

COURS THÉORIQUES PPL

AÉRODYNAMIQUE





- **Unités de mesure physique de la dynamique**
- **Propriétés physiques de l'air**
- **Lois fondamentales de la mécanique des fluides**
- **Ecoulement de l'air aux vitesses subsoniques**
- **Notions de couche limite**
- **Vent relatif et angles particuliers**
- **Forces appliquées à un profil d'aile**
- **Coefficients de portance et traînée face à l'incidence**
- **La polaire et ses caractéristiques**
- **Traînées de forme et traînées induites**
- **Traînées de frottement**
- **Types d'aile et de profil**
- **Les dispositifs hypersustentateurs**
- **Les éléments de freinage aérodynamique**



Unités de mesure de la dynamique

Masse : Quantité de matière dans un corps

unité : le **Kilogramme** (SI)

symbole : **m**

Quantité de mouvement : Produit de la masse d'un corps par sa vitesse de déplacement

unité : le **Kilogrammètre par seconde** = $1 \text{ Kg} \times 1 \text{ m/s}$

Poids : Masse d'un corps soumis à la pesanteur

unité : le **Newton** (SI) = $1 \text{ Kg} \times 9,81 \text{ m/s/s}$

symbole : **P = m . g**

Travail : Mesure du déplacement d'un poids

unité : le **Joule** (SI) = $1 \text{ N} \times 1 \text{ m}$

symbole : **E = P . L**

Puissance : Travail effectué par unité de temps

unité : le **Watt** (SI) = $1 \text{ J} / 1 \text{ s}$

symbole : **W = E / t**

Inertie : Qualité des corps à conserver leur état de mouvement ou de repos (1ère loi de Newton)

unité : le **Kilogramme** (SI)

Pesanteur : Accélération dirigée vers le centre de la terre due à la gravité terrestre (pesanteur)

Symbole : **g** (en troposphère $g = 9,81 \text{ m/s/s}$)

Force : Mesure de la modification de l'état d'inertie d'un corps (2ème loi de Newton)

unité : le **Newton** (SI) = $1 \text{ Kg} \times 1 \text{ m/s/s}$. Symbole : **F**

Énergie : Masse animée d'une vitesse

unité : le **Joule** (SI) = $\frac{1}{2} \times 1 \text{ Kg} \times (1 \text{ m/s})^2$

Symbole : **E = $\frac{1}{2} m \cdot V^2 = 1 \text{ Nm}$**

Puissance : Rythme de production de travail soit déplacement d'un poids par unité de temps

unité : le **Watt** = $(1 \text{ N} \times 1 \text{ m}) / 1\text{s}$. symb : **W = F x V**

Unités de mesure de la dynamique

Masse volumique : Quantité de matière dans un corps par unité de volume
unité : le Kilogramme / mètre cube. Symbole : ρ

Densité relative : Rapport de la masse volumique de l'air à une altitude donnée à la masse volumique à l'altitude 0. *symbole* : $\sigma = \rho / \rho_0$

Pression : Mesure d'une force également répartie sur une aire par unité de surface
unité : le Pascal (SI) = 1 N / 1 m². *symb* : Ps ou Pd

Chaleur spécifique à volume constant :
unité : le Joule par Kg par degré

Viscosité dynamique :
unité : le Pascal / seconde = 1 Pa / 1 s
symbole : $\mu = P / t$

Température : En aérodynamique, on utilise pour la facilité des calculs le degré Kelvin
unité : le degré Kelvin = - 273° C, symbole : T

Densité de l'air dans la troposphère :
Formule empirique : $\sigma = (20 - Z) / (20 + Z)$
(Z exprimé en kilomètres)

Pression dynamique: Mesure d'une force créée par déplacement dans un fluide par unité de surface
unité : le Pascal (SI) = $\frac{1}{2} \rho V^2$. *symbole* : Ps ou Pd

Chaleur spécifique à pression constante :
unité : le Joule par Kg par degré

Viscosité cinématique :
unité : le mètre carré par seconde (SI) = 1 m²/s
symbole : $\nu = L^2 / t$

Relation de Mayer : constante des gaz parfaits
Symbole r : 287. $r =$ Chaleur spécif à pression constante – chaleur spécif à température const^{te}.

Autres unités utilisées en dynamique

Masse



Le kilogramme = 2,2 lb
La livre (lb) = 0,453 kg
L'once (oz) = 0,028 kg
Le slug (sg) = 32,18 lb

Poids



Le Newton
La livre (lb) = 0,453 N
Le kg force (kgf) = 9,81 N
Le slug (sg) = 32,18 lb

Pression



Le Pascal (Pa)
L'hectopascal (hPa) = 100 Pa
Le millibar (mb) = 1 hPa
Le pouce de mercure (In Hg)
1013 hPa = 29.92 In Hg

Température



Le degré Celsius (°C)
Le degré Kelvin (K°) = 1 ° C
Le degré Farenheit (°F)
 $T^{\circ}\text{C} = T^{\circ}\text{K} - 273 = (T^{\circ}\text{F} - 32) \times 5/9$

Capacité liquide



Le litre (l)
Le gallon US (US.Gal)
Le gallon impérial (Imp Gal)
1 US Gal = 3,785 l ; 1 Imp Gal = 4,546 l

Distance



Le mètre = 3,29 ft
Le pied (ft) = 0,304 m
Le pouce (in) = 0,0254 m
Le mile nautique (Nm) = 1852 m = 6092 ft
Le mile terrestre (Sm) = 1609 m

Vitesse



Le kilomètre / heure (km/h)
Le mètre / seconde (m/s)
Le pied / minute (ft/mn) = 0,005 m/s
Le knot (Kt) = 1,852 km/h
Le Statute mile/ heure (MPH) = 1,6 km/h

Conversion des vitesses



1 m/s = 197,36 ft/mn # 200 ft/mn
1 m/s = # 2 Kt # 4 km/h
1 Kt = 1,8 Km/h 1 km/h = 0,54 Kt
1 Kt # 100 ft/mn # 0,5 m/s

Puissance



Le watt (W)
Le kilowatt (kW) = 1000 W
Le cheval vapeur (Cv) = 736 W
Le horse power (HP) = 745 W
Le livre.pied/minute (ft.lb/mn) = 0,03 HP

PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

La terre est entourée d'une atmosphère gazeuse structurée en couches successives.

La troposphère est délimitée par la tropopause

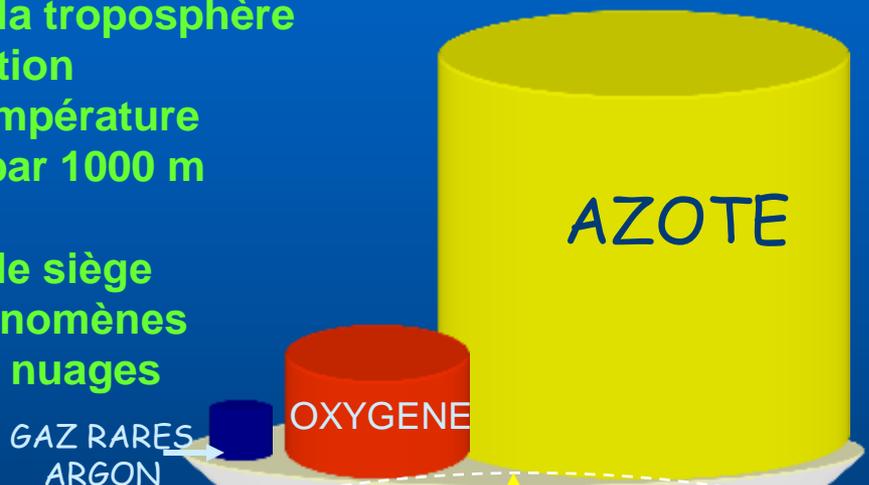
(ligne virtuelle évoluant de 0 à 8 km environ aux pôles et de 0 à 16 km environ à l'équateur).

La caractéristique de la troposphère réside dans la diminution quasi linéaire de la température avec l'altitude (- 6,5° par 1000 m soit - 2° par 1000 ft).

A signaler qu'elle est le siège de l'essentiel des phénomènes météorologiques, des nuages et des précipitations.

COMPOSITION DE L'AIR

- 78 % Azote.
- 21 % Oxygène.
- 1 % Argon, Dioxyde de carbone et gaz rares.



7 à 8 Km
- 45° en moyenne

Sous nos latitudes tropopause à 11 Km et - 56,5° en moyenne

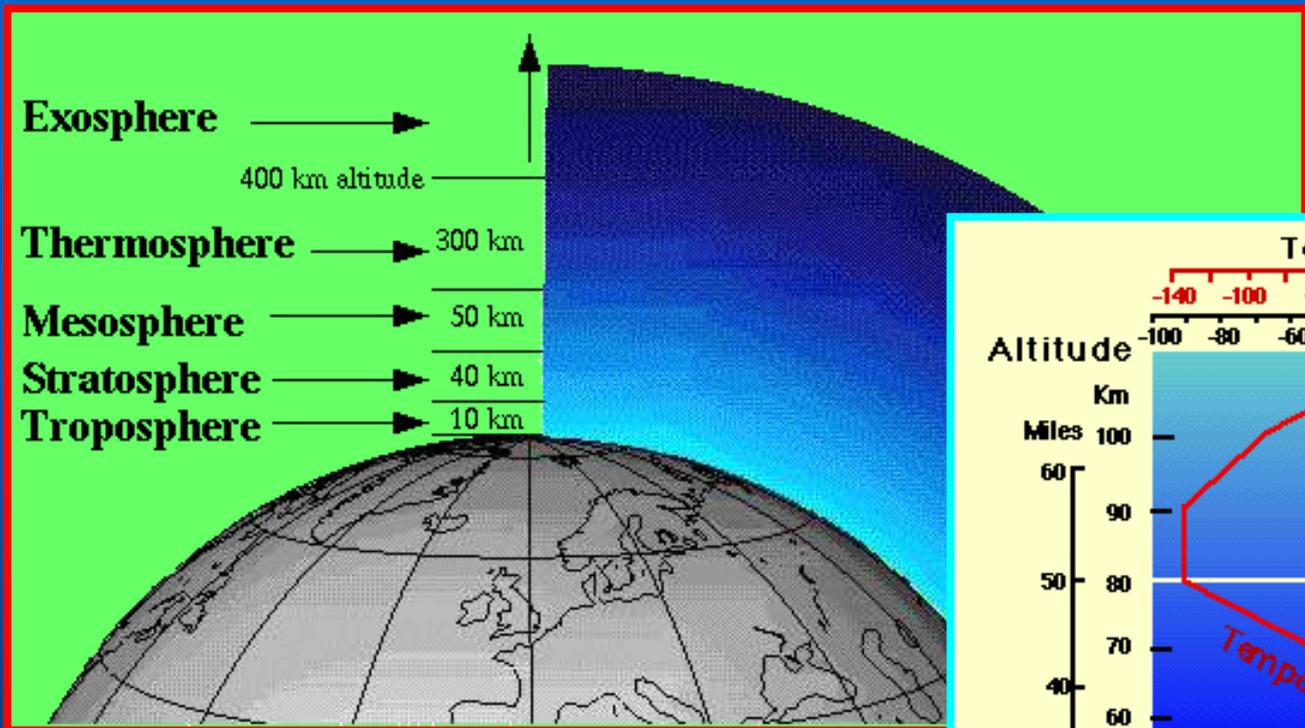
Troposphère

14 à 16 Km
- 80° en moyenne

Tropopause



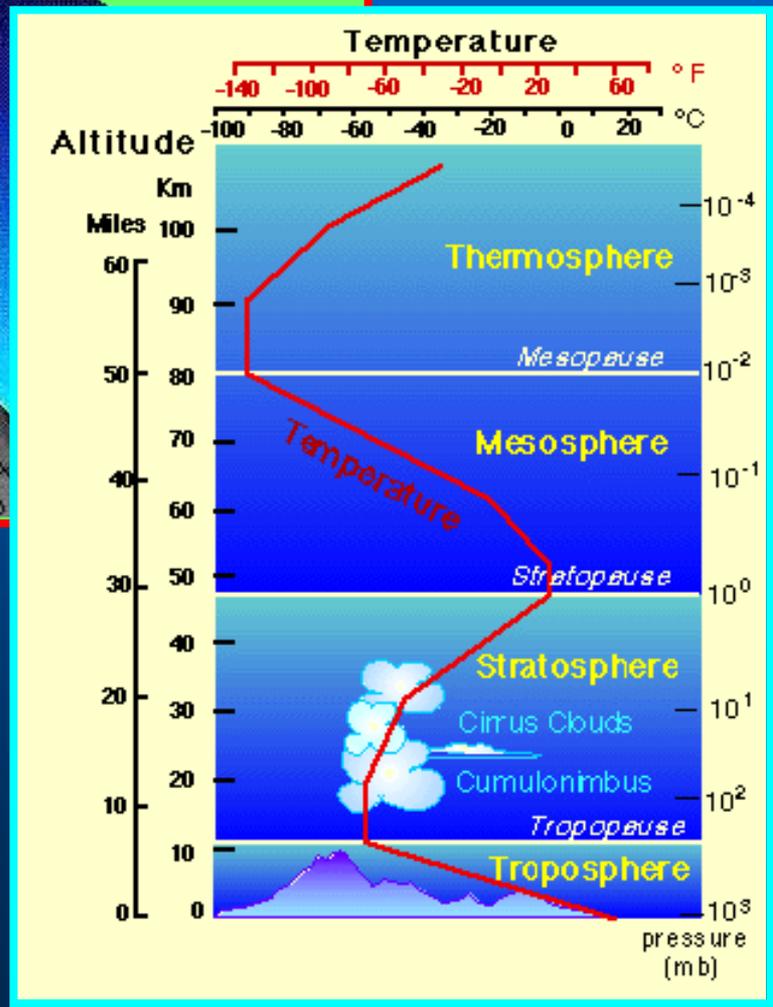
PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR



Au-delà de la troposphère, entre 10 km et 50 km, se trouve la stratosphère.

- La vapeur d'eau y est presque absente.
- La température de l'air reste tout d'abord constante puis monte progressivement vers - 10° C.

Pour mémoire, les couches suivantes sont : l'ionosphère, la magnétosphère qui compose la mésosphère, la thermosphère et l'exosphère.





PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

❖ INVISIBILITÉ

L'air n'est pas un gaz parfait mais s'en rapproche pour nombre de propriétés.

La compréhension du déplacement d'un mobile dans un gaz tel que l'air est compliquée par l'invisibilité du matériau ambiant.

Pour combler cette difficulté de visualisation des mouvements, forces, phénomènes et types d'écoulements d'air, l'introduction de fumées dans la veine d'air d'essai aura permis (et permet toujours actuellement) de les découvrir et de les démontrer. Des analogies avec le milieu liquide sont également utilisées pour compréhension.



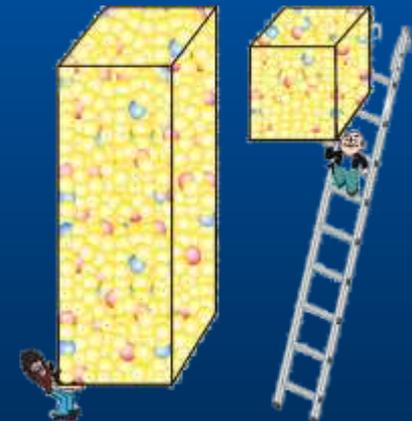
❖ MASSE

L'air est « pesant ». Galilée a mis en évidence cette propriété en comparant la masse de deux tubes à essai, l'un rempli d'air, l'autre contenant de l'air comprimé.

