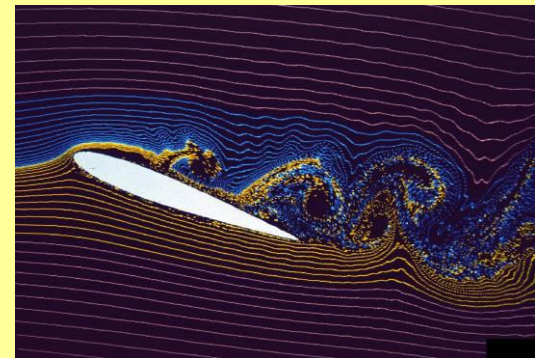
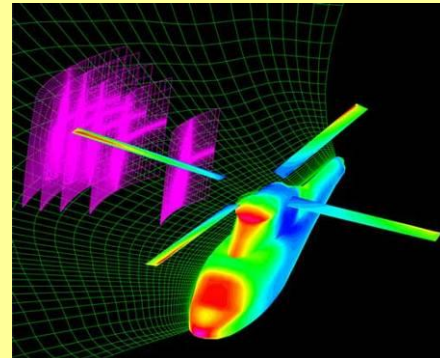


Aérodynamique et



mécanique du vol



- 1 - AMV - BIA & CAEA

Illustrations page de couverture

- F18 Hornet passant le mur du son
- Tourbillon marginal derrière un Cessna d'épandage
- F16 X (expérimental). Recherches aérodynamiques de la NASA
- Test en soufflerie d'une reproduction du "Flyer" des frères Wright
- Modélisation du comportement d'un hélicoptère (image thermique des contraintes)
- Modélisation d'écoulement autour d'un profil (ici décrochage à forte incidence)

Présentation du document & auteurs.

Ce cours AMV est basé sur les polycop, réalisés par Laurent Lespiac, et initialement distribués par la DAFA de Montpellier. Les premiers documents numériques ont été réalisés ensuite par Sofiane Bouafia pour l'atelier aéronautique du lycée Jean Monnet. Ils ont ensuite été remis en page, complété et illustré (principalement sur source internet) par Gérard Pujol.

La version Word (modifiable) est constituée d'un document "maitre" et de "sous documents" correspondant à chaque chapitre. Le mode d'utilisation et l'ajout des index est explicité en dernière page.



Illustrations & Copyrights.

Une grande partie des images sont extraites d'ouvrages existants ou d'internet. Les schémas ont pour la plupart été repris sur des bases existantes... mais très souvent modifiés ou complétés.

Si malgré tout, l'auteur d'un schéma, d'une image ou d'une photo pense que l'on est en infraction avec les lois sur les copyrights, il est prié de contacter le service académique (DAFA) de Montpellier pour demander à ce que l'illustration (préciser le titre du document et la page SVP) posant problème soit retirée du polycop.

Nous remplacerons le plus rapidement possible cette illustration.



Plan du cours

Présentation du document & auteurs.....	2
Illustrations & Copyrights.....	2
Plan du cours.....	2
I - Aérodynamique et mécanique du vol.....	4
Pourquoi un avion vole ? Qu'en penserait Newton ?.....	4
I - Aérodynamique.....	7
1 - Mécanique des fluides.....	7
I - Aérodynamique.....	12
2 - Etude des écoulements - Souffleries.....	12
I - Aérodynamique.....	15
3 - La résistance de l'air.....	15
II - Aérodynamique de l'aile.....	18
1 - Principales caractéristiques des ailes.....	18
II - Aérodynamique de l'aile.....	20
2 - Forces exercées sur une aile.....	20
II - Aérodynamique de l'aile.....	22
3 - Profil et caractéristiques dynamiques d'une aile.....	22
II - Aérodynamique de l'aile.....	27
4 - La polaire.....	27

III - Mécanique du vol.....	29
1 - Montée, descente et plané rectiligne.....	29
III - Mécanique du vol.....	32
2 - Les axes... de rotation de l'avion.	32
III - Mécanique du vol.....	36
3 - Vol en virage.....	36
Glissade extérieure (ou dérapage).....	39
Glissade intérieure.....	39
IV - Comprendre la mécanique du vol.	42
1 - Le facteur de charge.	42
IV - Comprendre la mécanique du vol.	45
2 - Le décrochage.	45
IV - Comprendre la mécanique du vol.	49
3 - Les effets aérodynamique. (plutôt C.A.E.A.).....	49
V - Compléments aérodynamiques.	53
1 - Les dispositifs hypersustentateurs.....	53
V - Compléments aérodynamiques.	62
2 - Spoilers et aérofreins. (CAEA).....	62
VI - Décollage atterrissage.....	66
VI - Le centrage.....	71
Equilibre de l'avion, stabilité, manœuvrabilité.....	71
VI -3- Les compensateurs.....	75
Version C.A.E.A.....	75
VII - Le domaine de vol.....	79
Version C.A.E.A.....	79
VII - Le vol des hélicoptères.....	86
Et de leurs cousins a voilure tournantes.....	86
Documents spécifiques au lycée Jean Monnet	90
Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?.....	91
La sustentation.....	92
Le programme du B. I. A.	93
Commentaires.	93
Index	94
Table des matières	97
Conseils d'utilisation.....	103

Documents purement pédagogiques...

Pour le thème aérodynamique et mécanique du vol, deux textes, sur lequel réfléchissent les élèves, servent d'entrée en matière pour s'approprier le problème. Ces documents :

- « **Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?** »
- et « **La sustentation** »,

Sont utilisés de la manière suivante :

Le document « **Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?** » est donné lors du tout premier cours.

Après une lecture individuelle des élèves, on explique de manière très simpliste les conditions d'une sustentation, à savoir l'écoulement asymétrique de l'air de part et d'autre de l'aile, et donc la nécessité des ailes et du moteur (ou de la traction préalable dans le cas du planeur).

Viennent ensuite les rappels de dynamique des fluides (loi de Bernoulli et effet Venturi)

Est distribué ensuite le polycopié « **la sustentation** ».

Les élèves ne le lisent pas en classe mais chez eux. Divers points sont évoqués dans ce document dont : la sustentation, le décrochage, la voilure, la densité, la pression, la surpression, la dépression, l'équilibre et la symétrie du vol entre autres. Ces points sont traités tout au long de la progression du cours d'AMV et ce document est alors évoqué à chaque fois.

Les deux documents sont placés vers la fin (juste avant le programme BIA et l'index) afin de ne pas perturber ceux qui n'utilisent pas ces appuis pédagogiques.



Quels sont les paramètres qui peuvent influencer sur le vol ?

- L'âge du pilote est-il à prendre en compte ?
- Et l'air ? Quel est son rôle ? Comment peut-il porter un avion ? Pourquoi ?
- Que sont les forces qui s'exercent sur l'avion ? Et plus particulièrement sur les ailes ...
- Au fait, c'est quoi, une force ?

Nous allons déblayer tout ça !

I. Qu'est-ce qu'une force ?

Une force est une action mécanique exercée par un objet A (ou un ensemble d'objets) sur un objet B.

• Une force se traduit par des effets :

- de déformation (toujours ! visible ou non : flexion d'une aile, compression d'un amortisseur,...)
- de modification d'un mouvement (accélération, ralentissement, mise en virage, décrochage...)

• Il y a 2 types de forces : les forces ...

à distance, qui peuvent être d'origine ...

* gravitationnelle

- $P = m.g$

* électrique

- entre des charges + et -, mais ... hors sujet ici !

* magnétique

- entre des aimants (N et S), ou des aimants et des métaux, ... hors sujet aussi !

* électronucléaire

- là, on est dans l'atome et on s'égare grave ! ... hors sujet toujours !!

de contact

- là où il y a "contact" (attention : le contact peut ne pas être visible, ex avec l'air).

Si vous avez défini votre "système à étudier" (l'avion par exemple) celui-ci sera en contact avec l'air (en vol) mais aussi parfois avec le sol (atterrissage, décollage).

Le principe d'interaction (Troisième loi de Newton) ou "Principe des Actions Réciproques"

Anciennement dénommé "Principe de l'Action et de la Réaction", il est devenu le principe d'interaction car les deux "interactions" sont simultanées.

Qu'est-ce qu'une interaction ?

Deux corps A et B sont en interaction si l'état de mouvement ou de repos de l'un dépend de l'existence de l'autre. Une interaction entre deux corps A et B se traduit toujours par deux actions réciproques et simultanées : celle de A sur B : $\vec{F}_{A/B}$ et celle de B sur A : $\vec{F}_{B/A}$

Enoncé de la loi (Principe des actions réciproques)

Soient A et B deux corps en interaction, la force $F_{A/B}$ exercée par A sur B et la force $F_{B/A}$ exercée par B sur A vérifient toujours l'égalité vectorielle :

$$\vec{F}_{A/B} = - \vec{F}_{B/A}$$

Elles ont donc **même direction** (même droite support), **même valeur**, mais des **sens opposés**.

Exemple : l'hélice exerce sur l'air une force qui propulse l'air vers l'arrière de l'avion ... donc l'air exerce sur l'avion (le système étudié) une force qui le propulse en sens inverse (vers l'avant).

Les forces de pression... un cas particulier.

L'air n'agit pas en un point mais sur des surfaces. Son action répartie se traduit par une pression (force par unité de surface $p = F/S$) qui peut varier selon la zone étudiée. On pourra malgré tout, par commodité de représentation, définir une force résultante de l'ensemble de toutes ces forces.

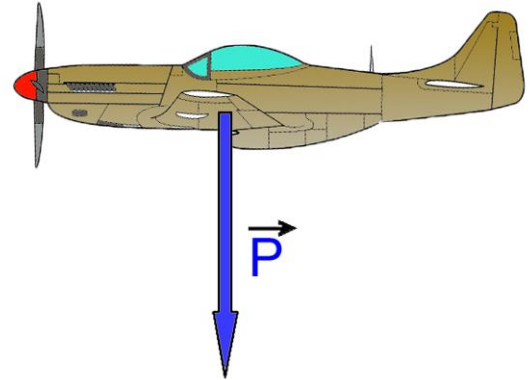
• Représentation d'une force

On représente les forces par un vecteur qui est défini par 4 caractéristiques :

- une direction
- un sens
- une intensité
- un point d'application

Exemple du poids

- Verticale
 - Vers le bas
 - 45 000 N (*)
 - Le centre de gravité (**)
- (*) le vecteur sera représenté à l'échelle afin de le comparer quantitativement aux autres forces.
 (**) ou centre d'inertie



II. Principe d'inertie et vol d'un avion

Les avions ne volent pas toujours en mouvement rectiligne uniforme (vecteur vitesse constant dans le temps) mais la plupart des phases de vol stabilisé (palier, montée, descente) correspondent à cette situation... dans ce cas on applique le principe d'inertie.

Enoncé du principe d'inertie (première loi de Newton) :

- Par rapport à certains référentiels, appelés référentiels galiléens, le centre d'inertie G d'un solide pseudo isolé (la somme vectorielle des forces qui lui sont appliquées est nulle) est animé d'un mouvement rectiligne uniforme ($V_G = cste$).
- Ceci englobe le cas particulier où il reste immobile ($V_G = 0$)

Réciproquement... Dans un référentiel Galiléen (*) si un objet est en mouvement rectiligne uniforme () alors la somme vectorielle des forces auxquels il est soumis est nulle !!!**

(*) même si c'est approximatif pour le référentiel terrestre). (**) avion en vol en ligne droite, à vitesse constante par exemple ... mais c'est loin d'être le seul cas où cela s'applique)

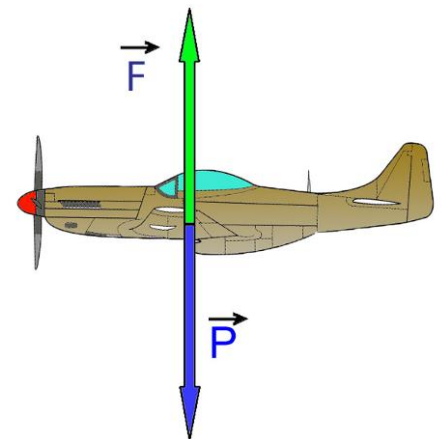
• BILAN

Un avion en vol n'est donc soumis qu'à DEUX forces :

- L'attraction gravitationnelle de la Terre (Poids - Force à distance)
- La résultante des actions de l'air sur les surfaces (Force de contact)

Si l'avion est en MRU (mouvement rectiligne uniforme) la somme vectorielle de ces forces est nulle.

Donc, ici, le poids P est opposé à F qui est la résultante de toutes les actions de l'air sur l'avion... Comme l'action de l'air est multiple selon la zone (hélice, aile, gouvernes...), ce schéma est donc, malgré tout, très peu utilisé !



III. Pourquoi des schémas avec une multitude de forces ?

L'interaction entre l'air et l'avion est différente selon que l'on s'intéresse à l'hélice, au fuselage ou à l'aile.

La compréhension de l'ensemble nous suggère donc de décomposer cette force en différentes composantes (traction, portance, trainée)... sachant que chacun des éléments précités peut se voir affecter plusieurs composantes.

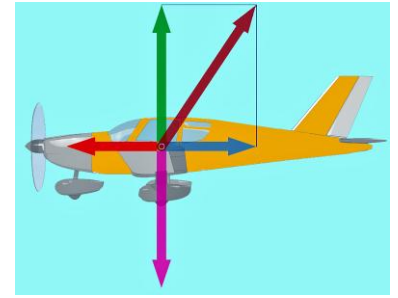
L'interaction AIR/AVION est donc très souvent décomposée ... certains schémas font figurer à la fois la décomposition ET une résultante, ce qui est une source de confusion.

Exemple : On observe 5 vecteurs sur ce schéma

- 1 pour le poids... (mauve)

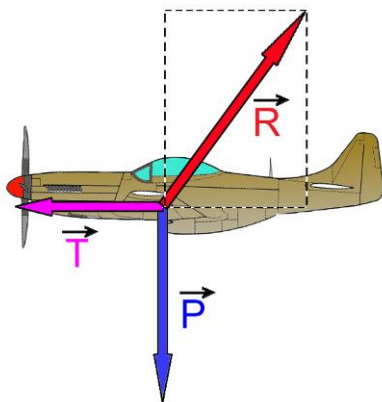
Et pour l'air

- 1 traction (rouge - hélice)
- 1 portance (vert)
- 1 trainée (bleue)
- 1 résultante aéro correspondant à la somme vert + bleue qui fait donc "double emploi" ici

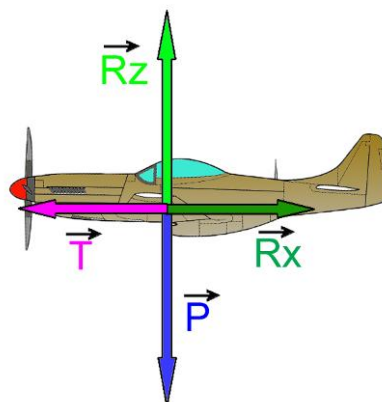


Attention aux schémas trop complexes qui mélangent forces, résultantes... et parfois vitesse (qui n'est pas une force) !!!

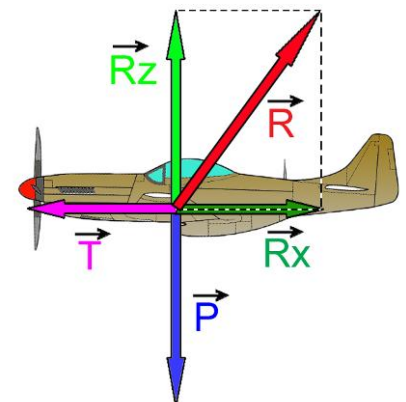
- Avion en vol, MRU, somme des forces nulle... schémas avec décomposition des forces. BILAN.. lequel étudier ???



Séparation traction (T) et résultante aérodynamique (R). Intéressant...



Décomposition de R en Rx (trainée) et Rz (portance). Schéma le plus utilisé pour la compréhension du vol. La traction du moteur compense la trainée et la portance supporte le poids.



Mélange des deux précédents et donc incohérence !!! Schéma à EVITER R fait "double emploi" avec Rx et Rz. Risque de confusion.

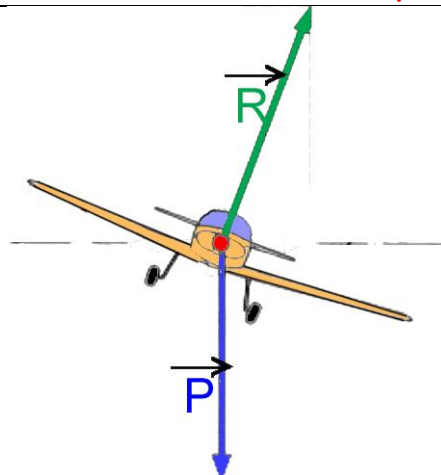
IV. Que se passe-t-il si le mouvement n'est PAS uniforme.

Utilisons encore Newton qui nous propose cette fois

La deuxième loi de Newton :

Dans un référentiel galiléen :

- La résultante des forces extérieures appliquées au solide est notée $\sum \vec{F}_{ext} = \vec{F}$
- Si la résultante des forces \vec{F} s'exerçant sur un solide est différente de $\vec{0}$ alors la vitesse \vec{V}_G de son centre d'inertie varie.
- la résultante \vec{F} des forces extérieures, exercées sur un solide à l'instant t, a la même direction et le même sens que le vecteur variation de vitesse noté $\Delta \vec{V}$

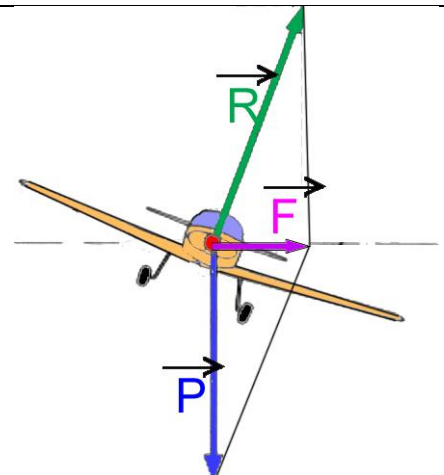


On a repris le système à 2 forces, suffisant ici.

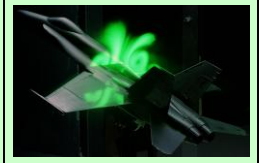
Ce cas sera celui du virage.

La somme des forces n'est PAS NULLE.

La direction de la résultante est centripète et correspond à la variation du vecteur vitesse. Cette variation s'appelle l'accélération et elle est donc dirigée vers le centre de la trajectoire.



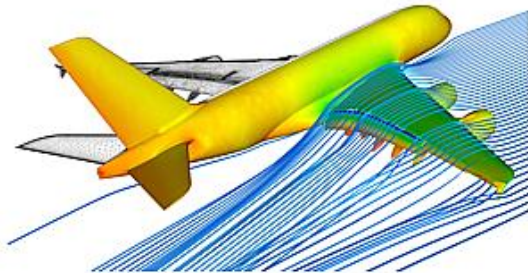
F est ici la somme vectorielle de P et de R.



I. L'aérodynamique... présentation.

L'aérodynamique est une discipline qui considère des objets aux prises avec des écoulements. Comme telle, elle constitue un chapitre de la **mécanique des fluides**.

Que ce fluide soit de l'air, c'est à dire un gaz, ou qu'il soit un liquide, ne change rien à la manière d'aborder les choses, et les lois qui s'appliquent aux fluides gazeux sont les mêmes que celles qui s'appliquent aux fluides liquides. Simplement, si le fluide est un liquide on parlera d'hydrodynamique alors que s'il s'agit d'un gaz on parlera d'aérodynamique.



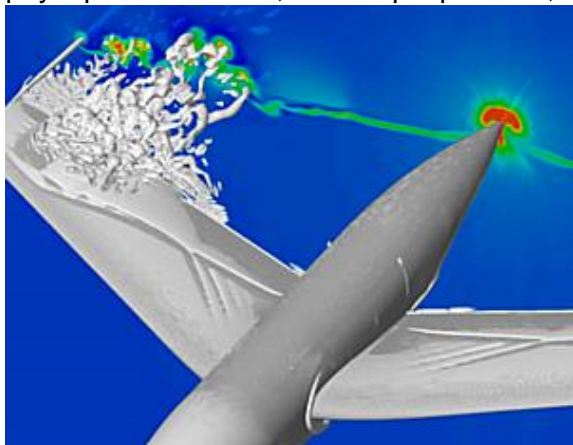
Numerical flow simulation on an Airbus A380. The pressure distribution during flight can be seen on the fuselage and the flow distribution on the right wing. The left wing shows what is known as a 'calculation mesh', which serves as basis for the simulation.

Une différence cependant distingue les **liquides** des **gaz** : ces derniers sont **compressibles**. La compressibilité apporte une complexification non négligeable au niveau des calculs. Cependant, **pour les vitesses qui nous préoccupent en aéronautique légère** (vitesses inférieures à Mach 0.5 ou 0.6), **la compressibilité reste parfaitement négligeable**. C'est la raison pour laquelle on a pris l'habitude de différencier le **supersonique** du **subsonique**, ce dernier évitant une complexité inutile de la formulation mathématique.

L'erreur entraînée par cette simplification est largement inférieure aux imprécisions du calcul.

Ce qu'il convient de souligner, c'est que l'aérodynamique est avant tout et par essence, une **science expérimentale**. En effet, elle puise ses fondements dans l'expérience sur le réel et pas du tout dans des théories abstraites. Cependant, on ne niera pas l'utilité de telles théories, car elles permettent d'élaborer des modèles mathématiques simulant la réalité, ce qui est toujours une économie de temps, d'argent et d'énergie, et apporte une sécurité accrue. Mais n'oublions pas qu'un modèle et sa simulation doivent toujours faire appel à l'expérience pour trouver une confirmation par les faits.

Expérimentale, l'aérodynamique est donc fondamentalement approximative, même si les modèles numériques auxquels elle fait appel se réfèrent à des théories complexes. La théorie est et restera par conséquent un outil, et rien de plus. La réalité est, de façon générale, bien plus approximative que l'image que peut nous donner la théorie. Ainsi, nous tenterons de pratiquer ce que l'on pourrait appeler une phénoménologie de l'aérodynamique en ce sens que nous décrirons des phénomènes physiques en restant, autant que possible, en dehors de toute construction théorique mathématique.



Tourbillons engendrés dans le sillage de l'avion et liés à l'apparition du tremblement. (Calcul elsA par Vincent Brunet - DAAP)

Cette démarche n'a rien en commun avec la vulgarisation (qui vise à simplifier des concepts théoriques), elle vise à rappeler qu'avant toute théorie il y a des phénomènes qui existent, qui sont observables et que des expériences ont spécialement été imaginées pour les mettre en évidence. La démarche phénoménologique se justifie donc parce qu'elle privilégie d'abord la compréhension qui relève plus du « bon sens ».

Notons cependant qu'à la différence des mathématiques et des théories, la conception ne se suffit pas de la seule maîtrise des règles qui la régissent. Les mathématiques démontrent et prouvent, les théories unifient et réorganisent des savoir, mais ni les unes ni les autres n'expliquent.

Ce sont là des outils parfaitement adaptés à leur objet (la recherche) mais particulièrement inefficaces dès lors qu'il est question de conception en bureau d'étude réclamant en particulier du pragmatisme et comme on l'a dit, du « bon sens ».

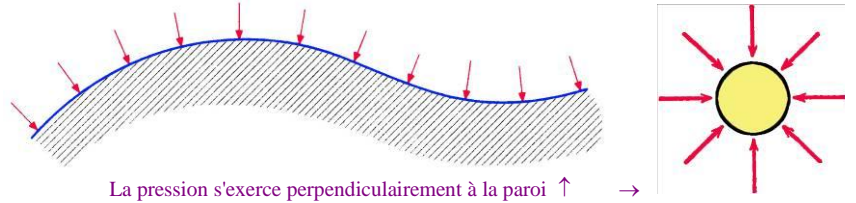
II. Rappels succincts de mécanique des fluides incompressibles

La **pression**, est définie par une force par unité de surface $P = \frac{F}{S}$, elle s'exprime en pascal.

Pour l'air atmosphérique elle vaut environ 101300 Pa (au niveau de la mer) soit 1013 hPa ou parfois 1 bar (ancienne unité)

Un fluide est dit incompressible si sa masse volumique est constante.

On peut dire en première approximation que les liquides sont incompressibles et les gaz compressibles.

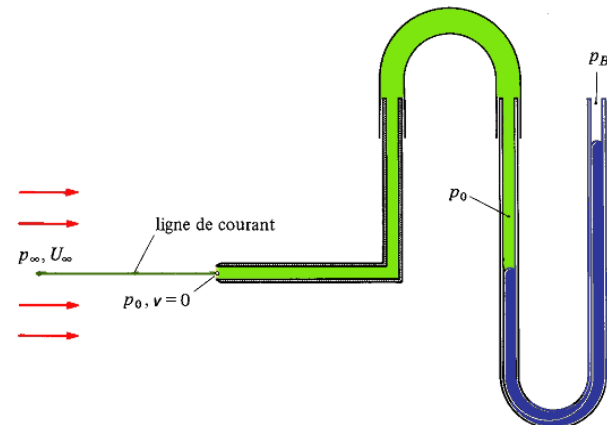
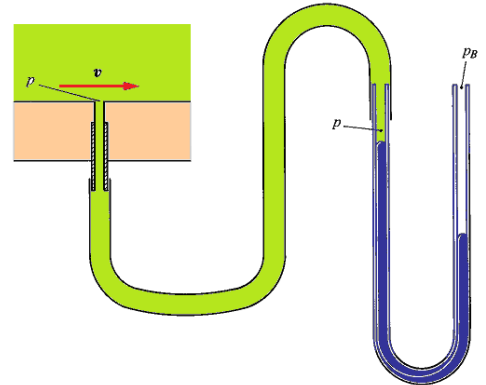


La pression s'exerce perpendiculairement à la paroi ↑ →

La **pression statique** (ou pression exercée par un fluide au repos) : elle est **exercée perpendiculairement à la paroi** de l'objet sur lequel agit le fluide.

Dans un fluide, la **pression statique P_s** augmente avec la profondeur. Pour notre atmosphère elle diminue donc avec l'altitude.

Le schéma ci contre présente une comparaison entre une **pression statique** en un point d'un fluide en écoulement à la vitesse v une pression statique de référence (ici une mesure directe dans l'air ambiant). La comparaison s'effectue par la différence de hauteur de liquide entre les deux tubes (manomètre). Notez bien que dans un écoulement, la pression statique est mesurée perpendiculairement à la direction de l'écoulement).



La **pression dynamique** n'est définie que pour un fluide en mouvement.

Un fluide de masse volumique ρ et s'écoulant avec une vitesse V possède une pression dynamique égale à $\frac{1}{2} \rho V^2$.

Le schéma ci contre présente une comparaison entre une **pression TOTALE** (dynamique+statique) lié à un écoulement à la vitesse v et la pression statique de référence obtenue par mesure directe dans l'air ambiant.

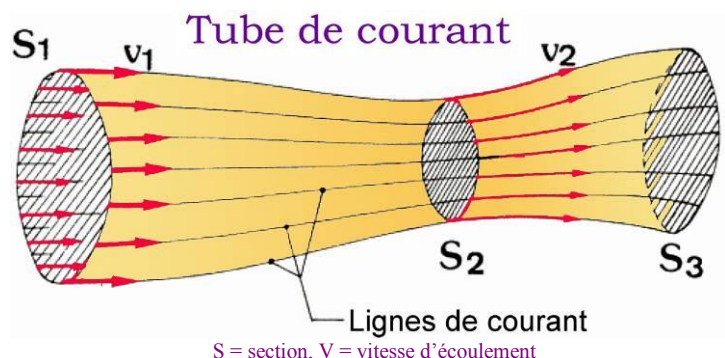
La **Pression totale P_t** : elle est la somme des deux pressions définies ci-dessus ;

- $P_t = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2$

Tube de courant : un tube de courant est un tube dans lequel s'écoule un fluide. Ce tube peut être réel, sous forme de conduit (dont la section peut varier) ou fictif ; c'est alors une zone de section fictive perpendiculaire à l'écoulement et limitée par des "lignes de courant".

Dans une soufflerie, ces lignes peuvent être matérialisées par des "filets d'air" colorés.

Propriété d'un tube de courant : le débit (noté Q) du fluide dans le tube est constant en effet tout ce qui entre dans le tube en sort intégralement ; ni plus, ni moins ; car, à l'intérieur du tube, il n'y a ni production, ni destruction, ni accumulation de matière : par conséquent,

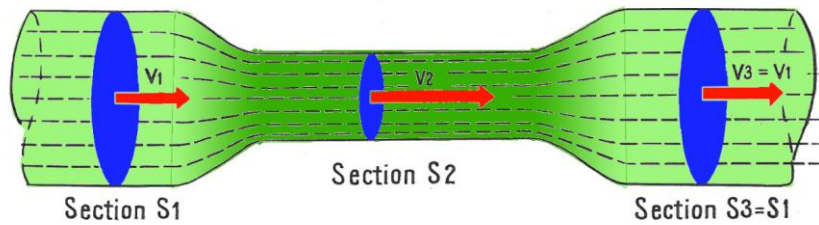


S = section, V = vitesse d'écoulement

Calcul du **débit** du fluide dans le tube : il se calcul par le produit $Q = V.S$

Puisque le **débit** du fluide dans le tube est constant on a toujours :

$$Q = V_1 \cdot S_1 = V_2 \cdot S_2 = V_3 \cdot S_3 = V \cdot S = \text{cte}$$



— Relation entre la section et la vitesse d'un fluide en mouvement.

III. L'air

Les principales caractéristiques de l'air sont :

- La **masse volumique**, notée ρ , elle s'exprime en **kg.m⁻³**.
(Environ 1,3 g.L⁻¹ au niveau de la mer, soit 1,3 kg.m⁻³)

- La **pression**, qui est définie par une force par unité de surface $P = \frac{F}{S}$, s'exprime en **pascal Pa**.

(Environ 101300 Pa soit 1013 hPa au niveau de la mer soit environ 1 bar)

- La **température**, notée T, s'exprime en **Kelvin (K)**.

On est plutôt habituée au degré Celsius qui ne constitue qu'une translation d'échelle : $t_{(C)} = T_{(K)} - 273,15$

Exemple de conversion pour 35°C :

$$35^\circ\text{C} = 35 + 273,15 = 308,15 \text{ K}$$

D'autres grandeurs sont utiles telles que la **viscosité** (dans les considérations de trainée) et l'**humidité** (relative et absolue) en particulier dans la partie météorologie.

La composition chimique de l'air n'intervient pas en aérodynamique. Il est utile de la connaître pour la partie "moteurs" car ils fonctionnent au dioxygène (l'air est schématiquement constitué de 4/5^{ème} de diazote et de 1/5^{ème} de dioxygène).

IV. La loi de Bernoulli (ou principe de Bernoulli)

- Le long d'un tube de courant la pression totale P_t et le débit Q restent constants.

- $P_t = \text{Cste}$ et $Q = \text{Cste}$ C'est la loi de Bernoulli

- Conséquences de cette loi :

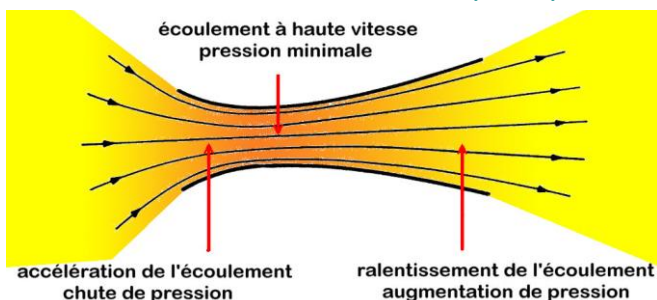
➤ Puisque le **débit Q est constant**, on a $V \cdot S = \text{constante}$

Conclusion : **si la section diminue, la vitesse d'écoulement augmente** et inversement.

➤ Puisque la **pression totale P_t est constante**, on a $P_s + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{constante}$

Conclusion : **si la vitesse d'écoulement augmente, la pression statique diminue,**

- Une bonne illustration de ce principe : Le tube de venturi

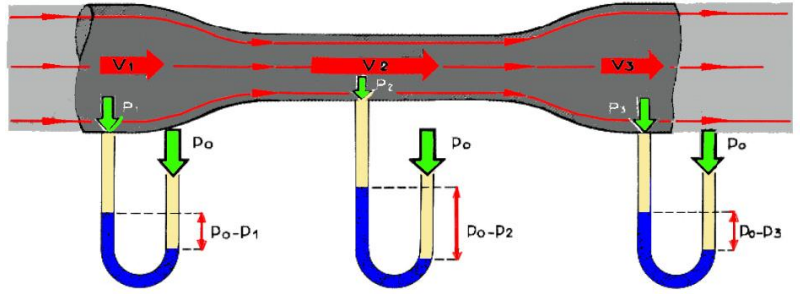


En substance, on a donc ceci : si la section d'un tube de courant décroît alors la vitesse d'écoulement augmente à cet endroit et la pression statique diminue.

Dans ce résultat fondamental se cache **un des "secrets" du vol de l'avion !**

- Mise en évidence expérimentale du phénomène

$$P_{s1} + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_{s2} + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$



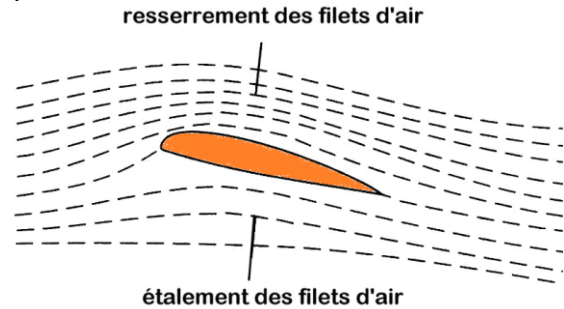
$$P_{s1} + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_{s2} + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = P_{s3} + \frac{1}{2} \rho V_3^2$$

La pression totale étant constante dans ce tube et la pression dynamique augmentant dans les faibles sections à cause de l'augmentation de vitesse on en déduit que **la pression statique est plus faible dans les zones étroites**... ce qui se vérifie ici expérimentalement.

- Le secret !

En schématisant l'écoulement de l'air autour d'une aile d'avion, on comprend tout de suite que les pressions vont être, là aussi, très différentes sur les deux faces de l'aile :

- Une **surpression** à l'**intrados**
- Une **dépression** sur l'**extrados**



v. Un peu d'histoire *Partie purement culturelle sans incidence sur le BIA ou le CAEA*

- Les scientifiques :

Bernoulli (Daniel) (1700 – 1782)

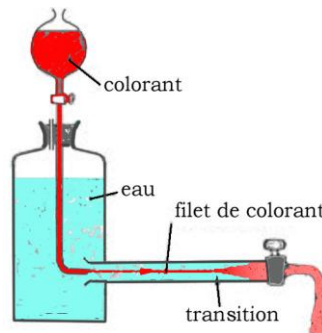
Fils d'une famille de savants originaire d'Anvers, il est l'un des fondateurs de l'**hydrodynamique**.



Reynolds (Osborn)

Ingénieur et physicien britannique (1842 – 1912).

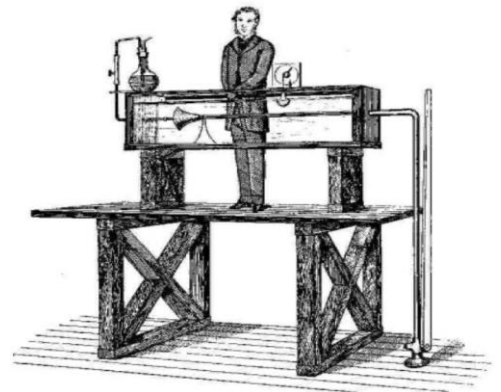
Il étudia les régimes d'écoulement des fluides visqueux, montra l'existence d'une vitesse critique, et souligna l'importance d'un coefficient sans dimension :



Expérience de Reynolds

« le **nombre de Reynolds** » que l'on note en général "*Re*".

Dans l'expérience ci-dessus l'écoulement laminaire est freiné... et devient turbulent.



Reynolds dans son laboratoire

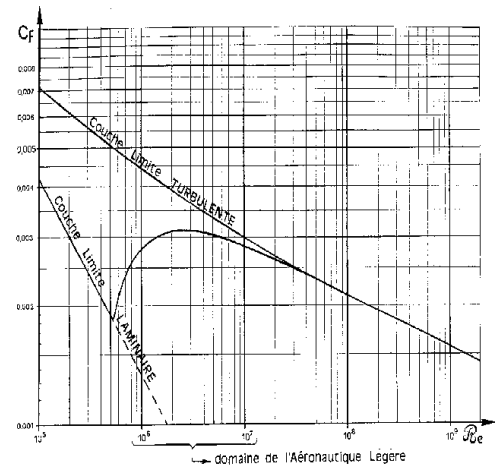
Si l'on entend tellement parler de ce Nombre, en aéronautique c'est qu'il est de première importance pour ce qui est de la qualité des écoulements (notamment la transition laminaire/turbulent), ainsi que pour son effet sur la traînée de frottement.

Pourquoi accorde-t-on une telle importance à la qualité des écoulements ? Tout simplement parce que **le Coefficient de frottement fluides/paroi est fort différent selon que la couche limite est laminaire ou turbulente**

figure ci-contre ⇨

De fait, le fluide vu par la paroi (ce peut être de l'air) se présente comme étant plus ou moins visqueux.

Connaitre le Reynolds local en chaque point d'un corps permet donc de savoir quel est l'endroit où la couche limite va transiter et quel coefficient de frottement lui appliquer.



Or, comme la valeur de ce coefficient varie dans des proportions notables (de 1 à 5 en faveur de l'écoulement laminaire et pour les vitesses rencontrées en aéronautique légère), on conçoit aisément tout l'intérêt qu'il y a à garder un maximum de laminarité partout où cela est possible.

• **Les définitions importantes :**

Le nombre de Reynolds :

C'est un nombre (sans dimension) utilisé en mécanique des fluides, dans l'étude de l'écoulement d'un fluide à l'intérieur d'une canalisation ou autour d'un obstacle solide.

Re mesure l'importance des forces relatives d'inertie et de viscosité à l'intérieur d'un fluide.

Pour une même valeur de ce nombre, l'écoulement possède les mêmes caractères quels que soient les dimensions de l'obstacle solide et le fluide qui s'écoule.

$$Re = \rho \cdot v \cdot \ell / \eta$$

Où ℓ est une longueur caractéristique de l'obstacle.

Pour un profil d'aile, cette longueur est la longueur de la corde du profil.

Il est très important de connaître ces valeurs dans les souffleries car l'on utilise fréquemment des **modèles réduits** pour étudier le comportement des avions.

La masse volumique : Grandeur physique notée ρ et souvent évaluée en grammes par centimètre cube (g/cm^3) ou en kilogramme par litre (kg/L). L'unité dans le système international restant bien sur le kg/m^3

Deux objets homogènes de mêmes formes et dimensions peuvent avoir des masses différentes. On définit la masse volumique qui est une grandeur caractéristique de la substance composant l'objet de la manière suivante :

$$\rho = \text{masse de l'objet} / \text{volume de cet objet}$$

• **Ordres de grandeur :** ρ (gaz) dépend fortement de la température et de la pression. D'ordinaire, ρ est de l'ordre du gramme par litre.

• **Exemple de l'air :** environ $1,3 g.L^{-1}$ au niveau de la mer, soit $1,3 kg.m^{-3}$

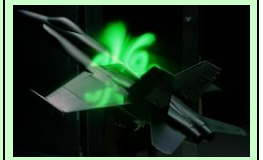
La viscosité :

Grandeur physique notée η et évaluée en poiseilles (Pl).

Des fluides différents mis dans des circonstances identiques (même canalisation, même pression, etc.) s'écoulent plus ou moins rapidement. On dit d'un corps qu'il est d'autant plus fluide qu'il s'écoule plus rapidement, d'autant plus visqueux que son écoulement est plus lent.

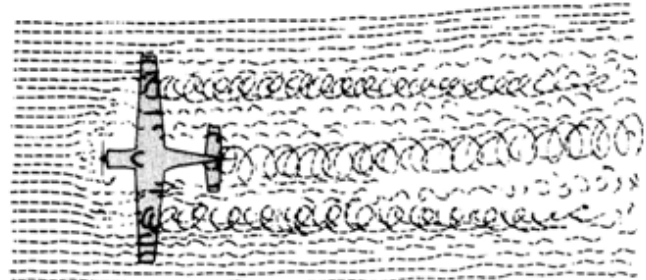
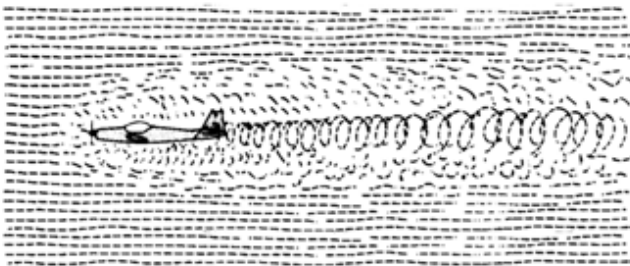
Ordres de grandeur : $\eta(\text{gaz}) \approx 10^{-5}$ Pl

La viscosité varie avec la température.



I. Les deux types d'écoulements

L'air et l'eau sont tous deux des fluides, mais, contrairement à l'eau, l'air est invisible ce qui rend le vol difficile à comprendre. Quand un bateau avance, on peut voir dans l'eau sa lame d'étrave, son sillage et tous les remous qu'il provoque ; quand un avion vole dans les airs, on dirait que rien ne se passe, et pourtant il se produit une perturbation encore bien plus grande que dans l'eau.

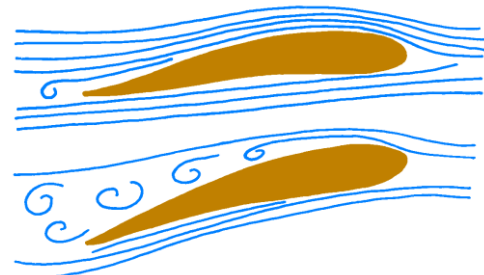


Ce que l'on verrait si l'air était visible

Avec la pratique, on arrive à développer la faculté de « voir » l'air lorsqu'il s'écoule sur des corps de différentes formes. Cette faculté est aidée en observant l'écoulement de l'air dans lequel on a introduit de la fumée, ou l'écoulement de l'eau (dont la plupart des propriétés sont identiques à celles de l'air).

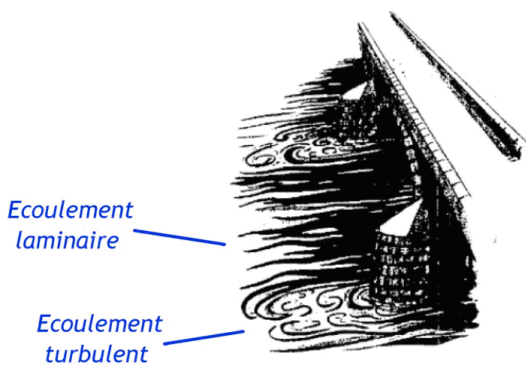
Les deux types d'écoulements :

- **Laminaire**, c'est-à-dire non perturbé (en haut)
- et
- **Turbulent** (en bas).

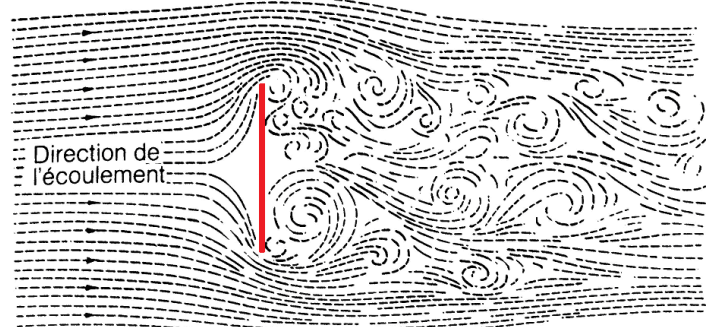


La laminarité est favorable aux bonnes performances aérodynamiques des avions.

Visualisation d'un écoulement de fluide autour d'un profil.



Ecoulement de l'eau sous un pont.



Ecoulement de fluide autour d'une plaque.

II. Les souffleries aérodynamiques.

- **Description et types de souffleries**

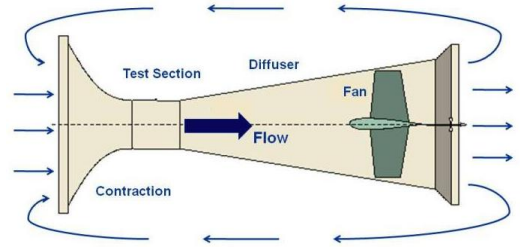
Ce sont des machines destinées à produire le vent nécessaire à un essai et une étude aérodynamiques. Elles constituent donc un des moyens dont dispose l'aérodynamique.

Rappel : Lorsqu'un objet est plongé dans un courant de fluide, il se produit des phénomènes de frottements et de turbulences. Dans l'air, les effets de ces phénomènes sont étudiés et quantifiés expérimentalement lors d'essais, ceux-ci se faisant précisément dans des souffleries dites souffleries aérodynamiques. C'est là que sont déterminés en particulier le coefficient de traînée aérodynamique (C_x) et le coefficient de portance (C_z) pour un profil donné, par exemple un profil d'aile. Certaines des données obtenues lors de ces essais sont stockées depuis des années d'expérimentations dans des bases de données accessibles à tous.

De ces expérimentations sont aussi tirées des informations liant les caractéristiques du fluide et de l'objet.

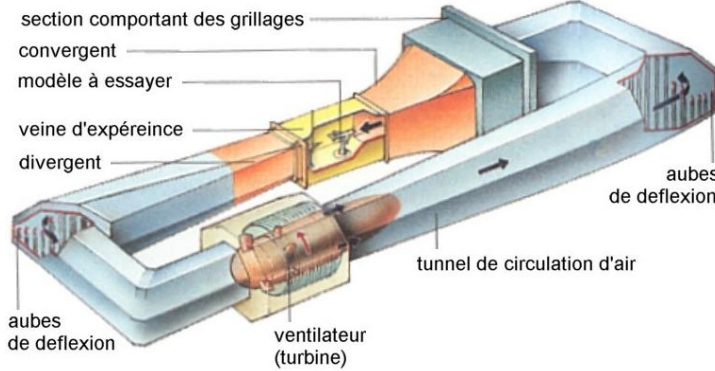
Les souffleries peuvent être classées suivant deux types en particulier :

- Les **souffleries à circuit ouvert** (ont dit aussi à *veine ouverte*) dite de **type Eiffel**.
- Les **souffleries à circuit fermé** dites aussi à **retour** ou encore de **type Prandtl**



Le circuit ouvert. (Type Eiffel)

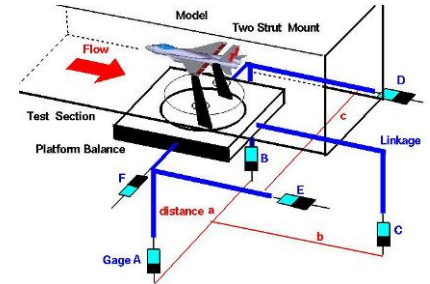
La plupart des souffleries modernes sont de ce type.



Souffleries à circuit fermé (type Prandtl) – **Savoir identifier (BIA) : collecteur, filtres, convergent, veine, chambre d'expérimentation, diffuseur et ventilateur.**

On distingue le **collecteur** qui, muni de **grilles** (ou **filtres**), permet d'obtenir un écoulement laminaire. Sa forme **convergente** permet d'accélérer l'écoulement qui alimente la **veine** ou **chambre d'expérimentation**. La **chambre d'expéirince** permet différentes mesures et observations. Vient ensuite le **diffuseur** de forme divergente qui permet de ralentir l'écoulement sans générer de turbulence puis le **ventilateur** qui permet de créer et de maintenir l'écoulement.

