =CONVERT(LC(-1);"Nmi";"ft")/60 . Division par 60 pour ramener les Nm/h en Nm/min.										



Culture (A lire)

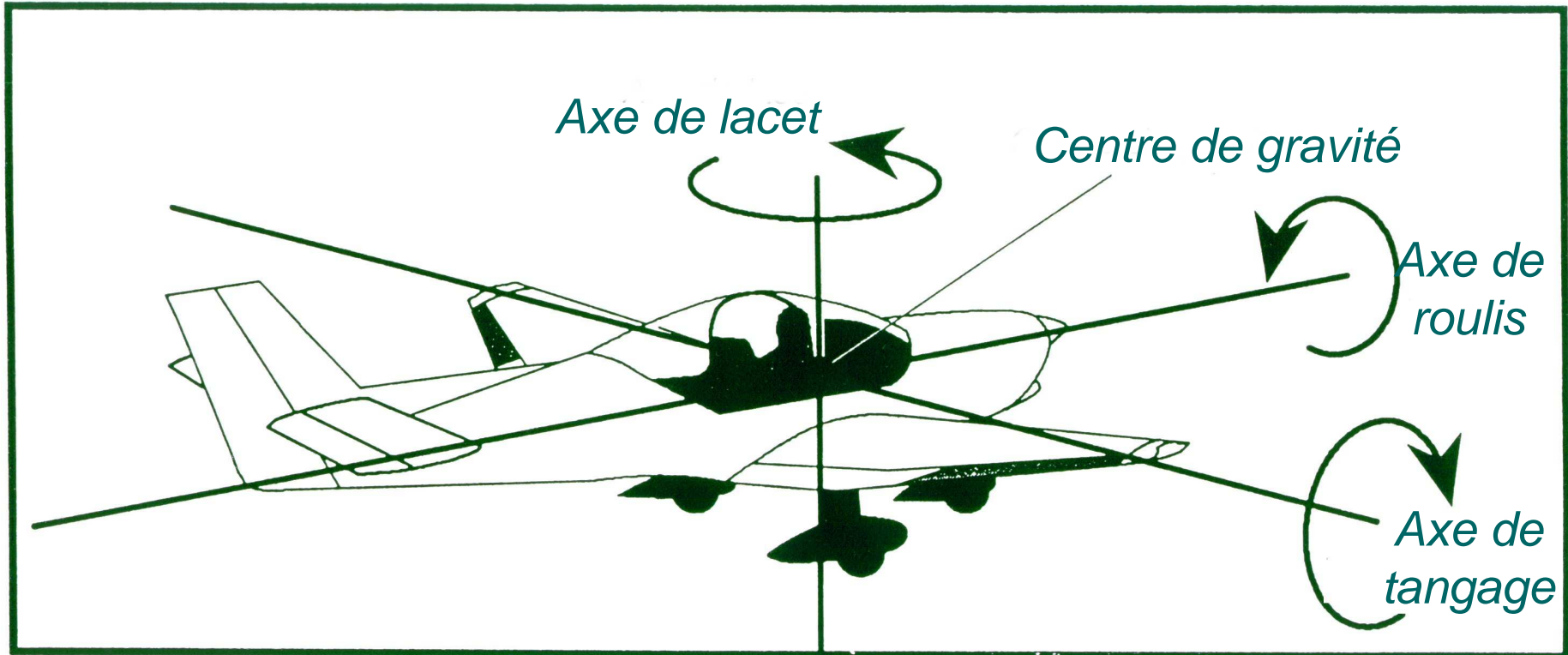
Ci-contre le même tableau avec la reconstitution des calculs.

Le tableau initialement publié dans Info pilote en appui de l'article ("Ca plane") de Barry Schiff a donné pas de fil à retordre à quelques pilotes.

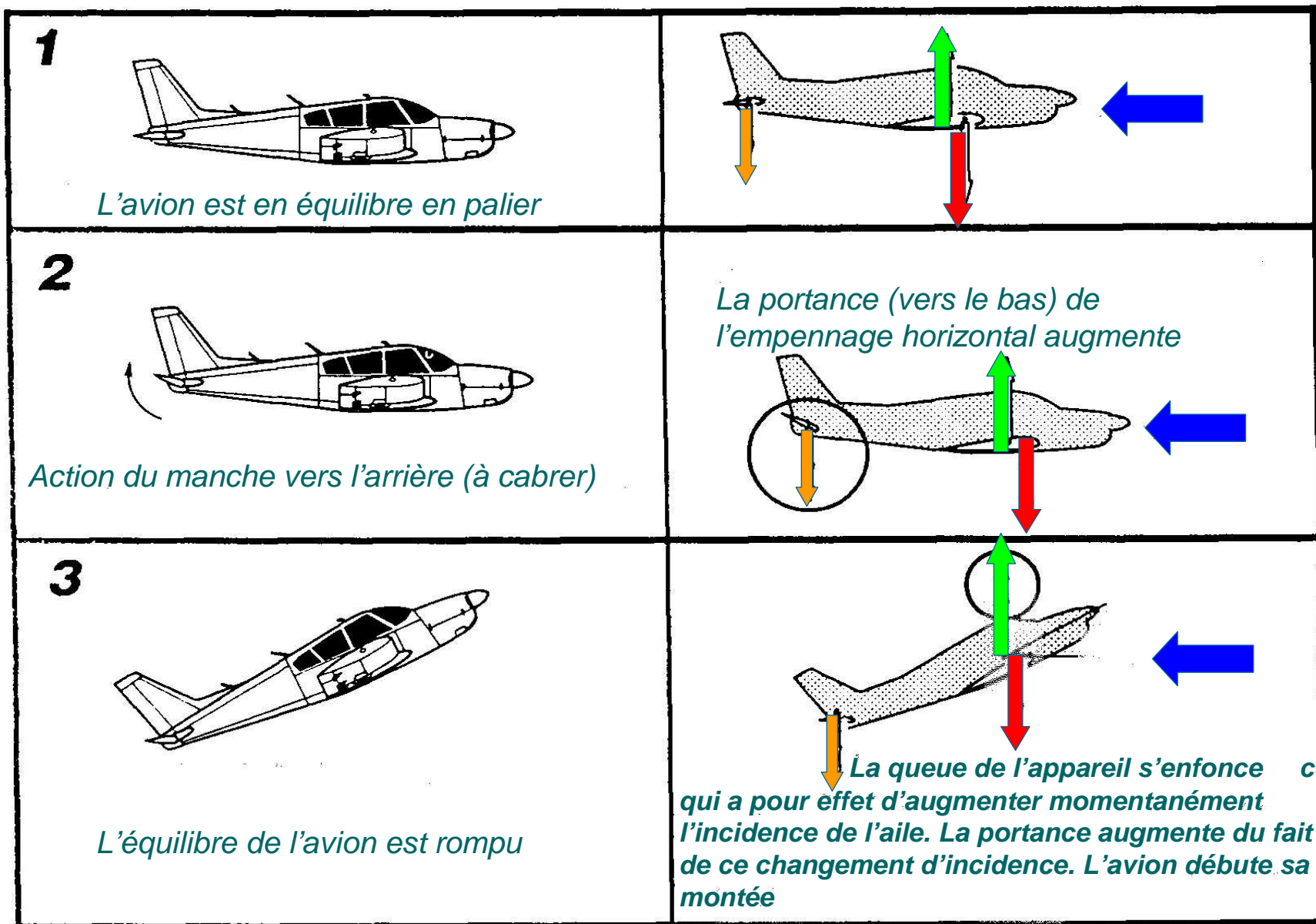
Pour en faciliter la compréhension il a été reconstitué ci-contre de façon à refléter l'enchaînement des calculs et leur logique.

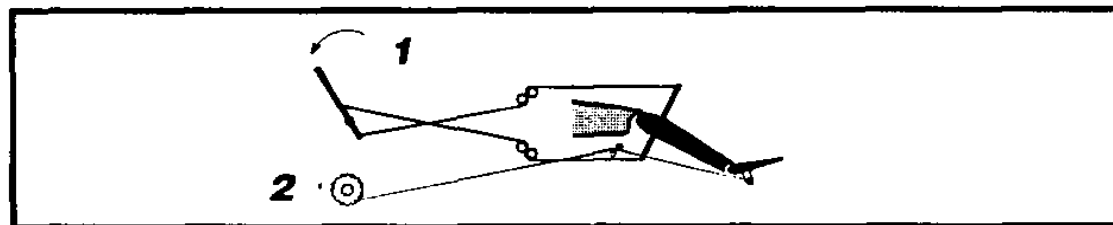
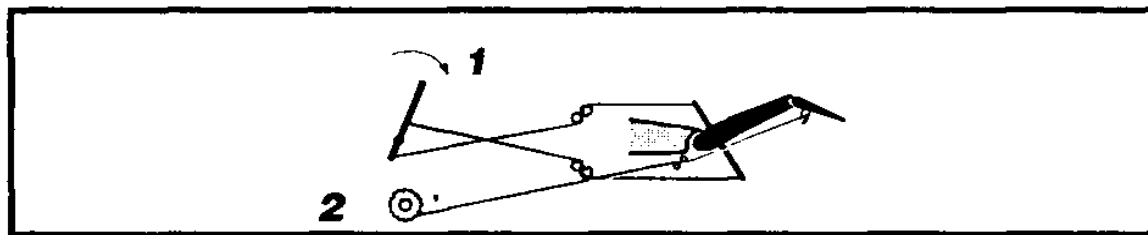
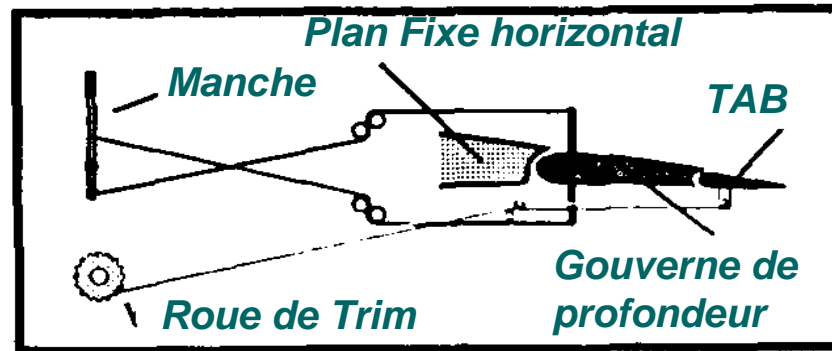
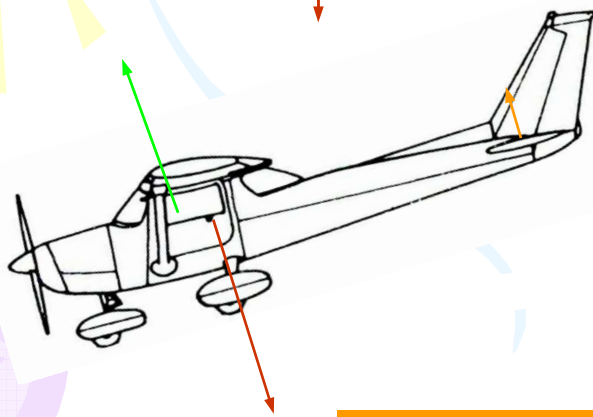
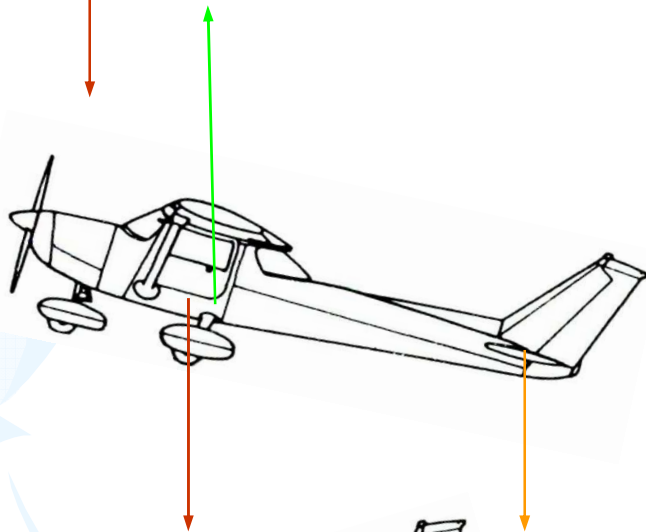
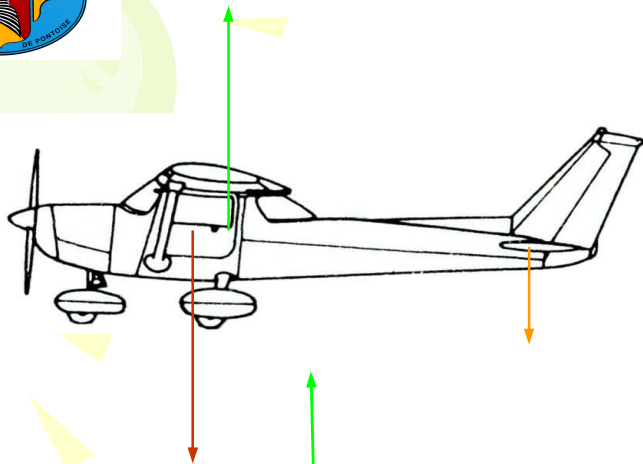


L'AVION ET SON EQUILIBRE



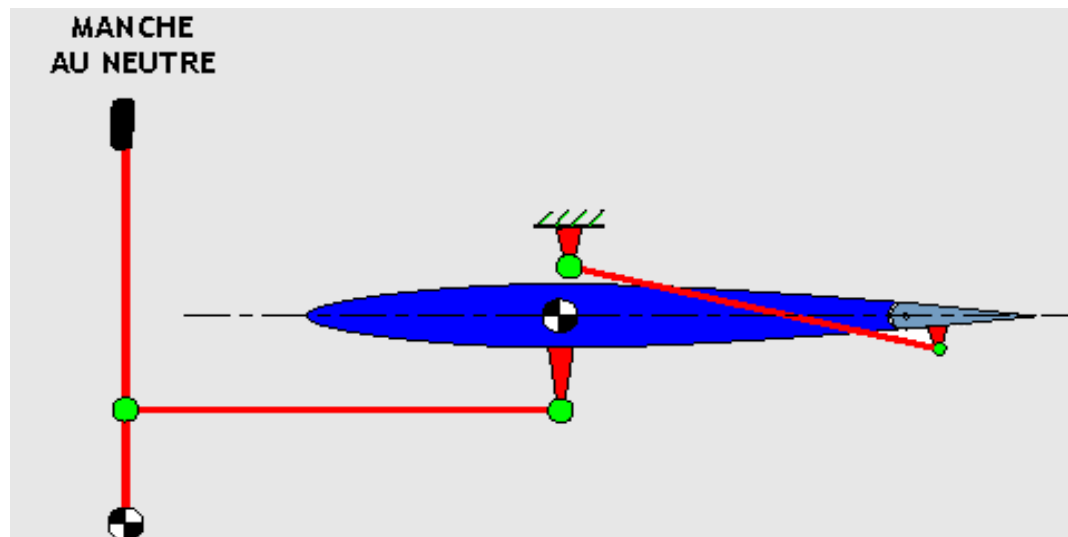
LES TROIS AXES DE L'AVION





**FACILITER LE MAINTIEN DE L'EQUILIBRE
LE COMPENSATEUR de régime**





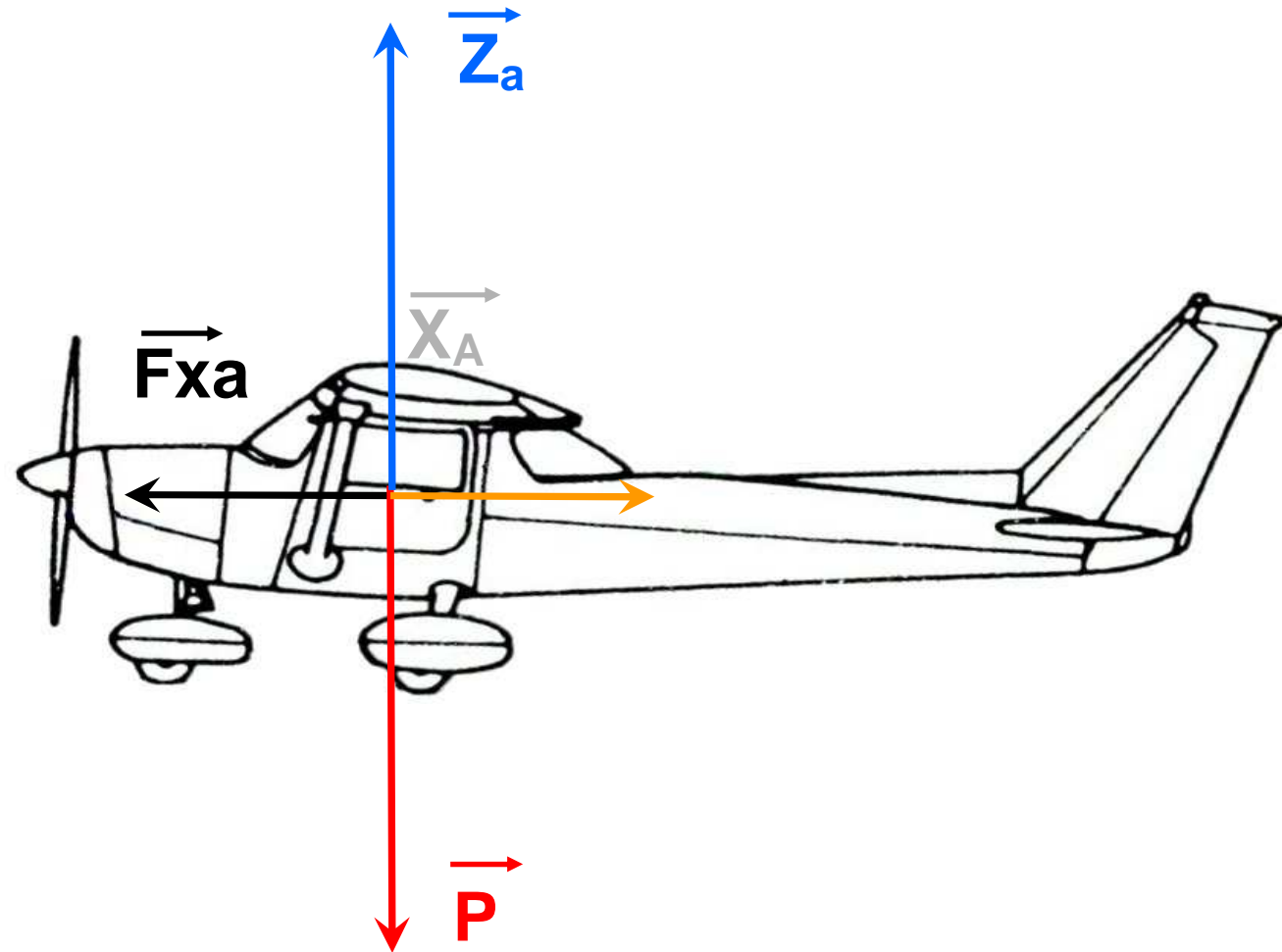
**LE COMPENSATEUR de régime
(empennage monobloc)**



LES FORCES APPLIQUEES A L'AVION

Forces en présence

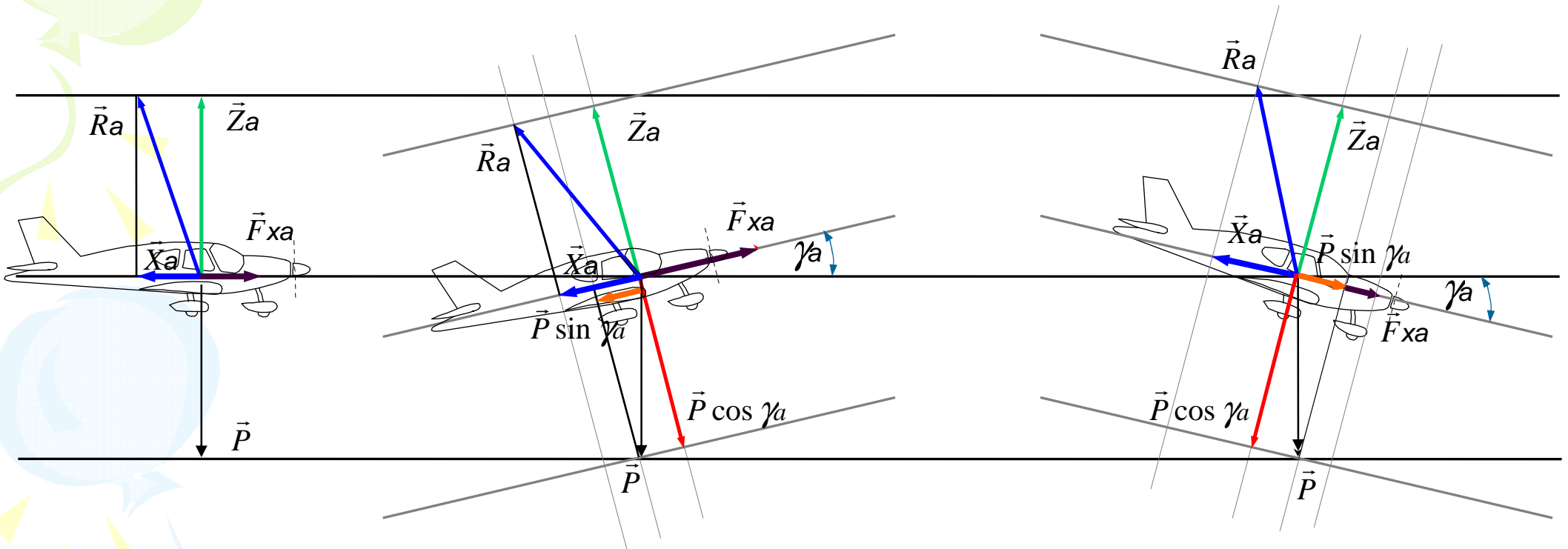
- Poids / Portance
- Traction / Traînée

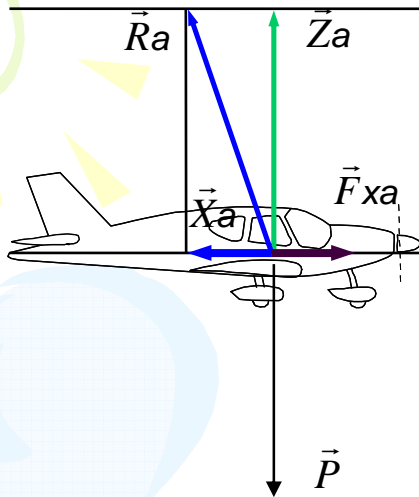


- Forces appliquées en palier-montée-descente
- Stabilité longitudinale
- Forces en virage



Forces appliquées à l'avion en palier en montée et en descente





Les forces aux quelles l'avion est soumis :

- 1) le Poids \vec{P}
- 2) la Résultante Aérodynamique ... \vec{R}_a
- 3) ...sa Composante VERTICALE \vec{Z}_a qui équilibre le poids
- 4) la Traction \vec{F}_{xa} qui équilibre la Traînée \vec{X}_a



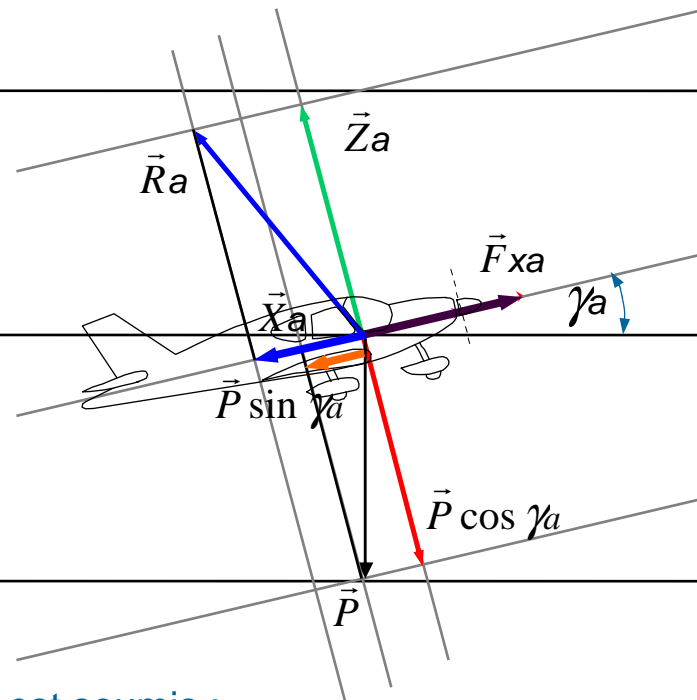
Conseils pour tracer correctement :

- 1) le Poids \vec{P} (1er élément connu)
- 2) \vec{Z}_a composante VERTICALE égale au poids
- 3) \vec{R}_a d'autant plus proche de \vec{Z}_a que le rendement de l'aile est meilleur (Cf polaire)
- 4) la Traînée \vec{X}_a (projection de \vec{R}_a sur l'axe longitudinal de l'avion)
- 5) enfin \vec{F}_{xa} la traction équilibrant la Traînée

Forces appliquées à l'avion en montée



- Forces appliquées à un avion

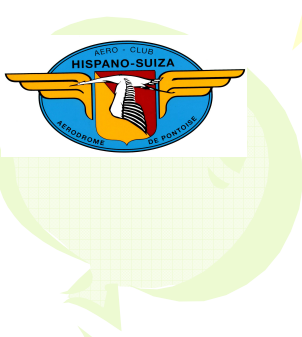


Les forces aux quelles l'avion est soumis :

- 1) le Poids \vec{P}
- 2) la Résultante Aérodynamique \vec{R}_a
 Noter sa composante VERTICALE \vec{Z}_a équilibrant la composante verticale de Poids $\vec{P} \cos \gamma_a$...donc $< \vec{P}$
- 3) la Traction \vec{F}_{xa} qui équilibre la somme [Traînée + composante horizontale de poids] $\vec{P} \sin \gamma_a$

Conseils pour tracer correctement (se rappeler que tout le tracé est fondé sur l'axe longitudinal de l'avion)

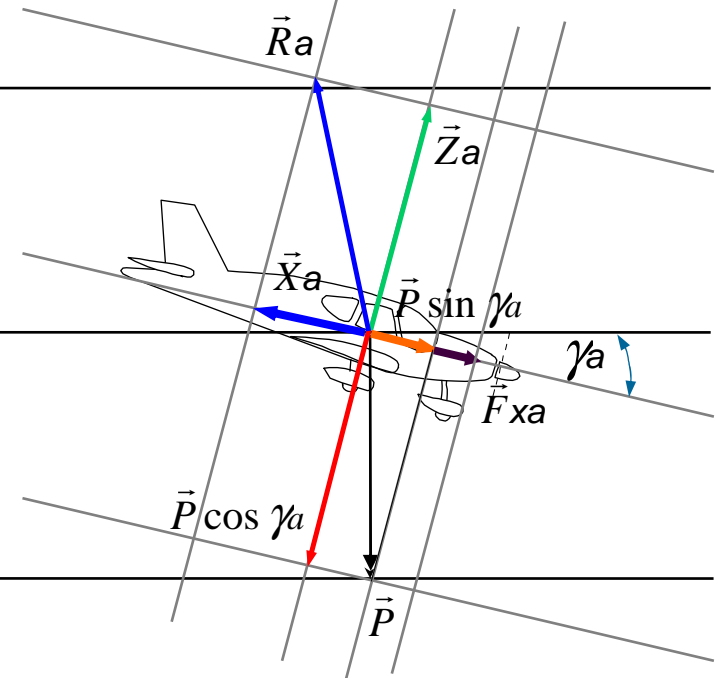
- 1) le Poids (1er élément connu)
- 2) $\vec{P} \cos \gamma_a$ (sur la parallèle passant par l'extrémité de) puis la \vec{P} qui l'équilibre \vec{Z}_a
- 3) \vec{R}_a d'autant plus proche de \vec{Z}_a que le rendement de l'aile est meilleur (Cf polaire)
- 4) la Traînée \vec{X}_a (projection de \vec{R}_a sur l'axe longitudinal de l'avion)
- 5) la composante de Poids $\vec{P} \sin \gamma_a$ [aurait pu être tracée après 2]
- 6) enfin \vec{F}_{xa} la traction équilibrant Traînée \vec{X}_a + Composante horizontale de Poids ($\vec{P} \sin \gamma_a$)



Forces appliquées à l'avion en descente



- Forces appliquées à un avion



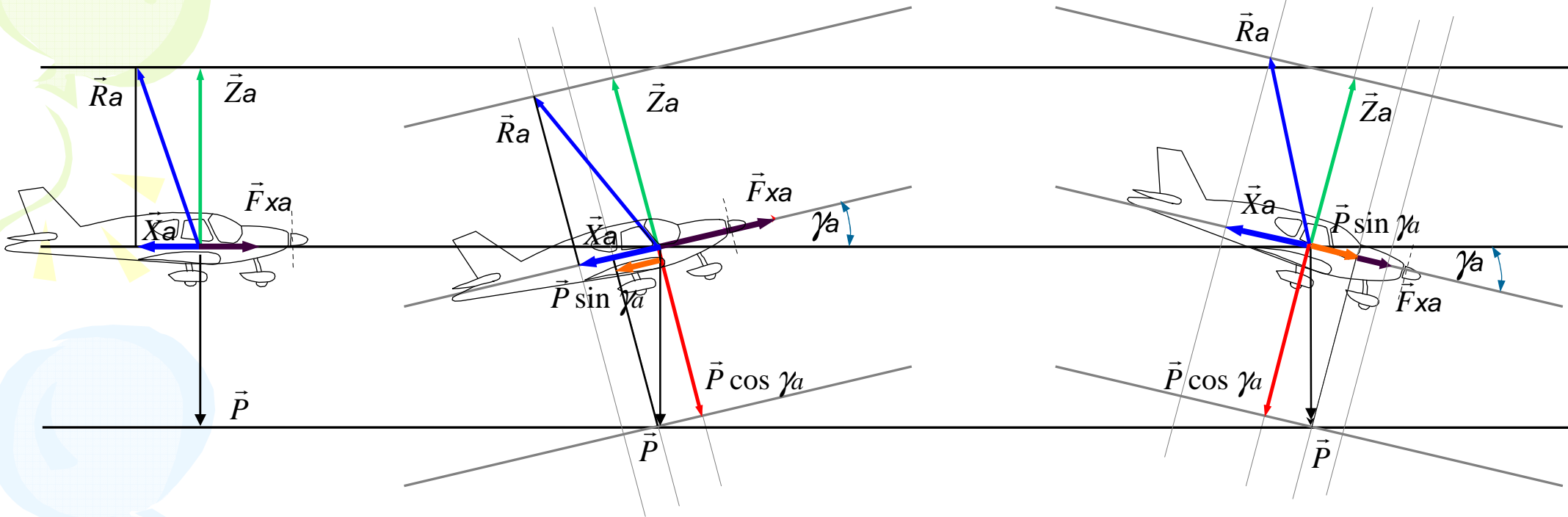
Les forces auxquelles l'avion est soumis :

- 1) le Poids \vec{P}
- 2) la Résultante Aérodynamique \vec{R}_a
Noter sa composante VERTICALE \vec{Z}_a équilibrant la composante de Poids $\vec{P} \cos \gamma_a$
...donc $< \vec{P}$!)
- 3) la Traction \vec{F}_{xa} qui s'ajoute à la composante de poids $\vec{P} \cos \gamma_a$ pour équilibrer la Traînée \vec{X}_a

Conseils pour tracer correctement :

- 1) le Poids (1er élément connu)
- 2) $\vec{P} \cos \gamma_a$ (sur la parallèle passant par l'extrémité de \vec{P})
- 3) R_a d'autant plus proche de \vec{Z}_a que le rendement de l'aile est meilleur (Cf polaire)
- 4) la Traînée \vec{X}_a (projection de R_a sur l'axe longitudinal de l'avion)
- 5) la composante de Poids $\vec{P} \sin \gamma_a$
- 6) enfin le complément de Traction s'ajoutant à la composante de Poids $\vec{P} \sin \gamma_a$ permettant d'équilibrer la Traînée (\vec{X}_a)

Question piège



On a bien observé que l'avion avait besoin de moins de portance en montée/descente qu'en palier :

- en montée une partie du Poids part dans la Traction
- en descente une partie du Poids part dans la composante de Poids sur le plan incliné de descente.

Au PPL une série de questions sur le sujet a été tournée de façon très indirecte :

"En descente rectiligne uniforme le facteur de charge est :

Égal à 1

Egal à -1

Supérieur à 1

Inférieur à 1"

La réponse 4 est la bonne car nous apprendrons plus loin dans la théorie du virage que le Facteur de charge est ...

... **le rapport de la Portance sur le Poids !**



Révisions d'examen et autotest GLIGLI

Le site "GLIGLI" vous permet de réviser vos connaissances et de vous entraîner à l'examen PPL.

<http://www.chezgligli.net/> (sur la page d'accueil cliquez sur PPL).



Information importante pour la matière "Mécanique du vol" :

Afin de vous faciliter le test en ayant sous les yeux les dessins relatifs aux questions -comme le jour de l'examen et sans faire de manipulations sur PC on a regroupé toutes les planches annexées aux questions sur un seul document que vous pouvez télécharger et imprimer.

Marche à suivre : se rendre sur

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/prerequisMecaVol.htm>

trouver le lien "Révisions GLIGLI", cliquez et vous n'avez plus qu'à imprimer toutes les planches relatives aux questions.

Pour consulter les autres pages du site qui sont protégées mais ouvertes aux pilotes :

- à partir de la page d'Accueil
- cliquer sur le bouton de navigation "PAGES PROTEGEES"
- à la demande d'un mot de passe tapez le mot
PASSEPARTOUT (en majuscules et sans tiret)
- choisissez Accéder aux pages réservés aux élèves pilotes puis laissez-vous guider.

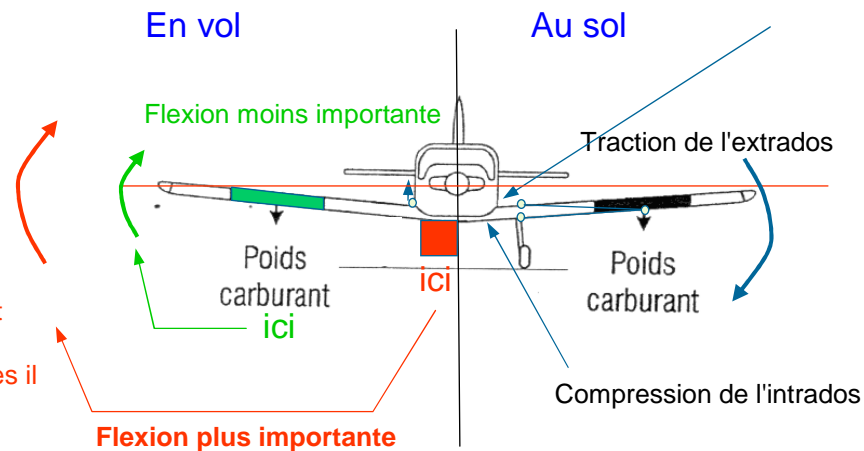
(*) Toutes les informations actuellement sur ce site personnel seront disponibles dès que possible à partir de 2009/2010 sur le site d'Hispano-Suiza en cours de refonte

EXAMEN THEORIQUE

Conseils relatifs aux questions posées

Il est nécessaire de bien comprendre le sens de la question posée ... ce n'est pas toujours si simple!

Si le réservoir est placé dans le fuselage les ailes devront lever de poids au bout du bras de levier (à l'emplanture) alors que si le poids du carburant se trouve DANS les ailes il n'y a plus le bras de levier correspondant à l'emplanture.



Question 2078

Pour diminuer l'effort de **flexion à l'emplanture** de l'aile, le constructeur peut :

- a) **Placer les réservoirs de carburant dans les ailes**
- b) Augmenter la taille du karman (*cache aérodynamique*) à l'emplanture de l'aile
- c) Réduire l'espacement entre chaque nervure
- d) Adapter un dièdre négatif

La bonne réponse est **a)**

Question 1791

Lorsqu'un aéronef doté de réservoirs dans les ailes se trouve au sol, le remplissage de ceux-ci entraîne une augmentation de :

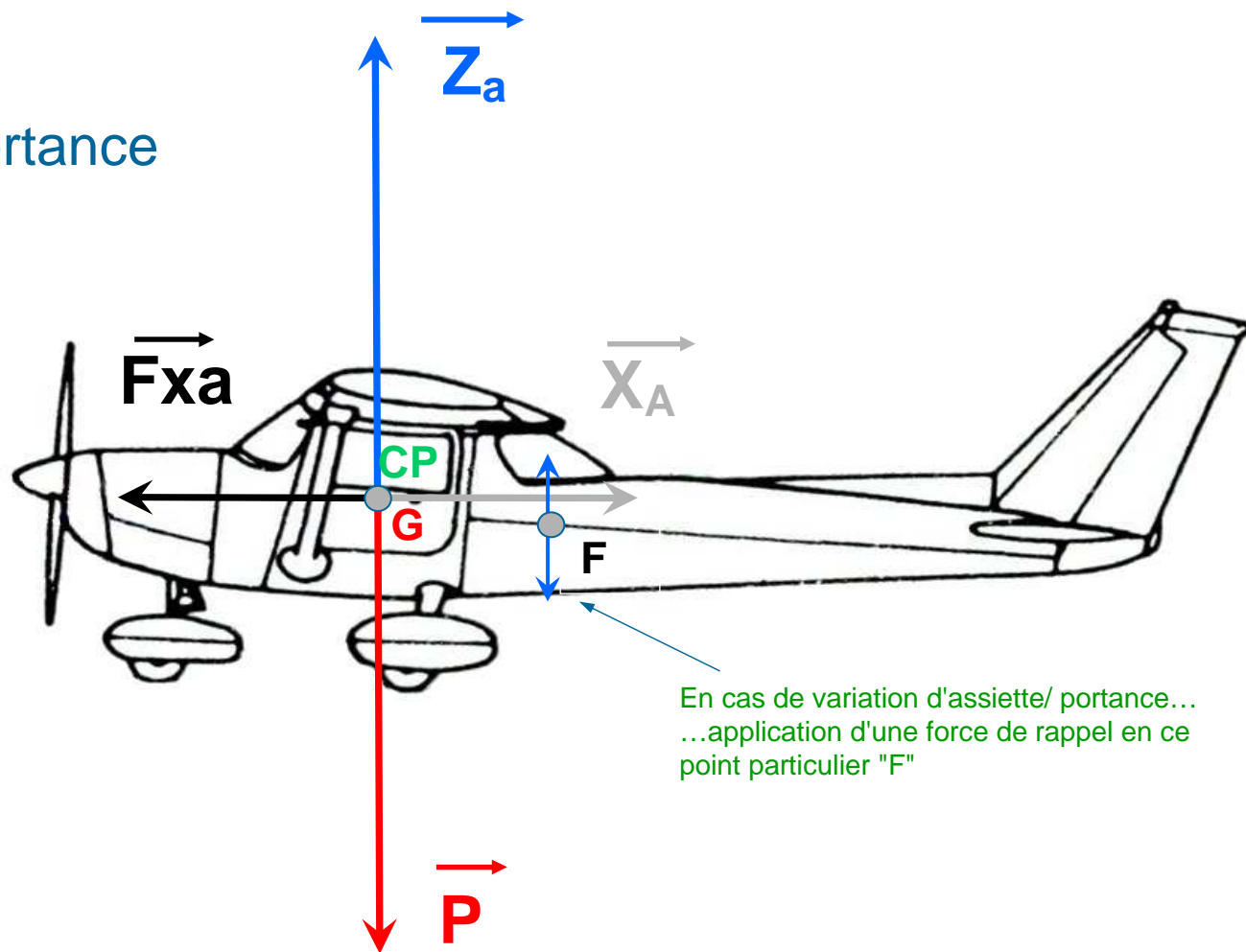
- a) Traction de l'extrados et de l'intrados
- b) Compression de l'extrados et de l'intrados
- c) **Traction de l'extrados et compression de l'intrados**
- d) Compression de l'extrados et de traction de l'intrados

La bonne réponse est **c)**

LES FORCES APPLIQUEES A L'AVION

STABILITE LONGITUDINALE

- Forces en présence Poids Portance
- Points d'application G, CP, et en particulier F (le FOYER)



CENTRE DE GRAVITE (G) / POIDS	VARIABLE
-------------------------------	----------

CENTRE DE POUSSEE (CP) / PORTANCE	VARIABLE
-----------------------------------	----------

FOYER (F) / VARIATIONS de portance	FIXE !!!
------------------------------------	----------



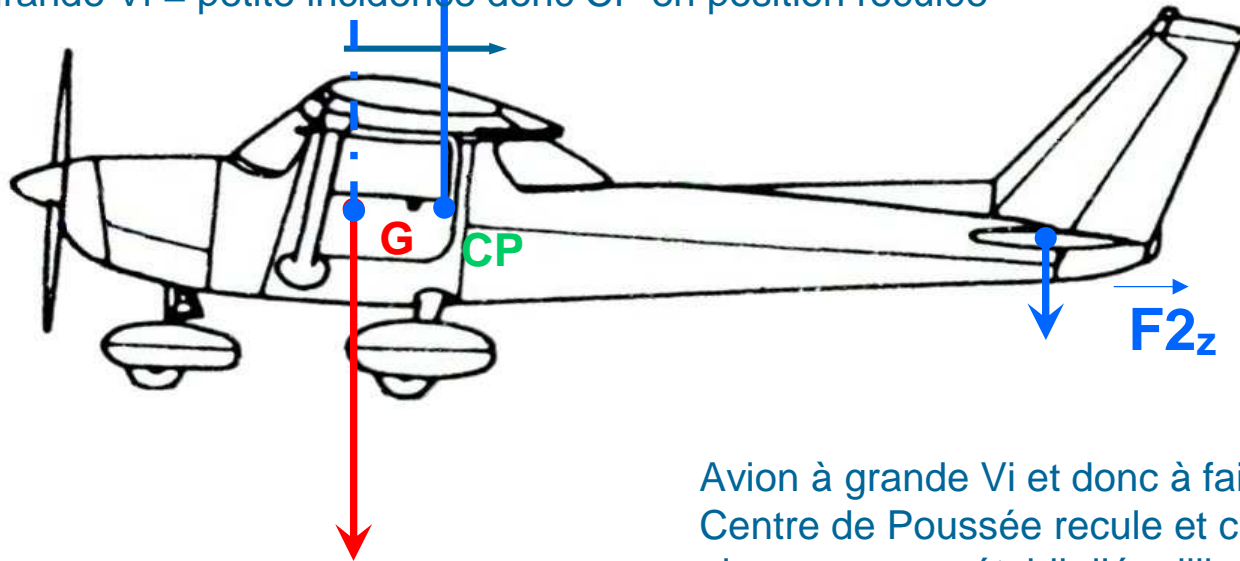
Avion de tourisme à grande vitesse ou en augmentation de vitesse

$$\vec{F}1_z + \vec{F}2_z = \text{équilibre} - \text{avion}$$

$F1_z$

Effet cabreur du à
l'empennage

Croisière ou grande V_i = petite incidence donc CP en position reculée



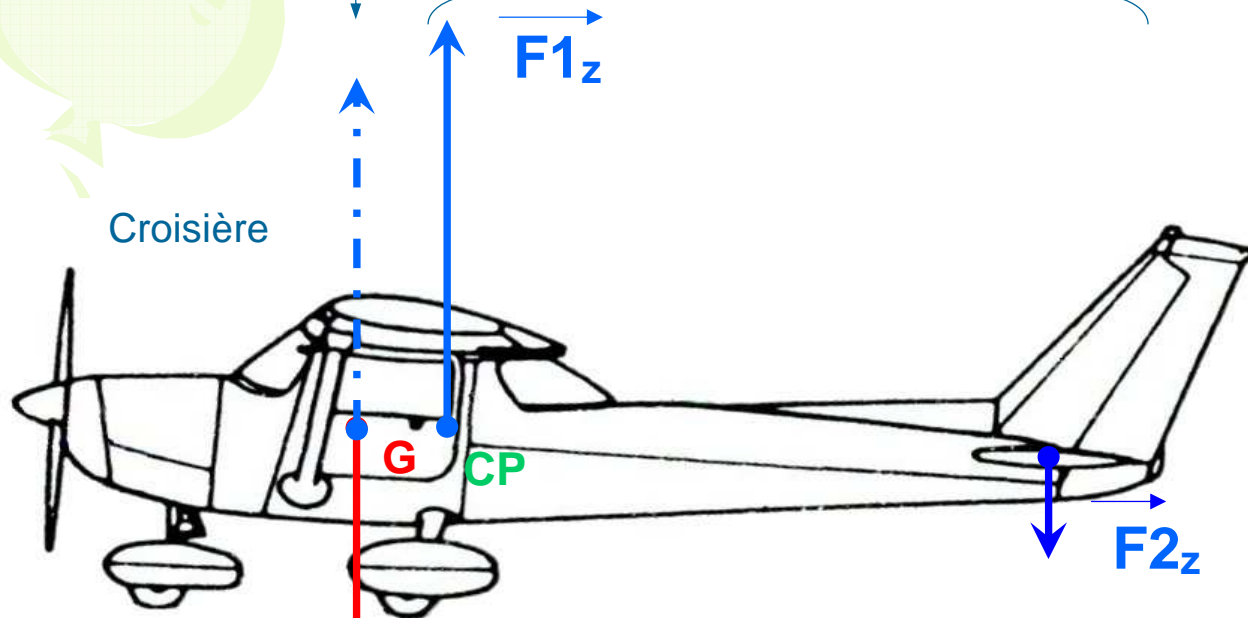
Avion à grande V_i et donc à faible incidence. Le Centre de Poussée recule et crée un couple piqueur : pour rétablir l'équilibre le plan fixe doit être le siège d'une force dirigée vers le bas (couple cabreur au niveau de l'aile)

CENTRE DE GRAVITE / POIDS

CENTRE DE POUSSEE / PORTANCE



$$\vec{F}_{1z} + \vec{F}_{2z} = \text{équilibre} - \text{avion}$$



Cette configuration de vol est généralement celle de nos avions et de beaucoup d'avions de transport. On remarque que l'empennage est en "DEPORTANCE". C'est une façon d'assurer une sécurité DYNAMIQUE : en cas de baisse de régime moteur la vitesse diminue ...
... la DEPORTANCE aussi créant un couple piqueur assurant que l'avion s'auto stabilise et conserve de la vitesse et maintient des petits angles d'attaque.