L'air étant composé des molécules pesantes de différents gaz, la masse de chaque molécule repose, de par la pesanteur (attraction terrestre), sur la molécule inférieure.

Au sol, la somme de toutes ces molécules empilées représente en moyenne sur une surface de 1 m²

UNE MASSE DE 10 326 Kg .



**10 tonnes
au sol**

**5 tonnes
à 6 000 m**

PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

❖ MASSE VOLUMIQUE

Les basses couches supportent l'ensemble des molécules qui prennent appui sur elles. Plus on se rapproche du sol, plus on est soumis à une masse importante.

De plus, compte tenu des propriétés de compressibilité de l'air, on dénombrera donc dans un même volume, un nombre de moles plus important au sol qu'en altitude.

La masse volumique de l'air diminue avec l'altitude.

Alti en Ft	0	5 000	10 000	15 000	20 000	30 000
Masse volu	1,225	1,055	0,904	0,770	0,652	0,458

La masse volumique de l'air au sol et à 15° C est de 1,225 Kg par m3 .

L'air, soumis à des changements de température, subit comme tout fluide, liquide ou solide une dilatation de ses molécules constituantes.

Pour un volume unitaire donné, on dénombrera donc un nombre de molécules différent fonction de la température ambiante et par conséquent de masses différentes.

La masse volumique de l'air diminue avec la température

Tempé en °C	0	15	20	25	30	35
Masse volu	1,293	1,225	1,20	1,18	1,16	1,15

532 000 / unité de volume à 6 000 m

1 million / unité de volume au sol



Densité à 30°C

Densité à 0°C





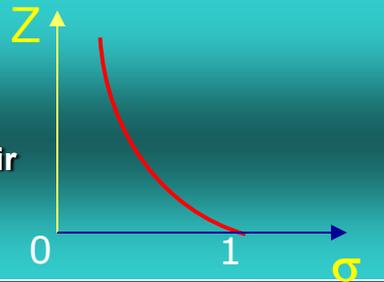
PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

❖ DENSITÉ

C'est le rapport de la masse volumique à une altitude donnée par la masse volumique au sol.

Altitude en Ft	0	2 000	4 000	6 000	8 000	10 000	20 000	30 000
Densité	1	0,9428	0,8637	0,8359	0,7860	0,7385	0,5328	0,3741

Courbe de décroissance de la densité de l'air avec l'altitude



Formule empirique du calcul de la densité de l'air à une altitude donnée en km.

$$\sigma = \frac{20 - Z}{20 + Z}$$

❖ LOI DE LAPLACE

Elle démontre la décroissance de la pression avec l'altitude. C'est une fonction exponentielle décroissante.

$$\frac{dP}{P} = - \frac{g}{rT} dz$$

dP = variation de la pression
 P = pression à l'altitude de référence
 g = accélération due à la pesanteur

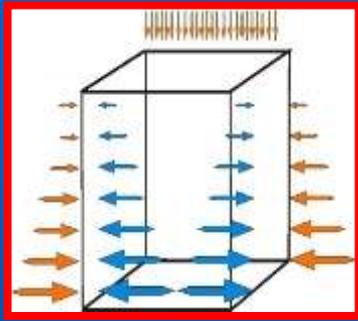
r = constante de l'air (287)
 T = température moyenne entre Z₀ et Z
 dz = différence d'altitude (Z - Z₀)

A la même altitude, on peut écrire : $P = \rho \cdot r \cdot T$

PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

❖ PRESSION

L'air, de par sa masse, lorsqu'il est soumis à l'attraction terrestre représente une force. Celle-ci répartie sur une surface unitaire déterminée exerce donc une pression sur tous les corps environnants.



Au niveau de la mer, la force moyenne exercée par l'air est de 101300 Newtons, (10 326 Kg x 9,81 m/s/s) soit une pression de 101 300 Pascals (1 013 hPa).

Toutefois, compte tenu de la charge supportée par les couches d'air inférieures et de la compressibilité de l'air, **la décroissance de pression n'est pas linéaire avec l'altitude** mais est plus importante dans ces basses couches.

ALTITUDE EN Ft	0 à 10 000	10 000 à 20 000	20 000 à 30 000	30 000 à 40 000	40 000 à 50 000	50 000 à 60 000
PRESSION En hPa	1013 697	697 466	466 301	301 188	188 117	117 056
Pertes pour 10000 ft	316 hPa	231 hPa	165 hPa	113 hPa	071 hPa	061 hPa
Nre de Ft Par hPa	31,6 ft / hPa	43,3 ft / hPa	60,6 ft / hPa	88,5 ft / hPa	140 ft / hPa	164 ft / hPa



PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

❖ DILATATION

Comme tout corps, solide, liquide ou gazeux, l'air change de volume avec la température. Cela induit naturellement des conséquences sur la masse volumique, les forces aérodynamiques, mais aussi sur la puissance des moteurs (réchauffage carbu par exemple) ou sur les instruments en rapport avec la densité d'air (badin, altimètre, etc).

❖ COMPRESSIBILITÉ

Comme tous gaz soumis à des pressions, l'air se comprime d'où une perte de volume mais non de poids, ce qui induit une augmentation de masse volumique.

En incompressible $\frac{\text{masse volumique}}{\text{pression}} = \text{constante}$

Toutefois, signalons qu'aux vitesses inférieures à 600 Km/h, cas le plus courant en aviation légère, on admet que l'air est INCOMPRESSIBLE.

La compressibilité d'un fluide peut aussi se caractériser par le rapport $d\rho / dP$.

Si $d\rho = 0$, l'écoulement est incompressible ; si $d\rho \neq 0$, l'écoulement est compressible.

Remarque :

Le rapport $dP / d\rho$ sert à l'expression du carré de la vitesse du son.



❖ EXPANSIBILITÉ

La propriété spécifique de tous gaz est d'occuper tout l'espace disponible. **pression x volume = constante**

(loi de Mariotte) $\frac{P}{\rho} = r T$

P pression à l'altitude en N/m²
ρ masse volumique en kg/m³

r = 287 constante de gaz
T température en Kelvin à l'altitude

L'air ayant des propriétés de compressibilité et d'expansibilité est donc considéré comme élastique.

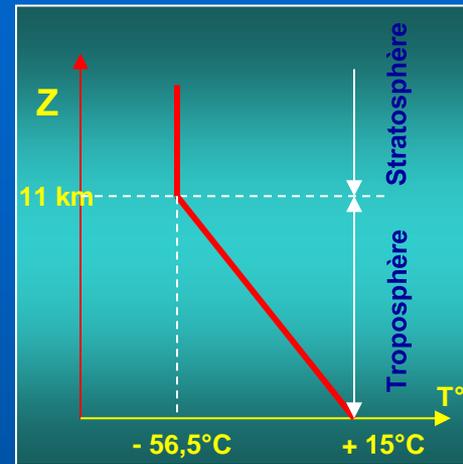
PROPRIÉTÉS PHYSIQUES DE L'AIR

❖ TEMPÉRATURE

La température standard moyenne de l'air à l'altitude 0 est de 15 ° C (288 °K).
Sa décroissance jusqu'à la tropopause (gradient adiabatique)
est quasiment linéaire:

6,5°C par 1000 m soit environ 2°C par 1000 ft.

De la tropopause (11 km sous nos latitudes) à une altitude d'environ 20 km, la température reste constante à - 56,5° C puis remonte ensuite vers 0° dans la stratosphère.



❖ VISCOSITÉ

La viscosité est la mesure de résistance à l'avancement d'une « molécule » ou plus globalement d'une couche infime d'air par rapport à la « molécule » ou couche d'air voisine.

Cette sorte de cohésion au sein du fluide peut être assimilée par analogie avec les forces de frottement de tout corps en contact avec d'autres corps, qu'ils soient solides, liquides ou gazeux.

Cette propriété représente un facteur important de l'Aérodynamique puisqu'elle engendre pour tout corps se déplaçant dans un fluide visqueux :



- une résistance à l'avancement
- la création de tourbillons et turbulences influençant les conditions de vol.



LOIS FONDAMENTALES DE LA MÉCANIQUE DES FLUIDES

❖ PRESSION STATIQUE

La pression atmosphérique est une grandeur scalaire et non vectorielle (intensité mais pas de direction unique).

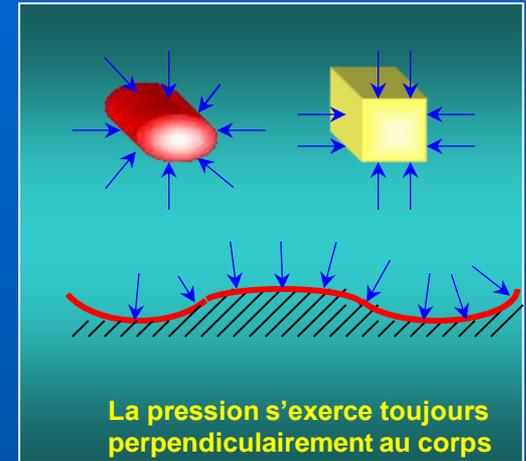
Elle s'exerce à angle droit par rapport à la surface du corps.

N'étant pas soumise à un déplacement, elle est dite statique.

Son expression mathématique est :

$$P_s = \rho \cdot r \cdot T$$

P en pascal, $r = 287$ en J/kg/degé (constante de l'air),
 ρ en kg/m³, T en degé K



❖ PRESSION DYNAMIQUE

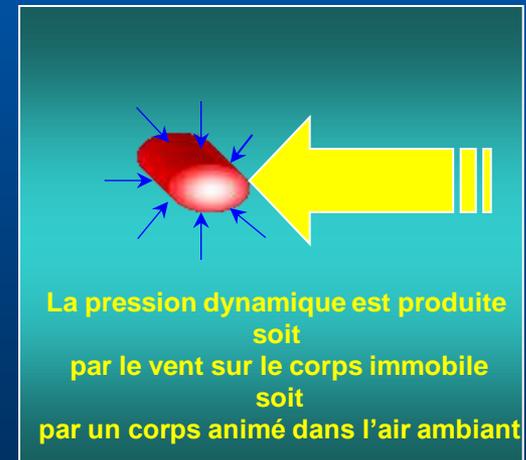
Tout corps pesant animé d'un mouvement possède une énergie cinétique
 E en Newton = $\frac{1}{2} m \cdot V^2$

Cette énergie appliquée sur une volume représente la pression dynamique.

$$E / m^3 = \frac{1}{2} m / m^3 V^2, \text{ or } m / m^3 = \rho, \text{ donc pour l'air } P_d = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Chaque fois qu'un corps mobile rencontrera un autre élément fixe ou doté d'une vitesse différente en intensité ou en direction, ce corps exercera une pression dynamique sur cet élément.

Naturellement, cette pression s'ajoute à la pression statique ambiante mais provoque quelques modifications sur sa valeur initiale.

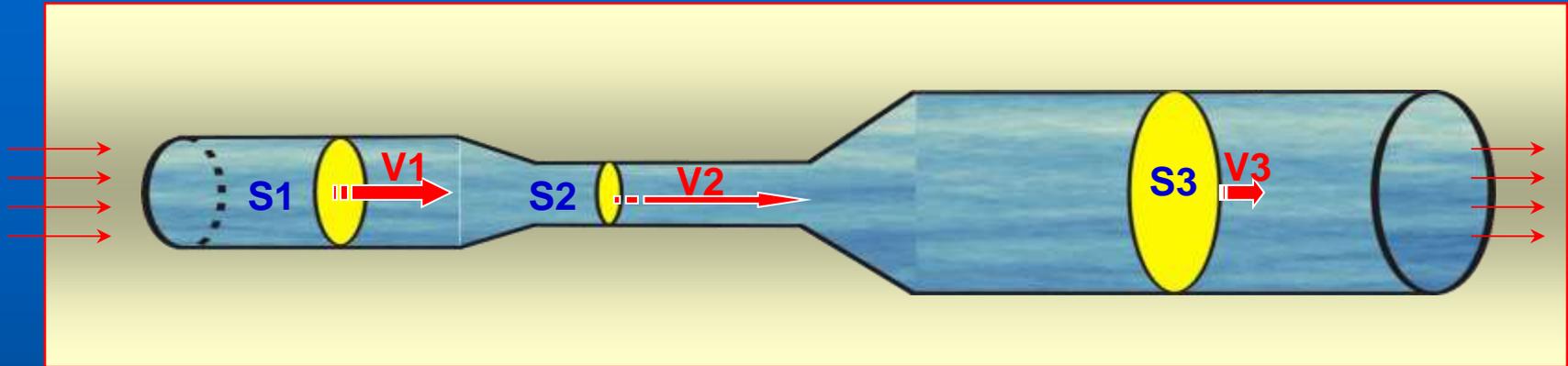


❖ PRESSION TOTALE

La pression totale appliquée à un corps est la somme de la pression statique et de la pression dynamique.

LOIS FONDAMENTALES DE LA MÉCANIQUE DES FLUIDES

Relation entre Section d'écoulement et Vitesse d'un fluide



Dans le domaine de l'incompressibilité, la quantité d'air entrant dans le conduit de section S_1 est rigoureusement identique à celle parcourant le tube de section S_2 et S_3

On détermine ainsi que : $S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 = S_3 \cdot V_3 = \text{constante}$

Le produit $S \cdot V$ est un débit volumique identique quelque soit la section du tube.
Si l'on souhaite augmenter la vitesse d'un fluide, il suffit donc de réduire la section du conduit.

Cette loi de conservation du débit, valable pour tout fluide non compressible, est dénommée « Equation de continuité ».

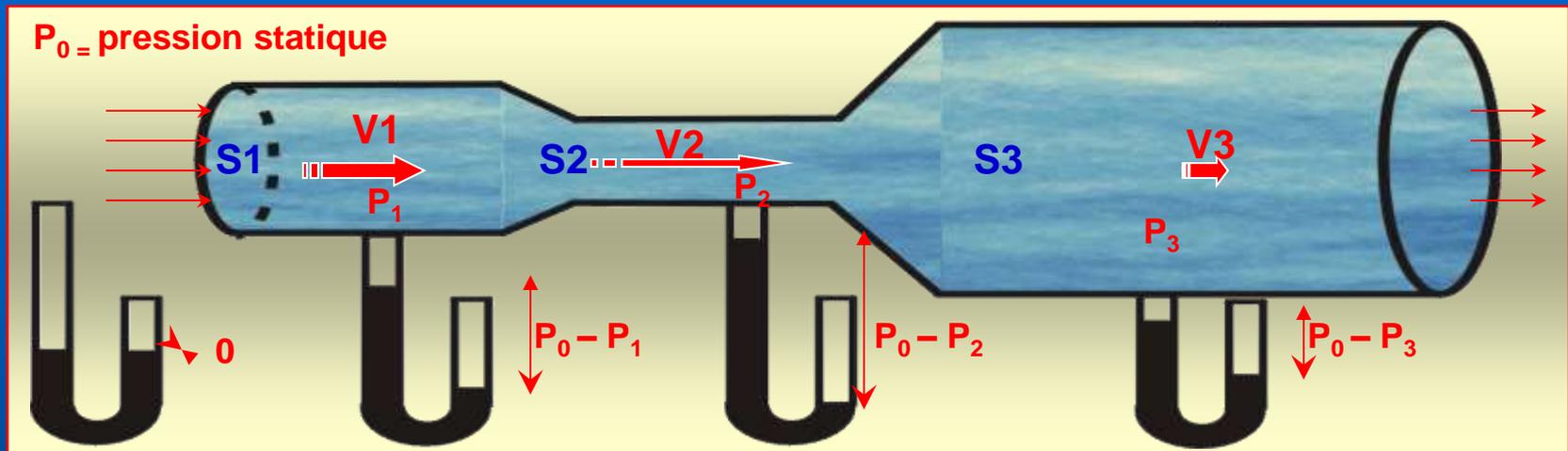
Si l'on prend en compte la masse du fluide transportée, on peut également affirmer qu'une même quantité massique d'air ($m \cdot S \cdot V$) traverse les sections différentes du tube.