... Il est bien entendu intéressant de relier la sortie à l'entrée (soufflerie à retour) pour des raisons d'économie et d'efficacité car mettre une masse d'air en mouvement peut être très "énergivore".



Les mesures en soufflerie sont réalisées par les capteurs de la balance aérodynamique. Les mesures concernent les forces mais aussi les moments de ces forces.



Grille (ou filtre) réalisant un écoulement laminaire.



NASA Langley Research Center Transonic Wind Tunnel



La gigantesque entrée d'air (120 x 40 m) de la soufflerie ouverte de la NASA



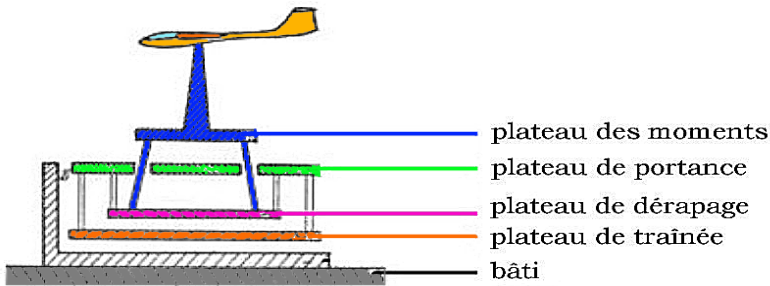
↑ ONERA : la soufflerie F1, à droite, et son bâtiment d'exploitation. ↑

Un autre site de l'Onera en savoie. Remarquez l'apport en énergie ! ⇒



- Mesures en soufflerie

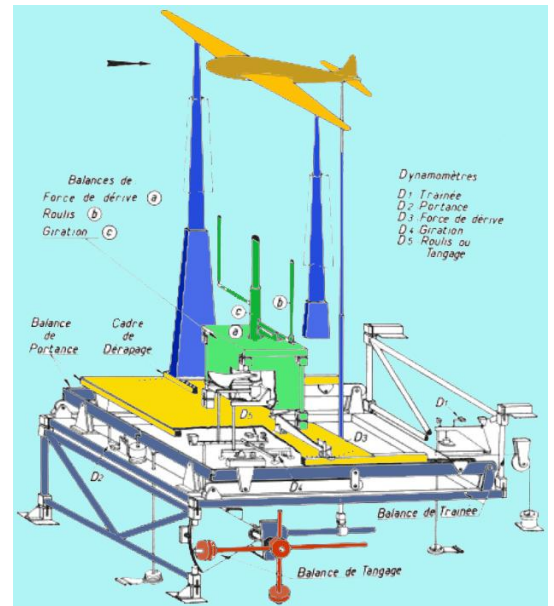
Les mesures en soufflerie sont réalisées par les capteurs de la **balance aérodynamique**.



Balance aérodynamique (version simplifiée)

Les mesures concernent les forces mais aussi les moments de ces forces.

On parle parfois de la balance des forces (portance traînée etc) et balance des moments.



Balance aérodynamique... et toute sa complexité !

- Résultats de l'étude en soufflerie

Les mesures en soufflerie permettent une modélisation du comportement d'un objet soumis à l'action d'un fluide en mouvement. Pour faire simple ces résultats sont synthétisés par la détermination des **coefficients aérodynamiques**.

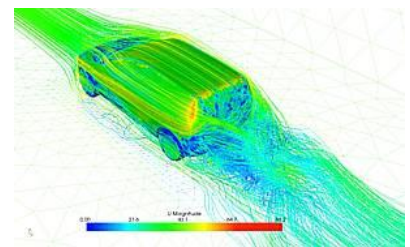
Pour en savoir plus... il faudra donc s'intéresser aux **coefficients aérodynamiques Cz** et **Cx**

III. Les coefficients aérodynamiques.

Ces coefficients sont le reflet des qualités aérodynamiques d'un volume (un objet) placé dans un écoulement.

- Le **Cz** traduit l'aptitude du volume (par exemple une aile d'avion) à transformer en portance les pressions exercées sur lui par les tubes de courant qui le contournent,
- Le **Cx** est le coefficient de « défaut résiduel », générateur de traînée, qui accompagne inévitablement cette transformation.

Dans le cas d'une carrosserie de voiture de tourisme, par exemple, la « qualité » aérodynamique recherchée est une résistance à l'avancement la plus faible possible, pour que la voiture consomme peu de carburant. On cherche à minimiser la traînée, c'est pourquoi on s'intéresse au Cx : une voiture sera d'autant plus « sobre » qu'elle aura un Cx faible.

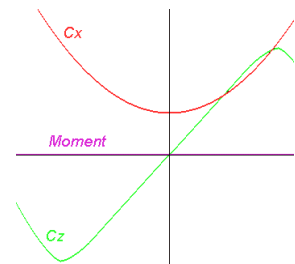


Dans le cas d'un avion, on cherche d'abord à rendre possible la sustentation, on s'intéresse donc au Cz : le Cz d'un avion doit toujours être tel que la portance compense le poids.

Mais on souhaite aussi que la sustentation n'entraîne pas une dépense d'énergie telle qu'il faudrait embarquer un moteur trop lourd. On cherchera par conséquent à minimiser les défauts générateurs de traînée : on fera en sorte que le Cx soit le plus faible possible.

Le **Cz** est le reflet de l'aptitude d'un avion à se maintenir en l'air malgré son poids ; sa dégradation (une forte diminution) compromet cette aptitude. Le Cx traduit l'importance du « défaut résiduel » générateur de traînée ; une forte augmentation du Cx entraîne une incapacité du moteur à fournir l'énergie nécessaire au vol.

Dans le cas de l'aile d'avion, ces deux coefficients (Cx et Cz), varient avec l'**angle d'attaque** (α).





I. Traînée(s) et couche limite

- Quelques définitions

La **traînée** est la résistance rencontrée par un corps qui passe à travers un fluide.

Le **maître couple** (ou surface frontale) d'un objet est la surface qu'il présente au fluide. Autrement dit, c'est la surface projetée suivant la trajectoire du fluide sur un plan perpendiculaire à cette trajectoire.

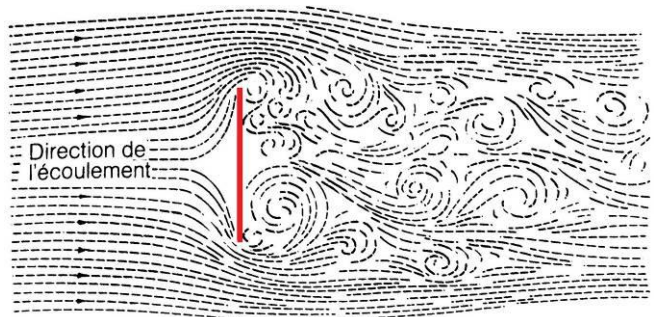
Un **corps fuselé** est un corps dont la forme particulière permet de réduire au minimum les remous et les mouvements tourbillonnaires. Il possède une bonne pénétration dans les fluides.

Les résultats des expériences en souffleries ont montré qu'il était possible de diviser en deux parties la traînée : la **traînée de forme** et la **traînée de frottement**.

- La traînée de forme

Cette partie de la résistance est attribuable à l'écoulement d'un fluide visqueux autour d'un objet solide. Il se forme alors des tourbillons et les filets de l'écoulement ne sont plus lisses. Un exemple poussé à l'extrême de ce type de résistance serait une plaque perpe

ndiculaire à l'écoulement (fig. ci-contre). La résistance, presque entièrement attribuable à la formation de tourbillons, est très grande, tandis que la traînée de frottement est relativement négligeable.

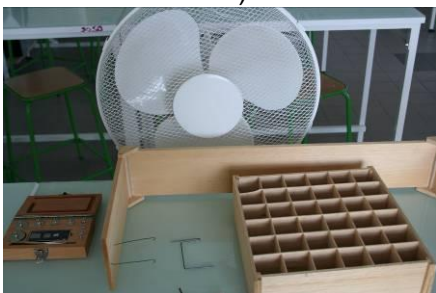


Il est essentiel que la traînée de forme soit réduite au minimum sur toutes les parties de l'avion qui sont exposées à l'air. On ne peut y parvenir qu'en leur donnant une forme telle que l'écoulement de l'air autour d'elles soit le plus lisse possible, c'est-à-dire une forme fuselée.

II. Paramètres influençant la résistance de l'air

- Manip "soufflerie"

L'expérimentation peut se faire (en classe) avec une petite soufflerie constitué d'un ventilateur, d'une grille (ou tranquillisateur ou encore filtre) , de différents objets a tester (différentes surfaces et différentes formes) et d'une balance pour effectuer quelques mesures comparatives.



Tranquillisateur, "soufflerie", support et matériel de mesure



maîtres couples (S et 2S ou s et 2s)



Formes diverses et "balance"

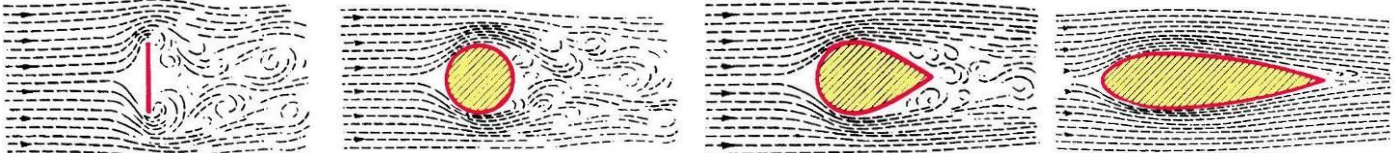
- Influence de la surface

Les formes plates **S** et **2S** ainsi que **s** et **2s**... montrent que la résistance de l'air est proportionnelle à l'aire opposée au vent relatif.

- Influence de la forme

Pour la forme on peut tester la plaque, la demi-sphère, la sphère puis des formes fuselées ("on dit parfois en goutte d'eau"). L'amélioration, ou plus exactement la diminution de la résistance exercée

par l'air sur la forme est spectaculaire (*division par 20 de la résistance !*) lorsqu'on atteint les formes les plus efficaces et ce pour un même maître-couple !.



Résistance 100 %

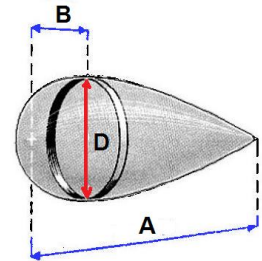
Résistance 50 %

Résistance 15 %

Résistance 5 %

Ainsi, l'expérimentation permet d'optimiser la pénétration dans l'air.

Les formes fuselées qui présentent une résistance minimale aux vitesses subsoniques ont une **épaisseur relative** (rapport D/A) comprise entre $1/3$ et $1/5$, et le maximum de B se situant à environ $1/3$ de la distance à partir du nez.



Dimensions optimales

Toutefois, ces dimensions peuvent varier considérablement sans qu'on observe une augmentation importante de la résistance.

Bien que nous ayons maintenant une notion assez précise de la forme idéale d'un corps isolé, il faut noter que deux corps ayant cette forme, par exemple un fuselage et une aile, ne présentent pas forcément une résistance minimale lorsqu'ils sont joints l'un à l'autre.

Lorsque la traînée de forme diminue, l'importance relative de la traînée de frottement augmente.

III. Écoulement et surfaces

• La traînée de frottement et la couche limite

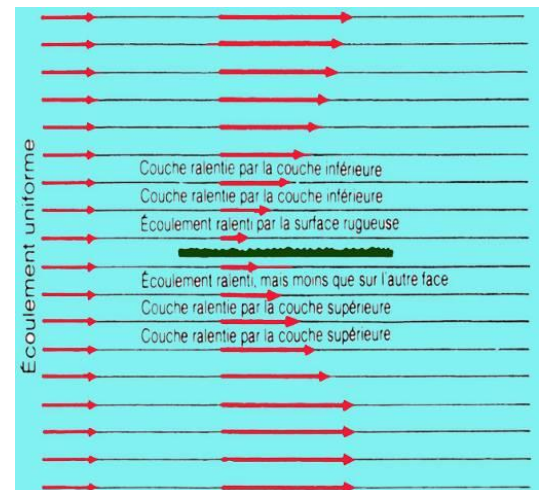
C'est la résistance à l'écoulement que présente une plaque fine et plate parallèle au vent relatif (figure ci-contre). L'air est ralenti, même immobilisé dans certains cas, dans le voisinage immédiat de la surface. Un avion qui décolle avec de la poussière sur ses ailes revient habituellement au sol avec la même poussière.

Les couches d'air proches de la surface ralentissent les couches plus éloignées à cause du frottement des unes sur les autres, c'est-à-dire à cause de la viscosité, ce qui produit une augmentation graduelle de la vitesse au fur et à mesure qu'on s'éloigne de la surface.

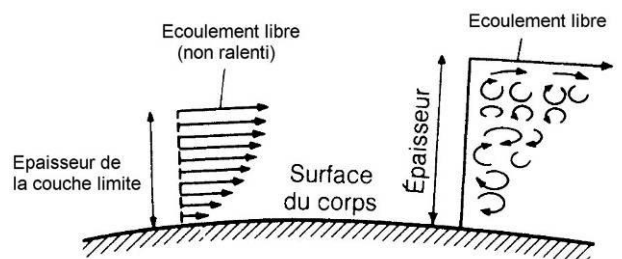
L'épaisseur d'air nécessaire pour atteindre la vitesse de l'écoulement libre peut n'être que de quelques millimètres au-dessus d'une aile mais peut aussi atteindre plusieurs dizaines de centimètres.

Cette couche entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti est appelée **couche limite**. Beaucoup de temps de recherche est consacré à l'étude de celle-ci.

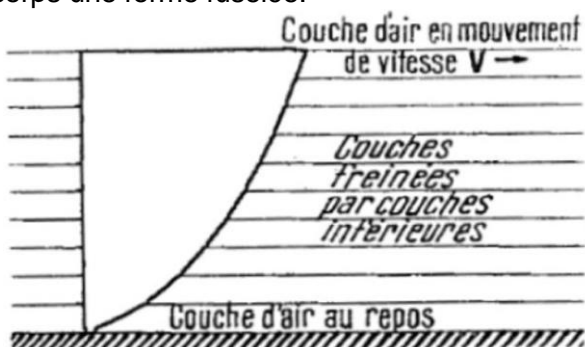
Comme tout autre écoulement, la couche limite peut être laminaire ou turbulente (figure ci-contre). En ce qui concerne la traînée de frottement, l'avantage de la couche limite laminaire sur la couche limite turbulente est du même ordre que le gain obtenu en donnant à un corps une forme fuselée.



Notion de couche limite



Couche limite en écoulement laminaire ou turbulent



Dans la couche limite laminaire, les différentes épaisseurs d'air glissent en douceur les unes sur les autres (fig).

Dans la couche turbulente, des tourbillons violents se produisent et sont responsables de l'essentiel de la traînée de frottement.

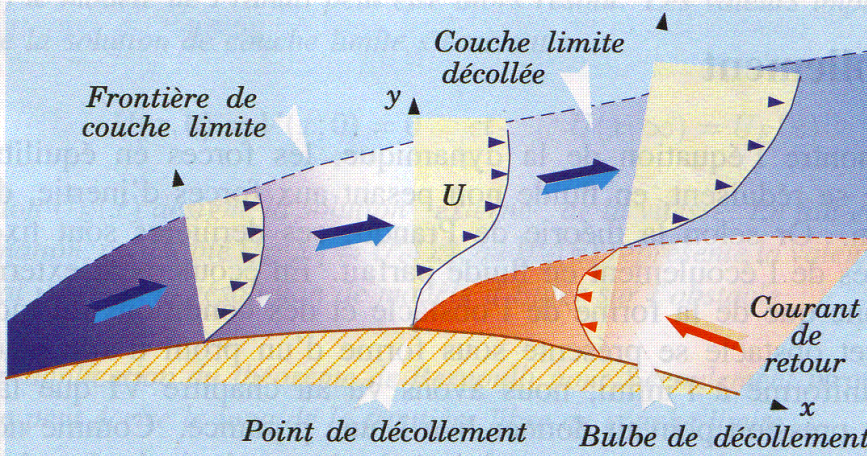
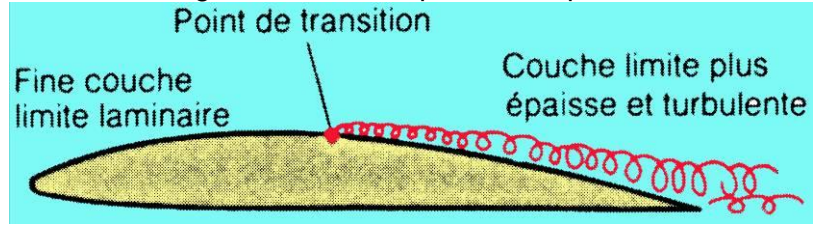
Ci-contre la variation de vitesse de l'écoulement d'air au sein de la couche limite laminaire.

Couche limite en écoulement laminaire. Action de la viscosité de l'air.

La couche limite a tendance à être laminaire dans le voisinage du bord d'attaque d'un corps.

Toutefois, en un point situé à l'arrière du bord d'attaque et appelé le **point de transition (ou point de décollement)**, la couche limite devient turbulente et plus épaisse.

Si la vitesse augmente, le point de transition tend à se déplacer vers l'avant.



Dans ce cas une plus grande partie de la couche limite devient turbulente et la traînée de frottement augmente.

Bien que la viscosité de l'air et la vitesse de l'écoulement jouent un rôle important, il faut savoir qu'une surface lisse aide à créer un écoulement laminaire et contribue à diminuer de fait la traînée de frottement, aussi bien qu'une surface rugueuse aggrave la turbulence de l'écoulement et augmente donc cette traînée.

Remarque

On peut aussi diviser autrement (que traînée de forme et de frottement) la **traînée totale** d'un avion.

On distingue alors la **traînée de l'aile** ou **traînée induite** (traînée créée par les ailes ou les autres surfaces portantes de l'avion) et la **traînée parasite** (qui est la traînée des parties qui ne contribuent pas à la portance).

IV. La résistance de l'air.

Cette résistance R (exprimée en newtons (N), car il s'agit d'une force) dépend donc de :

- l'air qui intervient par sa **masse volumique ρ** (exprimée $kg.m^{-3}$) variant énormément avec l'altitude.
- de la **vitesse V** (du vent relatif exprimée $m.s^{-1}$)
- de l'**aire S** (maître-couple, exprimée m^2 , ou section faisant face au vent relatif)
- d'un **coefficient** aérodynamique **K** qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface et qui est déterminé empiriquement en soufflerie.

$$R = K \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

II - Aérodynamique de l'aile.

1 - Principales caractéristiques des ailes



I. Les différentes parties de l'aile (Rappel)

Bord d'attaque : Bord avant de l'aile.

Bord de fuite : Bord arrière de l'aile.

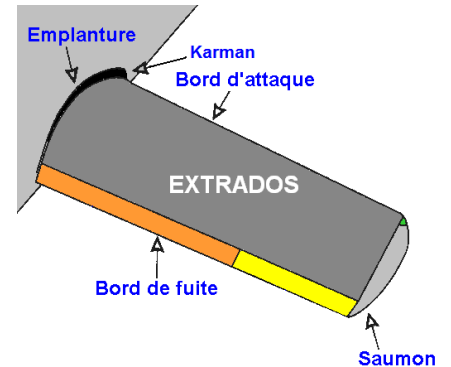
Emplanture : Extrémité de l'aile reliée au fuselage.

L'écoulement de l'air à cet endroit peu être optimisé par un carénage appelé : le **karman**.

Saumon : Extrémité libre de l'aile

Extrados : surface supérieure de l'aile, comprise entre le bord d'attaque et le bord de fuite.

Intrados : surface inférieure de l'aile, comprise entre le bord d'attaque et le bord de fuite..



II. Caractéristiques géométriques d'une l'aile

La géométrie d'une aile se définit en fonction de plusieurs éléments:

- L'**envergure** : par définition la distance entre les deux extrémités de l'aile.

L'envergure ⇒

La surface alaire (ou surface d'aile) est la surface de la projection horizontale du contour des ailes. Cela correspond à la totalité de



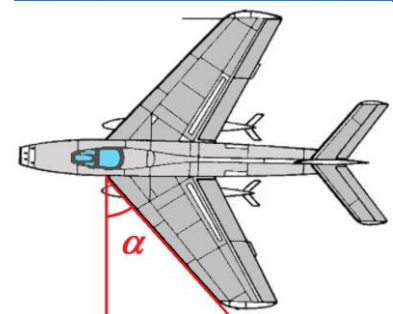
Surface alaire ⇒

la voilure, y compris celle qui traverse le fuselage :



- **Flèche** : angle formé par la perpendiculaire de l'axe longitudinal de l'avion et le bord d'attaque de l'aile; elle peut être positive, négative ou neutre.(définition BIA)

Flèche (définition simplifiée BIA – simple compréhension) ⇒

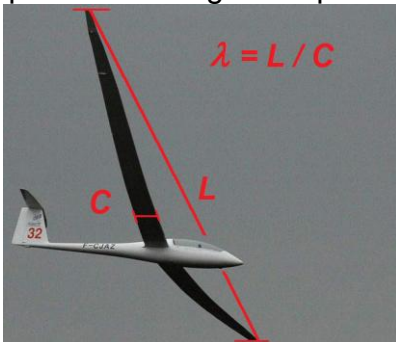


- **Flèche** (définition plus précise : CAEA) : C'est l'angle horizontal formé entre le lieu du quart avant des cordes et l'axe transversal de l'avion

Flèche (définition plus complexe pour le CAEA) ⇒



- La **charge alaire** est le rapport **Portance/Surface alaire**. (est exprimée en newtons par mètre carré ($N.m^{-2}$)) Elle est aussi égale au rapport : **Poids de l'avion/Surface alaire** si la portance est égale au poids de l'avion comme dans le cas du vol horizontal.

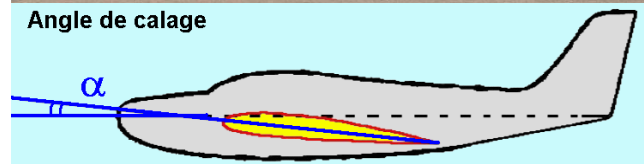


- L'**allongement** : en aérodynamique, l'allongement λ d'une aile se calcule en divisant le carré de l'envergure par la surface des ailes. $\lambda = \frac{L^2}{S}$. Plus simplement c'est aussi le rapport de l'envergure par la longueur de la corde moyenne : $\lambda = \frac{L}{C}$ même si la corde moyenne est parfois difficile à définir (Spitfire Concorde...).

- Le **Dièdre** : c'est l'angle formé par le plan des ailes et le plan horizontal; il peut être positif (comme sur ce DR 400 d'aéroclub), nul (chasseurs et avions d'acrobatie) ou négatif (certains chasseurs ou gros porteurs).



- L'**Angle de calage** : c'est l'angle entre la corde du profil d'emplanture et l'axe longitudinal de référence du fuselage, généralement horizontal à la vitesse de croisière.



- C'est un angle **figé par CONSTRUCTION**. Il est indépendant de l'orientation de l'appareil. En vol de croisière stabilisé, l'angle de calage est égal à l'angle d'incidence.
- Angle à ne pas confondre avec l'angle d'incidence.



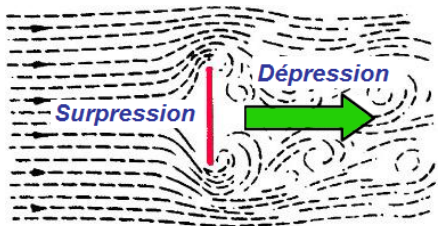
I. Action de l'air sur une plaque. Résultante aérodynamique.

- Vent relatif et résultante aérodynamique.

Si une surface plane est placée perpendiculairement à l'écoulement elle subit des forces dues à la pression exercée par l'air coté "au vent" et une aspiration (plus exactement une dépression), se traduisant elle aussi une force, cotée "sous le vent".

L'écoulement de l'air par rapport à la plaque génère ce que l'on appelle un "vent relatif".

Si nous inclinons cette plaque par rapport à l'écoulement, donc par rapport au vent relatif, la surpression et la dépression subsistent mais l'ensemble de forces générées change d'orientation...



Dans l'illustration proposée la plaque est poussée vers le haut et vers l'arrière.

Comme son nom l'indique, la **résultante aérodynamique** (\vec{R}), rassemble en un seul vecteur l'ensemble des actions de l'air sur le profil en mouvement.



Pour un objet volant (avion) cette force permet la **sustentation dans l'air**...

Manip : ces effets peuvent facilement être mis en œuvre dans une voiture en mouvement (⚠) simplement en sortant la main et en changeant son inclinaison.

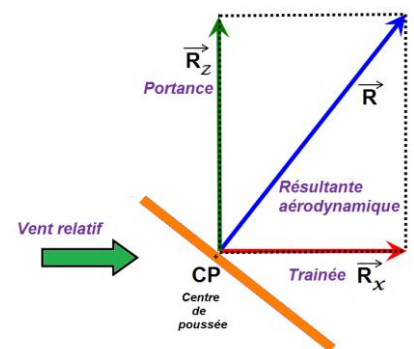
II. Portance et traînée

- Trainée et portance à partir d'une plaque...

Pour aider à la compréhension, le vecteur force (\vec{R}) représentant la **résultante aérodynamique** peut être décomposée en deux ... une partie UTILE pour un objet volant : la **portance** (R_z) perpendiculaire à l'écoulement et un mal nécessaire... : la **trainée** (R_x) parallèle à l'écoulement.

$$\vec{R} = \vec{R}_z + \vec{R}_x$$

Portance et **trainée** sont respectivement positionnées perpendiculairement et parallèlement au vent relatif (schéma).



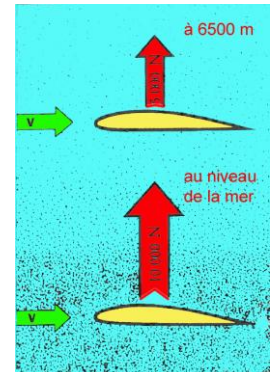
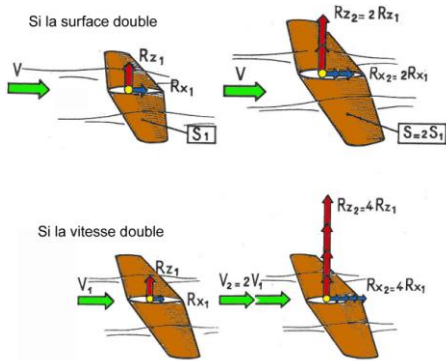
Ces forces, qui sont en réalité réparties sur toute la surface, peuvent se ramener vers un point d'application unique appelé le **centre de poussée** (CP).

Pour une aile d'avion, la position du **centre de poussée** (CP) dépend du profil et de son orientation par rapport au vent relatif.

En outre, ce point se déplace en fonction de l'**angle d'incidence**.

- Influence de la surface et de la vitesse

Les études en soufflerie montrent que la portance (R_x) est proportionnelle à la surface alaire (S), qu'elle est proportionnelle au carré de la vitesse (V^2) et qu'elle dépend (proportionnalité aussi) de la masse volumique de l'air (ρ).



On rappelle que la masse volumique (ou la densité) de l'air diminue avec l'altitude.

• Expression de la portance R_z et de la traînée R_x .

Les deux composantes qui nous intéressent (**portance** (R_z) et **traînée** (R_x)) dépendent du fluide (ρ), de la vitesse (V), de la surface alaire (S) et des performances aérodynamiques (C_x et C_z).

En vol rectiligne horizontal stabilisé on obtient les expressions suivantes :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad \text{et} \quad R_x = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$$

- ρ est la masse volumique de l'air (exprimée en kg/m^3),
- S est la surface alaire de l'avion (exprimée en m^2)
- V est la vitesse du vent relatif (exprimée en m.s^{-1}), c'est-à-dire la vitesse de l'avion par rapport à l'air (et non par rapport au sol).
- C_x et C_z sont des coefficients (sans dimension) qui sont spécifiques à un avion et à sa voilure pour un angle d'incidence considéré. Ils sont en général déterminés expérimentalement dans une soufflerie.

C_x est le **coefficient de traînée** et C_z est le **coefficient de portance**.

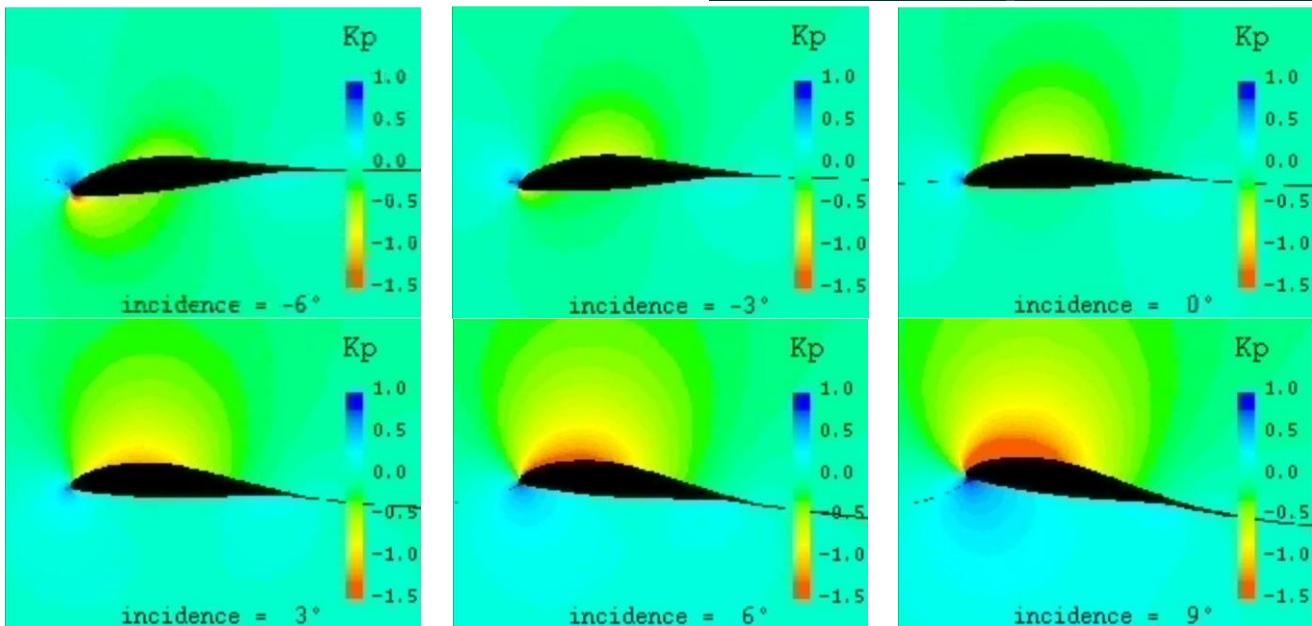
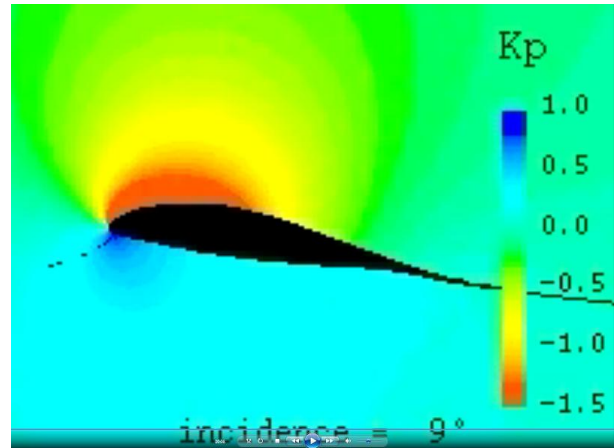
III. Etude d'un profil aérodynamique.

• Simulation des pressions en fonction de l'incidence.

L'image est issue d'un petit film : [portance.mov](#) dans lequel les couleurs permettent d'apprécier les pressions.

ICI, pour une incidence de 9° on observe :

- Une dépression importante (1500 kPa) sur le tiers avant de l'extrados
- Une forte surpression (1000 kPa) localisée au voisinage du bord d'attaque
- La séquence d'images cidessous montre les variations de pression pour des incidences de -6° à $+9^\circ$ par pas de 3°





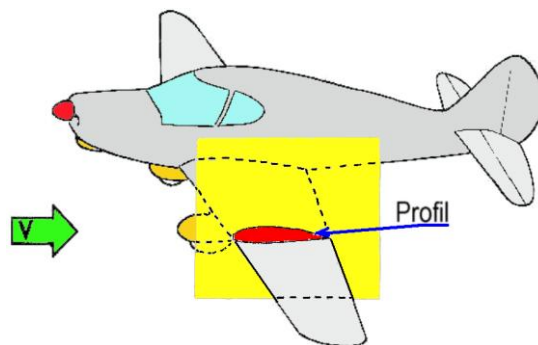
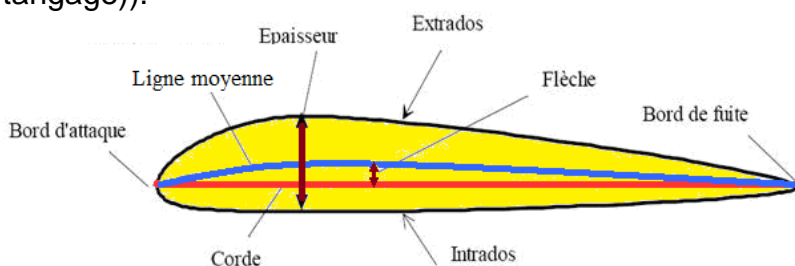
I. Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

• **Rappels**

Le **bord d'attaque** est le point le plus en avant sur le profil ; le **bord de fuite** est la partie arrière (dans le sens de la marche) et amincie du profil optimisée pour diminuer la traînée aérodynamique ; l'**extrados** correspond au dessus de l'aile et l'**intrados** au dessous.

• **Autres définitions à connaître**

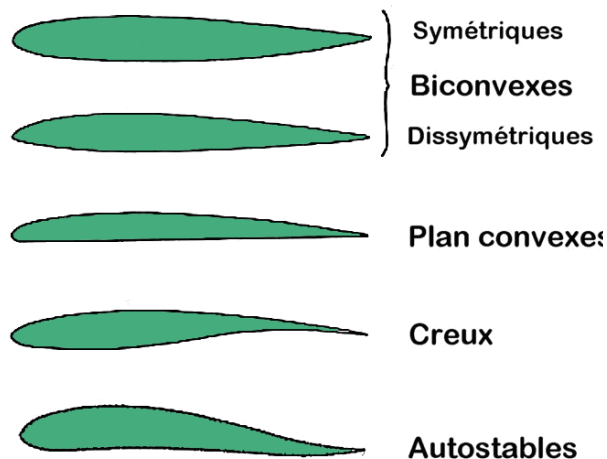
• **Profil de l'aile** : contour géométrique obtenu par une section verticale de l'aile (perpendiculaire à l'axe de tangage)).



- **Corde de référence** : segment, parallèle à l'axe de roulis (ou à l'axe longitudinal de l'avion) qui joint le bord d'attaque au bord de fuite. Sa longueur varie le long de l'aile.
- **Profondeur** : longueur de la corde de référence.
- **Ligne moyenne** : ligne située à égale distance de l'extrados et intrados.
- L'**épaisseur** maximale d'un profil d'aile se situe vers le tiers avant. Mais l'indication intéressante est l'épaisseur relative.

• **Épaisseur relative** : c'est le rapport, exprimé en pourcentage, entre l'épaisseur maximale du profil et de la corde. $Ep\% = \text{épaisseur} / \text{profondeur (corde)}$

• **Profil** : vue en coupe de l'aile, on en distingue quatre types :



• **Biconvexe** (symétrique ou non)
Avions ou planeurs de voltige

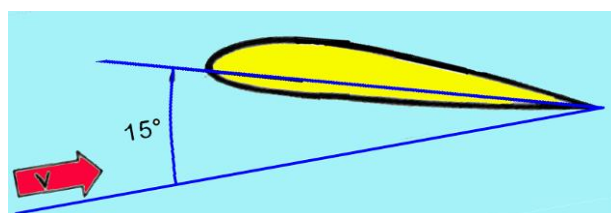
- **Plan convexe**
- **Creux** : Planeurs
- **Autostable** : ailes volantes

Ils ici sont classés du moins stable vers le plus stable.

• **Cambrure** : distance entre la corde et la ligne moyenne mesurée perpendiculairement à la corde. La cambrure varie du bord d'attaque au bord de fuite le long d'un profil dissymétrique et est nulle pour un profil symétrique.

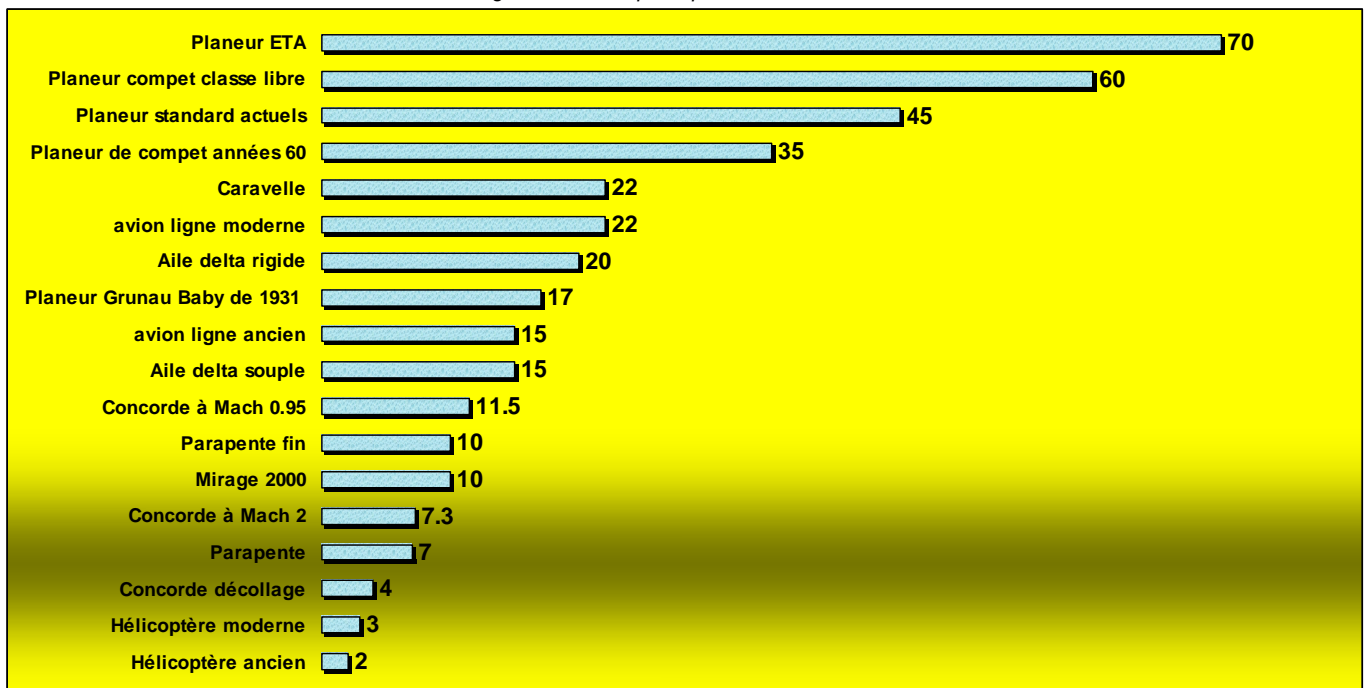
II. Caractéristiques dynamique d'une d'aile.

• **L'angle d'incidence** : par définition... C'est l'angle entre la corde de profil et la direction du **vent relatif**. (Cet angle varie au cours du vol il ne faut pas le confondre avec l'angle de calage figé par construction)



L'angle d'incidence ⇨

- La **finesse** d'un avion est définie comme le rapport entre la portance et la traînée. C'est aussi le rapport de la vitesse horizontale sur la vitesse de chute (V / V_z). C'est aussi le rapport entre la distance parcourue et la perte d'altitude. *La finesse maximale ne dépend pas du poids mais du coefficient de portance et donc de l'incidence de l'aile. La vitesse de finesse maximale augmente avec le poids pour un même avion.*



- Comparaison **finesse / allongement** . *La finesse d'une aile augmente avec son allongement. Les planeurs ont des voilures à fort allongement (de 20 à 25) et des finesesses max de 50 à 60, les avions classiques de 6 à 12 pour une finesse de 20 et les avions rapides à faible allongement (de 3 à 5) ont une finesse de 10 environ.*

- Les multiples expressions de la finesse**

L'expression peut se rencontrer sous les différentes formes suivantes :

$$f = \frac{R_z}{R_x} = \frac{C_z}{C_x} = \frac{1}{\tan(\alpha)} = \frac{V_x}{V_z} = \frac{D}{h} \quad \text{et encore :}$$

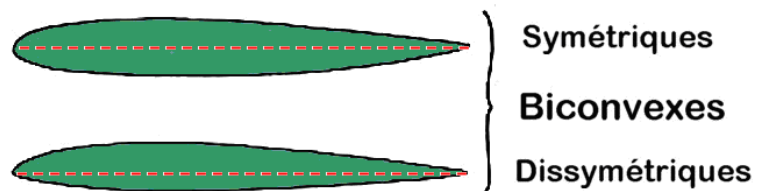
- comme $V_x \approx V$ (angle très faible) on peut écrire $f = \frac{V}{V_z}$
- comme, en vol horizontal stabilisé $R_x = T$ et $R_z = P$ on a aussi $f = \frac{P}{T}$

III. Compléments sur les 4 types de profil fondamentaux (CAEA).

- Profils biconvexes**

Les profils biconvexes peuvent être **symétriques** ou **dissymétriques** .

Ce sont généralement des profils performants et rapides.



Les profils **biconvexes symétriques** présentent des caractéristiques identiques en vol dos et en vol normal, ce qui en fait de bons profils pour les **avions d'acrobatie** .

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** .

Les profils **biconvexes dissymétriques** (pour lesquels la courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados) sont les plus employés pour les **ails d'avion**.

- **Profils plans convexes**

Les profils **plan convexes** présentent l'avantage de la simplicité.



Plan convexes

On les trouve sur des avions peu onéreux (construction amateur) ... ou sur des avions rapides.

- **Profils creux**

Dans les **profils creux** l'extrados est convexe et l'intrados concave.

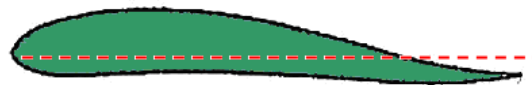


Creux

L'écoulement d'air est mieux géré aux basses vitesses. La vitesse de décrochage est diminuée. Ils sont généralement utilisés pour les **planeurs** ou pour des **avions au vol lent**.

- **Profils dits autostables, supercritiques ou reflex**

Dans un **profil supercritique** l'extrados présente un profil à double courbure (donc une partie concave).



Autostables

Cette seconde courbure de la ligne moyenne lui confère des qualités de d'auto-stabilité c'est à dire le profil parfait qui se suffit à lui seul pour sustenter l'avion en toute situation.

Mais contrairement à ce qu'on pourrait croire, ce profil est assez peu répandu, et est utilisé pour les **ails volantes**, avions du reste assez rares et complexe.

En simplifiant à outrance, le principe du principe reflex est que le bord de fuite relevé ajoute une force qui, lorsque la vitesse augmente, contre-balance le couple de forces qui a tendance à faire "piquer" l'aile, en la forçant au contraire à se "redresser". On trouve plus de détails dans les articles sur les ailes volantes.

- **Profil laminaire**



Laminaire

C'est un cas très particulier du **biconvexe symétrique**. Il est mince, biconvexe, symétrique, sa forme est dite "en lame de couteau". Son épaisseur est faible, n'entraînant pas d'onde de choc importante. Il est donc destiné aux **avions très rapides**.

IV. Les profils et la vitesse du son (CAEA).

- **Profils losangiques et lenticulaires**

Pour les régimes **transsoniques**, **supersoniques** et **hypersoniques** les profils sont totalement différents des profils courbes précédents. Pour minimiser la traînée d'onde, les profils supersoniques auront des bords d'attaque anguleux ou à très faible rayon de courbure.



Lenticulaire



Losangique

L'épaisseur relative sera très faible (Concorde : 3% à l'emplanture et 1,82% aux extrémités)

V. Quelques anecdotes : accident/plané/finesse

Lorsqu'un avion se transforme en planeur (la plupart du temps c'est involontaire) la finesse prend une grande importance. Le pilotage aussi car la recherche de la finesse maximum est délicate en situation de stress maximum (perte des moteurs).

- **Vol plané "volontaire" d'une Caravelle d'Air France**

Un vol technique et spectaculaire a été réalisé le 15 mars 1959 à bord de la Caravelle de type 1 (F-BHRA). Il consistait à relier Paris à Dijon (265 km à vol d'oiseau) en vol plané et a démontré les qualités de vol de cet avion et plus particulièrement sa finesse.

Arrivée à la verticale de Paris à 13 200 m et à la vitesse de 360 Kts (665 km/h) cet avion arrive à la verticale du terrain de Dijon à l'altitude de 1600 m, soit Paris-Dijon en 46 mn (vitesse moyenne de 346 km/h).

Avec une finesse de 22 (*distance parcourue/hauteur*), la Caravelle se hisse au niveau des planeurs de haute performance d'après-guerre (1939).

Ce vol promotionnel fut très remarqué dans le milieu aéronautique.



- Le vol 236 **Air Transat** plane jusqu'au Açores.

Le 24 août 2001 un vol de la compagnie canadienne Air Transat entre Toronto et Lisbonne est assuré par un Airbus A330. Suite à une alarme de panne hydraulique l'équipage va effectuer des transferts de carburants qui vont se solder par une panne de kérosène. L'avion se retrouve en vol plané au-dessus de l'océan Atlantique avec 306 personnes à bord.

Le pilote a réussi à poser l'appareil, sur une piste d'atterrissage aux Açores avec les deux moteurs arrêtés et après un vol plané d'environ 20 minutes.



- L'Airbus du **vol 1549 d'US Airways** amerri sur l'Hudson

Avant de se transformer en hydravion, l'Airbus 320 souffrant d'une indigestion de pâté d'oies sauvages a « tout simplement » plané. Combien de temps ? Quelle distance a-t-il parcouru ? Comment le pilote a-t-il pu contrôler son appareil ?

Les données sont difficiles à trouver, mais il semblerait qu'un Airbus 320 ait une finesse de l'ordre de 15 à 20, le tout nouveau A-380 arriverait à 25 et l'A-330 à près de 30. Ce sont donc des planeurs tout à fait honorables, mais très rapides.

En tombant en panne à environ 1000 m d'altitude, l'Airbus du vol 1549 pouvait donc parcourir environ 20 km à la vitesse de 400 km/h, soit environ 3 minutes de vol. C'est court, mais ça permet de consacrer quelques secondes à la prise de décision, puis de se préparer à « se vacher » le moins mal possible.

Mais encore faut-il pouvoir piloter l'engin. Dans un planeur, de petits câbles actionnent les gouvernes, mais dans un Airbus ce sont des circuits hydrauliques à commande électrique. Sans moteurs, plus de pression d'huile, plus de génératrice, plus de cette énergie vitale dans les avions modernes.

Heureusement, il y a le **RAT**. Le « **Ram Air Turbine** » est une éolienne d'environ 80 cm de diamètre qui sort automatiquement d'un logement en cas de panne d'énergie et fournit les quelques kilowatts nécessaires pendant la descente en vol plané.

L'hélice entraîne directement une pompe hydraulique sur les Airbus, où l'huile fait tourner ensuite une génératrice électrique. Sur les Boeing c'est l'inverse : le RAT produit de l'électricité qui alimente le groupe hydraulique.