En vol de croisière stabilisée loin du sol et hors de danger cette DEPORTANCE se "paye" en terme de Puissance Nécessaire. Pour faire des économies de carburant il arrive qu'on demande aux passagers d'occuper les sièges ARRIERES de l'avion pour reculer le centrage et alléger d'autant la déportance.

Exemple typique : l'A340 ! Il possède un système de transfert temporaire de (3,5 T) carburant dans la queue de l'appareil. En fin de croisière on rapatrie le carburant de centrage vers les réservoirs principaux de façon à retrouver les performances de manœuvre pour l'approche et l'atterrissage.

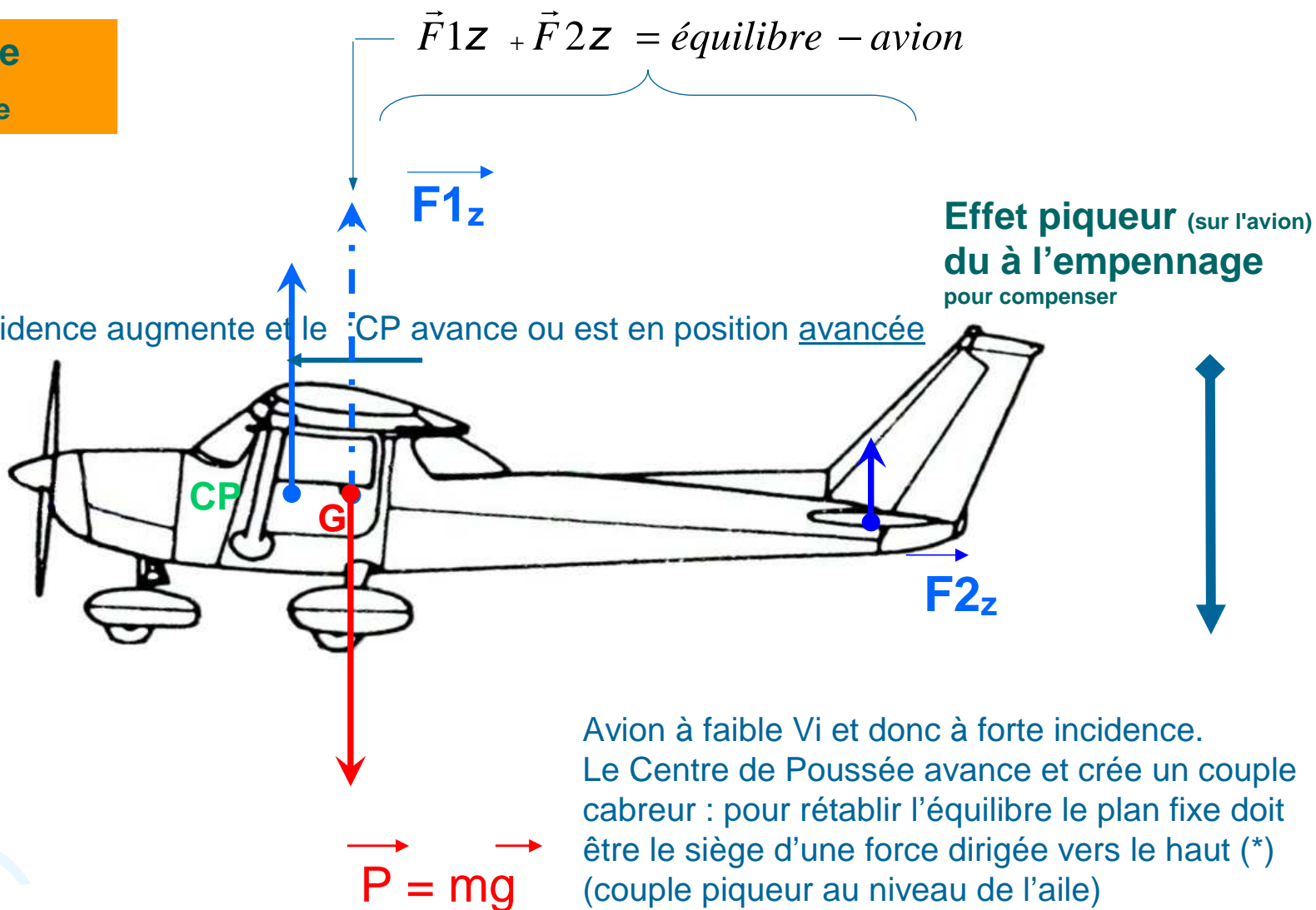
Où est le danger de "charger" l'arrière avec du poids plutôt que de la déportance? Les effets MASSIQUES en évolution (ex. dernier virage serré) donneraient un facteur de charge sur la queue précipitant une augmentation dangereuse de l'incidence de l'aile principale.



**Avion à faible vitesse
ou en réduction de vitesse**

**Effet cabreur (sur l'avion)
du à l'aile**

Faible Vi l'incidence augmente et le CP avance ou est en position avancée

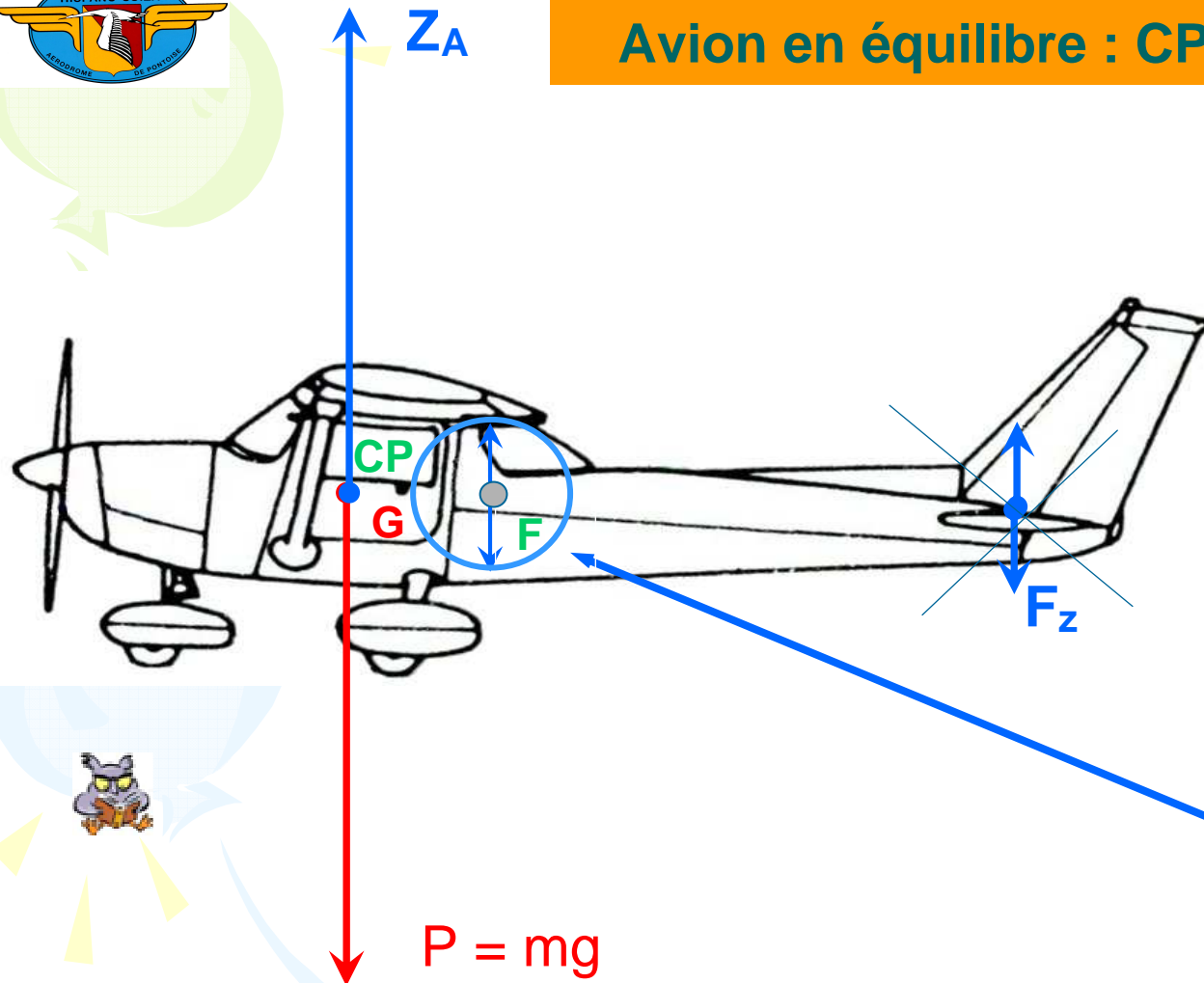


CENTRE DE GRAVITE / POIDS

CENTRE DE POUSSEE / PORTANCE



Avion en équilibre : CP et G sont alignées



Attention :

- ne pas se faire une image fautive des forces s'exerçant sur l'avion

EN VOL STABILISE LA PORTANCE EQUILIBRE LE POIDS ET ILS SONT TOUS DEUX CONFONDUS SUR LE MEME AXE VERTICAL

- *avance et recul du CP & variations de G ne facilitent pas les explications*
- *l'étude du concept de FOYER rend les choses beaucoup plus simples ...*

Pour stabiliser le vol que fait le pilote ?

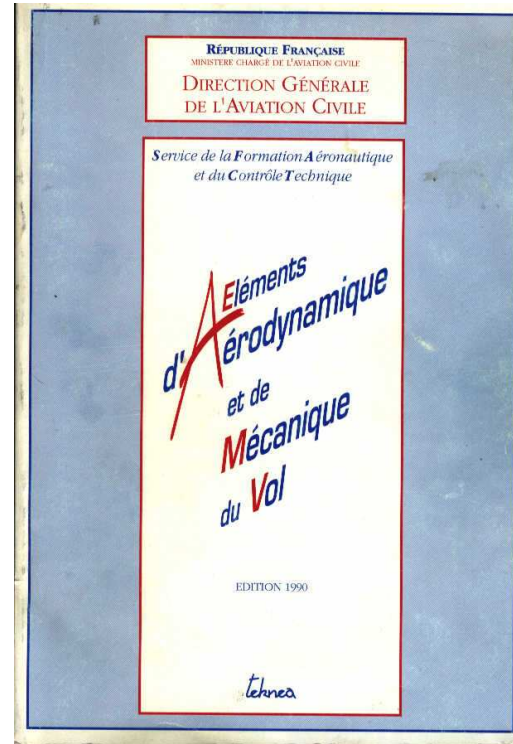
*Il ne fait que **ramener CP et G dans le même axe** à l'aide de la profondeur (appelée à l'origine « équilibreur ») puis il fige cette position d'équilibre à l'aide du compensateur.*

Le concept de FOYER permet une meilleure compréhension de l'équilibre de l'avion



LE FOYER

« La notion de foyer est difficile à comprendre » (source SFACT 1990)



Selon un groupe de (maintenant !) riches psychiatres américains il suffit de se mettre en condition pour déclencher l' « EFFET MOZART » et optimiser, un temps, son activité cérébrale de façon spectaculaire.

La sonate pour 2 pianos (K 448) est réputée comme la plus efficace.



ETHIMOLOGIE

LA NOTION DE « FOYER »



Culture

Du latin « focus » : lieu où on fait le feu.

Et chez nos ancêtres les Gaulois



Chez nous au milieu de chaque demeure s'élève la pierre sacrée du **foyer**, l'autel domestique : elle est le **centre** de la famille

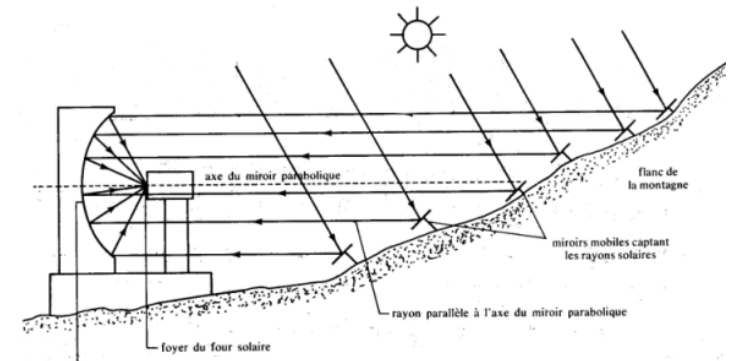
Par extension : . Lieu de réunion, d'asile...

Le FEU au **CENTRE** de la table

... et le mot *foculus* (petit foyer) a donné en français le mot « focaliser »

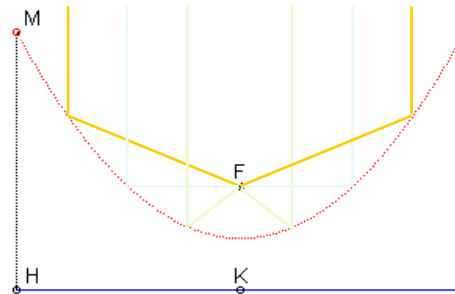
INDUSTRIE

Par analogie : Source d'un rayonnement : point, **centre** d'où **rayonne** de la lumière, de la chaleur, des ondes... ou réciproquement point de **convergence**, de captage ...

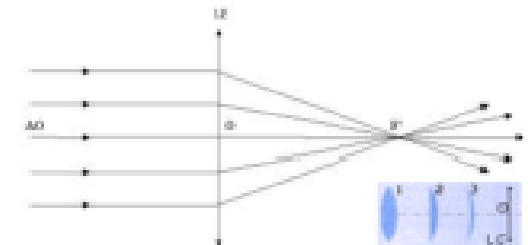


MATHEMATIQUES/PHYSIQUE

Point **CENTRAL** où se rencontrent des rayons initialement parallèles, après réflexion ou réfraction.



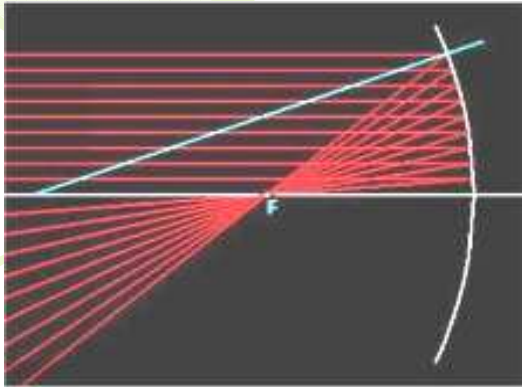
L'arme secrète : la parabole



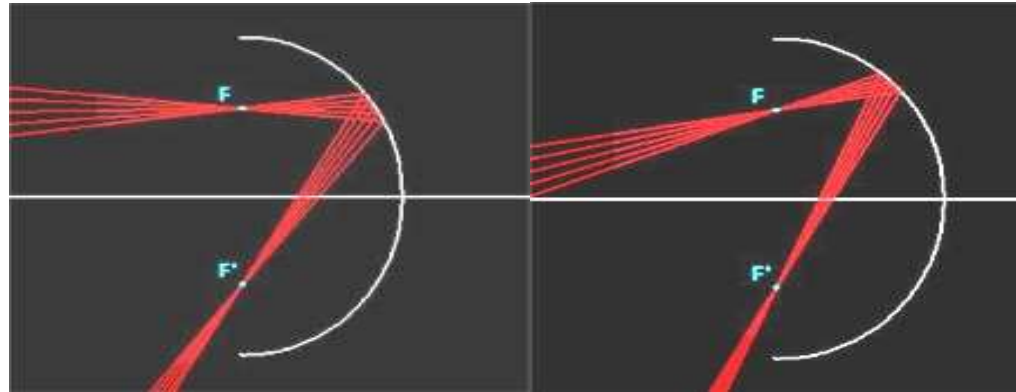
Foyer d'une lentille convergente

« FOYER » caractère de STABILITE

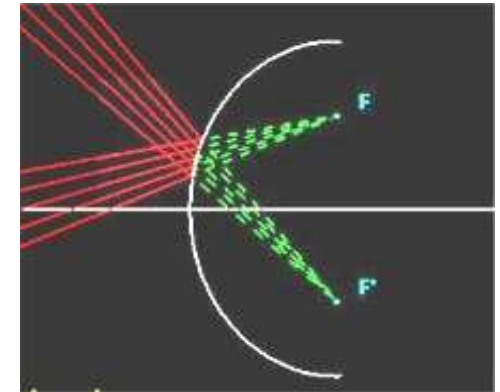
Miroir parabolique



Miroir elliptique concave



Miroir parabolique



On a beau faire varier l'angle d'incidence des rayons :
les 2 foyers sont parfaitement inchangés (*)

Voilà le système !

(*) Voir ces images animées sur :

<http://www.univ-lemans.fr/enseignements/physique/02/optigeo/miroirs.html>



Culture

Et l'avion dans tout ça ?!!!

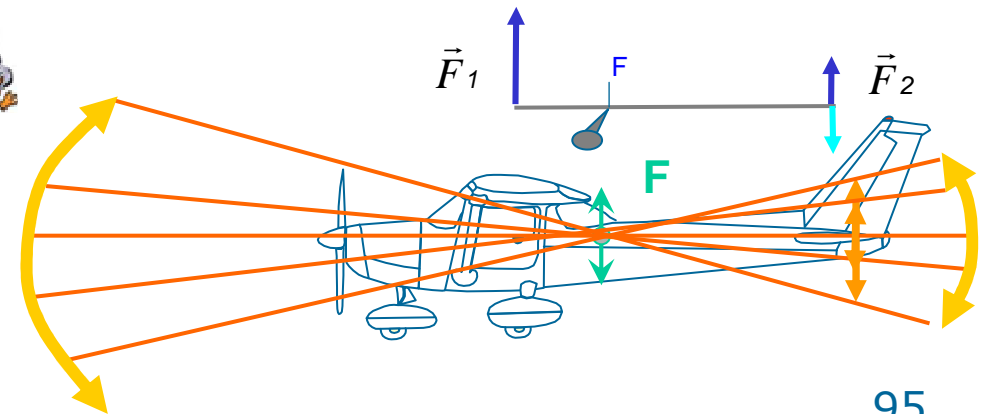
L'avion possède deux surfaces horizontales sur lesquelles s'exercent les principales forces aérodynamiques :

- l'aile
- l'empennage horizontal arrière (parfois avant type "canard").

Il existe un point CENTRAL « F » **FOYER** de ces 2 surfaces où s'applique la résultante des variations de portance engendrées par des variations d'incidence du système.

Par extension lorsqu'on étudie l'aile seule (attention à la confusion possible en examen) on lui trouve également un FOYER qui lui est propre et qui caractérise son auto stabilité.

Définition





Instabilité chronique des forces appliquées à un avion en vol

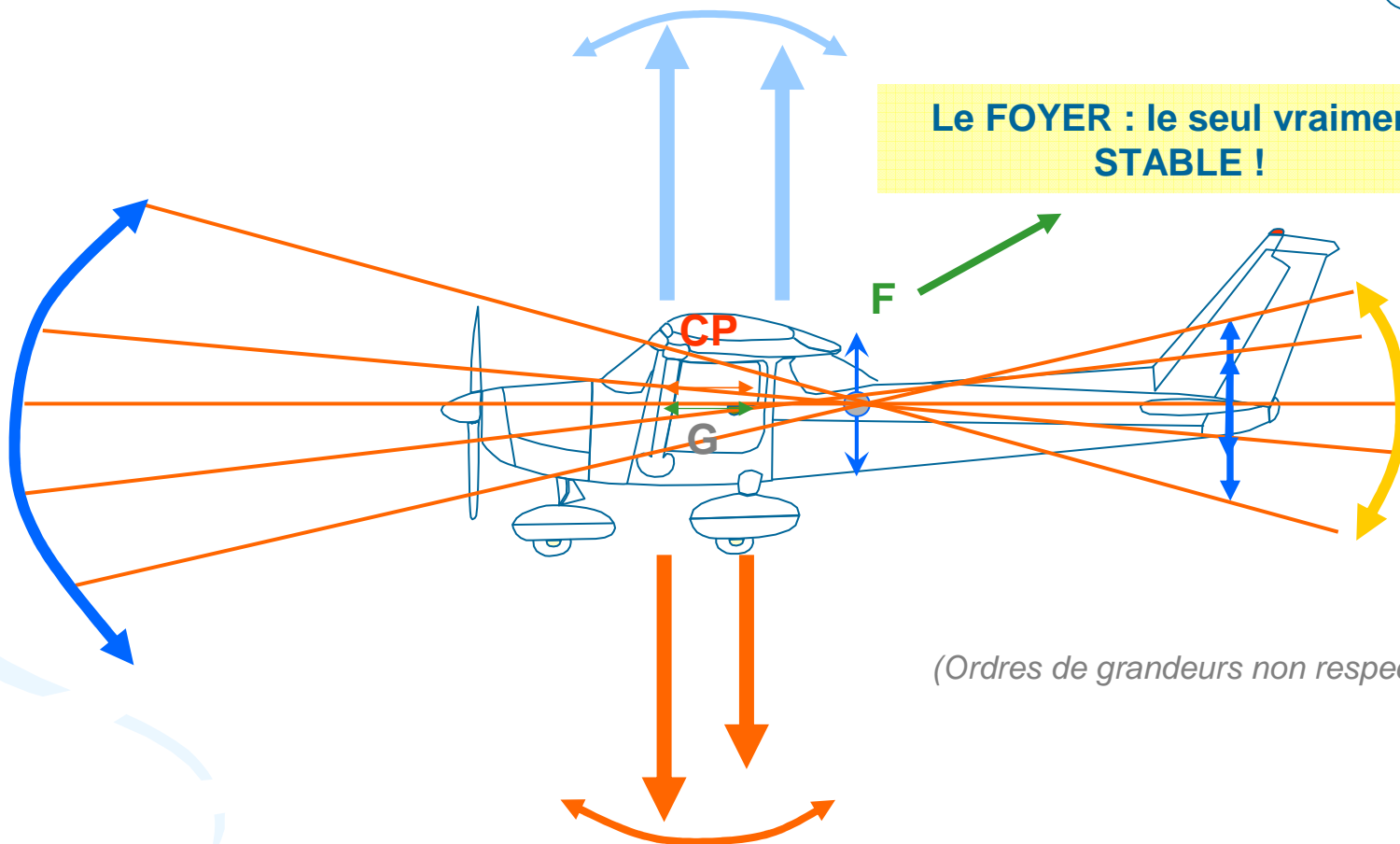
Le Centre de Poussée ...
toujours en vadrouille

Avance quand incidence croît et inversement

Of course !

Le FOYER : le seul vraiment
STABLE !

Effets
aérodynamiques
des Variations
d'incidence



(Ordres de grandeurs non respectés)

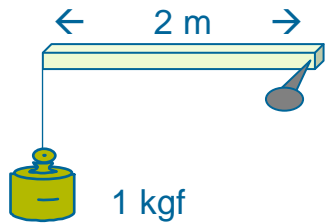
Poids et Centre de Gravité
variables suivant chargement/répartition

Deux outils seulement sont indispensables pour «démonter» le mécanisme du «FOYER» :

- la notion de « **MOMENT** »
- une méthode pour représenter un système de forces parallèles et en déduire la **Résultante**



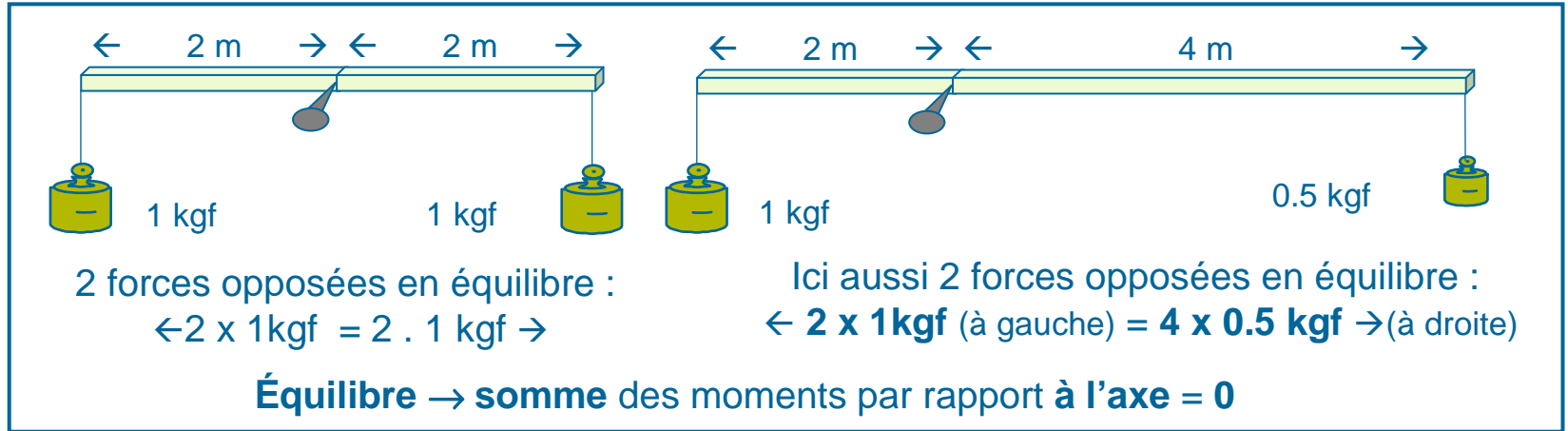
1) **Moment** d'une force par rapport à un axe = distance de l'axe x par l'intensité de la force



$$M = 2 \text{ m.kgf} *$$

(*) ou **19,6 m . N**

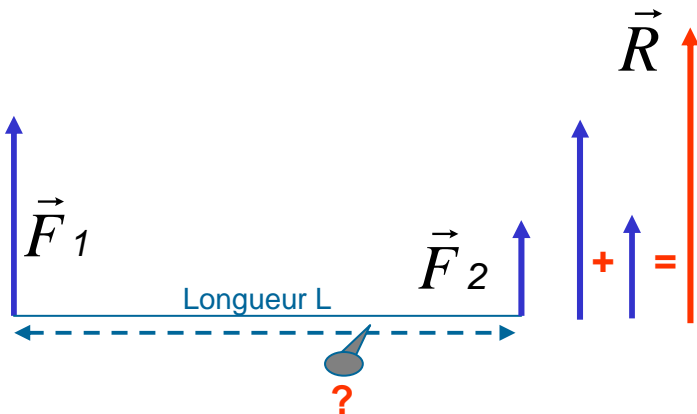
(1 kgf = 9.8 Newton)



Cas particulier. Un seul point d'application d'une force :
 distance = 0 d'où MOMENT nul.

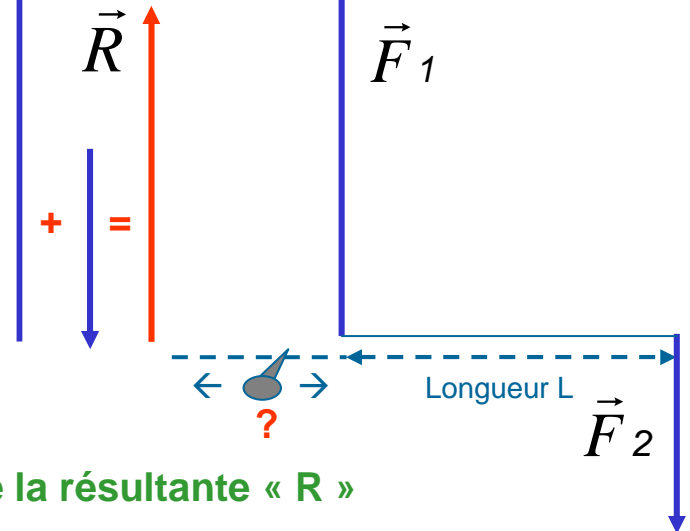


2) **Systèmes de forces parallèles**



Pas de problème pour trouver la valeur de la résultante « R » ...
 égale à la somme des 2 forces avec leur signe

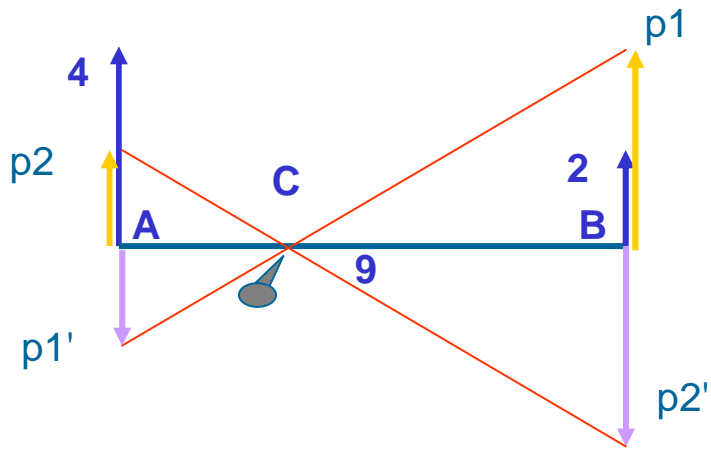
$$\vec{R} = \vec{F}_1 + \vec{F}_2$$



... positionner le clou qui matérialise l'AXE CENTRAL par où passe la résultante « R »
 c'est déterminer le "FOYER" du système

Somme des 2 vecteurs par la méthode GRAPHIQUE ...
(confirmée par la méthode ...

"GAUCHE en face DROITE renversée",
"DROITE en face GAUCHE renversée")

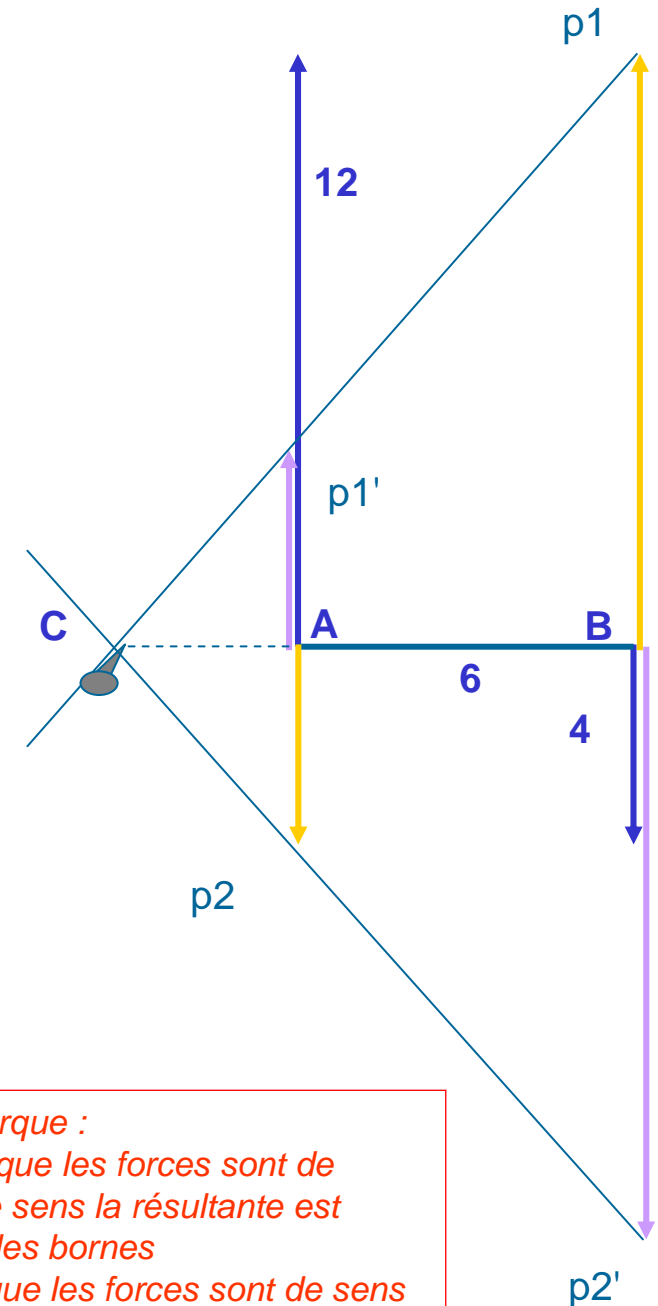


Méthode "GAUCHE/DROITE"

- vecteur GAUCHE reporté en FACE sur Vecteur DROIT : p1
- vecteur DROIT reporté RENVERSE à GAUCHE : p1'
- tracer une 1/2 droite origines p1 & p2 passant par p1 & p1'
- la résultante s'applique à l'intersection de cette 1/2 droite et de l'axe perpendiculaire aux 2 forces initiales

Méthode "DROITE/ GAUCHE"

- vecteur DROIT reporté en FACE sur Vecteur GAUCHE : p2
- vecteur GAUCHE reporté RENVERSE à DROITE : p2'
- tracer une 1/2 droite origines p1 & p2 passant par p2 & p2'
- la résultante s'applique à l'intersection de cette 1/2 droite et de l'axe perpendiculaire aux 2 forces initiales



Remarque :

- Lorsque les forces sont de même sens la résultante est entre les bornes
- lorsque les forces sont de sens inverse la résultante à l'extérieur !

Positionner le clou qui matérialise l'AXE CENTRAL

par où passe la résultante « R » : c'est trouver le « Foyer » du système !

Solution calculée

Le moment correspondant à ce point doit vérifier le produit des 2 forces. Prenons arbitrairement le point B comme référence on peut écrire :

$$M\vec{R}_B = M\vec{F}_{1B} + M\vec{F}_{2B}$$

Pour le 1er schéma :

$$\vec{R} = \vec{F}_1 + \vec{F}_2 \quad R = 4 + 2 = 6$$

...et on peut écrire :

$$x.\vec{R} = L.\vec{F}_1 + 0.\vec{F}_2 \quad *$$

(*) car on est en B (moment NUL!)

$$x = \frac{L.\vec{F}_1}{\vec{R}} = \frac{L.4}{6} = L.\frac{2}{3}$$

L'axe central est à 2/3 de la distance AB (du côté de la force la plus grande). Vérification :

Pour le 2nd schéma :

$$\vec{R} = \vec{F}_1 + \vec{F}_2$$

$$R = 12 + (-4) = 8$$

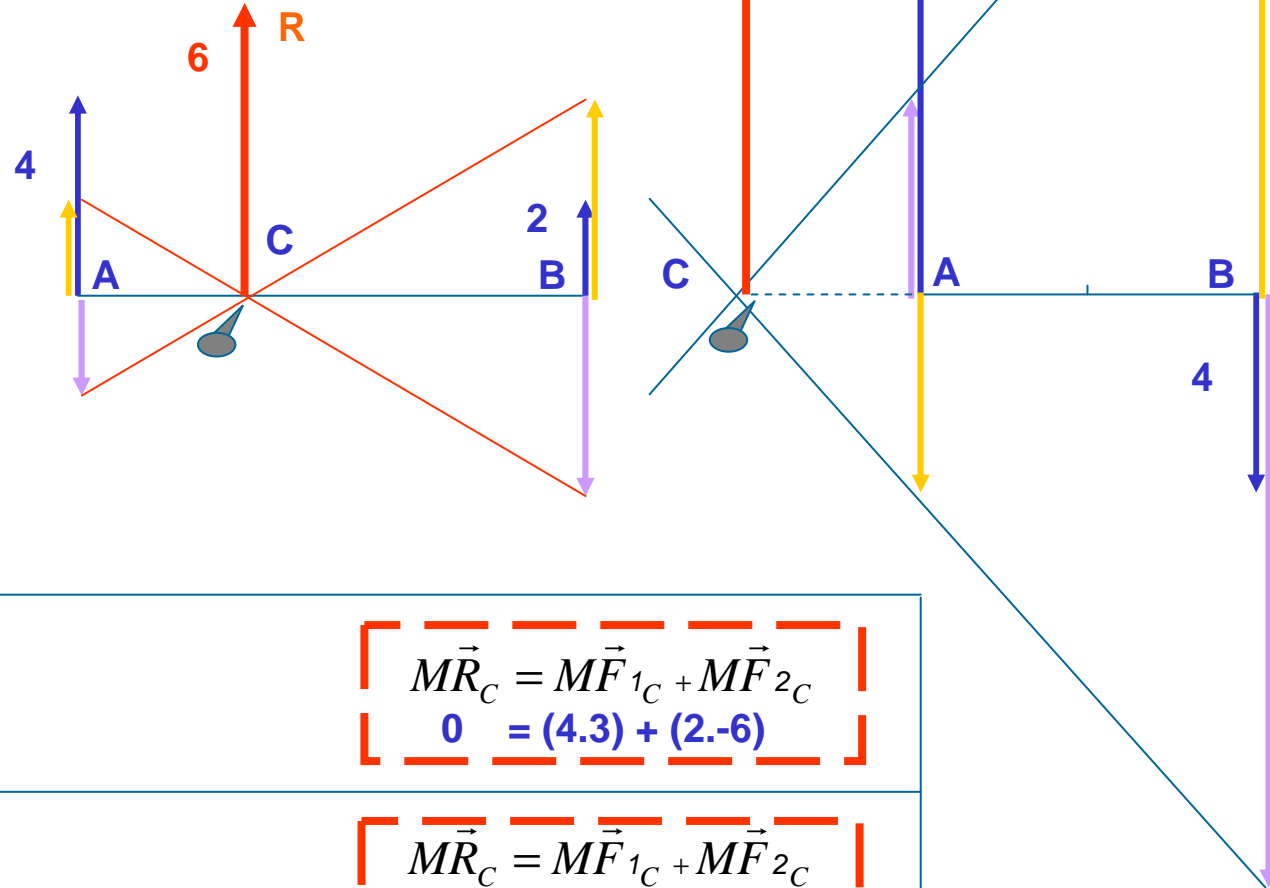
...et on peut écrire :

$$x.\vec{R} = L.\vec{F}_1 + 0.\vec{F}_2$$

$$x = \frac{L.\vec{F}_1}{\vec{R}} = \frac{L.12}{12-4} = L.\frac{3}{2} = 1,5L$$

à l'extérieur de AB côté de la force la plus grande

Solution graphique



$$M\vec{R}_C = M\vec{F}_{1C} + M\vec{F}_{2C}$$
$$0 = (4.3) + (2.-6)$$

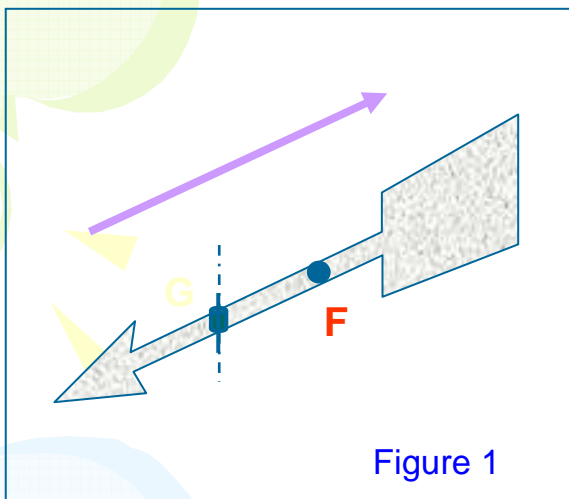
$$M\vec{R}_C = M\vec{F}_{1C} + M\vec{F}_{2C}$$
$$0 = (12.3) + (-4.9)$$



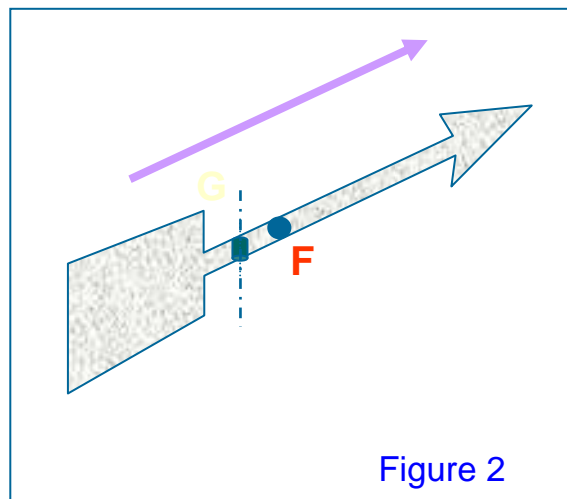
Pré-requis

- Somme de vecteurs parallèles

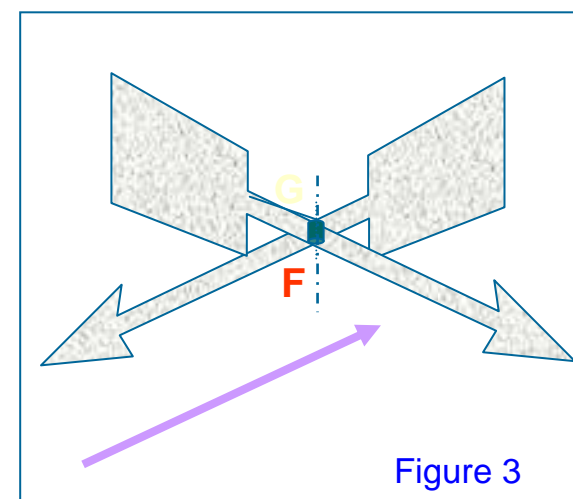
Observons une GIROUETTE



Indique d'où vient le vent.
Si on l'écarte du doigt :
elle reviendra dans cette
position d'équilibre.
Elle est **STABLE**

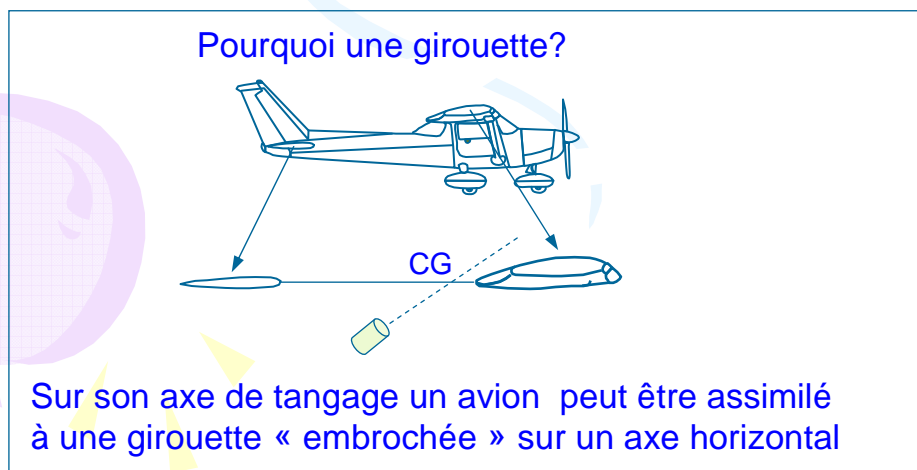


On a déplacé son axe tout près
de la grande surface ... la
girouette tourne alors le dos au
vent ! Si on la remet face au vent
elle repart à contresens.
Elle est **INSTABLE**

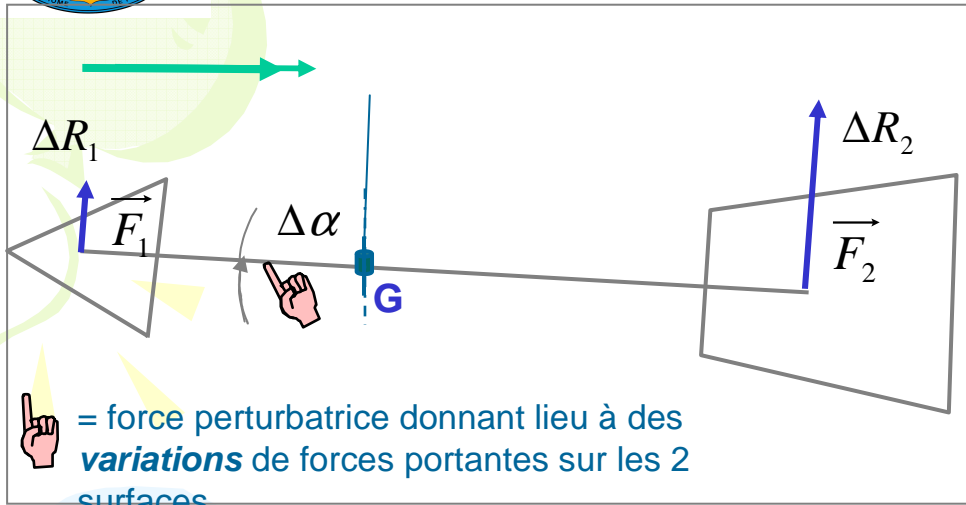


On déplace alors l'axe vers
une position intermédiaire
(on brûle !!!) La girouette
devient insensible au vent
et reste dans la position où
on la met.