La résolution de cette équation sous forme différentielle nous conduit à la démonstration que dans un tube, toute variation relative de section (dS / S) correspond à une variation relative de vitesse égale et opposée ($- dV / V$).

$$\frac{dS}{S} = - \frac{dV}{V}$$

LOIS FONDAMENTALES DE LA MÉCANIQUE DES FLUIDES

Relation entre Vitesse d'un fluide et Pression



Dans le domaine de l'incompressibilité, lorsque l'on augmente la vitesse d'un fluide on constate une diminution de pression dans la veine du fluide.

V_2 grand = $P_0 - P_2$ grand, donc P_2 très petit. V_1 moyen = $P_0 - P_1$ moyen, donc $P_1 > P_2$. V_3 petit = $P_0 - P_3$ petit, donc $P_3 > P_1 > P_2$.

L'équation de Bernoulli détermine ainsi que :

Pression totale = Pression dynamique + Pression statique = Constante

D'où Pression dynamique = Pression totale – Pression statique

Cette loi de conservation de l'énergie, valable pour tout fluide non compressible, est dénommée « Equation de Bernoulli ».

$$\text{Energie cinétique par unité de volume} = \frac{\frac{1}{2} m V^2}{v}$$

$$\text{Comme } \rho = m / v \text{ Pression dynamique} = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Equation générale de Bernoulli :

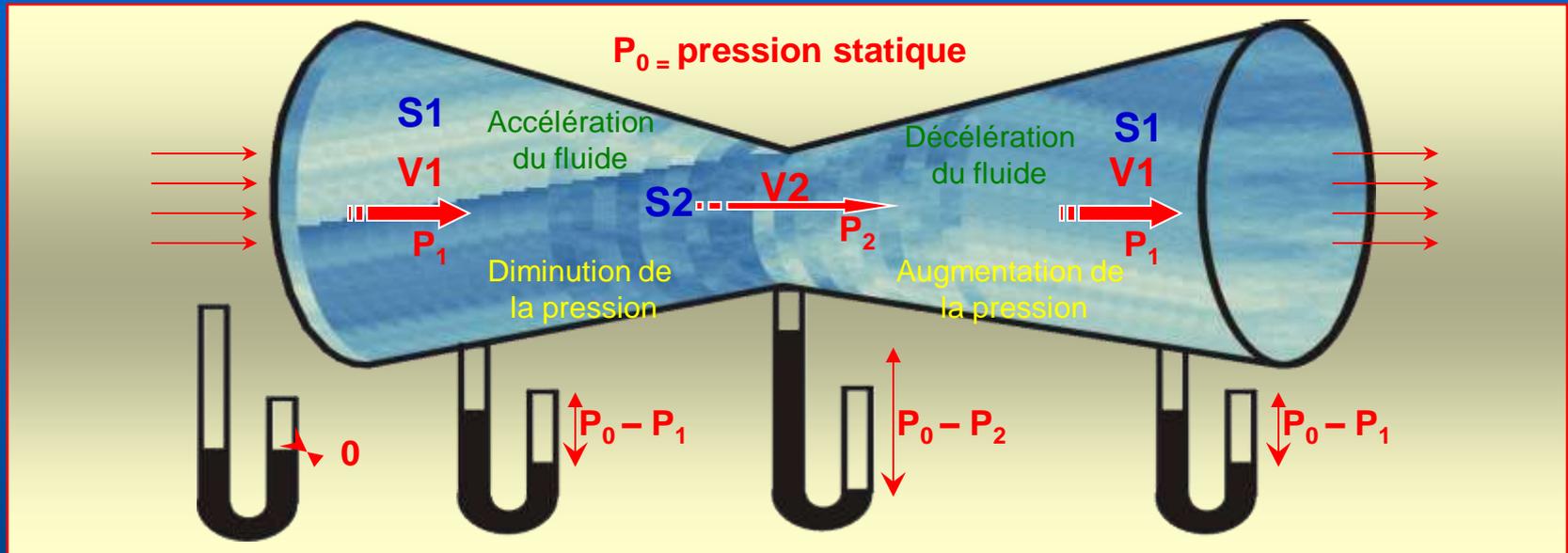
$$\rho + \frac{1}{2} \rho V^2 + gZ = \text{constante}$$

Pas de changement d'altitude pour l'observation, donc $gZ = 0$.

Pression statique + Pression dynamique = constante

LOIS FONDAMENTALES DE LA MÉCANIQUE DES FLUIDES

Application des deux lois précédentes : La trompe de Venturi



Le rétrécissement de la section de la trompe accélère la vitesse du fluide et provoque une dépression par rapport à la pression statique externe.

Ce dispositif est largement utilisé dans la vie courante et notamment dans l'aéronautique.

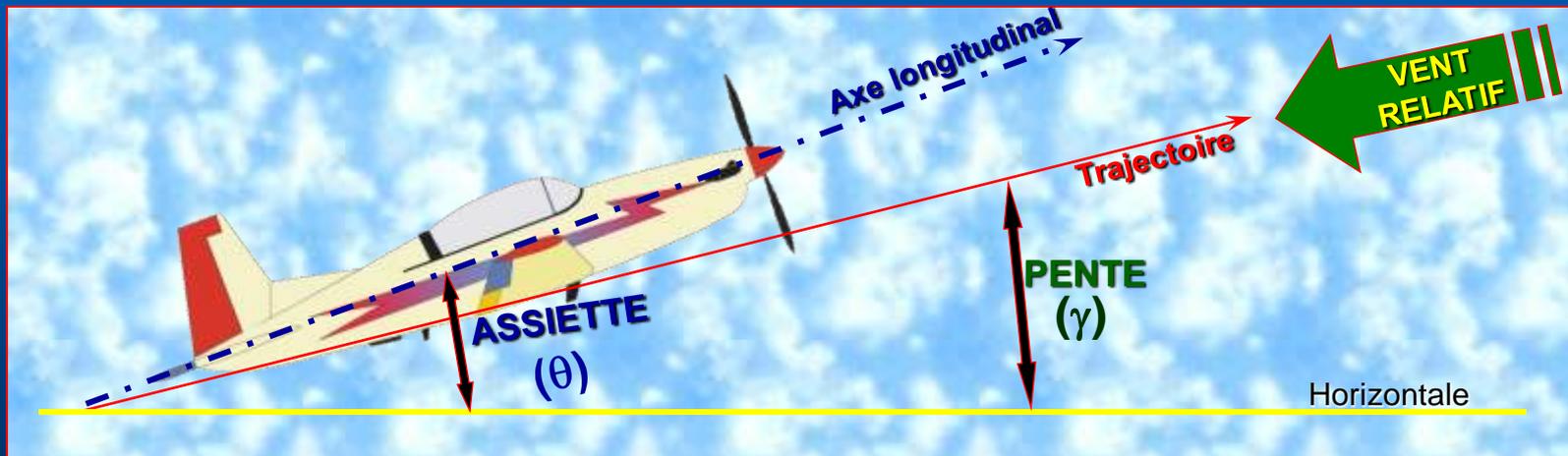
La création d'une dépression permet par exemple de faire tourner les turbines des appareils gyroscopiques, (Horizon artificiel, Conservateur de cap, Coordinateur de virage, ...), de doper une soufflerie ou une veine d'essai aérodynamique, de participer à la vaporisation dans un carburateur, mais surtout, de participer à la sustentation d'un avion.

VENT RELATIF ET ANGLES PARTICULIERS

L'aérodynamique est l'étude de l'air, de ses propriétés et des forces et phénomènes résultant de sa mise en mouvement. Lorsque l'on veut étudier les effets de l'air sur un objet qui se déplace dans ce milieu ambiant, il est plus aisé, pour l'observation, de fixer cet objet et de le soumettre au déplacement de l'air dans une soufflerie par exemple.

Que l'objet se déplace à une certaine vitesse par rapport à l'air ambiant ou que l'air se déplace à une certaine vitesse sur cet objet, **LES EFFETS SERONT STRICTEMENT IDENTIQUES.**

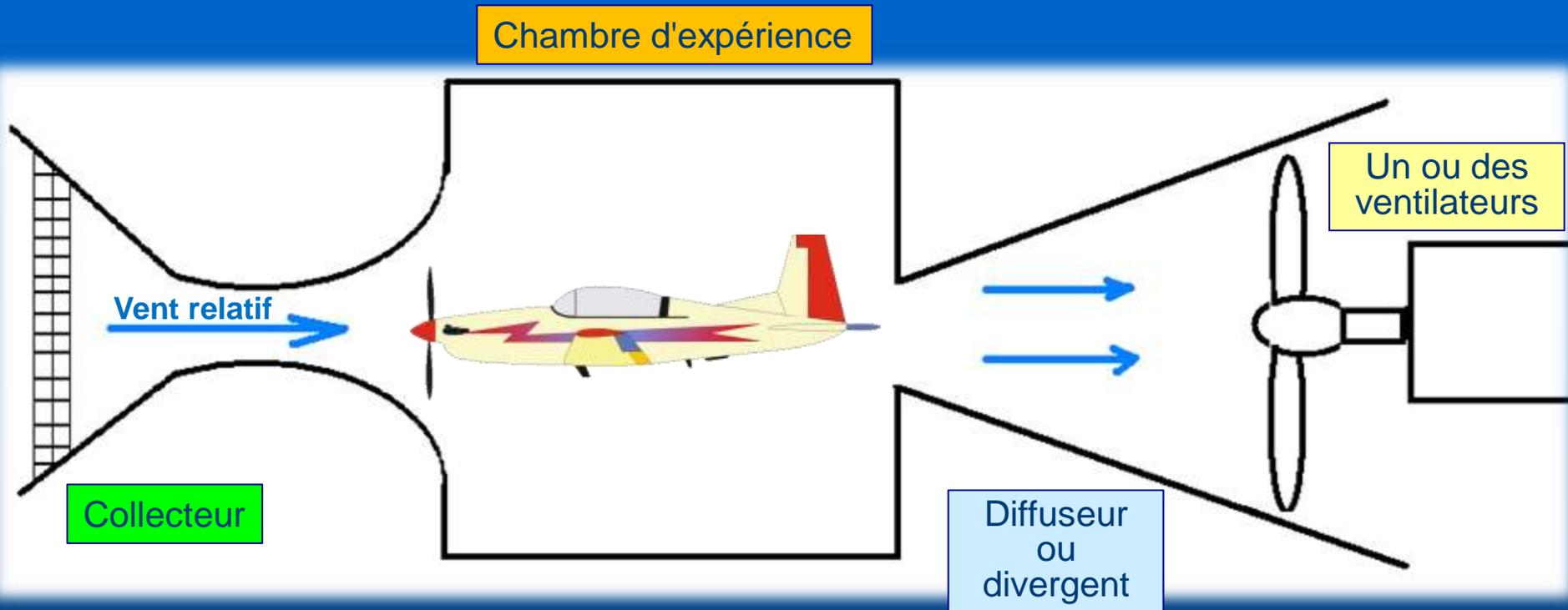
C'est cette notion de relativité d'une vitesse sur trajectoire par rapport à une référence fixe (air ou avion) que l'on appelle **le VENT RELATIF.**



ASSIETTE = Angle compris entre l'axe longitudinal et l'horizontale

PENTE = Angle compris entre la trajectoire et l'horizontale

MESURES DES FORCES DANS UNE SOUFFLERIE AÉRODYNAMIQUE



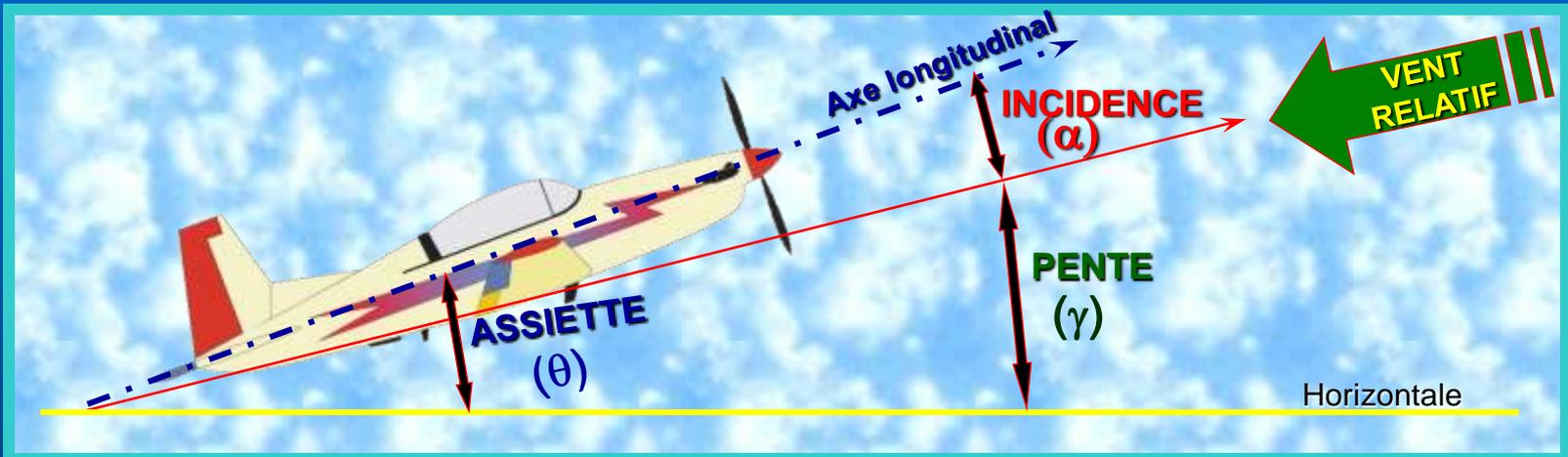
La maquette de l'avion ou du projet d'appareil est placée dans une soufflerie afin d'étudier son comportement à différentes vitesses en vue d'évaluations, d'améliorations et de contrôle.

La maquette est fixe et équipée de capteurs de mesure de pression, la vitesse du vent étant réglable, on obtient des résultats identiques à la solution avion en déplacement dans l'atmosphère, d'où la notion de **VENT RELATIF**.