- **Le Boeing 767 d'Air Canada "Gimli"**

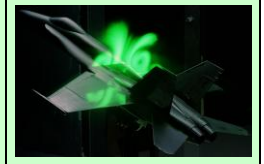
Le 23 juillet 1983 Un Boeing 767 d'Air Canada surnommé Gimli (*en référence à la base aérienne du Manitoba ou il s'est posé*) s'est retrouvé brutalement à court de carburant à 12 000 mètres d'altitude.

La panne est due à une grossière erreur de conversion (livres/kg) suivie d'une saisie erronée dans l'ordinateur de bord. L'avion est resté pilotable grâce à la rampe air turbine déployée automatiquement. Le train s'est déployé par gravité mais sans verrouillage de l'avant ce qui explique la photo ci-contre.

La finesse initialement estimée à 11 grâce aux premiers calculs des contrôleurs... a provoqué le choix de la piste sachant que l'aérodrome de déroutement était trop loin.

La piste était l'ancienne base d'entraînement militaire du pilote (c'est d'ailleurs ce qui justifie ce choix très spécial d'une piste désaffectée !). Ce jour là elle était utilisée pour des courses de Dragster...





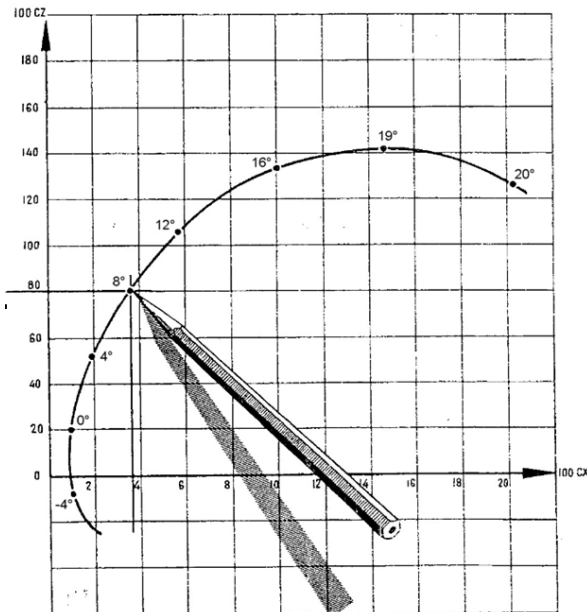
I. Qu'est ce que "la polaire" ?

La **polaire d'une aile** est une courbe tracée point par point qui fait correspondre les coefficients de traînée et de portance déterminés expérimentalement pour différents **angles d'incidence**.

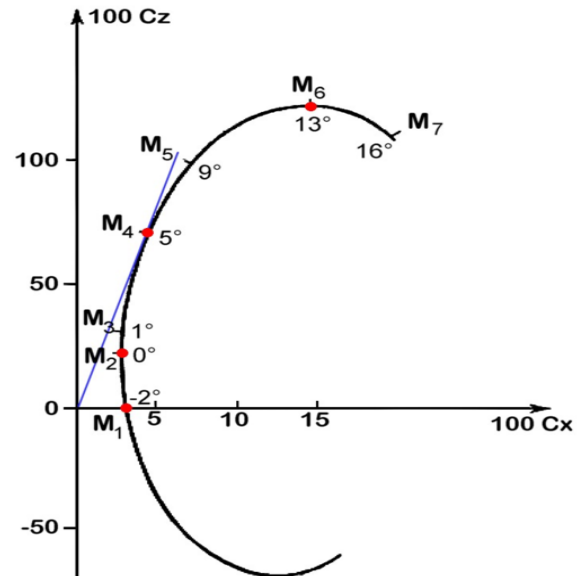
- Cela peut donner le tableau ci-contre :
- Dont on déduira la courbe ci-dessous

On **rappelle** que l'angle d'incidence est mesuré **entre la corde de profil et la direction du vent relatif**.
(Cet angle varie au cours du vol il ne faut pas le confondre avec l'angle de calage figé par construction)

Angles d'incidence	Coefficients de portance (100Cz)	Coefficients de traînée (100Cx)
- 4°	-9	1
0°	20	1
4°	51	1.8
8°	80	3.3
12°	105	5.5
16°	133	10
19°	143	14.6
20°	126	21.1



L'extrapolation des points permet un tracé de la courbe



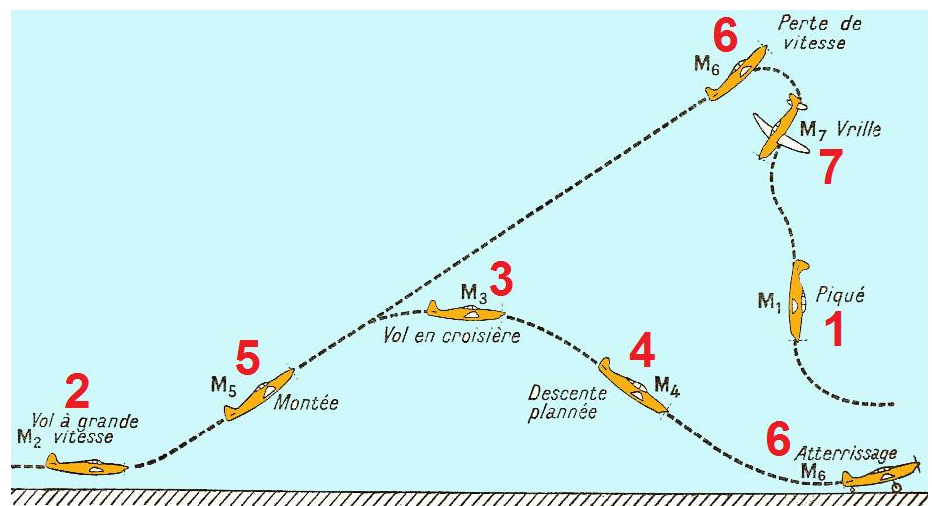
Les points remarquables - (Attention ce n'est pas la même polaire qu'à côté)

II. Que peut-on lire sur la polaire d'une aile ?

La polaire est une donnée très importante car elle permet de déterminer un certain nombre de **points** qui sont **caractéristiques des diverses phases de vol de l'avion**.

Ces points caractéristiques sont illustrés dans des exemples schématiques sur la figure ci-contre associée à la polaire envisagée.

On étudiera surtout **1, 2, 4 & 6**



- Les points importants

- Le point M_1 correspond à l'angle d'incidence donnant une **portance nulle** ($C_z = 0$). Il est situé à l'intersection de la polaire et de l'axe des $C_x C_x$.

Cet angle est presque toujours négatif mais peut cependant pour certains profils atteindre des valeurs positives élevées. Atteindre cette situation avec une assiette quasi normale est impossible car l'avion ne peut pas "voler"... il ne peut que "tomber". Cette situation est donc plus facile d'accès en piqué.

- Le point M_2 correspond au point de **trainée minimale** ($C_x \text{ min}$). Il est situé à l'intersection de la tangente verticale à la polaire avec l'axe des C_x . Une aile calée à cette incidence permet d'obtenir **la plus grande vitesse** en trajectoire horizontale. Il est donc utilisé pour obtenir la **vitesse maxi**.

- Le point M_4 correspond au point de **finesse maximale** c'est-à-dire celui pour lequel l'angle d'incidence donne le plus grand rapport ($\frac{C_z}{C_x} \text{ max}$). La tangente à la courbe en ce point passe par

l'origine. Par vent nul, ce rapport C_z/C_x optimal permettrait d'atteindre le **maximum de rayon d'action**. Il peut servir pour planer au mieux en cas de panne moteur par exemple !

- Le point M_6 : correspond au point de **portance maximale** ($C_z \text{ max}$). Repéré par la tangente horizontale à la polaire. Il correspond donc à un **angle d'incidence maximal** avant décrochage. C'est l'angle qui, pour une vitesse donnée, permet d'emporter la charge maximum. Il représente donc un intérêt pratique lorsque l'avion est lourdement chargé... **Mais ATTENTION au-delà de ce point, il y a risque de décrochage aérodynamique !**

- Commentaires sur les autres points (BIA facultatif - sinon CAEA)

En 3 on est dans une utilisation normale (vol en croisière) sans recherche de performances particulières...

$$\frac{C_x^3}{C_z^2} \text{ min}$$

Le point 5 correspond à une vitesse de chute minimale déterminé par le calcul de

Le point 7 correspond a un **décrochage**.

- Polaire de l'aile ou de l'avion ? (CAEA)

Pour simplifier, la polaire tracée est en fait celle de l'aile.... Si on ajoute le reste de l'avion, cela ne fait principalement qu'ajouter de la trainée. En première approximation, La polaire de l'avion se déduit rapidement de celle de l'aile par une simple translation sur l'axe horizontal.

La plupart des informations restent valides ... certaines doivent être affinées (la tangente s'est déplacée et le point de finesse max n'est plus obtenu avec le même angles d'incidence... mais tout ceci est hors programme BIA.

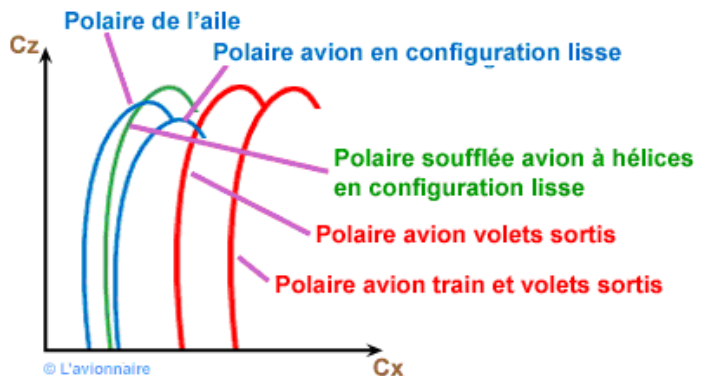


Illustration de différentes polaires (copie du ste "l'aviionnaire")

III. Choix d'incidences et de vitesses... et autres informations utiles

Un pilote peut souhaiter d'autres informations...

- Comment rejoindre un niveau de vol le plus rapidement possible ? C'est une montée avec une vitesse ascensionnelle maximum notée $V_{z \text{ max}}$!
- Comment franchir un obstacle (arbre, relief, ligne HT !) avec un maximum de sécurité ? C'est la montée avec le meilleur angle possible : θ_{max} .

Même si elles sont voisines les configuration à adopter pour θ_{max} et pour $V_{z \text{ max}}$ sont différentes On ne les trouvera pas sur cette polaire mais sur d'autres courbes ou par le calcul...

Le plus simple consiste AUSSI à regarder le manuel de vol de son appareil, ces informations y sont données !



I. Montée, descente, vol horizontal... et principe d'inertie !

Aie ! Les profs de physiques recommencent à parler boutique !

• Question !

Intéressons nous aux forces exercées sur un avion se déplaçant

- En montée à vitesse constante,
- En descente à vitesse constante,
- En vol horizontal à vitesse constante,

Listez les forces que vous pensez être appliquées à l'avion dans ces trois cas... Puis indiquez ce que pensez-vous de la somme des forces pour chacun des cas.

• Réponses !

Ces forces sont toujours au nombre de trois... même si on en voit souvent plutôt 4 sur les schémas !

- L'avion est soumis à l'attraction de la Terre (son **poids P**)
- L'avion est soumis à l'action de l'air (**résultante aérodynamique R**... que l'on pourra décomposer en deux parties si la compréhension est améliorée)
- L'avion est soumis à l'action de son moteur (traction ou **force motrice F**)

Dans ces trois cas... en application du principe d'inertie, la somme vectorielle des forces appliquées à l'avion est NULLE(*).

ATTENTION : en virage à vitesse constante ce n'est plus le cas du tout !!! Le vecteur vitesse n'est PAS constant car il change de direction la somme des forces n'est pas nulle.

II. Les forces appliquées.

L'avion est donc soumis à 3 forces... ou 4 si on décompose en 2 la force aérodynamique :

• Le poids

Le poids ($P = mg$) est modélisé par un vecteur, vertical dirigé vers le bas, appliqué au centre de gravité (CG) de l'avion.

N.B. Le centre de poussée et le centre de gravité sont deux points distincts à ne pas confondre.

$$\mathbf{P} = m \mathbf{g}$$

m est la masse totale (charge comprise) de l'avion (exprimée en kg)

g est l'intensité de la pesanteur (exprimée en N/kg ou m/s^2 , en France $g = 9,81$ N/kg).

• La traction ou force motrice

La force motrice ou traction (T) permettant de faire avancer l'avion. Elle est produite par le moteur nous la considérerons parfaitement dans l'axe de l'avion (*).

() Certain moteurs peuvent comporter un petit angle de calage destiné à compenser certains effets.*

• La résultante aérodynamique $\mathbf{R} = \mathbf{R}_z + \mathbf{R}_x$

Un avion en vol génère un "**vent relatif**". Ce vent relatif exerce sur une action que l'on modélise par un vecteur force **R** appelé résultante aérodynamique.

Le point d'application de cette force est appelé le **centre de poussée (CP)**. Sa position varie avec l'incidence (c'est-à-dire avec la direction du vent relatif).

Cette force dirigée vers le haut aide à la **sustentation de l'avion**... elle est aussi dirigé en sens inverse du mouvement. On a donc appelé **portance (\mathbf{R}_z)** la partie utile (verticale dirigée vers le haut en vol rectiligne horizontal stabilisé) et **traînée (\mathbf{R}_x)** la partie qui s'oppose à l'avancement de l'avion dans l'air.

$$\mathbf{R}_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \quad \text{et} \quad \mathbf{R}_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$$

- ρ est la masse volumique de l'air (exprimée en kg/m^3),

- **S** est la surface alaire de l'avion (exprimée en m²)
- **V** est la vitesse du vent relatif (exprimée en m.s⁻¹), c'est-à-dire la vitesse de l'avion par rapport à l'air (et non par rapport au sol).
- **C_x** et **C_z** sont des coefficients (sans dimension) qui sont spécifiques à un avion et à sa voilure pour un angle d'incidence considéré. Ils sont en général déterminés expérimentalement dans une soufflerie.

C_x est le **coefficient de traînée** et **C_z** est le **coefficient de portance**.

III. Vol stabilisé, montée, descente, ... et "intuition" !!!

Pour comprendre plus facilement essayons d'expliquer la montée ou la descente verticale d'un hélicoptère. L'hélicoptère en déplacement vertical permet de n'étudier qu'un seul axe... et donc simplifie le problème. Le raisonnement, une fois bien compris, se transpose facilement à l'avion dans un plan vertical... les schémas sont simplement plus complexes

• Intuition basique

Si je souhaite monter il me faut plus de puissance motrice...

Si je souhaite descendre il me faut moins de puissance.

Que se soit en hélicoptère, en avion ou a vélo... cela semble être une évidence. Confirmée par les mollets pour la version vélo.

Mais alors ! Y a-t-il contradiction avec $\sum \vec{F} = \vec{0}$?

• Le prof de physique à toujours raison !

En mouvement à vecteur vitesse invariant (ce qui exclu le virage !) la somme des forces est toujours nulle... Prenons l'hélicoptère. Si l'engin est, en altitude, STABLE et à vitesse nulle. La force de traction du moteur équilibre le poids.

Mise en descente et descente

Le pilote réduit le moteur (*en fait il diminue la commande des gaz et le pas général... voir cours sur l'hélicoptère*) ... La force de traction (**R_z**) n'équilibre plus le poids (**P**).

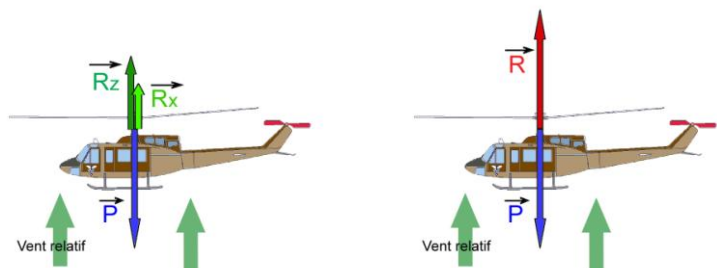
L'Hélicoptère chute vers le sol sa vitesse augmente $\sum \vec{F} \neq \vec{0}$ la physique a encore raison.

Une nouvelle force apparaît la traînée (notée ici **R_x** bien que verticale) qui s'oppose au mouvement (s'ajoute à la traction du moteur **R_z**).

Passage à la descente à vitesse constante ($\sum \vec{F} \neq \vec{0}$)

Plus la vitesse vers le sol augmente et plus cette force (traînée) augmente. Il arrive un moment où Trainée plus traction (**R_z + R_x = R**) moteur équilibre le poids (**P**)... L'hélicoptère est bien en chute verticale à vitesse constante moteur réduit !

La physique, l'intuition ... et la pratique sont bien d'accord.



Mise en montée et montée.

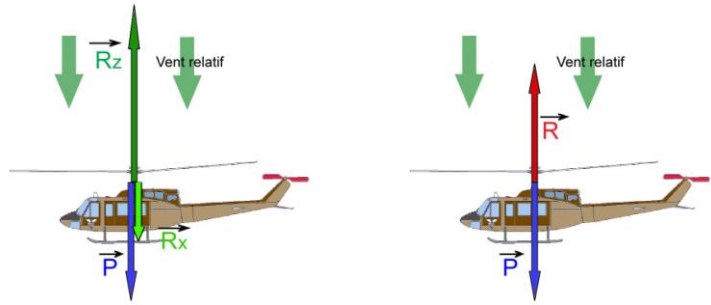
Le pilote augmente la puissance du moteur (*en fait il augmente la commande des gaz et le pas général... voir cours sur l'hélicoptère*) ... La force de traction (**R_z**) n'équilibre plus le poids (**P**).

L'Hélicoptère monte et s'éloigne du sol sa vitesse augmente $\sum \vec{F} \neq \vec{0}$ la physique a encore raison.

Une nouvelle force apparaît la traînée (notée ici **R_x**) qui s'oppose au mouvement, elle est donc dirigé vers le bas puisqu'on est en montée.

Plus la vitesse de montée augmente et plus cette force (trainée) augmente. Il arrive un moment où Trainée plus poids équilibre la traction moteur... ($R_x + P = R_z$)

La somme vectorielle des forces devient nulle... l'hélicoptère est alors bien en montée verticale à vitesse constante !



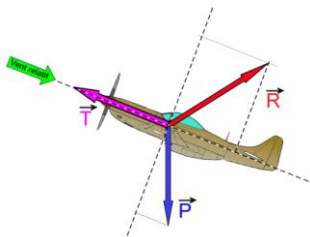
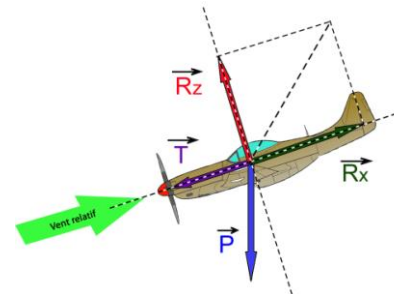
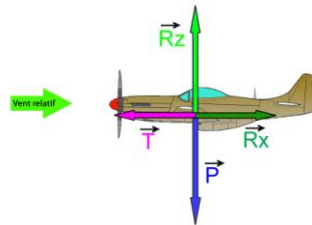
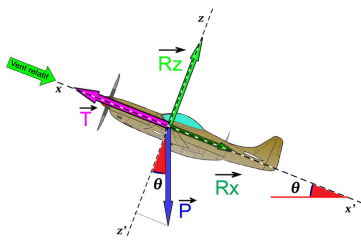
La physique, l'intuition ... et la pratique sont bien d'accord.

Il fallait simplement penser, dans ces deux cas, à la trainée de mouvement proportionnelle à la vitesse. (En 2009 cet exemple est un "classique" du cours de physique des 1^{ère} S)

• Les schémas pour l'avion...

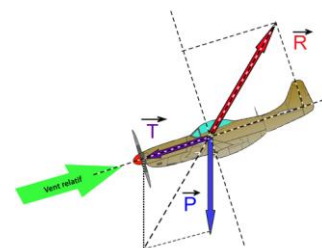
Intéressons nous aux forces exercées sur un avion se déplaçant

- En montée à vitesse constante,
- En palier à vitesse constante,
- En descente à vitesse constante,



Pour mieux comprendre on travaille sur R décomposée en R_x et R_z (ci-dessus)...

Mais on peut repasser sur le schéma à trois forces très facilement ci-contre.



Sur cette série le P51 "Mustang" se déplace à la même vitesse. Le vent relatif a donc la même valeur et seule son orientation change. La résultante aérodynamique ne change pas (par rapport au vent relatif)... le poids non plus mais par rapport au référentiel terrestre.

Bilan pour que la somme des 3 vecteurs soit nulle sur les trois schémas la force motrice (T) augmente en montée et diminue en descente... tout est parfaitement logique.

• Un dernier schéma pour l'hélicoptère

Juste pour être complet voici la situation pour la translation horizontale à vitesse constante.

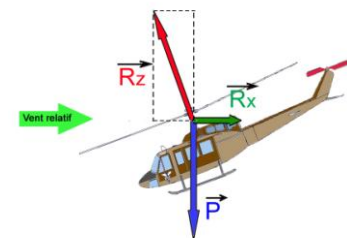
Sur cette série de schémas l'hélicoptère se déplace à vitesse constante en montée en vol horizontal et en descente.

Le vent relatif voit son orientation changer. Ce qui se traduit par une trainée de même sens (R_x) sur tous les schémas. Le poids P ne change pas...

Reste R_z (assurée par le rotor) qui doit faire en sorte que la somme des 3 vecteurs ($P ; R_x ; R_z$) soit nulle sur les trois schémas.

On constate que la force motrice du rotor (notée ici R_z) augmente en montée et diminue en descente. On pourrait aussi voir sur le schéma ci-contre qu'elle augmente aussi lorsque la vitesse horizontale augmente (car R_x augmente pour faire face au vent relatif et R_z doit s'incliner davantage vers l'avant tout en équilibrant le poids).

Tout est, encore une fois, parfaitement logique !



• Conclusion.

Comme Newton, le prof de physique a toujours raison et les intuitions sont bonnes.

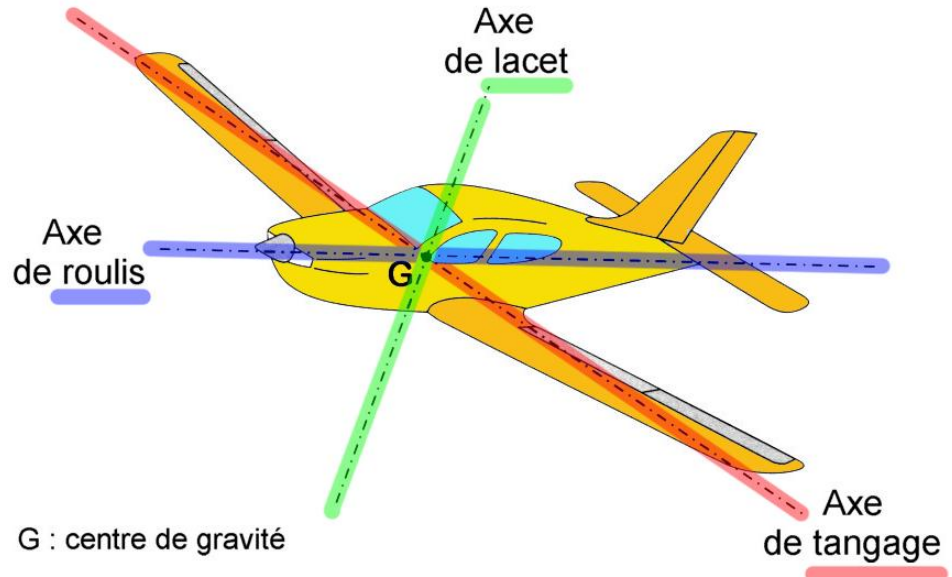


I. Les 3 axes

L'avion se déplace dans les trois dimensions et doit donc pouvoir modifier son orientation suivant 3 axes.

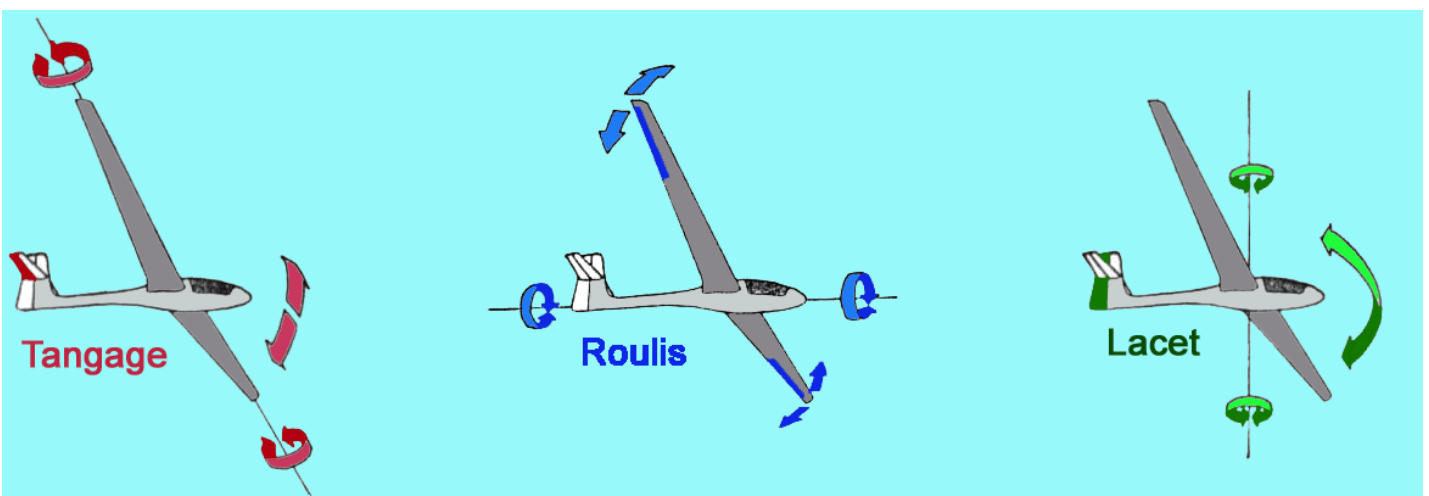
Pour un avion ils portent les noms suivant :

- Roulis... Roll
- Tangage... Pitch
- Lacet... Yaw



II. Les actions de pilotage correspondantes

AXES DE L'AVION	Gouverne	Commandes	Mouvement de l'avion
Tangage (axe transversal)	Profondeur	Manche ou volant Av-Ar	Montée ou descente
Roulis (axe longitudinal)	Ailerons	Manche ou volant G-D	Inclinaison latérale D ou G
Lacet	Dérive	Palonniers (Pédales)	Orientation du nez



Roulis

Action avant-arrière du manche

Tangage

Action gauche-droite du manche

Lacet

Action du palonnier

III. Le fonctionnement des gouvernes associées

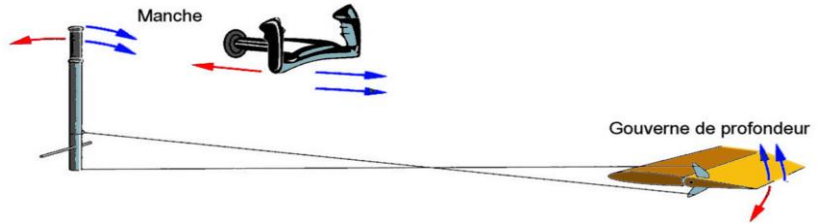
- Gouverne de profondeur et tangage

AXE	Gouverne	Commandes	Mouvement de l'avion
Tangage <i>(axe transversal)</i>	Profondeur	Manche ou volant Av-Ar	Montée ou descente

L'action sur la gouverne de profondeur s'effectue au manche (ou volant).

On pousse (**rouge**) pour descendre. La gouverne voit sa portance augmenter ce qui génère un couple (effet) piqueur (la portance fait se soulever la queue de l'appareil).

A l'inverse on tire (**bleu**) pour monter. (La portance de la queue diminue etc...)

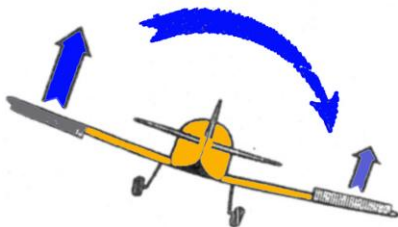
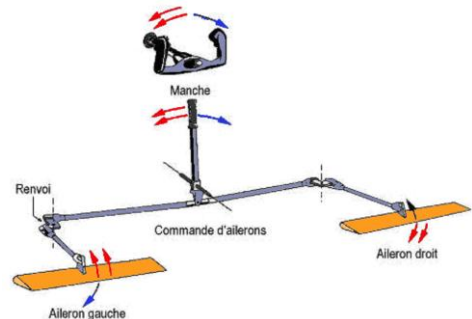


- Ailerons et roulis

AXE	Gouverne	Commandes	Mouvement de l'avion
Roulis <i>(axe longitudinal)</i>	Ailerons	Manche ou volant G-D	Inclinaison latérale D ou G

L'action sur les ailerons s'effectue au manche (ou volant). On incline le manche (ou on tourne le volant) vers le côté où l'on veut tourner.

Les deux ailes contribuent à l'inclinaison de l'appareil mais de manières différentes : l'aileron du côté intérieur au virage se relève, la portance de l'aile diminue et s'enfonce ce qui provoque l'inclinaison. De l'autre côté l'aileron s'abaisse et fait augmenter la portance. L'aile se relève et aide à l'inclinaison souhaitée.

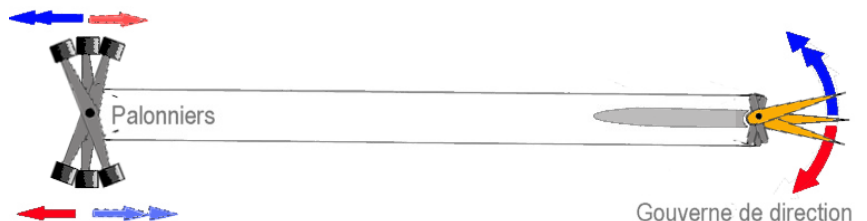


- Gouverne de direction et lacet

AXE	Gouverne	Commandes	Mouvement de l'avion
Lacet	Dérive	Palonniers <i>(Pédales)</i>	Orientation du nez

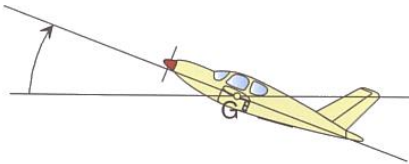
L'action sur la gouverne de direction (seule) s'effectue au palonnier. On pousse du côté où l'on veut tourner.

Poussée pied gauche (**rouge**) oriente la dérive à gauche... et, par effet girouette, fait tourner à gauche



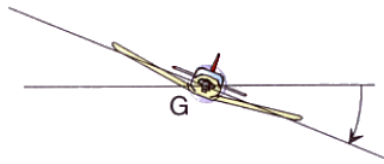
En fait la dérive se comporte verticalement comme un profil d'aile, et sa rotation provoque d'un côté une surpression et de l'autre une dépression comme dans le cas de la portance. La force aérodynamique qui en résulte fait tourner l'avion autour de son axe de lacet)

IV. Les angles associés aux axes



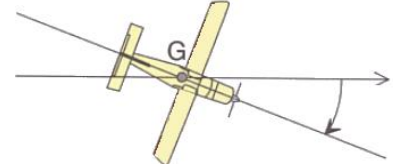
Assiette

La gouverne de profondeur permet de modifier l'angle d'assiette...ou assiette



Inclinaison

Les ailerons permettent de modifier l'angle d'inclinaison... ou inclinaison



Angle de lacet

La dérive ou plus exactement la gouverne de direction permet de modifier l'angle de lacet ... ou lacet.

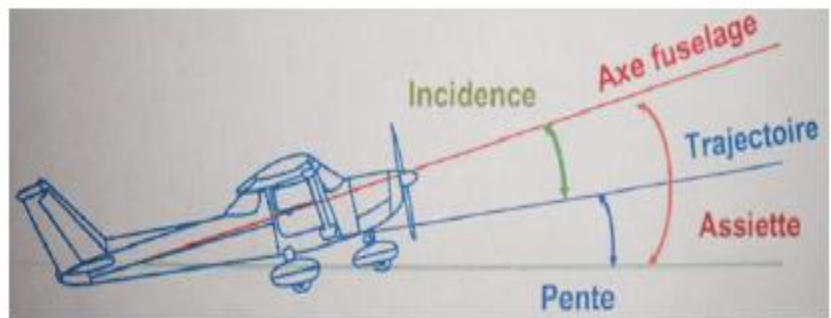
Attention malgré tout a ne pas catégoriser trop vite une action car les actions sur les gouvernes ont des effets induits sur les autres axes. Un braquage d'aileron (roulis) crée le lacet inverse par exemple !

V. Les angles associés au vol

• Définitions :

Dans le plan vertical contenant la trajectoire de l'avion il est important de définir les relations entre la pente, l'assiette et l'incidence.

La pente est l'angle formé entre l'horizontale et la trajectoire de l'avion.



L'assiette est l'angle formé entre l'horizontale et l'axe longitudinal de l'avion.

L' incidence est l'angle formé entre la trajectoire de l'avion et l'axe longitudinal de l'avion.

ANGLE	Entre	Et
Pente	L'horizontale	La trajectoire de l'avion (ou la direction du vent relatif)
Incidence	La trajectoire de l'avion (ou la direction du vent relatif)	L'axe longitudinal de l'avion
Assiette	La trajectoire de l'avion (ou la direction du vent relatif)	L'horizontale

Assiette = Pente + Incidence

• Attention une assiette cabrée ne signifie pas montée :

ATTENTION l'attitude d'un avion (figée par exemple par une photographie) ne donne pas nécessairement sa trajectoire ...!

Attention donc par exemple... une assiette a cabré n'implique pas nécessairement de monter ! L'avion peut avoir une trajectoire horizontale ou même être en train de tomber !

De même pour l'inclinaison ou l'angle de lacet. Si l'action sur les gouvernes (ailerons et gouverne de direction) n'est pas coordonnée l'avion peut se positionner, et voler, de manière assez bizarre ("En crabe") avec la "bille" coincée à droite ou à gauche de l'instrument.

Sur l'image ci-contre... si on enlève la fumée l'avion semble monter de la gauche vers la droite alors qu'en réalité il descend comme le montre la trajectoire matérialisée par le fumigène... avec en plus les ailes dans le plan de descente.



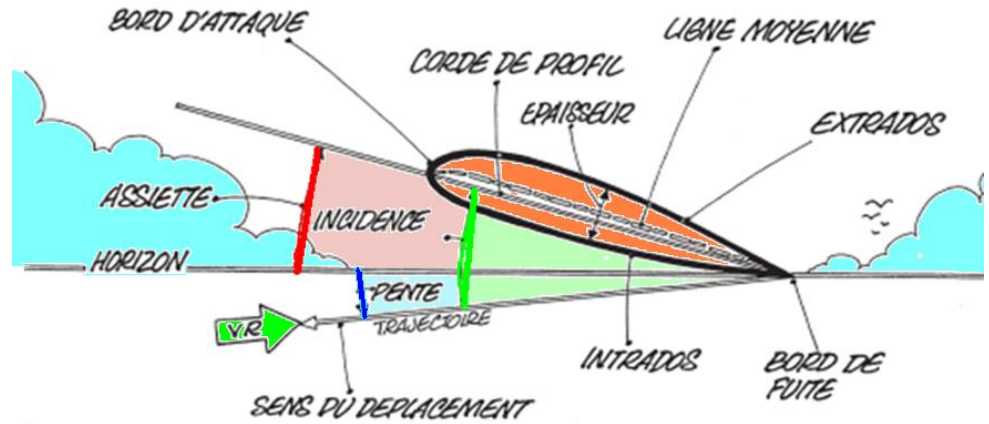
- **Exercice**

Etudions le cas d'un avion en descente (phase d'atterrissage).

Pente de descente négative : - 3°

Assiette légèrement cabrée pour maintenir la portance : +2°

Quelle est son angle d'incidence ?



Réponse

On peut le "calculer" grâce à la relation donnée plus haut $a = p + i$ (attention toutefois à compter les angles algébriquement !).

C'est aussi simple de faire un bon schéma et de LIRE !

Donc $i = a - p$ soit $i = 2 - (-3) = 5^\circ$

VI. Les angles associés à l'aile d'avion !

- **Rappel**

On appelle corde aérodynamique pour un profil, la ligne imaginaire qui rejoint le bord d'attaque et le bord de fuite. Mais attention !!! La corde de profil n'est pas nécessairement confondue ou parallèle à l'axe longitudinal de l'avion.

Classique un petit angle positif (l'angle de calage) existe entre ces deux références

- **L'angle de calage**

L'angle de calage est l'angle entre la corde du profil d'emplanture (*) et l'axe longitudinal de référence du fuselage, généralement horizontal à la vitesse de croisière.

(*) pour les esprits tatillons une aile peut être légèrement vrillée entre l'emplanture et son extrémité... on prends donc la référence du calage à l'emplanture...

- **Définitions pour UNE AILE !**

Angle d'incidence : angle entre la trajectoire (ou le vent relatif) et cette corde aérodynamique

Assiette d'un profil d'aile : angle entre le plan horizontal et la corde aérodynamique du profil.

Pente de la trajectoire. : angle entre le plan horizontal et la trajectoire (ou le vent relatif)

Des définitions similaires à celles de l'avion à l'angle de calage près.

VII. Récapitulatif : vidéo et simulation

- **Vidéo**

Utiliser : **Cdesvol et axes TTB.avi**

Pour réviser tout ça... et éventuellement

- **Simulation**

Utilisez Flight Simulator pour revoir ces notions avec la caméra (ou vue) "extérieure".



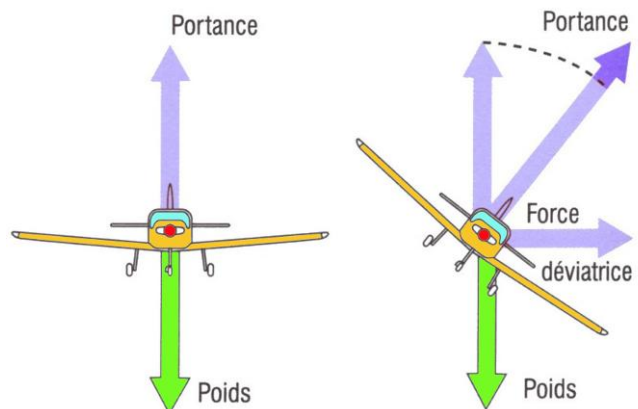
I. La mise en virage

La mise en virage d'un avion ne s'effectue pas comme pour une voiture : si on essaie d'orienter le nez de l'avion grâce au palonnier, en le faisant pivoter autour de son axe de lacet, on constaterait qu'il volerait « **en crabe** » et qu'il poursuivrait sa ligne droite pendant quelques instants.

Pour éviter cela, on fait en sorte d'incliner la portance pour déclencher un virage. Cette opération se fera en inclinant les ailes. La composante horizontale de la portance est dirigée vers l'intérieur du virage. Elle constitue ainsi une force déviatrice qui modifie la trajectoire de l'avion.

Mais cette seule force n'oriente pas le nez de l'avion dans une direction souhaitée. Elle ne fait qu'entraîner l'avion latéralement. Il faut par conséquent aligner l'avion dans le lit du vent relatif. La solution tient dans l'application de « **l'effet de girouette** » : on place une surface verticale à l'arrière, la dérive, pour que l'avion ne vole pas en crabe.

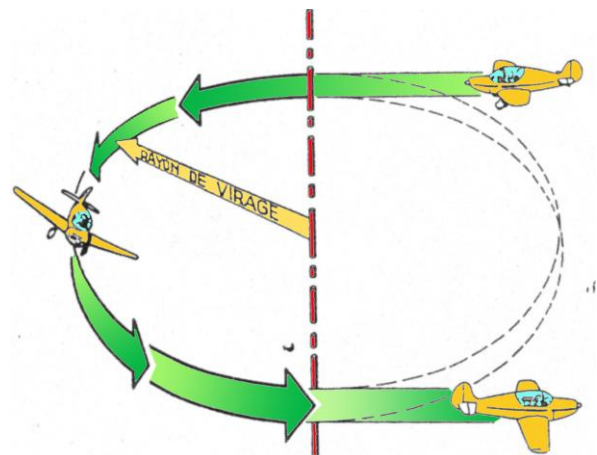
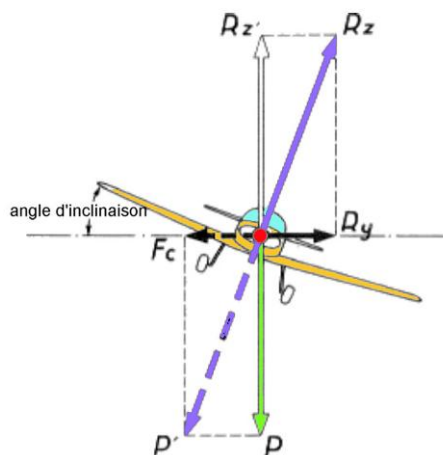
Grâce à elle, l'avion pivotera autour de son axe vertical (axe de lacet) et le nez s'alignera tangentiellement au virage. Là est le rôle essentiel de la dérive : maintenir l'axe longitudinal de l'avion parallèle à l'axe du vent relatif. Lorsque cette condition est réalisée, le **vol** est dit « **symétrique** ».



On constate une nécessité d'augmentation de la portance

II. Virage, vitesse et inclinaison

Le virage étudié ici est un virage à altitude et rayon constant. La trajectoire est alors assimilable à un mouvement circulaire uniforme où l'avion subit une accélération centripète.



- Relation entre rayon de virage et vitesse

A inclinaison constante, le rayon de virage varie comme le carré de la vitesse, autrement dit, lorsque la vitesse est doublée, le rayon de virage est quadruplé.

Se souvenir qu'à inclinaison donnée :

- faible vitesse = petit rayon de virage
- grande vitesse = grand rayon de virage

- Relation entre le rayon de virage et l'inclinaison

A vitesse constante, le rayon de virage varie dans le sens inverse de l'inclinaison.

Retenir que :

- faible inclinaison = grand rayon de virage
- grande inclinaison = petit rayon de virage

III. Virage coordonné, dérapé ou glissé...

- Les différentes manières de prendre un virage vues de l'extérieur

Virage en glissade

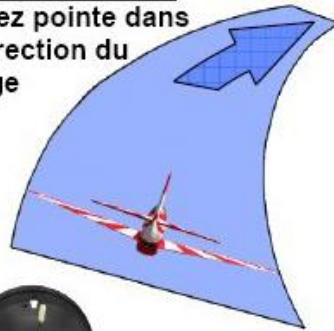
Le nez pointe vers l'extérieur du virage



Palonnier droit nécessaire

Virage coordonné

Le nez pointe dans la direction du virage



Palonnier correct

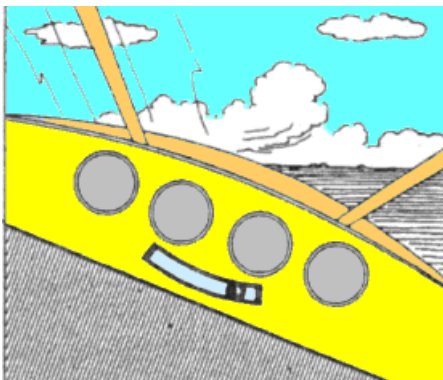
Virage dérapage

Le nez pointe vers l'intérieur du virage



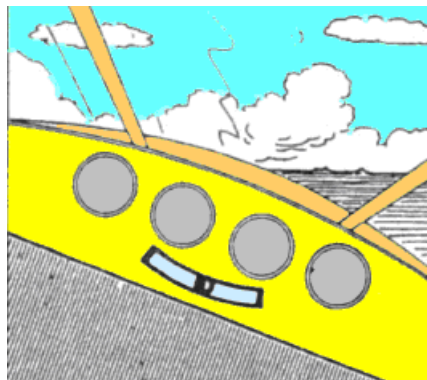
Palonnier gauche nécessaire

- Les mêmes situations vues de l'intérieur

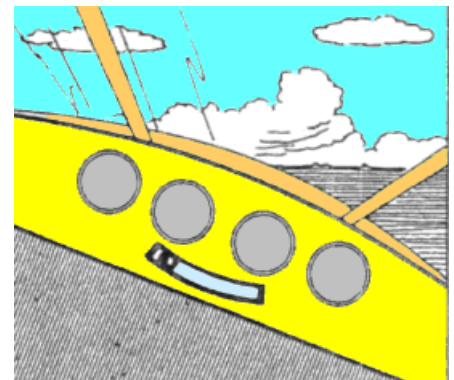


Glissé

La bille "tombe" vers l'intérieur du virage



Normal ou coordonné
(correct) - La bille est centrée



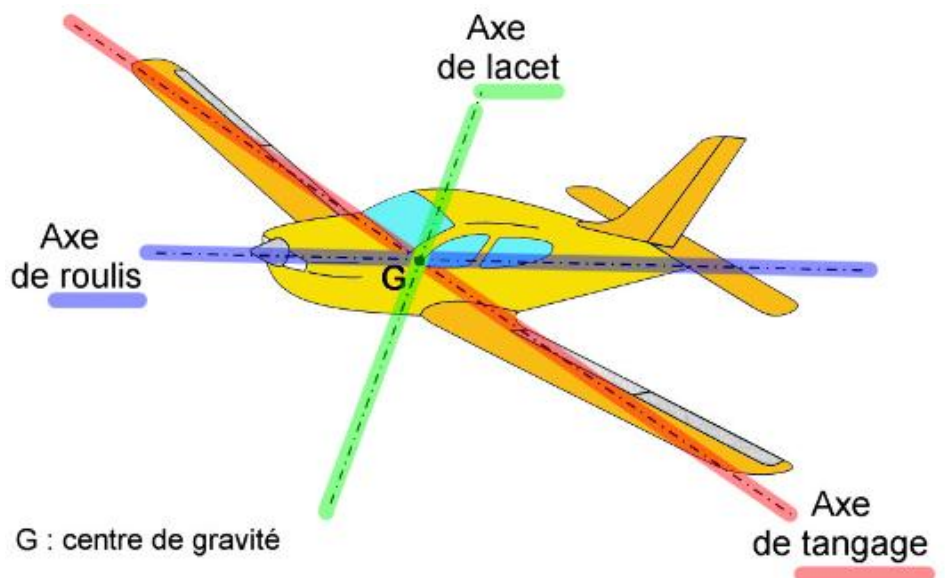
Dérapé

La bille est projetée vers l'extérieur du virage

IV. Rappel sur les axes

Les rotations d'un avion se font toutes autour de son centre de gravité et peuvent être décomposées en trois rotations suivant des axes bien définis, à savoir les **axes de lacet**, de **roulis** et de **tangage**.

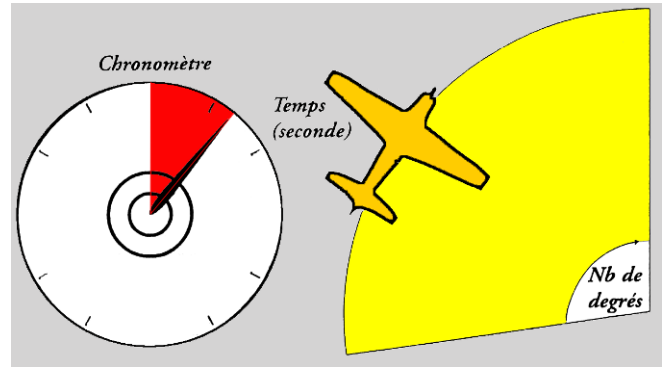
L'étude du virage d'un avion se fait par rapport à deux axes : l'axe de lacet et l'axe de roulis.