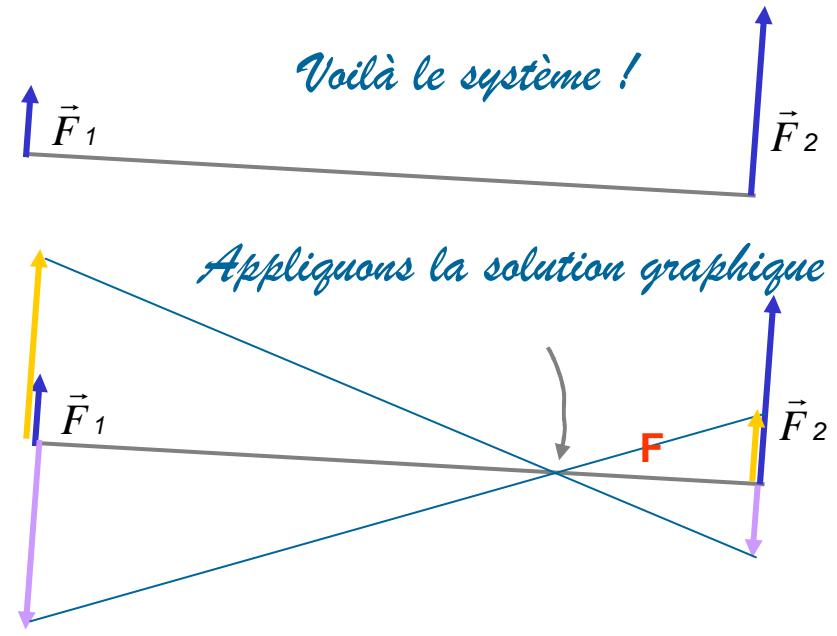
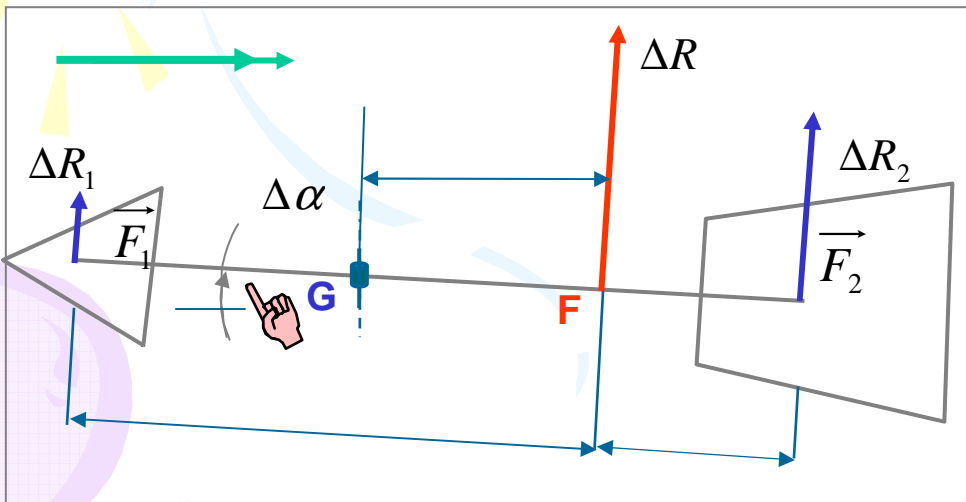
En ce point « F » elle est
complètement
INDIFFERENTE,
INATTENDUE
un brin **SNOB...** très **British**
n'est-il pas ?



Que se passe t'il donc lorsqu'on écarte une girouette stable du lit du vent ?!



En écartant la girouette d'un angle $\Delta \alpha$ apparaissent des forces F_1 et F_2 sur chacune des surfaces : nous savons en déterminer la position de la résultante!

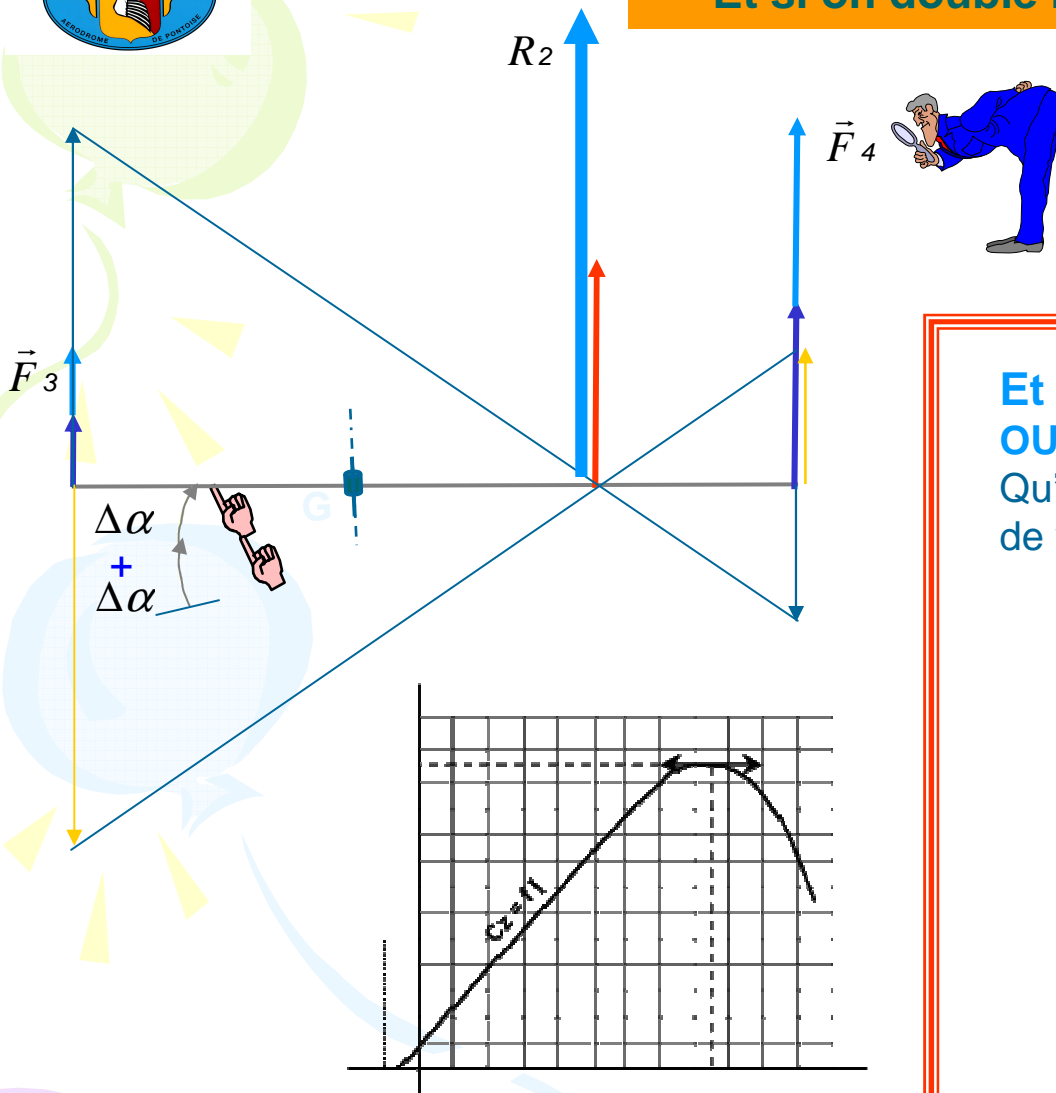


Conclusion

- Si G est situé en avant de F : il se produit un mouvement de RAPPEL (girouette STABLE)
 - Si G est en arrière de F : le moment est de même sens, la girouette retrouve un autre équilibre en sens inverse du vent (instable)
 - Si G est confondu en F : pas de bras de levier **le moment est NUL** et la girouette est en équilibre INDIFFERENT.
- F est le point d'application de la force de rappel : c'est le FOYER de la girouette.**



Et si on double la force de déviation ?!!!



Il n'y a pas plus fiable que le FOYER! On peut doubler, tripler, multiplier par 4.7 ... ça marche tant qu'on reste dans des valeurs proportionnelles.

Et le FOYER d'un avion : c'est pareil ?!!

OUI !

Qu'arrive t'il aux différentes forces si l'on fait une suite de variations d'incidence de plus en plus prononcées ?

Ca fait quelque chose comme ça!

Est-ce bien normal tout ça ?!! :

OUI : la réponse est dans la courbe de PORTANCE. On observe que dans la plus grande part du domaine de vol ... c'est une droite!

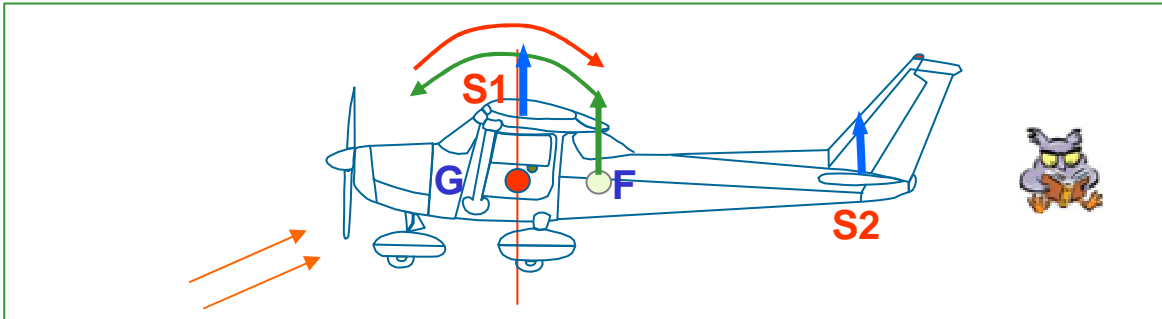
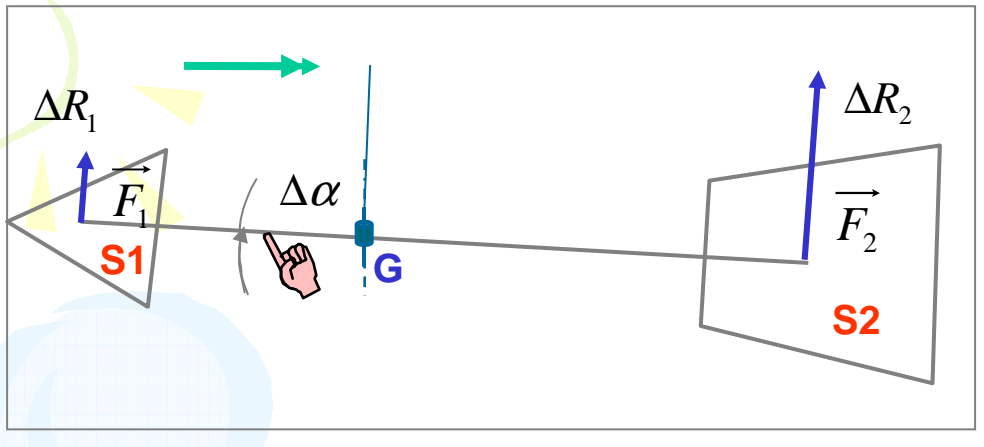
Et si on double la force du vent ?!!!

C'est pareil sauf que le "rappel" est plus violent !

Le FOYER de l'avion où se trouve t'il ?

L'analogie avec la girouette est limpide :

- les deux surfaces en cause seront ici l'aile et l'empennage horizontal
- l'axe G de la girouette sera tout simplement le Centre de Gravité « G » de l'avion.

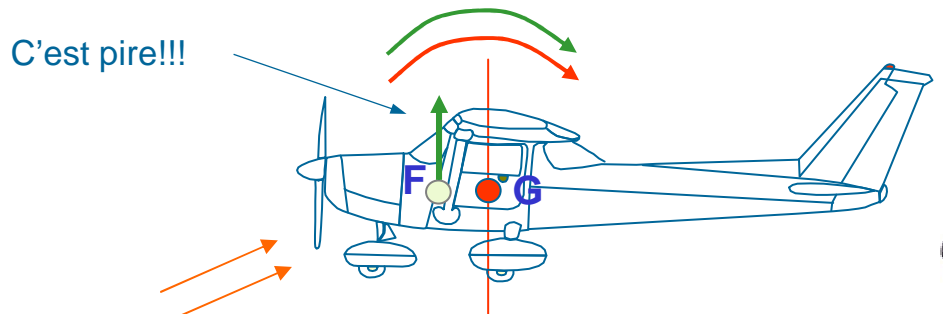


Foyer à l'arrière de G : avion stable.

Rafale ascendante → augmentation d'incidence et de portance → force de rappel au FOYER → tout rentre dans l'ordre

Pour comprendre le mécanisme de STABILITE de l'avion face à une rafale ou à une action momentanée sur le manche il suffit d'observer :

- le Centre de Gravité G
- le FOYER F où s'exerce (par définition) la force aérodynamique issue de la variation d'incidence
- et aussi la POSITION respective de ces deux points.



G à l'arrière du Foyer : avion instable.

Toute rafale se traduit par une réaction tendant à aggraver son effet. Le pilotage manuel est impossible : l'avion est INSTABLE.

Conclusion : G doit toujours être en AVANT de F . Cette position constitue sa limite arrière sur la planche à dessin comme en vol.

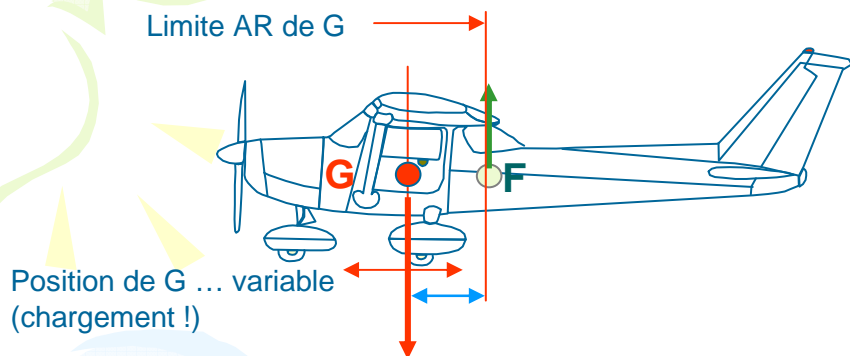




MARGE STATIQUE

Positionnement FOYER/GRAVITE : limites (AV & AR)

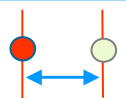
Centre de GRAVITE : limite ARRIERE



G est variable et mobile : il dépend du chargement. Nous savons qu'en aucun cas G ne doit passer derrière le Foyer.

D'où l'importance de l'opération de **CENTRAGE (*)** qui permet au pilote de vérifier que dans les conditions prévues du vol G ne dépasse pas cette limite arrière. Mais il y a aussi une limite AVANT.

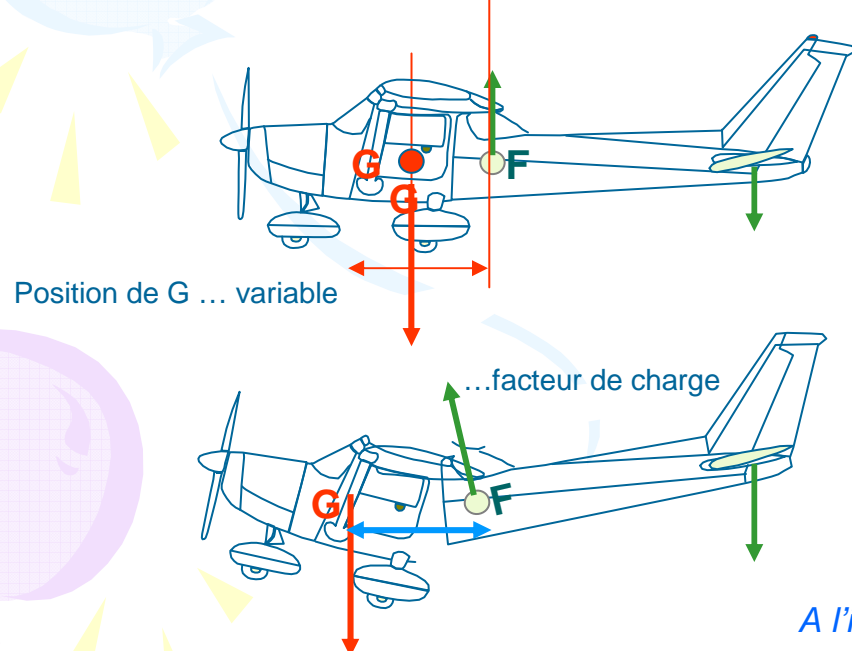
(*) voir exemples en annexe



Le segment séparant G et F porte de nom de **MARGE STATIQUE**



Centre de GRAVITE : limite AVANT



Lorsque le pilote a besoin de cabrer l'avion il crée une force aérodynamique vers le bas au niveau de la profondeur : si le rappel au FOYER a été calibré trop efficace par le constructeur le pilote pourrait ne plus pouvoir prendre l'assiette d'arrondi à l'atterrissage.

Le constructeur doit veiller à ne pas fixer une trop grande marge statique ... le force du rappel au foyer serait si intense qu'elle pourrait mettre la structure en danger par dépassement du facteur de charge!



Marge statique trop « LARGE »

A l'inverse si c'est un avion de voltige qu'on construit c'est volontairement qu'on choisira une FAIBLE marge statique pour des raisons de pilotabilité!

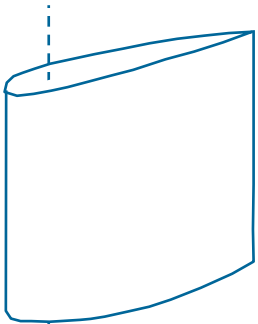


Foyer de l'AVION / Foyer de l'AILE

Comprendre la notion de FOYER relatif aux **DEUX** surfaces portantes de la girouette puis de l'extrapoler à l'avion n'a pas été très difficile.

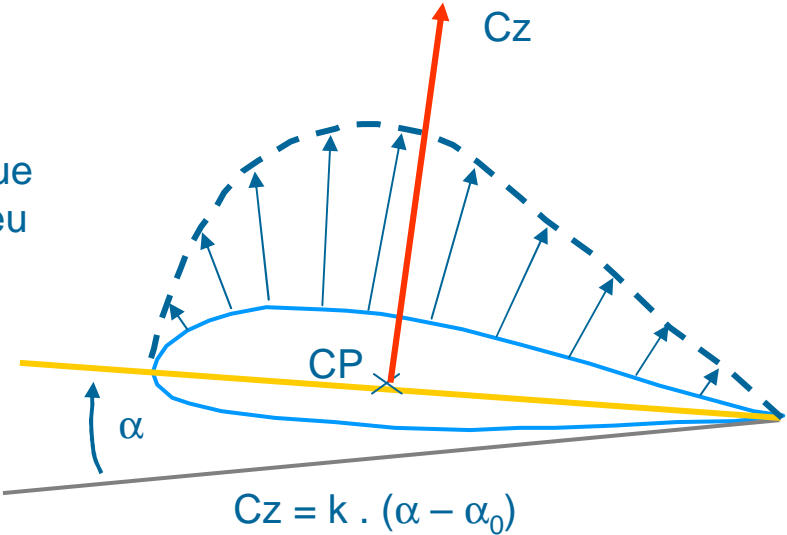
Ce schéma montre qu'une aile SEULE peut tout à fait se comporter comme une girouette et bien qu'elle apparaisse comme « monobloc » elle possède également son propre FOYER.

L'expérience montre qu'il y a là un sujet de confusion et lorsqu'on évoquera le mot FOYER on prendra soin de préciser s'il s'agit de celui de l'avion ou bien de l'aile seulement.

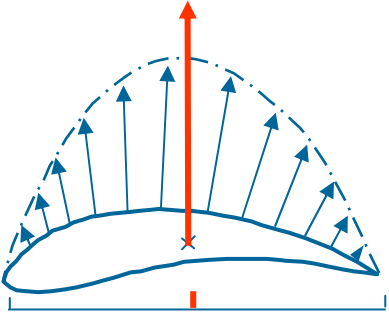
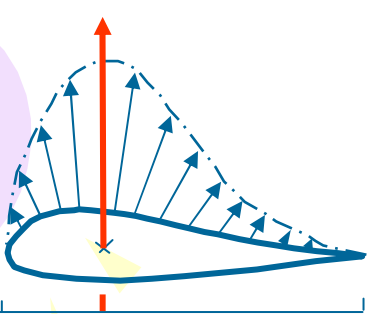


Petit retour en arrière :

la courbe de portance (pratiquement droite !) d'une aile nous a montré que la portance varie de façon linéaire à partir de la portance nulle jusqu'un peu avant la portance maximale et le décrochage.



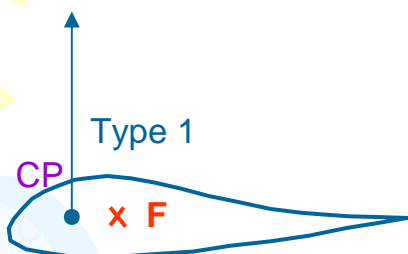
La **position** du Centre de Poussée sur la corde de profil est **VARIABLE** : elle dépend **pour une incidence donnée** de la **répartition des portances**, lui même très dépendant du type de **profil de l'aile** en cause.



Rappel :
 Pour une aile classique donnée nous avons vu par contre que le Centre de Poussée ...
AVANCE lorsque l'angle d'incidence **AUGMENTE**.
 Nous avons d'ailleurs mentionné 2 exceptions (profils bi-convexes symétriques et double courbure)!

Foyer de l'AILE

Bien que les calculs soient un peu plus complexes que pour la girouette on constate qu'il existe également un **POINT CENTRAL** où le moment « Cm_0 » de rotation autour de ce point ne varie pas : on l'appelle tout naturellement **FOYER de l'aile**. Il est situé à peu près à 25% du bord d'attaque et confirme donc ici encore son caractère de **FIXITE**.



Type 1

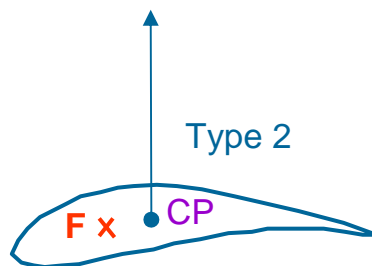
CP

x F

Cm_0 à cabrer

(aile chargée vers l'avant)

[Génial pour le TOURISME]



Type 2

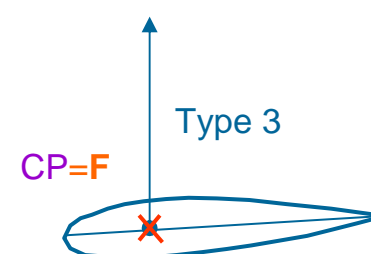
F x

CP

Cm_0 à piquer

(aile chargée vers l'arrière)

[Sublime pour le PLANEUR]



Type 3

CP=F

x

Cm_0 nul

(profil symétrique)

[Renversant pour la VOLTIGE]

Ces trois profils caractéristiques montrent bien :

- la position du Foyer « F » aux 25% attendus
- les positions variables du Centre de poussée - devant, - en arrière, ou confondu au FOYER



Culture

Cm_0 est (arbitrairement) :

- **positif** pour le type 1 → CP en AVANT du FOYER et ce Centre **RECULE** lorsque la portance augmente
- **négatif** pour le type 2 → CP en ARRIERE du FOYER et il **AVANCE** lorsque la portance augmente
- **nul** pour le type 3 → CP **verrouillé sur le FOYER** approximativement dans les premiers 25% du profil

Règle. Pour tout point de centrage le long de la corde de profil X_c le moment de rotation Cm par rapport à ce point est égal à

$$Cm = Cm_0 + (CG - X_f).Cz$$

Foyer de l'AILE (centrage)

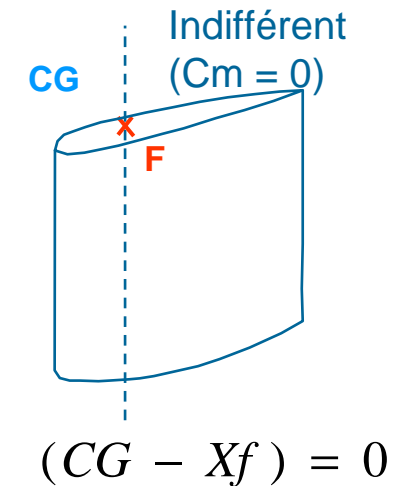
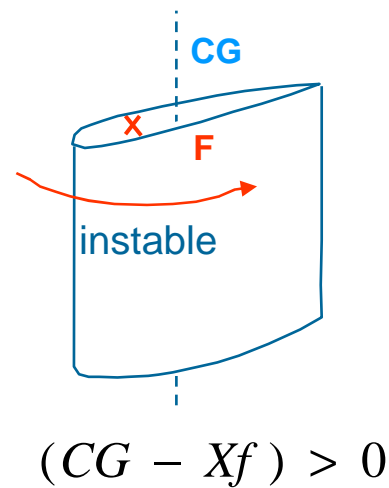
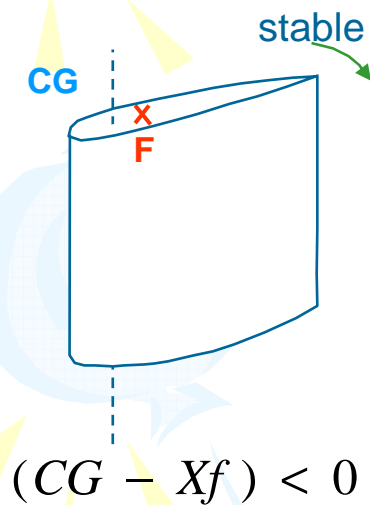
$$Cm = Cm_0 + (CG - X_f) \cdot Cz$$

En clair :

- CG en avant de F si Cm_0 est positif (aile stable)
- CG en arrière de F si Cm_0 est négatif (aile instable)
- CG est alors confondu avec le CP lorsque $Cm = 0$ (aile indifférente et dite « centrée »)



Culture



Pour stabiliser un avion les constructeurs ont plusieurs moyens :

- choisir une aile à tendance auto-stable
- donner de la flèche à l'aile
- éloigner/développer l'empennage arrière (avions classiques) ce qui recule le foyer de l'ensemble



• ...



FOYER : CONCLUSION

Dans son manuel « Eléments d'Aérodynamique et de Mécanique du Vol » publié en 1990 (Editions Teknea p 37) le SFACT n'hésite pas à dire : « La notion de foyer est difficile à comprendre ».

Heureusement ce n'est pas tout à fait exact, disons ... *peut-être un peu difficile à expliquer ?!!!*



Le SFACT de l'époque a malgré tout quelques circonstances atténuantes :



Culture

- la théorie du FOYER est originaire de Grande-Bretagne (ça explique un peu!)
- elle date de 1944
- elle a été très vite diffusée aux USA (facilité de la langue et ultérieurement montée en puissance des possibilités de CALCUL issues des ordinateurs)
- et est arrivée en France très tardivement.

On a produit très vite des routines de calcul souvent en Fortran, puis des modèles mathématiques de plus en plus sophistiqués, dépositaires d'un savoir-faire industriel surprotégé ...

Que réclament ces logiciels informatiques ? Des points de repères STABLES, des points d'ancrage au milieu de paramètres fluctuants tels que Centre de Poussée ou de Gravité...

On comprend mieux l'intérêt DES CONSTRUCTEURS pour des concepts tels que le FOYER, alors que nombre de pilotes d'avions légers se débrouillent très bien avec des **machines** :

- conçues **avant** la théorie du FOYER
- qui **l'ignorent** donc complètement
- **s'en « fichent » et volent !**

Les épreuves d'obtention des Brevets et Licences demandent néanmoins aux pilotes un peu de culture à propos de ce noble art ...





Nécessité pour le pilote de réaliser un **DEVIS DE POIDS & CENTRAGE** pour vérifier que le voyage qu'il entreprend reste dans les limites de sécurité réglementaires prévues pour son avion.

Un peu plus loin nous verrons par ailleurs qu'il doit aussi vérifier les ...

PERFORMANCES AU DECOLLAGE de son avion

dans les conditions de météo du jour ainsi que celles du chargement pour chaque décollage/atterrissage

On trouvera ci-après pour illustration un exemple classique (C150) :

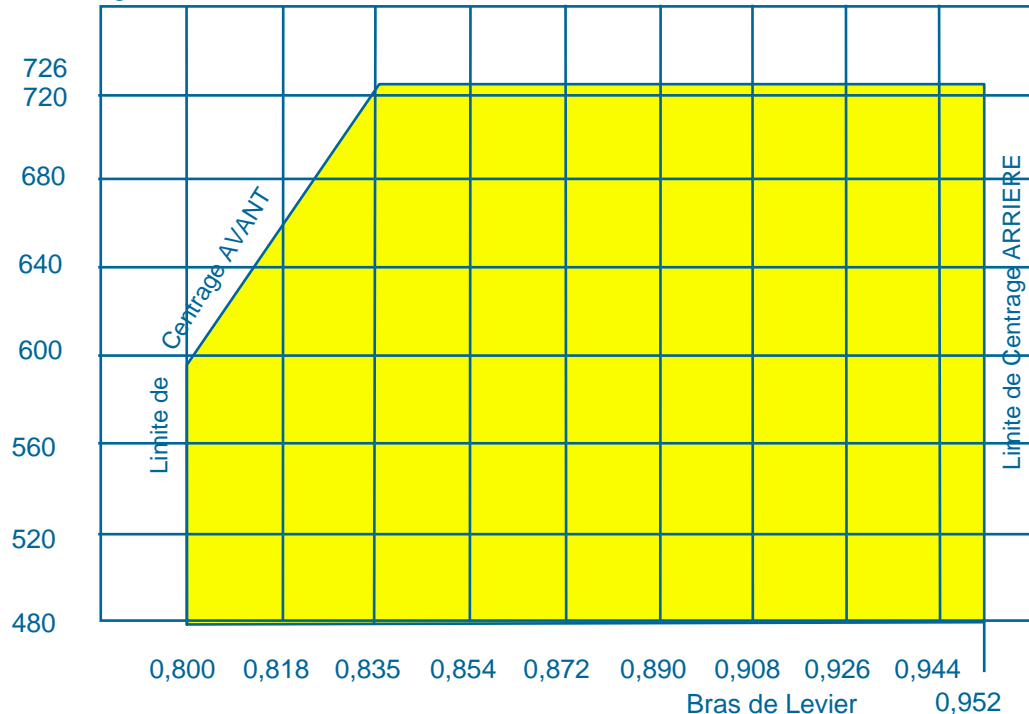
C'est ce qui vous sera demandé

- Par votre instructeur lors de vos **NAVIGATIONS**
- Par votre **TESTEUR** lors de votre épreuve pratique
- Mais avant ça ... il faudra montrer votre compréhension de l'exercice lors de votre épreuve théorique

A la fin du support de cours vous pourrez trouver des devis de poids et centrage pour plusieurs avions caractéristiques.

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE C150

Masse Kg



Interprétation : Limite centrage ARRIERE .0952 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT .800 pour une masse inférieure à 600 Kg
 " " " .818 pour une masse de 650 Kg
 " " " .835 pour une masse de 726 Kg

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*....	*....
Pilote	0,990
Passager	0,990
Carburant...Lx0,72	1,070
Bagages	1,630
TOTAL 1er DECOLLAGE
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: BUXT 500Kg et BdL 0,860 GAAY 526Kg et BdL 0,860
 GAQV 499Kg et BdL 0,846

C150 20 L/h

- Normal
- Long Range

85 L utiles → 4 h
 132 L utiles → 6 h

Forfait ROULAGE ... x 3L	-	... L
Croisière SANS vent (Q1)	...,...H x 20L/h	... L
+10 % forfait (ou)		... L
Croisière AVEC vent Q'1	...,...H x 20L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	... L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' = L
Escale(s)	-	... L
Carburant NECESSAIRE	-	... L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	... L
RELIQUAT CONSOMMABLE	...,...H	... L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

RAPPEL C150

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 70% PU = 20 L/h (0.33l/min)

Densité Essence	:	0,714 (0,72)
Intégration	:	5' par aérodrome
Escale	:	10' par aérodrome
Forfait de Poids	:	Adulte standard 77 Kg

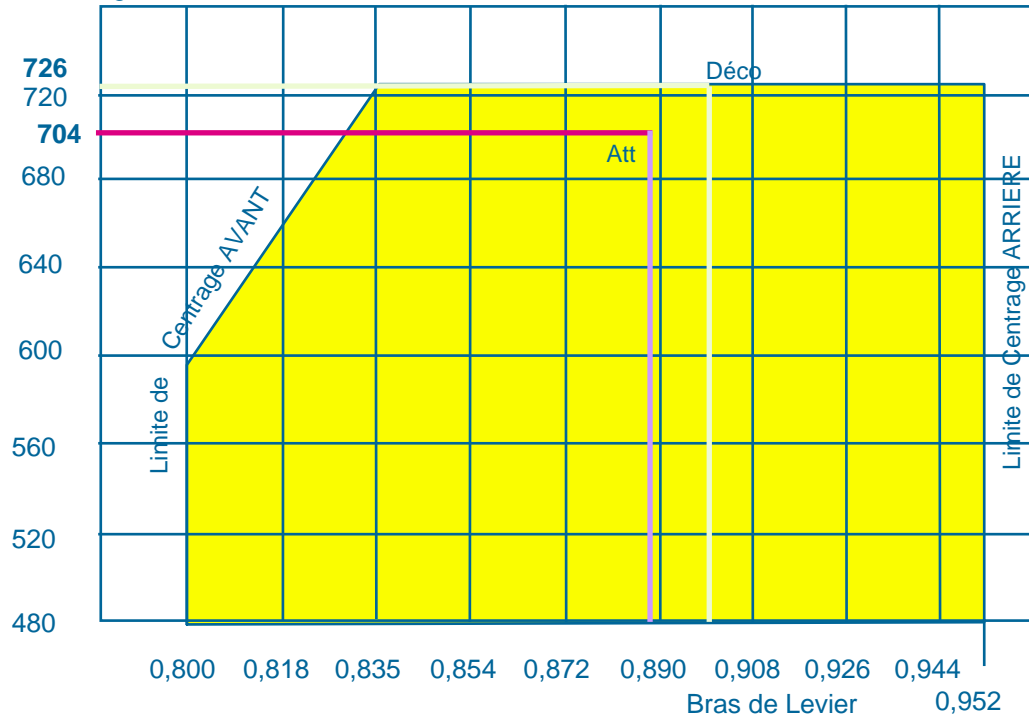
Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

MASSE MAXIMUM 726 Kg
0,835<BdL<0,952(691mkg)

DE 600 à 726 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,800 à 0,835
 (suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE C150

Masse Kg



Interprétation :
 Limite centrage ARRIERE .0952 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT .800 pour une masse inférieure à 600 Kg
 " " " .818 pour une masse de 650 Kg
 " " " .835 pour une masse de 726 Kg

F-GAQV	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	500	0,846	423
Pilote	77	0,990	76
Passager	78	0,990	70
Carburant .85L x0,72	61	1,070	65
Bagages	10	1.630	16
TOTAL 1er DECOLLAGE	726	0,895	650
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour	704	0,888.	.625

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.
 Ex.: BUXT 500Kg et BdL 0,860 GAAY 526Kg et BdL 0,860
 GAQV 499Kg et BdL 0,846

C150 20 L/h

- Normal
- Long Range

85 L utiles → 4 h
 132 L utiles → 6 h

Forfait ROULAGE ..2x 3L	-	..6 L
Croisière SANS vent (Q1)	..1H(*) x 20L/h	.20 L
+10 % forfait (ou)		.2 L
Croisière AVEC vent Q'1, ..H x 20L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	..7 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ..2x5' =	.10'	..4 L
Escale(s)	-	... L
Carburant NECESSAIRE	-	39 L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	85 L
RELIQUAT CONSOMMABLE	..2H20'	46 L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

(*) A/R Persan + Exercices = 1H environ

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage AR 15Lx0,72= .11Kgx1,07=11,5mkg

RAPPEL C150

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 70% PU = 20 L/h (0.33l/min))

Densité Essence : 0,714 (0,72)

Intégration : 5' par aérodrome

Escale : 10' par aérodrome

Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg

Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT

1) son poids exact

2) celui de son Pilot-Case

et vérifier VRAISEMBLANCE

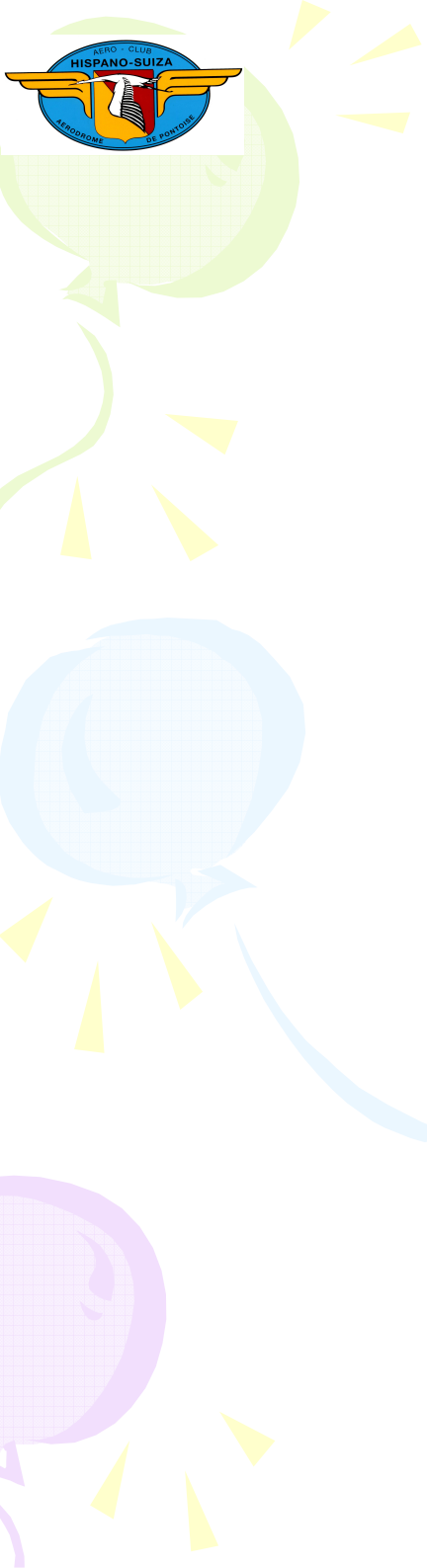
-30L -> -22Kgx1.07=-25mkg

MASSE MAXIMUM 726 Kg

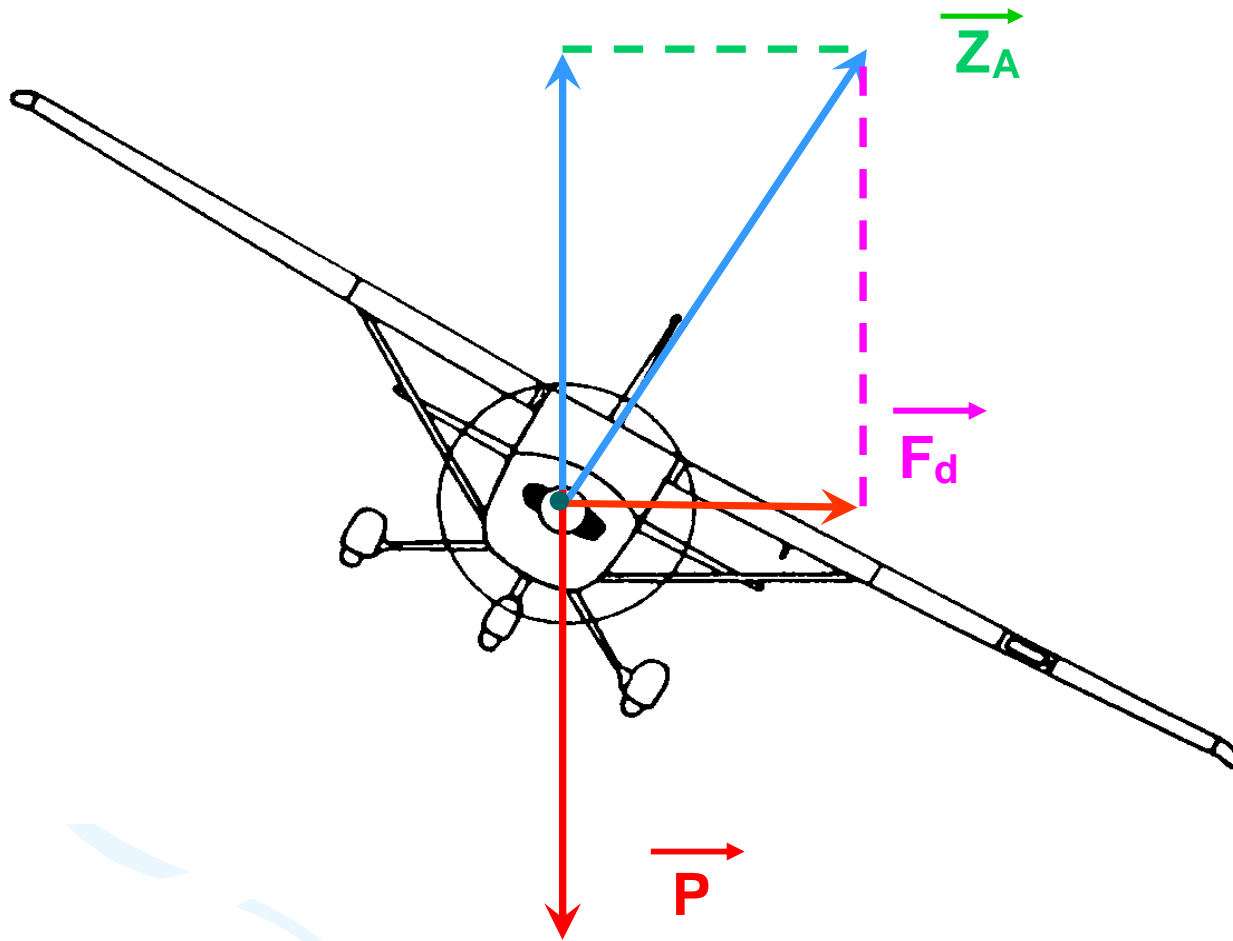
0,835<BdL<0,952(691mkg)