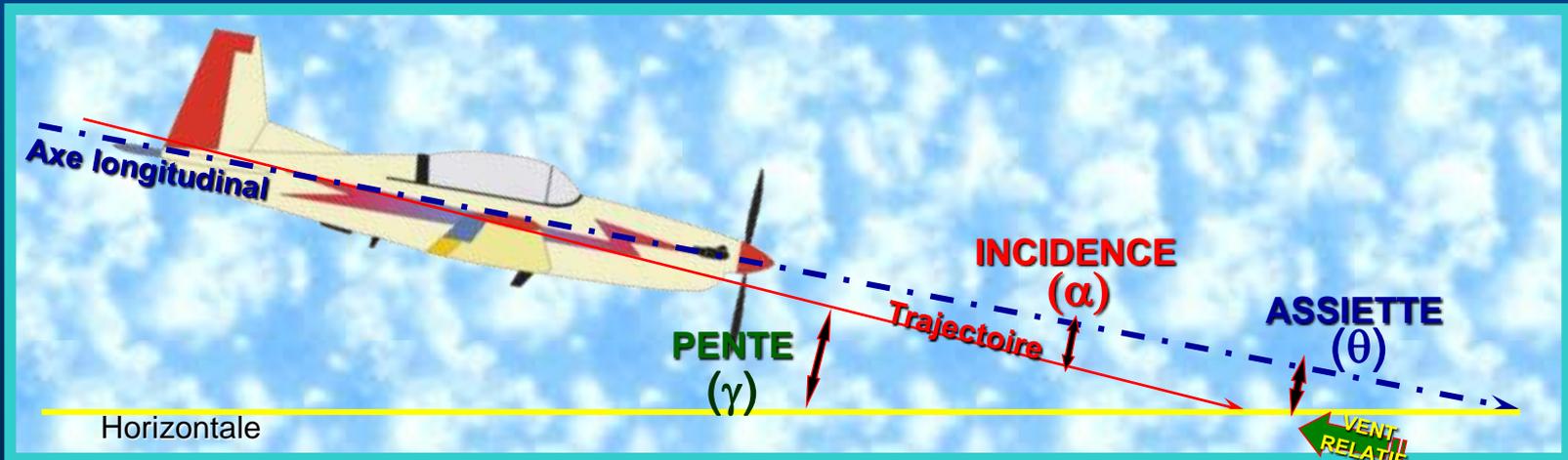
Afin de suivre plus aisément la circulation de l'air autour de la maquette, l'air soufflé est coloré (fumée).

VENT RELATIF ET ANGLES PARTICULIERS

La relativité d'une vitesse sur trajectoire par rapport à une référence fixe (air ou avion) est appelée :
VENT RELATIF.



EN MONTÉE COMME EN DESCENTE : ASSIETTE = INCIDENCE + PENTE



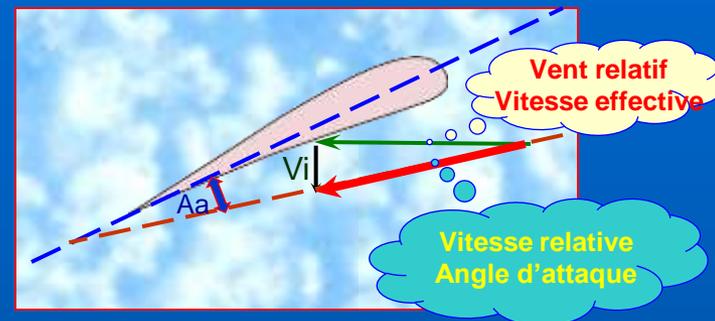
VENT RELATIF ET ANGLES PARTICULIERS

ANGLE D'ATTAQUE :

Dans certaines configurations, l'écoulement de l'air sur le profil crée une force perpendiculaire à la trajectoire.

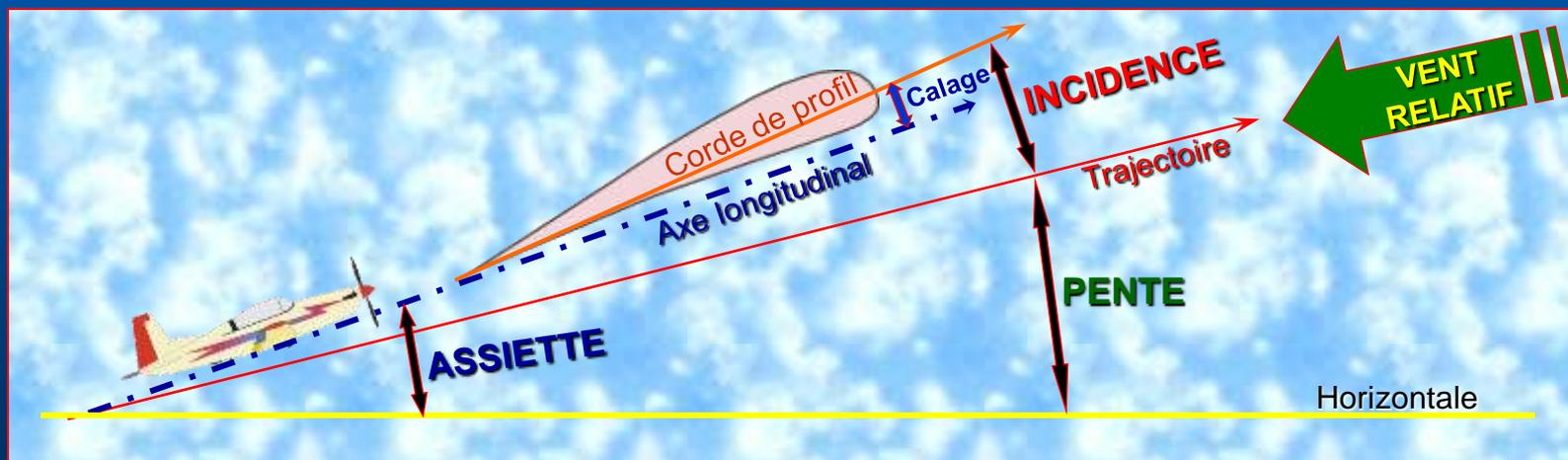
Cette composante est animée d'une vitesse induite (V_i) qui dévie la trajectoire de l'air traversé.

Le vent relatif a donc, dans ce cas, un angle (A_a), appelé angle d'attaque, différent et inférieur de celui qui mesure habituellement l'angle compris entre la corde de profil et la trajectoire suivie.



CALAGE DE L'AILE :

Afin que le fuselage d'un avion soit pratiquement horizontal en croisière (meilleure pénétration dans l'air donc meilleure performance), la corde de profil d'une aile présente toujours un certain angle avec l'axe longitudinal. C'est l'angle de calage (ordre de grandeur : 1 à 2°).



INCIDENCE = Angle compris entre la corde de profil de l'aile et la trajectoire

En toute rigueur, ASSIETTE + CALAGE DE L'AILE = INCIDENCE + PENTE

Cependant, la valeur de l'angle de calage étant très faible et compte tenu de la déviation apportée au vent relatif (angle d'attaque), il est courant d'employer la relation : **ASSIETTE = INCIDENCE + PENTE.**

PARTICULARITÉS GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE

L'angle de calage est l'angle compris, à la construction, entre l'axe longitudinal de l'avion et la corde de référence de l'aile.



De l'ordre de 2° sur les ROBIN DR 400 120

MESURES DES FORCES DANS UNE SOUFFLERIE AÉRODYNAMIQUE



Le Falcon 7x lors de ses essais en soufflerie

Ventilateurs de la soufflerie de Meudon



Dessin de la soufflerie
de Gustave Eiffel,
inventeur du tunnel
aérodynamique



La soufflerie permet l'étude des filets d'air (suite de particules d'air ayant la même trajectoire) autour de la maquette.

Le déplacement de l'air est appelé "écoulement" de l'air autour de la maquette

ÉCOULEMENTS DE L'AIR AUX VITESSES SUBSONIQUES

Tout fluide animé d'une vitesse se déplace suivant trois régimes principaux d'écoulement. Ces trois régimes sont fonction de la présence ou de l'absence d'obstacles rencontrés par le fluide

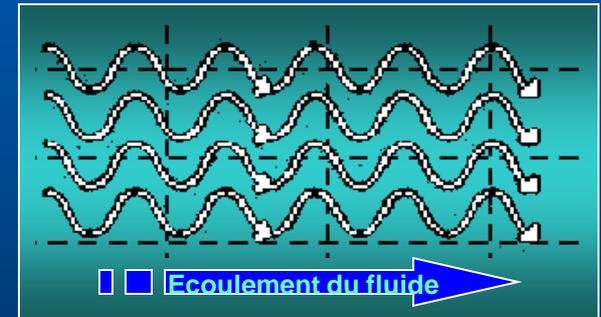
Écoulement laminaire

L'air se déplace sans rencontrer d'obstacles ou de forces de déviation. Le fluide se comporte comme s'il était inclus dans une multitude de tuyaux parallèles et juxtaposés. Tous ces filets d'air affichent la même vitesse et la même direction. La pression est uniforme dans toute la veine.



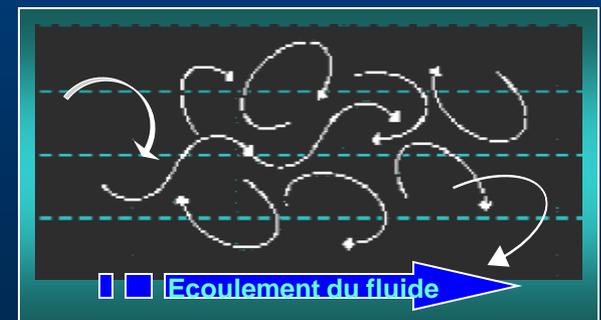
Écoulement turbulent

Le courant d'air rencontre un obstacle à son déplacement. Le mouvement d'ensemble du fluide suit toujours la même direction, mais le déplacement des molécules devient anarchique et ne présente plus aucun caractère de permanence et de régularité. Quelque soit l'endroit de l'observation du phénomène, on constate une divergence des molécules tant en direction qu'en intensité.



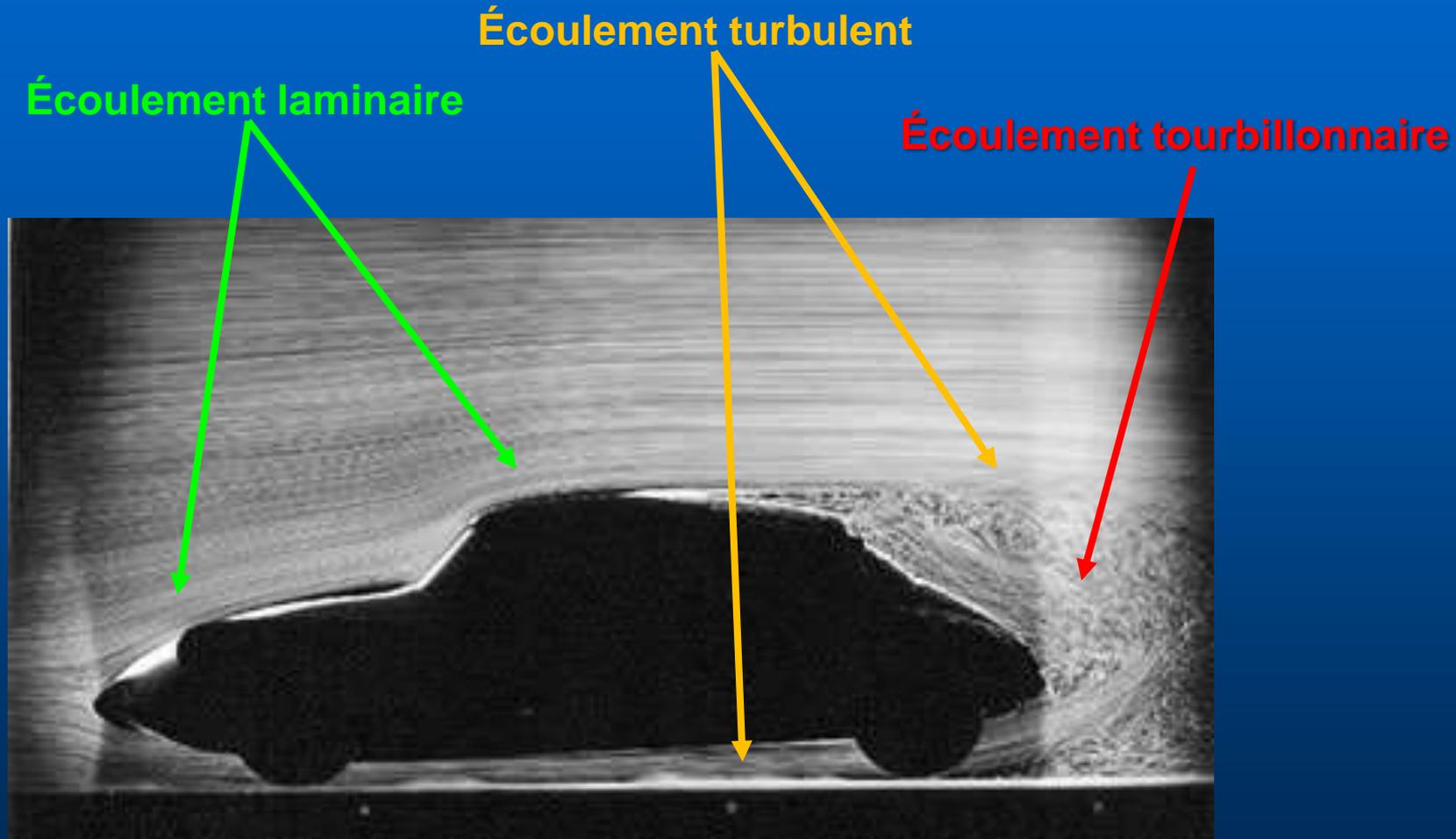
Écoulement tourbillonnaire

Cas particulier de l'écoulement turbulent dépassé. Ce régime tourbillonnaire semble vouloir réorganiser l'agitation désordonnée de l'écoulement turbulent. Les filets d'air déviés dans tous les sens s'organisent, se regroupent, prennent une direction commune circulaire et associent leur intensité.



ÉCOULEMENTS DE L'AIR AUX VITESSES SUBSONIQUES

Tout fluide animé d'une vitesse se déplace suivant trois régimes principaux d'écoulement. Ces trois régimes sont fonction de la présence ou de l'absence d'obstacles rencontrés par le fluide



Exemple de visualisation de l'écoulement d'air sur un véhicule

NOTIONS DE COUCHE LIMITE

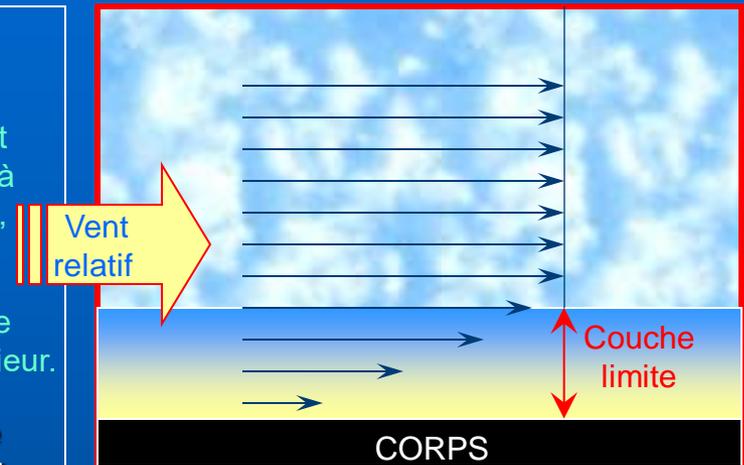
La viscosité est l'une des propriétés de tout fluide.

Que ce soit un corps en déplacement dans l'air ou le déplacement d'une veine d'air sur un corps immobile, il est évident que le frottement des molécules d'air en contact avec le corps (vitesse relative = 0), ou à proximité immédiate avec les différentes couches d'air environnantes, va réduire progressivement la vitesse initiale de ce « vent relatif ».

Ces couches très fines qui entourent le corps ont donc chacune une vitesse différente qui s'accélère progressivement du corps vers l'extérieur.

L'ensemble de ces couches d'air de vitesse inférieure à la vitesse du vent relatif s'appelle la COUCHE LIMITE.

Son épaisseur est de l'ordre de quelques millimètres en général.