V. Définition du "taux de virage"

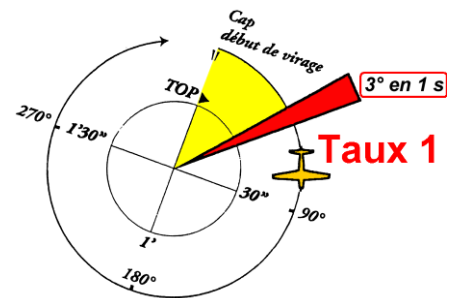
Le **taux de virage**, exprimé en degrés par seconde, est défini par le rapport

$$\text{taux} = \frac{\text{Nombre de degrés parcourus}}{\text{Temps de parcours (en secondes)}}$$



Deux taux de virage en particulier sont définis : le taux 1 et le taux 2.

- Le **taux 1** est égal à **180°/minute**, soit **3°/seconde** (taux 1 ou taux standard). Sur les cadrans on peut lire : "2 Min" qui signifie 2 minutes pour un tour complet.
Mémo ? Le taux UN ce n'est pas DEUX mais TROIS degrés par secondes.



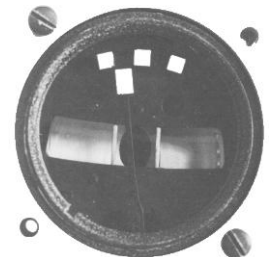
- Le **taux 2** correspond à un tour par minute soit **360°/mn** ou **6°/s**

Ces taux sont indiqués au pilote par un repère (taux 1) sur l'indicateur « bille-aiguille » ou indicateur de virage.

Le pilote peut tourner d'un angle déterminé en lisant un chronomètre !



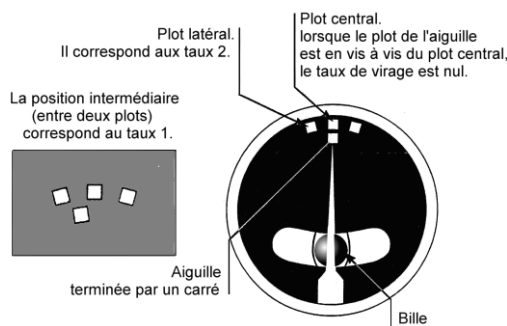
Le modèle "courant" avec maquette.



Le modèle classique "bille-aiguille"

Dans la présentation la plus courante de l'indicateur l'aiguille a été remplacée par une maquette plus facile à interpréter.

VI. Le pilotage, les glissades et les dérapages



Le taux du virage est donc indiqués au pilote par l'indicateur "**bille-aiguille**".

Taux 0	Taux 1	Taux 2
<i>pas de virage</i>	<i>3° / sec</i>	<i>6° / sec</i>

La graduation correspond au **taux 2** (6°/s) ce qui implique que pour voler au **taux 1** il faut utiliser une 1/2 graduation.

Le tableau suivant récapitule les actions sur les commandes en fonction des objectifs de pilotage.

	Glissade extérieure (ou dérapage)	Glissade intérieure
Pour un virage à gauche	Manche à gauche Pied à gauche (pour faire déraper l'avion) Le nez part à gauche La queue va déraper vers l'extérieur du virage	Manche à gauche Pied à droite (pour faire glisser l'avion) Le nez part à droite La queue va glisser vers l'intérieur du virage
Nez de l'avion	A l'intérieur du virage	A l'extérieur du virage
Facteur de charge	Augmente	Diminue
Vitesse de décrochage	Augmente	Diminue
Dangerosité	Dangereux (possibilité de virage engagé – vrille – menant à accident si près du sol)	Peu dangereux , mais nécessitant de l'attention (peut être utilisé à l'atterrissage pour perdre rapidement de la vitesse ou de l'altitude)
Aile extérieure au virage	Offre plus de portance, elle est donc soulevée et a ainsi tendance à incliner davantage l'avion dans le virage, d'où le danger puisque le phénomène s'accroît.	Est "déventée" par le masquage du vent relatif dû au fuselage, elle offre alors moins de portance et s'abaisse ce qui apporte une stabilisation.
Aile intérieure au virage	Est "déventée" par le masquage du vent relatif dû au fuselage, elle offre alors moins de portance et s'abaisse d'où la tendance dangereuse à "engager" davantage le virage	Offre plus de portance, elle est alors soulevée d'où un effet "redresseur" naturel ; ainsi, il n'y a pas de danger de virage engagé (vrille)
Déplacement de la bille dans un virage à gauche	La bille part à droite	La bille part à gauche
Correction pour Remettre l'avion en vol symétrique lors d'un virage à gauche	Mettre du pied à droite	Mettre du pied à gauche

Ainsi, pour conserver un **vol symétrique** lors d'un virage, il faut modifier sa trajectoire en mettant le manche et le pied du même côté.

Mais s'il s'agit d'une correction à apporter pour rendre symétrique un vol qui ne l'est pas, l'action sur les palonniers va dépendre du type de **glissade** (*intérieure ou extérieure, voir dernière ligne du tableau*).

VII. Vol rectiligne

L'indicateur de virage et la bille permettent donc au pilote de savoir si le vol est rectiligne ou en virage et si il est symétrique.

L'**aiguille centrée** indique un **taux de virage = 0**.

La **bille centrée** indique une **inclinaison nulle**.

Vol rectiligne



VIII. Virage stabilisé

L'indicateur de virage et la bille permettent aussi au pilote de savoir comment il effectue son virage.

Si la **bille est centrée** cela indique une **inclinaison qui correspond au taux choisi** ...

Si l'aiguille indique un taux de virage = 1 (3°/s ou 360° en 2 min) on connaît la durée nécessaire au virage en fonction de l'angle du changement de cap à effectuer.

Vol en virage à droite



Si la bille n'est pas centrée cela indique une inclinaison incorrecte c'est-à-dire avec des écoulements d'air dissymétriques. L'appareil est alors en glissade ou en dérapage.

Pour réaliser un virage, par exemple à gauche, on place le manche à gauche et on ajoute du pied du même côté... donc ici à gauche. Le virage est dit cordonné.

Vol en virage à gauche



IX. Danger en virage

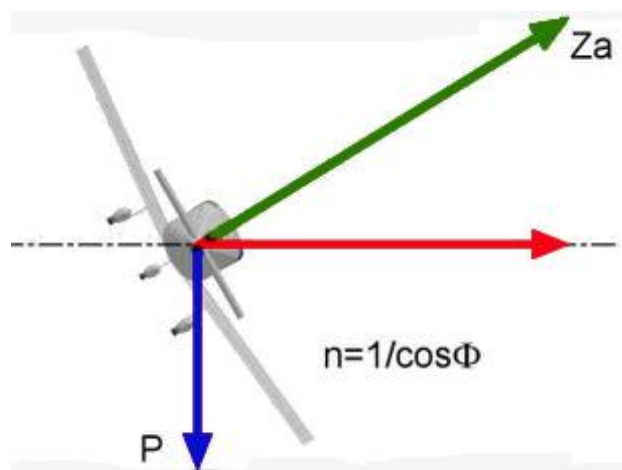
• **Le décrochage en virage**

Le premier danger vient de l'augmentation du facteur de charge (n) qui augmente avec l'inclinaison.

Le risque de décrochage augmente... parce que la vitesse de décrochage augmente très rapidement.

$$V_S(n) = V_S(1)\sqrt{n}$$

On rappelle que l'avertisseur de décrochage se déclenche à 1.15 de Vs (donc 5 à 10 kt au-dessus de la vitesse de décrochage).



Il conviendra d'adapter les inclinaisons de l'avion en fonction de sa vitesse :

Vitesse	inclinaison opérationnelle	marge de sécurité
1.2Vs	10°	19%
1.3Vs	20°	25%
1.45Vs	37°	30%

Le second danger vient de la dissymétrie. Un écoulement non symétrique risque de faire décrocher une aile avant l'autre... avec une conséquence immédiate : la mise en autorotation ou vrille.

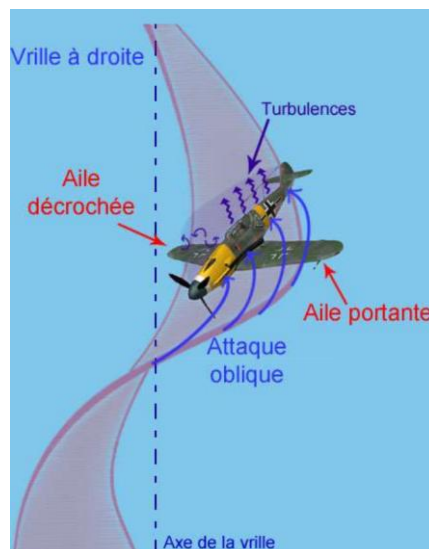
- La vrille ou autorotation.

La **vrille** est un **décrochage dissymétrique entretenu**.

Lorsqu'un avion est installé en vrille, une de ses ailes est décrochée, l'autre non.

L'avion tourne sur lui-même avec le nez bas décrivant une spirale très serrée en descente verticale lorsque le phénomène est établi.

Pour sortir de vrille, il faut faire cesser la dissymétrie en utilisant le plein débattement de la gouverne de direction puis, presque simultanément, "rendre la main" (pousser sur le manche) afin de réduire l'incidence de l'aile pour empêcher cette dernière d'atteindre ou de rester à ou au-delà de l'incidence de décrochage.



Le dernier danger vient de l'augmentation mal contrôlée du facteur de charge... c'est le **virage engagé**...

- Le virage engagé.

Le virage engagé ressemble un peu à l'autorotation ou à la vrille en ce sens que l'avion décrit une spirale descendante très serrée.

Ces deux phénomènes sont pourtant radicalement différents. En effet, lors d'une vrille on observe un décrochage d'une aile et une dissymétrie, tandis que lors d'un virage engagé, l'avion vole parfaitement normalement à ceci près qu'il est en virage très serré avec une très forte attitude à piquer.

Si, comme le veut le (mauvais) réflexe naturel du pilote, il tire sur le manche pour tenter de faire cesser la descente et de redresser le nez de l'avion, celui-ci poursuit sa trajectoire en la serrant davantage. La vitesse augmente rapidement et tout effort à cabrer sur les commandes ne fait qu'empirer la situation. L'avion se retrouve soumis à de très forts facteurs de charge mais décroche rarement tant sa vitesse est importante. Par contre, au-delà d'un certain seuil, ce facteur de charge n'est plus supportable par les structures de l'avion qui cèdent, entraînant généralement la rupture de l'aile, ce qui conduit bien évidemment au crash.

La sortie de virage engagé, pour peu qu'on l'ait diagnostiqué correctement est très simple et totalement efficace. L'avion étant en virage, il suffit d'annuler son inclinaison en utilisant les ailerons puis, une fois l'inclinaison annulée, redresser la trajectoire à piquer. Le danger restant correspond à la vitesse excessive acquise et qui nécessite la plus grande douceur aux commandes pour éviter d'endommager la cellule de l'avion. On veillera à réduire les gaz vers plein ralenti simultanément afin de ne pas aggraver la situation de survitesse déjà présente.

Le virage engagé est un piège subtil et pernicieux pour les pilotes volant aux instruments sans visibilité extérieure. L'analyse du phénomène à partir des indications des simples instruments n'est pas toujours aisée et la récupération demande sang-froid et rigueur dans la procédure de sortie qu'il faut mener dans le bon ordre et totalement même si l'envie de tirer encore et toujours sur le manche est envahissante dans ce genre de situation. Dans le cas du vol aux instruments, la meilleure prévention est la concentration sur l'horizon artificiel afin d'éviter de laisser l'avion se mettre seul dans cette posture fort impressionnante et pour le moins inconfortable.

IV - Comprendre la mécanique du vol.

1 - Le facteur de charge.



I. Définition du facteur de charge.(noté n)

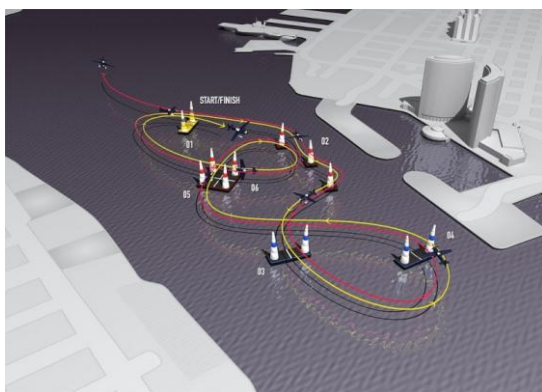
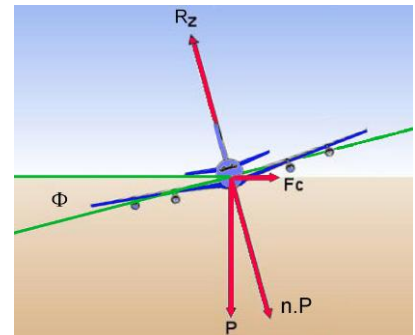
Le **facteur de charge** est le rapport entre la **charge totale** supportée par la structure d'un appareil appelée **poids apparent (*)** et le **poids réel** de cet appareil.

Comme la **portance** est égale au **poids apparent** (puisque'elle doit le contrebalancer), on obtient la définition d'usage :

Le facteur de charge est le rapport portance sur poids :

$$n = \text{Portance} / \text{Poids de l'avion}$$

Le facteur de charge est une grandeur qui quantifie l'effort appliqué à l'aile : plus il est grand, plus l'aile supporte un effort important.



Les Red Bull Air Race occasionnent d'énormes facteurs de charge. Schéma de la course ↑ et exemple de virage ⇒



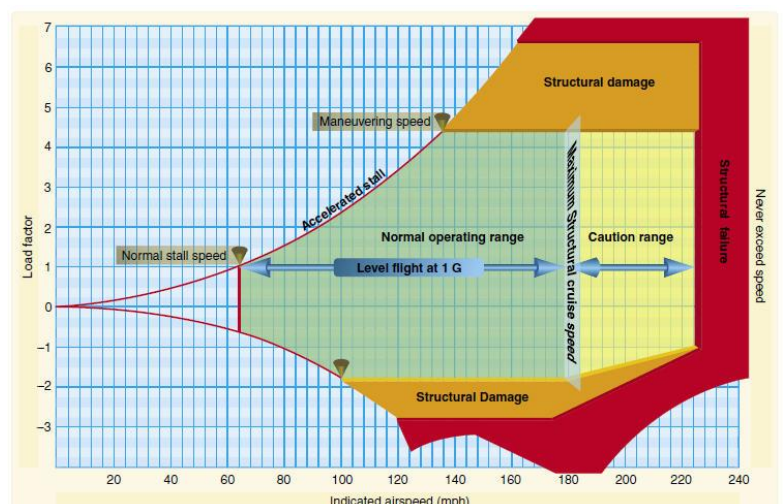
Aile d'un SkyHooper détachée en vol probablement par dépassement des contraintes autorisées.

(*) En fait la portance est une vraie force... son opposée, le poids apparent n'est qu'une vue de l'esprit, une traduction des sensations... du pilote !

On parle donc souvent (malheureusement !) de **poids apparent** ou de **force centrifuge** or ces forces n'EXISTENT PAS ce sont des sensations humaines traduite en **force imaginaire** par un individu utilisant un référentiel non Galiléen (pour le profane disons qu'elles se placent sur un objet subissant des accélérations qu'elles soient rectilignes ou occasionnées par un changement de direction).

Leur côté pratique et facile à interpréter leur laisse trop souvent une grande place dans des ouvrages pourtant très sérieux... Nous reprenons ces façons de présenter très classiques dans ce cours car le facteur de charge est bien quelque chose de ressenti par le pilote

Ci contre le schéma des limites liées au facteur de charge (n) pour un aéronef
Ces infos sont reprises sur les derniers chapitres



Limites liées à n... notez que soit on décroche... soit ça casse !

II. Phases du vol et facteur de charge :

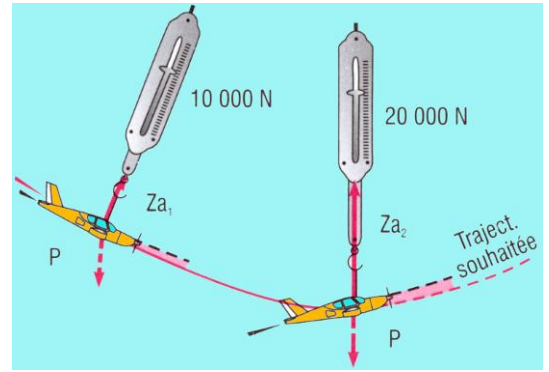
• En ligne droite

- En palier, $n = 1$, la portance est égale au poids. (Ex : vol stabilisé horizontal).
- En montée et en descente « ordinaires », $n \approx 1$, cette approximation étant acceptable du fait des faibles pentes de montée et de descente des avions civils.

- En virage ou lors d'une ressource

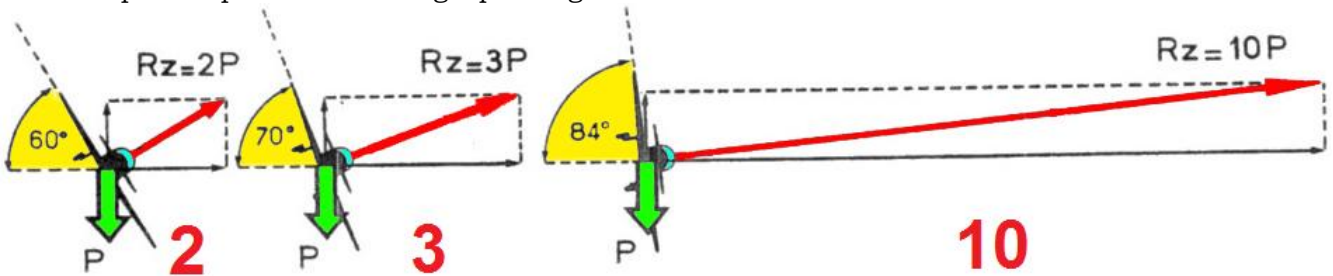
Lors de ces phases de vols, l'avion et le pilote subissent une force résultante qui naît de la conjugaison du poids et de la force centrifuge générée par la courbure de trajectoire.

Cette force donne une sensation de tassement et elle est d'autant plus importante que la manœuvre est serrée **et/ou** rapide.



Exemple d'une ressource (action sur le manche visant à faire remonter l'avion)

La portance doit être « égale et opposée » au poids apparent pour que le vol soit possible. Elle est donc plus importante en virage qu'en ligne droite.



Valeur du facteur de charge (n) en fonction de l'inclinaison du virage (2 à 60°, 3 à 70° et 10 à 84 °)

C'est cette augmentation que quantifie le facteur de charge.

Pour un virage coordonné (écoulement symétrique... ou ni dérapé ni glissé), on a la relation :

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

Le graphisme ci-contre représente l'évolution du facteur de charge avec l'inclinaison.

Si n vaut 1, la portance est égale au poids, l'inclinaison est nécessairement nulle.

Si n vaut 2, la portance vaut deux fois le poids de l'avion. La force que l'on subit vaut deux fois la force que l'on subit à inclinaison nulle, c'est-à-dire le poids. On a la sensation de peser deux fois plus lourd. Les efforts subis par la structure de l'avion sont également deux fois plus importants qu'à inclinaison nulle.

- Nombre de "G"

En fait le nombre de "G" souvent indiqué lors de présentation d'avions de chasse ou d'acrobatie est en fait... le facteur de charge lors de certaines phases de vol. Les G dépendent de l'orientation de la contrainte par rapport au pilote.

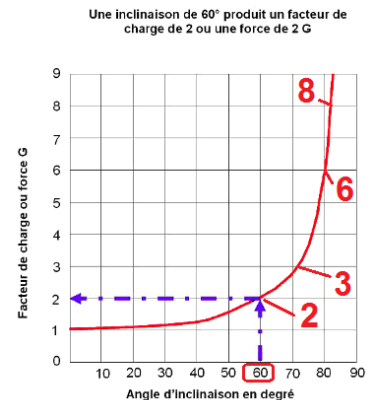
En **G positifs** la contrainte subit par le pilote s'exerce de haut en bas le pilote subit **un voile noir**. Le cerveau n'étant plus suffisamment irrigué par le sang, il y a perte de la vision (partiellement vers 4G c'est le voile gris) , ceci précédant une perte de connaissance, vers 5G.



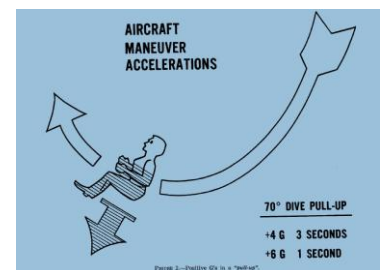
combinaison anti-G

En **G négatifs** la contrainte subit par le pilote s'exerce de bas en haut et le pilote subit **un voile rouge**. Cette situation est mal tolérée car la pression du sang augmente dans la tête et dans les yeux. À cause de cette augmentation du volume de sang, le pilote voit au travers d'une sorte de brouillard rose. Si l'intensité de la force « g négative » est trop forte (supérieure à 5 g), des vaisseaux sanguins peuvent se rompre dans le cerveau et donner des ruptures d'anévrismes causant la plupart du temps la mort du pilote.

Pour remédier à ces problèmes, les pilotes des avions de chasse portent une **combinaison anti-G** qui serre en particulier fortement les cuisses pour empêcher le sang de s'y accumuler en grande quantité.



Une inclinaison de 60° produit un facteur de charge de 2 ou une force de 2 G

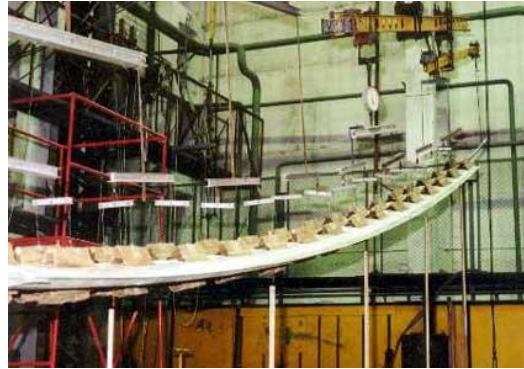


Remarques :

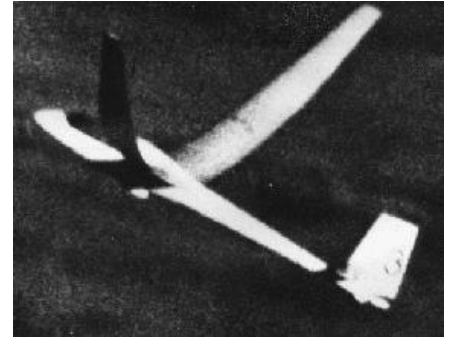
- Les "G" sont inhérents à tous les avions.
- Pour produire davantage de portance suite à une augmentation de n, le pilote doit augmenter l'angle d'incidence. (à 60° d'inclinaison on "tire sur le manche" !!! C'est-à-dire que la gouverne de profondeur aide à la rotation)
- Le facteur de charge en virage dérapé est plus important qu'en virage coordonné ; et en virage glissé il est plus faible qu'en virage coordonné (voir définitions dans les autres chapitres).

III. Test de facteur de charge statique

Des tests statiques puis dynamiques permettent de valider le domaine de vol d'un avion. Ils sont réalisés en grandeur réelles sur les prototypes et par des pilotes d'essais pour les tests en vol.



Test de flexion d'une aile en statique.



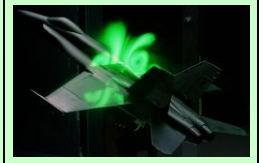
Facteur de charge de 6 g pendant le test en vol du BK-7A en 1975



Test de flexion du caisson central d'une aile d'A380, ça semble énorme !
Attention superposition d'images regroupant la position normale et contrainte !



Flexion surprenante d'une aile de 787.
Et pour les planeurs de compétition c'est pire.



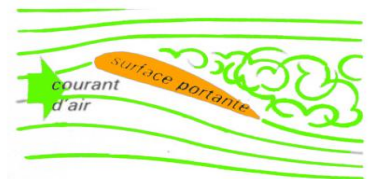
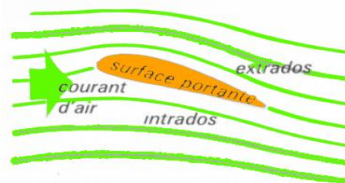
I. Définition du décrochage

Le **décrochage** de l'aile d'un avion (ou planeur ou autre) est la perte plus ou moins brusque de portance entraînant de fait une chute de l'avion.

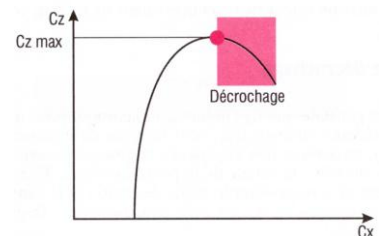
Remarque : L'expression « décrochage de l'avion » est couramment employée, bien que ce soit toujours les ailes qui décrochent.

II. Phénomène du décrochage :

En vol normal, l'écoulement de l'air est laminaire sur les deux faces de l'aile, intrados et extrados. Les filets d'air collent au profil de celle-ci, et cela génère de la portance.



Le **coefficient de portance C_z** (et donc la portance) de l'aile augmente lorsque l'**angle d'incidence** augmente. Cependant, indépendamment de la vitesse de l'avion, C_z connaît un maximum, atteint pour un certain angle d'incidence (*15 à 18° selon les profils*).



En effet, à partir de cette valeur, les filets d'air décollent de l'extrados et cela provoque une diminution franche de la portance.

Ainsi, au delà de cet angle maximal d'incidence, la portance ne peut plus compenser le poids de l'avion, la condition essentielle du vol n'est plus remplie : l'aile (ou l'avion) décroche.



Cette situation arrive par exemple lorsque la vitesse diminue en deçà d'une certaine limite. Le pilote doit, pour maintenir la portance constante, compenser la diminution de vitesse en agissant sur un des autres paramètres pilotés : l'incidence. Il augmente donc l'incidence. Lorsque celle-ci dépasse l'incidence de portance maximale, le décrochage se produit : l'avion « s'enfonçe ».

III. La vitesse de décrochage en vol horizontal :

Pour tout avion est indiqué une vitesse de décrochage pour un vol horizontal stabilisé. (cette vitesse est notée V_s , (*S venant de l'anglais Stall, qui veut dire décrochage*).

La relation $R_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$ montre que la portance diminue lorsque la vitesse diminue. Si l'on veut diminuer la vitesse en conservant la portance constante en vol horizontal, il faut augmenter l'angle d'incidence pour augmenter le C_z . Le C_z ne pouvant pas dépasser une valeur maximale C_{zmax} sans provoquer le décrochage, il existe donc une vitesse minimale de sustentation,

qui, pour un poids donné P , vaut : racine $V_{S \min} = \sqrt{\frac{2.P}{\rho.S.C_{z \max}}}$

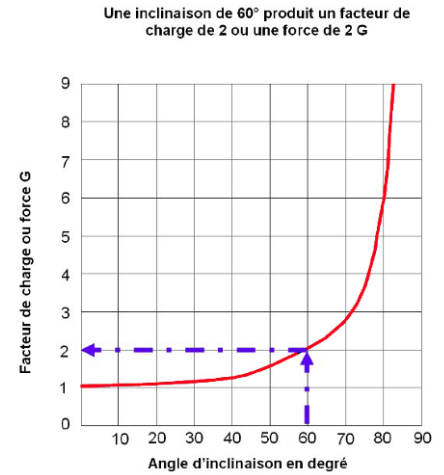
Démo CAEA : A plat $R_z = P$ avec $R_z = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$ On extrait $V : V^2 = \frac{2.P}{\rho.S.C_z}$ soit $V_{Stall}^2 = \frac{2.P}{\rho.S.C_{z.Max}}$

Il suffit de prendre la racine pour retrouver l'expression ci-dessus.

IV. Quels sont les facteurs influant sur la vitesse de décrochage ?

Ce sont :

- La **masse** de l'avion : toute augmentation de la masse induit une augmentation de la vitesse de décrochage.
- Le **facteur de charge (n)**, son influence est à rapprocher de celle de la masse : toute augmentation de n augmente la vitesse de décrochage (par exemple, en virage ou en ressource).



V. Vitesse de décrochage et facteur de charge (CAEA)

La **vitesse de décrochage** évolue approximativement selon la racine carrée du facteur de charge : avec V_s vitesse de décrochage dans les conditions d'évolution, v_s vitesse de décrochage sans inclinaison et n le facteur de charge.

$$V_S = v_s \cdot \sqrt{n}$$

on peut l'écrire aussi avec **g** (accélération de la pesanteur) et **n.g** accélération sous

facteur de charge n $V_{S(n,g)} = V_{S(1,g)} \times \sqrt{n}$ (*)

La **vitesse de décrochage** augmente donc en virage puisqu'on a déjà vu que : $n = \frac{1}{\cos(\Phi)}$ avec n

facteur de charge et Φ angle d'inclinaison. $V_{S(n,g)} = V_{S(1,g)} \times \sqrt{\frac{1}{\cos(\Phi)}}$

• En résumé,

Le décrochage n'est conditionné que par l'incidence.

On peut donc atteindre l'incidence de décrochage à toutes les vitesses que peut avoir l'avion en faisant varier le facteur de charge et/ou la masse de l'avion.

Un décrochage à vitesse élevée est appelé **décrochage dynamique**. C'est une situation rare mais très dangereuse (Le 31 mai 2009, le vol AF 447 Rio Paris d'Air France décroche à très haute altitude et a sa vitesse de croisière... les 228 personnes à bord sont décédées)

(*) Démo CAEA $R_z = n.P$ par définition du facteur de charge on développe $1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z = n.P$ On extrait V :

$$V^2 = n \cdot \frac{2.P}{\rho \cdot S \cdot C_z} \text{ soit } V_{Stall}^2 = n \cdot V_{Stall\text{à plat}}^2$$

(en virage) est augmentée du facteur \sqrt{n} par rapport au décrochage à plat.

• Exemple de calcul :

Un avion a une vitesse de décrochage de 100 km/h en palier.

Il décrochera à environ 140 km/h sous un facteur de charge de 2, par exemple lors d'un virage à grande inclinaison de 60°,

Il décrochera à environ 200 km/h sous un facteur de charge de 4, par exemple lors d'un virage à 75° ou d'une ressource suite à un piqué,

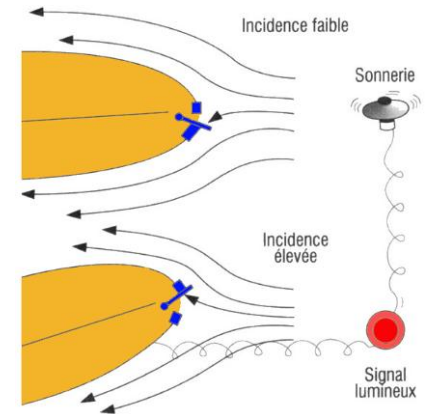
Mais il ne décrochera qu'à 70 km/h à $n = 0,5$ (lors d'une évolution en cloche).

VI. Quels sont les indices permettant de détecter l'approche du décrochage ?



Ce sont :

- les **gouvernes molles** (perte d'efficacité) ;
- le **buffeting** : vibrations de l'avion dues à l'apparition d'un écoulement tourbillonnaire sur l'aile. La valeur de l'incidence étant importante juste avant le décrochage, l'écoulement est tourbillonnaire en aval des ailes. La gouverne de profondeur peut se trouver dans un air turbulent, et des vibrations se font alors sentir dans les commandes.
- l'**avertisseur de décrochage**, avertit par une **lumière** et/ou une **sonnerie**. Il peut se présenter sous la forme d'une petite palette mécanique du bord d'attaque de l'aile, qui est soulevée par le vent relatif lorsque l'angle d'incidence atteint une valeur proche de l'incidence de décrochage. Il se déclenche 5 à 10 nœuds avant la vitesse de décrochage.



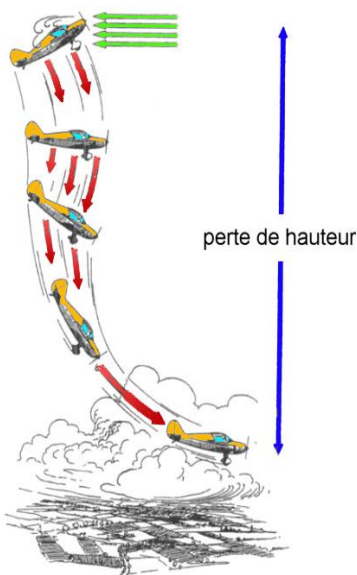
VII. Visualisation du décrochage en situation réelle

Sur ce Piper PA 28 dont l'aile a été équipée de bandelettes scotchées on constate que l'écoulement de l'air devient turbulent en commençant par le bord de fuite de l'aile et par les parties les plus proches du fuselage.

Voir la vidéo [decrochage-2.wmv](#) dont cette image a été extraite.

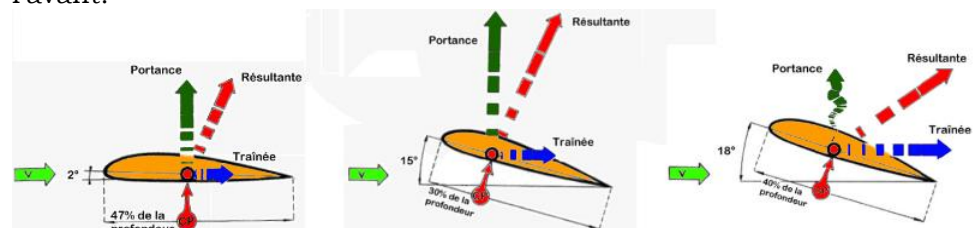


VIII. Le danger du décrochage.



Lors du décrochage, soit l'avion s'enfonce, soit il effectue une **abattée** (il plonge du nez) plus ou moins importante suivant le type de l'avion, ce qui entraîne une perte d'altitude.

Explication du phénomène d'abattée : lorsque l'angle d'attaque augmente, la portance augmente et le centre de poussée avance. Après être passé par un maximum, la portance chute brusquement mais en même temps le centre de poussée recule fortement provoquant un basculement brutal vers l'avant.



Le décrochage présente un danger en particulier s'il survient à faible hauteur car l'avion peut heurter le sol suite à sa perte d'altitude.

Remarque : lors de l'atterrissage, lorsque l'avion est près du sol, le pilote arrondi jusqu'au décrochage... la perte de hauteur n'est volontairement pas rattrapée, et c'est le contact avec le sol.

- **Sortir du décrochage : le geste qui sauve !**

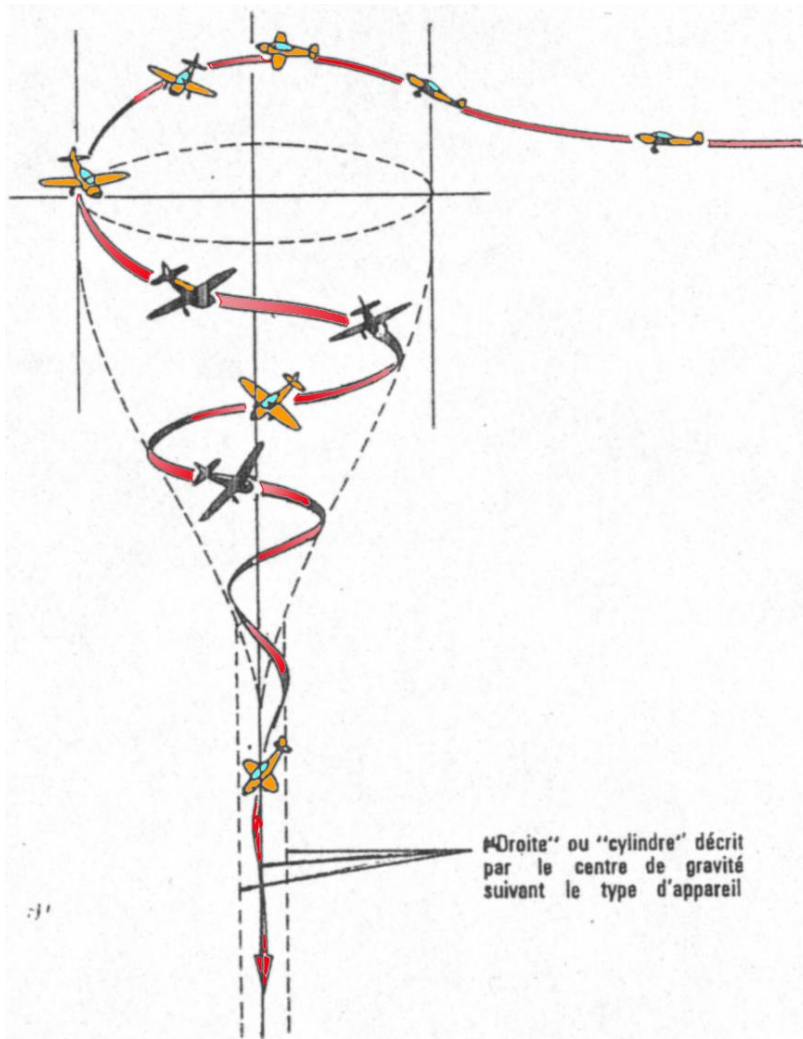
Il faut "rendre la main" et au besoin augmenter la puissance !

Tout simplement parce que pour se sortir du décrochage, **il faut retrouver une portance** qui compense efficacement le poids. Pour ce faire, il faut agir en même temps sur les deux paramètres (liés au demeurant) qui sont à l'origine du phénomène de décrochage : l'incidence et la vitesse.

Pour ce faire, et bien que l'on perde déjà de l'altitude de par le décrochage, on va rechercher la portance en basculant le nez de l'appareil vers l'avant !.

On augmentera la puissance tout en diminuant l'incidence (On met plein gaz et on adopte une assiette voisine de l'assiette de croisière, ou encore on redonne de la vitesse à l'avion en piquant légèrement avant de tirer doucement sur le manche pour retrouver un angle d'incidence inférieur à l'incidence de décrochage).

IX. Décrochage dissymétrique : La vrille

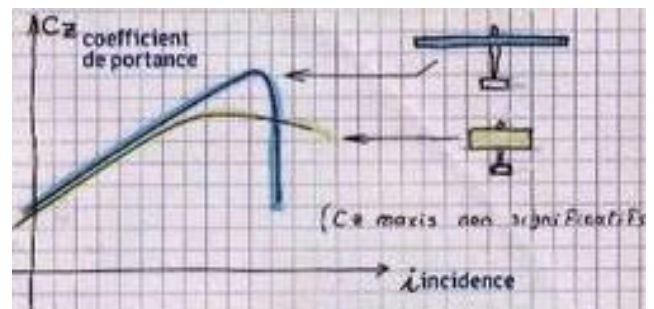
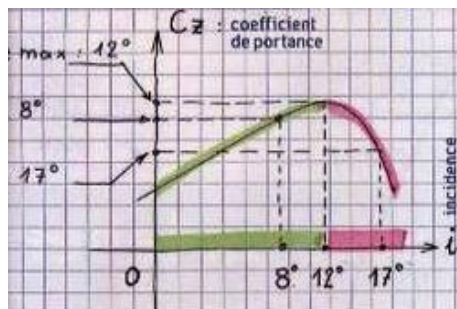


Une seule aile peut également décrocher, cette dissymétrie provoque une entrée en vrille.

La vrille est un phénomène qui se caractérise par une chute quasi verticale de l'aéronef accompagnée d'un mouvement de rotation. Elle peut apparaître lorsque l'aéronef vole à faible vitesse et forte incidence.

X. Brutalité du décrochage

La variation du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence dépend de l'aéronef.



Un planeur décrochera beaucoup plus brutalement qu'un avion a moteur de club. (schémas ci dessus)



ATTENTION ! Mis à part le lacet inverse, et les effets du dièdre ou de la flèche qui peuvent être envisagés au niveau du BIA les autres effets présentés dans ce cours sont plutôt destinés aux enseignants (CAEA). La compréhension de tous ces effets grâce aux schémas et commentaires reste toutefois intéressante pour un élève BIA...

I. Effets primaires et effets secondaires des gouvernes.

Les gouvernes agissent afin de produire un effet primaire : une rotation autour d'un axe. Ce mouvement primaire et voulu a immédiatement des effets secondaires qui peuvent être parfois surprenants ou/et gênants.

Prenons l'exemple de l'action sur les palonniers qui font tourner la gouverne de direction pour créer un mouvement de rotation autour de l'axe de lacet (effet primaire voulu)... jusque là tout va bien !

OUI mais la rotation entraîne des vitesses différentes pour les ailes et donc :

- des portances différentes et donc une rotation induite autour de l'axe de roulis
- des traînées différentes et donc une rotation induite autour de l'axe de lacet

Ces effets dépendent beaucoup de l'avion et de sa vitesse d'évolution... Par exemple les ailerons très éloignés de l'axe de lacet sur un planeur créent un important lacet inverse (important !) du fait du bras de levier important de ces gouvernes, de l'envergure et de la vitesse de l'objet volant.

Il est donc indispensable de connaître ces effets secondaires pour comprendre le comportement de l'avion lors d'une action sur les commandes.

II. Le lacet inverse (BIA)

Pour débiter un virage, on commande les **ailerons** pour obtenir une inclinaison **autour de l'axe de roulis**.

Le **lacet inverse** est une **rotation en lacet de l'appareil dans le sens opposé au sens du virage désiré**.

Le lacet inverse résulte d'un différentiel de traînée entre les deux ailes. Le supplément de portance demandé pour faire monter l'aile extérieure au virage augmente la traînée induite par la portance et la traînée de profil à cause du braquage vers le bas de l'aileron (*).

Inversement, l'aile intérieure au virage voit sa traînée diminuer.

Le pilote annule le lacet inverse par une action sur la gouverne de direction, créant ainsi un moment de rotation en lacet dans le sens favorable au virage. On appelle cette action la **conjugaison des commandes**.

Des dispositifs automatiques ont aussi été inventés pour diminuer cet effet (voir plus loin () même partie).*

• Facteurs favorables au lacet inverse (CAEA)

Le lacet inverse est lié à la mise en virage par les ailerons. Son effet est d'autant plus fort que :

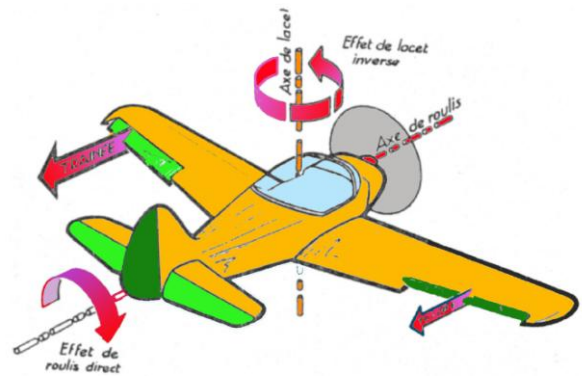
- la stabilité en lacet est faible (petit bras de levier d'empennage vertical, grande envergure),
- la traînée induite et donc le coefficient de portance est élevé (basses vitesses),
- le profil d'aile présente un chargement aérodynamique important dans sa partie arrière (profil d'intrados creux à l'arrière).

• Le cas des planeurs (CAEA)

Le lacet inverse est très prononcée sur les planeurs, appareils à grande envergure volant relativement lentement et dont les profils sont très cambrés dans leur partie arrière.

• Avions très spéciaux...(CAEA)

Les avions, notamment ceux qui volent plus lentement, sont aussi sujets au lacet inverse. Le **Gossamer Condor** de **Paul MacCready**, engin à grande envergure, à faible stabilité directionnelle et volant très lentement, avait un lacet inverse tellement fort que la technique de virage n'a pu être maîtrisée qu'en vrillant l'aile en sens inverse du sens normal : le lacet inverse généré entraînait une rotation en lacet dans le sens désiré qui était suffisante pour amener du roulis induit dans le bon sens !



Effet de lacet inverse.



Gossamer Condor

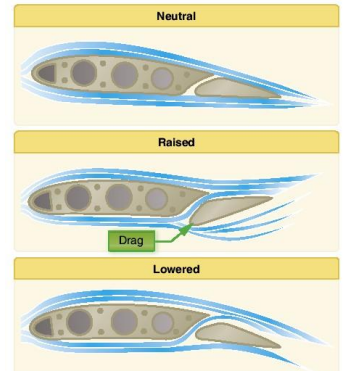
- **(*) Surfaces de contrôle adaptées au problème (CAEA)**

Il existe des types spéciaux d'ailerons **diminuant le lacet inverse** :

- **aileron à débattement différentiel** (plus fort vers le haut que vers le bas),
- **aileron à axe déporté** de type « **frise** » présentant un bord d'attaque débordant sous le profil quand il est braqué vers le haut. Pour cela, l'axe d'articulation de l'aileron est reculé et positionné à environ 25 % de la corde.

Exemple d'aileron frise (déborde en créant une trainée en partie inférieure)

- **aileron et spoiler conjugués**, le **spoiler étant un frein aérodynamique agissant sur l'aile intérieure au virage**.



Aileron de type "frise"

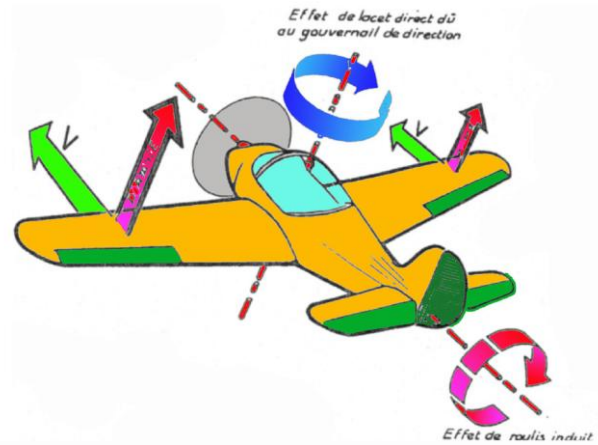
II. L'effet de roulis induit (CAEA)

Le **roulis induit** se combine avec le **lacet induit**...
(paragraphe suivant)

- 1 – **Action sur la gouverne de direction**
- 2 – Rotation (*ici vers la droite*) autour de l'**axe de lacet** (*donc lacet direct*).
- 3 – L'aile extérieure (*ici la gauche va plus vite que la droite*)
- 4 – La portance de l'aile extérieure augmente alors que celle de l'aile intérieure diminue.
- 5 - Il apparaît donc un **roulis induit** dans le "bon sens".

Cet effet indirect a donc pour cause la différence de portance des ailes provoquées par la différence des vitesses qui résulte directement du mouvement de lacet. La portance de l'aile extérieure étant plus importante, celle-ci tend à se soulever et il se crée, dans le sens des différences de portance, une inclinaison qui tend à s'amplifier.

Pour les aéromodèles dit "2 axes" (profondeur et direction) le roulis induit aide donc clairement au pilotage.



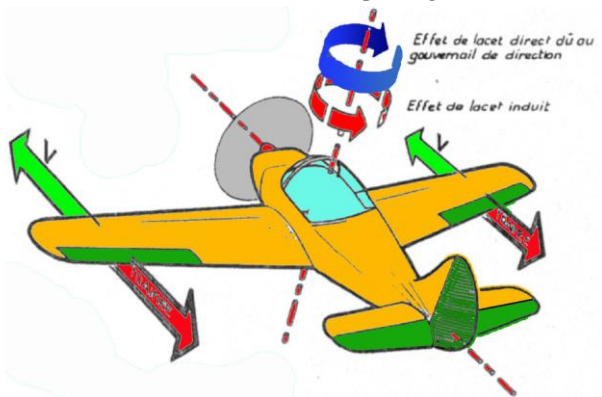
Effet de lacet induit (direct) dû au gouvernail de direction

IV. L'effet de lacet induit (CAEA)

Le **lacet induit** se combine avec le **roulis induit**...
(paragraphe précédent)

- 1 – **Action sur la gouverne de direction**
- 2 – Rotation autour de l'**axe de lacet** (*ici vers la droite*).
- 3 – L'aile extérieure (*ici la gauche*) va plus vite que l'autre (*ici la droite*)
- 4 – La trainée de l'aile extérieure augmente alors que la trainée de l'aile intérieure diminue.
- 5 - Il apparaît donc un **lacet induit** opposé à celui créé par l'action sur les palonniers (lacet direct).