DE 600 à 726 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,800 à 0,835

(suivant manuel de vol et fiche de pesée)



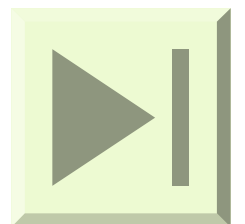
LA MISE EN VIRAGE

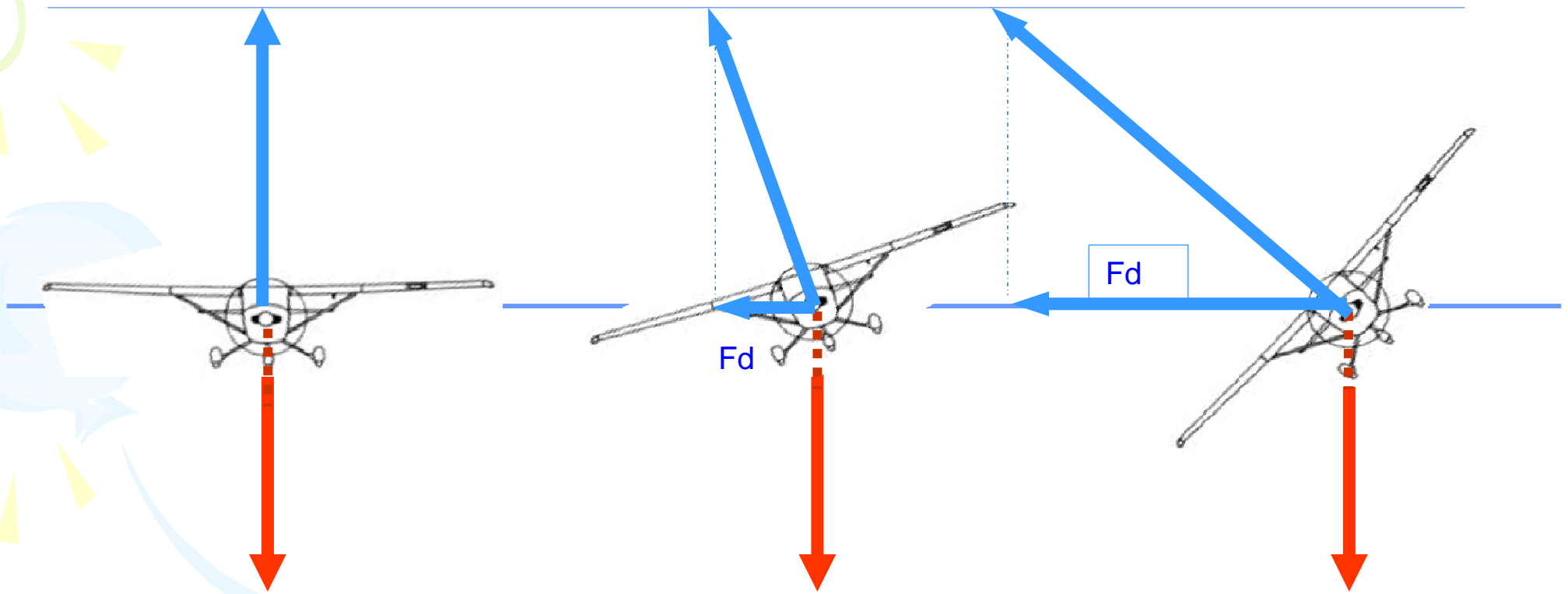


Lorsque l'avion s'incline, il faut retenir que la portance reste toujours perpendiculaire à l'aile. De ce fait, la composante horizontale de celle-ci est une force centripète qui entraîne l'avion dans le virage (F_d)

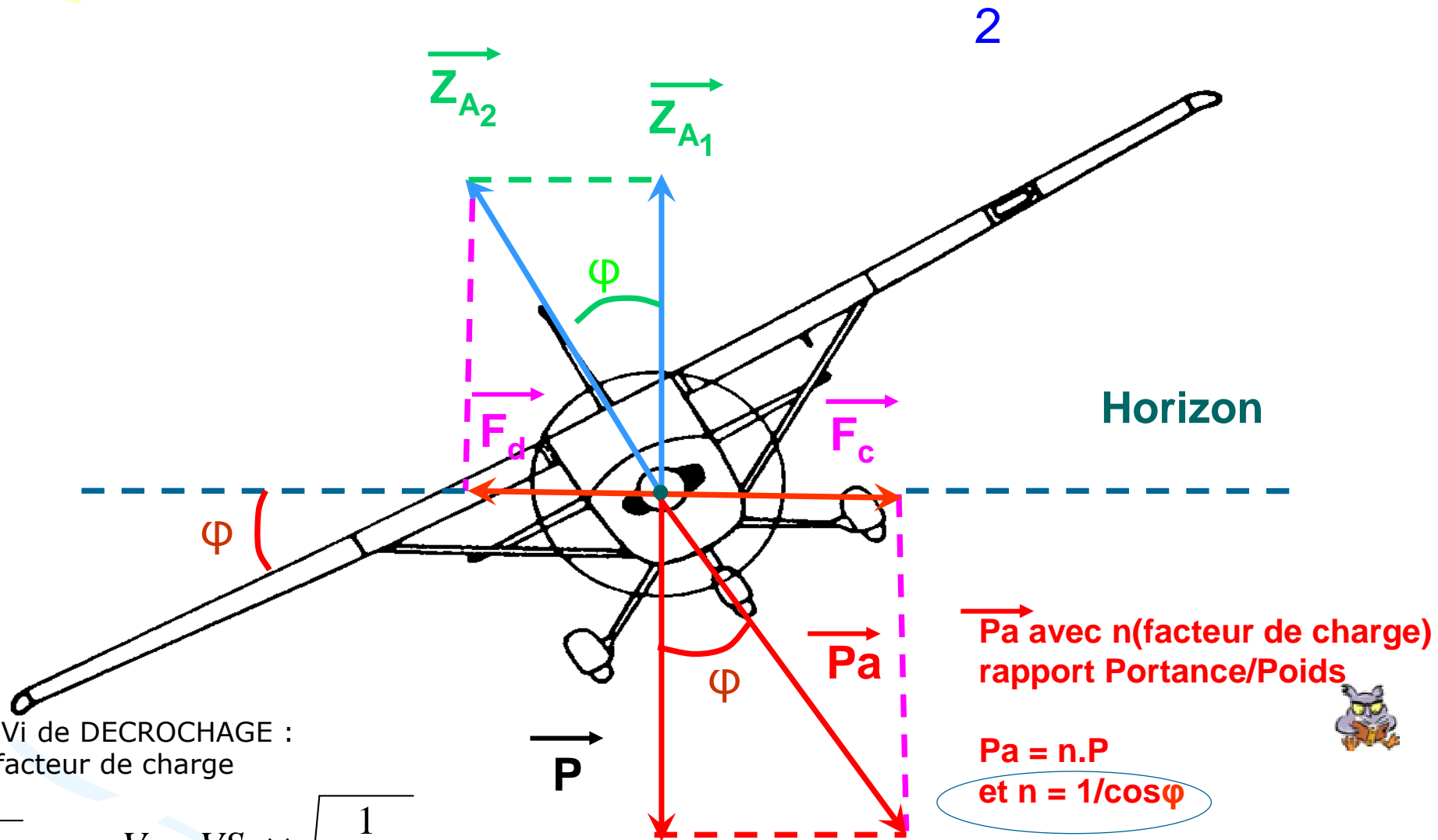
En virage, l'intensité de la portance doit augmenter

PORTANCE ET FORCE DEVIATRICE





PORTANCE ET FORCE DEVIATRICE



Evolution de la Vi de DECROCHAGE :
en fonction du facteur de charge

$$V_s = V_{So} \times \sqrt{n} \quad \text{ou} \quad V_s = V_{So} \times \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}}$$

\vec{P}_a avec n (facteur de charge)
rapport Portance/Poids

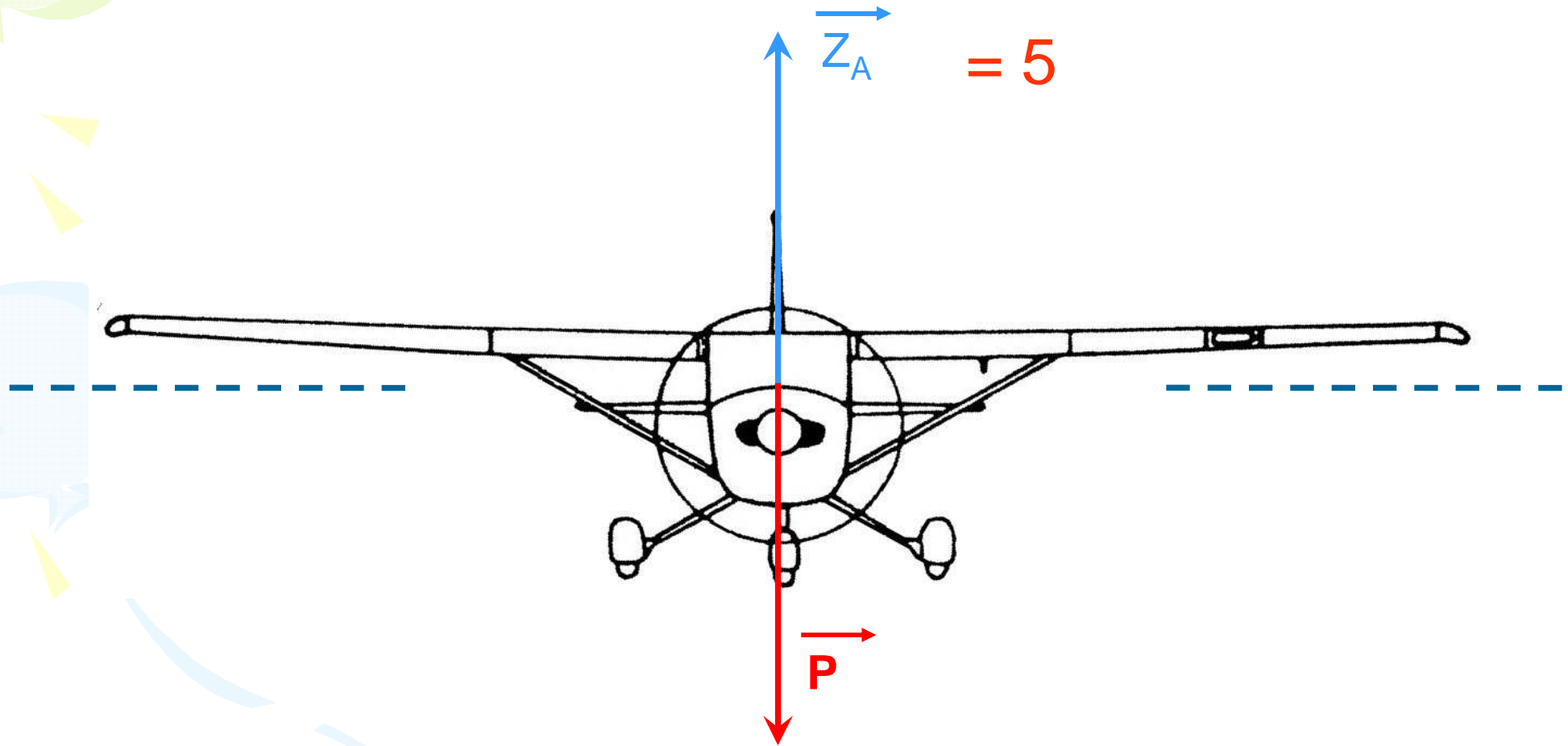
$$P_a = n \cdot P$$

$$\text{et } n = 1/\cos \varphi$$

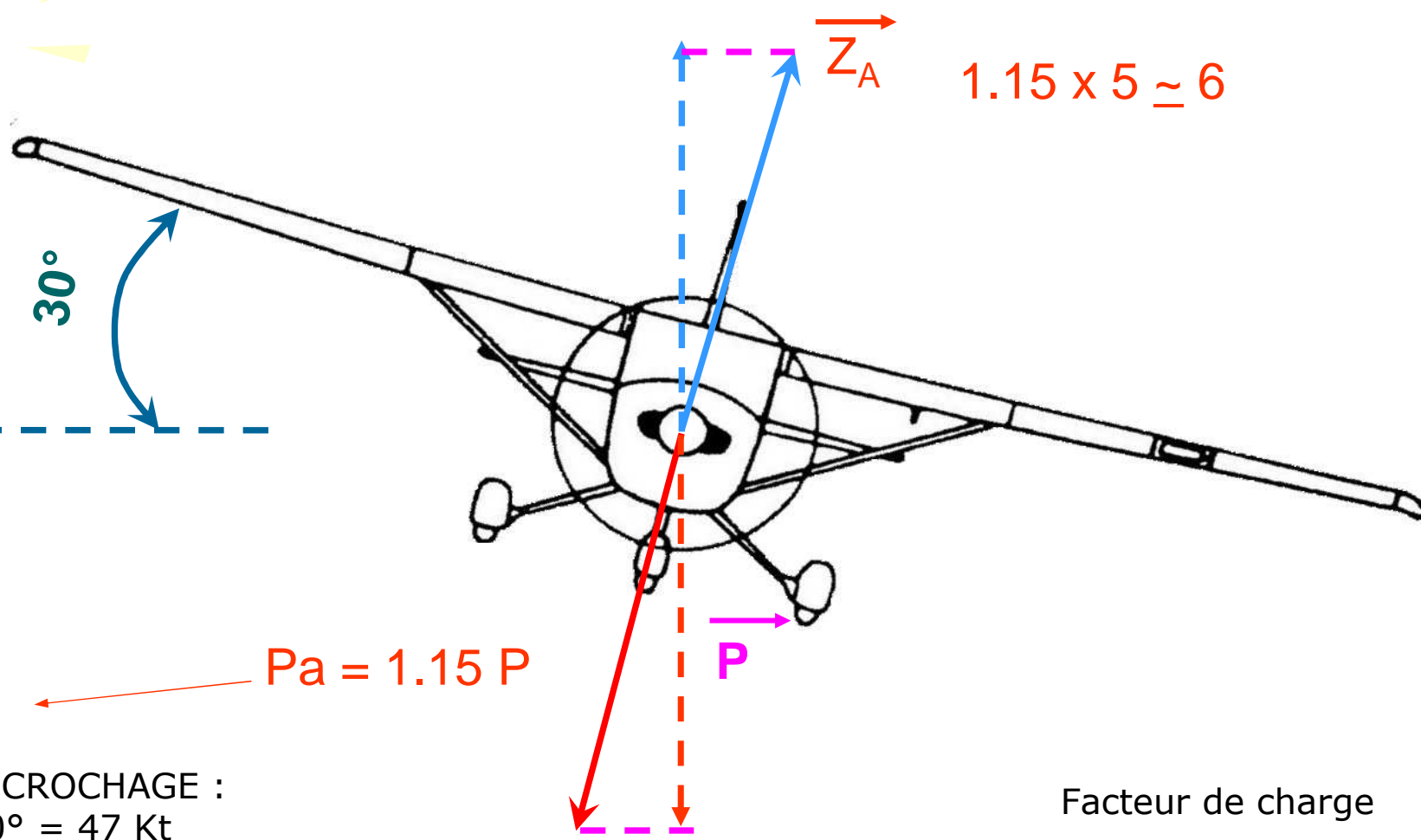
POIDS APPARENT ET FORCE CENTRIFUGE



Quelques exercices chiffrés



INCLINAISON NULLE



Poids Apparent

$$Pa = 1.15 P$$

Vitesse de DECROCHAGE :
ex. C150 $V_s 0^\circ = 47 \text{ Kt}$

$$V_s = V_{So} \times \sqrt{n} \quad \text{ou} \quad V_s = V_{So} \times \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}}$$

$$V_s = 47 \times \sqrt{1,15} = 47 \times 1,074 = 50 \text{ Kt}$$

7% de plus

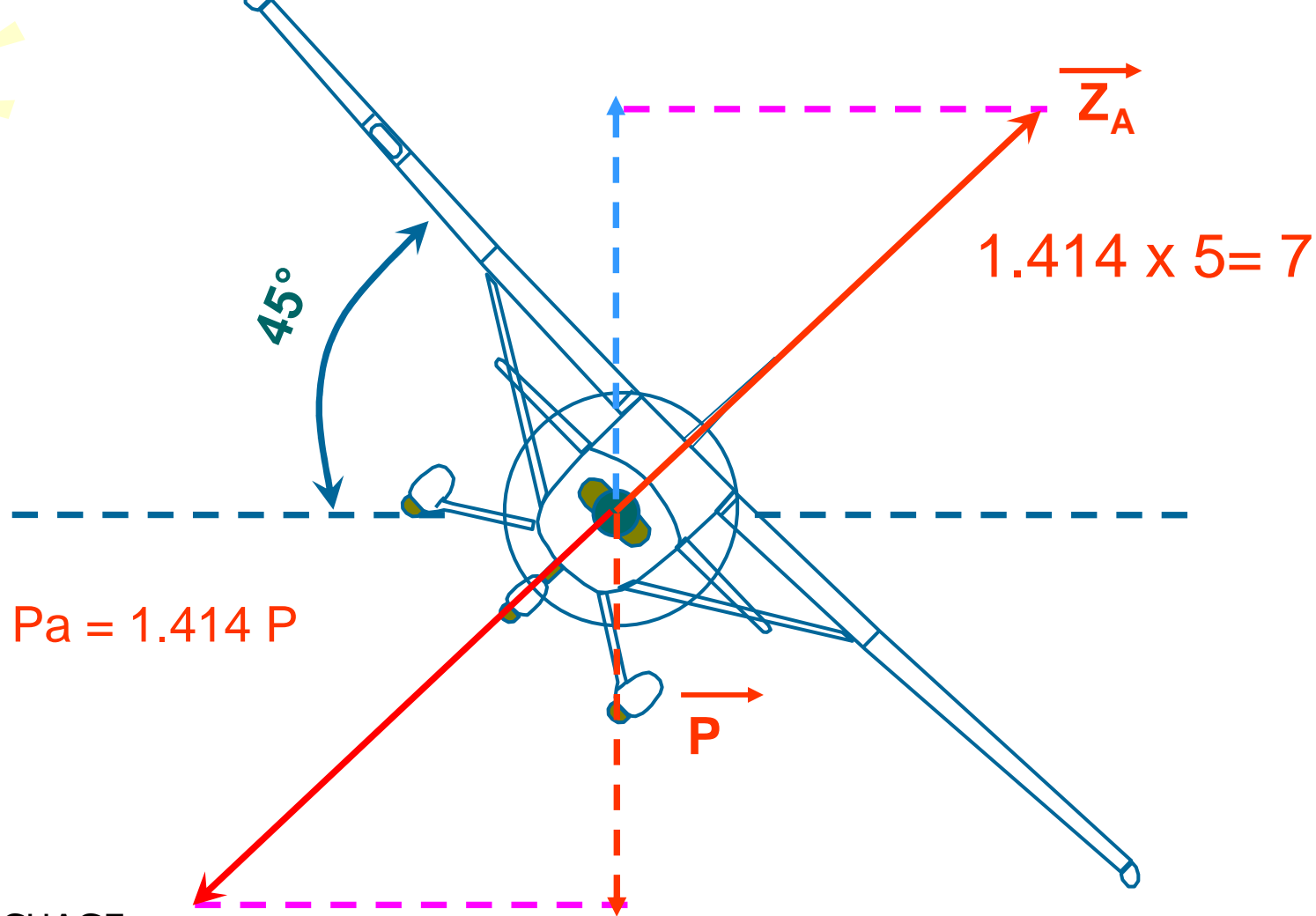
Facteur de charge
($n = 1/\cos 30^\circ$)

$$\cos 30^\circ = 0.866$$
$$1/0.866 = 1.15$$

15% de plus

Ne pas confondre évolution du facteur de charge avec celle de la V_i de décrochage

INCLINAISON 30°



Vitesse de DECROCHAGE :
ex. C150 Vs 0° = 47 Kt

$$V_s = V_{So} \times \sqrt{n} \quad \text{ou} \quad V_s = V_{So} \times \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}}$$

$$V_s = 47 \times \sqrt{1,414} = 47 \times 1,19 = 56 \text{ Kt}$$

20 % de plus

Facteur de charge

$$(n = 1/\cos 45^\circ)$$

$$\cos 45^\circ = 0.707$$

$$1/0.707 = 1.414$$

40% de plus



INCLINAISON 45°



Vitesse de DECROCHAGE :
ex. C150 Vs 0° = 47 Kt

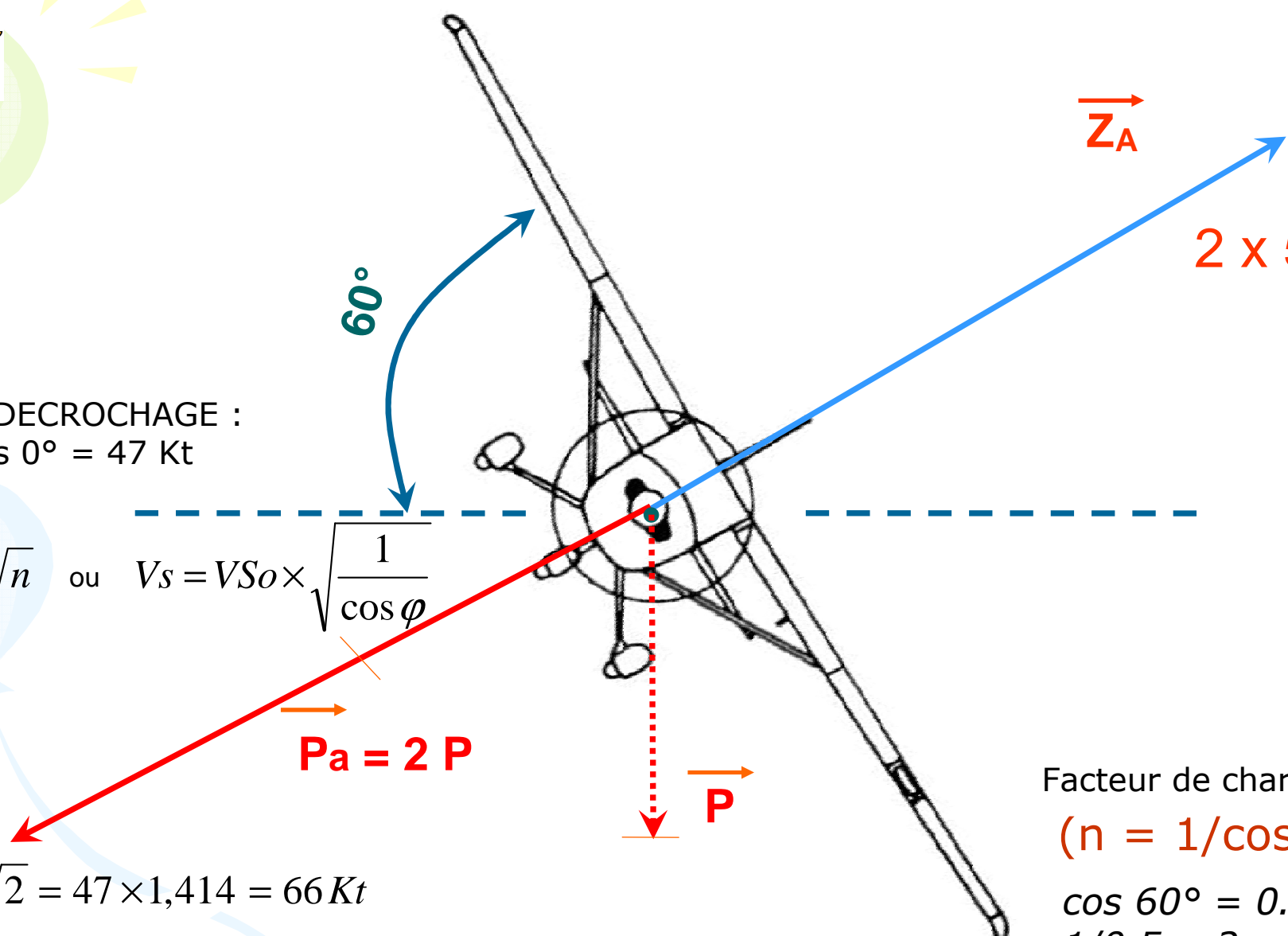
$$V_s = V_{So} \times \sqrt{n} \quad \text{ou} \quad V_s = V_{So} \times \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}}$$

$$V_s = 47 \times \sqrt{2} = 47 \times 1,414 = 66 \text{ Kt}$$

40 % de plus

A 60° d'inclinaison l'avion doit avoir la capacité à augmenter sa portance par 2.

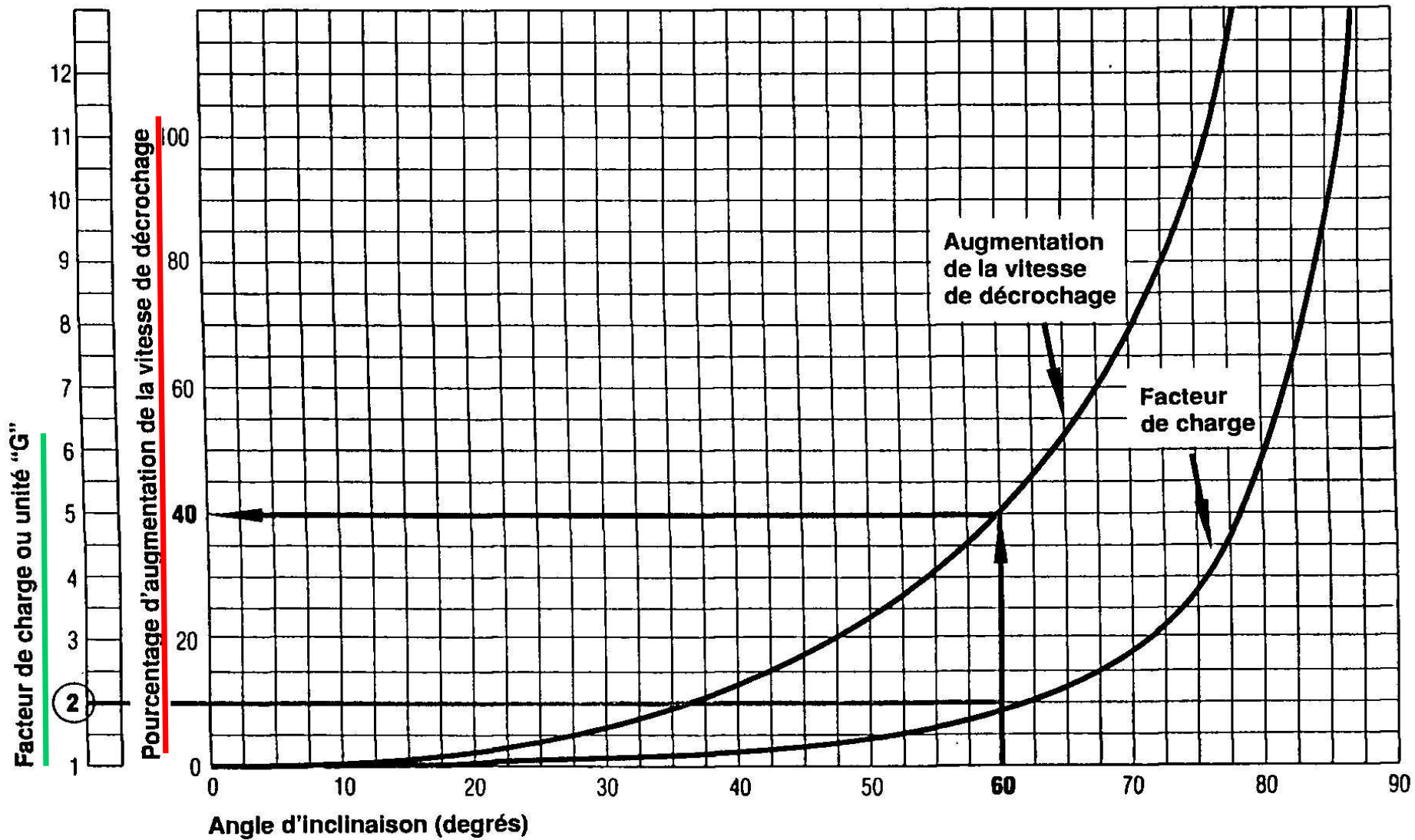
60°



Facteur de charge
($n = 1/\cos 60^\circ$)
 $\cos 60^\circ = 0.5$
 $1/0.5 = 2$
100 % de plus

INCLINAISON 60°







ETUDE DU VIRAGE : LA BILLE !

La bille donne la même indication que celle d'un pendule accroché ici par commodité à l'extrémité du vecteur "R". Cet instrument a pour but de renseigner le pilote sur la symétrie du vol ("bille-au-milieu") ou sur les dérapages éventuels ("bille-ailleurs-qu'au-milieu") et leur sens (bille à droite : dérapage à droite ou positif, bille à gauche : dérapage à gauche ou négatif).

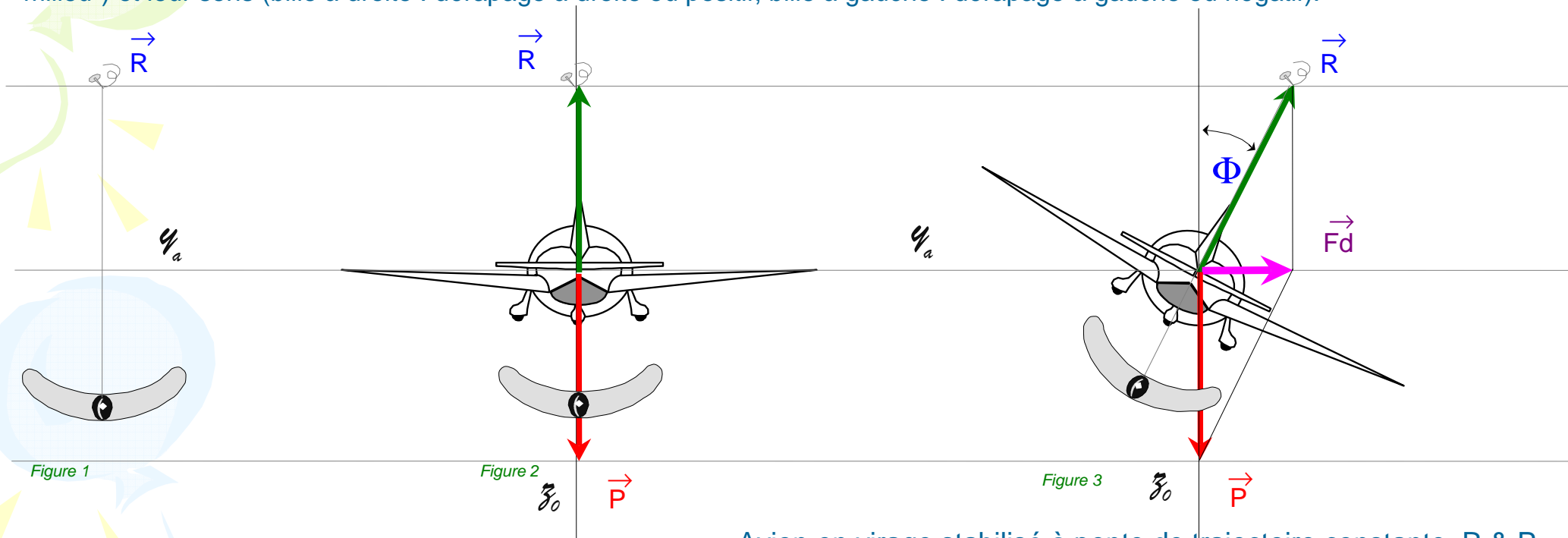


Figure 1

Figure 2

Figure 3

Avion en vol stabilisé rectiligne :

R équilibre P [$R+P=0$ $R/P=n$ (ou fact. de ch.)= 1]

R et P colinéaires (l'avion ne vire pas)

Inclinaison nulle...

...la bille est AU MILIEU !

Avion en virage stabilisé à pente de trajectoire constante. R & P

Ne sont PLUS colinéaires d'où apparition d'une force déviatrice

F_d . Par augmentation d'incidence, le pilote a augmenté R tel

que $R \cdot \cos \Phi / P = 1$,

ce qui s'écrit encore $R/P = 1/\cos \Phi$ ou $n = 1/\cos \Phi$.

L'avion est en équilibre à pente de trajectoire constante et F_d

est confondue avec l'axe \vec{R} est perpendiculaire au

plan des ailes, le système est en équilibre :

la bille est AU MILIEU !!!

Attention :

Les flèches des symboles de forces n'ont pas pu être reproduites dans le texte

Eléments complémentaires disponibles sur <http://mcjpapo.club.fr/siteAviation/downloadAvia/billeDerapage2007.pdf>
reproduits en janvier 2008 dans les 6 diapos suivantes pour étayer les réponses (GLIGLI) aux questions sur le dérapage
Attention à la 5^e diapo "Conclusion Officielle" les questions portent là-dessus.



ETUDE DU VIRAGE : NOTION DE DERAPAGE

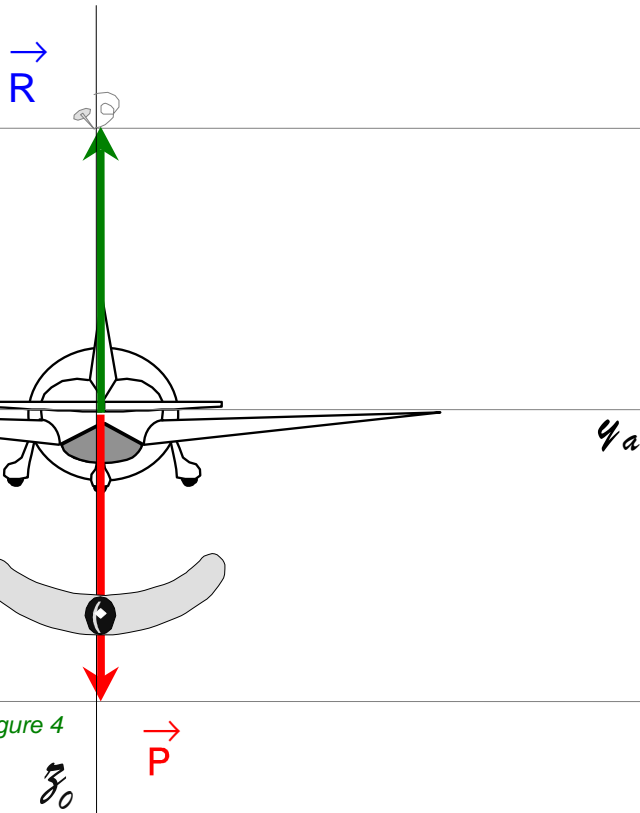


Figure 4

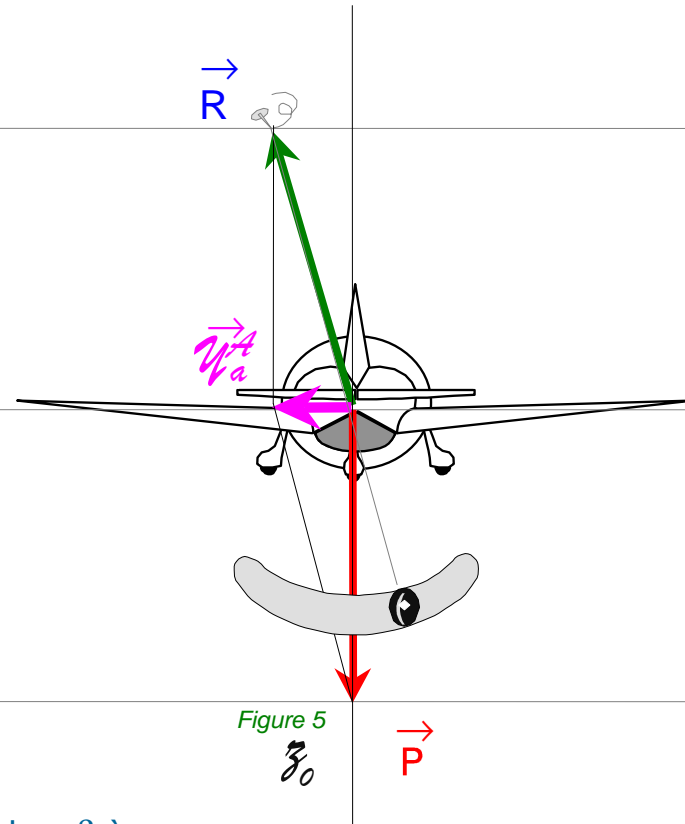


Figure 5

A partir du vol rectiligne stabilisé (fig. 4) on crée un dérapage stabilisé de valeur β à DROITE (pied à gauche tout en effectuant au manche les corrections nécessaires pour maintenir l'inclinaison nulle et la trajectoire horizontale). La situation est similaire à celle d'un bateau actionnant son gouvernail à bâbord : apparaît sur l'axe y_a une force latérale V_a qui incurve la trajectoire vers la gauche.

On note que la bille joue exactement le rôle d'un pendule "accroché" à l'extrémité de R et son "fil" prend une position colinéaire à R. La bille est donc "à droite" et indique bien le SENS du dérapage c'est à dire à DROITE!

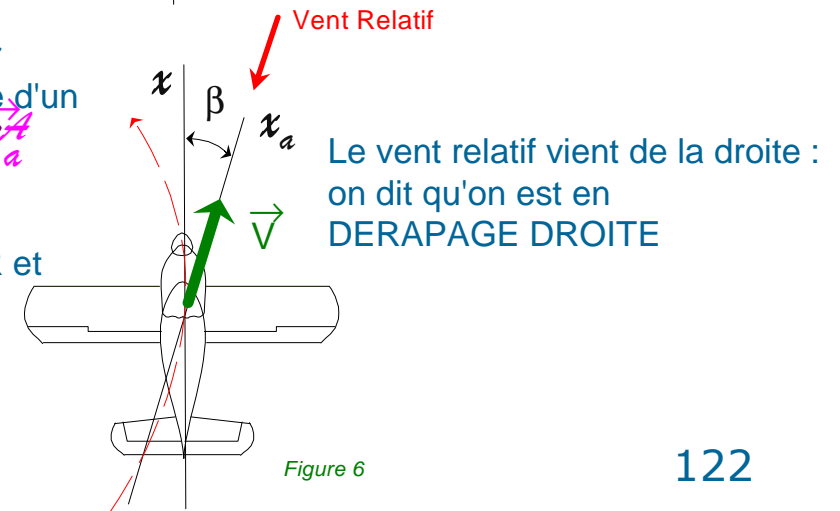


Figure 6

Le vent relatif vient de la droite : on dit qu'on est en DERAPAGE DROITE

ETUDE DU VIRAGE : LE DERAPAGE

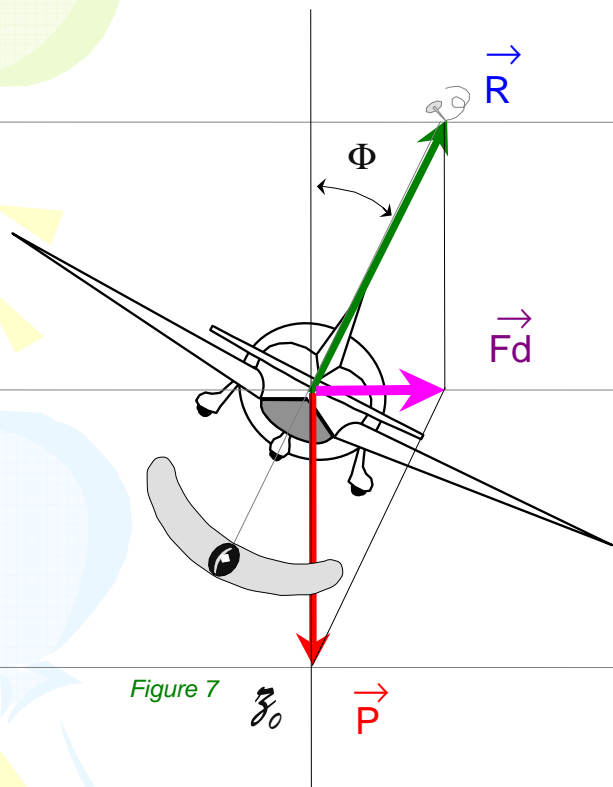


Figure 7

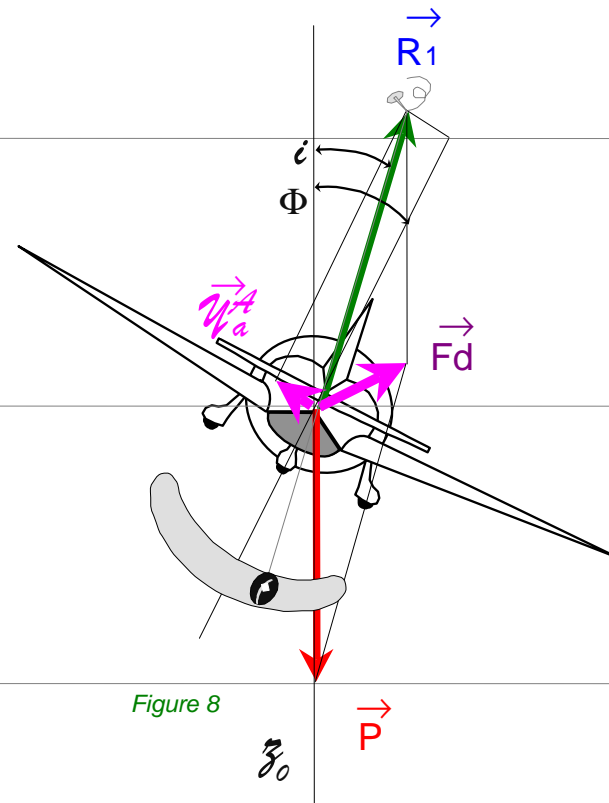


Figure 8

A partir d'un avion en virage à droite (figure 7) d'inclinaison Φ et gardant sa trajectoire dans le plan vertical et à dérapage nul, on crée un dérapage STABILISE à droite (par exemple par le maintien d'un braquage de la gouverne de direction à gauche).

Apparaît alors une force \vec{V}_a à la fois latérale (ici à gauche) et verticale (ici vers le haut) :

en virage 1 ACTION sur une commande produit 2 EFFETS.

De l'augmentation d'incidence est née une Résultante Aérodynamique $R_1 > R$, origine de la "ficelle" de notre pendule et dont \vec{V}_a est issue. Comme dans le dérapage "ailes-à-plat" de la figure 5 : la bille, avec son fil colinéaire à R_1 , indique bien le dérapage à droite pour une valeur égale à la différence $F - i$.

On voit bien $(R_1 \cdot \cos i) / P > 1$ (l'avion s'est mis à monter) et le pilote qui veut maintenir γ_a constante doit diminuer R_1 jusqu'à ce que $(R_1 \cdot \cos i) / P = 1$

...