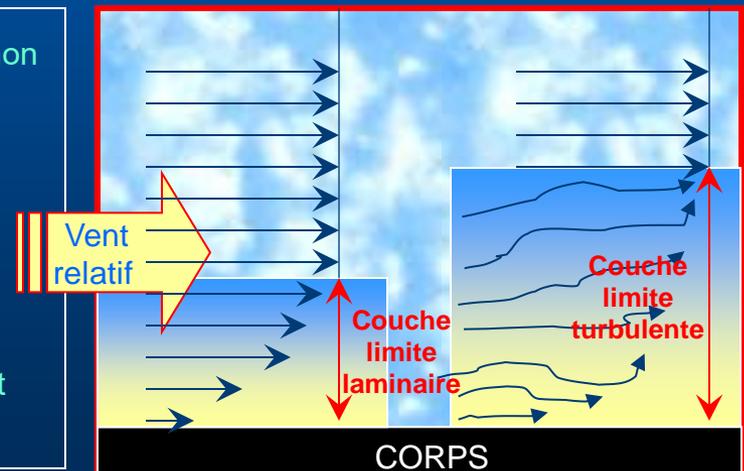


Couche limite = espace où la vitesse des filets d'air est comprise entre 0 et 0,99 de celle du vent relatif.

La couche limite, espace entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti (appelé également écoulement à potentiel), est le siège d'effets de cisaillement.

Comme tout écoulement, la couche limite peut être laminaire, turbulente ou tourbillonnaire.

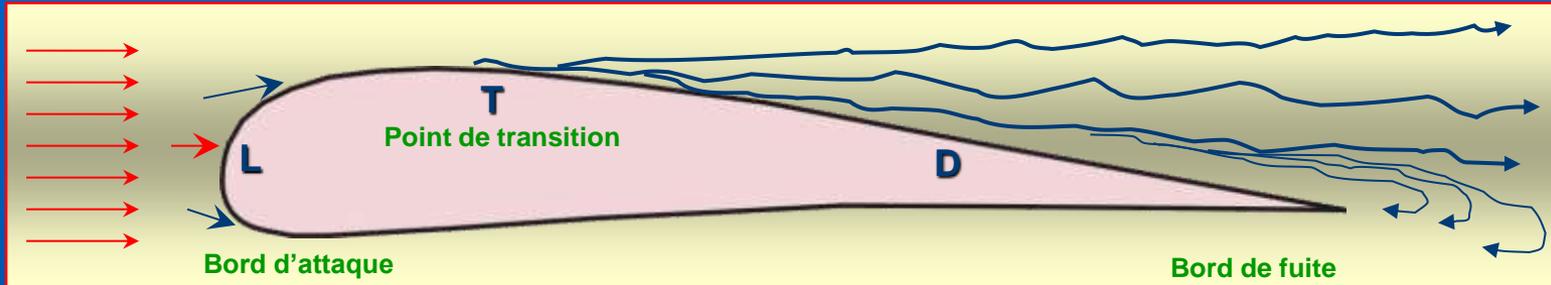
Conséquence majeure pour le vol, si la couche limite est le siège de ralentissements du vent relatif, elle crée donc un obstacle à l'avancement de l'avion. Cet obstacle sera d'autant plus important que la couche limite est turbulente plutôt que laminaire.



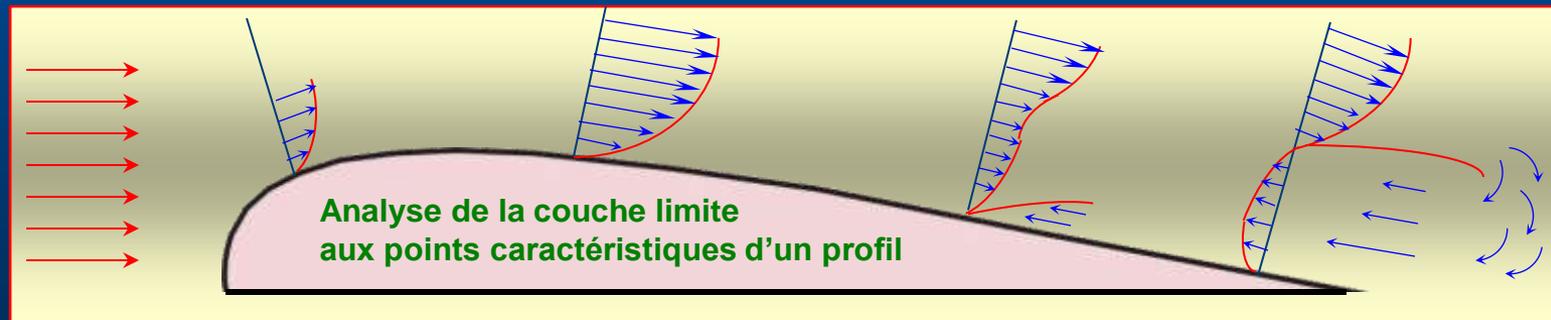
Les facteurs influençant les forces de frottement à l'intérieur de la couche limite sont : l'état de surface du contact, la vitesse de l'air, le coefficient de viscosité et la forme du profil du corps.

Analyse d'une couche limite sur un profil d'aile

La couche limite évolue de quelques millimètres sur le premier tiers du profil à quelques centimètres en aval.



- De L à T, la couche limite est laminaire, **les filets d'air sont animés d'une même vitesse et ont des directions parallèles.**
- A partir de T (point de transition), la couche devient turbulente, **les vecteurs vitesses ne sont plus parallèles entre eux et prennent un volume plus important.**
- A partir de D, la couche limite décolle du profil et devient tourbillonnaire. **Ces filets d'air entrés en rotation voient naturellement leur sens s'inverser, participent au soulèvement de la couche et créent une agitation importante vers l'arrière. De plus, le sens des filets d'air s'étant inverser sous la couche limite, ce phénomène s'oppose à l'avancement du profil.**



Cette analyse en coupe montre tout l'intérêt du point de vue aérodynamique de reculer au maximum le point de transition afin de :

- favoriser un écoulement laminaire sustentateur
- réduire l'épaisseur de la couche limite et de limiter les couches turbulentes et tourbillonnaires, vecteurs de ralentissement.

LA RÉSISTANCE DE L'AIR

Le déplacement de tout corps dans un fluide est le siège d'une résistance à l'avancement.

Densité, masse volumique, ...



LES FACTEURS DE LA RÉSISTANCE DE L'AIR

- ❑ La constitution du gaz ambiant (viscosité de l'air),
- ❑ La surface présentée en opposition au fluide (maître-couple),
- ❑ La vitesse du déplacement du corps par rapport au fluide (vent relatif),
- ❑ La forme du corps et de la nature de son revêtement (frottement)
- ❑ L'angle d'incidence du corps par rapport au vent relatif.

FORCE



FORCE

FORCE

FORCE

FORCE

FORCE

FORCE

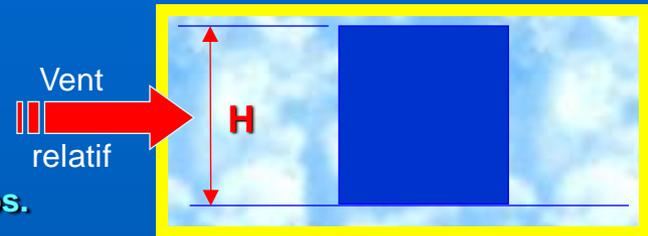
FORCE

FORCES APPLIQUÉES A UN CORPS EN MOUVEMENT

LE MAÎTRE COUPLE

Surface du corps en opposition avec le vent relatif.

A noter, hauteur variable (H) en fonction de l'angle d'incidence donc de la direction du vent relatif par rapport au profil du corps.



LES COMPOSANTES DE LA RÉSISTANCE

La surface frontale du corps doit pousser l'air traversé et crée une zone de surpression (air comprimé).

La surface arrière du corps aspire l'air pour combler le vide et provoque donc une zone de dépression (détente).



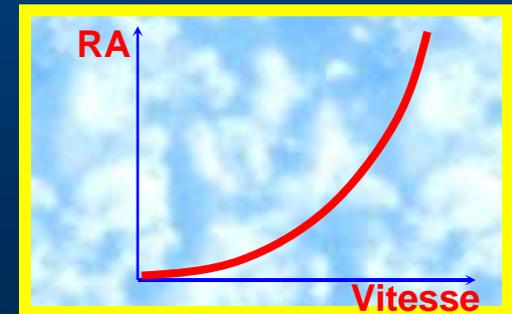
La résultante de ces deux forces est la résultante aérodynamique

L'INFLUENCE DU FACTEUR VITESSE

La mesure de la résultante aérodynamique en fonction de la vitesse montre qu'il existe une relation proportionnelle (domaine de l'incompressibilité exclusivement) liée au carré de la vitesse.

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

RA résultante aérodynamique, ρ masse volumique de l'air, S surface du maître couple et V vitesse du vent relatif.



FORCES APPLIQUÉES A UN PROFIL

LE PROFIL AÉRODYNAMIQUE

Mesures expérimentales :

- Trois corps de forme différente
- Même surface frontale (maître couple identique)
- Même vitesse de vent relatif opposée aux corps

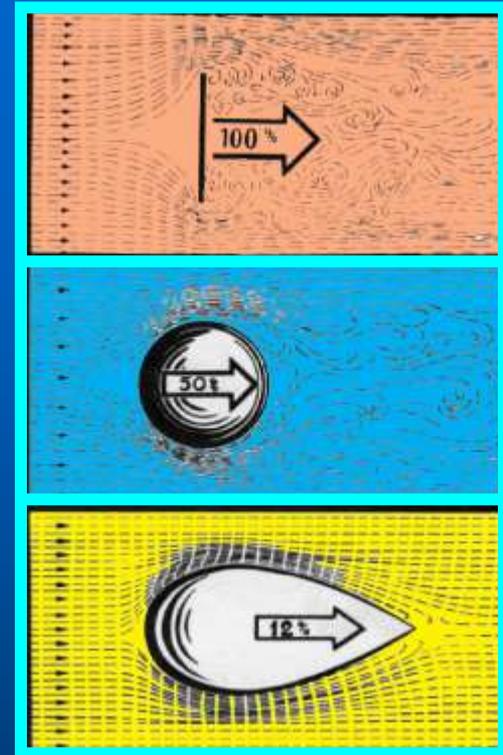
Constatations :

- Force mesurée à la plaque : 100 N
- Force mesurée sur la boule : 50 N
- Force mesurée sur l'ogive : 12 N

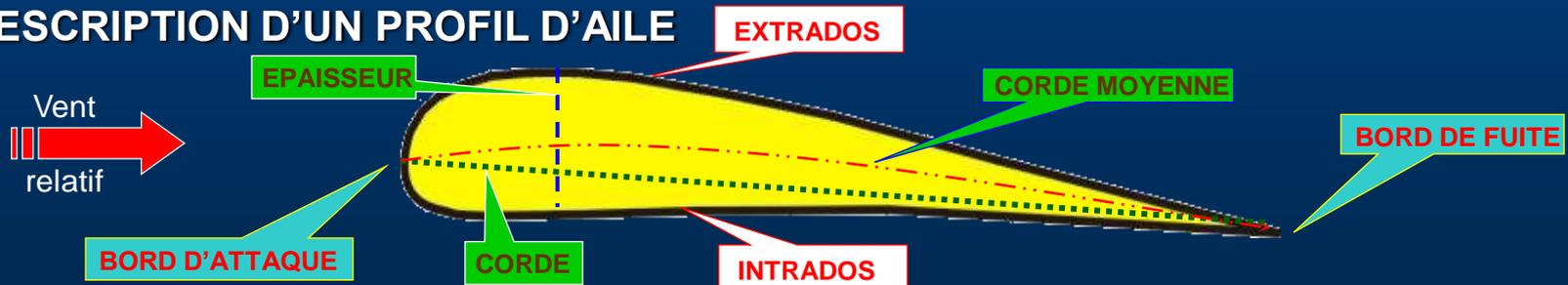
CONCLUSION :

La résistance à l'avancement d'un corps dans un fluide peut être optimisée par l'adoption d'un profil fuselé ainsi que par la recherche aérodynamique.

Dans le cas présent, la force motrice nécessaire au déplacement d'une même surface a été réduite de 88%.



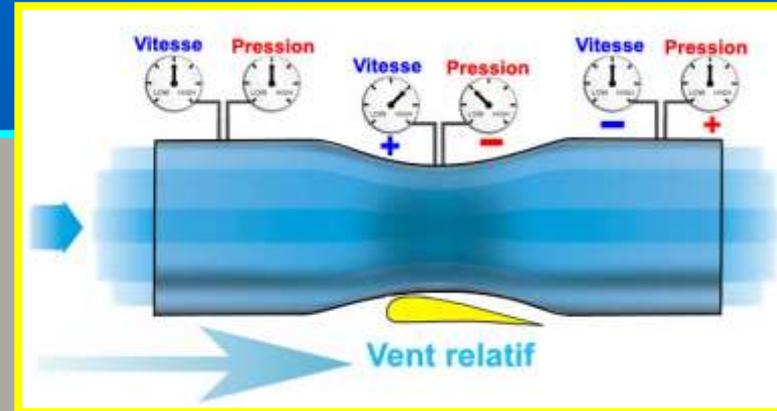
DESCRIPTION D'UN PROFIL D'AILE



FORCES APPLIQUÉES A UN PROFIL

LA DÉVIATION DE L'ÉCOULEMENT DE L'AIR (VENT RELATIF)
FACE A UN PROFIL CRÉE :

- DES ZONES DE DÉPRESSION A L'EXTRADOS ET
- DES ZONES DE PRESSION A L'INTRADOS.



ÉCOULEMENT ACCÉLÉRÉ DE L'AIR
DONC DIMINUTION DE PRESSION



VENT RELATIF

PORTANCE
75 % Dépression
25 % Surpression

FORCES APPLIQUÉES AU PROFIL D'AILE

DES FACTEURS INTERDÉPENDANTS POUR LA PERFORMANCE

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

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

perpendiculaire au vent relatif

parallèle au vent relatif



L'aptitude à sustenter dépend :

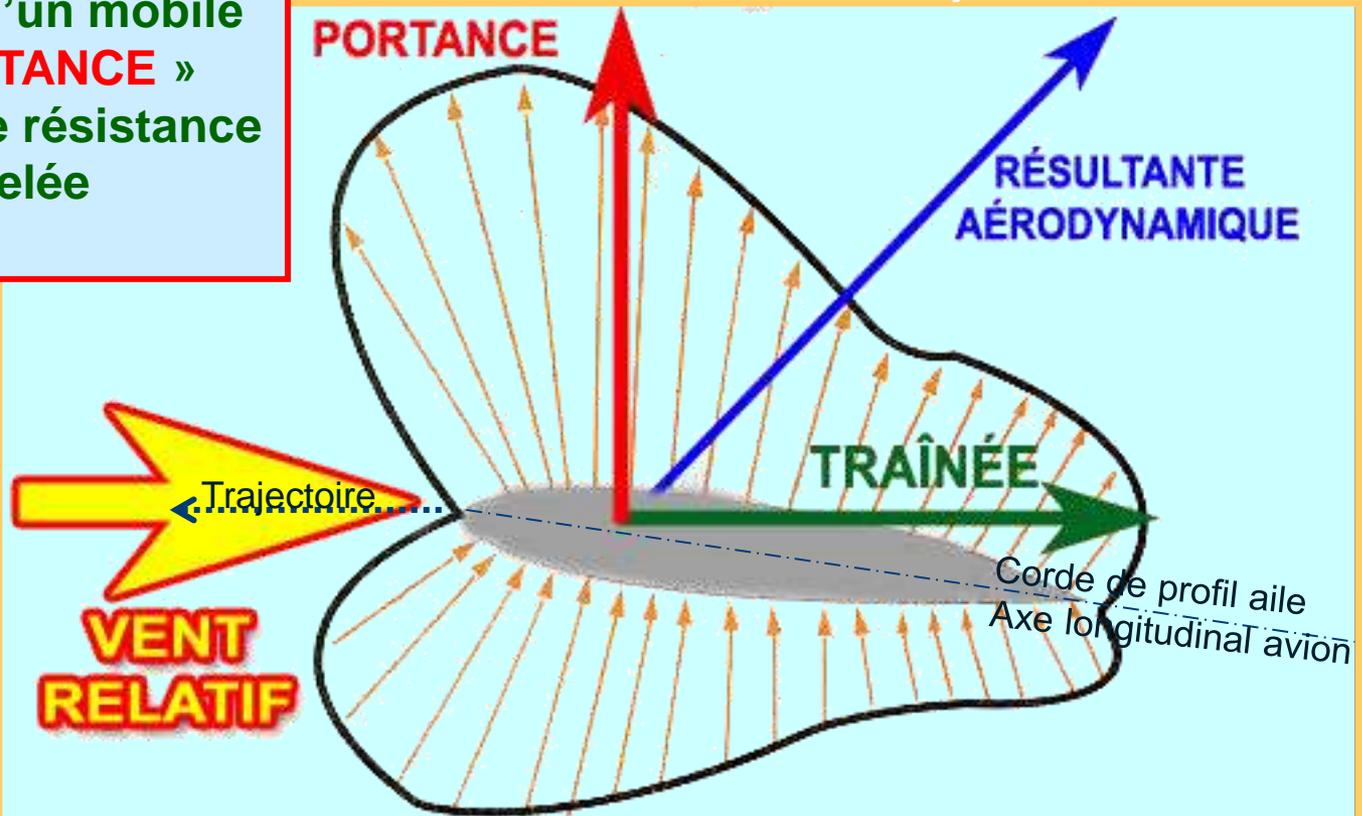
- de la pression dynamique d'un fluide ($\frac{1}{2} \rho V^2$),
diminuant avec l'altitude jusqu'à un minimum, le plafond de propulsion ;
- d'une contrainte de forme (S et les coefficients C_z et C_x),
variable avec l'incidence, la forme et la surface des ailes .