Ces effets sont surtout sensibles sur des appareils lents, de grande envergure et aux faibles inclinaisons.



Effet de lacet induit (direct) du au gouvernail de direction.

V. A retenir !!!

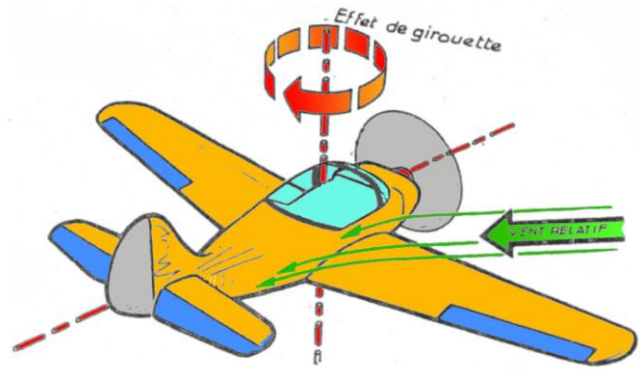
Les effets induits au niveau du lacet (lacet induit et lacet inverse) concernent une différence de trainée entre les 2 ailes.

Que les effets induits au niveau du roulis (roulis induit) concernent une différence de portance entre les 2 ailes.

VI. L'effet "Girouette" (CAEA)

Enfin l'**effet de girouette** se manifeste lorsque l'appareil est en **attaque oblique**, ses surfaces latérales étant alors soumises à l'action du vent relatif.

La plus grande partie de ces surfaces se trouvant située en arrière du centre de gravité, cet effet tend à faire tourner l'appareil autour de l'axe de lacet et à le ramener dans le vent relatif ... tel une girouette.



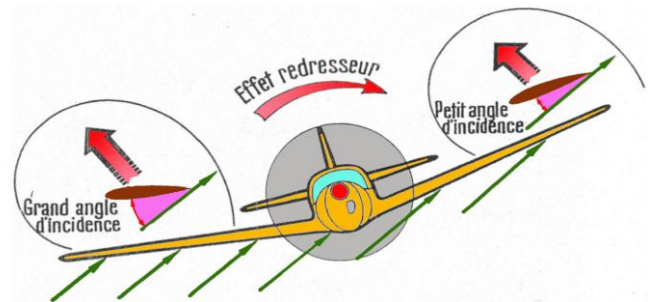
Effet de girouette

VII. La stabilité latérale : l'effet redresseur du dièdre (BIA)

Le **dièdre** observé sur les avions de clubs est un **élément stabilisateur de l'avion**.

En cas d'inclinaison des ailes, la portance augmente sur l'aile basse et diminue fortement sur l'aile haute.

En conséquence **l'avion a tendance à se redresser "tout seul"**.



Effet redresseur du dièdre (idem pour dièdre en bout d'aile)

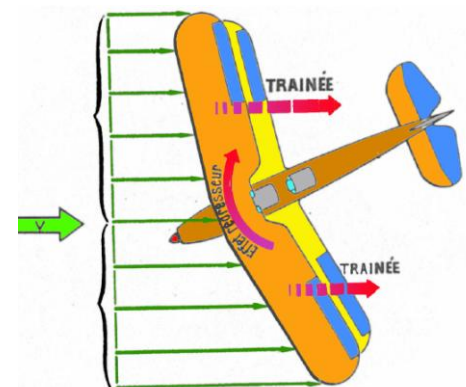
VIII. Stabilité latérale : l'effet redresseur dû à la Flèche (BIA)

La **flèche** joue pour l'axe de lacet un peu le même rôle que le dièdre pour l'axe de roulis.

Sur le schéma ci-contre l'aile droite est trop "avancée" et sa longueur présentée face au vent relatif devient plus grande que pour l'aile gauche... la trainée va donc augmenter (*la portance aussi mais c'est une autre histoire*).

Le couple occasionné par le différentiel de trainée va donc redresser l'avion pour aider le fuselage à se placer dans l'axe du vent relatif.

Cette **flèche**, par son **effet redresseur**, est un **élément stabilisateur de l'avion**.

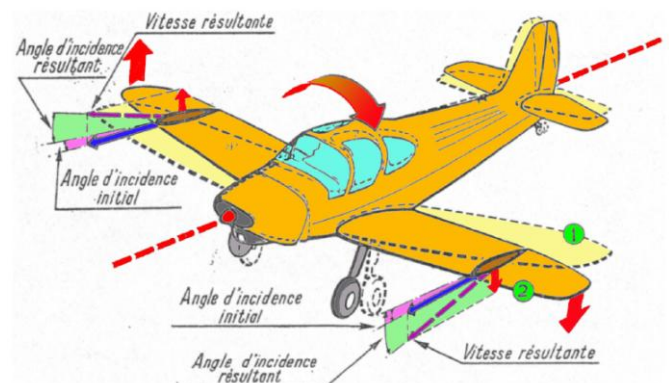


Effet redresseur de la flèche

IX. L'effet "Amortisseur de roulis"(CAEA)

En cas de **roulis** non recherché : ici une cause externe fait brutalement basculer l'avion vers le côté droit, l'augmentation simultanée (loi de composition des vitesses voir schéma) de l'angle d'incidence entraîne une augmentation de portance sur l'aile basse (ici la droite en jaune pâle), pour la raison inverse (angle d'incidence résultant ayant fortement diminué), l'aile haute voit sa portance fortement diminuer... conséquence l'avion se redresse.

En conséquence **l'avion a tendance à se redresser "tout seul"**.



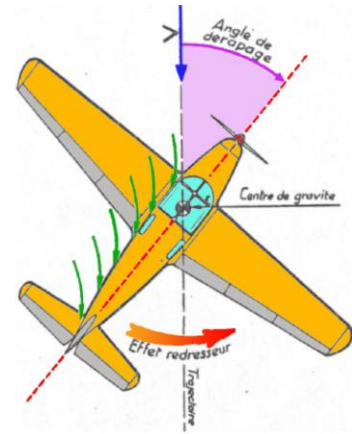
Effet amortisseur du dièdre

X. Stabilité latérale : effet redresseur des surfaces latérales sur le dérapage (CAEA)

Lorsque l'avion est en dérapage le vent relatif lui arrive de côté...

Cette force latérale, exercée sur le fuselage et la gouverne de direction va avoir pour effet de redresser l'avion.

Effet redresseur des surfaces latérales.



XI. Le "Roulis Hollandais"

C'est un roulis combinant deux oscillations qui s'auto entretiennent

D'abord une **oscillation en lacet** qui se met en œuvre en appliquant un mouvement de lacet (par exemple en enfonçant le palonnier à droite ou à gauche). L'avion se met alors à osciller autour de l'axe de lacet, avec un amortissement du 2e ordre (notion à préciser). La période d'amortissement (quelques secondes) dépend des dimensions et de l'inertie de l'avion et le mouvement s'amortit au bout de quelques oscillations (un maximum de 7 selon la réglementation xxx).

À cause de l'oscillation en lacet, l'effet dièdre de l'avion conduit à un mouvement autour de l'axe de roulis : c'est le **roulis induit**. L'inclinaison en roulis amène une glissade et donc une nouvelle excitation en lacet. Le mouvement de l'avion est alors une combinaison de l'oscillation autour de l'axe de lacet, et de l'oscillation induite autour de l'axe de roulis. Ce mouvement de deux oscillations qui s'entretiennent mutuellement est appelé roulis hollandais.

L'origine du qualificatif hollandais n'est pas consensuel :

- Certains considèrent que l'adjectif se réfère au mouvement des patineurs sur glace.
- D'autres pensent que l'origine vient plutôt des marins hollandais qui savent compenser un roulis excessif par une trajectoire non-rectiligne.
- De façon plus humoristique, le goût des hollandais pour l'alcool aurait donné le nom de ce mouvement aux allures d'avion ivre.

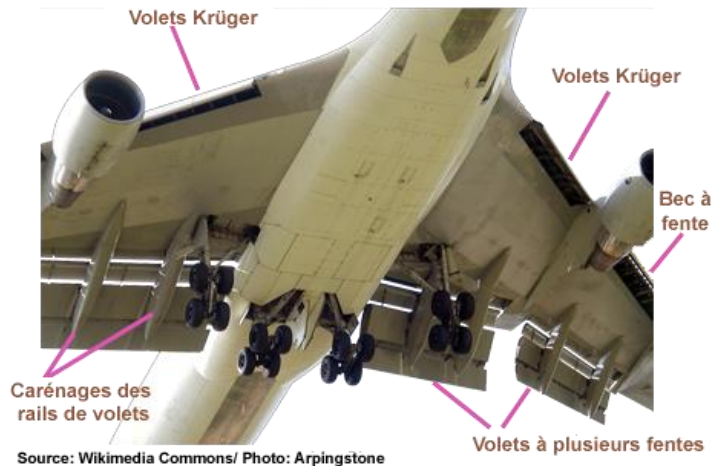
Texte Wikipédia



I. Définitions

Les **dispositifs hypersustentateurs** sont des **surfaces mobiles** dont la fonction est de **modifier la forme de l'aile** afin d'en **augmenter la portance**.

Un avion doit pouvoir voler à une grande vitesse en croisière mais aussi à faible vitesse en phase d'atterrissage et de décollage. Ces deux objectifs sont contradictoires car une aile, qui a un bon rendement pour une vitesse donnée, voit ses performances diminuées pour toute autre vitesse.



Source: Wikimedia Commons/ Photo: Arpingstone

Boeing 747 en phase d'approche juste avant l'atterrissage

Dans tous les cas la portance doit équilibrer le poids...

II. Objectif : maintenir la portance en faisant diminuer V_s

Sachant qu'à la vitesse de décrochage V_s (V_{Stall}), l'expression de la portance est donnée par la relation : $R_z = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V_s^2 \cdot C_z$, on en déduit que si l'on veut conserver une portance (R_z) suffisante à des vitesses inférieures à la vitesse de décrochage (V_s) "en configuration lisse" il est nécessaire de jouer sur l'un des autres paramètres !

- La masse volumique de l'air ? ...

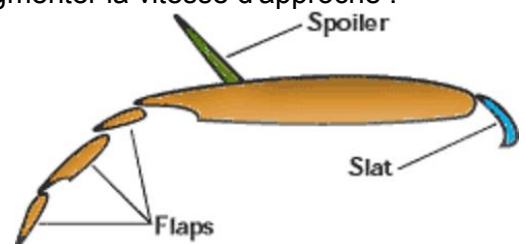
La masse volumique de l'air, notée ρ dans l'expression de la portance, n'est évidemment pas modifiable... mais on en profite pour se rendre compte qu'un air surchauffé (en été, en Afrique ...) ou un aéroport situé en altitude, jouent sur cette valeur et la font baisser !

La vitesse de décrochage augmente ... ce qui nécessite d'augmenter la vitesse d'approche !

- La surface alaire ? ...

Modifier la surface de l'aile (S) paraît délicat ! En pratique cela se fera en utilisant des volets plus sophistiqués (Fowler) ou des dispositifs de bord d'attaque (comme les volets Krueger) qui vont à la fois augmenter la surface alaire et le C_z .

(l'avion est à géométrie variable par extension de l'aile vers l'avant et/ou vers l'arrière !)...



Volets "Fowler" à 3 sections étendant l'aile côté bord de fuite... volet Krüger à l'avant.

- Le coefficient de portance C_z ? ...

C'est sur ce dernier paramètre, le C_z , que l'on opère. Ainsi, pour compenser une diminution de vitesse de l'appareil, on utilise des dispositifs hypersustentateurs qui, en faisant varier le profil de l'aile vont entraîner une augmentation de la portance grâce à l'augmentation notable du C_z .

Un précurseur "STOL", le Breguet 941, est doté de grandes hélices qui permettent de souffler l'aile et ses appendices aérodynamiques. ⇒



III. Les principaux systèmes utilisés

Les principaux modèles utilisés sur les avions peuvent être classés en deux groupes en fonction de leur mode d'action :

- Les **volets de courbure (flaps)** dont l'effet est principalement d'augmenter la portance (et la traînée) par augmentation de la courbure du profil.

et/ou

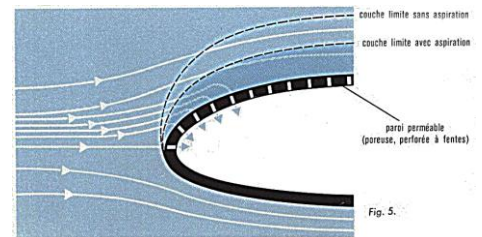
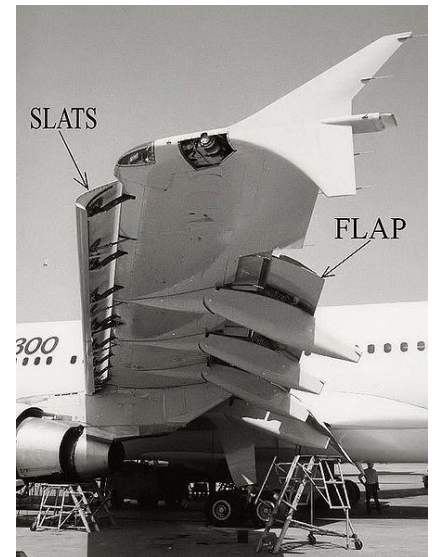
- Les **becs de bord d'attaque (slats)**, qui augmentent, eux aussi, la portance.

plus un effet complémentaire...

- Ces deux dispositifs mobiles peuvent, pour les plus complexes, créer une **extension de surface** (les déplacements importants de surfaces mobile augmentant la surface alaire).

Ces systèmes peuvent être améliorés par :

- l'utilisation de **fentes** qui améliorent l'écoulement d'air sur l'extrados aux grands angles d'incidence pour retarder le décollement de la couche limite et par conséquent l'apparition du décrochage.
- un **soufflage d'air** sur les volets
- une **aspiration de la couche limite** au travers de trous percés dans l'aile



Aspiration de la couche limite

IV. Comment les performances sont-elles augmentées ?

- **Les variations du coefficient de portance.**

L'utilisation d'une petite surface auxiliaire en AVANT de la surface portante, placé avec une FENTE de dimension convenable entre les deux, va permettre d'augmenter le coefficient de portance maximale jusqu'à 60%. (Graphique **Courbe bleue**)

Les **fentes** ne font que prolonger la courbe du coefficient de portance (courbe du bas prolongée en pointillés).

L'utilisation de **volets** permet d'augmenter le coefficient de portance pour toute la plage des angles d'attaque. (C'est la **courbe rouge** du haut qui est prolongée vers le haut).

La **combinaison des deux** peut s'avérer très performante au point d'augmenter la portance de 150 % !!!

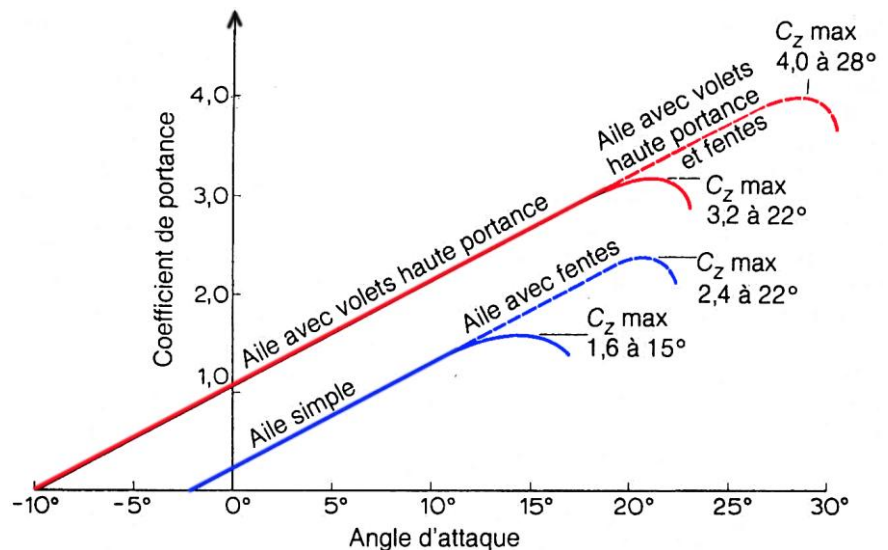
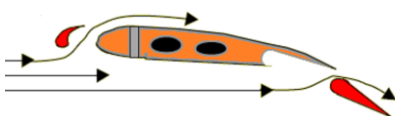


Illustration colorisée et extraite de : Mécanique du vol (A.C. KERMODE)

Remarquez aussi sur le schéma l'augmentation de l'angle de décrochage qui passe de 16° à 23° puis 30° (Enorme !).

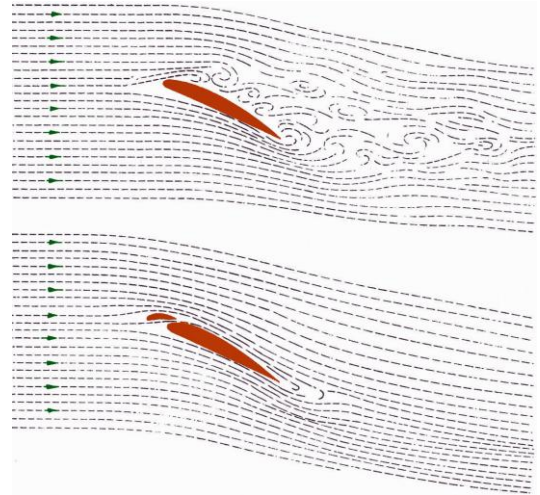
- Le rôle aérodynamique.

Pour les **volets classiques** c'est assez simple : on modifie la courbure de l'aile. La portance augmente parce que le profil a changé !

Le rôle des **fentes** est différent il retarde le décrochement de la couche limite et par conséquent maintient plus longtemps un écoulement laminaire sur l'extrados.

Rôle des fentes de bord d'attaque : schéma ci-contre ⇒

D'autres dispositifs ont été utilisés dans ce but comme par exemple l'aspiration d'air au niveau de petits trous percés dans l'extrados. Ces systèmes sont coûteux et surtout dépendant d'un moteur... ils sont donc gourmands en énergie et peuvent être sujets à des pannes. On leur préférera donc d'autres solutions plus "mécaniques".



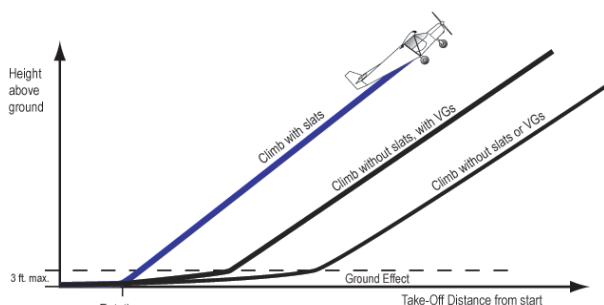
V. Utilisation des volets en phases de décollage et d'atterrissage :

- Influence "positive" des dispositifs hypersustentateurs :

Les propriétés des dispositifs hypersustentateurs sont utilisées :

- au **décollage** : avec 10 à 15° de volets, la portance nécessaire pour équilibrer le poids de l'avion est atteinte à une vitesse plus faible qu'en configuration lisse. La vitesse de décollage et la distance de roulement sont ainsi légèrement réduites.
- en **approche** : un braquage de 20 à 40° des volets et éventuellement la sortie des becs permettent de réduire la vitesse tout en augmentant l'angle de descente.
- à l'**atterrissage** : pour réduire la vitesse de décrochage et la distance de roulement, grâce à l'augmentation de la traînée.

- Les cas d'utilisation extrêmes



Ici un ULM STOL (Short Take Off and Landing)



Décollage ou atterrissage sur 10 m environ !

Les performances obtenues avec des avions légers ou ultralégers sont époustouflantes !!!

Voir les vidéos sur internet (recherchez STOL compétition). Résultats :

[\(world_record_attempt_Amazing_plane_take_off_and_landing.mp4 ; Valdez_Fly-In_STOL_Competition_2011_Highlights\)](#)



L'exploit de Jules Védrines ... qui, avec un Caudron G3, se pose sur le toit des Galeries Lafayette à Paris le 19 janvier 1919.

• Influence indésirables des dispositifs hypersustentateurs sur le vol :

- Il apparaît (habituellement) un fort **moment à piquer** lors de la sortie des dispositifs de bord de fuite (**volets**)
- A l'inverse il apparaît (habituellement) un fort **moment à cabrer** lors de la sortie des **becs** de bord d'attaque.
- En configuration atterrissage, l'utilisation des deux dispositifs permettant d'augmenter fortement l'angle de décrochage, il en résulte une importante **diminution de la visibilité vers l'avant** et un risque de faire toucher la queue sur le sol avant le train principal.
- Noter aussi qu'il faut parfois, pour certains avions, rentrer les portances pour mieux freiner avec les roues.



ULM STOL avec becs et volets à fente



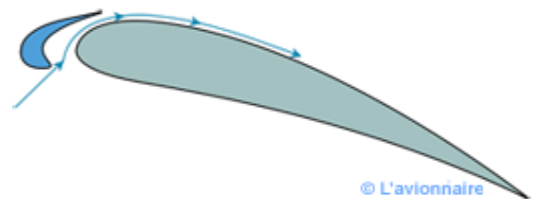
Volets fowlers 3 sections (avec fentes)

VI. Différents dispositifs de bord d'attaque

• Bec à fente

Ce dispositif sert à empêcher ou à retarder le décollement de la couche laminaire sur l'extrados.

La pression élevée de l'intrados passant par la fente permet de redonner de l'énergie à la couche limite sur l'extrados.



© L'avionnaire

• Bec à fente fixe

Ces dispositifs fixes ont équipés les premiers avions à décollage et atterrissage court.

*L'un des avions le plus connu est le **Fiseler Fi 156** surnommé **Storch** (cigogne) qui fut repris et développé après la guerre par **Morane-Saulnier** sous le nom de **MS 502** puis **MS 505**.*



Source: Wikimedia Commons/ Photo: Martial Heland



Bec d'un petit avion (CH 701) "STOL"

⇐ Partie d'une aile d'un **Fiseler Fi156**

*Durant la dernière guerre le **Fiseler " Storch"** était un avion d'observation. Il a aussi servi à une évasion de **Bénito Mussolini**... et à la fin du film **"La grande Vadrouille"**.*

Dans les années 1970 cet avion servait encore de remorqueur de planeurs dans certains clubs.

- Bec à fente automatique

A vitesse élevée les becs sont plaqués contre le bord d'attaque de l'aile et ils se déploient vers l'avant automatiquement grâce à la dépression locale à incidence élevée.

Ces becs sont montés notamment sur les Morane-Saulnier Rallye.



Source: <http://www.trapanelles.tcweb-host.com/> Thierry JR Cavalié
Morane-Saulnier 893 Commodore. Ce type d'appareil est souvent utilisé pour remorquer les planeurs.

- Bec à fente commandé ou Slat (en anglais)

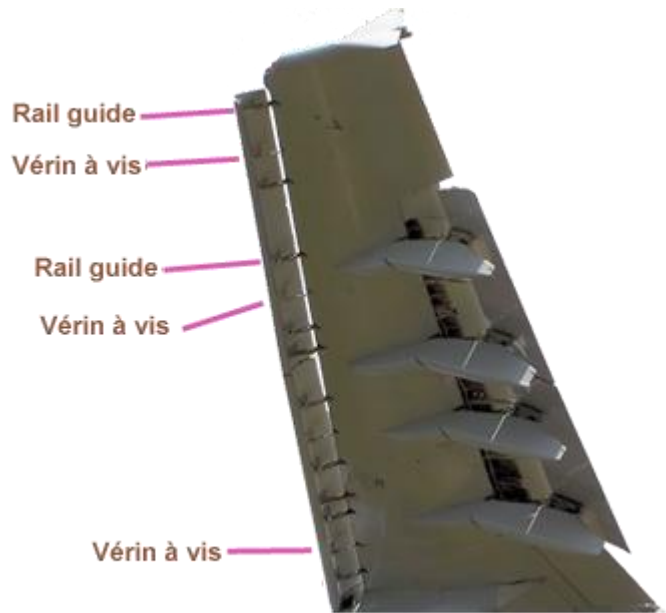
Commandé par le pilote ce bec allie augmentation de la surface, augmentation de la courbure par basculement et traitement de la couche limite par la fente.

Partie d'une aile d'un airbus A300 ⇒ On retrouve ça sur des avions plus rapides comme le Mirage III

Principe de fonctionnement :

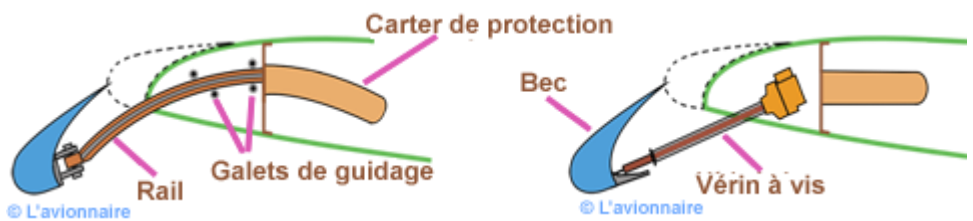
Chaque aile est équipée de plusieurs vérins à vis qui sortent ou rentrent le bec.

Celui-ci est maintenu par des rails, eux-mêmes guidés par des galets.



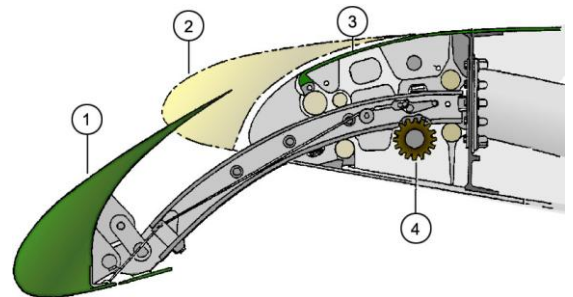
Source: Wikimedia Commons/ Photo: Arpingstone

La sortie ou la rentrée sont contrôlées par un limiteur de couple et un détecteur de dissymétrie.



Le mécanisme des becs est assez sophistiqué.

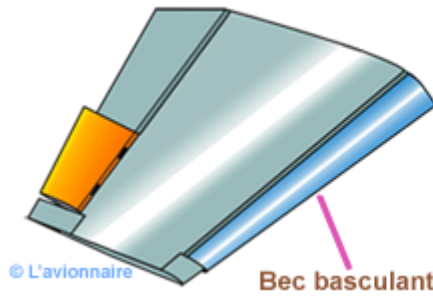
Ici un "SLAT" de Boeing 737 qui refuse de rentrer (probable problème hydraulique).



- **Bord d'attaque basculant**

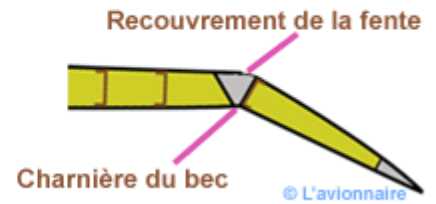
C'est la partie avant du profil qui bascule vers le bas, créant un effet de cambrure de l'aile.

Ce dispositif est principalement utilisé sur les avions de chasse. (F16, F 104)



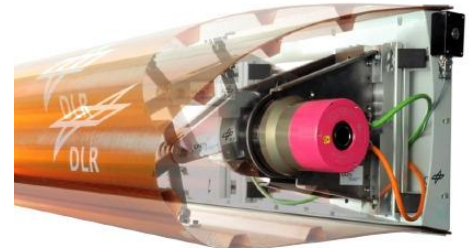
Aile du Lockheed F-104 Starfighter. Le vérin hydraulique est placé dans le fuselage. ⚡

Détail du bec basculant



Une équipe de recherche a conçu un bord d'attaque de forme variable (*Smart Droop Nose*) s'intégrant à la voilure de l'avion. "La forme du bord d'attaque peut être modifiée pendant les phases de décollage et d'atterrissage de telle sorte qu'aucun bec de bord d'attaque distinct n'est nécessaire".

Schéma ci-contre (les deux positions sont superposées) ⇒



- **Volet Krüger**

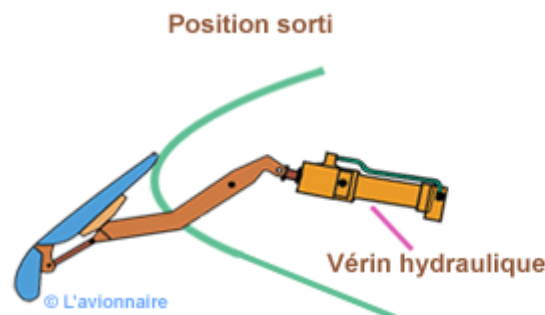
Principe de fonctionnement :

Plusieurs vérins hydrauliques déploient vers l'avant un volet principal qui vient se positionner contre le bord d'attaque de l'aile. Un deuxième volet très arrondi se déploie également pour se mettre dans le prolongement du premier volet.



Source: Wikimedia Commons/ Photo: Arpingstone

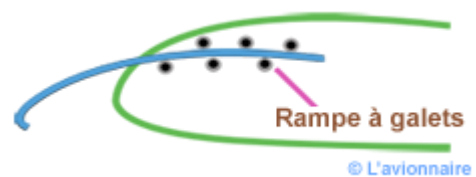
Le but de ces volets est d'augmenter la surface alaire de l'aile ainsi que la courbure.



- **Bec Betz**

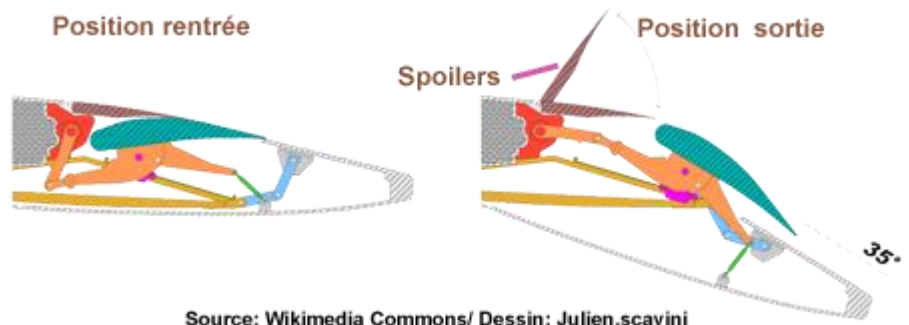
Actionné par plusieurs vérins le volet coulisse sur une rampe à galets.

Ce type de volet a été supplanté par le volet Krüger dont il est une variante.



VII. Différents dispositifs de bord de fuite

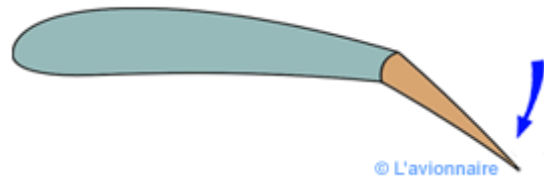
Appelés volets (*ou flaps en anglais*), ils se situent au bord de fuite de l'aile entre les ailerons et le fuselage.



- Volet de courbure

Comme son nom l'indique ce type de volet permet de faire varier la courbure de l'aile, donc la portance et la traînée.

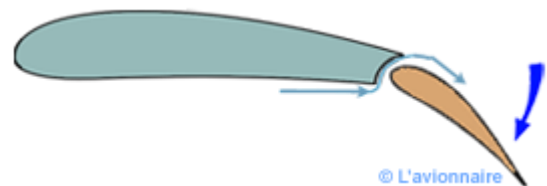
En braquant le volet vers le bas la portance augmente, mais la traînée aussi. Plus le braquage sera important, plus la portance augmentera mais plus la traînée sera importante.



Sur certains types de planeurs il est possible de braquer les volets négativement (vers le haut). En réduisant la courbure, la traînée est réduite mais la portance aussi. Ce qui permet d'augmenter la vitesse pour passer une zone délicate (descendance) ou de diminuer le temps de transit entre deux ascendances sans trop pénaliser la finesse.

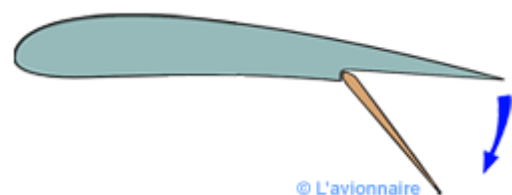
- Volet de courbure à fente

Ce type de volet allie le braquage vers le bas avec un léger recul, qui ouvre une fente entre l'aile et le volet pour permettre à l'air de passer de l'intrados vers l'extrados afin de redonner de l'énergie à la couche limite et de retarder le décollement de celle-ci sur le volet.



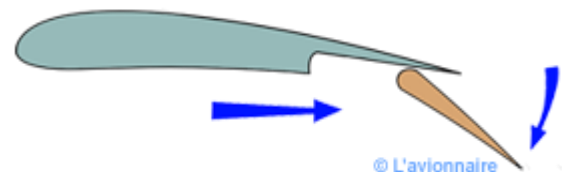
- Volet d'intrados

En augmentant la courbure de l'aile il augmente la portance. Par contre en n'agissant que sur l'intrados de l'aile sans modifier l'extrados, ce type de volet génère une forte traînée.



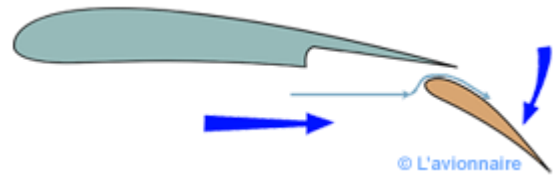
- Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière (Zap)

Ce type de volet combine un déplacement vers l'arrière pour augmenter la surface alaire avec un braquage vers le bas pour augmenter la courbure.



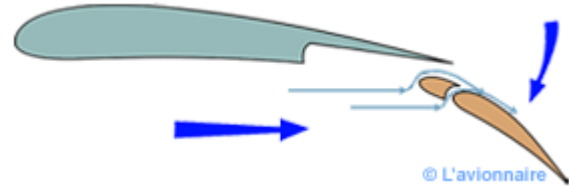
- Volet Fowler volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à une fente

Le volet Fowler combine un déplacement vers l'arrière pour augmenter la surface alaire avec un braquage vers le bas pour augmenter la courbure associé à une fente pour traiter la couche limite sur l'extrados du volet.



- Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes

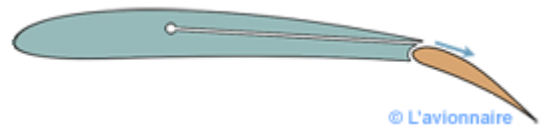
Ce type de volet peut être en deux ou trois parties, avec une, deux ou trois fentes.



VIII. Dispositifs divers

- Soufflage

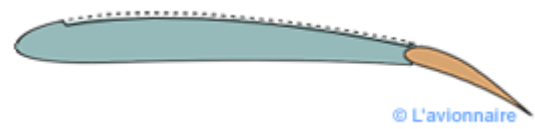
De l'air prélevé du ou des réacteurs est soufflé sur l'extrados au niveau du bord de fuite juste avant les volets lorsque ceux-ci sont abaissés.



- Aspiration de la couche limite

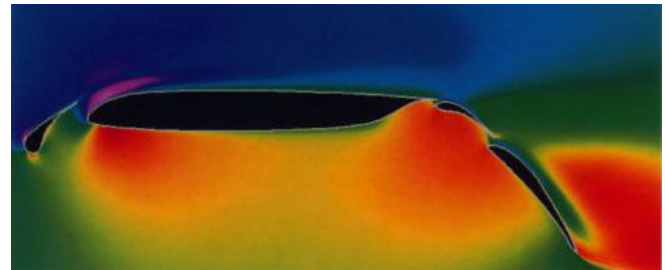
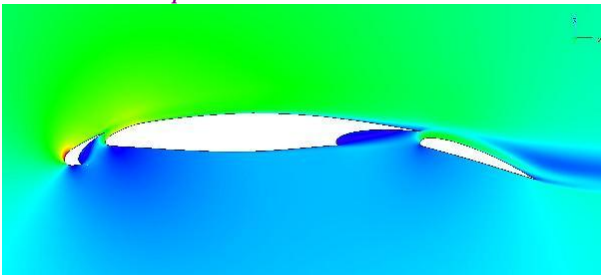
La couche limite est aspirée à travers de trous très fins sur l'extrados, ce qui retarde son décollement.

Ce système est séduisant mais n'est plus employé car il se heurte à des difficultés techniques (*conduites d'aspiration*) et consomme beaucoup d'énergie pour être efficace.



IX. Simulations

Des simulations de pression et d'écoulement



X. Récapitulatif des améliorations dues aux dispositifs hypersustentateurs





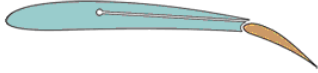




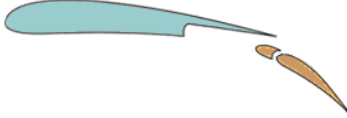
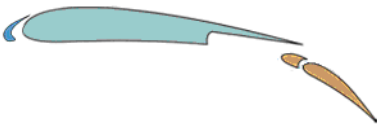
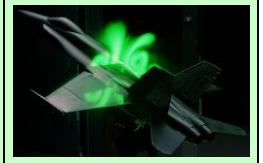
Désignation	Forme de l'Aile	Angle de braquage	Augmentation de portance en %
Profil de base		0°	0 %
Volet de courbure		12 à 45°	51 %
Volets intrados sans recul		14 à 50°	60 à 67 %
Volet à fente		16 à 45°	53 à 65 %
Volet soufflé		60 % très variable selon vitesse	Environ 60 % selon angle et vitesse du jet d'air
Volet Fowler surface augmentée de 30%		15 à 40°	88 à 90 %
Volet Krueger (Volet de bord d'attaque)		25°	50 %
Bec automatique		Bec sorti (20°)	26 à 50 %
Bec et Volet Fowler		Bec & Volet + 40°	93 %
Double Volet Fowler avec fentes		Volet + 20°	100 %
Bec et Double (ou triple) Volet Fowler		Bec & Volet + 40°	120 % (150 %)

Tableau complété par des données du cours d'aérodynamique de Kermod.



I. Spoilers et aérofreins - Définitions

Les **spoilers** et les **aérofreins** peuvent servir soit à dégrader la vitesse de l'avion soit à augmenter sa pente de descente. Pour cela, on peut soit diminuer le C_z , soit augmenter le C_x .

- **Spoilers (ou dispositifs hyposustentateurs)**

Le spoiler est un destructeur de portance...

Il est destiné à améliorer le contrôle de la pente de descente et le freinage mécanique à l'atterrissage.

... l'augmentation de la traînée est un effet secondaire.

Variation de C_z et par effet secondaire du C_x en fonction de l'angle de braquage. ⇒

Utilisés symétriquement, les **spoilers** augmentent le C_x et diminuent le C_z . Ils sont utilisés pour les fortes pentes de descente ou pour le freinage au sol.

Utilisés au sol, les spoilers diminuent toute portance résiduelle liée à la vitesse de l'avion, ce qui fait que, tout le poids de l'avion s'applique sur les roues et le freinage est alors plus efficace.

Notons que, comme pour les volets, il est possible de modifier le braquage des spoilers pour une utilisation adaptée.

- **Aérofreins (ou freins aérodynamiques)**

Comme son nom l'indique l'aérofrein est un FREIN. Il permet de ralentir l'avion par création de turbulences augmentant la traînée!

L'aérofrein a pour rôle d'augmenter la traînée ...

Les aérofreins font donc augmenter le C_x mais le C_z reste à peu près constant.

Ils sont utilisés pour :

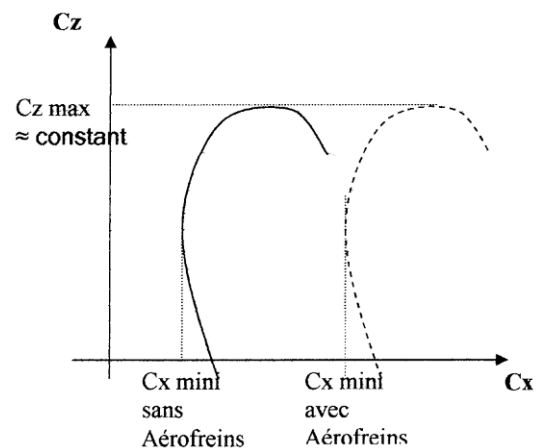
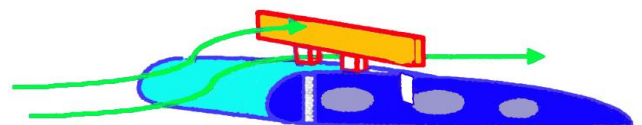
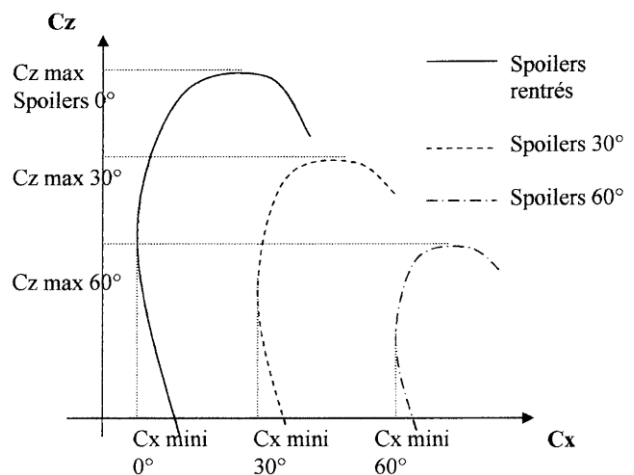
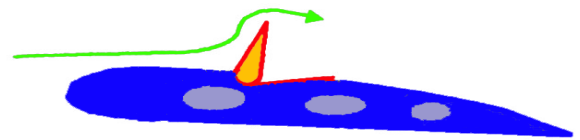
- pour diminuer la vitesse (au sol ou en vol)
- pour augmenter le taux de descente sans augmenter la vitesse
- stabiliser certains appareils lors des phases d'approche et d'atterrissage.

Variation de C_x , sans variation de C_z en fonction du braquage des aérofreins. ⇒

Dans certains cas (les planeurs par exemple), les aérofreins placés sur les ailes diminuent également la portance, par décollage des filets d'air de la surface de l'aile. C'est un effet secondaire voulu par le constructeur.

II. Description des différents types d'aérofreins

Les aérofreins sont des surfaces mobiles actionnées par l'énergie hydraulique (sauf pour les planeurs et avions légers).



- **Aérofreins positionnés au-dessus du fuselage**

Les aérofreins placés sur le fuselage n'ont pas d'influence sur la portance.

Certains avions de chasse utilisent ce type d'aérofreins comme l'Eurofighter Typhoon, ou le McDonnell-Douglas F-15 Eagle.



McDonnell-Douglas F-15 Eagle



Eurofighter Typhoon (avec le parachute de freinage associé)

Principe de fonctionnement : Un vérin hydraulique braque vers le haut une partie du dessus du fuselage.

- **Aérofreins positionnés en-dessous du fuselage**

Ce type d'aérofreins est aussi utilisé par certains avions de chasse comme l'Etendard IV Marine ou le Super-Etendard.



Etendard IV M



Mig 23 : quatre panneaux d'aérofreins déployés autour de la tuyère.

- **Aérofreins positionnés dans le cône de queue**

Ils sont utilisés par certains avions de transport comme le BAe 146 ou le Fokker 70 ci dessous. Ils sont parfois dit en "pétale" (comparaison avec l'ouverture d'une fleur).



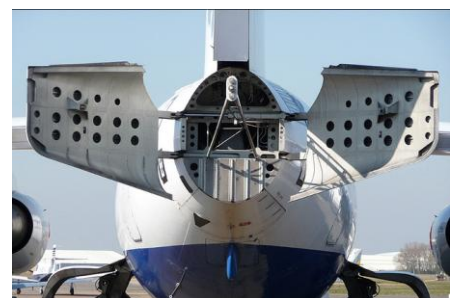
BAe 146



Fokker 70



Schéma du Fokker 28

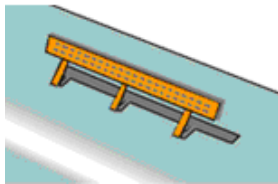


• Aérofreins positionnés sur les ailes

Ces types d'aérofreins étaient utilisés par exemple par la Caravelle de Sud Aviation et l'Aérospatiale SN-601 Corvette.

On en trouve aussi sur le C-160 Transall... en notant que les aérofreins extradados sont "surélevés" pour éviter de perturber la couche limite et de modifier la portance.

Les aérofreins du Transall C-160 ⇨



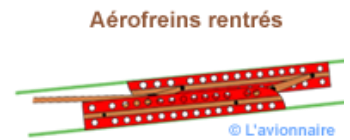
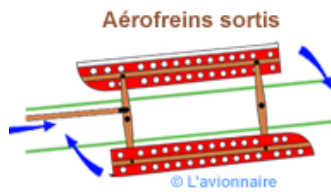
⇨ Sud Aviation - SE 210 Caravelle ↑ Détail en mode rentré ⇨



• Les aérofreins de planeurs

Sur un planeur, a commandes des aérofreins se fait simplement par une association de câbles et de tringleries.

Il existe des systèmes à deux panneaux (extrados et intrados) et, pour les planeurs modernes, des modèles à un seul panneau (extrados).



Système Schempp-Hirth ↑



Planeur moderne : DUO-DISCUS-X ↑ (aérofreins d'extrados seulement)



Planeur ancien : K 13 ↑ (aérofreins d'extrados ET d'intrados)

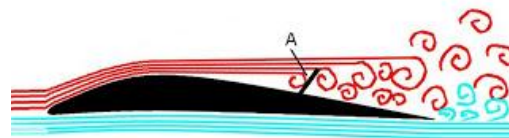
Les trous, plus ou moins nombreux, selon les planeurs ont pour fonction de canaliser l'écoulement de l'air.

Détails des aérofreins du DUO-DISCUS-X ⇨

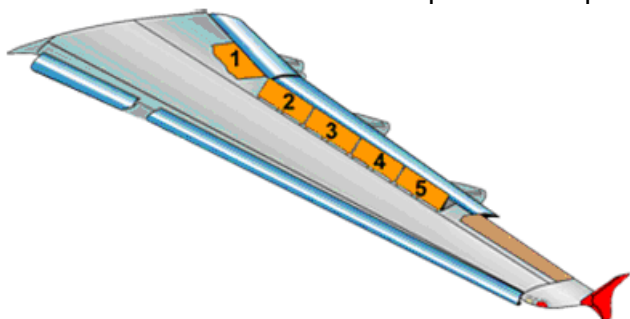


III. Description des différents types de spoilers

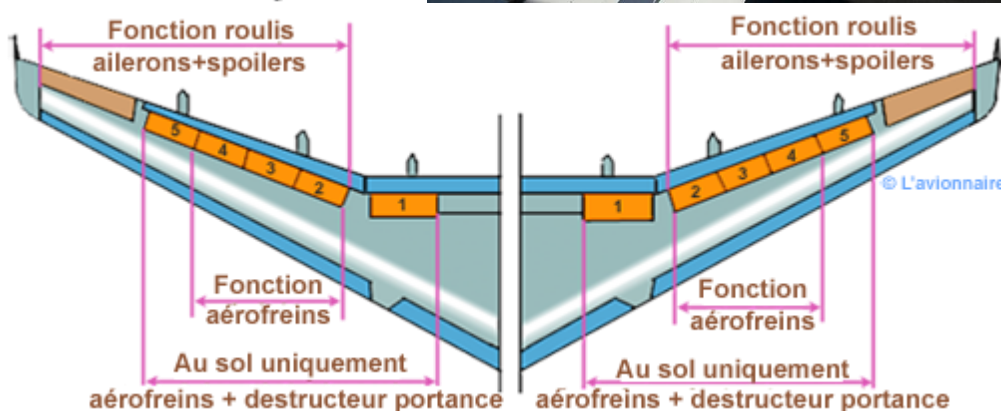
Les **spoilers** sont des surfaces mobiles d'extrados dont le braquage provoque, sur l'aile concernée, une **diminution de portance** et un accroissement de la traînée.



L'airbus 319 servira de base pour les explications suivantes. Sur cet appareil cinq panneaux mobiles numérotés de 1 à 5 composent les spoilers.