ETUDE DU VIRAGE : LE DERAPAGE (suite)

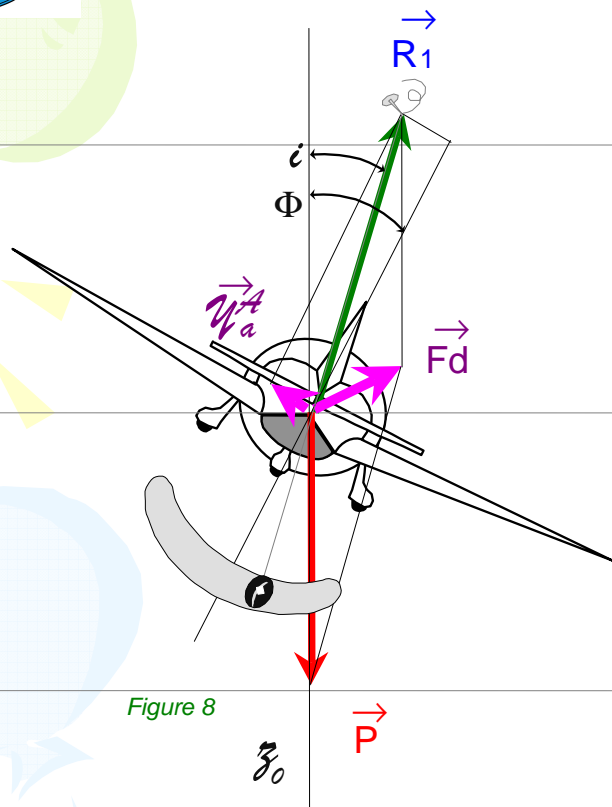


Figure 8

α_a

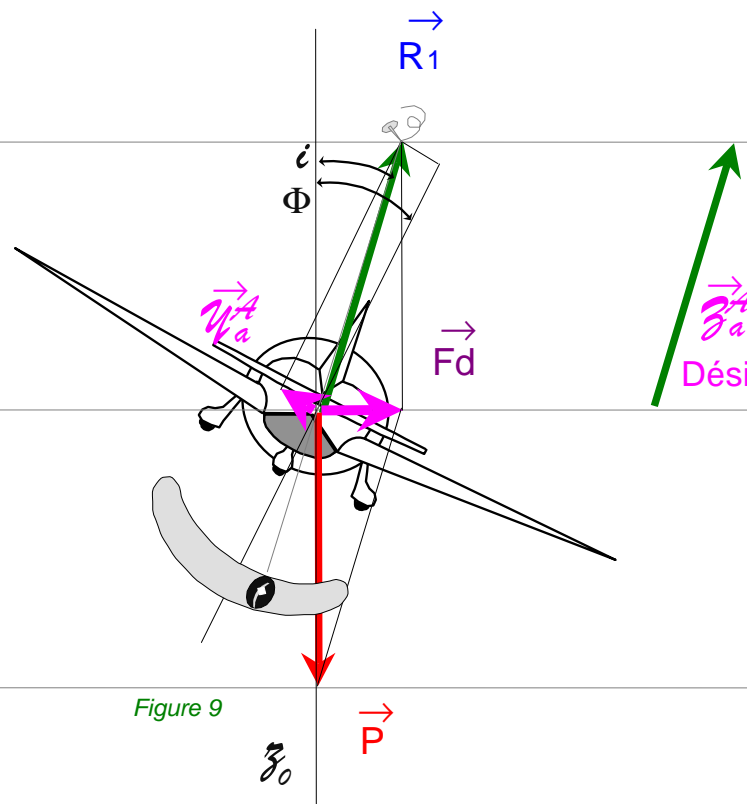


Figure 9

Désigne la portance

... le pilote doit diminuer R_1 jusqu'à ce que $(R_1 \cos i)/P = 1$. Plusieurs solutions sont à sa disposition (l'inclinaison restant inchangée par hypothèse) :

- 1) si le dérapage est maintenu constant, il peut diminuer \vec{Z}_a la portance ou la traction T (ou les deux !)
- 2) si la traction est maintenue constante, il peut diminuer l'incidence ce qui va diminuer à la fois l'attraction de l'avion vers le haut et le dérapage.

L'opération ayant réussi (figure 9) le facteur de charge nécessaire au maintien de la pente de trajectoire vaut $n_1 = R_1/P$ et la vitesse de décrochage V_{1s} sera égale à $V_s \cdot \sqrt{n_1}$.

Remarque :

Bien que l'utilisation d'un tel adjectif soit expressément prohibée car non retenue dans la norme, on remarquera tout de même que le dérapage décrit jusqu'à présent laisse la bille du côté **INTERIEUR** au virage.

ETUDE DU VIRAGE : LE DERAPAGE (bille EXTERIEURE au virage)

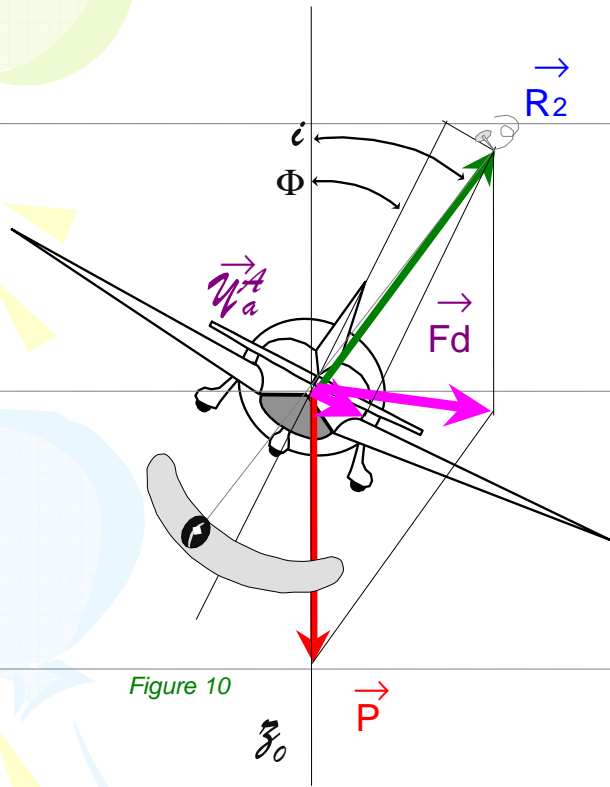


Figure 10

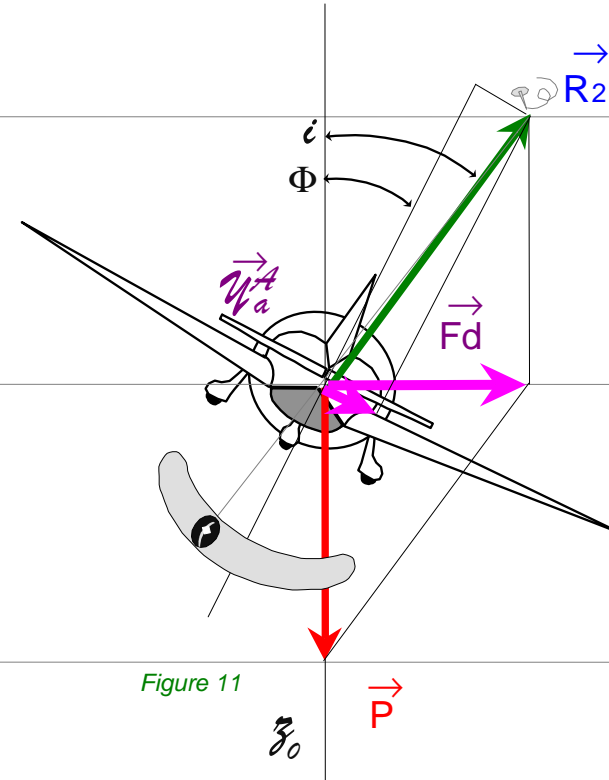


Figure 11

Considérant le même avion, à la même inclinaison mais dérapant de la même valeur β mais "à gauche" (par exemple par le maintien d'un braquage de gouverne de direction à droite). Par symétrie \vec{V}_a^A a exactement la même intensité mais de direction opposée. La force résultante R_2 apparaît telle que représentée en figure 10. A l'inverse de la situation précédente (où la bille était à l'intérieur du virage) on constate que $(R_2 \cdot \cos i) / P < 1$ la trajectoire s'incurve donc vers le bas.

Le pilote cherchant à maintenir β_a constant doit cette fois AUGMENTER R_2 de telle sorte que $(R_2 \cdot \cos i) / P = 1$ (figure 11).

Il peut augmenter la portance \vec{Z}_a^A ou la Traction T (ou les deux) à dérapage constant. S'il choisit de laisser T constant il devra augmenter la portance par augmentation d'incidence (réflexe souvent le plus immédiat).

Le facteur de charge devient alors $n_2 = R_2 / P$ et la vitesse de décrochage V_{2s} sera égale à $V_s \cdot \sqrt{n_2}$.

Remarque :

Bien que l'utilisation d'un tel adjectif soit expressément prohibée car non retenue dans la norme, on remarquera tout de même que le dérapage décrit ci-dessus laisse la bille du côté **EXTERIEUR** au virage.



ÉTUDE DU DERAPAGE : CONCLUSION OFFICIELLE

\vec{R}_1

$$\vec{R}_2 > \vec{R}_1$$

Facteur de charge

$$\eta^2 > \eta^1$$

$$\vec{F}_{d2} > \vec{F}_{d1}$$

Vi de décrochage

$$V_{2s} > V_{1s}$$

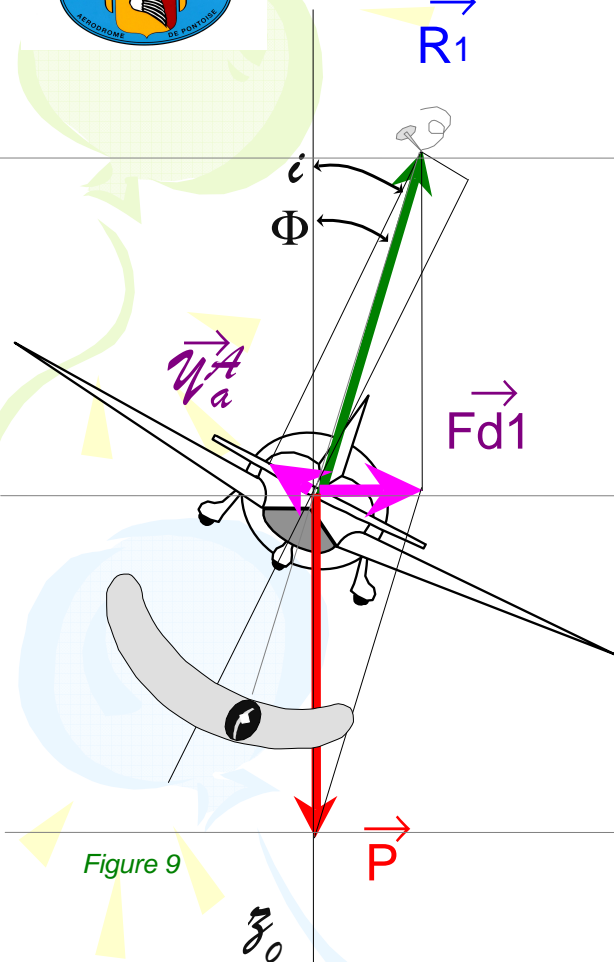


Figure 9

\vec{R}_2

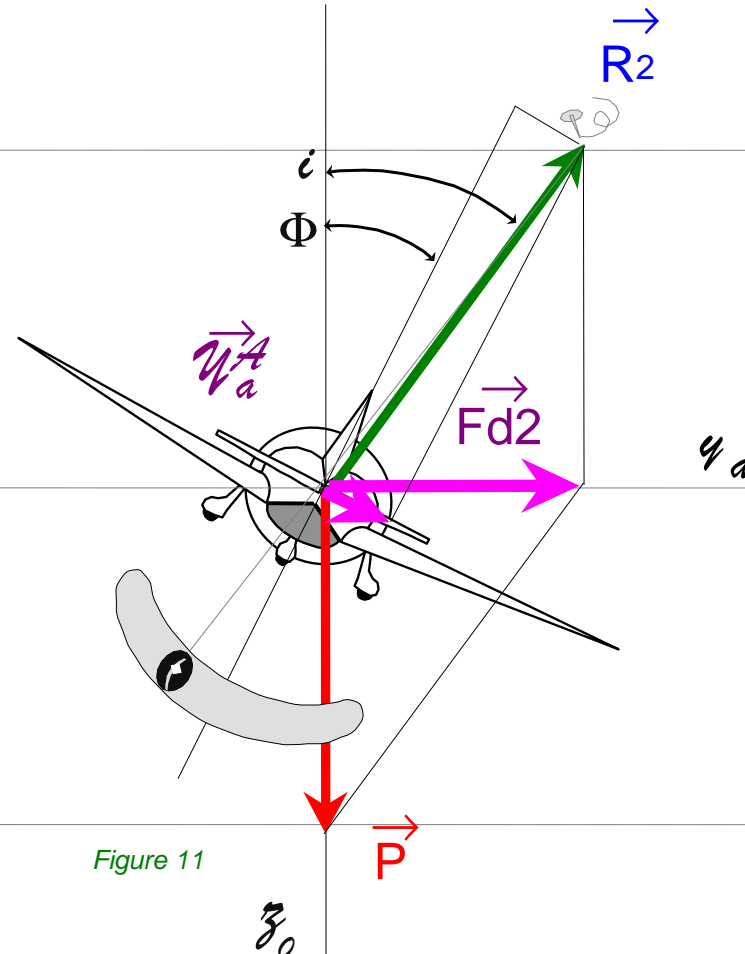


Figure 11

"Ce résultat avait conduit, autrefois, les pilotes à penser qu'il existait deux phénomènes distincts dans ce qu'on appelait alors "l'attaque oblique" à savoir le dérapage et la glissade. On sait maintenant, par raison de symétrie, que les résultats de l'écoulement sont identiques et que les normes n'utilisent que le terme dérapage."

"Il aurait fallu comparer les Vs non pas à iso-inclinaison et à iso-dérapage mais à iso-facteur de charge rendu nécessaire au maintien de la trajectoire dans le plan vertical. On parle donc, maintenant, de dérapage à droite ou positif, ou à gauche ou négatif"

Remarque sur les forces déviantes.

Puisque $F_{d2} > F_{d1}$ l'accélération radiale (force centripète) est plus grande dans le dérapage R2 "bille-EXTERIEURE" : **ce qui pour une même vitesse donnée, conduit à un rayon de virage R2 plus petit que dans celui du dérapage "bille INTERIEURE"** .

En ce qui concerne le **taux du virage** $\omega = \frac{g \cdot \tan(i)}{V}$ il suffit de comprendre que c'est l'angle i et non pas F qui doit être pris en considération.
A même vitesse on aura donc $\omega_2 > \omega_1$.





ETUDE DU DERAPAGE : REVENONS LES PIEDS SUR TERRE !

Les aérodynamiciens ont raison lorsqu'ils disent que le dérapage "bille intérieure" (les anciens l'appelaient *glissade*) et que le dérapage "bille extérieure" (les anciens l'appelaient *dérapiage*) sont en fait de la même nature, ont les mêmes effets aérodynamiques d'un côté comme de l'autre et qu'un seul mot suffit à les qualifier.

Ils N'ont raison QUE si l'on considère cette assertion comme un instantané observé sur une maquette ajustée sur son dard en soufflerie.

Hélas (et heureusement) nos avions sont habités. On a laissé entrer dans la cabine un élément perturbateur appelé PILOTE injectant dans le système 2 éléments inconnus des aérodynamiciens : l'ERREUR (cf Facteurs Humains) et une cinématique des EVENEMENTS faisant voler en éclat le côté "instantané" de leur observation.

En un mot les réflexes (bons ou mauvais) du pilote vont créer un historique de situations de dérapages dont l'enchaînement peut s'avérer funeste ou bénéfiques suivant les cas.

Examinons un pilote en train d' OverShooter l'axe de piste en dernier virage. Son réflexe naturel lui fera tenter de resserrer son virage en tirant sur le manche et en inclinant davantage augmentant ainsi sensiblement le facteur de charge.

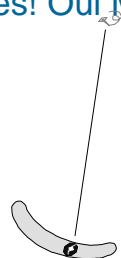
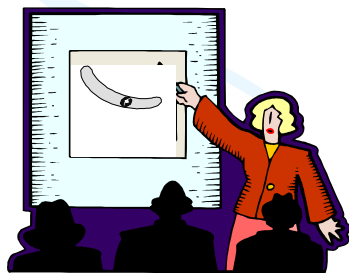
Supposant le vol déjà dissymétrique avant l'intervention du pilote il convient de regarder l'historique de la chose :

- était-on en dérapage "bille intérieure"
- ou était-on déjà en dérapage "bille extérieure" ?

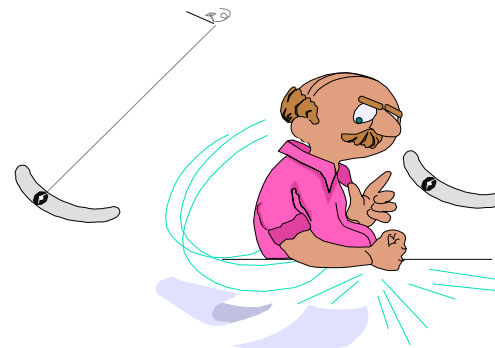
Dans le premier cas il y a un peu de marge, l'action initiale sur les commandes va même résorber le dérapage intérieur au virage en ramenant la bille au milieu. *On comprend les anciens qui effectuaient des "PTU" glissées sur leurs avions dépourvus de volets...*

Dans le second cas la situation est déjà mauvaise (bille à l'extérieur) et l'action sur les commandes fait évoluer les choses vers le pire (bille encore plus à l'extérieur !) ...

CONCLUSION : dans l'abstrait en l'absence de pilote et de vision d'une situation de départ les deux types de dérapages sont aérodynamiquement tout à fait identiques! Oui MAIS ... en pratique l'intervention humaine aboutit à des issues tout à fait différentes en fonction des situations de départ..



EN CONSEQUENCE ...



On se fera gentiment "RAPPELER A L'ORDRE" lorsque la bille se sera égarée vers le côté INTERIEUR au virage

On se fera copieusement " ENGUIRLANDER " lorsque la bille s'en ira "squatter" le côté **EXTERIEUR** au virage ...
(à moins que l'exercice ne soit justement une mise-en-vrille !)



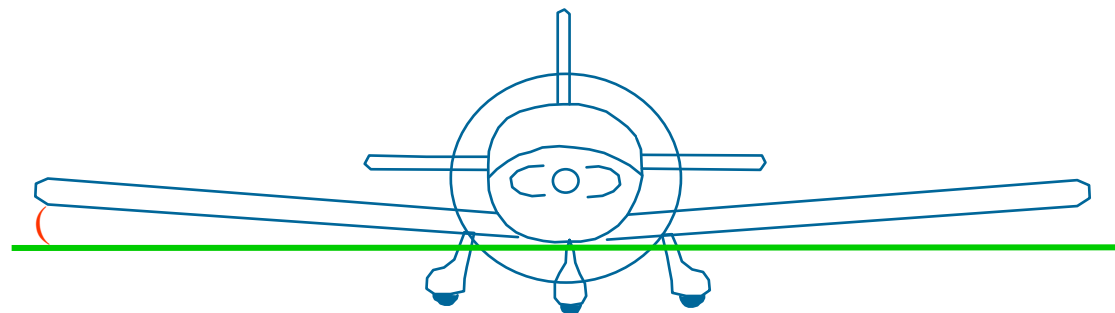
L'EFFET(S) "DIEDRE"

2 effets :

- à plat **CREATION** d'une inclinaison
- en virage **REDRESSEMENT** d'une inclinaison



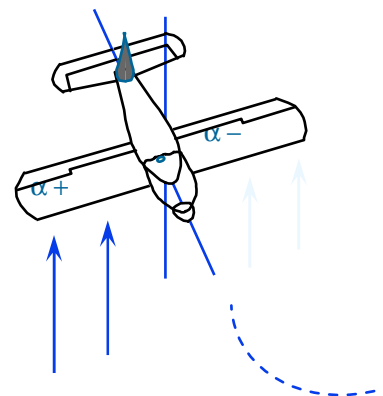
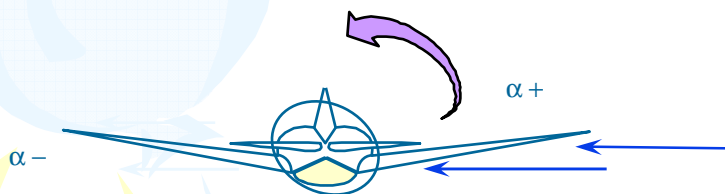
Dièdre



a) dérapage "à-plat" (effet Dièdre CREANT une Inclinaison)

Démonstration. Créer "au-pied" un petit dérapage à droite...

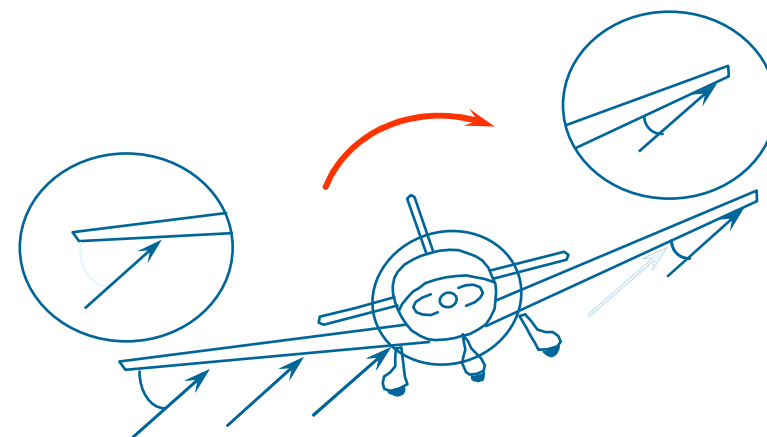
Dérpage DROITE : le vent relatif vient de la **DROITE**...
et admet donc une **COMPOSANTE LATERALE** de **DROITE**.



La différence des **incidences relatives** génère une différence de portance induisant un **VIRAGE** qui tend à **RESORBER** le dérapage initial.

b) dérapage "en virage" (effet Dièdre générant un REDRESSEMENT en roulis)

En virage à droite (par exemple) : l'aile droite (basse) a une incidence supérieure à celle de l'aile gauche (haute). L'effet Dièdre en virage a ici un **EFFET REDRESSEUR** !





· LA STABILITE DE ROUTE

Définition :

Propriété qu'a un avion d'éviter le vol en dérapage par une rotation en lacet.

Cette STABILITE est obtenue par effet de GIROUETTE sur l'empennage Vertical

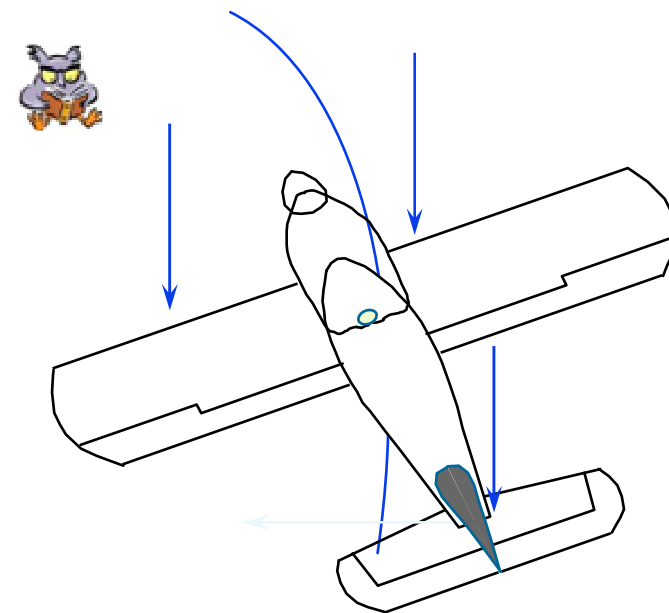
Démonstration :

Créer un dérapage maximum (environ 5°) tout en contrant l'effet dièdre.

Enlever rapidement les pieds des palonniers

Constater --> moments de lacet en oscillations amorties (2 à 5)

--> la ROUTE suivie N'a PAS CHANGE !



L'EFFET(s) "DIEDRE" & · LA STABILITE DE ROUTE

Les constructeurs étudient un **BON COMPROMIS** entre les 2 effets anti-dérapage tout en restant "NEUTRES" ou "STABLES-SPIRALE"

Définition:

la STABILITE SPIRALE est la caractéristique d'un avion en virage de tendre à se REDRESSER plutôt qu'à s'ENGAGER

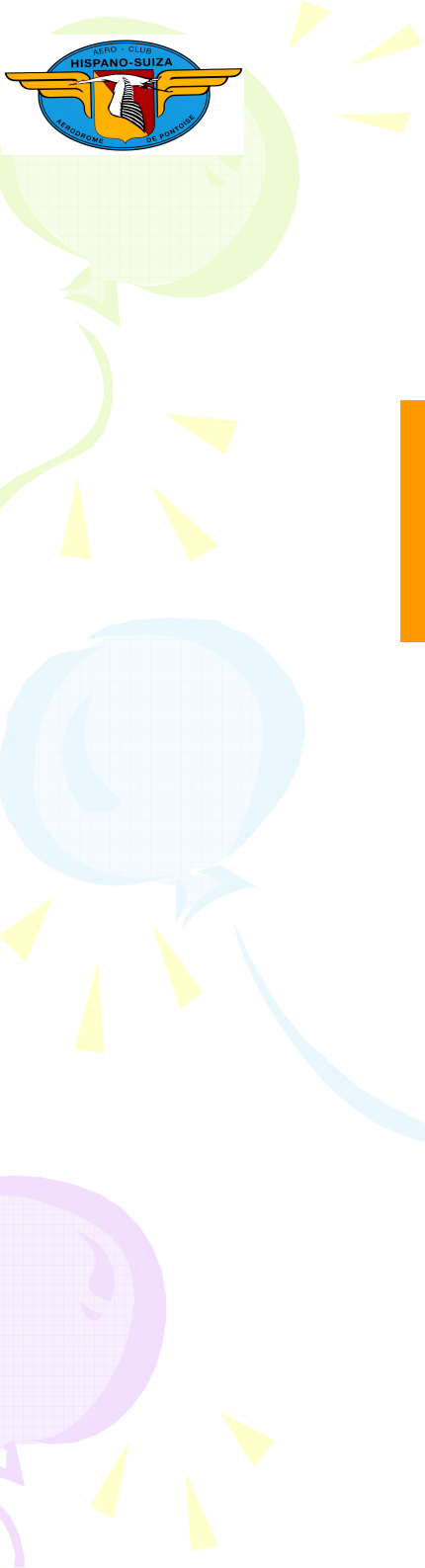
Démonstration :

Prendre une Inclinaison de 10° (compenser profondeur) : lâcher les commandes ...

a) si l'avion tend à augmenter son Inclinaison --> il est "INSTABLE-SPIRALE" (stabilité de route prépondérante sur l'effet dièdre)

b) si l'avion tend à diminuer son Inclinaison --> il est "STABLE-SPIRALE" (effet dièdre prépondérant sur stabilité de route)

c) si l'avion CONSERVE son Inclinaison --> il est "NEUTRE" (effet dièdre et stabilité de route se compensent)



PERFORMANCES et puissance nécessaire au vol



La PUISSANCE

Par définition la Puissance est le produit de la Traction par la Vitesse de l'avion

$$P = T \cdot V$$



En vol stabilisé la Traction équilibre la Traînée :

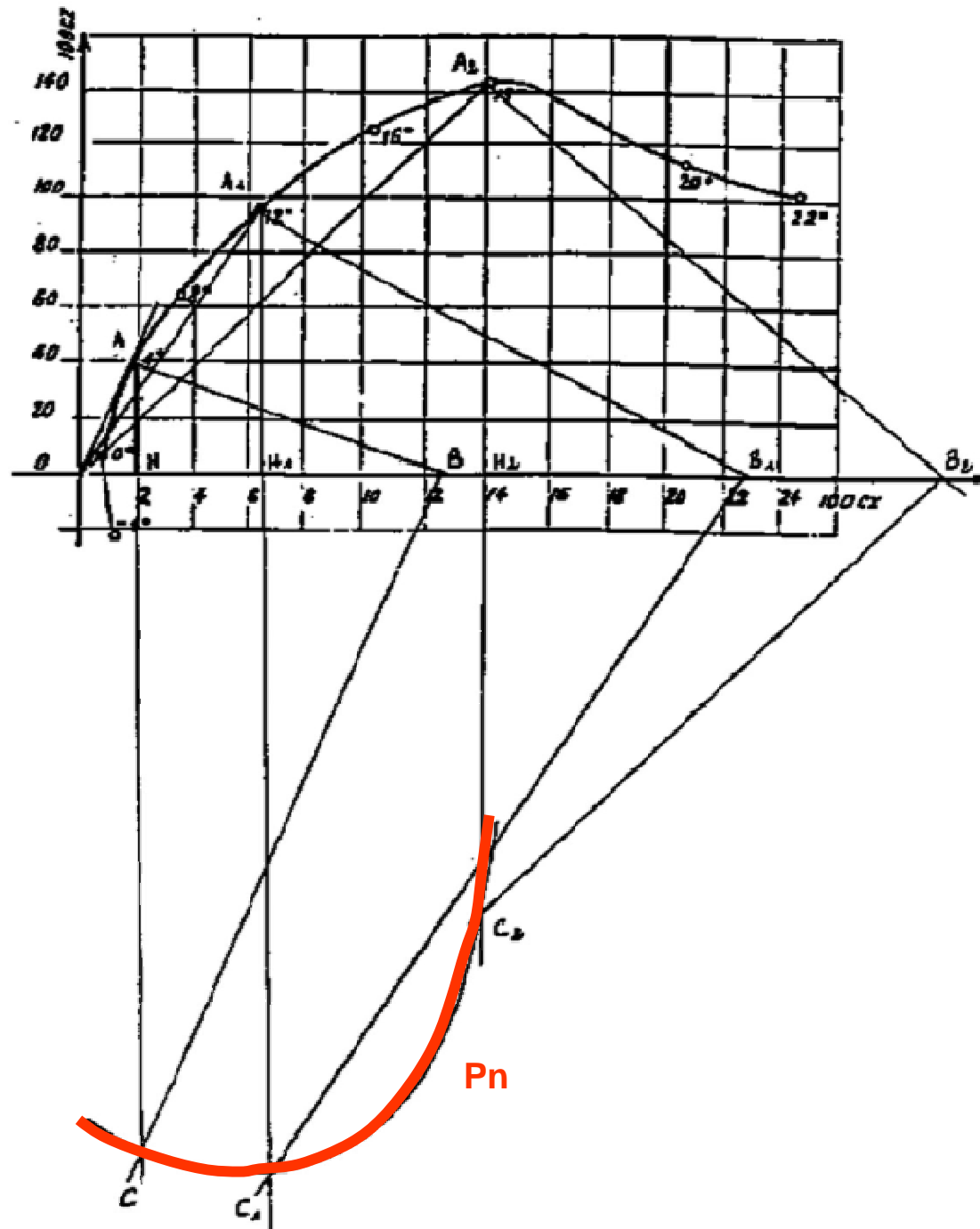
$$P = 1/2 \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_x$$

Une courbe qui aura donc la forme d'une **parabole**

Effectivement un subtil et efficace traitement de la **polaire** permet d'établir directement la courbe de la **puissance nécessaire** au vol (**Pn**) à différentes vitesses et incidences.

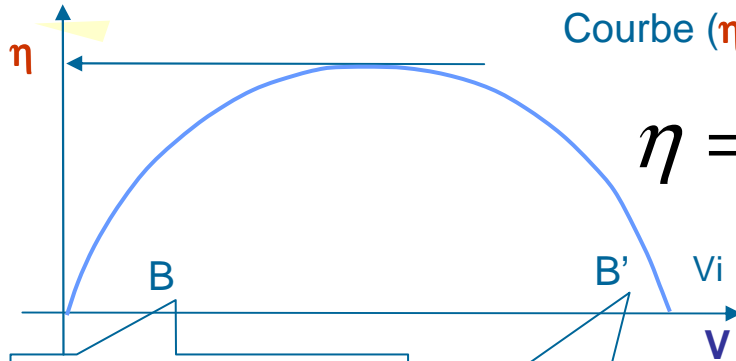
Face à la puissance nécessaire (**Pn**) il convient d'examiner la puissance que le couple moteur-hélice est capable d'aligner : la puissance utile (**Pu**).

Le manuel de vol du C150 exprime cette puissance en pourcentage de la puissance MAXIMUM 100 CV à 2750 t/mn (74,6Kw) voir « tableaux de performances en croisière ».

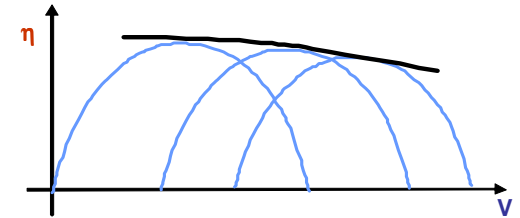




Courbe (η) du rendement du couple MOTEUR/HELICE



$$\eta = \frac{\text{poussée - hélice} \times \text{vitesse}}{\text{puissance - moteur}}$$

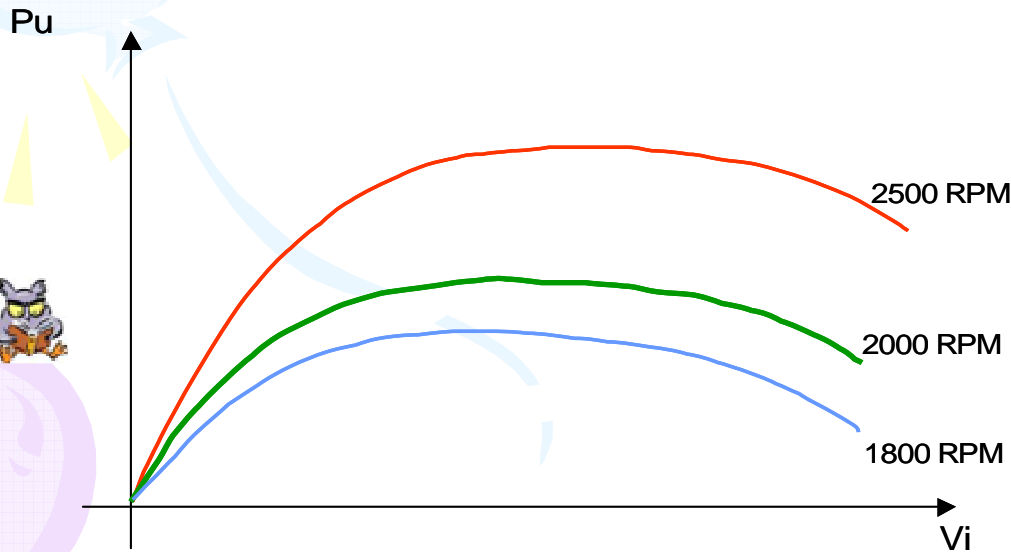


Ici l'hélice fabrique surtout des tourbillons

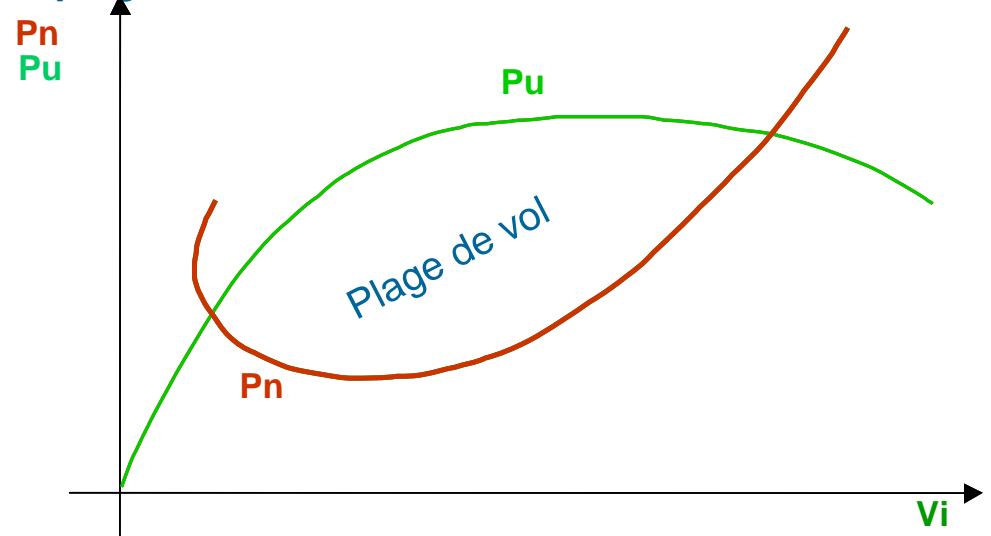
Bouts de pales en transsonique : portance très dégradée

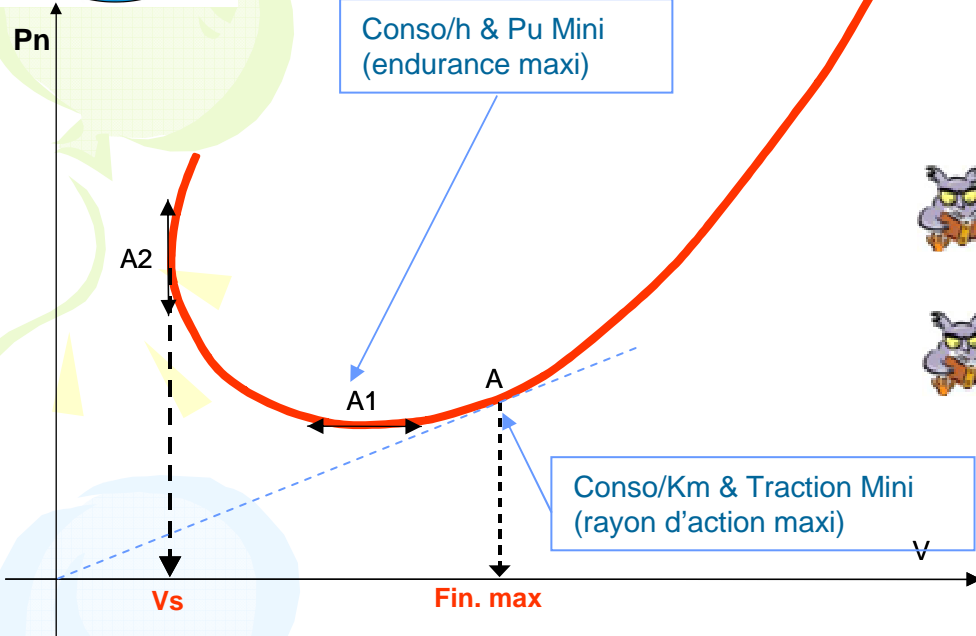
Hélice à calage variable revenant à monter une série d'hélices aux meilleures caractéristiques. Le rendement est alors maximum sur toute une plage de vitesse. [Cours spécifique "ex-qualif-B]

Une fois l'ensemble moteur/hélice monté sur l'avion la courbe pratique représentant la Puissance Utile va ressembler au schéma ci-dessous.



Enfin en superposant les deux courbes **Pn** (nécessaire, extraite de la [page précédente](#)) et **Pu** (utile ou disponible) on met en évidence la portion qui leur est commune représentant la **plage de vol**.





3 points caractéristiques de la courbe de **Pn seule** :

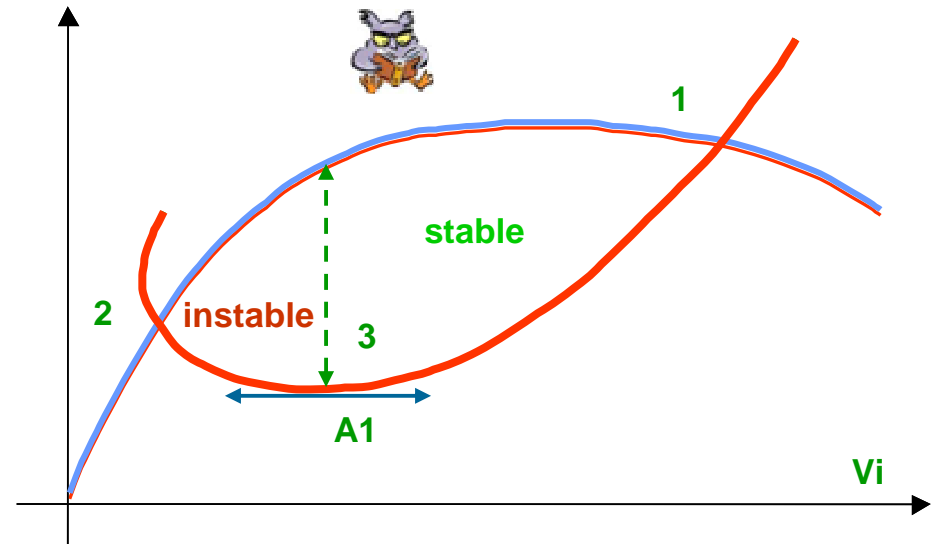
- point A obtenu en traçant la tangente issue de l'origine, c'est le point de fonctionnement où la traction est minimale il correspond exactement à la finesse maxi et c'est là que la *consommation KILOMETRIQUE* est optimale donnant alors le **rayon d'action maxi**
- point A1 est celui où la puissance nécessaire au vol est la plus faible, la *consommation HORAIRE (fuel-flow)* est *minimale* donnant alors **l'endurance maxi**
- point A2 est représentatif du **Cz maxi**

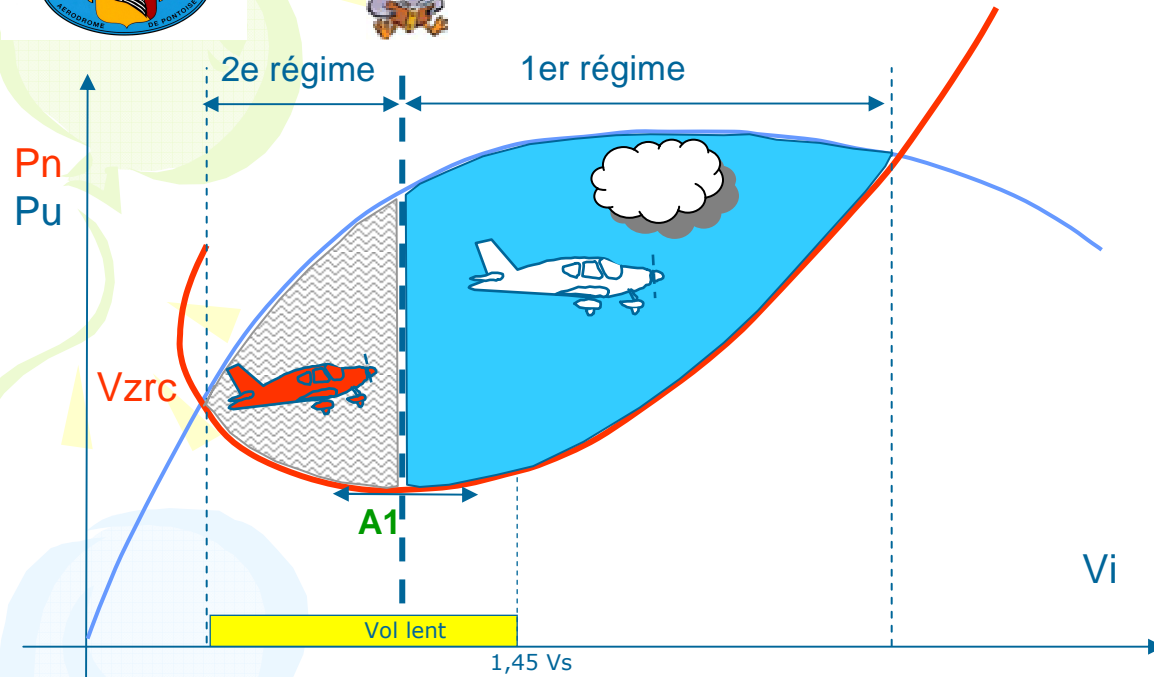


3 points caractéristiques de **Pn & Pu superposées** :

- point 1 vitesse maximum en palier. Stabilisation possible en ce point : une augmentation de Vitesse accidentelle va demander une $P_n > P_u$ d'où décélération immédiate et inversement
- point 2 limite basse. Stabilisation impossible : toute augmentation de Vitesse induit encore une accélération ($P_u > P_n$) et inversement (au point V_{zrc} zéro Rate of Climb il est impossible d'augmenter la vitesse ou de monter sans effectuer préalablement une modification de trajectoire vers le bas)
- point 3 A1 déjà connu qui va déterminer 2 régimes de vol : l'un **stable à droite** l'autre **instable à gauche** ...

Pu
Pn





*Vzrc : Velocity Zero Rate of Climb

Au 1er régime : la vitesse est STABLE.

Si la vitesse diminue momentanément la Pu devient supérieure à ce qui est nécessaire pour maintenir le palier et l'avion va reprendre sa vitesse initiale.

Au 2nd régime : la vitesse est INSTABLE.

Si elle vient à diminuer le Pu devient insuffisante et l'avion va continuer à ralentir et de plus en plus même en donnant le maximum de gaz. Pour sortir de cette situation il faudra **IMPERATIVEMENT** consentir une perte d'altitude.