FORCES APPLIQUÉES A UN PROFIL

Tout déplacement d'un mobile entraîne une « **PORTANCE** »
Mais également une résistance à l'avancement appelée « **TRAÎNÉE** ».

La **PORTANCE** : composante **perpendiculaire** au vent relatif, c'est à dire à la trajectoire.

La **TRAÎNÉE** : composante **parallèle** au vent relatif, donc à la trajectoire.



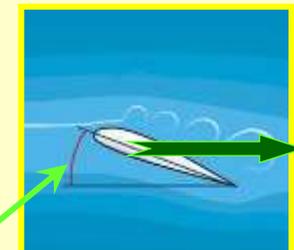
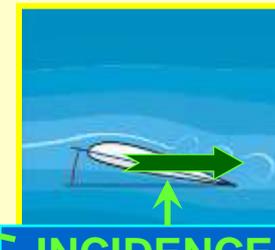
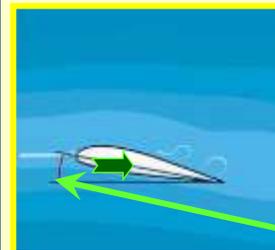
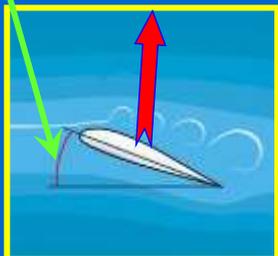
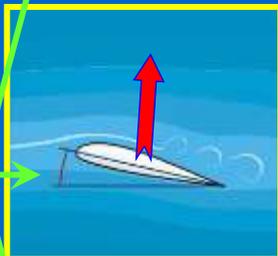
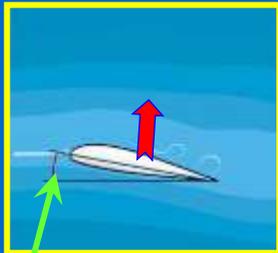
INCIDENCE

PORTANCE

LA COMPOSANTE DES DEUX FORCES S'APPELLE LA RÉSULTANTE AÉRODYNAMIQUE

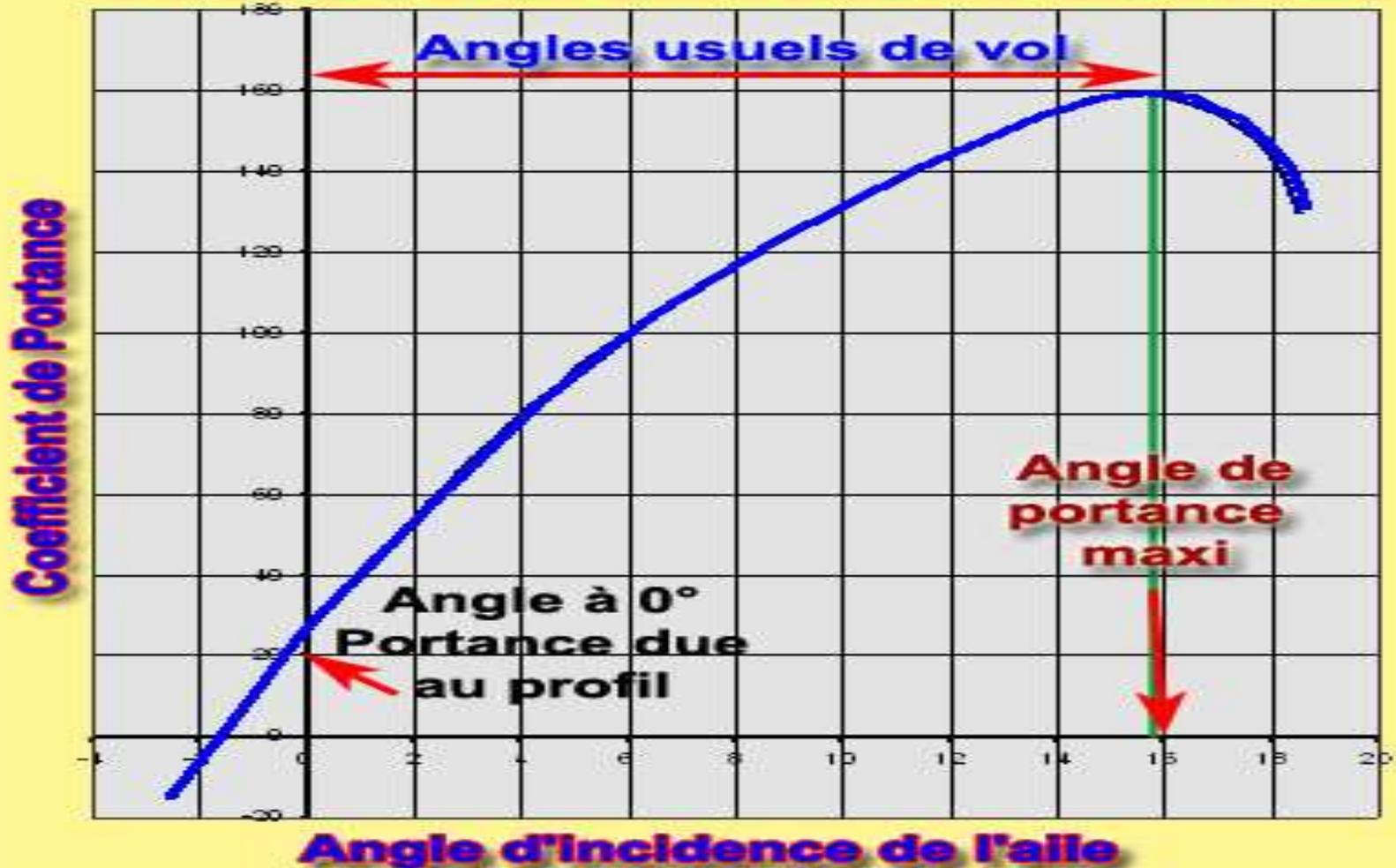
TRAÎNÉE

INCIDENCE



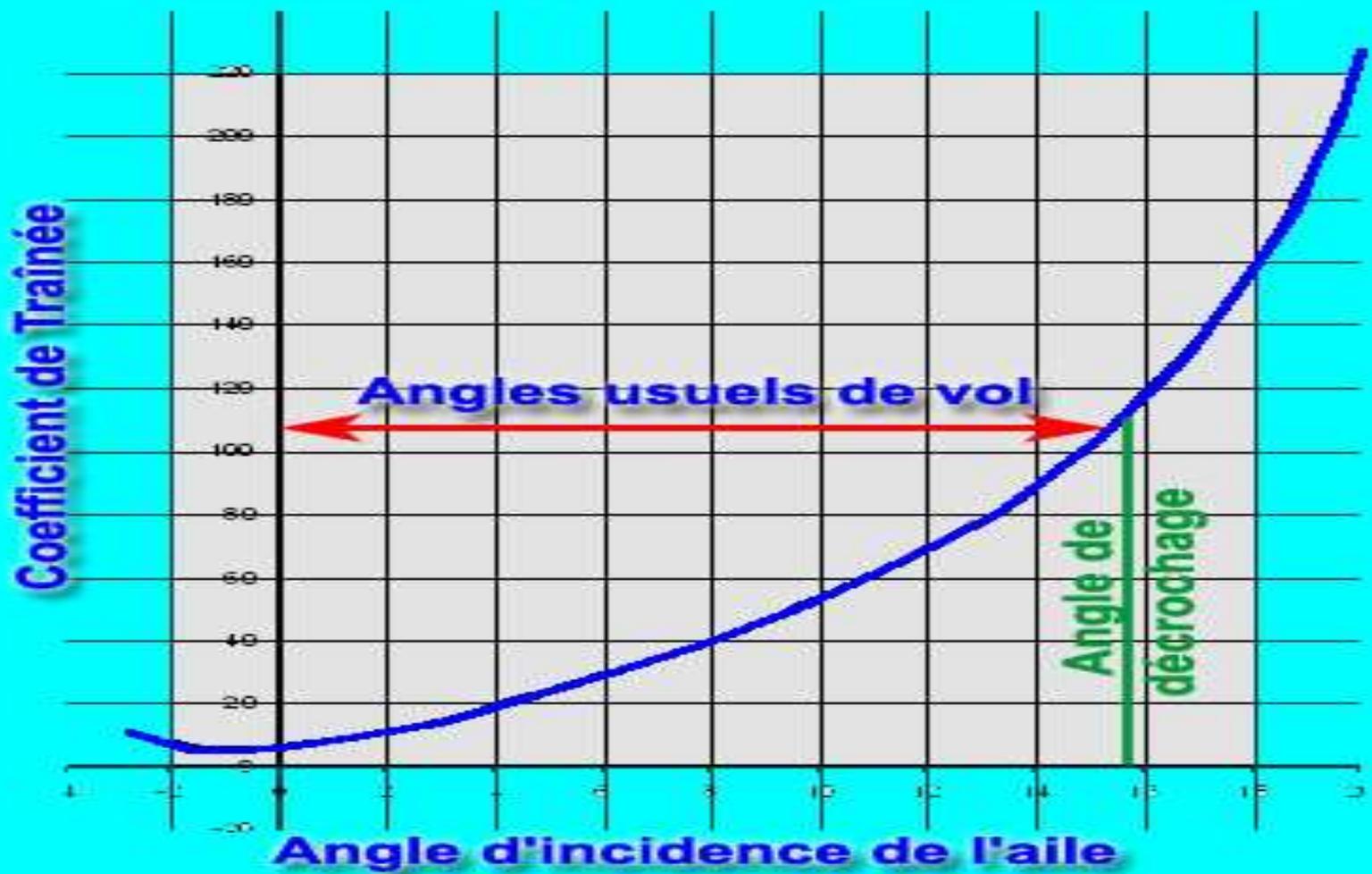
VARIATIONS DU COEFFICIENT DE PORTANCE

COURBE DE PORTANCE D'UNE AILE



VARIATIONS DU COEFFICIENT DE TRAÎNÉE

COURBE DE LA TRAÎNÉE D'UNE AILE



LES COMPOSANTES DE LA TRAÎNÉE

LA TRAÎNÉE DE PROFIL : ELLE AUGMENTE AVEC LA VITESSE

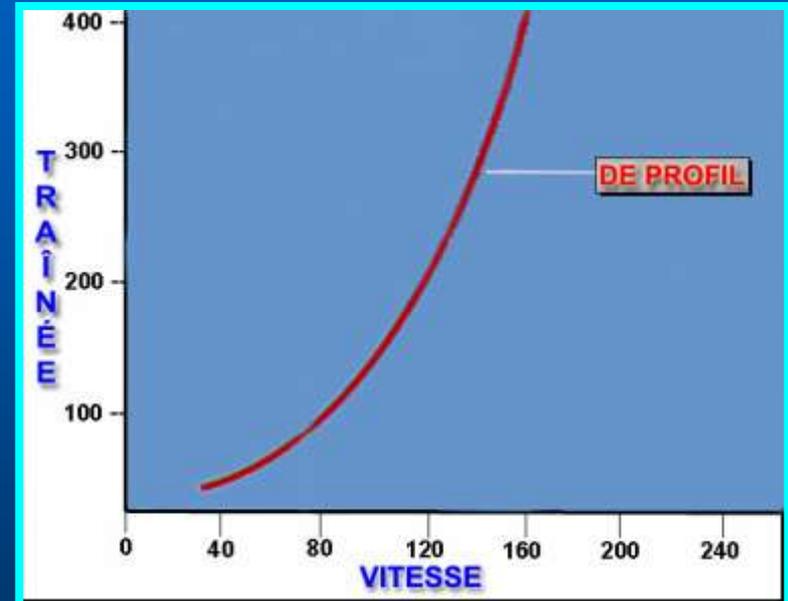
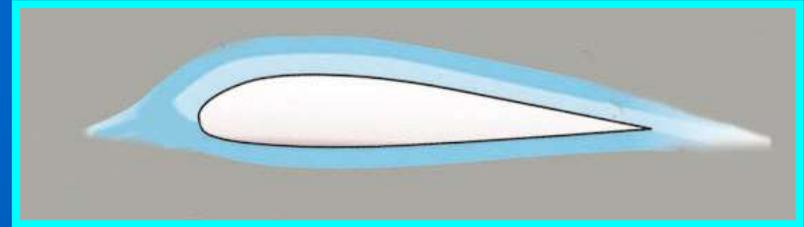
Elle est générée par la rencontre des deux flux d'air (extrados et intrados) au bord de fuite de l'aile.

Les différences de pression provoquent des tourbillons créateurs de mini-aspirations agissant comme des freins à l'avancement.

LA TRAÎNÉE DE FROTTEMENT : ELLE AUGMENTE AVEC LA VITESSE

Elle est générée par la viscosité de l'air qui fait naître des forces de frottement entre les différentes couches d'air circulant autour de l'aile (notion de couche limite).

De plus, la rugosité relative du revêtement de l'avion (peinture, impuretés, planéité,...) est source de frottement donc de traînée.



LES COMPOSANTES DE LA TRAÎNÉE

LA TRAÎNÉE DE PROFIL : AUGMENTATION DUE AUX RENCONTRES DE FLUX

Les différences de pression provoquent des tourbillons créateurs de mini-aspirations agissant comme des freins à l'avancement.

À l'emplanture de l'aile, on rencontre souvent une pièce située à la jonction avec le fuselage et dont le rôle est :

- Améliorer l'écoulement aérodynamique et
 - Diminuer la traînée
- . Cette pièce s'appelle un karman de voilure.



Le winglet de l'A 320



Au saumon de l'aile, on rencontre souvent une pièce verticale dont le rôle est de diminuer la turbulence de sillage, la traînée et d'optimiser l'écoulement des filets d'air.