Chaque panneau est commandé par un vérin hydraulique. Ce vérin hydraulique étant lui-même commandé par une servo-valve qui reçoit des ordres électriques provenant du boîtier de commande.



IV. Principe de fonctionnement :

- **En vol** : commandés symétriquement par une manette ils font fonction d'aérofreins. Commandés de manière différentielle, ils jouent le rôle d'aide aux ailerons pour le "gauchissement" ce qui améliore la maniabilité de l'appareil.
- **Au sol** : à l'atterrissage après le toucher des roues, braqués symétriquement ils jouent le rôle d'aérofreins et de destructeurs de portance. A vitesse élevée l'avion est ainsi plaqué au sol ce qui augmente l'efficacité du freinage.

En pratique...

En approche lors de la check-list le pilote "arme" les spoilers, à l'atterrissage ceux-ci sortiront automatiquement si :

- les manettes de puissance sont en position ralenti
- les amortisseurs gauche et droit du train principal sont comprimés
- la vitesse des roues du train principal est supérieure à 85 kt

Dans le cas où les spoilers n'ont pas été armés, ceux-ci sortiront dès qu'une ou plusieurs reverses seront passées et si les conditions ci-dessus sont remplies.

Sur certains avions, lorsque les spoilers sont complètement sortis après l'atterrissage le Cz de l'aile devient négatif. Lors d'une remise de gaz pour une raison quelconque, les spoilers rentreront automatiquement sans aucune intervention du pilote.



Boeing 767 Spoilers ouverts ⤴ et schéma de contrôle ⤵

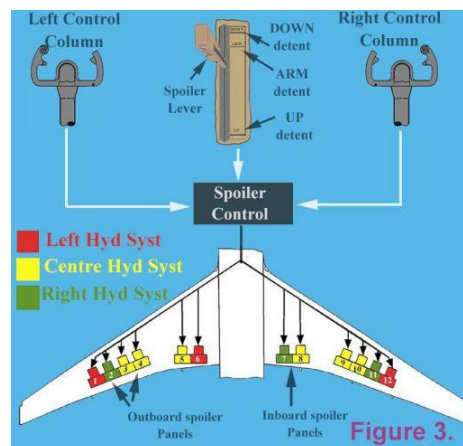


Figure 3.



VI - Décollage atterrissage.



I. Pourquoi tenir compte du vent ?

En vol ce qui compte c'est la vitesse de l'avion par rapport à la masse d'air... peu importe la vitesse et la direction de cette masse d'air ! (*)

Au sol votre vitesse est souvent insuffisante pour maintenir l'avion en l'air et c'est donc la composition des vitesses (*somme vectorielle de la vitesse sol et de la vitesse du vent*) qui va déterminer votre capacité à voler ou non ! En approche (atterrissage) le vent va modifier votre pente de descente et, selon qu'il est de face ou de dos, réduire ou allonger votre trajectoire réelle par rapport au sol.

(*) L'influence se réduit à la valeur et à la direction de votre vitesse (*projeté sur le*) sol. Cela influence énormément sur votre navigation (avance, retard, déviation ou dérive) ... mais pas sur votre vol !

II. Décollage... face au vent !

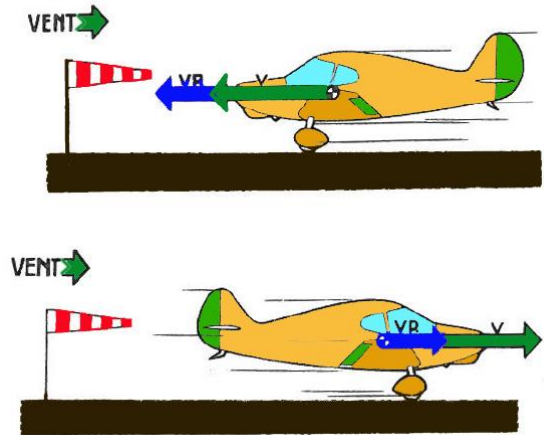
Tout le monde "sait" qu'il faut **décoller** (mais aussi se poser) **face au vent**. La **manche à air** (biroutte) indique la direction et la force du vent (approximativement)... Expliquons pourquoi :

Vent de face (schéma du haut) la **vitesse du vent** V_v s'ajoute à la vitesse V de l'avion pour donner une vitesse relative V_R de l'avion par rapport à l'air plus grande que V .

La vitesse de décollage dépendant de V_R elle est atteinte très rapidement. Le décollage est donc facilité face au vent.

A l'inverse, vent de dos, la distance de roulage peut s'allonger considérablement car V_R devient très inférieure V . Cela peut constituer un grave danger.

Effets du vent sur le décollage



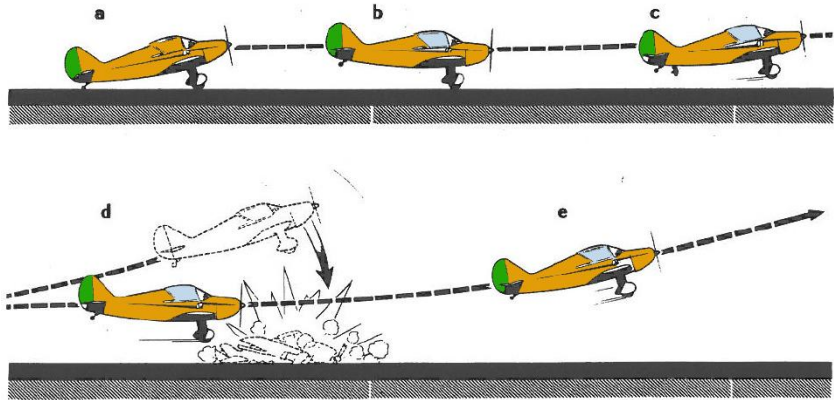
a – plein gaz lâcher les freins.

b – accélération (lever la queue pour les trains classiques)

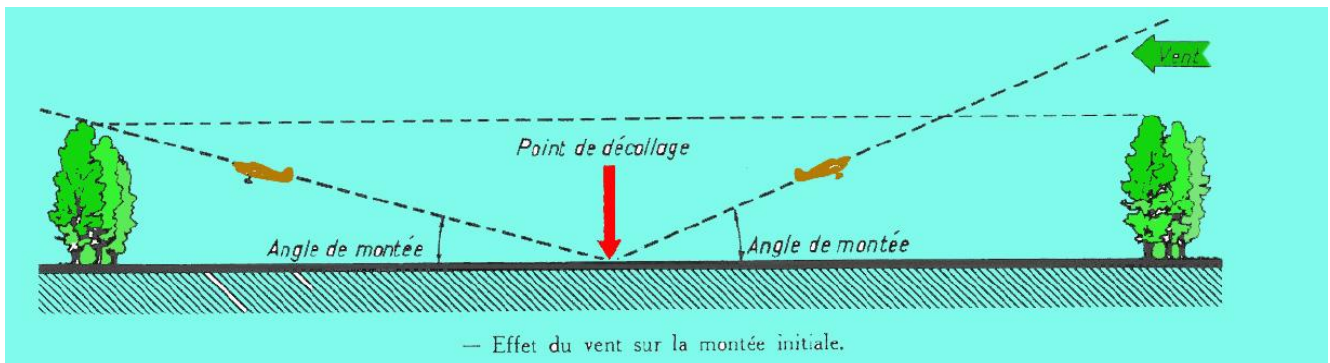
c – décollage

d – prise de vitesse (vouloir monter immédiatement réduit la vitesse... ce qui peut vous faire passer en dessous de la vitesse de décrochage)

e – mise en montée



— Phases du décollage.



— Effet du vent sur la montée initiale.

L'angle de montée se mesure entre l'horizontale (sol) et la trajectoire de l'avion/sol. On comprend facilement que cet angle augmente **vent de face** et que **le franchissement des obstacles est facilité**.

A l'inverse, un décollage vent de dos peut, par le double effet de l'allongement du roulage et de l'abaissement de la trajectoire (angle de montée plus faible) rendre un décollage très dangereux.

• Check-list décollage (CAEA)

Il y a autant de check-list que d'avions (elle est dans le manuel de vol)... mais les grands principes sont

1 – la sécurité (visu, radio, contrôle avion et plus particulièrement moteur avec pompe électrique en marche en plus de la pompe mécanique).

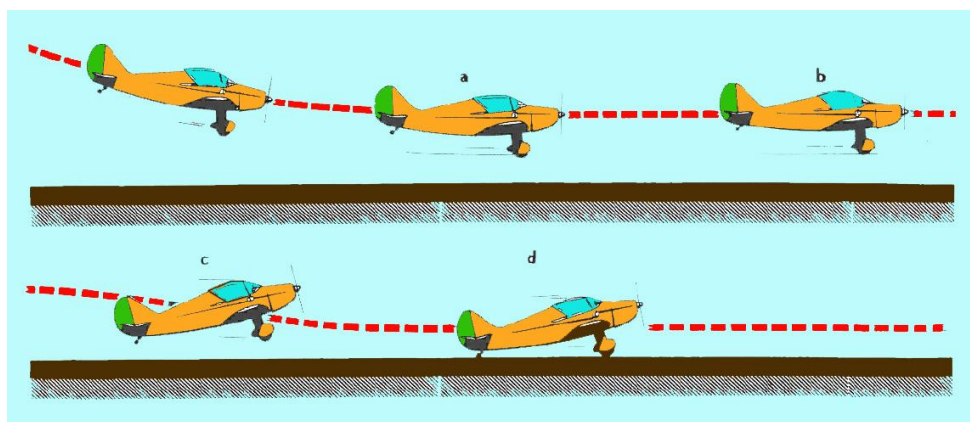
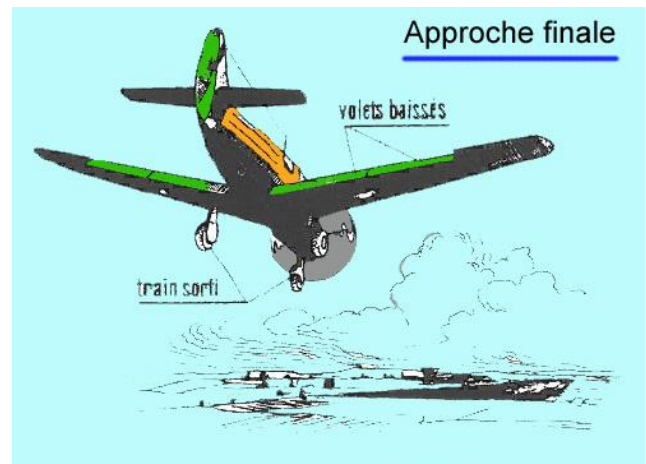
2 – l'aérodynamique : 1 cran de volet est un bon compromis accélération/portance. Une fois que l'on a décollé et que la vitesse/air suffisante il faut supprimer les trainées inutiles (rentre le train et les volets).

III. Atterrissage ... face au vent !

Il faut donc AUSSI **atterrir face au vent**.

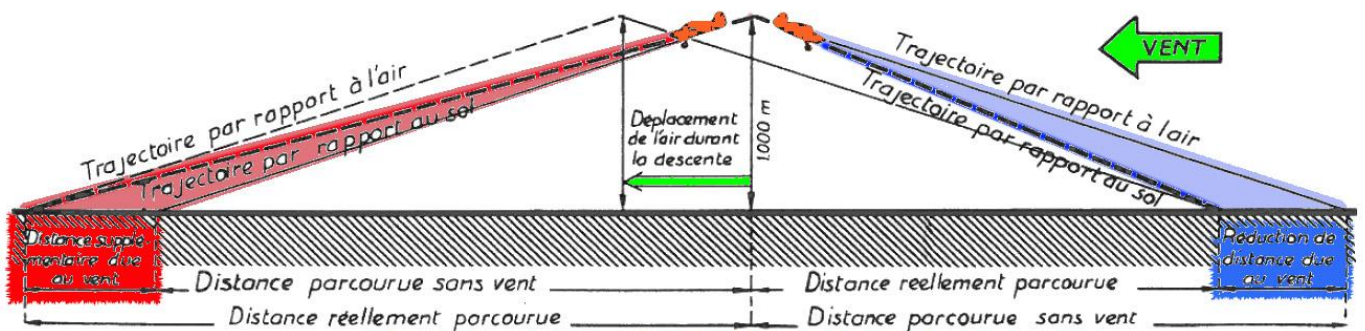
Il faut AUSSI **réduire sa vitesse** alors que l'on est en descente (*réduction moteur augmentation des trainées... sortie du train d'atterrissage*).

Pour réduire encore la vitesse tout en préservant la sécurité (*rester au-dessus de la vitesse de décrochage*) on va **sortir progressivement tous les crans de volets** (*et même les becs pour certains avions*).



- a – l'arrondi, juste avant de toucher le sol, amène l'avion sur une trajectoire parallèle au sol.
- b – moteur réduit l'avion décélère... mais l'effet de sol peut le maintenir en l'air quelque temps même en dessous de la vitesse habituelle de décrochage
- c – décrochage (au ras du sol pour un "kiss landing")
- d – touché des roues (ici un posé "trois points" caractéristique des avions à train classique).
- e – freinage puis libération de la piste

- La pente de descente



— Effet du vent sur la distance parcourue en descente planée.

Vous remarquerez que le vent perturbe votre descente en allongeant votre trajectoire lorsqu'il est de dos. On privilégie donc TOUJOURS le vent de face.

- Contrôle de la descente

Il se fait par l'intermédiaire de l'assiette qui pilote le vario (en général, 500 ft/mn est une bonne valeur pour un avion de club) et de la puissance qui pilote la vitesse, le choix du couple vario/vitesse déterminant une **pente de descente**.

Votre vitesse de descente sera néanmoins limitée : vous ne dépasserez pas la « vitesse maximale de croisière » V_{NO} (de l'anglais « Velocity Normal Operating ») si l'air est turbulent, et vous ne dépasserez en aucun cas la vitesse à ne jamais dépasser » V_{NE} (de l'anglais « Velocity Never Exceed »). Ces deux vitesses figurent dans le manuel de vol de votre avion. Vous ne commencerez à sortir les volets que lorsque vous serez rentré dans la zone prévue (arc blanc de l'anémomètre).

Arc blanc: de V_{FE} à V_{S0} : zone d'utilisation normale en configuration atterrissage

- **Check-list atterrissage (CAEA)**

1 – la sécurité (visu, radio, contrôle avion et plus particulièrement moteur avec pompe électrique en marche en plus de la pompe mécanique...). On utilise le phare d'atterrissage (qui permet à l'avion d'être vu en plein jour) et on n'oublie pas de sortir le train d'atterrissage.

2 – l'aérodynamique : on va passer progressivement tous les crans de volet au fur et à mesure que la vitesse décroît (bien aidée par l'apparitions de trainées supplémentaires comme le train d'atterrissage).

3 – la surveillance de la vitesse (la conserver TOUJOURS supérieure à la vitesse de décrochage avec une marge de sécurité importante (+30%) pour contrer d'éventuelles rafales).

IV. La turbulence de sillage.

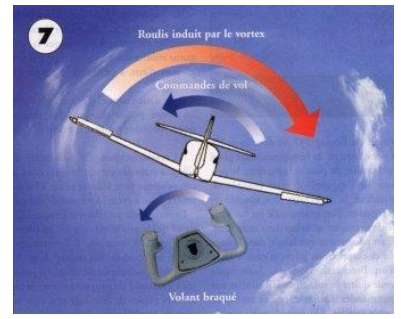
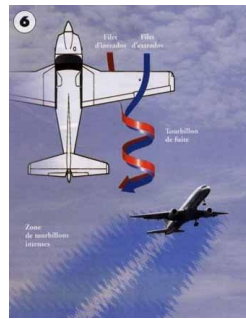
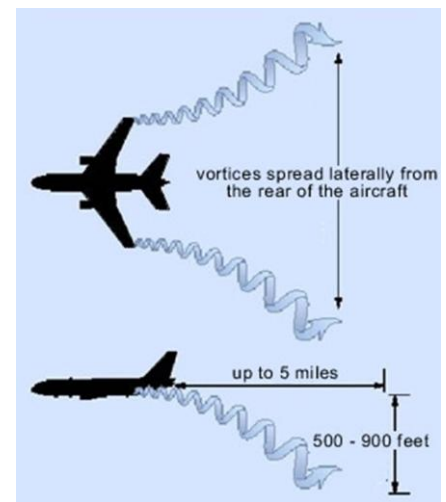
La turbulence de sillage est un phénomène général relatif a tout objet en déplacement dans l'air.

Si on s'y intéresse dans la partie décollage/ atterrissage c'est que, dans cette zone d'évolution, ses effets peuvent avoir des conséquences dramatiques.

On retiendra l'intensité de cette turbulence pour les avions dépend de la taille de l'appareil.

Cette turbulence redescend vers le sol d'environ 1000 ft à la vitesse de 500 ft/min.

Les turbulences générés par les appareils à voilure tournante (hélicoptères, autogires) sont 8 à 12 fois plus importante (elles correspondent a celle d'un avion 8 à 12 fois plus lourd !).



- **Gestion de la turbulence dans le trafic.**

Tour de piste en se plaçant légèrement au dessus de l'appareil qui me précède.

En cas de vent de travers je vole au vent de l'aéronef qui me précède

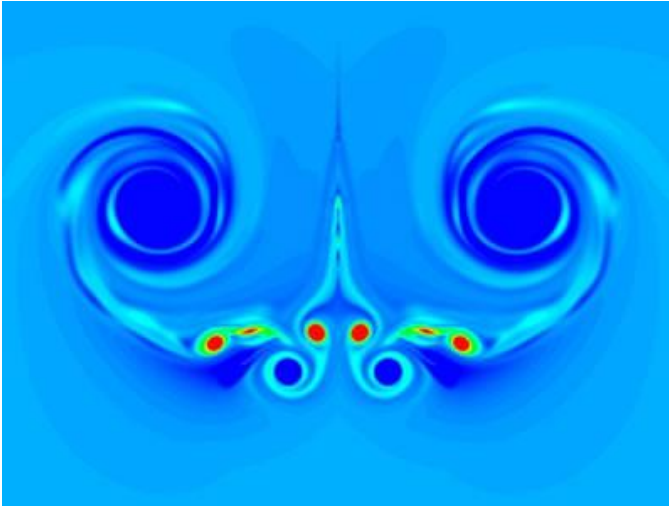
Décollage vent de face j'attends de **1 à 4 minutes** selon la taille de l'aéronef qui me précède.



Turbulence de sillage "F18 Hornet"



Turbulence de sillage "Caravelle"



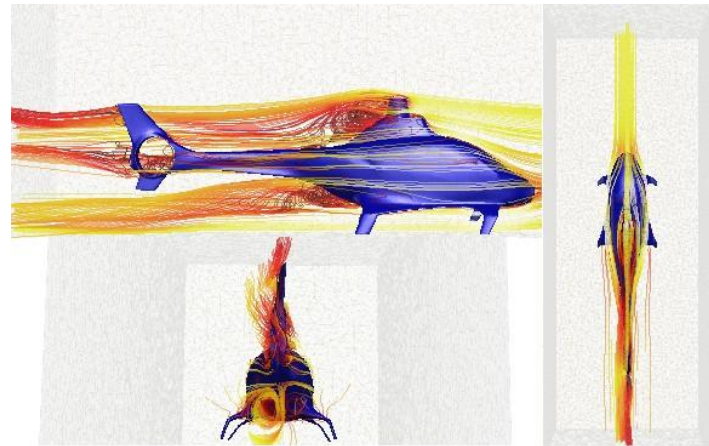
Turbulence de sillage



Turbulence de sillage



Décollage derrière un gros porteur sans tenir compte de la turbulence de sillage : voilà le résultat ... un Cessna 150 pendu par sa roue gauche à une ligne HT



Turbulence autour d'un hélicoptère



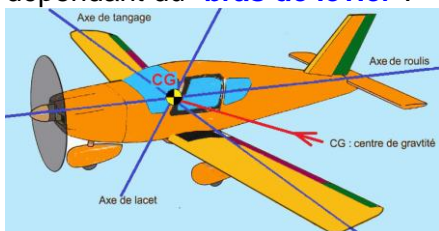
I. Trois points très particuliers qu'il est important de bien définir

- Le centre de Gravité CG ou G (en physique)

Le **centre de gravité** (C_G) ou barycentre des masses est par définition le point d'application de la force de gravitation : le **poids** (P).

Sa position ne dépend que des masses des différentes parties de l'avion et absolument pas de son aérodynamique. Par contre il peut se déplacer lors du chargement (passagers, essence, bagages... etc) mais aussi en vol, lorsque du carburant est consommé, ou même simplement déplacé pour équilibrer certains avions. Ce point n'est donc PAS un point FIXE.

C'est aussi le point autour duquel s'appliquent **les moments de toutes les autres forces** en particulier les **forces aérodynamiques** s'exerçant sur les ailes et les gouvernes et qui ont un effet très dépendant du "**bras de levier**".



En mécanique du vol, **le mouvement de l'avion** est assimilé au **mouvement de son centre de gravité**.

De même, pour l'étude du **mouvement "autour" du centre de gravité**, ce point est l'**intersection** (ou l'origine) des **trois axes de rotation** de l'avion (*Roulis, tangage et lacet*).

- Centre de poussée CP

La portance se crée sur chaque partie de l'aile (*principalement car la contribution du fuselage est habituellement négligeable*). Le point d'application de la portance s'appelle le **centre de poussée** (CP). Il correspond au point d'application de la **résultante des forces aérodynamiques**. Comme pour le centre de gravité c'est un "barycentre" c'est-à-dire un point qui rassemble une multitude de petits effets en un point unique.

Pour les avions classiques le **centre de poussée** est un point qui se situe au niveau du profil entre 30 et 50% de la corde depuis le bord d'attaque.

- Le foyer F

Le **foyer** est un point très important pour un avion. En fait c'est sa position par rapport au centre de gravité qui a une très grande importance qui détermine sa stabilité et sa maniabilité. Il est défini comme le **point d'application des variations de portance**. En pratique il se situe entre 20 et 30% de la corde depuis le bord d'attaque. Sa position varie peu.

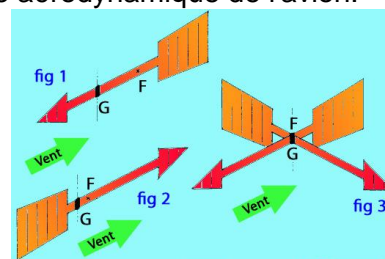
Ce point difficile à définir de manière simple dépend de la forme aérodynamique de l'avion.

Commençons par l'identifier sur une girouette...

Considérons une girouette, articulée autour d'un axe passant par son centre de gravité G . Elle indique bien la direction d'où vient le vent et changera de direction si le vent tourne. (fig 1). Si on l'écarte, à la main, de cette position d'équilibre, elle y reviendra. L'équilibre est **stable**.

Pour la seconde girouette, l'axe, toujours en G , se trouve très près de la grande surface. Elle tourne le dos au vent ! Si on la remet dans le bon sens, elle s'écartera et retrouvera la position d'équilibre précédente (fig 2). Cette girouette fonctionne à l'envers !

La dernière girouette présente un axe placé dans une position intermédiaire. Elle ne bouge plus ! Quel que soit le vent elle reste dans la position dans laquelle on la place (les 2 positions de la fig 3), ignorant totalement la direction d'où vient le vent. L'axe est placé au "**foyer**" de la girouette".



Détermination expérimentale du foyer d'un avion (*ou simplement d'une aile... mais ce n'est pas le même !*)

La détermination de la position du foyer s'effectue sur une maquette... en reprenant la même démarche que pour la girouette. Le fuselage percé de trous peut recevoir un axe sur les différents perçages. Le système (maquette traversée par un axe) est dans un premier temps équilibré afin de s'affranchir de la pesanteur puis placé dans un flux d'air (veine d'une soufflerie aérodynamique).

- Cas n° 1 : pour un perçage situé plutôt "en avant" l'avion se positionne normalement dans le flux d'air.
- Cas n° 2 : pour un perçage situé plutôt "en arrière" l'avion se retourne lorsqu'il est dans le flux d'air.
- Le cas intéressant ! On comprend que, pour un perçage intermédiaire, il doit exister une position pour laquelle l'avion est indifférent au flux d'air (il conserve sa position initiale)... le point ainsi déterminé est **le foyer de l'avion**.

Le foyer est le point pour lequel le moment de tangage ne varie pas avec l'incidence.

II. Ces points sont ils fixes ?

Déjà il faut savoir de quoi on parle... en particulier pour le CP et le foyer F certains auteurs s'intéressent seulement à l'aile et d'autres à l'avion complet ce qui change beaucoup de chose et surtout la position de ces points. Ici on va s'intéresser à l'avion complet.

• Déplacement du centre de Gravité CG

Le pilote doit savoir où se trouve le centre de gravité de son appareil. La position "à vide" est inscrite dans le manuel de vol.

Lors du chargement (passagers, bagages, carburant) le pilote déplace ce point et il doit estimer sa nouvelle position "après chargement".

Ce point peut aussi effectuer un "déplacement en vol" par exemple lorsque le carburant est consommé... mais, sur certains appareils, il est aussi parfois déplacé, à l'initiative du pilote, par transfert de carburant ou par vidange, (sur le Concorde qui était un cas très intéressant, le carburant était déplacé pour chaque phase du vol suite au déplacement des forces aérodynamiques en particulier lors du franchissement du "mur du son"! Il y a aussi le cas des "water ballast" des planeurs).

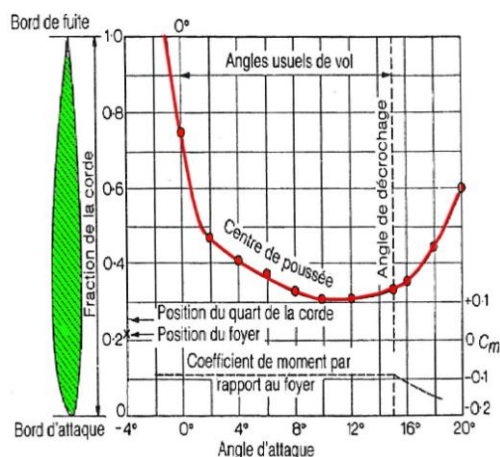


Planeur à réaction ? Non vidange des "water ballasts" !

• Déplacement du centre de poussée CP (CAEA)

L'emplacement du CP dépend bien sûr de l'avion mais il dépend aussi de l'angle d'attaque (modification de la répartition des pressions sur l'aile... et donc du point d'application de la portance).

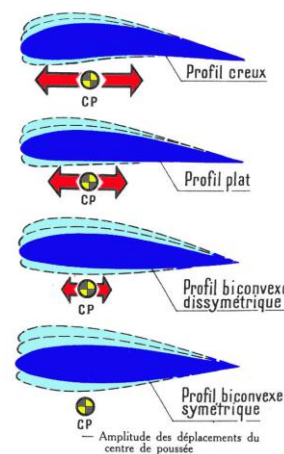
Il se déplace donc lors des différentes phases de vol en fonction des variations de la vitesse et de l'incidence.



Très en arrière aux incidences négatives il avance franchement (40% de la corde à 4°), passe par un maxi (30% pour 10°) puis recule franchement dès que l'incidence de décrochage est dépassée. (schéma à gauche).

L'amplitude du déplacement dépend du profil. (schéma à droite).

Plus ses déplacements sont importants et plus l'avion sera délicat à piloter.



• Déplacement du foyer (CAEA)

En pratique on va considérer que le centre de poussée et le centre de gravité sont superposés (c'est loin d'être vrai)... et que l'avion est stable après réglage (trim) de la gouverne de profondeur.

Le foyer viendra alors jouer son rôle de point d'application des variations de portance. Ce choix permettant ensuite une compréhension simplifiée de l'équilibre et de la stabilité de l'avion.

Pour une configuration donnée ce point est fixe.

Mais l'emplacement du foyer peut lui aussi varier si on fait varier l'aérodynamique de l'avion... par exemple en sortant simplement les volets !

III. Centrage et stabilité

• C'est quoi la stabilité ?

Pour qu'un l'avion soit pilotable (par un être humain !!! (*)), il est nécessaire qu'il soit stable c'est à dire qu'il réagisse dans le "bon sens" lors d'une perturbation de son équilibre.

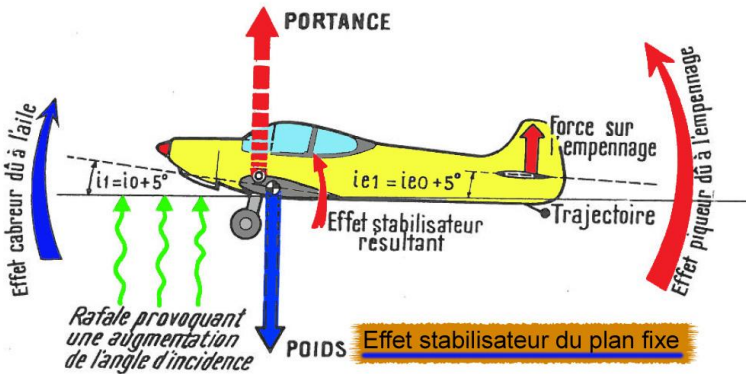
Si l'avion subit un brusque changement d'incidence il est souhaitable qu'il réagisse par une action tendant à contrer cet écart... Par exemple : si une perturbation provoque un mouvement à piquer, l'avion réagit en relevant le nez spontanément sans que le pilote agisse sur les commandes

(* Certains avions sont construits instables (Il existe des prototypes de chasseurs modernes avec flèche inversée type X29 ou Su47...) mais seul un ordinateur et des commandes de vol électriques permettent de les faire voler.

La stabilité d'un aéronef est caractérisée par la tendance pour cet aéronef à revenir à sa position d'équilibre lorsqu'une cause quelconque l'en écarte.

• **Rôle de l'empennage dans la stabilité**

L'aile seule ne peut apporter une stabilisation suffisante ... ce rôle est tenu par l'empennage horizontal.



Si on suppose une rafale de vent faisant augmenter l'incidence de 5°.

- La portance augmente
 - Le centre de poussée avance
 - Tout ceci crée une augmentation supplémentaire du cabrage !
- Pour le plan fixe l'effet est le même.
- La portance augmente
 - Une force supplémentaire s'exerce sur l'empennage. Elle est dirigée vers le haut.

Au bilan l'empennage crée un couple piqueur (stabilisateur car retour vers l'assiette initiale) qui s'oppose à l'effet cabreur de l'aile.

L'avion sera STABLE si l'effet redresseur produit par le plan fixe est supérieur à l'effet perturbateur créé par l'aile.

• **Le centrage**

Pour obtenir la stabilité il faut positionner le centrage en respectant certaines règles dictées par la mécanique et l'aérodynamique.

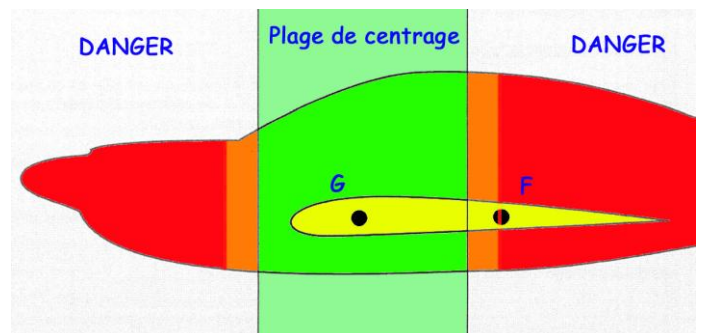
Centrer un aéronef signifie placer son centre de gravité à une certaine distance du foyer.

La règle absolue de la stabilité est de placer le centre de gravité en avant du foyer.

Si G se rapproche un peu trop de F l'avion devient très réactif à la moindre sollicitation des commandes. On veillera donc à garder une marge.

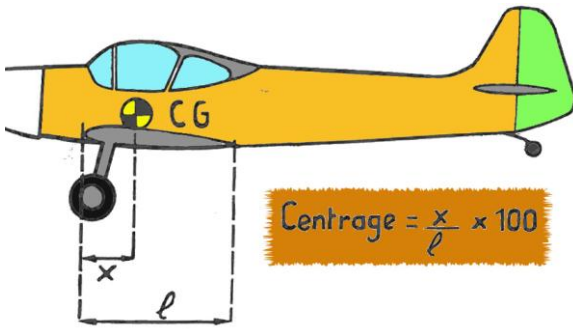
La distance G F s'appelle la **marge statique**.

La zone de positionnement de G (en vert sur le schéma) par rapport à F s'appelle la **plage de centrage**.



En dehors de cette plage le centrage devient dangereux. (En pratique la plage de centrage a été calculée avec une tolérance raisonnable... mais il ne vaut mieux pas explorer cette zone de tolérance)

- La valeur du centrage



Pour quantifier le centrage on regarde où se situe le centre de gravité par rapport à une référence fixe de l'avion... le bord d'attaque de l'aile.

On note **x** cette position et **l** la longueur de la corde de profil.

Le rapport **x/l** fournit un pourcentage que l'on nomme **centrage**.

- Centrage avant ou centrage arrière ? Positions relatives de CP et CG.

On dira qu'un avion est **centré arrière** lorsque son centre de gravité se trouve en arrière du centre de poussée.

On dira qu'un avion est **centré avant** lorsque son centre de gravité se trouve en avant du centre de poussée.

Du point de vue de la stabilité c'est le centrage avant qui est la solution la plus favorable car les effets de l'aile et du plan fixe s'ajoutent pour améliorer la stabilité.

Cependant, c'est une autre préoccupation qui amène à déterminer la limite avant de centrage. En effet, plus le centre de gravité avance, plus important doit être l'effort demandé à l'empennage et ceci au détriment de la **maniabilité**, c'est-à-dire la possibilité pour le pilote d'effectuer sans effort prohibitif les manœuvres permettant de contrôler l'appareil.

Un avion **centré avant** est très stable mais peu maniable

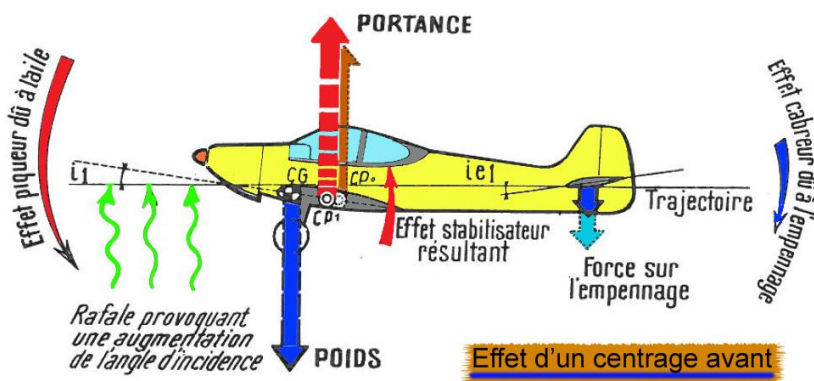
Un avion **centré arrière** est plus vif (limite instable) et donc très maniable.

orsque son centre de gravité se trouve en avant du centre de poussée.

Le **manuel de vol** d'un avion indique donc toujours une limite arrière de centrage déterminée pour répondre à une condition de stabilité... et une limite avant de centrage déterminée pour répondre à une condition de maniabilité.

IV. Exemples d'analyse des effets liés au centrage

- Effet stabilisateur d'un centrage avant



Imaginons une "rafale de vent" qui fait augmenter l'incidence (i_1) et voyons ce qui se passe.

La portance de l'aile augmente et crée un effet piqueur.

A l'inverse, sur l'empennage, c'est l'effet vers le bas qui augmente et provoque un effet cabreur.

Le bilan est un effet global légèrement piqueur qui rattrape (stabilisation) l'effet de la rafale.



Ce cours, plutôt destiné à la préparation CAEA qu'au BIA, a été extrait du très intéressant site : <http://l'avionnaire.fr>. Après avoir été récupéré il n'a été que très légèrement modifié et remis en page afin d'être adapté à nos séances de cours.

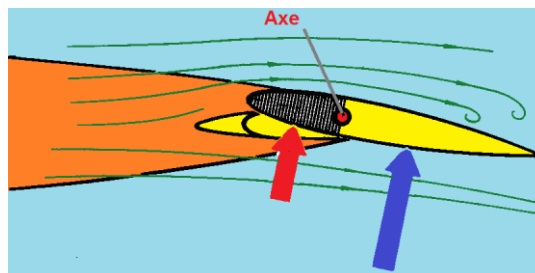
I. Généralités sur la compensation des gouvernes (BIA)

Pour réduire la fatigue musculaire du pilote consécutive aux réactions qu'introduisent dans les commandes les forces aérodynamiques appliquées aux gouvernes, on pratique souvent la **compensation des gouvernes**.

Plusieurs méthodes de compensation sont employées.

Une première solution consiste à **déporter l'axe** d'articulation de la gouverne de façon à ce qu'une partie de la surface de celle-ci se trouve en avant de cet axe.

Lorsque la gouverne est braquée la pression de l'air s'exerçant sur la partie avant tend à augmenter le braquage et s'oppose partiellement à l'action de l'air frappant la partie arrière qui tend à ramener la gouverne en position neutre.

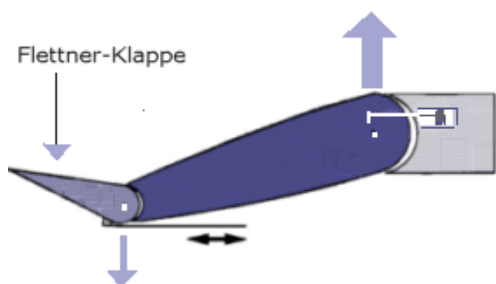


Ici la partie avant de la gouverne "aide" le pilote alors la partie arrière plus large nécessite un effort musculaire sur le manche.

Une autre méthode, très répandue, consiste en une petite surface disposée au bord de fuite de la gouverne à compenser. Cette surface auxiliaire, appelée **flettner** ou **tab** (ou **compensateur** en français !), peut être cabrée en sens inverse du braquage de la gouverne.

En raison du bras de levier important, bien que la surface du tab soit faible, l'action aérodynamique s'y exerçant réduit efficacement l'effet produit par le braquage de la gouverne.

(1) L'effort développé par le pilote est égal au moment aérodynamique de la gouverne par rapport à l'axe d'articulation. Ce moment devient : $M = (R \times d) - (r \times D)$.



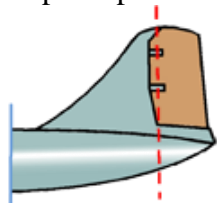
Voyons tous ces dispositifs en détail ! !!!

II. Les compensateurs d'évolution

Les compensateurs d'évolution sont des dispositifs montés sur les commandes permettant de réduire ou d'annuler l'effort exigé pour manœuvrer les gouvernes de vol.

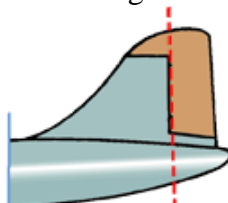
• Déport d'axe

Le principe est de reculer l'axe de rotation de la gouverne vers le bord de fuite.



© L'avionnaire

Partie déportée
Ex: DC3



© L'avionnaire

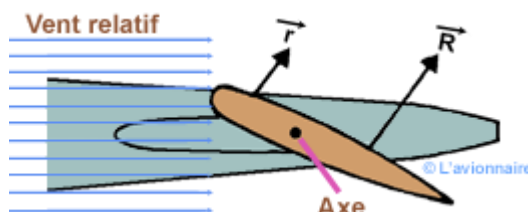
Corne débordante
Ex: Caravelle



Photo : F.Robert

Ci-dessus l'empennage vertical d'un DC3.

La partie déportée, ou corne débordante exerce un effet aérodynamique dans le bon sens et augmente l'efficacité de la gouverne.



© L'avionnaire

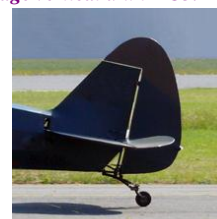
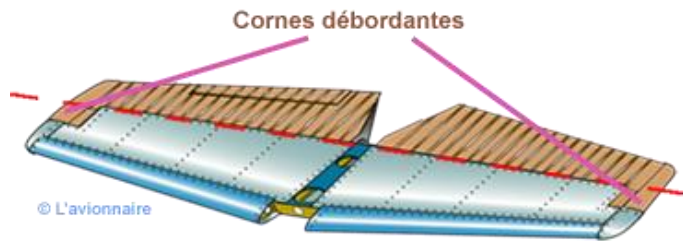


Photo : F.Robert

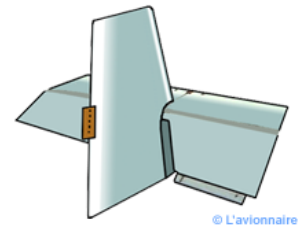
Ci-dessus l'empennage d'un Piper L 18.

Les avions modernes n'utilisent plus ce procédé pour la gouverne de direction, mais certains avions l'utilisent encore pour les ailerons ou la gouverne de profondeur comme l'ATR 42 et 72 ou le Cessna 172 ci-contre.



• **Tab fixe**

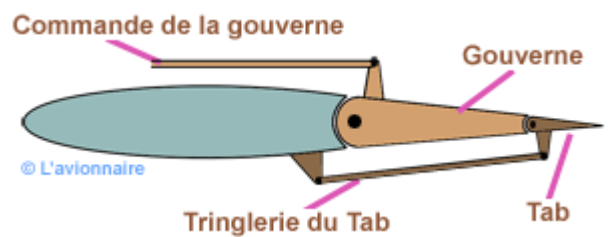
Cette méthode très simple consiste à fixer une petite plaque métallique sur le bord de fuite de la gouverne. Montée sur la gouverne de direction sur nombre d'avions légers, elle est utilisée pour contrer le souffle hélicoïdal en vol de croisière. L'inconvénient est que le réglage ne peut se faire qu'au sol et devra être vérifié ensuite par un vol d'essai.



Gouverne de direction du Jodel 119

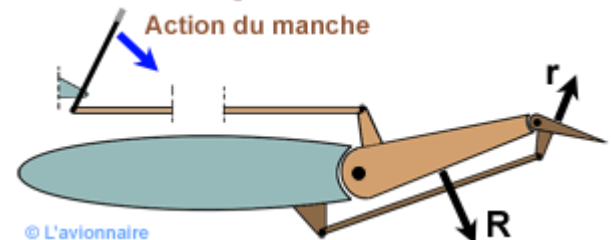
• **Tab automatique**

Une biellette relie le tab au plan fixe. Le contre braquage du tab est automatique lorsque le pilote agit sur le manche relié à la gouverne. En position neutre le tab est dans le prolongement de la gouverne.



Dans la figure ci-dessous le pilote tire sur le manche:

- l'ensemble mobile va pivoter autour de l'axe d'articulation A.
- le tab descend et la force r est dirigée vers le haut.
- une force R allant croissant apparaît sur la gouverne.



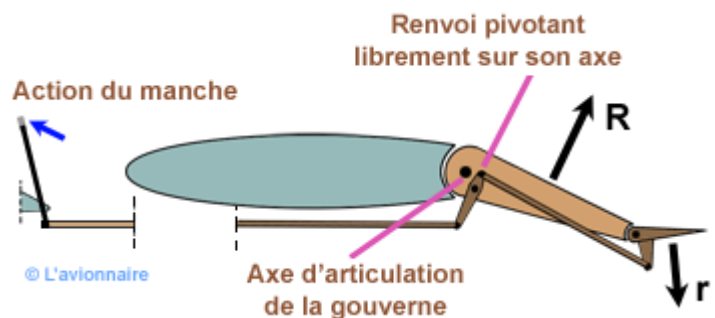
Mais la force aérodynamique r est suffisante pour maintenir la gouverne braquée.

• **Servo-Tab ou Tab commandé**

Dans ce cas le pilote agit directement sur le tab. Le renvoi entre la commande et la biellette du tab pivote librement sur son axe.

En poussant sur la commande :

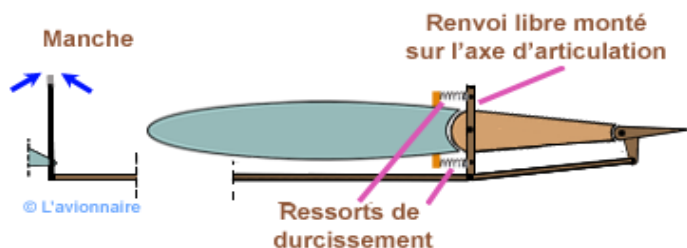
- le tab monte et la force r est dirigée vers le bas.
- l'ensemble va pivoter autour de l'axe d'articulation A.
- une force R apparaît sur la gouverne.



A noter que le tab diminue l'efficacité de la gouverne.

• **Tab à ressorts**

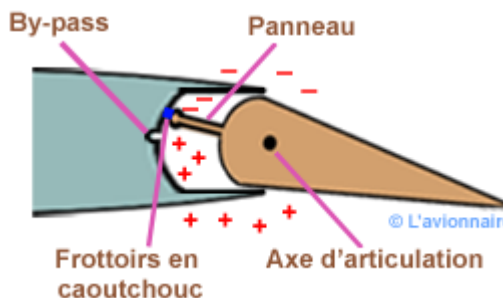
La commande du tab transite pour un renvoi libre monté sur l'axe d'articulation de la gouverne. Les ressorts permettent une sensation musculaire lors du braquage du tab.



• **Panneau compensateur**

La surface de compensation se trouve à l'intérieur du plan fixe. Ce système est monté sur Boeing 707.

Ci-dessus l'abaissement de la gouverne provoque une augmentation de pression côté intrados et une diminution de pression côté extrados, cette différence de pression se transmet aux chambres situées dans le plan fixe et fait office de compensateur.



Des frottoirs souples en caoutchouc en bout du panneau permettent l'étanchéité entre les deux chambres.

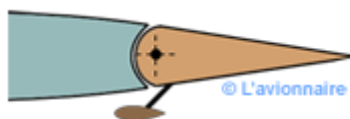
En position neutre les deux chambres sont reliées par un by-pass de façon à conserver au système son rôle de compensateur d'évolution.

- **Equilibrage statique**

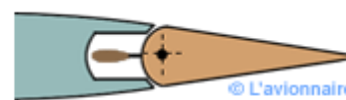
Les gouvernes peuvent être soumises à des oscillations causées par la flexion et la torsion de la structure dont les fréquences naturelles sont modifiées par les forces aérodynamiques. A certaines vitesses les fréquences de torsion et de flexion se rejoignent, créant un battement ou flottement de la gouverne qui s'amplifiera très rapidement pouvant aller jusqu'à la destruction de l'aérodyne.

La gouverne sera plus sensible au flottement appelé 'flutter' si son centre de gravité est éloigné de son axe d'articulation.

Il existe plusieurs solutions pour ramener le centre de gravité plus en avant en plaçant des masses de plomb.



Masselotte externe



Masselotte interne



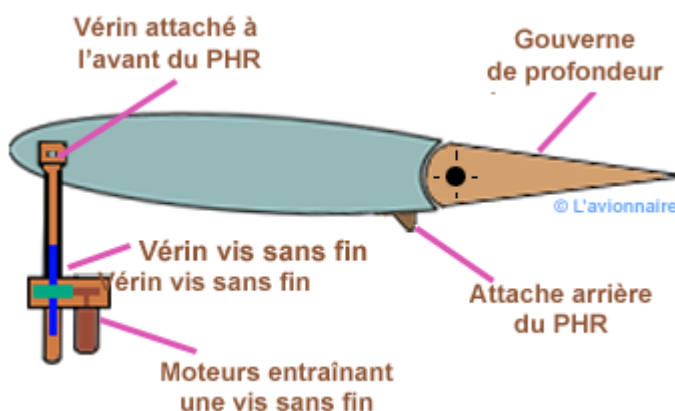
Source ; Wikimedia Commons/ Photo:Jaypee Deutsches Museum Munich

Ci-contre le compensateur à masselotte externe des ailerons du Fieseler Fi156 (Morane Saulnier 500/505)

III. Les compensateurs de régime

- **Plan horizontal réglable - PHR**

Deux moteurs électriques (généralement un normal et un de secours) entraînent un vérin composé d'une vis sans fin. L'ensemble du mécanisme est soit monté à l'arrière du fuselage (Airbus), soit monté dans le plan fixe vertical (Fokker et Falcon). La tête du vérin est fixée à l'avant au PHR. En faisant tourner les moteurs dans un sens ou dans l'autre, la tête du vérin monte ou descend et fait varier l'incidence du PHR, qui sert alors de compensateur.