Le danger réel du 2nd régime :

Si l'on se trouve à voler au 2e régime tout près de la Vzrc on a bien compris qu'il était impossible d'augmenter la Vitesse (a fortiori de monter!) sans effectuer préalablement une modification de trajectoire vers le bas. On voit donc le danger de se retrouver dans cette zone :

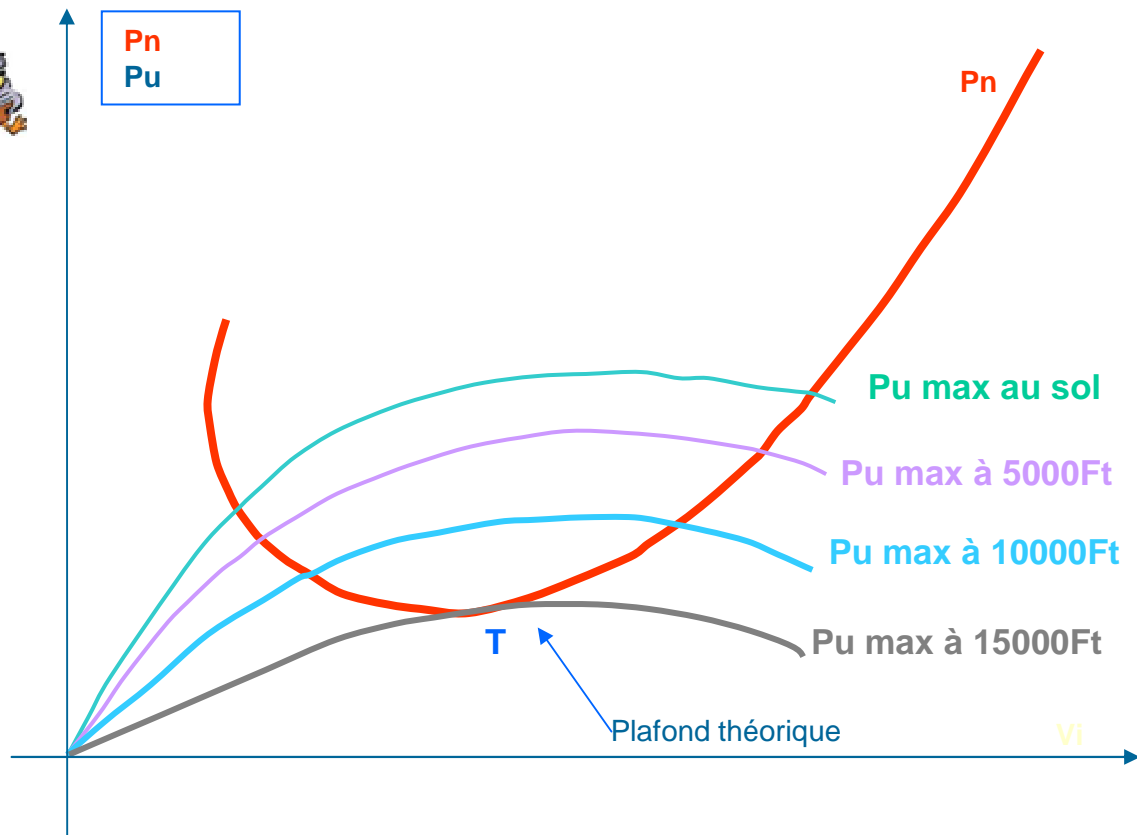
- au décollage
- en remise de gaz tardive, à pleine charge, une jour de forte chaleur, sans vent avec une configuration « plein volets » sur un avion de faible puissance mais généreux en dispositifs hypersustentateurs.

La situation était classique sur les avions anciens ce qui justifiait par exemple un long palier d'accélération lors du décollage.



Lorsque l'altitude croît la puissance fournie par le couple moteur/hélice diminue.

Un avion non muni d'un compresseur et qui délivre 200 CV (147 Kw) au sol ne délivre plus que 142 CV (104 Kw) à 10 000 Ft !



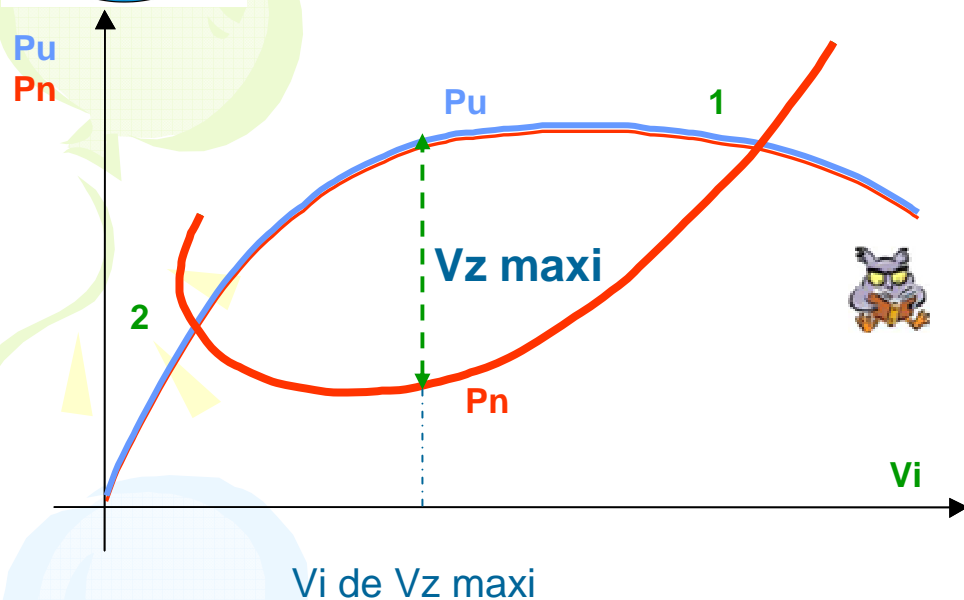
Le point « T » représente le **plafond « Théorique »** c'est à dire l'altitude où toute la puissance disponible est utilisée pour maintenir l'avion en vol la vitesse ascensionnelle devient NULLE et il n'existe plus qu'une seule vitesse de vol horizontale possible.

Il est très long et sans intérêt pratique d'atteindre ce plafond absolu : c'est pourquoi on a défini la notion plus utile de **plafond pratique** comme étant l'altitude à laquelle ...

... la **vitesse ascensionnelle maximum est réduite à 0,5 m/sec ou 100 Ft/min.**



Exemple : le plafond pratique du C150 est de 14000Ft (manuel de vol p. 5.2).

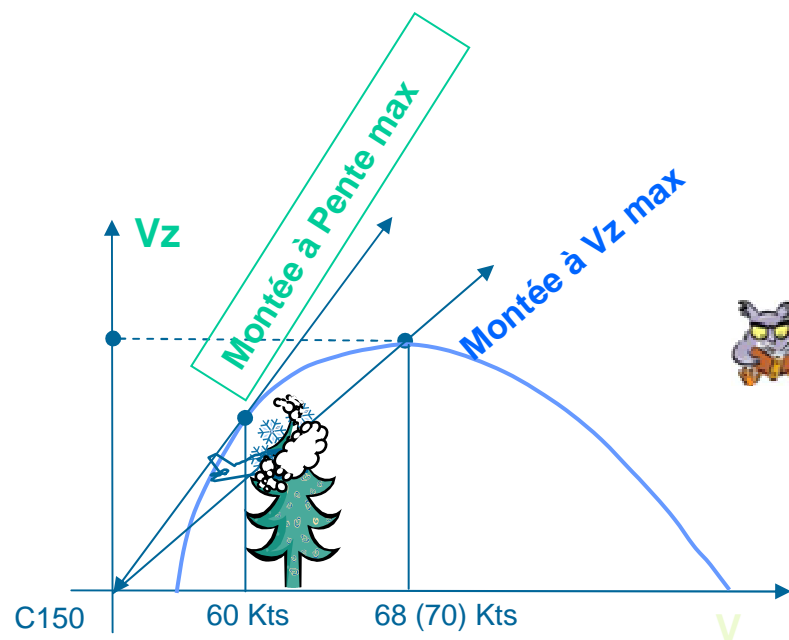


A l'endroit où la différence entre P_n & P_u est maximale se trouve la V_z maxi (meilleur vario).

Ce sera la V_i à adopter chaque fois qu'on voudra atteindre une altitude dans le *temps le plus bref...*
ce qui ne veut pas dire avec la trajectoire la plus tendue!

Ci-contre la courbe de P_n - P_u en fonction de V :

- le sommet de la courbe donne la Vitesse où la V_z max est obtenue
- la tangente issue de l'origine donne la Vitesse où le quotient $(P_u - P_n)/V$ est maximal, et correspond à la pente de montée maximale, Vitesse *plus faible que pour V_z max* et qu'il faut adopter pour franchir un obstacle (*pas trop longtemps pour cause de refroidissement moteur*)





L'adéquation moteur/avion apporte :

- des performances de décollage-montée-vol correctes
- un plafond suffisant
- une vitesse avion pour un affichage de puissance autorisant une endurance mécanique maximale (65% à 75%) correspondant à une vitesse de croisière supérieure à la vitesse de finesse max (consommation/distance faible) de façon à réaliser des temps de vol courts (coût révision/distance faible).

Ce paragraphe peut vous éviter la panne sèche!

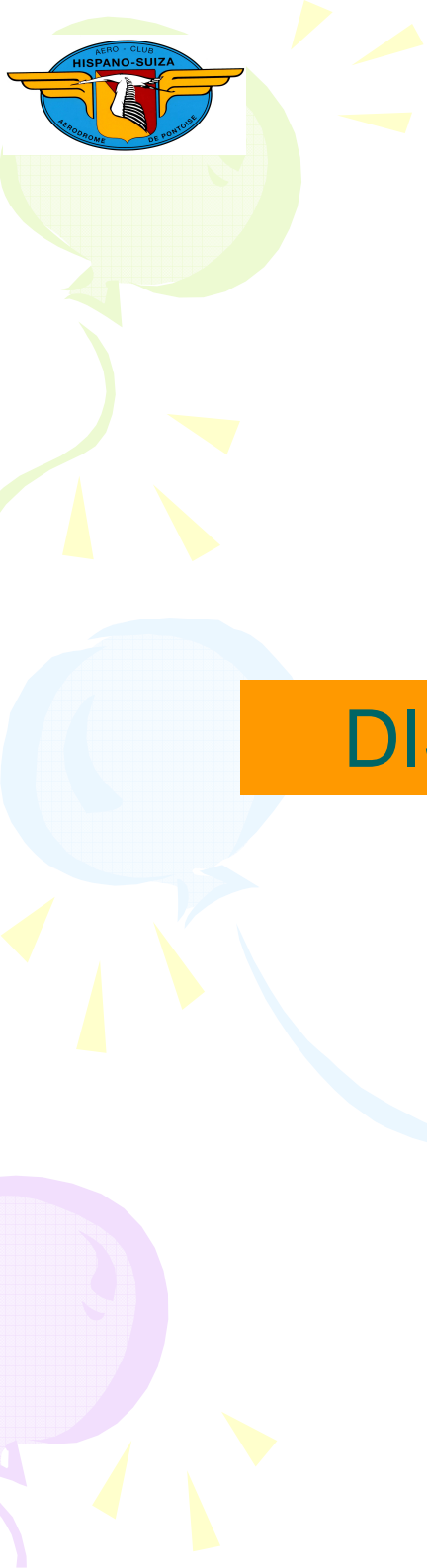
Un peu de philosophie découlant de tous ces paramètres :

« sur nos avions de club (de type mono-moteur et sans compresseur) ...
...quel régime de vol adopter le jour où je suis pris par un vent de face plus fort que prévu » ?

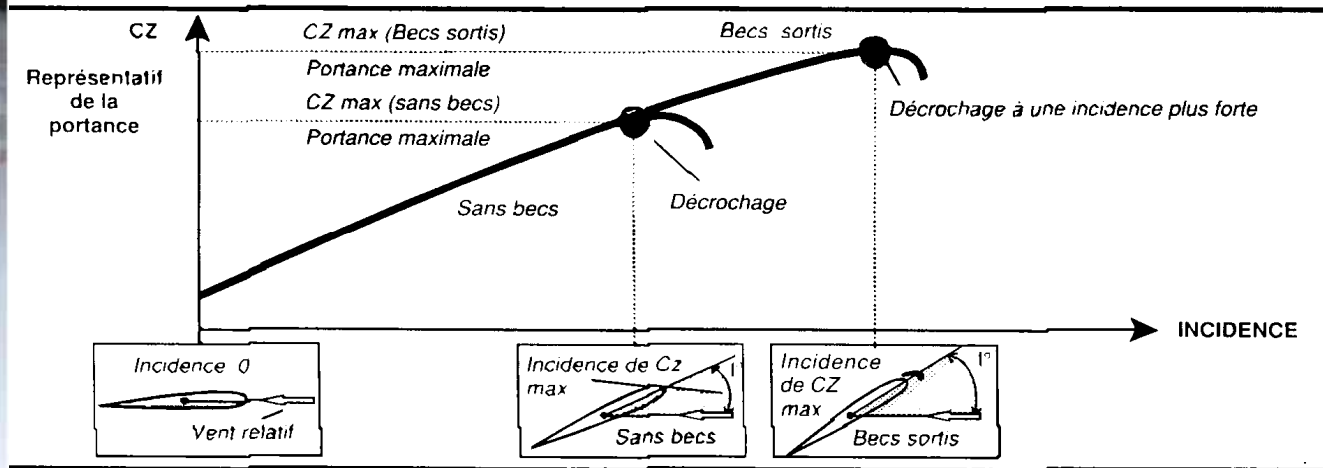
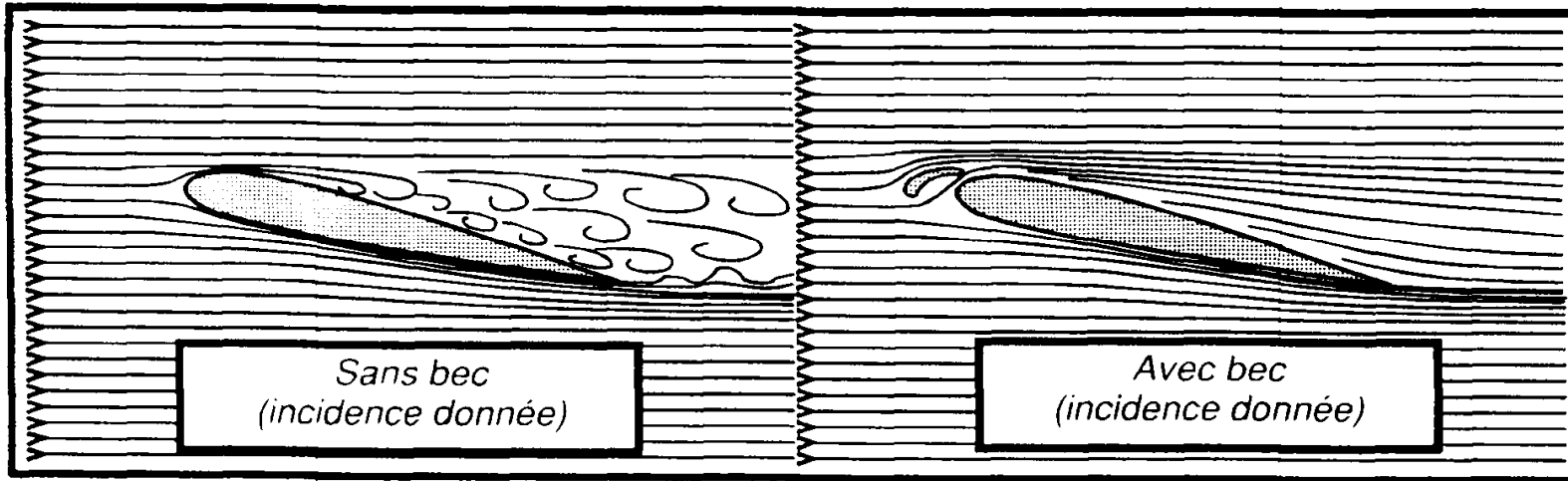
Avant de prendre le crayon et la gomme pour re-calculer votre bilan carburant et décider entre poursuivre ou dérouter rappelez-vous ceci :

- surtout **pas** d'augmentation de régime inconsidérée
 - rappelez-vous la courbe Pu moteur/hélice qui s'essoufle aux fortes vitesses
 - plus on demande de travail à un moteur à explosion plus il y a de résistances (inertie pistons, frottements ...)
- surtout ne pas appliquer le régime de consommation horaire mini ce n'est pas celle allure qui vous emmènera le plus loin
- ayez le REFLEXE d'adopter une vitesse de croisière faible (60% ou <) en tous cas la vérité se trouve en descendant vers la vitesse de finesse max (traction mini & rayon d'action maxi)!





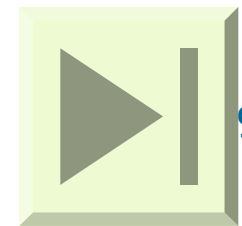
DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

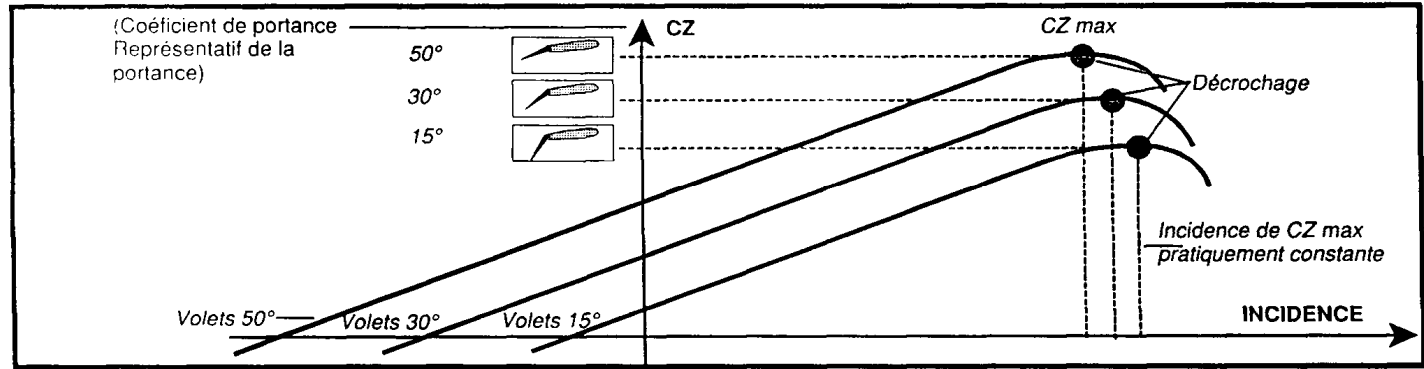
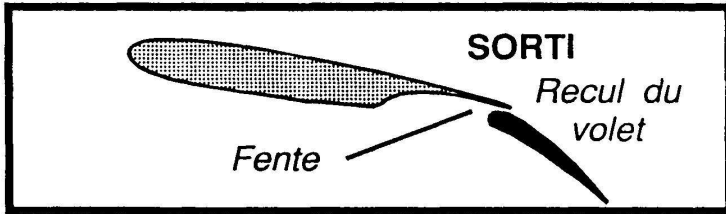
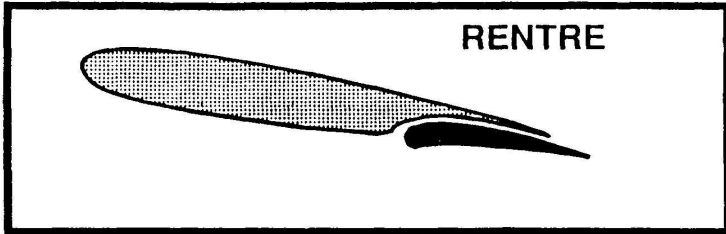


**BECS DE SECURITE :
COURBES DE PORTANCE EN FONCTION DE L'INCIDENCE**

**Volets de BA (bord d'attaque)
MS 880 Rallye**

DISPOSITIF DE BORD D'ATTAQUE





VOLETS COURBES DE PORTANCE EN FONCTION DE L'INCIDENCE



DISPOSITIF DE BORD DE FUITE



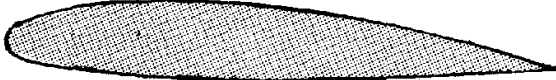










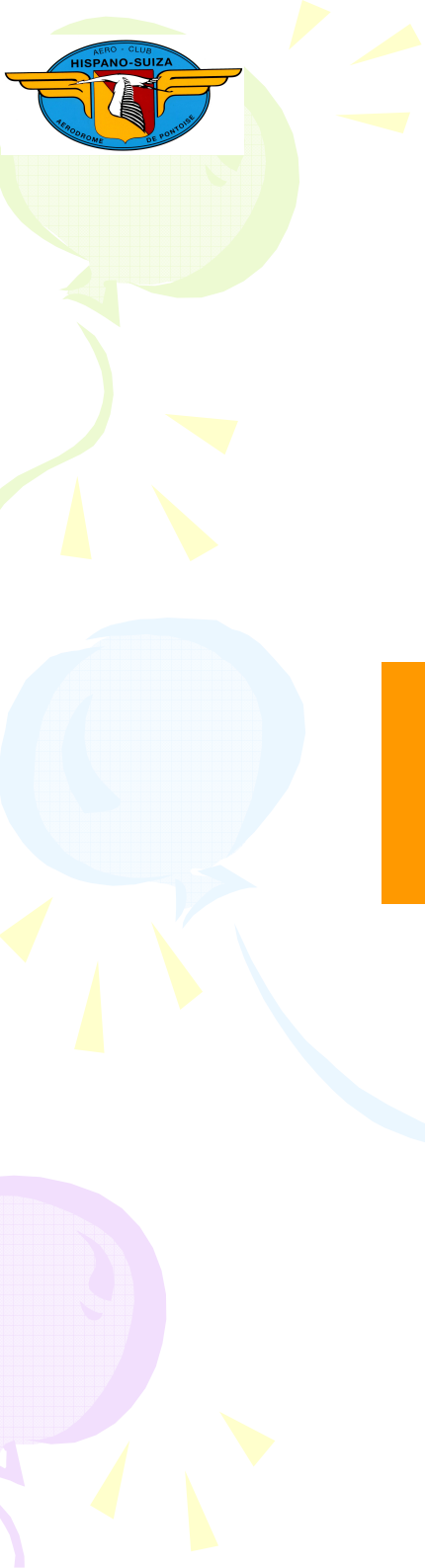
Autre type de volets :
Volet simple BF (bord de fuite)

DR 400

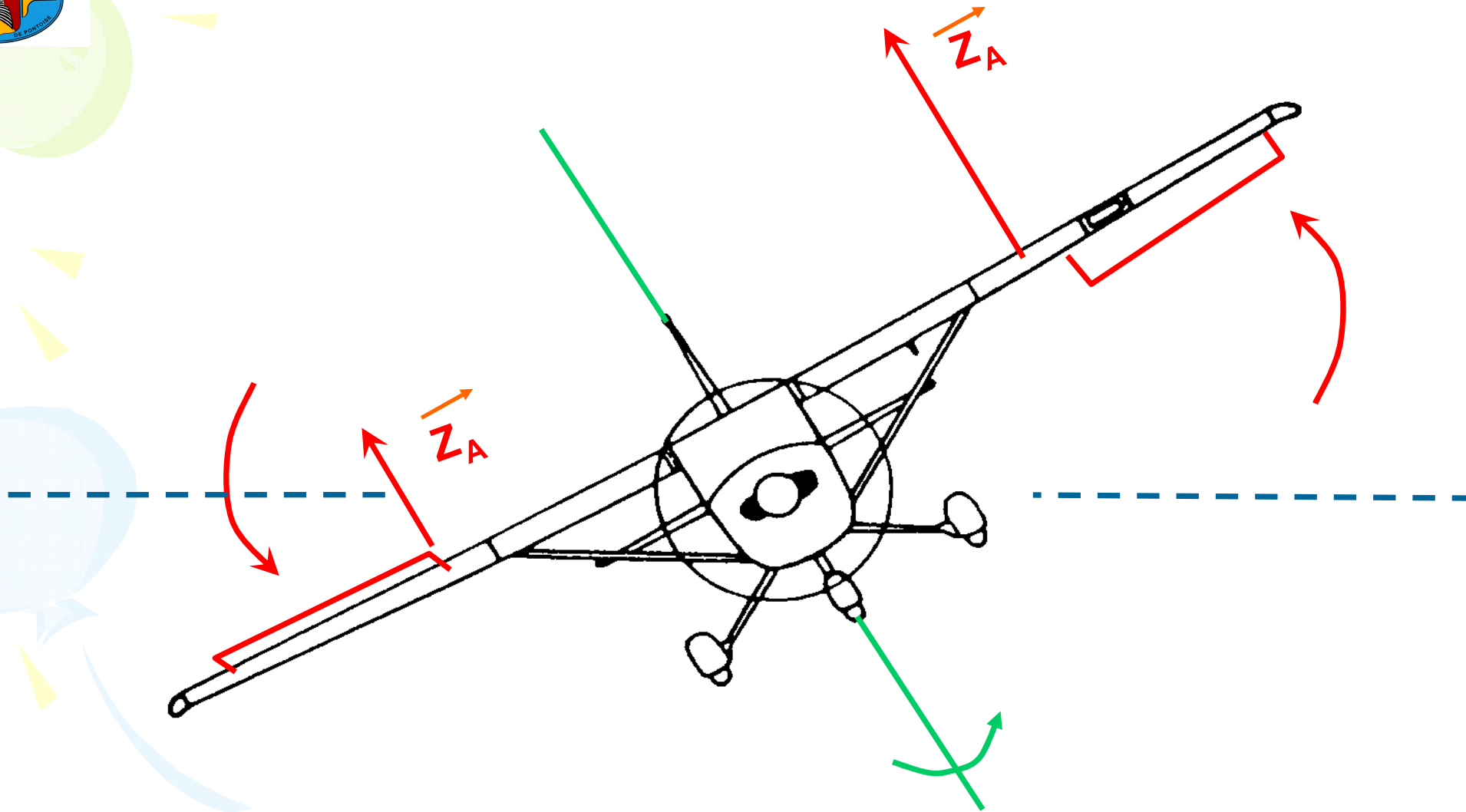


Effets comparés des différents dispositifs hypersustentateurs

			Angle d'attaque du profil de base ou max de portance	Taux d'augm. de Cz max par rapp. au profil de base	Taux d'augm. de Cz max. de Cz min
	1	Profil de base	15°	-	-
	2	Volet simple	12°	51%	51%
	3	Fente avant (automatique)	28°	26%	35%
	4	Volet à fente	12°	53%	42%
	5	Fente avant et volet simple	19°	69%	7%
	6	Volet d'intrados	14°	70%	63%
	7	Fente avant et volet à fente	19°	75%	10%
	8	Volet d'intrados avec mouvem. arrière ZAP	13°	85%	77%
	9	Volet Fowler	15°	90%	83%

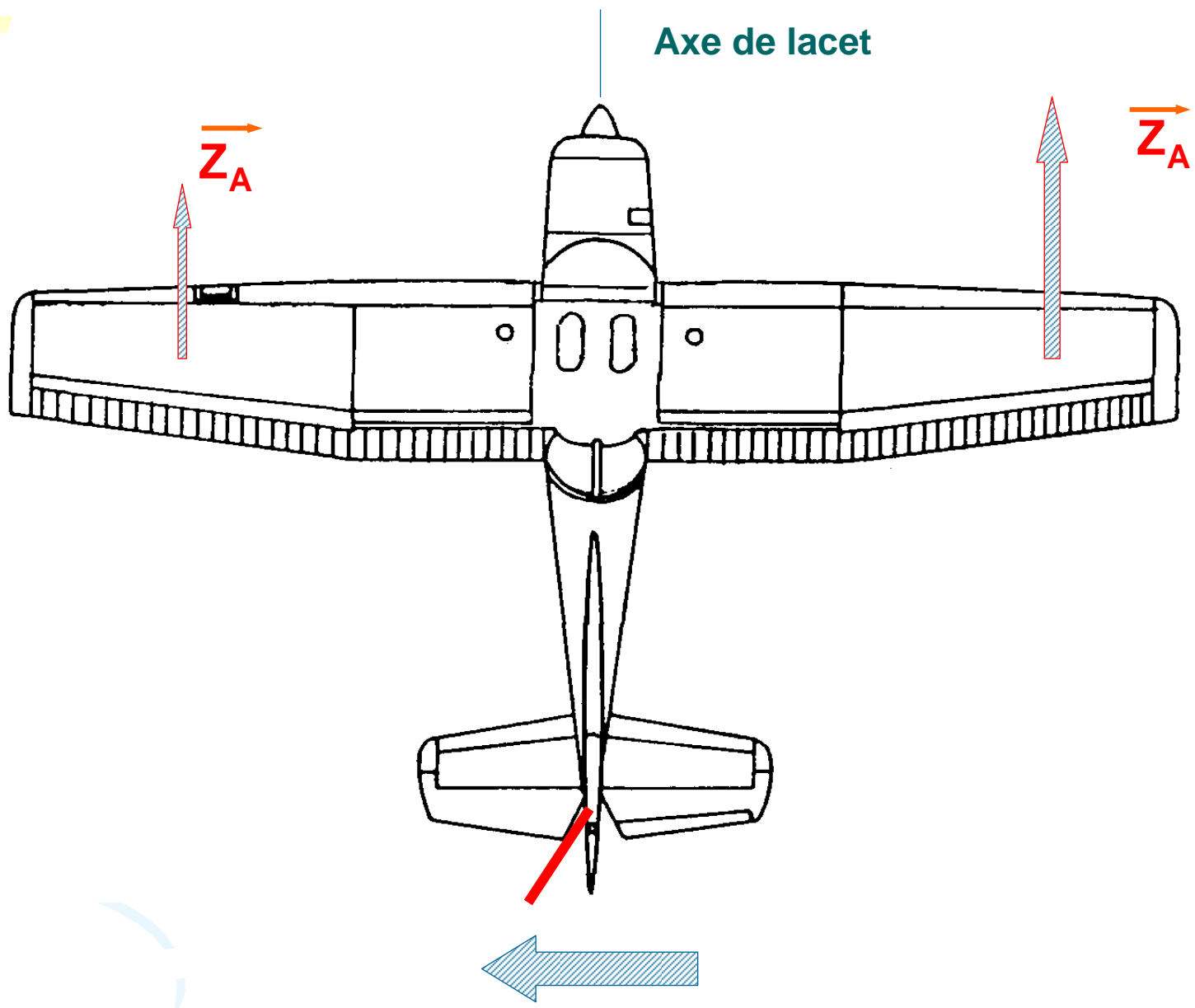


LES EFFETS SECONDAIRES DES COMMANDES DE VOL



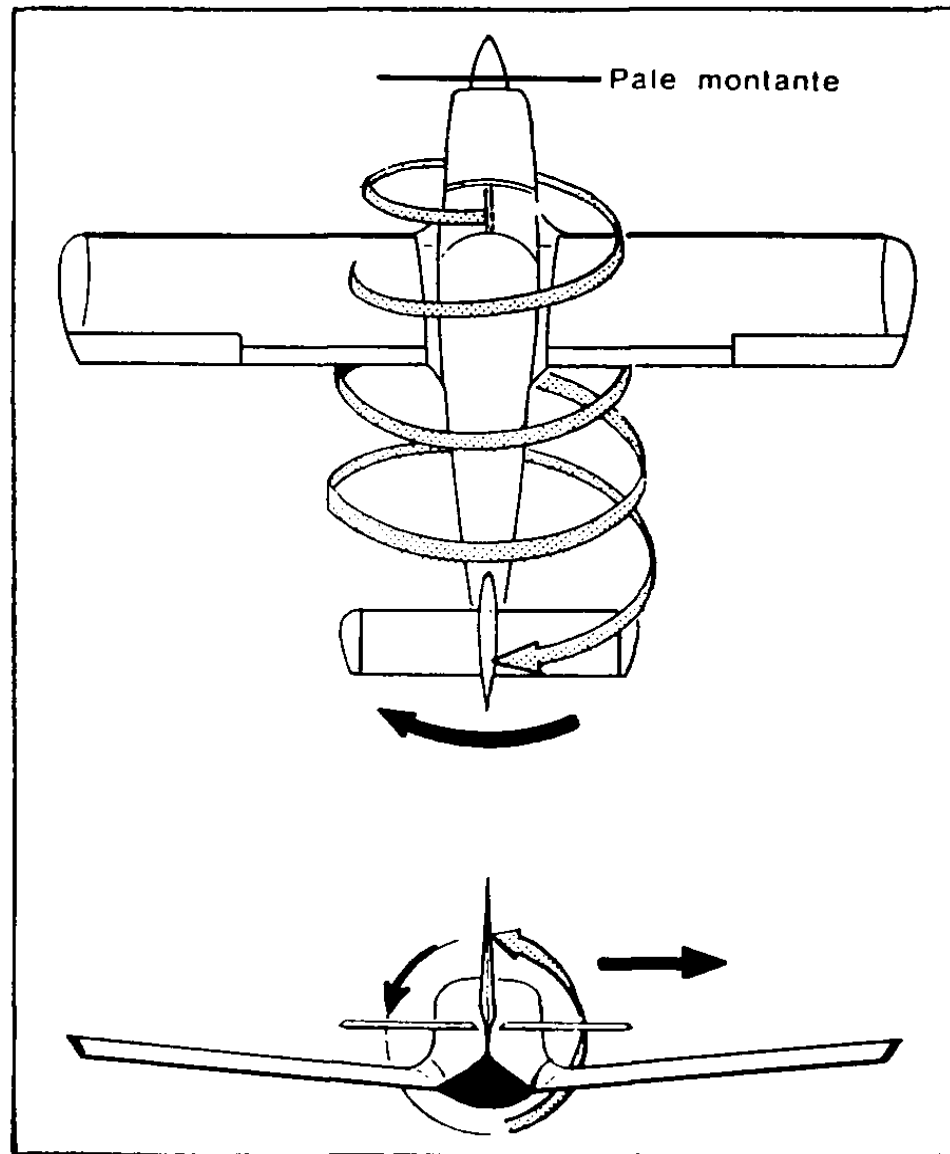
EFFET DE LACET INVERSE





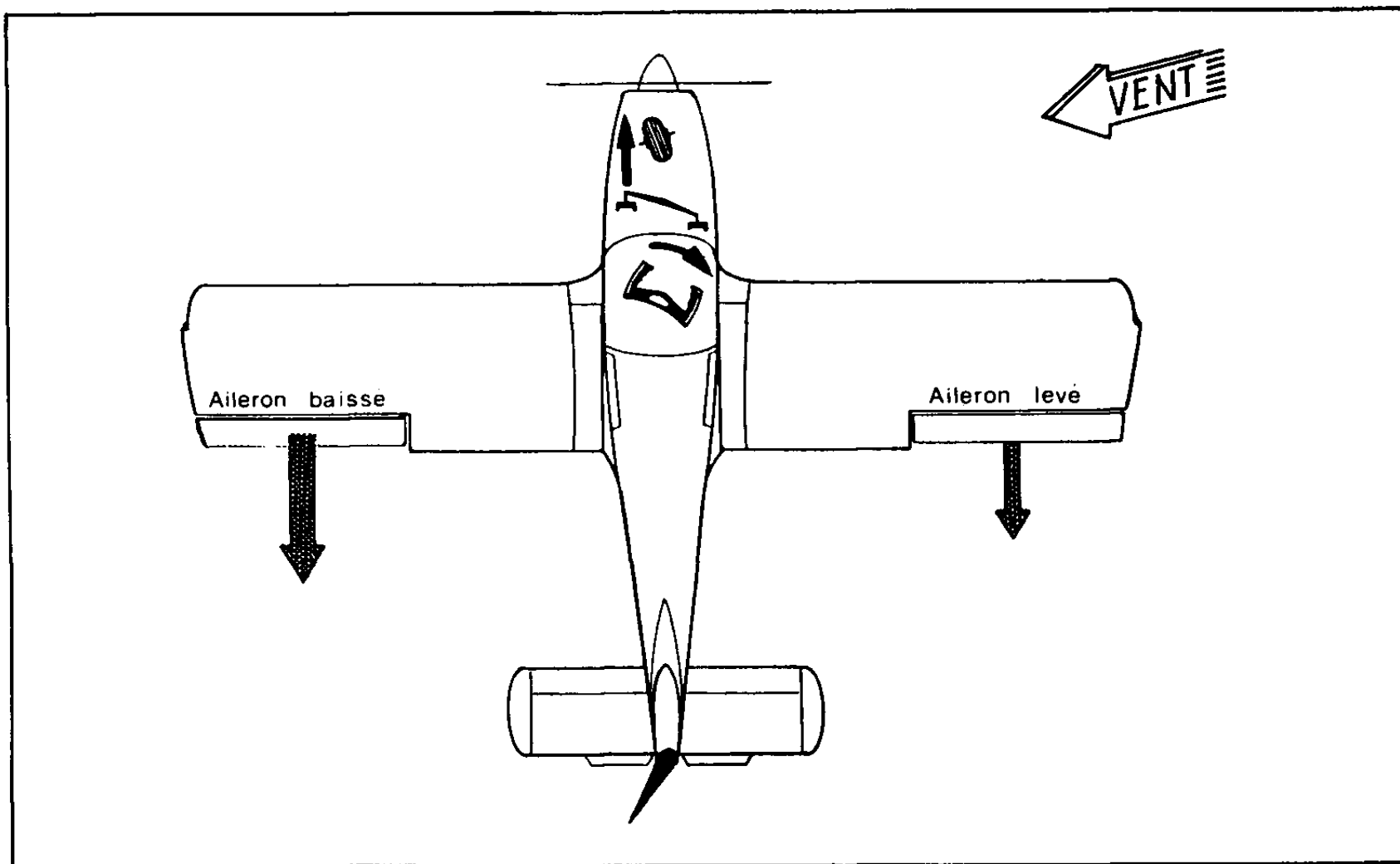
EFFET DE ROULIS INDUIT





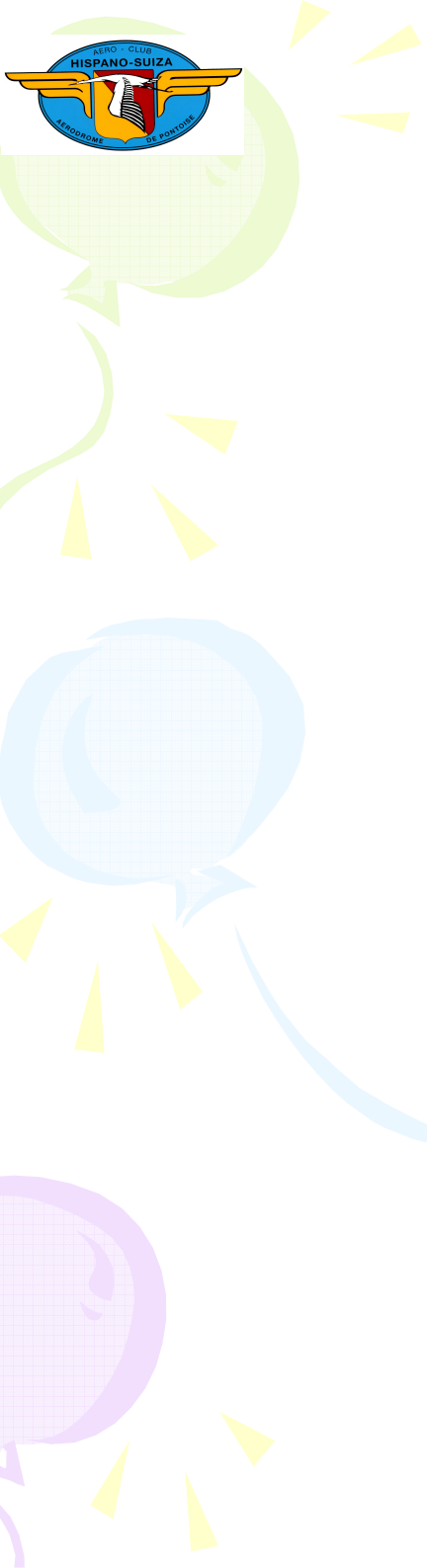
SOUFFLE HELICOIDAL



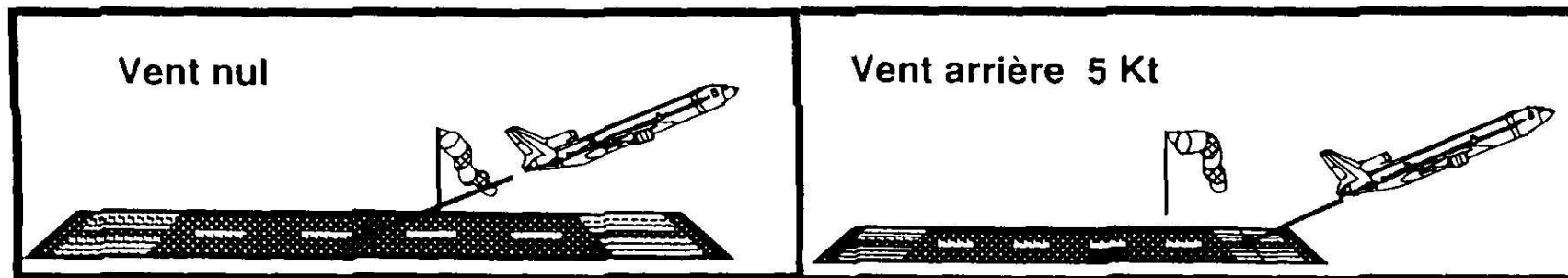
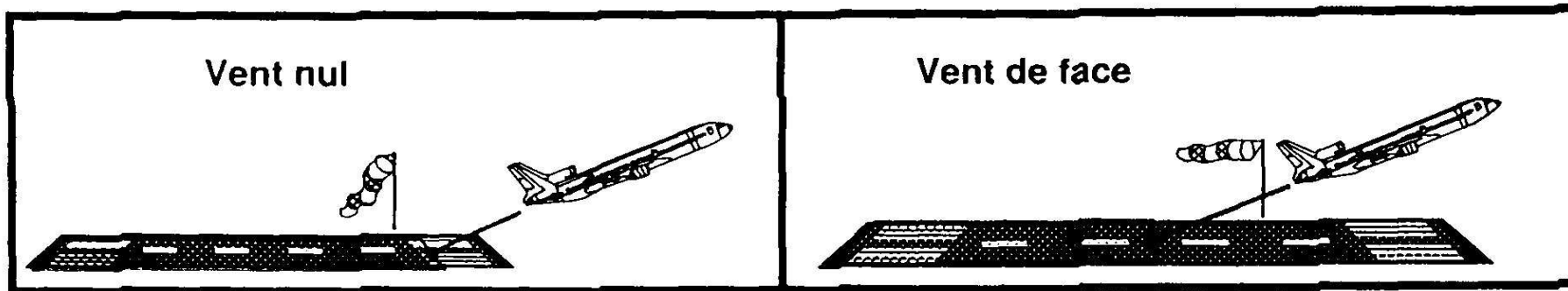