GAIN : une économie de consommation d'environ 2 %. C'est le WINGLET.

LES COMPOSANTES DE LA TRAÎNÉE

LA TRAÎNÉE MARGINALE OU INDUITE : ELLE DIMINUE AVEC LA VITESSE

La rencontre d'un flux d'air en surpression à l'intrados qui tente de combler une dépression du flux d'air à l'extrados génère des tourbillons dits de Prandtl

Cette mise en mouvement d'une quantité d'air nécessite de l'énergie, consommatrice de Puissance et créatrice de traînées.

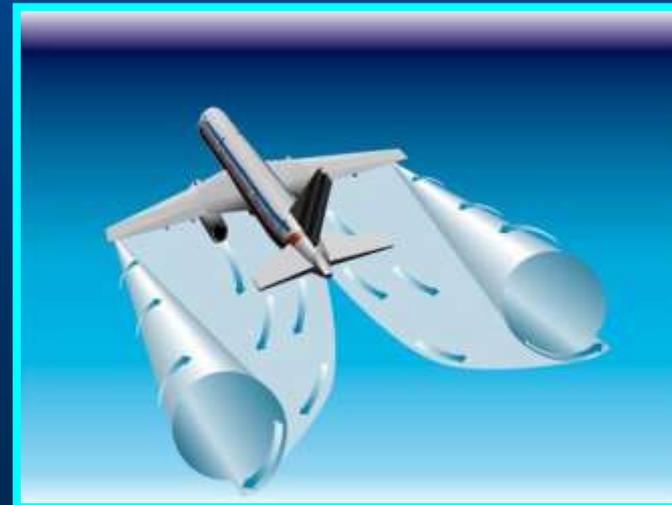
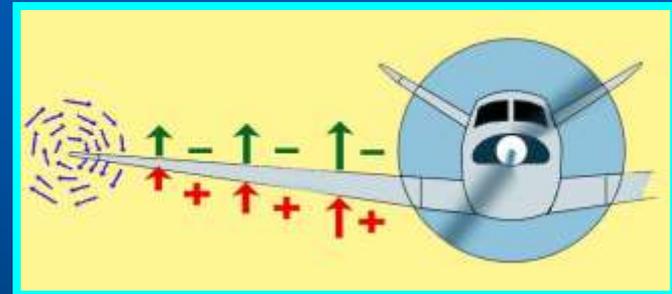
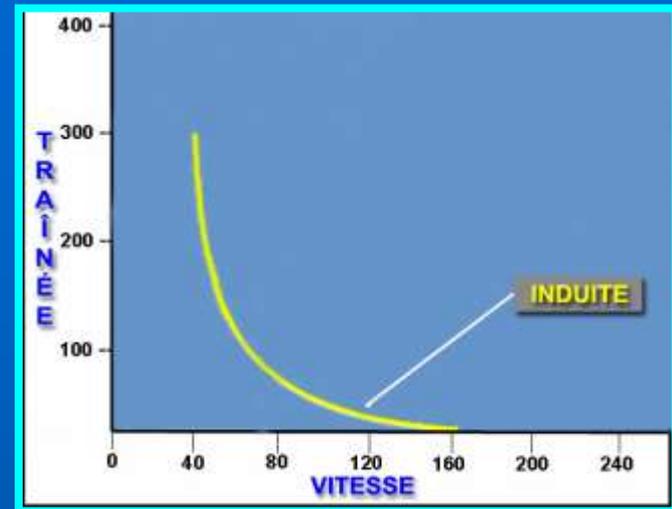
Elle est fonction de la portance, donc de la masse de l'avion et de l'allongement de l'aile.

$$C_{xi} = C_z^2 / 3,14 \times \lambda$$

(λ étant l'allongement = envergure de l'aile divisée par la corde moyenne).

$$R_{xi} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_{xi}$$

Elle est dangereuse pour les avions légers qui suivent ou croisent les trajectoires des porteurs.



LIMITATIONS DE LA TRAÎNÉE MARGINALE

LIMITATION DES TOURBILLONS MARGINAUX PAR ADJONCTION DE WINGLETS

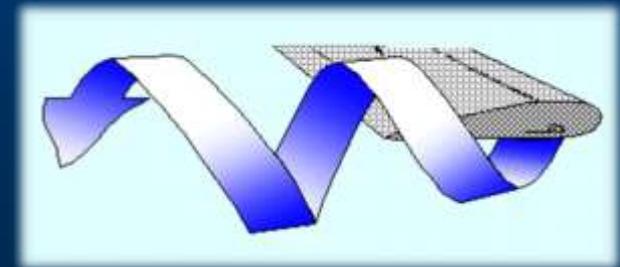
Adaptation d'un élément de blocage de l'air en surpression à l'intrados vers l'extrados en dépression par :

- une cloison à l'extrémité de l'aile
- ou par des winglets.

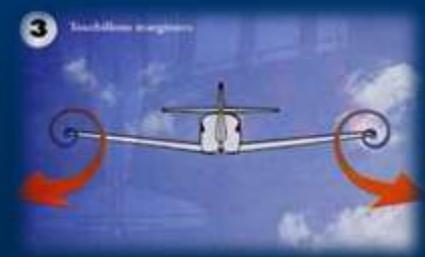
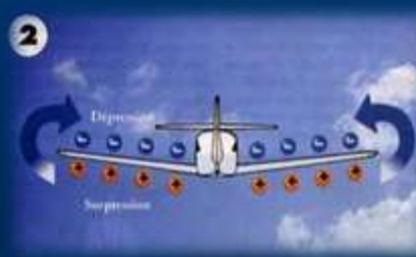
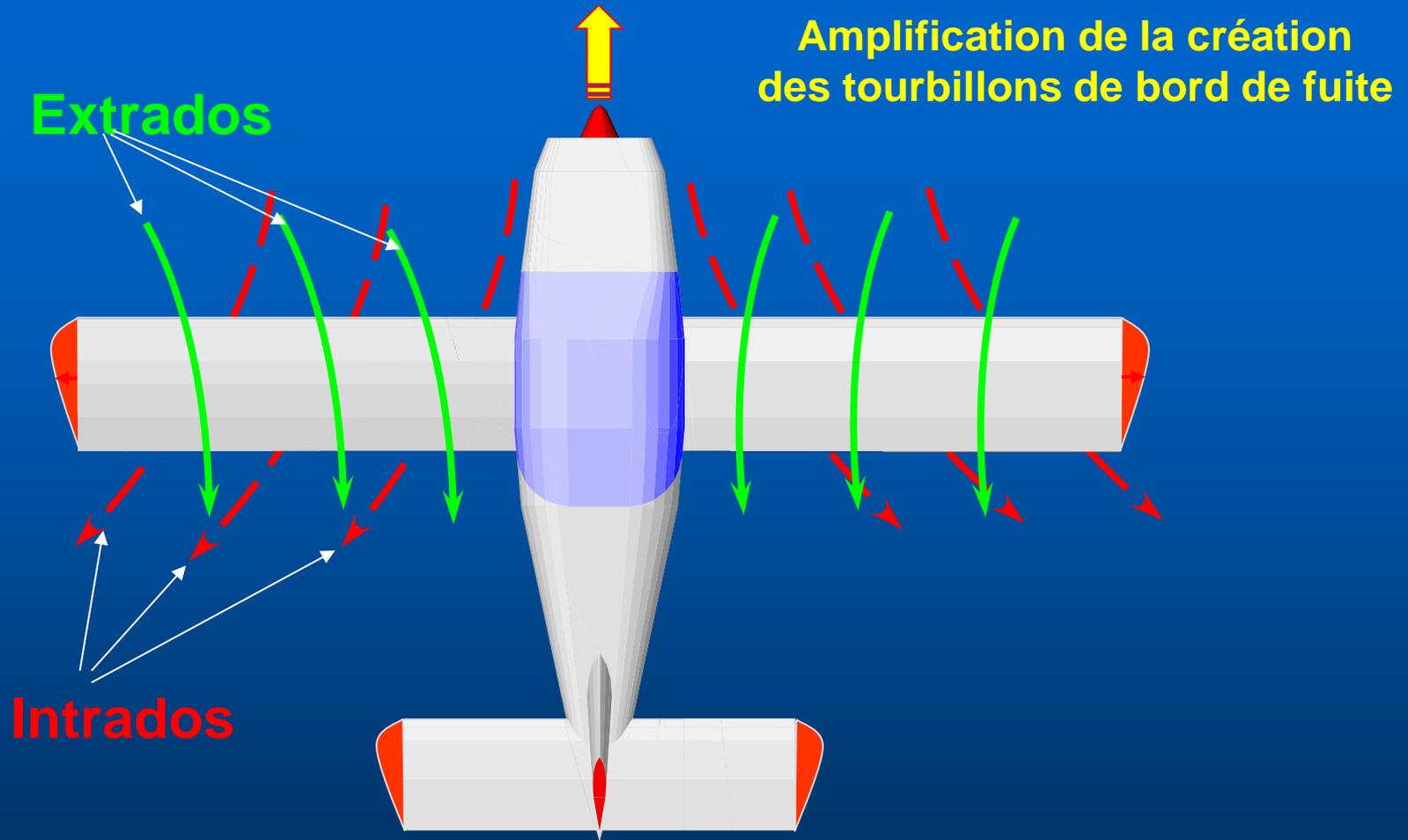
Ceux-ci allient blocage du flux d'air et exploitation du flux résiduel, générateur du vortex, afin de créer une force dirigée vers l'avant. Ce dispositif participe donc légèrement à l'avancement de l'avion.

TOURBILLONS DE BORD DE FUITE

Flux sur l'extrados tend à s'écouler vers le fuselage
Flux sur l'intrados tend à s'écouler vers l'extérieur.



DÉFLEXION DES FILETS D'AIR SUR LES AILES



LIMITATIONS DE LA TRAÎNÉE MARGINALE

LIMITATION DES TOURBILLONS MARGINAUX PAR ALLONGEMENT DE L'AILE

- Utilisation d'ailes à grand allongement.
Solution peu utilisée (sauf planeurs) car engendrant :
 - forte inertie de manœuvre (roulis)
 - difficulté de manœuvres au sol (infrastructures)
 - conception, résistance des matériaux.

Effets de l'allongement d'une aile sur sa portance

- Augmentation du C_z max
- Diminution de l'angle d'attaque maxi.

FORMULE DE L'ALLONGEMENT

$$\text{allongement} = \frac{\text{Envergure}}{\text{Corde moyenne}} = \frac{\text{Envergure au carré}}{\text{Surface alaire}}$$