Sur l'Airbus 300 le débattement du PHR est de 3° vers le haut et 12° vers le bas. A noter que sur certains gros porteurs le PHR sert également de réservoir de carburant.

- **Trim**

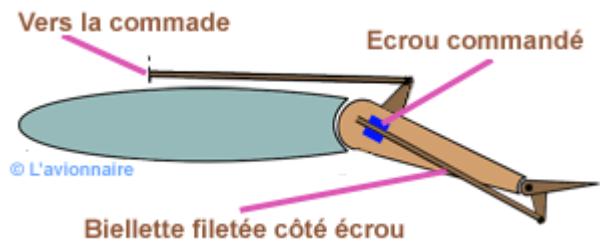
Une biellette dont l'un des bouts est fileté, relie le tab à un écrou placé sur l'axe d'articulation de la gouverne.

En faisant tourner l'écrou soit par un système de moteur électrique, soit par un système manuel (câble et pignons) dans un sens ou dans l'autre, on fait varier la longueur de la biellette.

Il serait donc tout à fait possible de piloter en utilisant ce trim.

- **Assistance**

Sur les avions de transports modernes en raison des dimensions importantes des gouvernes et des forces aérodynamiques s'exerçant dessus, ainsi que la longueur des tringleries pour atteindre ces gouvernes, le pilote n'agit plus directement sur les gouvernes mais sur des servo-commandes qui produisent la force nécessaire pour braquer les gouvernes...



IV. Exemple d'un avion de voltige.

Ici, sur un avion de voltige, les efforts au manche seraient très importants compte tenu du surdimensionnement des gouvernes. On note donc qu'elles sont toutes compensées.

Certaines compensations peuvent d'ailleurs être FIXES comme celle de la gouverne de direction qui a été réglée de manière à être neutre.

On note ensuite des cornes débordantes (gouverne de profondeurs) les autres sont des compensateurs d'évolution réglables par le pilote (trim) en vol.



Des compensateurs et trim sur toutes les gouvernes de cet avion d'acrobatie. Notez aussi, tout en bas à droite, la partie déportée dite "à corne débordante" qui permet de réduire les efforts du pilote lorsqu'il actionne la gouverne de profondeur.



Ce cours correspond au programme du CAEA. Cela reste culturellement intéressant pour le BIA.

1) Introduction

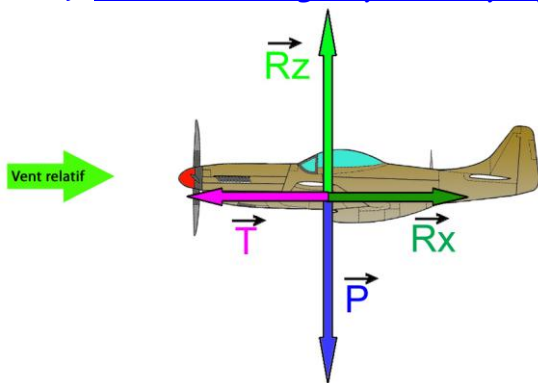
Nous allons nous intéresser au vol d'un avion de type monomoteur à hélice... ce qui nécessite d'abord de comprendre le rôle et le fonctionnement d'un moteur et d'une hélice.

Il faut aussi avoir vu les notions de traînée, portance etc... ainsi que la polaire.

Pour commencer, et pour simplifier le problème, on considèrera que nous allons voler en palier, que la puissance du moteur est connue et que l'hélice a un rendement de 100%.



2) Puissance du groupe motopropulseur.

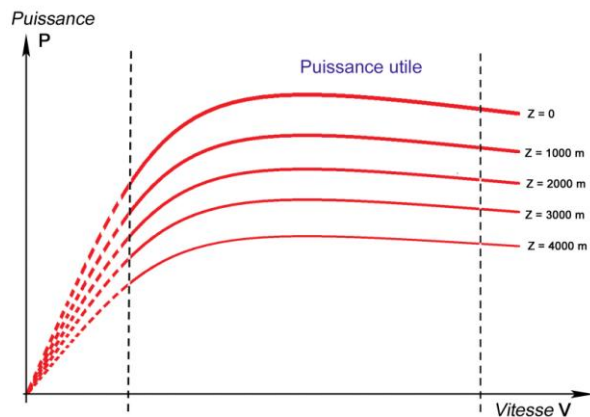


Rappel de physique : on peut définir la puissance de deux manières. C'est une énergie divisée par un temps $P = \frac{W}{t}$ (plus on a d'énergie libérée dans une même durée et plus le moteur est puissant).

Mais on préférera ici le produit d'une force par une vitesse : $P = F.V$ (résultat en watts W)... tout simplement parce que cette force sera la traction (T sur le schéma ci-contre) exercée par le GMP sur l'avion !

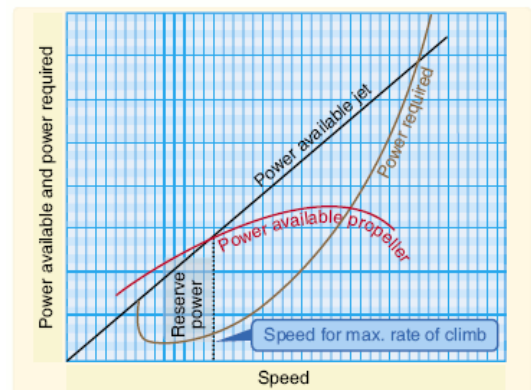
Nous observons ici différentes courbes de puissance utile délivrée par un GMP (Groupe MotoPropulseur) de type moteur 4 temps atmosphérique entraînant une hélice. Le rendement de l'hélice a été pris en compte (la puissance délivrée par le moteur à l'hélice est supérieure à ce que restitue l'hélice pour fournir la force de traction).

Cette puissance utile varie avec l'altitude: elle diminue à cause de la raréfaction de l'air. (*)



(*) Notons que ce n'est pas le cas pour les moteurs turbocompressés qui compensent (au moins dans les basses couches de l'atmosphère) cette chute de pression d'admission par une action du turbo... qui a, lui aussi, ses limites.

(*) De même, les moteurs à réactions, ne sont pas non plus concernés car leur rendement augmente avec l'altitude (la courbe de puissance en fonction de V ressemble à une droite passant par l'origine).



3) Puissance nécessaire au vol

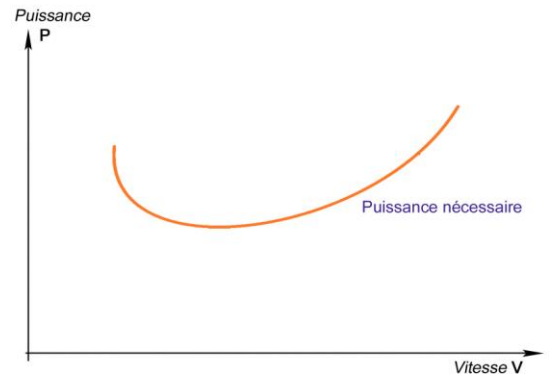
En palier la traction (T) compense la trainée (R_x)...

La courbe de R_x en fonction de V est connue. $R_x = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$.

Il suffit de multiplier par la vitesse pour avoir (P_n) : la courbe de la

puissance nécessaire au vol.
$$P_n = R_x \cdot V = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^3 \cdot C_x$$

La forme et la position de cette courbe dépendent de plusieurs facteurs... Exemple ci-contre



On peut citer : l'**altitude** avec les différentes composantes de la trainée qui évoluent différemment selon la vitesse ; le **pois** de l'appareil ; et même la proximité du sol (effet de sol !).

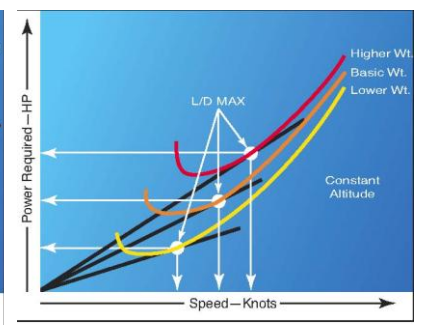
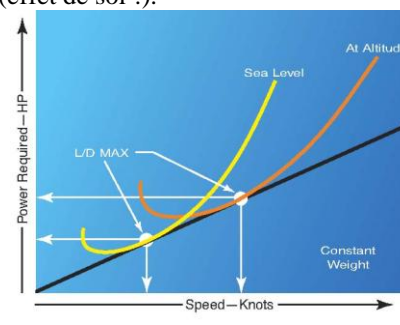
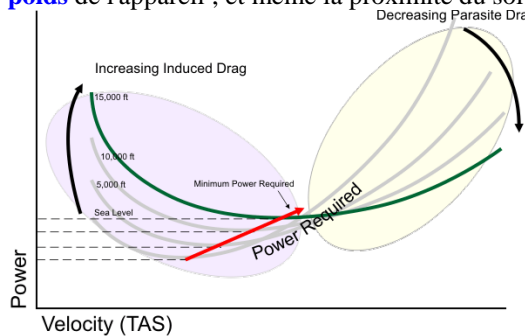
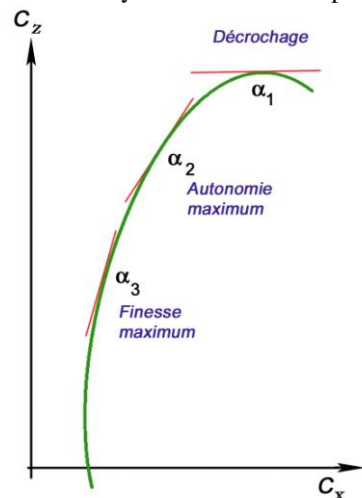


Figure 9-13. Effect of altitude on range.

Figure 9-12. Effect of weight on speed for maximum range.

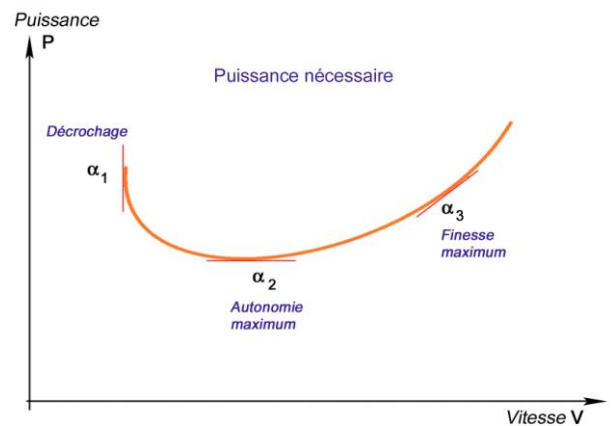
Ces schémas détaillent ces évolutions de la courbe de base et de ses conséquences sur le rayon d'action et l'évolution de la vitesse à sélectionner pour optimiser son vol.

L'analyse de cette courbe peut se faire en y retrouvant certains points particuliers de la **polaire**.



α_1 - Incidence de **décrochage**. Aucun vol possible pour une vitesse inférieure.

α_2 - P_n minimum c'est à dire **autonomie maximum** (C_x^2 / C_z^3) minimum. Cela correspondra aussi au **plafond maximum** et à la **séparation des deux régimes de vol**.



α_3 - **Finesse maximum** (C_z / C_x maximum), **rayon d'action maximum**, traction minimum.

De α_1 à α_2 la vitesse est faible et l'incidence importante. Il faut une puissance élevée pour vaincre la trainée due à l'incidence.

Autour de α_2 la vitesse est moyenne et l'incidence moyenne. Il faut une puissance faible pour voler.

Au-delà de α_2 la vitesse est forte et l'incidence faible. Il faut une puissance élevée pour vaincre la trainée due à la vitesse.

4) Domaine de vol

Nous allons maintenant superposer nos deux courbes de puissance. La P_u fournie par le GMP et la P_n nécessaire pour voler.

Etudions le cas particulier d'un vol en palier à 1000 pieds

Pour ce vol on porte sur un graphique la puissance en fonction de la vitesse.... Mais quelle puissance ? Celle du moteur ET celle nécessaire au vol en palier.

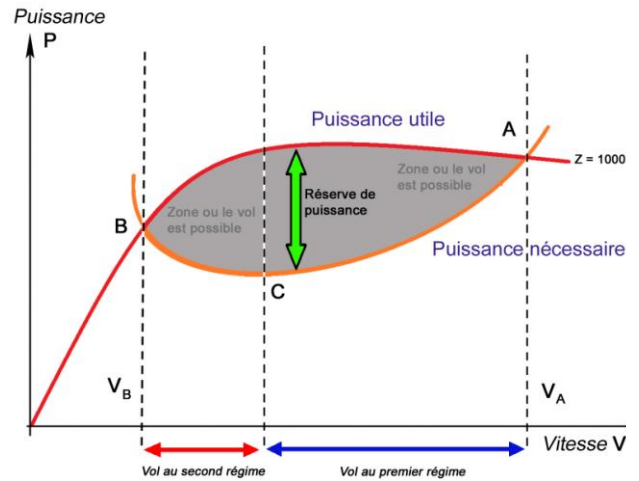
- La courbe de puissance du GMP (*Moteur + hélice*) dépendante de l'altitude et du rendement de l'hélice ... ce sera la puissance utile (P_u) ou disponible (en rouge sur le schéma).
- La courbe de puissance nécessaire au vol (P_n) (en orange sur le schéma).

En pratique on vole au point **A** ou au point **B** (second régime).

A chacun de ces points correspond une assiette et une vitesse de vol.

Mais on peut déplacer ces points dans toute la zone grisée qui reste accessible.

En réduisant la puissance on peut voler a n'importe quel point sur la courbe orange entre B, C et A.



La portion située entre B et C (vitesse lente et forte incidence) correspond a une zone de vol dite au **second régime**. Le pilote doit être vigilant car **cette zone est dangereuse**.

La portion située entre C et A (vitesse élevée et faible incidence) correspond a une zone de vol dite au **premier régime**. C'est une zone de vol est confortable (stable) pour le pilote

- **Vol au second régime = DANGER !**

Si je suis au point B et que pour une raison quelconque ma vitesse diminue un peu... n'ayant aucune réserve de puissance je suis la courbe orange vers le haut et en arrière... jusqu'au décrochage.

Si je suis au point B et que pour une raison quelconque ma vitesse augmente un peu... l'avion se trouve en excès de puissance et accélère... jusqu'au point A.

Le vol au point B (second régime) est **INSTABLE !**

- **Vol au premier régime = vol stable !**

Si je suis au point A et que pour une raison quelconque ma vitesse diminue un peu... l'avion se trouve en excès de puissance et accélère... et revient jusqu'au point A.

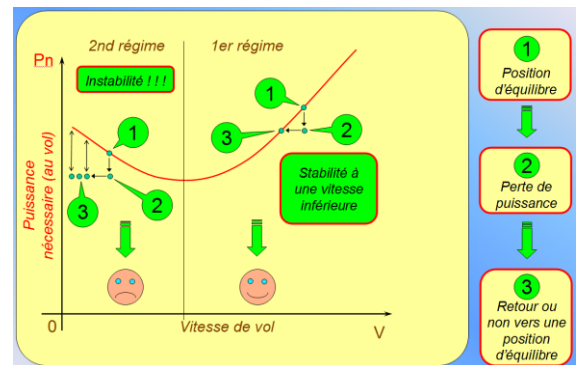
Si je suis au point A et que pour une raison quelconque ma vitesse augmente un peu... l'avion se trouve en manque de puissance et ralenti... ce qui le ramène au point A.

Le vol au point A (premier régime) est très **STABLE**.

- **Analyse des deux régimes de vol en cas de perte de puissance.**

On constate au premier régime que la perte de puissance va entrainer une perte de vitesse... et un retour vers une position d'équilibre stable...

On constate au second régime que la perte de puissance va entrainer une perte de vitesse... et l'impossibilité d'un retour vers une position d'équilibre. Le vol est instable...



- **Comment voler sur un autre point situé entre B et A ?**

Il suffit de réduire la puissance du moteur en agissant sur la manette des gaz. La courbe de puissance utile s'abaisse. B avance, A recule. A vous de choisir votre régime de vol... mais attention ! Comme le montre l'explication ci-dessus le second régime étant **INSTABLE** il faudra d'abord prendre de la vitesse par augmentation de puissance (ou mise en descente) et diminution d'incidence **AVANT** de réduire pour retrouver un point sur la branche second régime.

- **Voler à la puissance minimum... et donc à autonomie (en temps) maximum !**

Pour un poids donné, la traction minimale (pour maintenir un vol stable en palier) sera obtenue lorsque la puissance P_u sera minimum. En réduisant cette puissance A et B vont se rejoindre en C. Si je réduits encore... je tombe car la puissance est insuffisante pour maintenir le palier !

Le vol au point C correspond à la séparation des régimes de vol, c'est le vol à **puissance minimum** ou à **autonomie maximum**.

- Que se passe-t-il si, partant d'un point situé entre B et A, j'augmente la puissance (gaz) ?

Si je maintiens le palier, mon incidence baisse, ma vitesse augmente... et si je mets toute la puissance disponible j'arrive au point A (déjà vu).

Autre cas... je maintiens l'incidence (ou la vitesse). L'augmentation de puissance va me permettre de monter (réellement mais aussi graphiquement dans la zone grisée) ! Je pourrais alors, à cette nouvelle altitude, refaire un palier... avec d'autres paramètres (nouvelles courbes).

- Voler à la finesse maximum

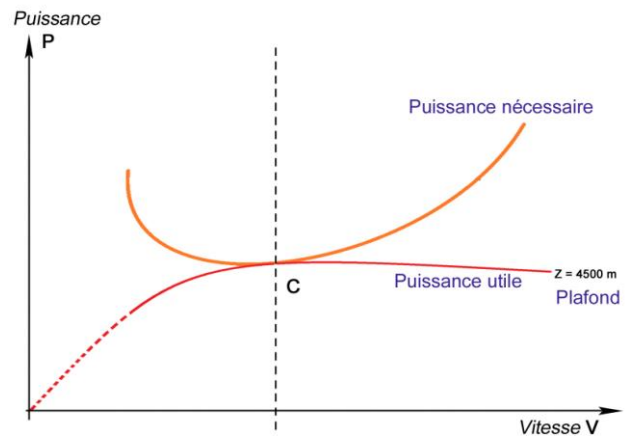
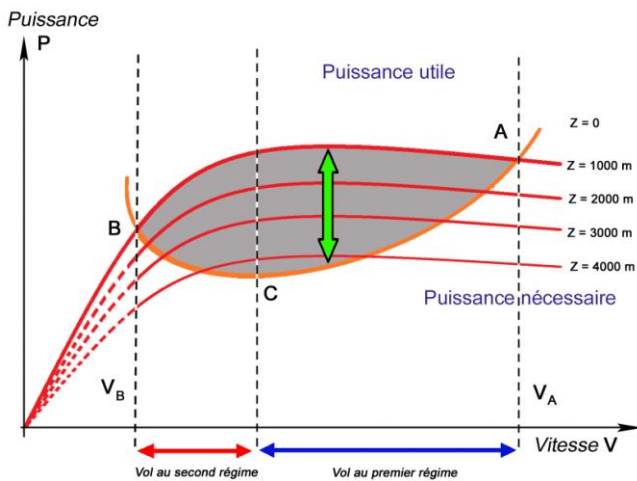
Pour un poids donné, la traction minimale (*pour maintenir un vol stable en palier*) sera obtenue lorsque la finesse sera maximale. La **finesse maximale** étant obtenue à l'incidence où le rapport Cz / Cx est maximal, cette incidence est lue sur la polaire au point de contact de la droite issue de l'origine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

Le vol à la finesse maximum permettra d'obtenir le **rayon d'action maximum**.

5) Notion de plafond

Sur les prochains schémas la courbe de puissance nécessaire au vol ne sera pas modifiée pour des raisons de lisibilité du schéma. En réalité cette courbe se déforme et se déplace un peu vers le haut lorsque l'altitude augmente.

Placé à 1000 m j'utilise ma réserve de puissance pour monter... la limite de mon domaine de vol (zone grisée) se rétrécit au fur et à mesure que ma courbe de puissance utile s'abaisse.



On voit sur l'exemple qu'il ne me reste plus beaucoup de réserve de puissance à 4000 m... si je continue encore un peu les points A, B et C se réunissent au point C...

J'ai atteint la plus haute altitude possible. Le **"plafond"** de cet appareil.

En pratique, lorsqu'il a atteint le "plafond" un appareil vole avec sa puissance maximum et une seule possibilité d'assiette.

Toute action sur les commandes fera redescendre l'appareil.

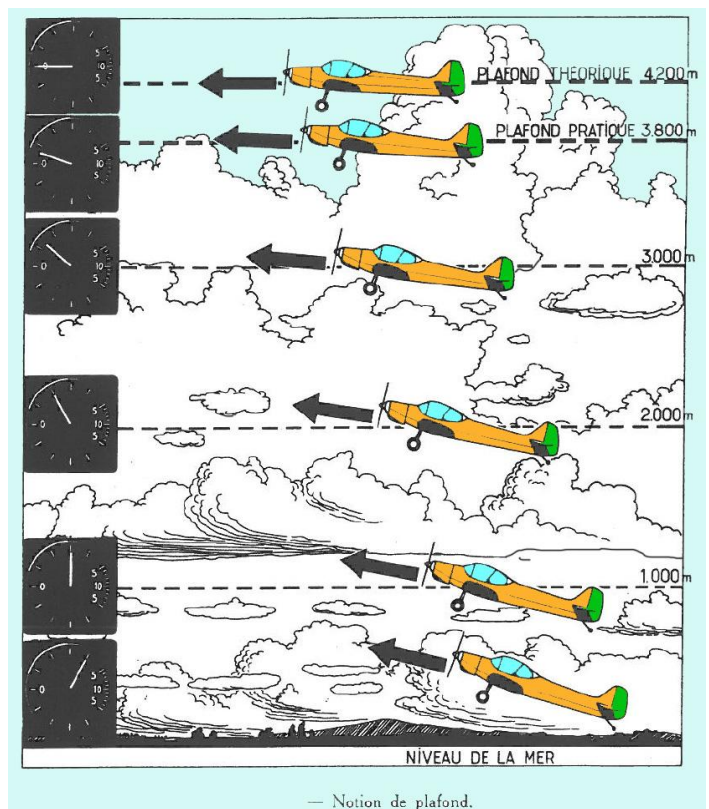
- Commentaire sur la notion de plafond :

Sur les 6 positions illustrées ci-contre, l'avion "souhaite monter".

A basse altitude, l'incidence est très importante et le variomètre très positif.

En gagnant de l'altitude, la raréfaction de l'air et la baisse de puissance utile du moteur font que le variomètre indique une montée de moins en moins performante pour une incidence de montée à maintenir de plus en plus faible.

Finalement, on atteint une limite. L'avion ne peut plus monter. Il a atteint son plafond. En pratique on atteint rarement le plafond théorique ce qui explique les deux dernières illustrations.



6) Utilisation de la réserve de puissance ($P_u - P_n$) pour la montée.

• Rappel sur l'avion en montée

Si θ est l'angle de montée on peut écrire les relations suivantes :

Sur $z'z$:

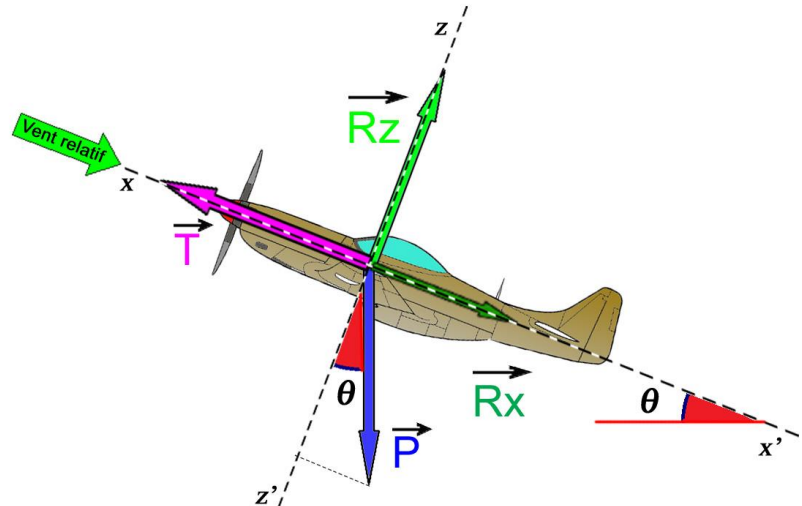
$$R_z = m.g.\cos(\theta) = \frac{1}{2}\rho.S.V^2.C_z$$

Sur $x'x$: $T = R_x + m.g.\sin(\theta)$

$$\text{soit } T = \frac{1}{2}\rho.S.V^2.C_x + m.g.\sin(\theta)$$

Et en passant à la puissance ($T \times V$)

$$P_u = T.V = \frac{1}{2}\rho.S.V^3.C_x + m.g.\sin(\theta).V$$



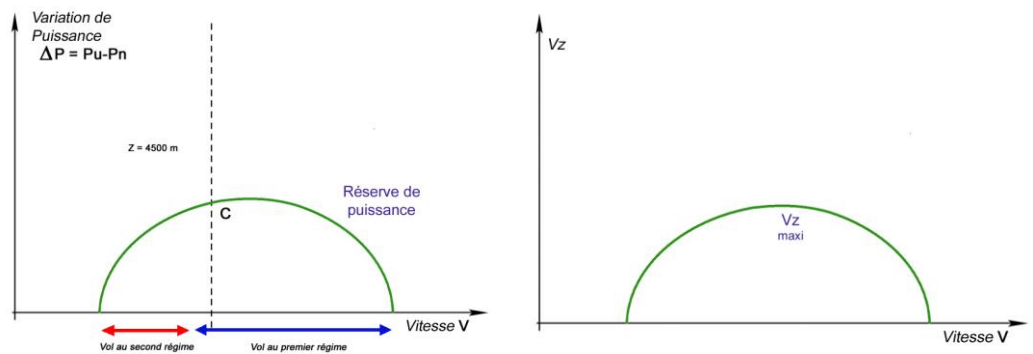
Comme la composante verticale (V_z) de la vitesse sur trajectoire (V) est liée à θ par $V_z = V.\sin(\theta)$ l'expression de P_u

s'écrit donc $P_u = P_n + m.g.V_z$ d'où on peut extraire : $V_z = \frac{P_u - P_n}{m.g}$

• Courbe $P_u - P_n$ et V_z

La courbe $P_u - P_n$ en fonction de V se déduit facilement des courbes de puissances.

Elle est aussi, à un coefficient près, identique à V_z en fonction de V !

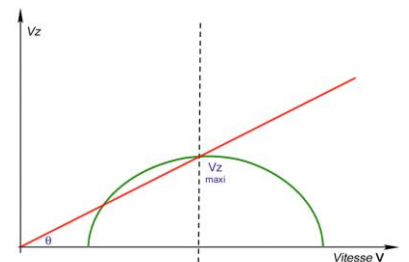


On peut alors se pencher sur les différentes vitesses ascensionnelles V_z .

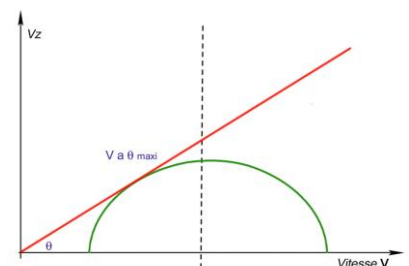
• Les vitesses de montée V_z . remarquables

La courbe V_z en fonction de V passe par un maximum $V_{z\max}$ c'est la **vitesse de montée maximum**... donc permettant d'atteindre le plus rapidement une altitude.

On remarque que l'on peut lire l'angle de montée θ sur le graphique puisque c'est l'angle entre la droite rouge et l'horizontale.



Donc, si nous recherchons le **meilleur angle de montée θ_{\max}** il suffit de tracer la tangente à la courbe. Cette vitesse dite de **pente maximum**, pourra servir **pour éviter un obstacle élevé**.



Pour être complet il faut savoir que, sur certains avions, le θ_{\max} est obtenu en utilisant les volets... ce qui change un peu la donne sur les graphiques. .

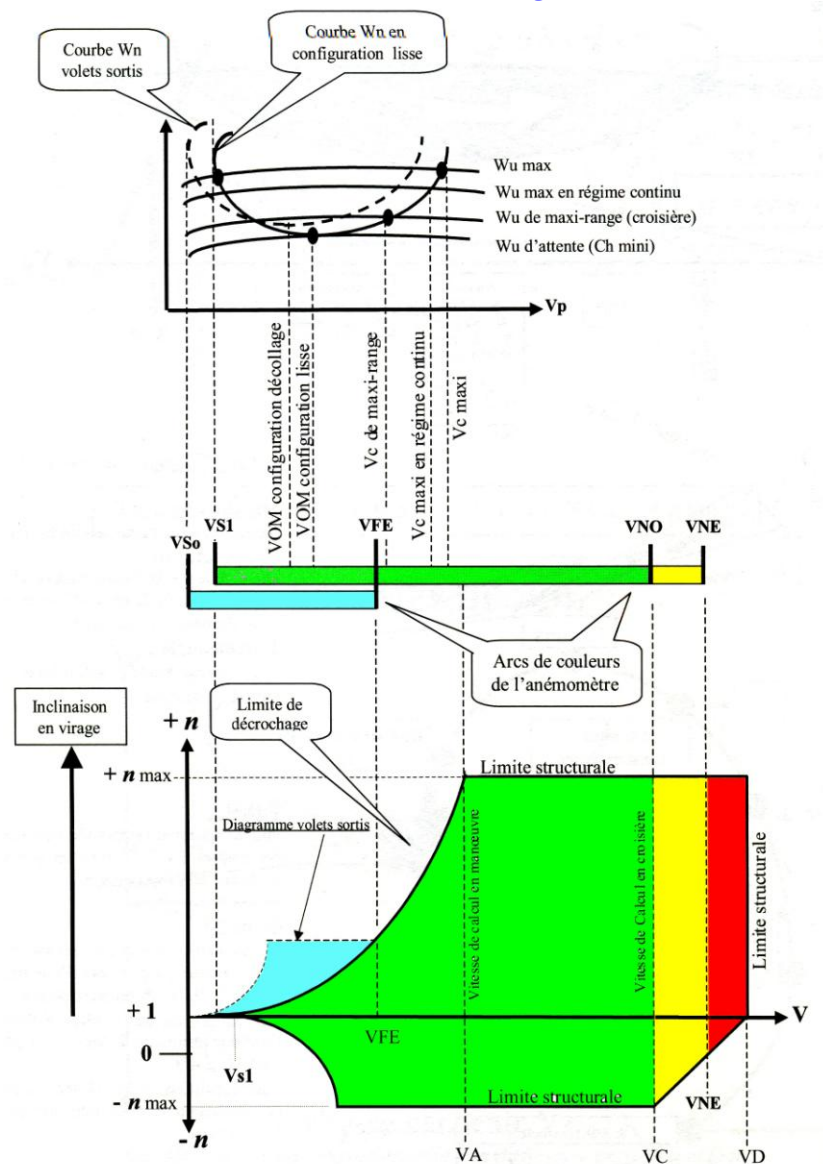
7) Limitations du domaine de vol : facteur de charge et vitesse.

Document colorisé
extrait du cours CAEA de
Charles Pigaillem.

Il y a un lien entre les vitesses, les puissances et les limitations du facteur de charge d'un appareil.

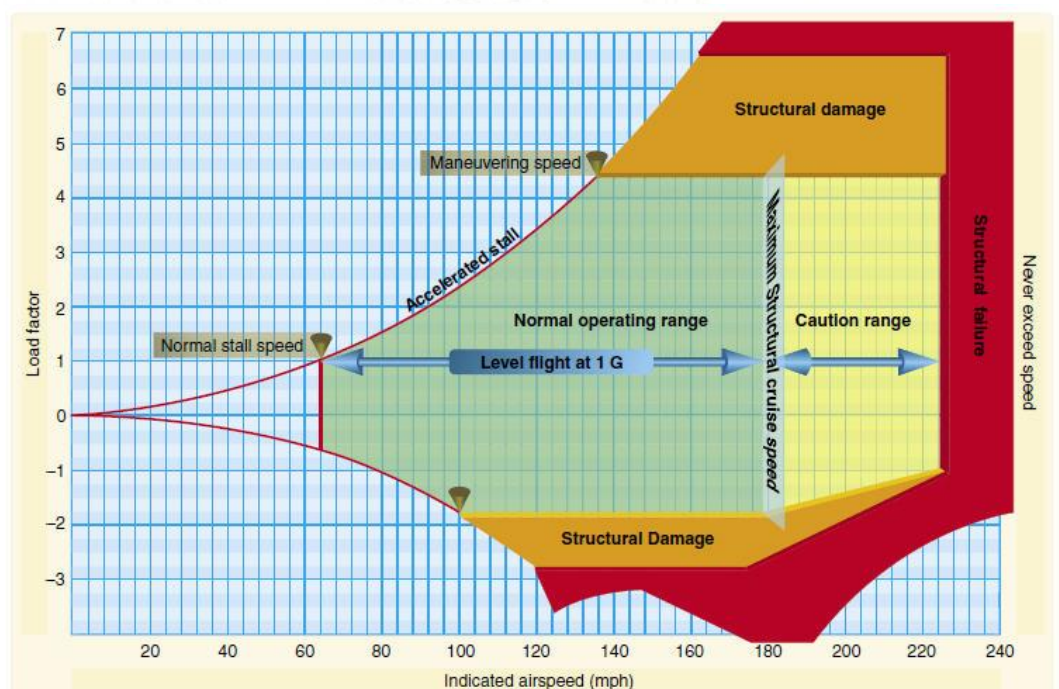
Il est intéressant de relier tous ces points et toutes ces zones.

Notez que la courbe P_n (Wn chez M Pigaillem) prend une forme différente lorsque les volets sont sortis ce qui fait apparaître un AUTRE domaine d'évolution.



Ce schéma, assez similaire au précédent, met en évidence :

- Le bon domaine de vol (en vert)
 - La zone de précaution (en jaune)
 - les zones dangereuses pour la structure (en orange)
- et
- la zone de rupture ! (en rouge)



8) Quelques vitesses usuelles "en pratique"

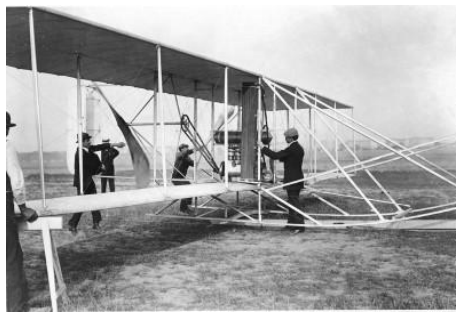
$V_{z\ max}$	Maximum de réserve de puissance
$V_{\ max}$	100 % de la puissance
$V_{\ autonomie\ maximale}$	50 % de la puissance
$V_{\ croisière}$	75 % de la puissance

9) Quelques puissances nécessaire au vol... Rapport puissance/poids

L'avion à pédale (<i>Gossamer condor</i>)	40 km.h ⁻¹	10 W/kg
L'avion des frères Wright	60 km.h ⁻¹	100 W/kg
Avion de tourisme	250 km.h ⁻¹	300 W/kg
Chasseur a hélice (1945)	700 km.h ⁻¹	800 W/kg
Chasseur a réaction (2012)	2700 km.h ⁻¹	5000 W/kg
Navette spatiale (<i>schuttle</i>)	11 000 km.h ⁻¹	20 000 W/kg



Gossamer condor



Wright Flyer



Diamond DA 20



P51 "Mustang"



F 35



Schuttle Atlantis



VII - Le vol des hélicoptères.

Et de leurs cousins à voilure tournantes.



I. Vol stationnaire.

• Comment obtient-on la portance ?

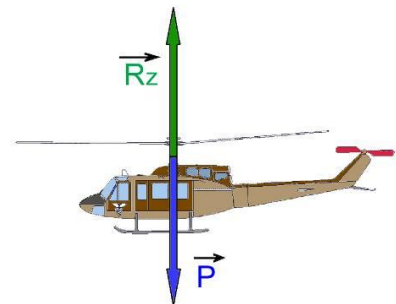
Pour résumer simplement, l'hélicoptère vole en remplaçant les ailes fixes d'un aéroplane "normal" par une **voilure tournante** constituée de pales. Lorsque l'hélicoptère met son rotor en mouvement, celui-ci génère une **portance**, de la même façon que le fait une voilure fixe dans un vent relatif.

Cette portance est contrôlée et orientée par le pilote afin de produire un déplacement dans pratiquement toutes les directions.

Nous ne nous préoccupons pas ici ni du rotor anti couple dont le rôle est d'empêcher l'hélicoptère de tourner autour du rotor... ni du plateau cyclique ou de la commande de pas qui sont des moyens de piloter l'hélicoptère.

• Bilan des forces.

On sait que l'hélicoptère a un poids (\vec{P}) et que le rotor produit une portance que nous noterons (\vec{R}_z). Lorsqu'un hélicoptère est en stationnaire au-dessus du sol, la somme des forces auquel il est soumis est nulle (*1^{ère} loi de Newton - cours de mécanique* : $\sum \vec{F} = \vec{0}$). En clair la portance est verticale et exactement opposée au poids.



$$\vec{P} + \vec{R}_z = \vec{P} + \vec{R} = \vec{0}$$

(*) On peut l'appeler R_z ou R indifféremment puisque R_x est nulle

II. Vol en montée ou en descente verticale à vitesse cte

• Bilan des forces.

A **vitesse** de montée, ou de descente, **constante**, la **somme de ces forces** est toujours **nulle** !

On a toujours le poids (\vec{P}) et la résultante aérodynamique \vec{R} regroupant la portance (\vec{R}_z) et la traînée (\vec{R}_x) : $\vec{R} = \vec{R}_x + \vec{R}_z$

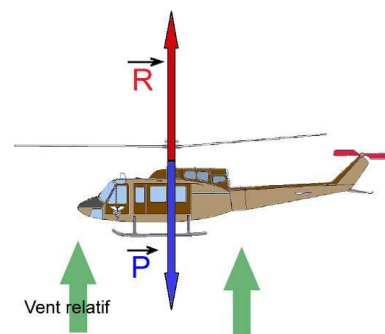
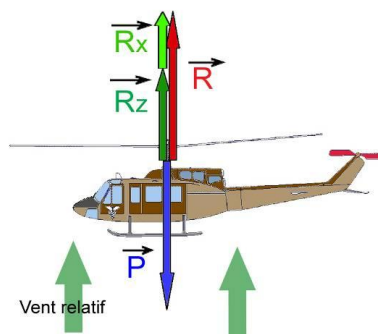
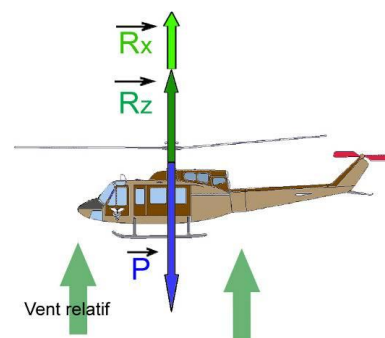
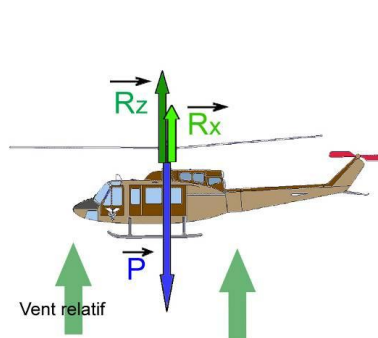
$$\vec{P} + \vec{R}_z + \vec{R}_x = 0 \text{ ou encore } \vec{P} + \vec{R} = \vec{0}$$

• Etude et schémas pour la descente.

Les efforts du moteur traduits ici par (\vec{R}_z) sont inférieurs au poids (et au cas statique) puisque l'hélicoptère descend et que la traînée (\vec{R}_x) lui donne un "petit coup de main" pour le freinage aérodynamique.

Le bilan est TOUJOURS nul :

$$\vec{P} + \vec{R}_z + \vec{R}_x = \vec{P} + \vec{R} = \vec{0}$$



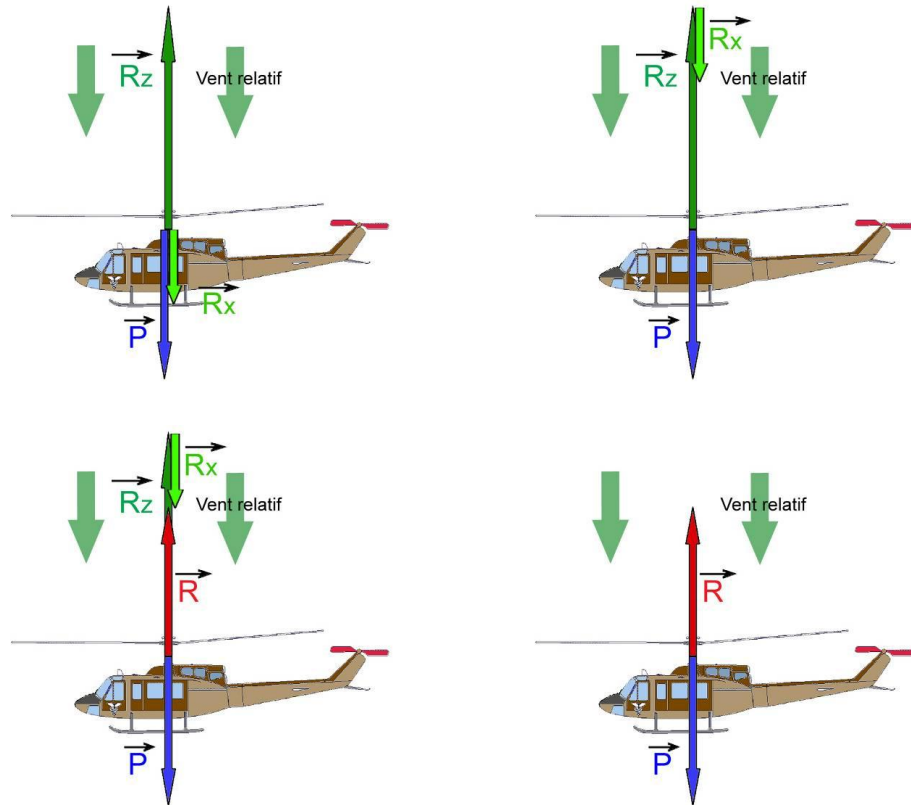
Attention seul le premier et le dernier des 4 schémas sont corrects les 2 autres montrent la construction vectorielle !

$$\vec{R} = \vec{R}_x + \vec{R}_z$$

• Etude et schémas pour la montée.

Les efforts du moteur traduits ici par (\vec{R}_z) sont très supérieurs au poids (et au cas statique) puisque l'hélicoptère monte et qu'il doit aussi vaincre la traînée (\vec{R}_x) ... mais le bilan est TOUJOURS nul :

$$\vec{P} + \vec{R}_z + \vec{R}_x = \vec{P} + \vec{R} = \vec{0}$$



III. Le vol horizontal à vitesse constante

• La portance... et la traînée.

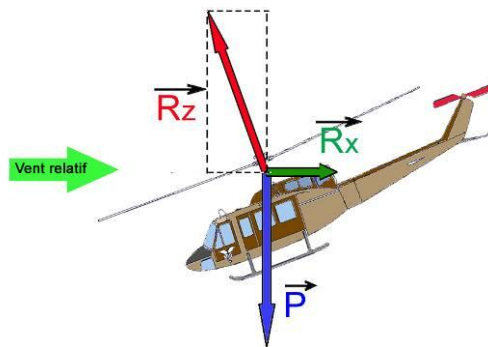
La portance (\vec{R}_z) doit changer d'orientation pour créer un déplacement horizontal. Si l'hélicoptère avance, il devra donc incliner son rotor vers l'avant... et sa cellule s'inclinera aussi.

Ce déplacement va, comme pour un avion, générer une traînée (\vec{R}_x).

• Bilan des forces.

Comme précédemment on a toujours le poids (\vec{P}) et une portance (\vec{R}_z) auxquelles s'ajoute une traînée (\vec{R}_x).

Lorsqu'un hélicoptère est en mouvement rectiligne uniforme la somme des forces auquel il est soumis est nulle (1^{ère} loi de Newton - cours de mécanique : $\sum \vec{F} = \vec{0}$). Si on ne se préoccupe pas des effets de couple et anti-couple (*) on garde : poids + portance + traînée = 0.



$$\vec{P} + \vec{R}_z + \vec{R}_x = \vec{0}$$

Comme pour tous les objets en mouvement ... si la vitesse est constante (grandeur ET direction) alors la somme des forces appliquées au mobile est nulle. C'est valable pour un hélicoptère en montée, en descente... en déplacement oblique ou à l'horizontale.

Les seuls cas où l'on observe une somme des forces non nulles correspondent à une variation de vitesse (accélération au décollage, ralentissement à l'atterrissage, passage de montée à vol horizontal etc...).

(*) ATTENTION ! L'anti-couple fournit une force qui sert à s'opposer à la rotation de la cellule autour du rotor (autre force !). Ces forces sont dans un autre plan que le plan vertical et leurs moments se compensent... Nous considérerons que les effets résiduels sont inclus dans la traînée de l'hélicoptère !

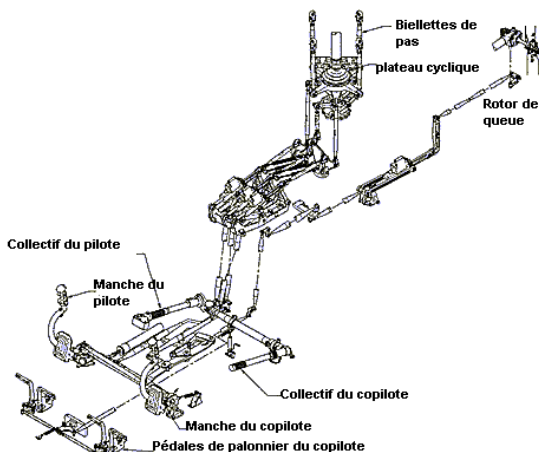
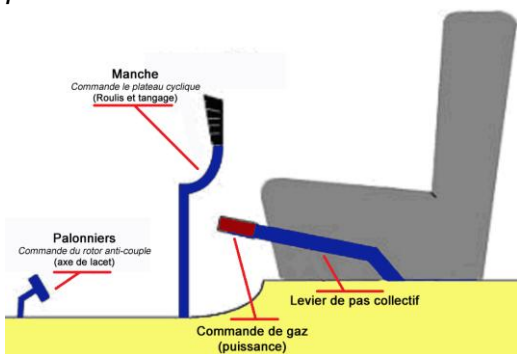
IV. Le pilotage de l'hélicoptère

• Les commandes

Palonniers : action sur l'anticouple, c'est une commande de pas variable qui fait tourner autour de l'axe de **lacet**.

Pas collectif : c'est le pas variable du rotor. Il délivre la portance.

Manche : il commande la position du plateau cyclique c'est-à-dire les axes de **roulis** et **tangage** par inclinaison de la portance.



On ne s'étendra pas davantage car cela devient rapidement très complexe !