ROULAGE PAR VENT TRAVERSIER

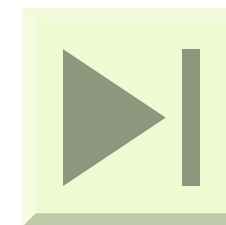


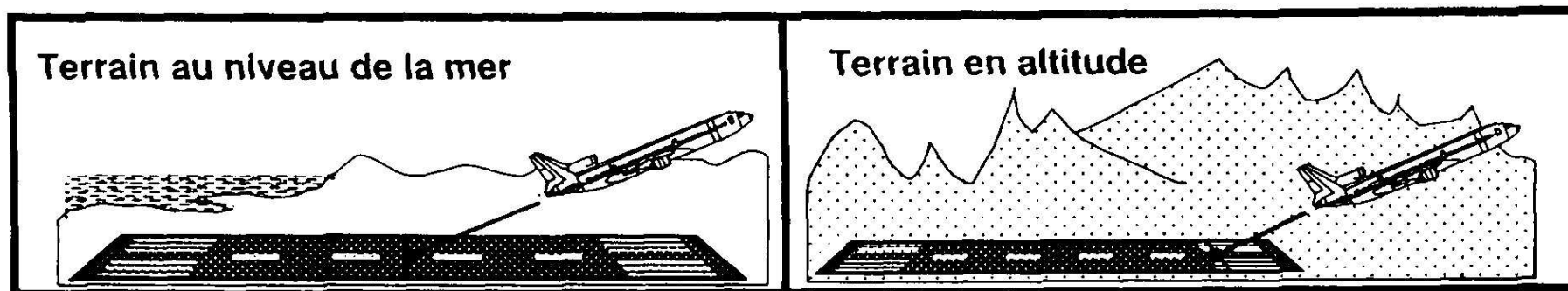
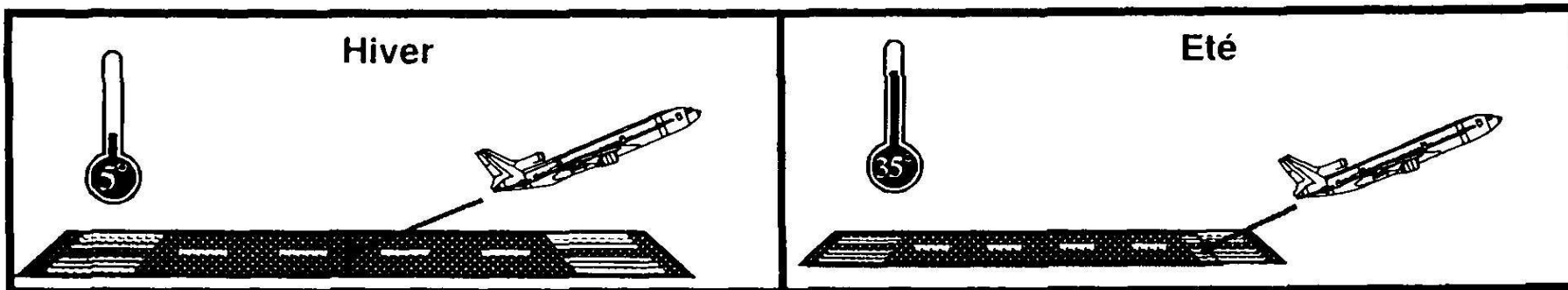


APPLICATIONS

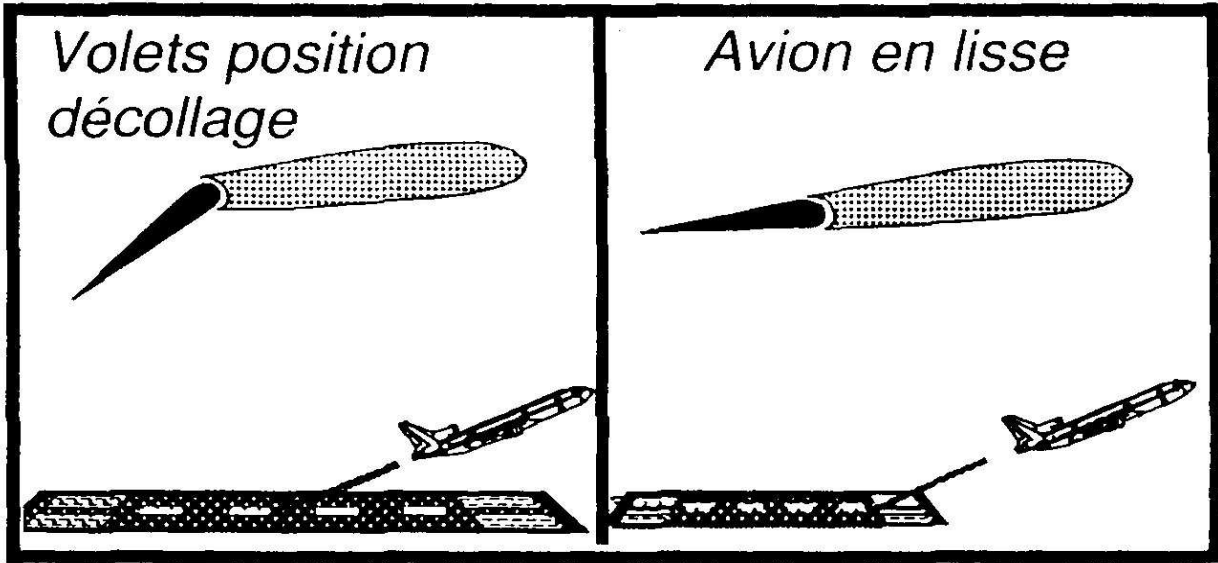
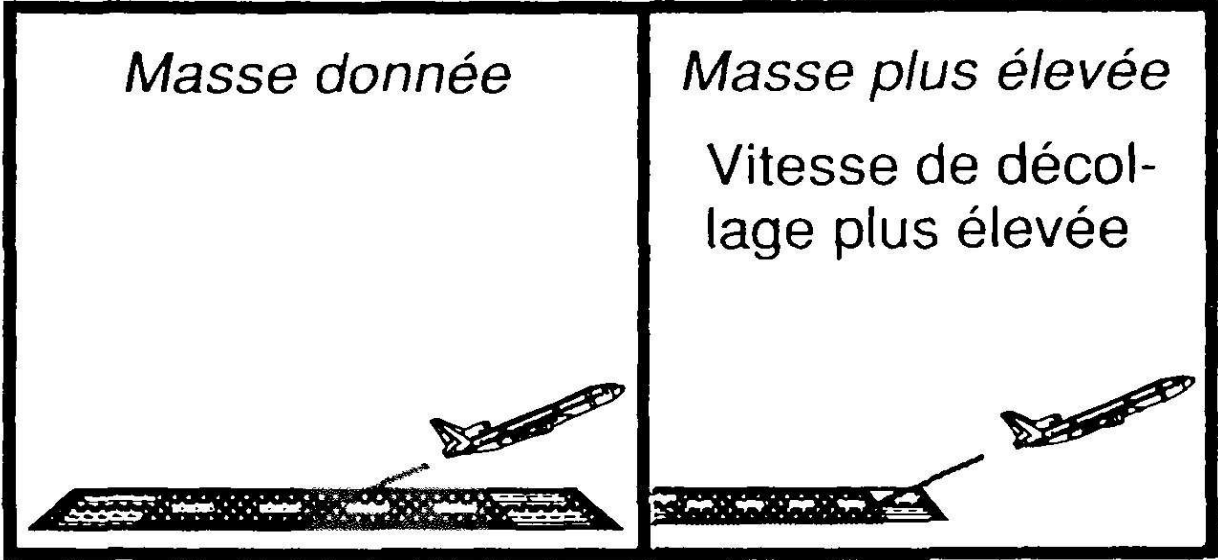


PARAMETRES INFLUANT AU DECOLLAGE



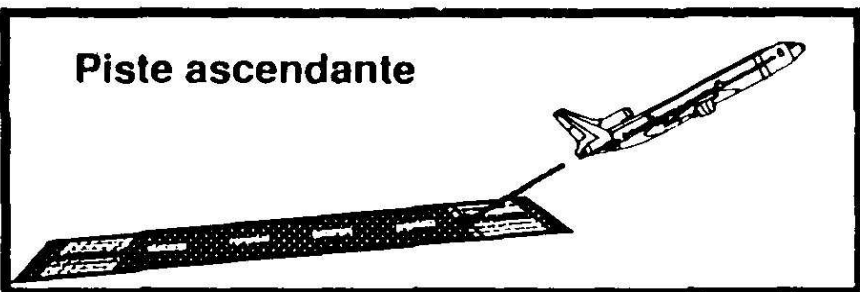


PARAMETRES INFLUANT AU DECOLLAGE

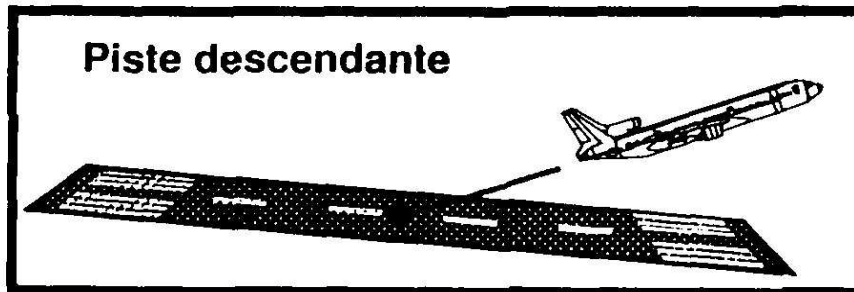


PARAMETRES INFLUANT AU DECOLLAGE

Piste ascendante



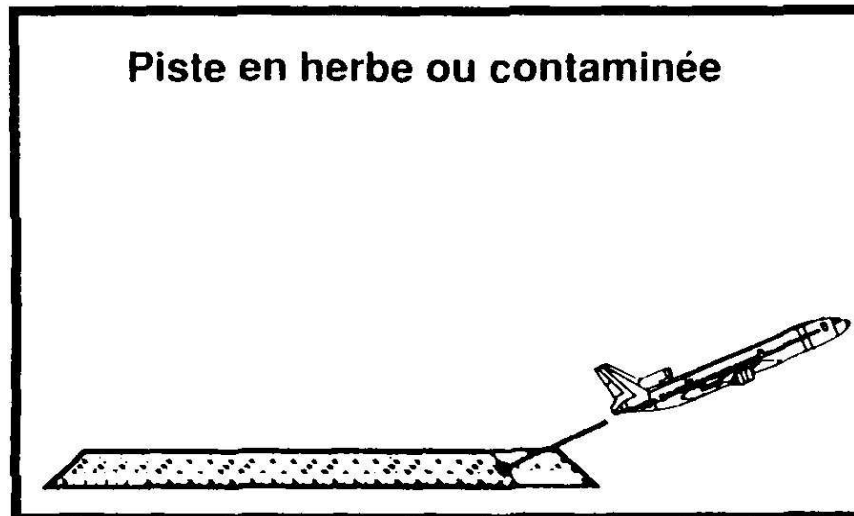
Piste descendante



Piste unie, sèche et dure



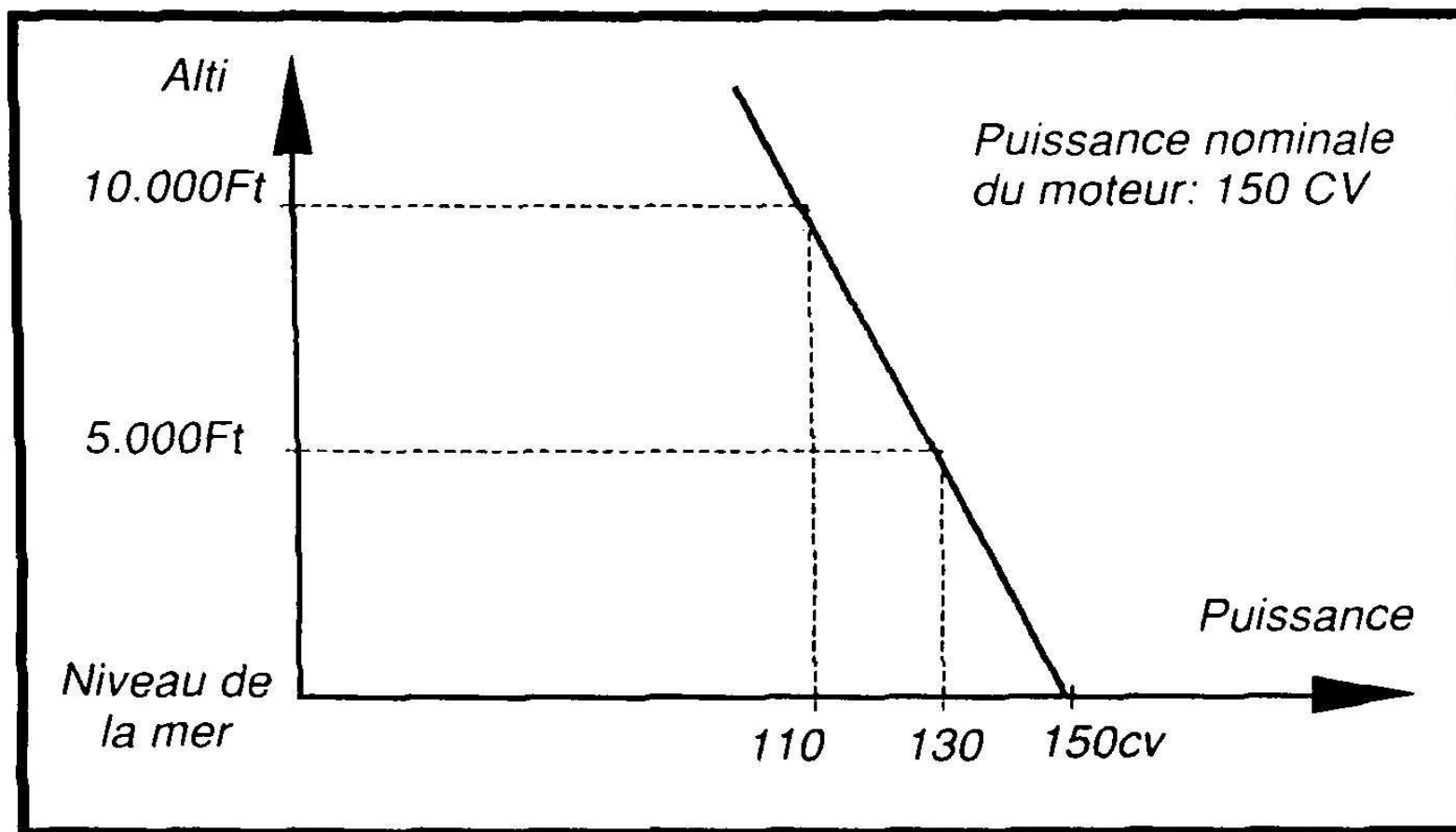
Piste en herbe ou contaminée

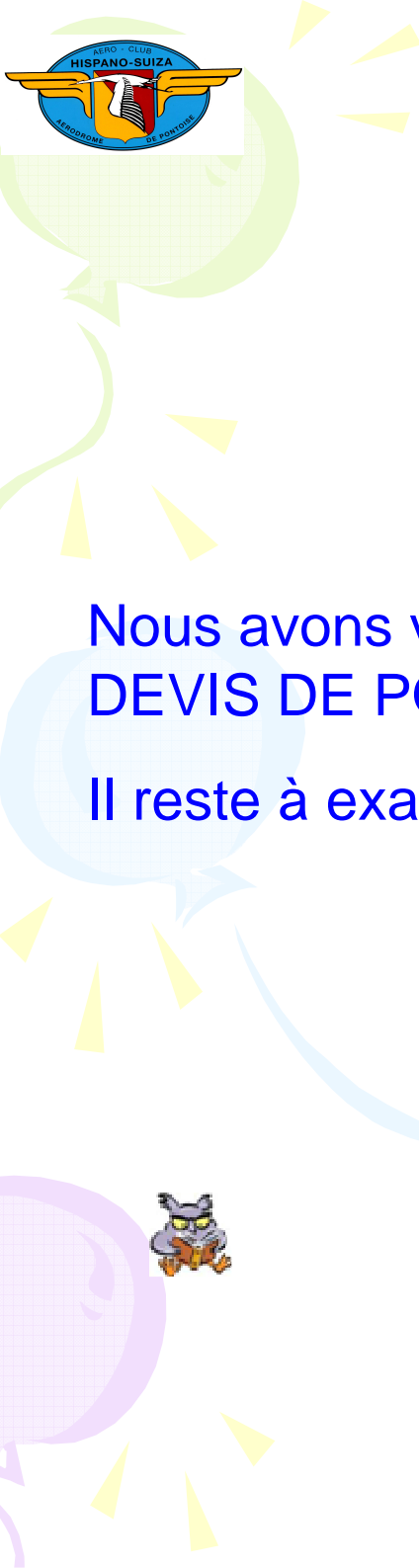


PARAMETRES INFLUANT AU DECOLLAGE



Le moteur atmosphérique fonctionnant à son régime maximum, développe au niveau de la mer, sa puissance nominale (celle indiquée sur le manuel de vol). Au fur et à mesure qu'il s'élève en altitude, la diminution de pression atmosphérique entraîne une diminution de la pression d'admission donc de la puissance développée.

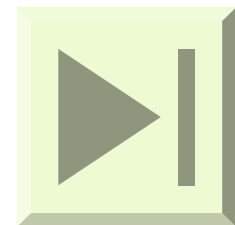




PERFORMANCES DECOLLAGE-ATTERRISSAGE DE NOS AVIONS

Nous avons vu précédemment la nécessité pour le pilote de réaliser un
DEVIS DE POIDS & CENTRAGE

Il reste à examiner PERFORMANCES AU DECOLLAGE/ATTERRISSAGE





PERFORMANCES AU DECOLLAGE

Part du tableau des performances de roulement au décollage (piste en dur) d'un avion hypothétique

MASSE MAXI Volets 10°	VENT de FACE	Au NIVEAU de la MER +15°C ROULEMENT	A 2500 Ft +10°C ROULEMENT	A 5000 Ft +5°C ROULEMENT	...
1150 Kg	10 Kt	310 m	385 m	475 m	...

Nota :

- 1) Majorer les distances de 8% par tranche de 10° au dessus de la température standard à l'altitude considérée
- 2) Sur piste sèche en herbe majorer les distances de 8%.

EXERCICE.

Donner la distance de ROULEMENT au décollage compte-tour des paramètres suivants :

- masse maxi, volets 10°, altitude pression 3500 FT, température 22°C, vent debout dans l'axe 10 Kt, piste en herbe sèche.

C'EST SIMPLE : IL SUFFIT DE TRAITER CHAQUE PARAMETRE (il y en a trois !) L'UN APRES L'AUTRE :

a) ALTITUDE PRESSION

$$\begin{array}{c}
 \text{2500} \quad \text{3500} \quad \text{5000} \\
 \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{1000} \quad \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{1000} \\
 \text{385} \quad \text{475} \\
 \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{90}
 \end{array}
 \quad
 90 \times \frac{1000}{2500} = +36 \text{ m}
 \quad
 \text{Soit pour 3500 Ft : } 385 \text{ m} + 36 \text{ m} = \mathbf{421 \text{ m}}$$

b) TEMPERATURE

Soit on se rappelle qu'on perd 2° par 1000 Ft d'altitude : la température standard à 3500 Ft sera égale à la température standard à 2500 Ft - 2°... ou encore $10 \times 2 = 8^\circ$

Soit on interpole $10(2500\text{Ft}) - 5(5000\text{Ft}) = -5^\circ \times \frac{1000}{2500} = -2^\circ$ d'où température standard à 3500 Ft = $10 \times 2 = 8^\circ$

Or la température est de 22°C à 22° - 8° = 14° AU-DES SUS de la température standard ou 1,4 tranche de 10° (pour laquelle il faudra augmenter la distance de 8%) :

$$8\% \times 1,4 = 11,2\%$$

Distance de roulement au décollage sur une piste en dur --> $421 \text{ m} \times 1,112 = \mathbf{468 \text{ m}}$

c) MAJORATION POUR HERBE SECHE

$$468 \text{ m} \times 1,08 = \mathbf{505 \text{ m}}$$

(Attention à bien lire la règle à appliquer sur le manuel de vol! C'est parfois une majoration calculée en prenant pour base le PASSAGE des 15 m qui est appliquée aussi bien pour le ROULEMENT que pour le PASSAGE DES 15 m lui-même.)



PERFORMANCES AU DECOLLAGE : APPLICATION A UN C150 A PONTOISE (325 Ft)

Extrait du tableau des performances de roulement/passage des 15m au décollage (piste en dur) du manuel de vol C150

MASSE MAXI Volets 0°	VENT de FACE	NIVEAU de la MER +15°C		2500 Ft +10°C		...	7500 Ft +0°C	
		Roulement	Pass. 15M	Roulement	Pass. 15M		Roulement	Pass. 15M
726 Kg	0 Kt	224 m	422 m	277 m	506 m	...	414 m	744 m

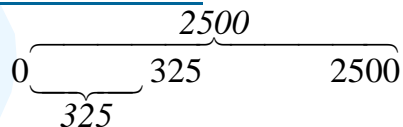
Note :

Augmenter ces distances de 10% chaque tranche de 20° au dessus de la température standard de l'altitude considérée

En cas de décollage sur piste en herbe sèche, majorer les distances (course au sol et distance totale de passage obstacle de 15 m) de 7% **de la distance totale de passage obstacle de 15 m..**

- Donner les distances de ROULEMENT et de PASSAGE DES 15 M au décollage compte tenu des paramètres suivants :
- > **masse maxi, volets 0°, altitude pression 325 FT , température 25°C, vent nul.**
- Quelles seraient les distances correspondantes pour un décollage d'Etrépagny, considéré à la même altitude (308Ft), le même jour (piste en herbe sèche).

a) ALTITUDE PRESSION



Distance de ROULEMENT :

$$224 \underbrace{\hspace{10em}}_{53} 277 \quad 53 \times \frac{325}{2500} = +7 \text{ m} \quad \text{Soit pour 325 Ft : } 224 \text{ m} + 7 \text{ m} = \mathbf{231 \text{ m}}$$

Passage des 15 M :

$$422 \underbrace{\hspace{10em}}_{84} 506 \quad 84 \times \frac{325}{2500} = +11 \text{ m} \quad \text{Soit pour 325 Ft : } 422 \text{ m} + 11 \text{ m} = \mathbf{433 \text{ m}}$$

b) TEMPERATURE

On perd 2° par 1000 Ft d'altitude : la température std à 325 Ft décroît de $2 \times (325/1000) = -0,65^\circ\text{C}$ d'où $T_{e \text{ mp. Std à 325 Ft}} = 15^\circ\text{C} - 0,65^\circ\text{C} = 14^\circ$

Avec 25°C on est donc à $(25^\circ\text{C} - 14^\circ\text{C} = 11^\circ\text{C})$ au-DESSUS de la température standard.

Nombre de tranches de 20°C = $11/20 = 0,55$ tranches --> % à appliquer $10\% \times 0,55 = +5,5\%$ (Coefficient 1,055)

ROULEMENT = $231 \text{ m} \times 1,055 = \mathbf{244 \text{ m}}$

PASSAGE des 15 M = $433 \text{ m} \times 1,055 = \mathbf{457 \text{ m}}$

c) DECOLLAGE à ETREPAGNY

Majoration pour PASSAGE DES 15 M : $457 \text{ M} \times 0,07 = \mathbf{32 \text{ m}}$ soit $457 \text{ m} + 32 \text{ m} = \mathbf{489 \text{ m}}$

Majoration pour ROULEMENT (identique à celui des 15 m !!!) soit $244 \text{ m} + \mathbf{32 \text{ m}} = \mathbf{276 \text{ m}}$



PERFORMANCES AU DECOLLAGES : APPLICATION A UN C150 A MORTAGNE 890 Ft (arrondi à 1000 Ft)

Extrait du tableau des performances de roulement/passage des 15m au décollage (piste en dur) du manuel de vol C150

MASSE MAXI Volets 0°	VENT de FACE	NIVEAU de la MER +15°C		2500 Ft +10°C		...	7500 Ft +0°C	
		Roulement	Pass. 15M	Roulement	Pass. 15M		Roulement	Pass. 15M
726 Kg	0 Kt	224 m	422 m	277 m	506 m	...	414 m	744 m

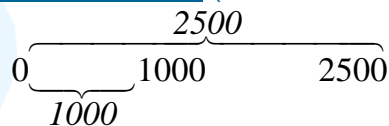
Note :

Augmenter ces distances de 10% chaque tranche de 20° au dessus de la température standard de l'altitude considérée

En cas de décollage sur piste en herbe sèche, majorer les distances (course au sol et distance totale de passage obstacle de 15 m) de 7% de la distance totale de passage obstacle de 15 m..

**Donner les distances de ROULEMENT et de PASSAGE DES 15 M au décollage compte-tenu des paramètres suivants :
--> masse maxi, volets 0°, altitude pression 1 000 FT, piste en dur, température 33°C, vent nul.**

a) ALTITUDE PRESSION (sans tenir compte de la température du jour)



Distance de ROULEMENT :

$$224 \underbrace{\hspace{10em}}_{53} 277 \quad 53 \times \frac{1000}{2500} = + 21 \text{ m} \quad \text{Soit pour 1 000 Ft : } 224 \text{ m} + 21 \text{ m} = \mathbf{245 \text{ m}}$$

Passage des 15 M :

$$422 \underbrace{\hspace{10em}}_{84} 506 \quad 84 \times \frac{1000}{2500} = + 34 \text{ m} \quad \text{Soit pour 1 000 Ft : } 422 \text{ m} + 34 \text{ m} = \mathbf{456 \text{ m}}$$

b) TEMPERATURE

On perd 2° par 1000 Ft d'altitude : la température std à 1 000 Ft est donc de 15° - 2° = 13°

Avec 33°C on est donc à (33°C - 13°C = 20°C au-DESSUS de la température standard.

Nombre de tranches de 20°C = 1 tranche --> % à appliquer 10% (Coefficient 1,10)

ROULEMENT = 245 m x 1,10 = **270 m**

PASSAGE des 15 M = 456 m x 1,10 = **502 m**

REMARQUE

Pour une piste en herbe on aurait :

Majoration pour PASSAGE des 15 m : 502 x 0,07 T = **35 m** soit 502 m + 35 m = **537 m (+ 27% / à Alt. Mer, à °Std, piste en dur)**

Majoration pour COURSE AU SOL (identique Pass. des 15 m!!!) soit 270 m + **35 m = 305 m (+ 36% / à Alt. Mer, à °Std, piste en dur)**



PERFORMANCES AU DECOLLAGE : DR400/120

Extrait du tableau des performances au décollage pour **une piste en béton** vent nul et 1 cran de volets du manuel de vol DR400/120

ALTITUDE (Ft)	TEMPERATURE C°	MASSE MAXI 900 Kg		MASSE 700 Kg	
		Roulement	Pass. 15M	Roulement	Pass. 15M
0	Std -20	225	480	130	285
	Std = 15	235	535	145	315
	Std +20	285	590	165	345
4000	Std -20	305	645	175	375
	Std = 07	345	720	195	415
	Std +20	390	800	220	460

Influence du vent de face

Pour 10 Kt multiplier par 0.78

Pour 20 Kt multiplier par 0.63

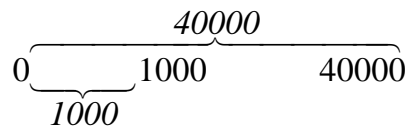
Pour 30 Kt multiplier par 0.52

Donner les distances de ROULEMENT et de PASSAGE DES 15 M au décollage compte-tenu des paramètres suivants :

--> **masse maxi, 1 cran de volets, altitude pression 1 000 FT, piste en dur, température 33°C, vent nul .**

ALTITUDE PRESSION et CHOIX des paramètres TEMPERATURE

On perd 2° par 1000 Ft d'altitude : la température std à 1 000 Ft est donc de 15° - 2° = 13° Avec 33°C on est donc à (33°C - 13°C = 20°C au-DESSUS de la température standard. On prendra donc les chiffres de la rangée Std + 20°



Distance de ROULEMENT :

$$285 \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{\text{Diff.} = 105} 390 \quad 105 \times \frac{1000}{4000} = + 26 \text{ m} \quad \text{Soit pour 1 000 Ft : } 285 \text{ m} + 26 \text{ m} = \mathbf{311 \text{ m}}$$

Passage des 15 M :

$$590 \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{\text{Diff.} = 210} 800 \quad 210 \times \frac{1000}{4000} = + 53 \text{ m} \quad \text{Soit pour 1 000 Ft : } 590 \text{ m} + 53 \text{ m} = \mathbf{643 \text{ m}}$$

Remarque

1) La température du jour (33°C) donne un chiffre Std+20 directement prévu dans le tableau. Dans le cas contraire on a le choix soit d'interpoler, soit de prendre la valeur proche la plus pessimiste dans le tableau.

2) Par vent de 20 Kt dans l'axe on appliquerait un coefficient de 0.63 (311 x 0.63 = 196 m pour le roulement & 643 x 0.63 = 405 m pour le passage des 15 m).



PERFORMANCES AU DECOLLAGE : DR400/140

Extrait du tableau des performances au décollage pour **une piste en béton** vent nul et 1 cran de volets du manuel de vol DR400/120

ALTITUDE (Ft)	TEMPERATURE C°	MASSE MAXI 1 000 Kg		MASSE 800 Kg	
		Piste Béton	Piste Herbe	Piste Béton	Piste Herbe
0	Std -20	495 (240)	580 (325)	310 (145)	350 (185)
	Std = 15	550 (270)	655 (375)	345 (165)	390 (210)
	Std +20	605 (300)	730 (425)	380 (185)	430 (235)
4000	Std -20	660 (325)	810 (475)	410 (195)	470 (225)
	Std = 07	740 (365)	920 (545)	455 (220)	530 (295)
	Std +20	825 (410)	1040(625)	500 (245)	590 (335)

Influence du vent de face

Pour 10 Kt multiplier par 0.79

Pour 20 Kt multiplier par 0.64

Pour 30 Kt multiplier par 0.53

Légende :

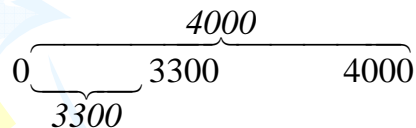
15M (Roulement)

Ex . : **495 (240)**

Donner les distances de ROULEMENT et de PASSAGE DES 15 M au décollage compte-tenu des paramètres suivants :

--> **masse maxi, 1 cran de volets, altitude pression 3 300 FT, piste en dur, température 30°C, vent nul .**

ALTITUDE PRESSION



Température standard à 3300 Ft = temp. Std mer (15°) – 2° par 1000 Ft soit 15° - 6.6° = 8.4°C
 On a 30° soit 30° – 8.4° = **21.6°** au dessus de la température standard (on dit "standard + 21.6°")
 En pratique on prendra dans le tableau les rangées "Std + 20° et ... on laissera tomber les 1.6° d'écart! En cas d'écart important on ferait l'opération de prorata correspondant.

Passage des 15m :

$$825 \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{220} 605 \quad 220 \times \frac{3300}{4000} = +182 \text{ m} \quad \text{soit } 605\text{m} + 182 \text{ m} = \mathbf{787 \text{ m}}$$

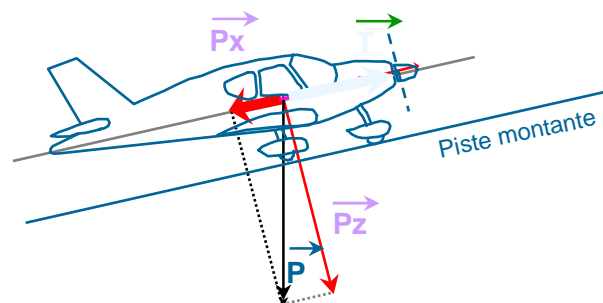
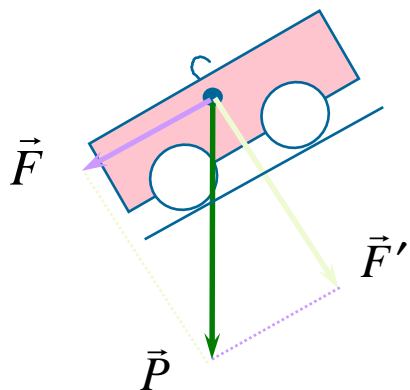
Roulement :

$$410 \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{110} 300 \quad 110 \times \frac{3300}{4000} = +91 \text{ m} \quad \text{soit } 300\text{m} + 91 \text{ m} = \mathbf{391 \text{ m}}$$



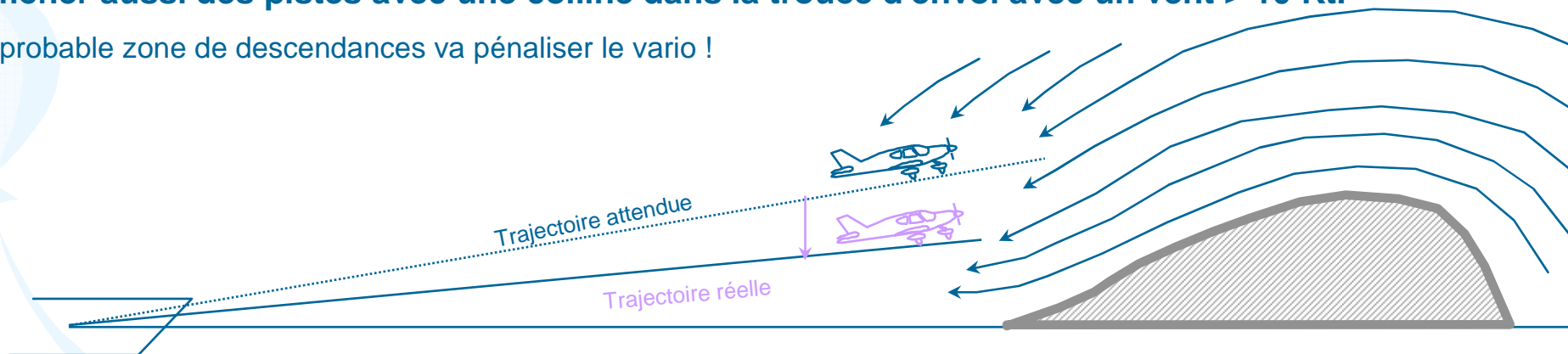
Se méfier des pistes présentant une déclivité (montante) dans le sens décollage.

Une composante de poids va s'opposer à la traction et donc impacter l'accélération !



Se méfier aussi des pistes avec une colline dans la trouée d'envol avec un vent > 10 Kt.

Une probable zone de descendances va pénaliser le vario !



Pour ceux qui doutent : il suffit d'essayer MILLAU-LARZAC en pleine canicule ...
en évitant la pleine charge pour un premier essai ...
en priant très fort pour que ça ne soit pas le dernier!



Liste des URL énoncées dans le support de cours :

<http://mcjpapo.free.fr/...>

Le site est sécurisé sur un autre serveur avec l'en-tête :

http://jean_pierre.jacquemin.perso.sfr.fr/...

En cas de difficulté sur l'un ... essayez sur l'autre!

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/portanceNewton.htm>

<http://home.comcast.net/~clipper-108/lift.htm>

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/ExercicePolaire.pdf>

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/Meca2007.pdf>

<http://www.univ-lemans.fr/enseignements/physique/02/optigeo/miroirs.html>

http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadExamens/FinesseC150_5000Ft.zip

Pour ce qui concerne le devis de poids et centrage :
procurez-vous le programme EXCEL réalisé par Roger COATMEUR ...
... il est prévu d'être rendu disponible sur le nouveau site HISPANO-SUIZA
Actuellement disponible aux adresses suivantes :

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadAvia/BILAN%20MASSE%20CENTRAGE%20CESSNA.zip>

<http://mcjpapo.free.fr/siteAviation/downloadAvia/BILAN%20MASSE%20CENTRAGE%20ROBIN%20+%20TB9%20+%20J3.zip>



Culture



FIN

Voler prudemment

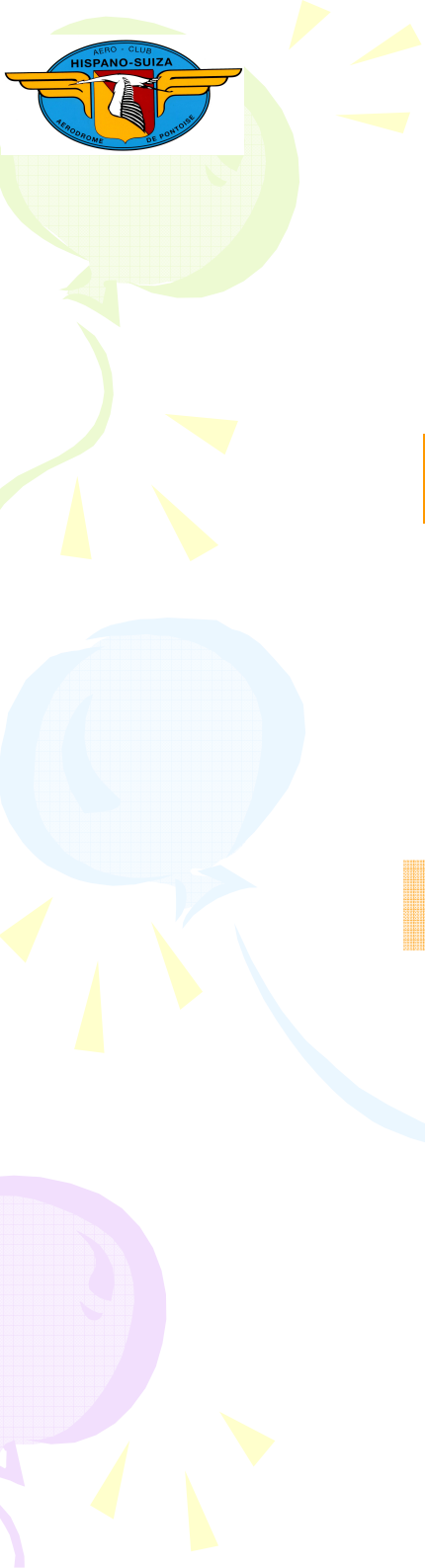
dans le domaine du vol ...
... et les limites de l'avion.



Bien connaître le fonctionnement de sa machine
pour avoir le bon réflexe,
voler « DEVANT l'avion » ...

...en toute SECURITE





ANNEXE

LE NOMBRE DE REYNOLDS

QUELQUES DEVIS DE POIDS ET CENTRAGES



Définition :

Le nombre de Reynolds " Re " est un nombre sans dimension représentant le rapport des forces d'inertie aux forces dues à la VISCOSITE.

Le nombre de Reynolds, qui caractérise

- l'état LAMINAIRE ("Re" petit) ou l'état TURBULENT ("Re" grand) d'un écoulement est très utilisé notamment
- en hydraulique pour évaluer les pertes de charges
- en aviation pour extrapoler à des modèles "grandeur" des résultats obtenus sur des maquettes à échelle réduite en soufflerie.

En aviation et en automobile on réalise une bonne partie des expérimentations en soufflerie à l'aide de maquettes de dimensions réduites.

On pourrait penser que pour appliquer au modèle grandeur suffit d'augmenter la vitesse d'essai d'autant de fois que l'on a diminué les dimensions de l'avion. Il faudrait aussi mettre "à l'échelle" les particules d'air ... ce qui n'est pas possible.

Exemple : on construit une maquette au 1/10^e d'un avion devant voler à 250 km/h Il faudrait alors réaliser une vitesse d'écoulement de $250 \times 10 = 2500$ Km/h ce qui comporte inconvénients :

- c'est presque impossible à réaliser en soufflerie
- les résultats obtenus n'auraient aucun sens car à cette vitesse supersonique l'air ne se comporte plus du tout comme un fluide incompressible mais obéit à des lois plus complexes et différentes que celles applicables à l'avion "grandeur"

Toutefois le nombre de Reynolds fournit un moyen de tourner la difficulté Reynolds a démontré qu'en dehors de la vitesse, interviennent également dans des conditions de similitude, des caractéristiques propres aux fluides qui sont :

- la masse volumique
- la viscosité

Et que d'une façon générale on pourra considérer comme similaires deux écoulements pour lesquels la valeur $\frac{\rho \cdot V l}{\mu}$ sera la même.

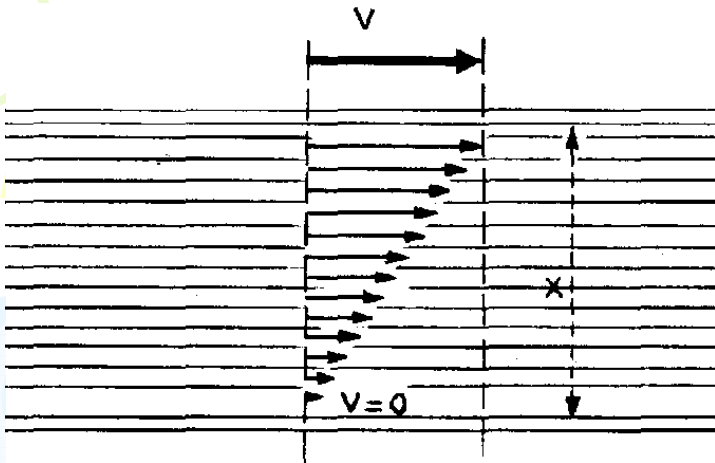
$\rho =$ masse volumique du fluide $V =$ Vitesse d'écoulement $l =$ dimension du corps $\mu =$ viscosité propre du fluide **163**



LE NOMBRE DE REYNOLDS (suite)

D'où vient ce $\frac{\rho \cdot V l}{\mu}$? Quelques informations relatives à la **viscosité** s'imposent.

Considérons plaques très rapprochées dont l'une est fixe, l'autre se déplaçant parallèlement à la première avec une vitesse V .



L'expérience montre qu'à cause de sa VISCOSITE le fluide a tendance à adhérer à chacune des plaques

- (vitesse nulle au contact de la plaque immobile,
- vitesse égale à celle de la plaque mobile à son contact).

La VISCOSITE tend donc à opposer au mouvement de la plaque supérieure une force de frottement dont l'intensité dépend de :

- de la surface en contact
- du gradient (*) de vitesse dans la veine fluide
- et d'un certain coefficient μ appelé coefficient de viscosité

$$F = \mu \cdot S \frac{V}{x}$$

Le coefficient μ caractérise le fluide utilisé.

Exemples

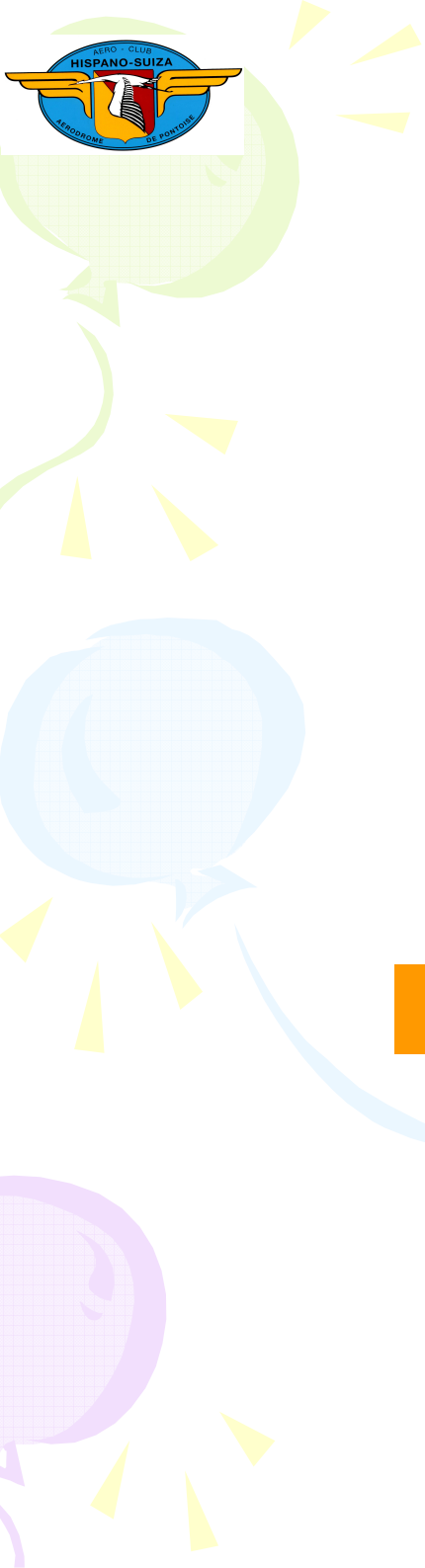
- air à 000° sous 1013 hPa $\mu = 0,0001741$
- air à 015° sous 1013 hPa $\mu = 0,0001816$
- air à 100° sous 1013 hPa $\mu = 0,0002218$

D'une façon générale le coefficient de VISCOSITE est indépendant de la pression mais on l'associe par ailleurs à la masse volumique du fluide ρ dans le rapport auquel on donne le nom de VISCOSITE CINEMATIQUE.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

C'est ce coefficient ν qui a une importance considérable sur l'effet d'échelle sur les maquettes en soufflerie.

* Le GRADIENT exprime la variation d'une quantité finie en fonction d'une longueur.



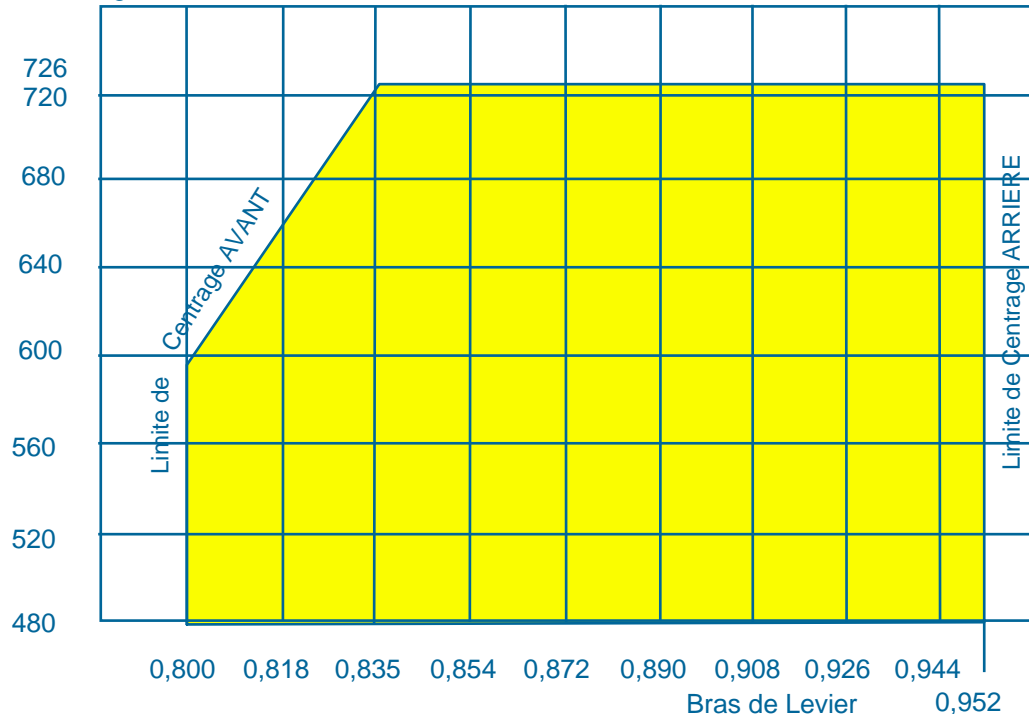
ANNEXE (suite)

LE NOMBRE DE REYNOLDS

QUELQUES DEVIS DE POIDS ET CENTRAGES

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE C150

Masse Kg



Interprétation : Limite centrage ARRIERE .0952 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT .800 pour une masse inférieure à 600 Kg
 " " " .818 pour une masse de 650 Kg
 " " " .835 pour une masse de 726 Kg

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*....	*....
Pilote	0,990
Passager	0,990
Carburant...Lx0,72	1,070
Bagages	1,630
TOTAL 1er DECOLLAGE
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: BUXT 500Kg et BdL 0,860 GAAY 526Kg et BdL 0,860
 GAQV 499Kg et BdL 0,846

C150 20 L/h

Normal

85 L utiles → 4 h

Long Range

132 L utiles → 6 h

Forfait ROULAGE ... x 3L	-	... L
Croisière SANS vent (Q1)	...,...H x 20L/h	... L
+10 % forfait (ou)		... L
Croisière AVEC vent Q'1	...,...H x 20L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	... L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' = L
Escale(s)	-	... L
Carburant NECESSAIRE	-	... L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	... L
RELIQUAT CONSOMMABLE	...,...H	... L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

RAPPEL C150

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 70% PU = 20 L/h (0.33l/min))

Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escale : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg

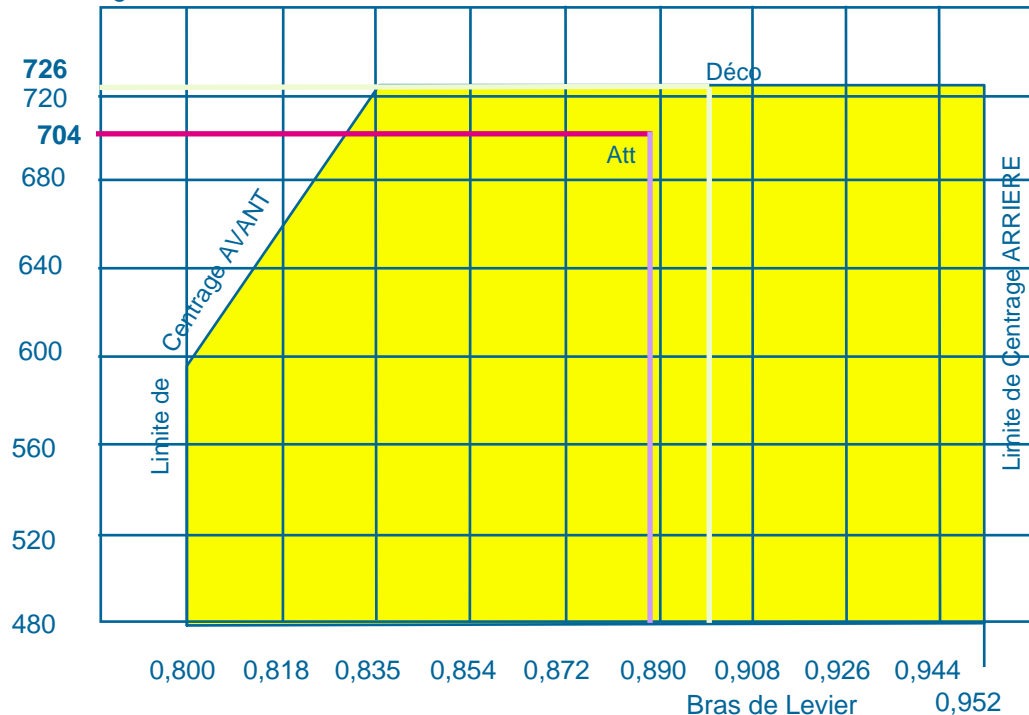
Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

MASSE MAXIMUM 726 Kg
0,835<BdL<0,952(691mkg)

DE 600 à 726 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,800 à 0,835
 (suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE C150

Masse Kg



Interprétation :
 Limite centrage ARRIERE .0952 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT .800 pour une masse inférieure à 600 Kg
 " " " .818 pour une masse de 650 Kg
 " " " .835 pour une masse de 726 Kg

F-GAQV	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	500	0,846	423
Pilote	77	0,990	76
Passager	78	0,990	70
Carburant .85L x0,72	61	1,070	65
Bagages	10	1.630	16
TOTAL 1er DECOLLAGE	726	0,895	650
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour	704	0,888.	.625

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.
 Ex.: BUXT 500Kg et BdL 0,860 GAAY 526Kg et BdL 0,860
 GAQV 499Kg et BdL 0,846

C150 20 L/h

- Normal
- Long Range

85 L utiles → 4 h
 132 L utiles → 6 h

Forfait ROULAGE ..2x 3L	-	..6 L
Croisière SANS vent (Q1)	..1H(*) x 20L/h	.20 L
+10 % forfait (ou)		.2 L
Croisière AVEC vent Q'1, ..H x 20L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	..7 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ..2x5' =	.10'	..4 L
Escale(s)	-	... L
Carburant NECESSAIRE	-	39 L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	85 L
RELIQUAT CONSOMMABLE	..2H20'	46 L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

(*) A/R Persan + Exercices = 1H environ

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage AR 15Lx0,72= .11Kgx1,07=11,5mkg

RAPPEL C150

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 70% PU = 20 L/h (0.33l/min))

Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escale : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg

Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

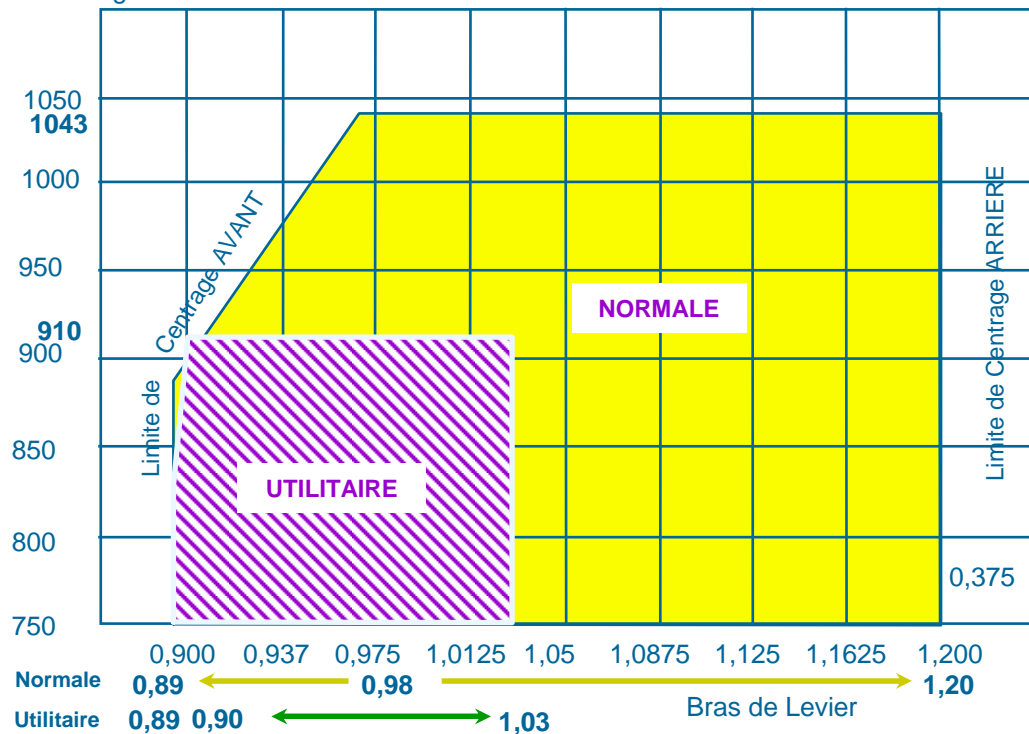
-30L -> -22Kgx1.07=-25mkg

MASSE MAXIMUM 726 Kg
0,835<BdL<0,952(691mkg)

DE 600 à 726 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,800 à 0,835
 (suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE C172 M

Masse Kg



Interprétation :

Limite centrage ARRIERE 1,20 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT .89 pour une masse inférieure à 880 Kg
 " " " .937 pour une masse de 975 Kg
 " " " .98 pour une masse de 1043 Kg

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*....	*....
Pilote	0,910
Passager	1,220
Carburant...Lx0,72	1,070
Bagages	2.400
TOTAL 1er DECOLLAGE
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: BVIA 673Kg et BdL 0,993

C172 30 L/h

- Normal
- Long Range

144 L utiles → 4 h 45

182 L utiles → 6 h

Forfait ROULAGE ... x 5L	-	... L
Croisière SANS vent (Q1) +10 % forfait (ou)	...,...H x 30L/h	... L
Croisière AVEC vent Q'1	...,...H x 30L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	.10 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' = L
Escale(s)	- 5 L	... L
Carburant NECESSAIRE	-	... L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	... L
RELIQUAT CONSOMMABLE	...,...H	... L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

RAPPEL C172

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 70% PU = 30 L/h (0.50 l/min)

Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escalé : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg
 Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

Masse maximum cat NORMALE 1043 Kg

0,98<BdL<1,20 (1251 mkg)

DE 880 à 1043 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,89 à 0,98

Masse maximum cat UTILITAIRE 910 Kg

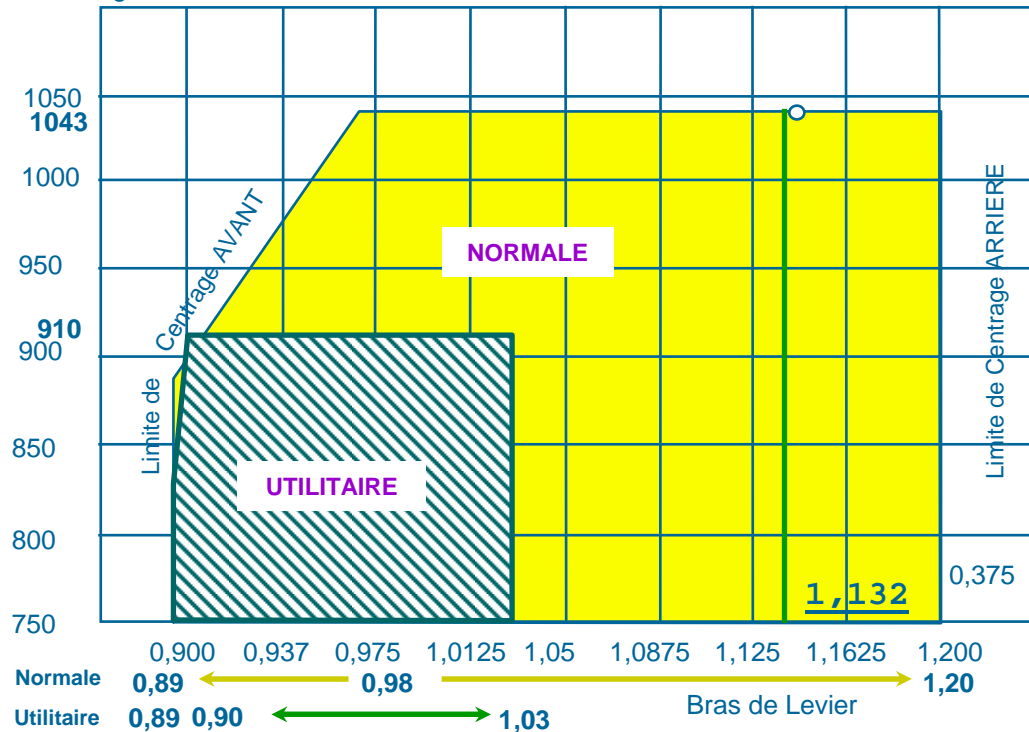
CENTRAGE 0,89<BdL<1,03 (937 mkg)

DE 880 à 1043 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,89 à 0,90

(suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE C172 M

Masse Kg



Interprétation :

Limite centrage ARRIERE 1,20 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT .89 pour une masse inférieure à 880 Kg
 " " " .937 pour une masse de 975 Kg
 " " " .98 pour une masse de 1043 Kg

F-BVIA	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	673	0,993	669
Equipage 2x77	154	0,910	140
Passager(s) 2x77	154	1,850	285
Carburant 72Lx0,72	52	1,220	63
Bagages	10	2.400	24
TOTAL 1er DECOLLAGE	1043	1,132	1181
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: BVIA 673Kg et BdL 0,993

C172 30 L/h

- Normal
- Long Range

144 L utiles → 4 h 45

182 L utiles → 6 h

Forfait ROULAGE 2 x 5L	-	10 L
Croisière SANS vent (Q1)	..1,00H x 30L/h	.30 L
+10 % forfait (ou)		..3 L
Croisière AVEC vent Q'1	...H x 30L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	.10 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ..1x5' =5 L
Escale(s)	- 5 L	... L
Carburant NECESSAIRE	-	.58 L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	.72 L
RELIQUAT CONSOMMABLE	1/4H	.14 L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,07=...mkg

RAPPEL C172

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 70% PU = 30 L/h (0.50 l/min)

Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escale : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg
 Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

Masse maximum cat NORMALE 1043 Kg

0,98<BdL<1,20 (1251 mkg)

DE 880 à 1043 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,89 à 0,98

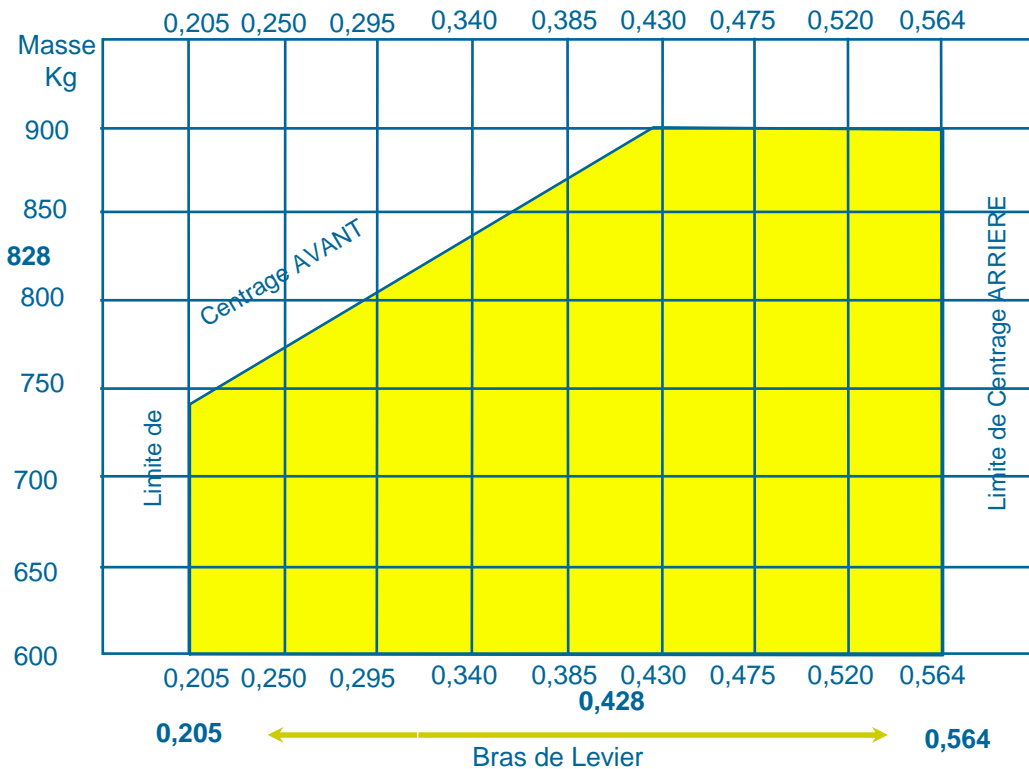
Masse maximum cat UTILITAIRE 910 Kg

CENTRAGE 0,89<BdL<1,03 (937 mkg)

DE 880 à 1043 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,89 à 0,90

(suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE DR400/120



Interprétation :

Limite centrage ARRIERE 0,564 quelle que soit la masse

Limite centrage AVANT 0,205 pour une masse inférieure à 750 Kg

" " " 0,428 pour une masse de 900 Kg

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*....	*....	*....
Equipage	0,410
Passager(s)	1,190
Carburant...Lx0,72	1,120
Bagages	1.900
TOTAL 1er DECOLLAGE
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.
Ex.: F-GBUJ BdL 0,342

DR400/120 25 L/h Réservoir Principal 110 L utiles* → 4 h 00
 + Réservoir Suppl.(50L) 160 L utiles* → 6 h 00

* dont 10 L inutilisables en **montée**

Forfait ROULAGE ... x 3L	-	... L
Croisière SANS vent (Q1)	...,...H x 25L/h	... L
+10 % forfait (ou)		... L
Croisière AVEC vent (Q'1)	...,...H x 25L/h	... L
Réserve de Jour 20'	1/3 d'H	... L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' = L
Escale(s) 1/6e d'H	(sauf dernier tronçon)	
... L		
Carburant NECESSAIRE	-	... L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	... L
RELIQUAT CONSOMMABLE	...,...H	... L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,12=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,12=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,12=...mkg

RAPPEL DR400/120

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500ft 75% PU = 25 L/h (0.41 l/min)

Densité Essence : 0,714 (0,72)

Intégration : 5' par aérodrome

Escale : 10' par aérodrome

Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg

Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT

1) son poids exact

2) celui de son Pilot-Case

et vérifier VRAISEMBLANCE

Masse maximum 900 Kg

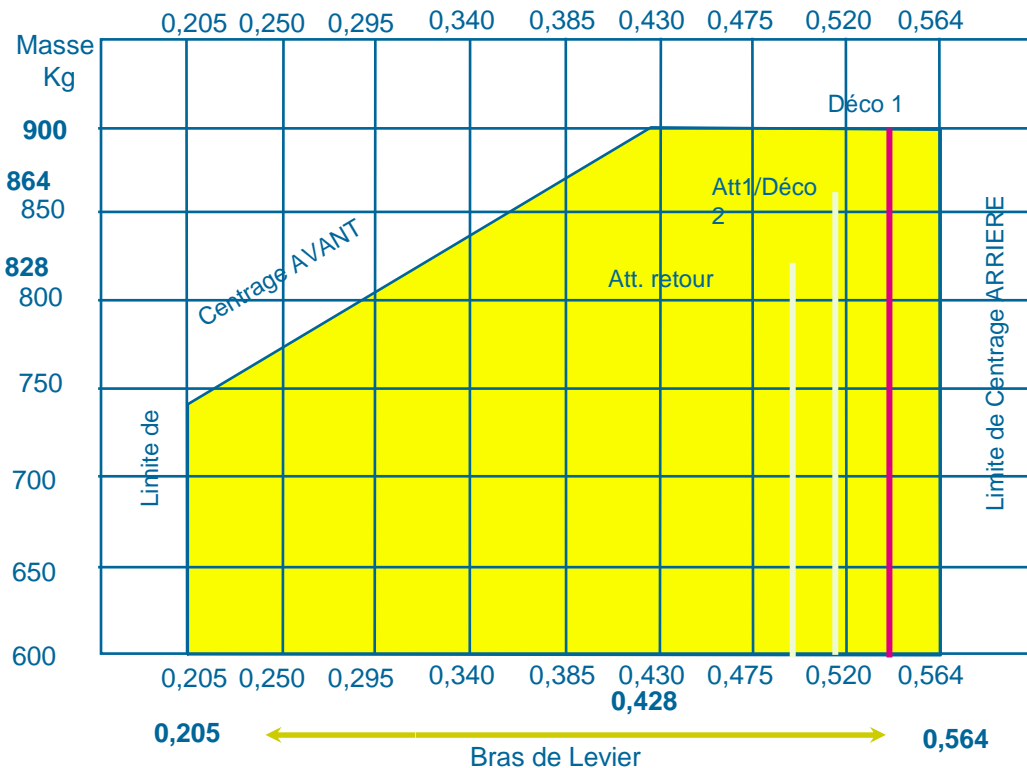
0,205 < BdL < 0,564 (508 mkg)

De 750 à 900 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,205 à 0,428

la limite ARRIERE du BdL évolue jusqu'à 0.564

(suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE DR400/120



Interprétation :
 Limite centrage ARRIERE 0,564 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT 0,205 pour une masse inférieure à 750 Kg
 " " " 0,428 pour une masse de 900 Kg

F-GBUJ	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*558.15	*0.342	*190.88
Equipage 2 x 77	154.	0,410	63.14
Passager(s) 1 x 77	077.	1,190	91.63
Carburant 110L x0,72	079.	1,120	88.50
Bagages	28.	1.900	53.20
TOTAL 1er DECOLLAGE	900.	0.525	487.35
TOTAL 2e DECOLLAGE	864.	0.517	447.
TOTAL 3e DECOLLAGE			
ATTERRISSAGE Retour	828.	0.491	407.

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: F-GBUJ BdL 0,342

DR400120 25 L/h Réservoir Principal 110L utiles* → 4 h 00
 [Non disponible s/ GBUJ] [+ Réservoir Suppl.(50L)] 160 L utiles → 6.h 00]

* dont 10 L inutilisables en **montée**

Forfait ROULAGE ... x 3L	-	..3 L
Croisière SANS vent (Q1)	..3,..H x 25L/h	.75 L
+10 % forfait (ou)		..8 L
Croisière AVEC vent (Q'1)	...,..H x 25L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	..08L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ..2x5' =	10' 1/6e d'H	..4 L
Escale(s)	- 3 L	..3L
Carburant NECESSAIRE	-	101 L
Carb.Embarqué (consomm.UJ)	-	110 L
RELIQUAT CONSOMMABLE	..2,..H	.9 L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon. 50L x0,72= .36Kg x1,12=..40mkg

Délestage 2e tronçon 50L x0,72= .36Kg x1,12=..40mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kg x1,12=...mkg

RAPPEL DR400-120

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 75% PU = 25 L/h (0.41 l/min)

Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escale : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg
 Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT

- 1) son poids exact
- 2) celui de son Pilot-Case et vérifier VRAISEMBLANCE

Masse maximum 900 Kg

0,205 < BdL < 0,564 (508 mkg)

De 750 à 900 Kg

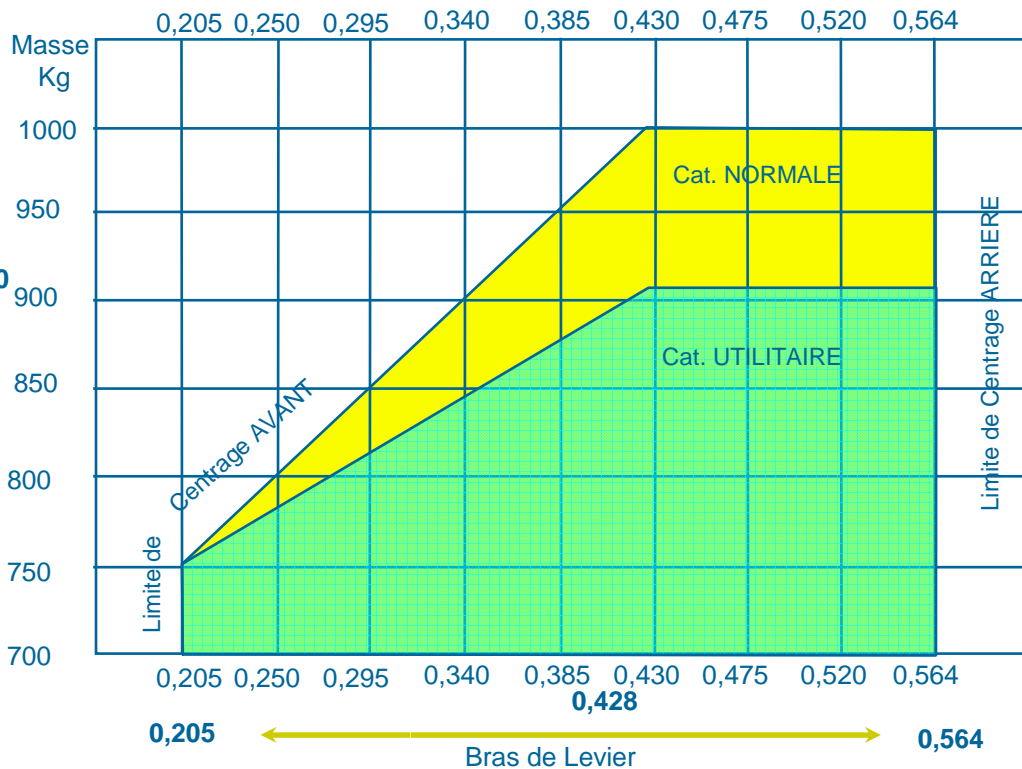
la limite AVANT du BdL évolue de 0,205 à 0,428

la limite ARRIERE du BdL évolue jusqu'à 0.564

(suivant manuel de vol et fiche de pesée)

Voyage hypothétique à 1h30(sans vent) du point de départ

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE DR400/140



Interprétation :
 Limite centrage ARRIERE 0,564 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT 0,205 pour une masse inférieure à 750 Kg
 " " " 0,428 pour une masse de 900 Kg

DR400/140 35 L/h 75% Réservoir Principal 110 L utiles* → 3 h 00
 + Réservoir Suppl.(50L) 160 L utiles* → 4 h 20

* dont 10 L inutilisables en **montée**

Forfait ROULAGE ... x 3L	-	... L
Croisière SANS vent (Q1)	...,...H x 25L/h	... L
+10 % forfait (ou)		... L
Croisière AVEC vent (Q'1)	...,...H x 25L/h	... L
Réserve de Jour 20'	1/3 d'H	... L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' = L
Escale(s) 1/6e d'H	(sauf dernier tronçon)	
... L		
Carburant NECESSAIRE	-	... L
Carb.Embarqué (consomm.)	-	... L
RELIQUAT CONSOMMABLE	...,...H	... L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,12=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,12=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx1,12=...mkg

Ne pas compter les RESERVES ni la dernière escale dans le délestage.

RAPPEL DR400/140

Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 75% PU = 35 L/h (0.564 l/min)

Densité Essence	:	0,714 (0,72)
Intégration	:	5' par aérodrome
Escale	:	10' par aérodrome
Forfait de Poids	:	Adulte standard 77 Kg
Instructeur Testeur	:	DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
		1) son poids exact
		2) celui de son Pilot-Case

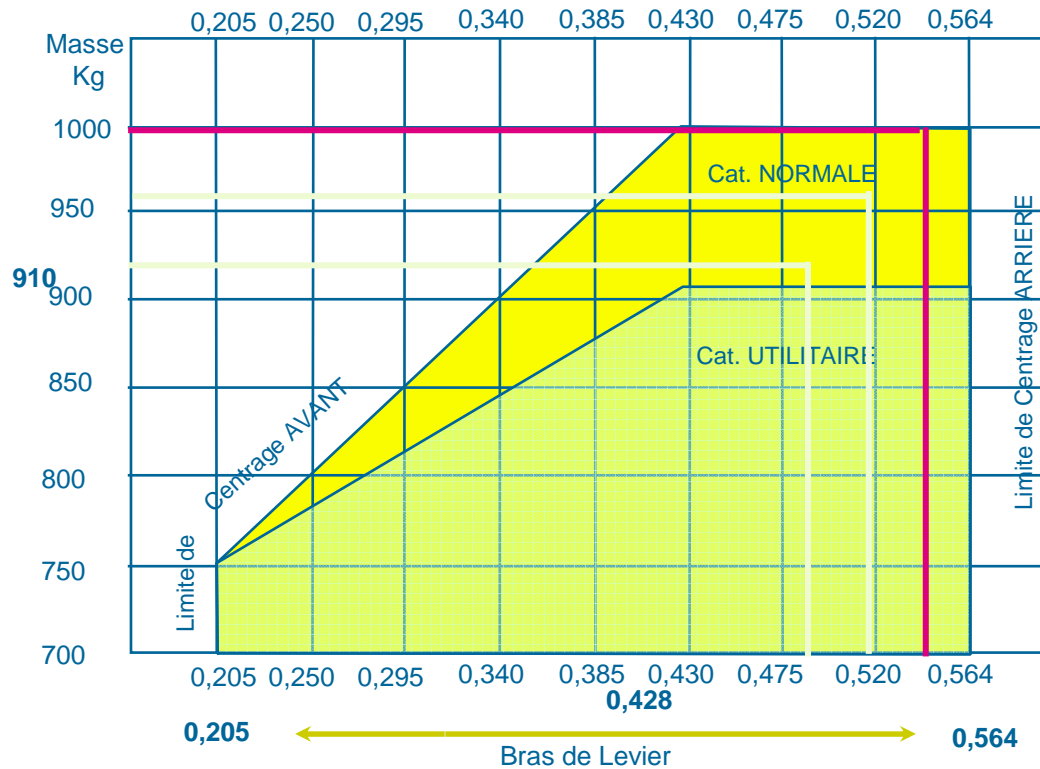
Masse maximum 1000 Kg
0,205 < BdL < 0,564 (564 mkg)
 De 750 à 900 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 0,205 à 0,428
 la limite ARRIERE du BdL évolue jusqu'à 0.564
 (suivant manuel de vol et fiche de pesée)

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*582	*0,31	*180
Equipage	0,410
Passager(s)	1,190
Carburant...Lx0,72	1,120
Bagages	1.900
TOTAL 1er DECOLLAGE
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: F-BUPS BdL 0,31 581,5 Kg à vide

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE DR400/140



Interprétation :
 Limite centrage ARRIERE 0,564 quelle que soit la masse
 Limite centrage AVANT 0,205 pour une masse inférieure à 750 Kg
 " " " 0,428 pour une masse de 900 Kg

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*582	*0,31	*180
Equipage	.154	0,410	..63
Passager(s) 1x77+1x72	.149	1,190	.177
Carburant 160Lx0,72	.115	1,120	.129
Bagages	...0	1.900
TOTAL 1er DECOLLAGE	1000	0,549	.549
TOTAL 2e DECOLLAGE	.950	0,518	549-56=493
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour	.904	0,487	493-52=441

(*) Masse et BdL avion vide pris dans la fiche de pesée de l'avion considéré.
 Ex.: F-BUPS BdL 0,31 581,5 Kg à vide

DR400/140 35 L/h 75% Réservoir Principal 110 L utiles* → 3 h 00
 Réservoir Suppl.(50L) 160 L utiles* → 4 h 20
 * dont 10 L inutilisables en **montée** Ci-dessous : détail ALLER

Forfait ROULAGE ... x 3L	-	..3 L
Croisière SANS vent (Q1)	..1,5.H x 35L/h	.53 L
+10 % forfait (ou)		..5 L
Croisière AVEC vent (Q'1)H x 35L/h	... L
Réserve de Jour 20'	1/3 d'H	.12 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' =	1/12e d'H	..3 L
Escale(s) 1/6e d'H	(sauf dernier tronçon)	
..6 L		
Carburant NECESSAIRE	(70 L hors réserve)	.82 L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	160 L
RELIQUAT CONSOMMABLE		78 L

Retour : 78 L dispo pour un délestage de 70 - 6 = 64 L + 12 L réserve soit 76 L nécessaires
 Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE
 *Conclusion : ça passe JUSTE avec le forfait 10% sans entamer la réserve 20'. Il faudra donc affiner le jour du départ avec le VENT REEL.

Délestage 1er tronçon	70Lx0,72 = .50Kgx1,12 = ..56mkg
Délestage 2e tronçon	64Lx0,72 = .46Kgx1,12 = ..52mkg
Délestage 3e tronçon	...Lx0,72 = ...Kgx1,12 =mkg

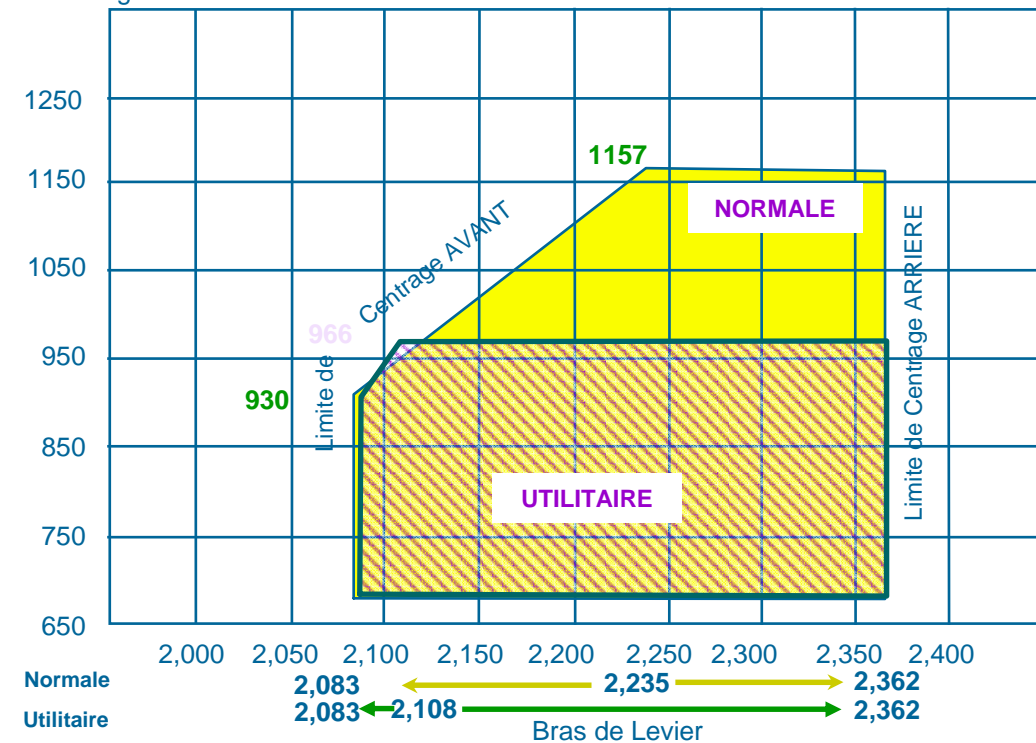
Ne pas compter les RESERVES ni la dernière escale dans le délestage.

RAPPEL DR400/140
 Consommation Moyenne CONSTATEE (2500Ft 75% PU = 35 L/h (0.564 l/min))
 Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aéroport
 Escale : 10' par aéroport
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg
 Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case

Rappel important pour le jour où on est un peu juste ...
 Croisière 75 % à 4000 Ft 2600 RPM 760 KM franchissables
 Croisière **60%** à 4000 Ft 2390 RPM **860** KM franchissables : 100 KM de mieux!
 Adopter un régime de croisière 60% fait gagner 13% d'autonomie (ou 100 KM franchissables sur le réservoir principal). A méditer !!!

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE PA28-181

Masse Kg



Interprétation :

Normale	2,083	←	2,235	→	2,362
Utilitaire	2,083	←	2,108	→	2,362

Bras de Levier

Interprétation :

Limite centrage ARRIERE	2,362	quelle que soit la masse et la catégorie
Limite centrage AVANT	2,083	à ≤ 930 kg en cat. Normale et ≤ à 966 kg en Utilitaire
"	"	"
"	2,235	à ≤ 1157 kg en cat. Normale

F-GFZV....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	* 703,47	* 2,280	1604
Pilote(s) 2 x 77	154	2,045	315
Passager(s) 2 x 77	154	3,000	462
Carburant 181,7Lx0,72	131	2,413	316
Bagages (maxi 91kg)	9	3,625	33
TOTAL	1153	2,36	2730
MAXI	1157	2,36	2733

(*) Masse et BdL avion vide pris dans lafiche de pesée de l'avion considéré.

Ex.: BGFZV 703,47Kg et BdL 2,280

PA28-181 40 L/h (65%) 2000Ft 110 Kt 2300 RPM 181 L utiles --> 4 h 30

Forfait ROULAGE ..2 x 5L	-	.10 L
Croisière SANS vent (Q1)	..3,0.H x 40L/h	120 L
+10 % forfait (ou)		.12 L
Croisière AVEC vent Q'1	...H x 40L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	.14 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ..2x5' =7 L
Escale(s) (si Avit. Hors roulage) 6 L		... L
Carburant NECESSAIRE	-	163 L
Carb. Embarqué (consomm.)	Plein	181 L
RELIQUAT CONSOMMABLE	(27')	.18 L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx2,413=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx2,413=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx2,413=...mkg

RAPPEL PA28-181

Consommation Moyenne : CONSTATEE (2500Ft 65% PU = 40 L/h (0.66 l/min))
 Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escalé (si applicable) : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg
 Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

Masse maximum cat NORMALE 1157 Kg
2,083<BdL<2,362 (2733 mkg)

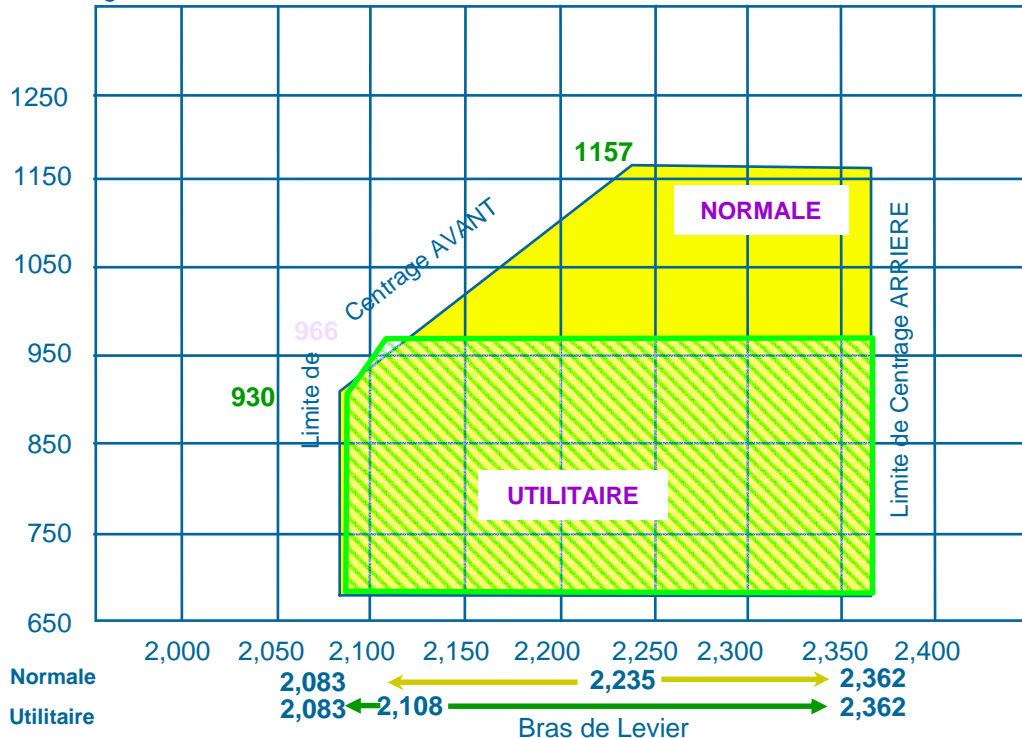
De 930 à 1157 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 2,083 à 2,235

Masse maximum cat UTILITAIRE 966 Kg
2,083<BdL<2,362 (2733 mkg)

De 930 à 966 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 2,082 à 2,108
 (suivant manuel de vol et fiche de pesée)

DEVIS DE POIDS & CENTRAGE PA28-181

Masse Kg



Interprétation :
 Normale 2,083 ← 2,235 → 2,362
 Utilitaire 2,083 ← 2,108 → 2,362
 Bras de Levier

Interprétation :
 Limite centrage ARRIERE 2,362 quelle que soit la masse et la catégorie
 Limite centrage AVANT 2,083 à ≤ 930 kg en cat. Normale et ≤ à 966 kg en Utilitaire
 " " " 2,235 à ≤ 1157 kg en cat. Normale

F-....	Masse	B d L	mkg
Avion vide (Huile & Ess. inut. incl.)	*....	*....
Pilote(s)	2,045
Passager(s)	3,000
Carburant...Lx0,72	2,413
Bagages	3.625
TOTAL 1er DECOLLAGE
TOTAL 2e DECOLLAGE
TOTAL 3e DECOLLAGE
ATTERRISSAGE Retour

(*) Masse et BdL avion vide pris dans l'afiche de pesée de l'avion considéré.
 Ex.: BGFZV 703,47Kg et BdL 2,280

PA28-181 40 L/h (65%) 2000Ft 110 Kt 2300 RPM 181 L utiles --> 4 h 30

Forfait ROULAGE ... x 5L	-	... L
Croisière SANS vent (Q1) +10 % forfait (ou)	...,...H x 40L/h	... L
Croisière AVEC vent Q'1	...,...H x 40L/h	... L
Réserve de Jour 20'	-	.14 L
Réserve de Nuit 45'	-	... L
Intégration(s) ...x5' = L
Escale(s) (si Avit. Hors roulage) 6 L		... L
Carburant NECESSAIRE	-	... L
Carb. Embarqué (consomm.)	-	... L
RELIQUAT CONSOMMABLE	...,...H	... L

Tous calculs faits avec HUILE & Fonds de RESERVOIRS inclus dans le MASSE a VIDE

Délestage 1er tronçon...Lx0,72= ...Kgx2,413=...mkg

Délestage 2e tronçon...Lx0,72= ...Kgx2,413=...mkg

Délestage 3e tronçon...Lx0,72= ...Kgx2,413=...mkg

RAPPEL PA28-181

Consommation Moyenne : CONSTATEE (2500Ft 65% PU = 40 L/h (0.66 l/min))
 Densité Essence : 0,714 (0,72)
 Intégration : 5' par aérodrome
 Escalé (si applicable) : 10' par aérodrome
 Forfait de Poids : Adulte standard 77 Kg
 Instructeur Testeur : DEMANDER SYSTEMATIQUEMENT
 1) son poids exact
 2) celui de son Pilot-Case
 et vérifier VRAISEMBLANCE

Masse maximum cat NORMALE 1157 Kg
2,083<BdL<2,362 (2733 mkg)

De 930 à 1157 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 2,083 à 2,235

Masse maximum cat UTILITAIRE 966 Kg
2,083<BdL<2,362 (2733 mkg)

De 930 à 966 Kg la limite AVANT du BdL évolue de 2,082 à 2,108
 (suivant manuel de vol et fiche de pesée)