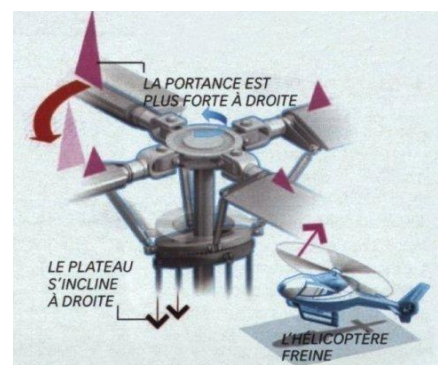
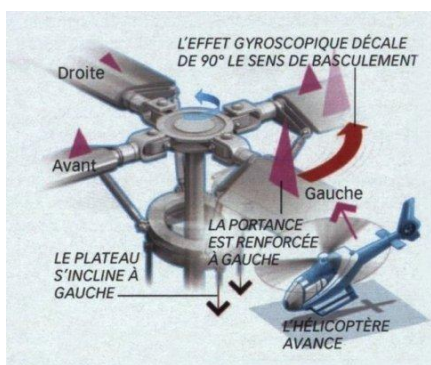
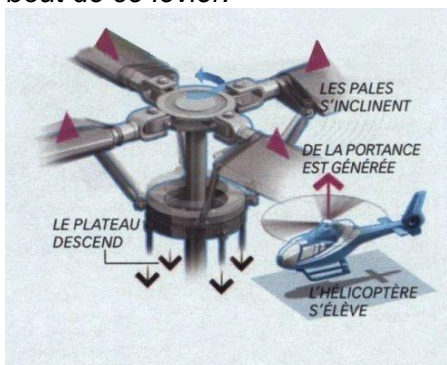
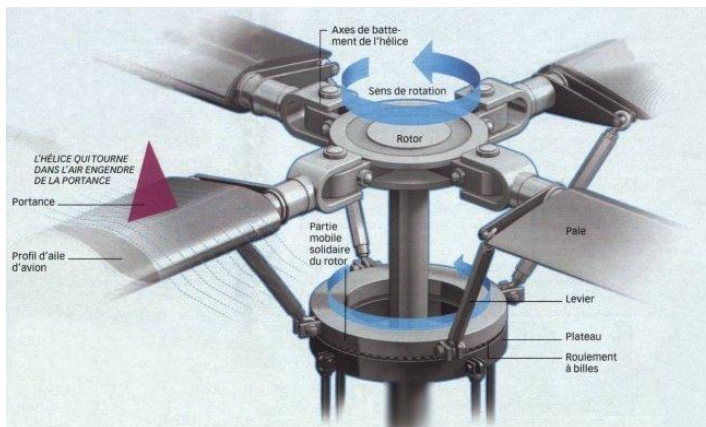
Pour des raisons de vitesse dans l'air... qui joue sur la portance... la pale avançante et la pale reculante on des calages différents (donné par le plateau cyclique).

La limitation de vitesse des hélicoptères étant d'ailleurs liée à la vitesse de la pale avançante qui est nécessairement inférieure à la vitesse du son. En outre les pales fléchissent et se vrillent pour répartir la portance selon le choix du constructeur.

V. Le fonctionnement du rotor

• Les commandes de gaz et de pas collectif

A régime moteur constant, la portance du disque rotor peut être modifiée en changeant l'inclinaison des pales (la portance augmente avec l'angle, c'est le principe des hélices à pas variable des avions). Pour cela on ajuste le pas collectif qui descend ou remonte un plateau situé sous le rotor et relié aux pales par des biellettes d'inclinaison. Le levier de commande du pas général (ou collectif) est habituellement situé à gauche du pilote, en le tirant vers le haut, on augmente le pas, en le rabattant, on le diminue. La commande des gaz est située au bout de ce levier.



Décollage : le plateau est descendu (pas collectif ou pas général), tirant sur les biellettes d'inclinaison des pales. La portance augmente et l'appareil décolle.

Avance : le plateau est incliné à gauche (pas cyclique), créant un surplus de portance de ce côté qui déséquilibre l'appareil. Celui-ci bascule non pas vers la gauche mais vers l'avant car la rotation crée un effet gyroscopique qui décale de 90° le mouvement.

Atterrissage : le plateau est incliné vers la droite (pas cyclique). La portance augmente de ce côté et l'hélicoptère se cabre (même effet gyroscopique que pour l'avance).

- Utilisation du manche qui commande le pas cyclique

Pas cyclique : pour se déplacer à l'horizontale, le pilote incline le plateau, les pales vont alors alterner entre une position standard et une position avec plus d'incidence renforçant localement la portance. L'hélicoptère est déséquilibré (avant, arrière), le contrôle de ce déséquilibre permet le déplacement. L'inclinaison du rotor est déclenchée par la commande de pas cyclique situé entre les jambes du pilote.

VI. A quoi sert l'anticouple ?

- Le principe d'interaction (Troisième loi de Newton)

Ce "Principe des Actions Réciproques" anciennement dénommé "Principe de l'Action et de la Réaction", est devenu le principe d'interaction car les deux "interactions" sont simultanées.

Qu'est-ce qu'il nous dit ici ? Le corps de l'hélicoptère et son moteur exerce une action qui fait tourner le rotor... ALORS cela signifie que le rotor va, lui aussi agir sur le corps de l'hélicoptère pour le faire tourner en sens inverse ! En fait ces forces qui provoquent des rotations sont des couples de forces (un peu comme les mains sur un volant ou les pédales d'un vélo).

- L'invention de l'anti-couple

Pour stabiliser l'hélicoptère qui se mettrait à tourner autour du rotor on doit générer un couple agissant en sens inverse l'anti-couple ! Comme ces forces interviennent par leur bras de levier (on parle de Moment des forces en physique) la force nécessaire pour stabiliser l'hélicoptère sera d'autant plus faible qu'elle sera éloignée du centre de gravité du système.



Un modèle Eurocopter avec un anti-couple dans un "Fenestron"

- La construction de l'anti-couple



Rotor anti-couple "fenestron"

L'anti-couple est constitué de plusieurs petites pales à pas variable. C'est en agissant sur ce pas que le pilote contrôle son appareil en "lacet".

Le fenestron, inventé par Sud Aviation/Eurocopter, améliore l'efficacité tout en diminuant le bruit.



Rotor anti-couple classique (Alouette III)

Documents spécifiques au lycée Jean Monnet

Pour le thème aérodynamique et mécanique du vol, deux textes d'introduction, sur lequel réfléchissent les élèves servent d'entrée en matière pour s'approprier le problème. Ces documents :

- « *Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?* »

et

- « *La sustentation* »,

Sont utilisés de la manière suivante :

Le document « *Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?* » est donné lors du tout premier cours.

Après une lecture individuelle des élèves, on explique de manière très simpliste les conditions d'une sustentation, à savoir l'écoulement asymétrique de l'air de part et d'autre de l'aile, et donc la nécessité des ailes et du moteur (ou de la traction préalable dans le cas du planeur).

Viennent ensuite les rappels de dynamique des fluides (loi de Bernoulli et effet Venturi)

Est distribué ensuite le polycopié « *la sustentation* ».

Les élèves ne le lisent pas en classe mais chez eux. Divers points sont évoqués dans ce document dont : la sustentation, le décrochage, la voilure, la densité, la pression, la surpression, la dépression, l'équilibre et la symétrie du vol entre autres. Ces points sont traités tout au long de la progression du cours d'AMV et ce document est alors évoqué à chaque fois.

Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?

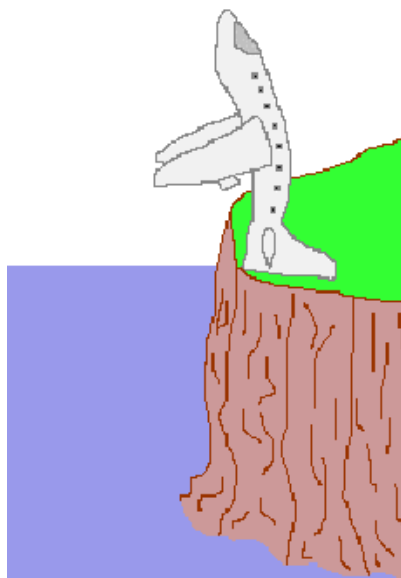
Introduction à l'aérodynamique et à la mécanique du vol.



Renseignements pris auprès d'un ami albatros, le battement d'ailes n'est pas utile au vol. Et disposer d'une bonne voilure doit suffire à l'affaire ! Un autre ami colibri est évidemment en désaccord avec cette théorie. Il précise qu'avec 100 battements par seconde nul besoin de grandes ailes.

Alors qui croire ?

Une chose est sûre, grandes ou petites, fixes ou mobiles les ailes sont indispensables au maintien dans les airs. Donc dans le cas d'un avion, la première étape consiste à mettre des ailes. La seconde étape est de mettre en place un moyen de propulsion : hélices, réacteurs, élastiques ou coup de pied aux fesses. Enfin, dernière étape, faire confiance aux lois de la physique. Et c'est bien là que tout se joue, car contrairement aux idées reçues un avion vole essentiellement du fait de ces lois et non grâce à ses moteurs.

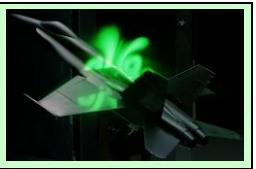


humaine ou tout droit sortie de l'imagination de dame Nature, une aile est en principe de forme bombée sur le dessus. La conséquence immédiate de cette structure est que durant un vol, les molécules d'air qui s'écoulent autour de l'aile, ont plus de chemin à parcourir lorsqu'elles passent au-dessus que si elles circulent en dessous. Et si on tient compte du fait que les molécules qui se présentent, bras dessus, bras dessous, sur le devant d'une aile doivent toujours être côte à côte une fois l'aile passée, il faut donc que l'air s'écoule plus vite sur la partie supérieure de celle-ci que sur sa partie inférieure. Cette accélération provoque une aspiration de l'aile vers le haut. Comme par ailleurs l'air qui passe dessous a tendance à pousser l'aile vers le haut, on se retrouve donc avec une capacité de l'avion à se maintenir en suspension dans les airs. Oui, mais n'oublions pas que si l'air ne s'écoule plus le long des ailes... l'avion tombe ! Il faut donc en permanence maintenir le bon débit qui entretiendra le précaire équilibre entre la chute et le vol. Le moteur ou le battement d'ailes remplissent cet office.

Alors battement des ailes ou non, pour le bien-être des passagers, il semble plus sage d'éviter les à-coups. Mais pour le plaisir des yeux, un grand oiseau blanc de 40 mètres d'envergure battant des ailes, ce doit être vraiment beau.

Dernière minute ... Un ami condor me précise qu'il n'entend pas laisser sa place de plus grand batteur d'ailes...

Texte extrait du site web « dispapa.com »

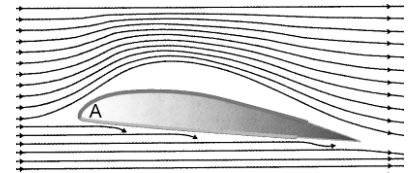


Les « plus lourds que l'air » se jouent des forces aérodynamiques pour se sustenter en vol.

Trois conditions doivent être remplies pour qu'un avion se maintienne en l'air.

- D'abord, qu'il dispose d'une surface portante.
- Ensuite, que sa vitesse d'évolution demeure toujours comprise entre une vitesse minimale dite vitesse de décrochage et une vitesse maximale (fonction de la résistance structurale de l'appareil).
- Enfin, que l'avion se montre stable autour de son centre de gravité.

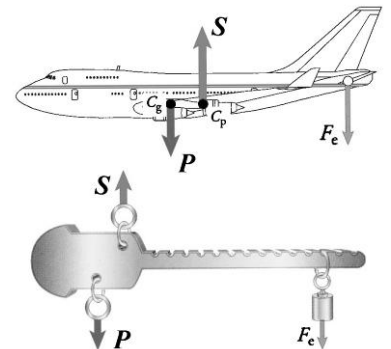
La première exigence tient à la forme de la voilure et à l'effet des écoulements aérodynamiques qui s'y produisent. À partir du bord d'attaque, l'air emprunte deux trajectoires autour du profil. Sur toute la partie inférieure de l'aile (intrados), l'air crée une surpression. Sur la majeure partie supérieure avant (extrados), l'écoulement de l'air éloigné de la surface engendre un « vide », donc une aspiration vers le haut. Les deux effets s'ajoutent pour créer la force aérodynamique de sustentation.



La force de surpression d'intrados ne participe que pour un tiers environ à la force aérodynamique totale de la voilure. Dans le bilan global des forces, c'est l'effet de dépression sur l'extrados qui apparaît comme majoritairement responsable de la sustentation.

On conçoit aisément la relation étroite qui existe entre vitesse et sustentation. La meilleure illustration consiste à sortir sa main d'une voiture roulant à bonne vitesse : elle tend à s'élever à la moindre inclinaison, et retombe dès qu'on décélère.

Une troisième condition permet à l'avion d'évoluer dans la masse d'air ; c'est la stabilité statique. Un avion se comporte en vol comme une balance romaine. Sur celle-ci, le poids de la charge suspendue au crochet se détermine en fonction de la position de la masselotte sur un bras de levier. Lorsque le bras en question est parfaitement horizontal, les conditions d'équilibre sont réunies. Dans un avion, les mêmes forces occupent les mêmes places, et jouent les mêmes rôles. La force de sustentation S s'applique en un point dit « centre de poussée » C_p , le poids P de l'avion s'applique au centre de gravité C_g . Telles quelles, ces deux forces créent un système instable. Pour le stabiliser, une force d'équilibre F_e dirigée vers le bas est nécessaire. D'où l'empennage arrière et sa partie horizontale sur laquelle s'exerce cette force.



D'après SERGE BROSSELIN, Air-France, septembre 97.

COMPRÉHENSION DU TEXTE

1. Quelle est la signification des mots suivants : sustentation, aérodynamique, décrochage, voilure ?
2. Comment devrait-on reformuler les expressions : « plus lourds que l'air » et « un vide » pour qu'elles soient scientifiquement rigoureuses ?

EXPLOITATION DU TEXTE

1. Expliquer pourquoi un avion se comporte comme une balance romaine.
2. Un avion pourrait-il décoller depuis la surface de la Lune ?
3. Énoncer la définition de la pression. Comment la pression agit-elle pour permettre la sustentation ?
4. Citer les facteurs favorisant la sustentation.
5. Quel est le rôle de l'empennage en vol ? Quel serait le mouvement de l'avion sans celui-ci ?
6. La répartition des passagers dans la cabine et des bagages dans la soute est-elle sans importance ?

Le programme du B. I. A.

Aérodynamique - Généralités

action de l'air sur les corps en mouvement ; études expérimentales ; résistance de l'air, causes, facteurs, mesures ;

Aérodynamique de l'aile

surfaces portantes plaque plane inclinée ; profil d'aile et définitions relatives au profil ; écoulement de l'air sur une aile, écoulement de l'air autour d'un profil. Variation de la portance et de la traînée en fonction de l'angle d'incidence ; centre de poussée ; influence de l'envergure de l'aile ; représentations graphiques des caractéristiques d'un profil ; utilisations ;

Mécanique du vol

descente planée rectiligne, forces appliquées ; finesse ; le décollage et l'atterrissage ; axes de rotation d'un aéronef en vol, stabilité longitudinale, stabilité latérale ; -décrochage.

Commentaires.

- Action de l'air sur les corps en mouvement - On se limitera aux basses vitesses où l'air se comporte comme un fluide incompressible.
- Etudes expérimentales - On pourra en particulier mettre en évidence la diminution de la pression statique avec la vitesse et l'effet Venturi.
- Résistance de l'air : causes, facteur, mesure.
- Surfaces portantes : plaque plane inclinée, profils d'aile et définitions relatives au profil. - On sera amené à définir l'angle d'incidence et la relation $R = \frac{1}{2} \rho S V^2 C$
- Ecoulement de l'air sur une aile, autour d'un profil : variation de la portance et de la traînée en fonction de l'angle d'incidence. Centre de poussée. - On indiquera les caractéristiques de certains profils types et l'utilisation qui en est faite. On définira la force (résultante) aérodynamique et à partir de là : portance et traînée.
- Influence de l'envergure de l'aile. - Ceci amènera à parler de traînée induite.
- Représentation graphique des caractéristiques d'un profil, utilisations. - Il ne s'agira que de la polaire d'une aile : variations de C_z en fonction de C_x pour une incidence variable à vitesse constante ; on notera la dilatation de l'échelle des C_x pour une meilleure lecture. Les seuls points particuliers à évoquer seront ceux correspondant à : portance maximale, décrochage, traînée minimale, finesse maximale, portance nulle.
- Vol en palier horizontal : équilibre des forces appliquées. - Ceci amènera à parler de la traction : avion \rightarrow moteur ; planeur \rightarrow remorqueur ;
- Vol en montée rectiligne ; équilibre des forces appliquées. - On sera amené à parler de poids apparent et de facteur de charge ; avion \rightarrow moteur ; planeur \rightarrow remorqueur ; treuil.

- Vol en descente rectiligne : forces appliquées ; finesse.
 - Décollage et atterrissage.
 - Axes de rotation d'un aéronef en vol. Stabilités longitudinale et latérale.
 - Vol en virage : facteur de charge.
 - Relation vitesse – incidence ; Décrochage.
 - Planeur, avion moteur réduit ou descente avec moteur.
- Le problème à poser sera :
Comment un planeur peut-il monter ?
- On parlera du vol aux grands angles ; On pourra éventuellement parler de vrille si on a parlé de dérapage intérieur (glissade) ou extérieur mais les principes de sortie de vrille ne seront pas évoqués dans le cadre de l'examen, on pourra seulement indiquer que ces consignes de sortie, spécifiques à chaque appareil, figurent toujours dans le manuel de vol.

Index

#

ρ , 53
 θ_{max} , 83

1

1^{ère} loi de Newton, 86, 87

2

2 Min, 38

3

360°/mn, 38

A

abattée, 47
Açores, 25
aérodynamique, 7, 92
aérofreins, 62
aérofreins de planeurs, 64
aiguille centrée, 39
aileron, 50
aileron à axe déporté, 50
aileron à débattement différentiel, 50

ailerons, 33
Ailerons, 32
Ailerons et roulis, 33
air, 9
Air Canada, 26
Airbus A330, 25
aire S, 17
allongement, 19
Alouette III, 89
Amortisseur de roulis, 51
angle d'incidence, 20
angle d'incidence maximal, 28
angle d'assiette, 34
angle d'attaque, 14
angle de calage, 35
Angle de calage, 19, 35
angle de lacet, 34
Angle de lacet, 34
angle d'incidence, 45
angle d'inclinaison, 34
angle maximal d'incidence, 45
angles d'incidence, 27
anticouple, 89
anti-couple, 89
approche, 55
aspiration de la couche limite, 54
Aspiration de la couche limite, 60
assiette, 34, 68
Assiette, 34
atterrissage, 55
Atterrissage, 68
augmenter la portance., 53
autonomie maximum, 80
Autostable, 22

avertisseur de décrochage, 47
avion en montée, 83
avion en vol, 5
axe déporté, 75
axe du vent relatif, 36
axe longitudinal, 36
axes, 32

B

BAe 146, 63
balance aérodynamique, 14
balance des forces, 14
Bec à fente, 56
Bec à fente automatique, 57
Bec à fente commandé, 57
Bec à fente fixe, 56
Bec Betz, 58
becs, 56
becs de bord d'attaque, 54
Bernoulli, 9, 10
Biconvexe, 22
biconvexes dissymétriques, 24
biconvexes symétriques, 23
bille-aiguille, 38
Boeing 767, 66
Boeing 767 d'Air Canada "Gimli", 26
bord d'attaque, 56
bord d'attaque, 21, 22, 92
Bord d'attaque, 18
Bord d'attaque basculant, 58
bord de fuite, 22, 56
Bord de fuite, 18

[bras de levier](#), 71
[buffeting](#), 47

C

[Cambrure](#), 22
[caractéristiques des diverses phases de vol de l'avion](#), 27
[Caravelle](#), 24, 64, 69
centrage, 73, 74
[Centrage et stabilité](#), 72, 74
[centré arrière](#), 74
[centre de gravité](#), 71
centre de Gravité, 71
[centre de poussée](#), 20, 29, 71
Centre de poussée CP, 71
CG, 71
[chambre d'expérience](#), 13
[charge alaire](#), 19
Check-list atterrissage, 69
[coefficient aérodynamique K](#), 17
[Coefficient de frottement](#), 11
[coefficient de portance](#), 21, 30, 54
[coefficient de portance \$C_z\$](#) , 45
[coefficient de traînée](#), 21, 30
coefficients, 30
[coefficients aérodynamiques](#), 14
[collecteur](#), 13
[combinaison anti-G](#), 43
[Commandes](#), 32
commandes de gaz, 88
[compensateur](#), 75
[Compensateurs de régime](#), 77
[Compensateurs d'évolution](#), 75
[compensation des gouvernes](#), 75
[compressibilité](#), 7
[conjugaison des commandes](#), 49
[convergent](#), 13
[coordonné](#), 37
[corde de profil](#), 27
[Corde de référence](#), 22
[corps fuselé](#), 15
[couche limite](#), 11, 16, 54
Courbe P_u - P_n , 83
courbure du profil, 54
CP, 71
[crabe](#), 36
création de turbulences, 62
[Creux](#), 22
croisière, 28
[Cx](#), 14, 62
[Cx](#), 30
[Cx](#) et [Cz](#), 21, 30
[Cz](#), 14
[Cz](#), 30, 45, 53, 62

D

danger, 47
[danger du décrochage](#), 47
[débit](#), 9
décollage, 55
[Décollage](#), 67
décollage des filets d'air, 62
[décrochage](#), 28, 45, 46, 47, 54, 92
[décrochage dynamique](#), 46

Déplacement du foyer, 72
Déport d'axe, 75
[dérapage](#), 39, 52
[Dérapé](#), 37
dérive, 36
[Dérive](#), 32
Dérive et lacet, 33
[descente](#), 32, 42
descente à vitesse constante, 29, 31
[descente verticale](#), 86
[destructeur de portance](#), 62
[deuxième loi de Newton](#), 6
[Diammond DA 20](#), 85
[dièdre](#), 51
[Dièdre](#), 19
[diffuseur](#), 13
dispositifs de bord d'attaque, 56
dispositifs de bord de fuite, 56
[dispositifs hypersustentateurs](#), 53
distance de roulement, 55
[domaine de vol](#), 79
[Domaine de vol](#), 80

E

[effet "Girouette"](#), 51
[effet de girouette](#), 36
[effet de roulis induit](#), 50
[effet redresseur](#), 51
[effet redresseur des surfaces](#), 52
[effet redresseur dû à la Flèche](#), 51
[Eiffel](#), 13
[Emplantation](#), 18
[en crabe](#), 36
[envergure](#), 18, 22
éolienne, 25
[épaisseur](#), 22
[épaisseur relative](#), 16
[Épaisseur relative](#), 22
Équilibrage statique, 77
extrados, 21, 22, 45, 54, 92
[Extrados](#), 18

F

F, 71
[F 35](#), 85
[F18](#), 69
[facteur de charge](#), 42, 43, 44, 46, 84
[facteurs influant sur la vitesse de décrochage](#), 46
[fenestron](#), 89
[fentes](#), 54, 55
[filtres](#), 13
[finesse](#), 23, 24, 25
[finesse / allongement](#), 23
finesse maximum, 82
[Finesse maximum](#), 80
flaps, 54, 59
flèche, 51
[Flèche](#), 18, 51

[flettner](#), 75
fluides visqueux, 10
[Fokker 70](#), 63
force, 4
[force centrifuge](#), 42
[force imaginaire](#), 42
force motrice, 29
[force motrice F](#), 29
forces, 92
[forces aérodynamiques](#), 71
[forces de pression](#), 4
[foyer](#), 71, 72
freinage mécanique à l'atterrissage, 62
[frise](#), 50

G

G, 71
[G négatifs](#), 43
[G positifs](#), 43
[Galeries Lafayette](#), 55
[géométrie variable](#), 53
Gimli, 26
girouette, 71
[glissade](#), 39
[Glissade extérieure](#), 39
Glissade intérieure, 39
[Glissé](#), 37
GMP, 79
[Gossamer condor](#), 85
[Gossamer Condor](#), 49
[goutte d'eau](#), 15
[Gouverne](#), 32
gouverne de direction, 33, 50
[grilles](#), 13
[groupe motopropulseur](#), 79

H

[hélicoptères](#), 86
[hydrodynamique](#), 10
[hypersustentateurs](#), 53

I

[incidence](#), 34, 46
[Inclinaison](#), 34
inclinaison constante, 36
[Inclinaison latérale](#), 32
inclinaison nulle, 39
interaction, 4
[intrados](#), 22, 45, 92
[Intrados](#), 18

J

[Jules Védrières](#), 55

K

[karman](#), 18

L

[la vitesse d'écoulement](#), 9
[La vrille](#), 48
[lacet](#), 37
[Lacet](#), 32
[lacet induit](#), 50
[lacet inverse](#), 49
[laminaire](#), 11
[Laminaire](#), 12
[Ligne moyenne](#), 22
[Limitations du domaine de vol](#), 84
[loi de Bernoulli](#), 9
[loi de Newton](#), 5

M

[maître couple](#), 15
manche, 33, 39
Manche, 32, 88
manche (ou volant), 33
[manche à air](#), 67
[maniabilité](#), 74
manuel de vol, 68, 74
manuel de vol de son appareil, 28
[marge statique](#), 73
[masse](#), 46
masse volumique, 11
masse volumique de l'air, 29
masse volumique de l'air, 53
[maximum de rayon d'action](#), 28
[mécanique des fluides](#), 7
[meilleur angle de montée](#), 83
Mig 23, 63
[moment à cabrer](#), 56
[moment à piquer](#), 56
moments de ces forces, 14
[moments de toutes les autres forces](#), 71
montée, 42
Montée, 32
montée à vitesse constante, 29, 31
montée avec le meilleur angle possible, 28
moteur, 29
mouvement circulaire uniforme, 36
[mouvement de l'avion](#), 71
mouvement rectiligne uniforme, 5

N

Nombre de "G", 43
[nombre de Reynolds](#), 10, 11

O

[Orientation du nez](#), 32
[oscillation en lacet](#), 52

P

P51 "Mustang", 85
pales à pas variable, 89
palonnier, 33
palonniers, 50

Palonniers, 32, 88
pas collectif, 88
Pas collectif, 88
pas cyclique, 89
pascal, 8, 9
Paul MacCready, 49
Pédales, 32
penne, 34
penne de descente, 62, 68
penne de descente., 68
penne maximum, 83
phases de vol, 27
[Phases du vol](#), 42
pied, 39
[pilotage de l'hélicoptère](#), 88
[plafond](#), 82
[plafond maximum](#), 80
[plage de centrage](#), 73
Plan convexe, 22
plan convexes, 24
Planeur ancien, 64
Planeur moderne, 64
pooids, 5, 71
pooids apparent, 42
pooids P, 29
point d'application des variations de portance, 71
point d'application des variations de portance., 72
[point de décollement](#), 17
[point de transition](#), 17
polaire, 27
polaire d'une aile, 27
portance, 43, 86, 87
portance (R_Z), 20
portance (R_Z), 29
portance maximale, 28
portance nulle, 28
Prandtl, 13
premier régime, 81
pression, 4, 8, 9
Pression dynamique, 8
Pression statique, 8
Pression totale P_t, 8
principe d'inertie, 5
principe d'interaction, 4, 89
[Profil de l'aile](#), 22
Profil laminaire, 24
profil supercritique, 24
profils biconvexes, 23
profils creux, 24
Profondeur, 22, 32
Profondeur et tangage, 33
puissance, 79
[Puissance](#)., 79
[puissance nécessaire au vol](#), 80
[Puissance nécessaire au vol](#), 80
[puissances nécessaires au vol](#), 85
P_u-P_n, 83

R

Ram Air Turbine, 25
RAT, 25
rayon d'action maximum, 80
rayon de virage, 36
[réserve de puissance](#), 83
ressource, 43

[résultante aérodynamique](#), 20
[résultante aérodynamique R](#), 29
Reynolds, 10
rotations d'un avion, 37
roulis, 37, 88
Roulis, 32
[Roulis Hollandais](#), 52
[roulis induit](#), 50, 52
Rz, 53
 $Rz = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$, 45

S

S, 53
S et 2S, 15
Saumon, 18
Schuttle Atlantis, 85
second régime, 81
Short Take Off and Landing, 55
Slat, 57
somme vectorielle des forces, 29
sonnerie, 47
sortir du décrochage, 48
Soufflage, 60
[soufflage d'air](#), 54
[souffleries à circuit fermé](#), 13
[souffleries à circuit ouvert](#), 13
[souffleries aérodynamiques](#), 12
[spoiler conjugués](#), 50
[spoilers](#), 62, 65
[stabilisateur de l'avion](#), 51
[stabilité](#), 72, 73, 74
Stall, 45
STOL, 55
subsonique, 7
supersonique, 7
[surface alaire](#), 18, 30, 53
[surfaces mobiles](#), 53
sustentation, 92
[sustentation dans l'air](#), 20
[sustentation de l'avion](#), 29
symétrique, 36
symétriques ou **dissymétriques**, 23

T

tab, 75
Tab automatique, 76
Tab commandé, 76
Tab fixe, 76
tangage, 37, 88
Tangage, 32
taux 1, 38
taux 2, 38
taux de virage, 38, 39
taux standard, 38
température, 9
Tour de piste, 69
traction, 29
trainée, 15, 87
trainée (R_x), 20
trainée (R_x), 29
trainée de forme, 15
trainée de frottement, 15, 16
trainée de l'aile, 17
trainée induite, 17
trainée minimale, 28

[traînée parasite](#), 17
[traînée totale](#), 17
Transall, 64
 Trim, 78
 Troisième loi de Newton, 89
 tube de courant, 8
 tube de venturi, 9
[turbulence de sillage](#), 69
 turbulent, 10
Turbulent, 12
 turbulente, 11
 type Eiffel, 13
 type Prandtl, 13

U

[US Airways](#), 25

V

vario, 68
 vecteur, 5
Védrines, 55
 veine, 13
[vent](#), 66
 vent de face, 69
 vent de travers, 69
[vent relatif](#), 20, 22, 27, 29
[ventilateur](#), 13
 venturi, 9

virage, 6, 36, 43
 virage à altitude et rayon constant., 36
virage à gauche, 39
 virage coordonné, 43
VIRAGE STABILISÉ, 39, 40
 viscosité, 9, 11
 vitesse ascensionnelle maximum, 28
 vitesse constante, 29
 vitesse critique, 10
 vitesse de chute minimale, 28
[vitesse de décrochage](#), 45, 46
 vitesse de descente, 68
[vitesse de montée maximum](#), 83
 vitesse du vent relatif, 21, 30
vitesse maxi, 28
 vitesse minimale de sustentation, 45
 vitesses de montée, 83
 vitesses de montée Vz. remarquables, 83
VNE, 68
 VNO, 68
voile noir, 43
voile rouge, 43
 voilure, 92
voilure tournante, 86
[vol 1549 d'US Airways](#), 25
[vol 236 Air Transat](#), 25
 vol en croisière, 28

[Vol en montée](#), 86
[vol horizontal](#), 87
 vol horizontal à vitesse constante, 29
 Vol plané d'une Caravelle d'Air France, 24
VOL RECTILIGNE, 39
 vol stable, 81
[Vol stationnaire](#), 86
[vol symétrique](#), 39
volant, 32
 Volet de courbure, 59
 Volet de courbure à fente, 59
 Volet d'intrados, 59
 Volet Fowler, 60
 Volet Krüger, 58
volets, 54, 59
volets classiques, 55
volets de courbure, 54
 vrille, 48
Vs, 53
 Vz, 83
Vz maxi, 83

W

[water ballasts](#), 72
[Wright Flyer](#), 85

Table des matières

Présentation du document & auteurs 2
Illustrations & Copyrights 2
Plan du cours 2
I - Aérodynamique et mécanique du vol..... 4
Pourquoi un avion vole ? Qu'en penserait Newton ?..... 4
 I. Qu'est-ce qu'une force ? 4
 • Une force se traduit par des effets : 4
 • Il y a 2 types de forces : les forces 4
 • Représentation d'une force 5
 II. Principe d'inertie et vol d'un avion 5
 • BILAN 5
 III. Pourquoi des schémas avec une multitude de forces ? 5
 • Avion en vol, MRU, somme des forces nulle... schémas avec décomposition des forces. BILAN... lequel étudier ??? 6
 IV. Que se passe-t-il si le mouvement n'est PAS uniforme..... 6
I - Aérodynamique..... 7
1 - Mécanique des fluides..... 7
 I. L'aérodynamique... présentation..... 7

II.	Rappels succincts de mécanique des fluides incompressibles	8
•	$P_t = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2$	8
III.	L'air	9
IV.	La loi de Bernoulli (ou principe de Bernoulli)	9
•	Le long d'un tube de courant la pression totale P_t et le débit Q restent constants.	9
•	$P_t = Cste$ et $Q = Cste$ C'est la loi de Bernoulli	9
•	Conséquences de cette loi :	9
•	Une bonne illustration de ce principe : Le tube de venturi	9
•	Mise en évidence expérimentale du phénomène	10
•	Le secret !	10
V.	Un peu d'histoire Partie purement culturelle sans incidence sur le BIA ou le CAEA	10
•	Les scientifiques :	10
•	Les définitions importantes :	11
	<i>I - Aérodynamique.</i>	12
	<i>2 - Etude des écoulements - Souffleries</i>	12
I.	Les deux types d'écoulements	12
II.	Les souffleries aérodynamiques	12
•	Description et types de souffleries	12
•	Mesures en soufflerie	14
•	Résultats de l'étude en soufflerie	14
III.	Les coefficients aérodynamiques	14
	<i>I - Aérodynamique.</i>	15
	<i>3 - La résistance de l'air.</i>	15
I.	Traînée(s) et couche limite	15
•	Quelques définitions	15
•	La traînée de forme	15
II.	Paramètres influençant la résistance de l'air	15
•	Manip "soufflerie"	15
•	Influence de la surface	15
•	Influence de la forme	15
III.	Écoulement et surfaces	16
•	La traînée de frottement et la couche limite	16
IV.	La résistance de l'air	17
	<i>II - Aérodynamique de l'aile.</i>	18
	<i>1 - Principales caractéristiques des ailes</i>	18
I.	Les différentes parties de l'aile (Rappel)	18
II.	Caractéristiques géométriques d'une l'aile	18
	<i>II - Aérodynamique de l'aile.</i>	20
	<i>2 - Forces exercées sur une aile.</i>	20
I.	Action de l'air sur une plaque. Résultante aérodynamique.	20
•	Vent relatif et résultante aérodynamique.	20
II.	Portance et trainée	20
•	Trainée et portance à partir d'une plaque.	20
•	Influence de la surface et de la vitesse	20
•	Expression de la portance R_z et de la trainée R_x	21
III.	Etude d'un profil aérodynamique.	21
•	Simulation des pressions en fonction de l'incidence.	21
	<i>II - Aérodynamique de l'aile.</i>	22
	<i>3 - Profil et caractéristiques dynamiques d'une aile.</i>	22
I.	Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile	22
•	Rappels	22
•	Autres définitions à connaître	22
II.	Caractéristiques dynamique d'une d'aile.	22
•	Les multiples expressions de la finesse	23
III.	Compléments sur les 4 types de profil fondamentaux (CAEA)	23
•	Profils biconvexes	23

• Profils plans convexes	24
• Profils creux.....	24
• Profils dits autostables, supercritiques ou reflex.....	24
• Profil laminaire	24
IV. Les profils et la vitesse du son (CAEA).....	24
• Profils losangiques et lenticulaires.....	24
V. Quelques anecdotes : accident/plané/finesse	24
II - Aérodynamique de l'aile.....	27
4 - La polaire.....	27
I. Qu'est ce que "la polaire" ?	27
II. Que peut-on lire sur la polaire d'une aile ?	27
• Les points importants.....	28
• Commentaires sur les autres points (BIA facultatif – sinon CAEA)	28
• Polaire de l'aile ou de l'avion ? (CAEA)	28
III. Choix d'incidences et de vitesses... et autres informations utiles	28
III - Mécanique du vol.....	29
1 - Montée, descente et plané rectiligne.....	29
I. Montée, descente, vol horizontal... et principe d'inertie !.....	29
• Question !	29
• Réponses !.....	29
II. Les forces appliquées.....	29
• Le poids	29
• La traction ou force motrice.....	29
• La résultante aérodynamique $R = R_z + R_x$	29
III. Vol stabilisé, montée, descente, ... et "intuition" !!!.....	30
• Intuition basique	30
• Le prof de physique à toujours raison !	30
• Les schémas pour l'avion... ..	31
• Un dernier schéma pour l'hélicoptère	31
• Conclusion.....	31
III - Mécanique du vol.....	32
2 - Les axes... de rotation de l'avion.....	32
I. Les 3 axes.....	32
II. Les actions de pilotage correspondantes	32
III. Le fonctionnement des gouvernes associées	33
• Gouverne de profondeur et tangage.....	33
• Ailerons et roulis.....	33
• Gouverne de direction et lacet	33
IV. Les angles associés aux axes.....	34
V. Les angles associés au vol	34
• Définitions :	34
• Attention une assiette cabrée ne signifie pas montée :	34
• Exercice	35
VI. Les angles associés à l'aile d'avion !.....	35
• Rappel.....	35
• L'angle de calage	35
• Définitions pour UNE AILE !	35
VII. Récapitulatif : vidéo et simulation	35
• Vidéo	35
• Simulation.....	35
III - Mécanique du vol.....	36
3 - Vol en virage.....	36
I. La mise en virage.....	36
II. Virage, vitesse et inclinaison.....	36
• Relation entre rayon de virage et vitesse	36
• Relation entre le rayon de virage et l'inclinaison	36

III.	Virage coordonné, dérapé ou glissé.....	37
•	Le différentes manière de prendre un virage vues de l'extérieur.....	37
•	Les mêmes situations vues de l'intérieur.....	37
IV.	Rappel sur les axes.....	37
V.	Définition du "taux de virage".....	37
VI.	Le pilotage, les glissades et les dérapages.....	38
VII.	Vol rectiligne.....	39
VIII.	Virage stabilisé.....	39
IX.	Danger en virage.....	40
•	Le décrochage en virage.....	40
•	La vrille ou autorotation.....	41
•	Le virage engagé.....	41
IV -	Comprendre la mécanique du vol.....	42
1 -	Le facteur de charge.....	42
I.	Définition du facteur de charge.(noté n).....	42
II.	Phases du vol et facteur de charge :.....	42
•	En ligne droite.....	42
•	En virage ou lors d'une ressource.....	43
•	Nombre de "G".....	43
III.	Test de facteur de charge statique.....	44
IV -	Comprendre la mécanique du vol.....	45
2 -	Le décrochage.....	45
I.	Définition du décrochage.....	45
II.	Phénomène du décrochage :.....	45
III.	La vitesse de décrochage en vol horizontal :.....	45
IV.	Quels sont les facteurs influant sur la vitesse de décrochage ?.....	46
V.	Vitesse de décrochage et facteur de charge (CAEA).....	46
•	En résumé,.....	46
•	Exemple de calcul :.....	46
VI.	Quels sont les indices permettant de détecter l'approche du décrochage ?.....	47
VII.	Visualisation du décrochage en situation réelle.....	47
VIII.	Le danger du décrochage.....	47
•	Sortir du décrochage : le geste qui sauve !.....	48
IX.	Décrochage dissymétrique : La vrille.....	48
X.	Brutalité du décrochage.....	48
IV -	Comprendre la mécanique du vol.....	49
3 -	Les effets aérodynamiques.....	49
I.	Effets primaires et effets secondaires des gouvernes.....	49
II.	Le lacet inverse (BIA).....	49
•	Facteurs favorables au lacet inverse (CAEA).....	49
•	Le cas des planeurs (CAEA).....	49
•	Avions très spéciaux...(CAEA).....	49
•	(*) Surfaces de contrôle adaptées au problème (CAEA).....	50
III.	L'effet de roulis induit (CAEA).....	50
IV.	L'effet de lacet induit (CAEA).....	50
V.	A retenir !!!.....	50
VI.	L'effet "Girouette" (CAEA).....	51
VII.	La stabilité latérale : l'effet redresseur du dièdre (BIA).....	51
VIII.	Stabilité latérale : l'effet redresseur dû à la Flèche (BIA).....	51
IX.	L'effet "Amortisseur de roulis"(CAEA).....	51
X.	Stabilité latérale : effet redresseur des surfaces latérales sur le dérapage (CAEA).....	52
XI.	Le "Roulis Hollandais".....	52
V -	Compléments aérodynamiques.....	53
1 -	Les dispositifs hypersustentateurs.....	53

I.	Définitions.....	53
II.	Objectif : maintenir la portance en faisant diminuer V_s	53
	• La masse volumique de l'air ?	53
	• La surface alaire ?	53
	• Le coefficient de portance C_Z ?	53
III.	Les principaux systèmes utilisés	54
IV.	Comment les performances sont-elles augmentées ?.....	54
	• Les variations du coefficient de portance.	54
	• Le rôle aérodynamique.	55
V.	Utilisation des volets en phases de décollage et d'atterrissage :	55
	• Influence "positive" des dispositifs hypersustentateurs :	55
	• Les cas d'utilisation extrêmes	55
	• Influence indésirables des dispositifs hypersustentateurs sur le vol :	56
VI.	Différents dispositifs de bord d'attaque	56
	• Bec à fente	56
	• Bec à fente fixe	56
	• Bec à fente automatique.....	57
	• Bec à fente commandé ou Slat (en anglais)	57
	• Bord d'attaque basculant	58
	• Volet Krüger	58
	• Bec Betz.....	58
VII.	Différents dispositifs de bord de fuite.....	59
	• Volet de courbure	59
	• Volet de courbure à fente	59
	• Volet d'intrados	59
	• Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière (Zap)	59
	• Volet Fowler volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à une fente	60
	• Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes	60
VIII.	Dispositifs divers.....	60
	• Soufflage.....	60
	• Aspiration de la couche limite	60
IX.	Simulations	60
X.	Récapitulatif des améliorations dues aux dispositifs hypersustentateurs	61
	<i>V - Compléments aérodynamiques.</i>	62
	<i>2 - Spoilers et aérofreins. (CAEA)</i>	62
I.	Spoilers et aérofreins - Définitions.....	62
	• Spoilers (ou dispositifs hyposustentateurs).....	62
	• Aérofreins (ou freins aérodynamiques).....	62
II.	Description des différents types d'aérofreins.....	62
	• Aérofreins positionnés au-dessus du fuselage	63
	• Aérofreins positionnés en-dessous du fuselage	63
	• Aérofreins positionnés dans le cône de queue	63
	• Aérofreins positionnés sur les ailes.....	64
	• Les aérofreins de planeurs	64
III.	Description des différents types de spoilers	65
IV.	Principe de fonctionnement :	65
	<i>VI - Décollage atterrissage.</i>	66
I.	Pourquoi tenir compte du vent ?.....	66
II.	Décollage... face au vent !.....	67
	• Check-list décollage (CAEA)	67
III.	Atterrissage ... face au vent !	68
	• La pente de descente	68
	• Contrôle de la descente	68
	• Check-list atterrissage (CAEA)	69
IV.	La turbulence de sillage.	69
	• Gestion de la turbulence dans le trafic.....	69
	<i>VI - Le centrage.</i>	71

<i>Equilibre de l'avion, stabilité, manœuvrabilité.....</i>	71
I. Trois points très particuliers qu'il est important de bien définir	71
• Le centre de Gravité CG ou G (en physique).....	71
• Centre de poussée CP	71
• Le foyer F	71
II. Ces points sont ils fixes ?	72
• Déplacement du centre de Gravité CG	72
• Déplacement du centre de poussée CP (CAEA)	72
• Déplacement du foyer (CAEA)	72
III. Centrage et stabilité.....	72
• C'est quoi la stabilité ?	72
• Rôle de l'empennage dans la stabilité	73
• Le centrage	73
• La valeur du centrage.....	74
• Centrage avant ou centrage arrière ? Positions relatives de CP et CG.....	74
IV. Exemples d'analyse des effets liés au centrage	74
• Effet stabilisateur d'un centrage avant	74
<i>VI -3- Les compensateurs.....</i>	75
<i>Version C.A.E.A.....</i>	75
I. Généralités sur la compensation des gouvernes (BIA).....	75
II. Les compensateurs d'évolution.....	75
• Déport d'axe	75
• Tab fixe.....	76
• Tab automatique	76
• Servo-Tab ou Tab commandé.....	76
• Tab à ressorts	76
• Panneau compensateur.....	76
• Equilibrage statique	77
III. Les compensateurs de régime	77
• Plan horizontal réglable - PHR	77
• Trim	78
• Assistance	78
IV. Exemple d'un avion de voltige.....	78
<i>VII - Le domaine de vol.....</i>	79
<i>Version C.A.E.A.....</i>	79
1) Introduction	79
2) Puissance du groupe motopropulseur.....	79
3) Puissance nécessaire au vol	80
4) Domaine de vol.....	80
• Vol au second régime = DANGER !	81
• Vol au premier régime = vol stable !	81
• Analyse des deux régimes de vol en cas de perte de puissance.	81
• Comment voler sur un autre point situé entre B et A ?	81
• Voler à la puissance minimum... et donc à autonomie (en temps) maximum !	81
• Que se passe-t-il si, partant d'un point situé entre B et A, j'augmente la puissance (gaz) ?	82
• Voler à la finesse maximum	82
5) Notion de plafond	82
• Commentaire sur la notion de plafond :	82
6) Utilisation de la réserve de puissance ($P_u - P_n$) pour la montée.	83
• Rappel sur l'avion en montée	83
• Courbe $P_u - P_n$ et V_z	83
• Les vitesses de montée V_z . remarquables.....	83
7) Limitations du domaine de vol : facteur de charge et vitesse.	84
8) Quelques vitesses usuelles "en pratique"	85
9) Quelques puissances nécessaire au vol... Rapport puissance/poids	85
<i>VII - Le vol des hélicoptères.....</i>	86

<i>Et de leurs cousins a voilure tournantes.....</i>	86
I. Vol stationnaire.....	86
• Comment obtient-on la portance ?.....	86
• Bilan des forces.....	86
II. Vol en montée ou en descente verticale à vitesse cte	86
• Bilan des forces.....	86
• Etude et schémas pour la descente.....	86
• Etude et schémas pour la montée.....	87
III. Le vol horizontal à vitesse constante	87
• La portance... et la trainée.....	87
• Bilan des forces.....	87
IV. Le pilotage de l'hélicoptère	88
• Les commandes	88
V. Le fonctionnement du rotor	88
• Les commandes de gaz et de pas collectif	88
• Utilisation du manche qui commande le pas cyclique	89
VI. A quoi sert l'anticouple ?	89
• Le principe d'interaction (Troisième loi de Newton)	89
• L'invention de l'anti-couple.....	89
• La construction de l'anti-couple.....	89
<i>Documents spécifiques au lycée Jean Monnet</i>	90
<i>Comment font les avions pour voler sans battre des ailes ?.....</i>	91
<i>La sustentation.....</i>	92
<i>Le programme du B.1.A.</i>	93
<i>Commentaires.</i>	93
<i>Index</i>	94
<i>Table des matières</i>	97
<i>Conseils d'utilisation.....</i>	103

Conseils d'utilisation

En version modifiable (Word)

Ajout d'un renvoi vers la table d'Index.

*Sélectionner le mot ou le groupe de mot puis la combinaison de touches **Maj+Alt+X***

Choisir vos options puis valider.

Avant impression du document complet. (Avantage = pagination + index + table des matières)

Vérifier ensuite en mode aperçu qu'il n'y a pas de pages blanches, des erreurs de numérotation ou des polices anormales (des bugs de Word assez pénibles).

Mettre ensuite à jour les références (table des matière et index) par un Clic droit sur les éléments actifs (tables des matières simplifiée du début et la complète de la fin ainsi que sur l'index) pour une MISE à JOUR des CHAMPS ou mieux de toute la table en commençant si possible par la fin.