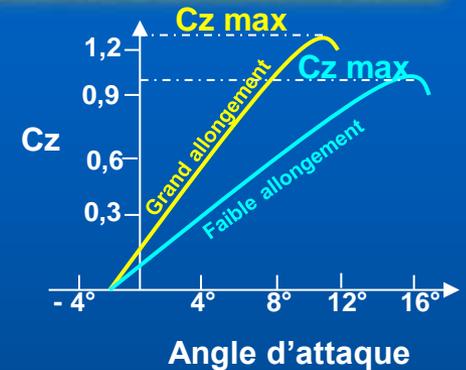
Faible allongement



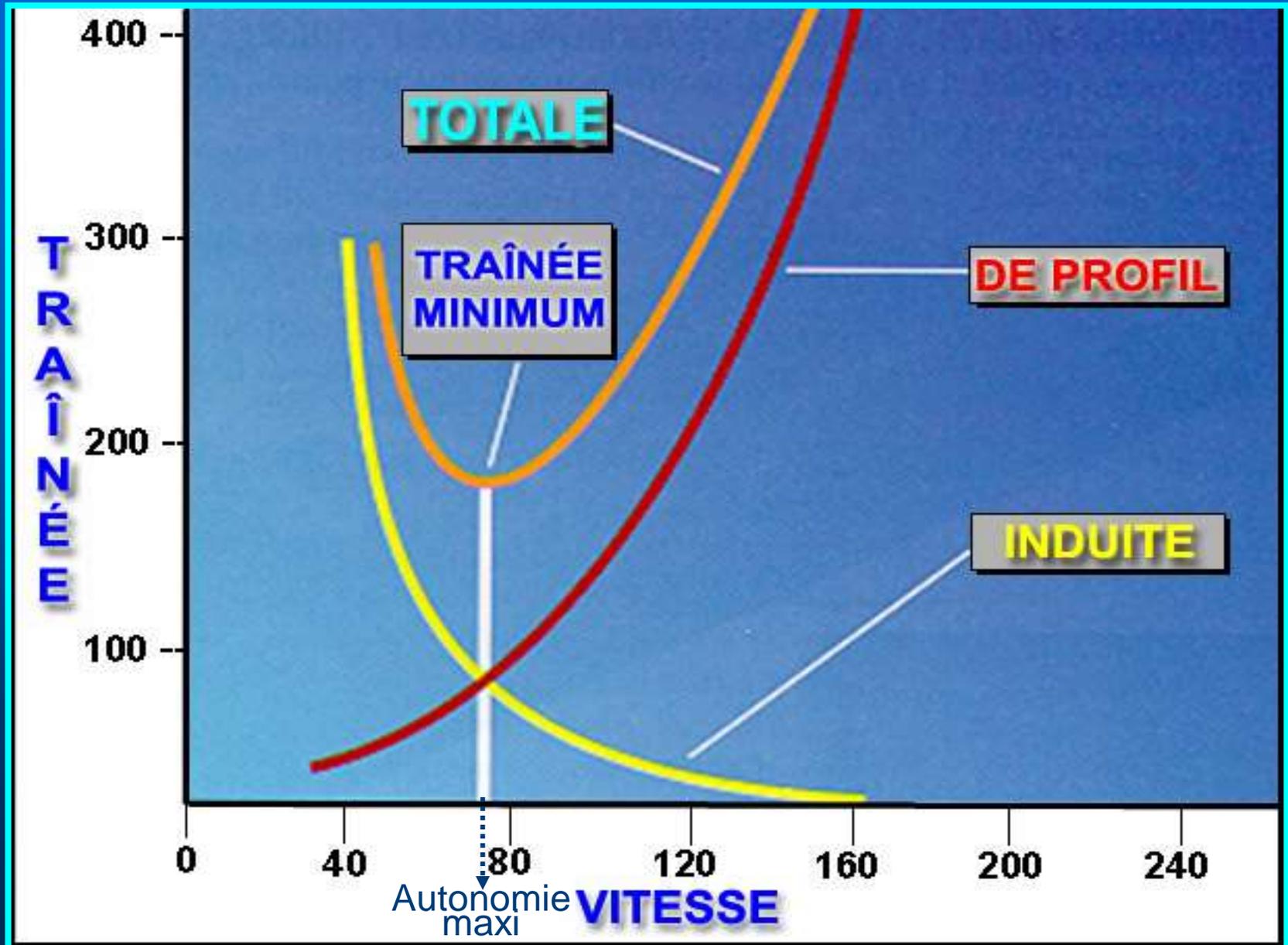
Grand allongement



Aile de longueur infinie



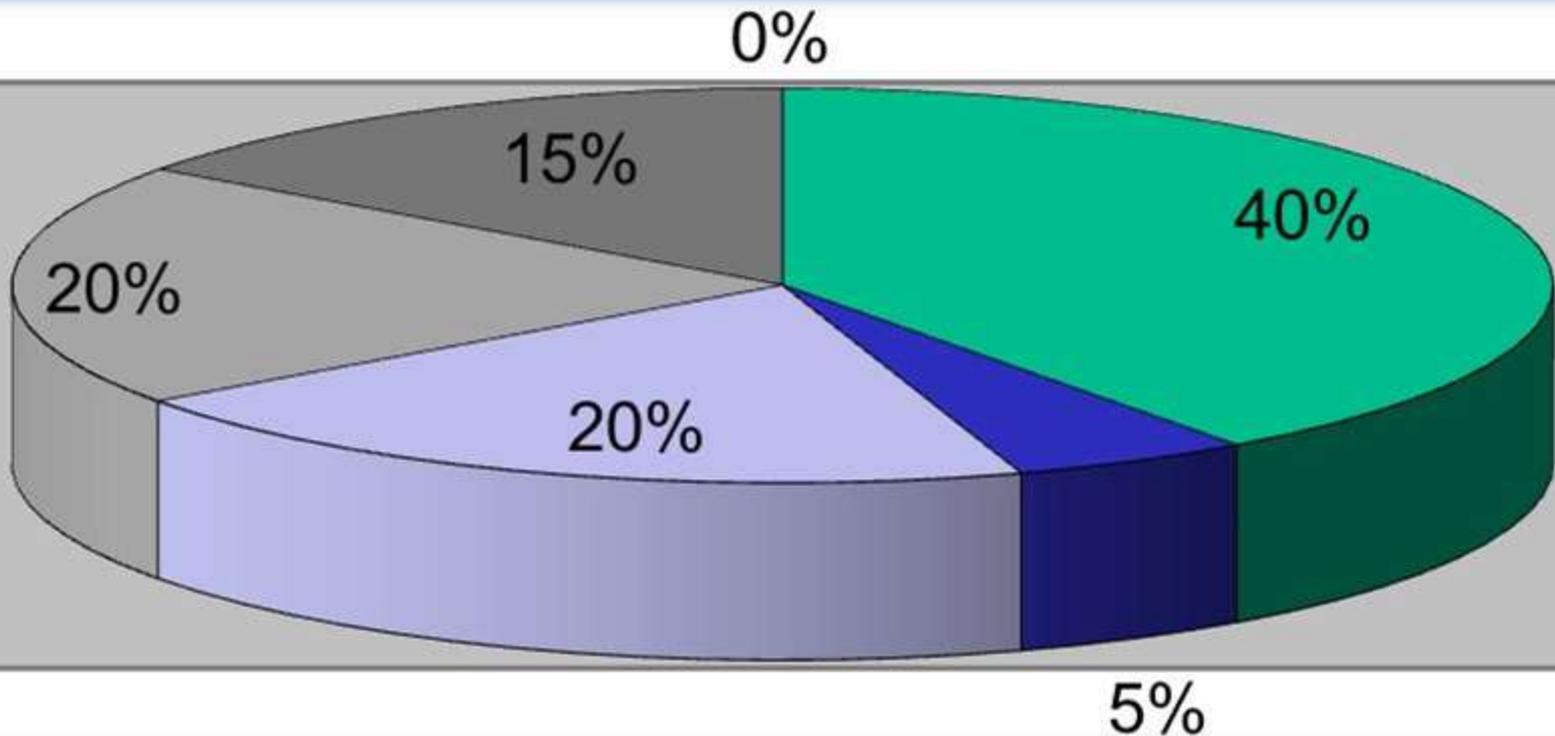
TRAÎNÉES INDUITES ET PARASITES



IMPORTANCE DES ÉLÉMENTS DE L'AVION DANS LA TRÂINÉE

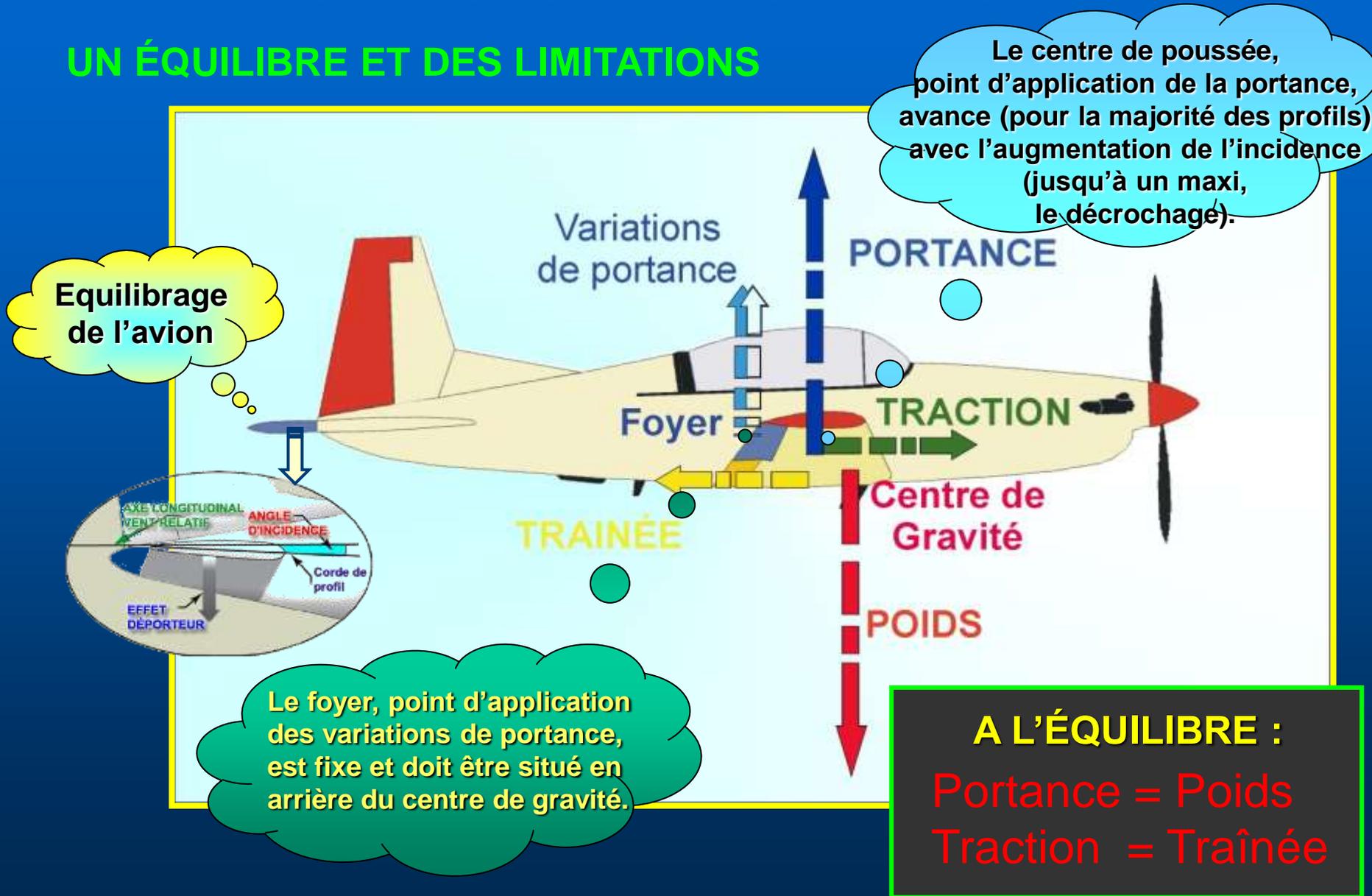


- voilure
- empennages
- fuselage
- moteur
- train



RÉPARTITION DES FORCES SUR L'AVION

UN ÉQUILIBRE ET DES LIMITATIONS



COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

LA PORTANCE (en Newtons)

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

LA TRAINÉE (en Newtons)

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



ρ (rho) est la masse volumique de l'air en kg/m^3
1,225 kg/m^3 au sol, ce facteur diminue avec l'altitude.

S la surface de référence de l'avion en m^2
Surface alaire de l'avion

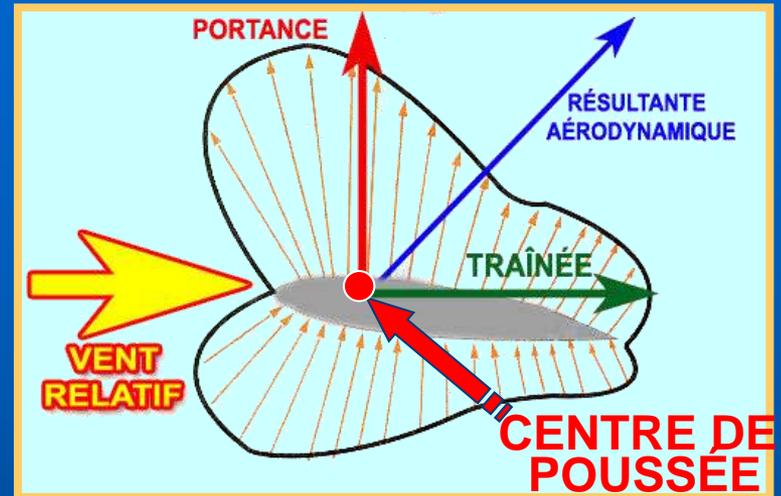
V la vitesse par rapport à la masse d'air en m/s
Facteur le plus influent car intervenant au carré dans la formule.
Attention conversion unité (Km/h ou Kt en m/s)

C_x et C_z sont des coefficients sans unité

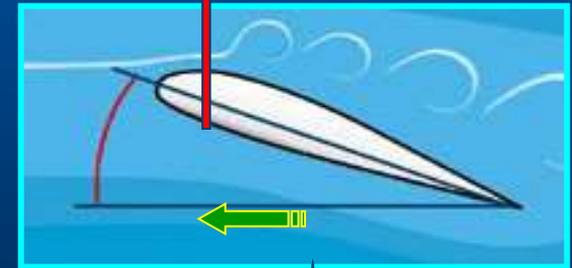
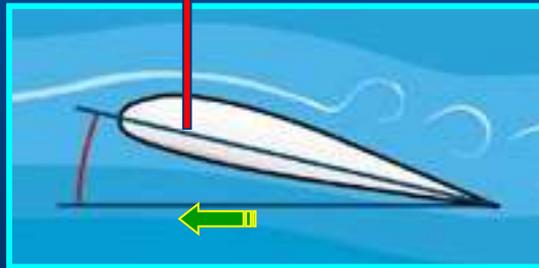
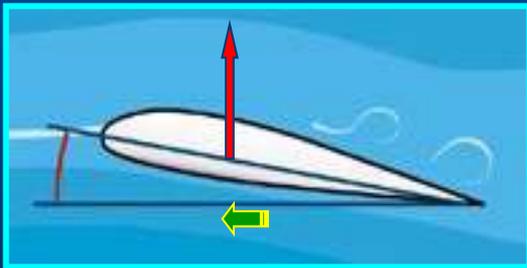
Dépend de la forme de l'avion et de son incidence (vitesse sur trajectoire)

CENTRE DE POUSSÉE DE LA PORTANCE ET FORME DE L'AILE

Assimilable au Centre de gravité qui regroupe l'ensemble des masses d'un corps en un seul point, **LE CENTRE DE POUSSÉE** représente le point d'application de la résultante de toutes les forces de portance.

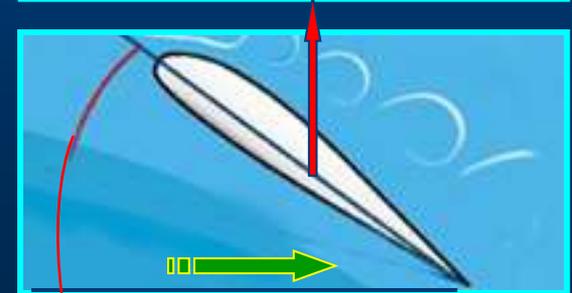


En palier, le Centre de poussée se situe à environ 50% du bord d'attaque sur la corde de profil



- Avec l'augmentation de l'angle d'incidence, déplacement du Centre de Poussée vers l'avant jusqu'à l'angle de portance max (de 12 à 15°) où il se situe vers 30%.

- Au-delà, déplacement rapide du Centre de Poussée vers l'arrière tendant à contrer l'attitude du décrochage.

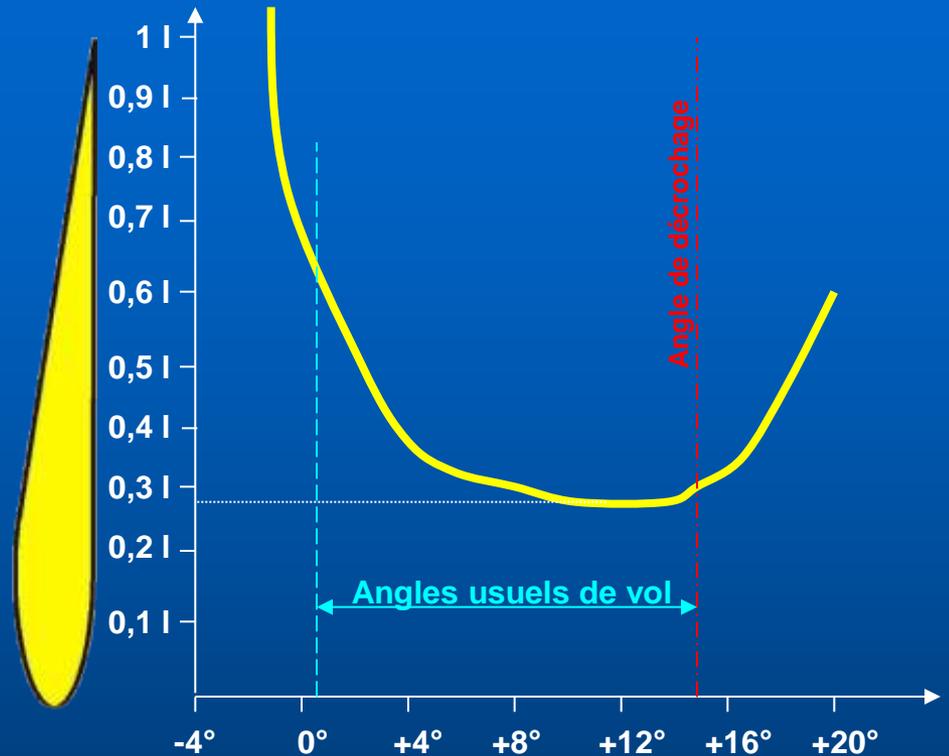


CENTRE DE POUSSÉE DE LA PORTANCE ET FORME DE L'AILE

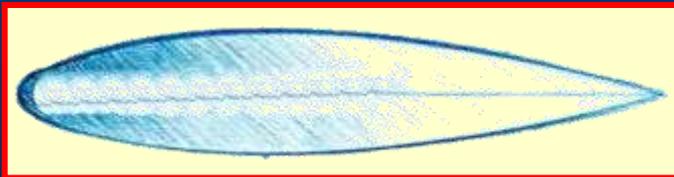
Déplacement amplifié du **CENTRE DE POUSSÉE** sur les profils creux en fonction de l'angle d'incidence. Position bien déterminée et exprimée en pourcentage de la corde de profil par rapport au bord d'attaque.

Cette propriété est commune à presque tous les profils d'aile sauf pour :

- les profils biconvexes symétriques ;
- les profils d'aile à double courbure.

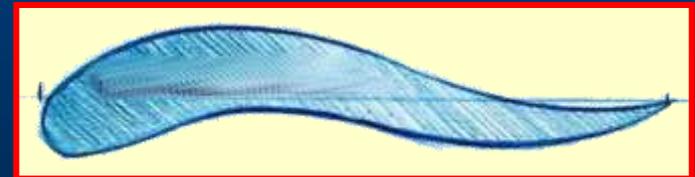


Profil biconvexe symétrique



La position du Centre de Poussée reste fixe en dessous de l'incidence de décrochage

Profil à double courbure



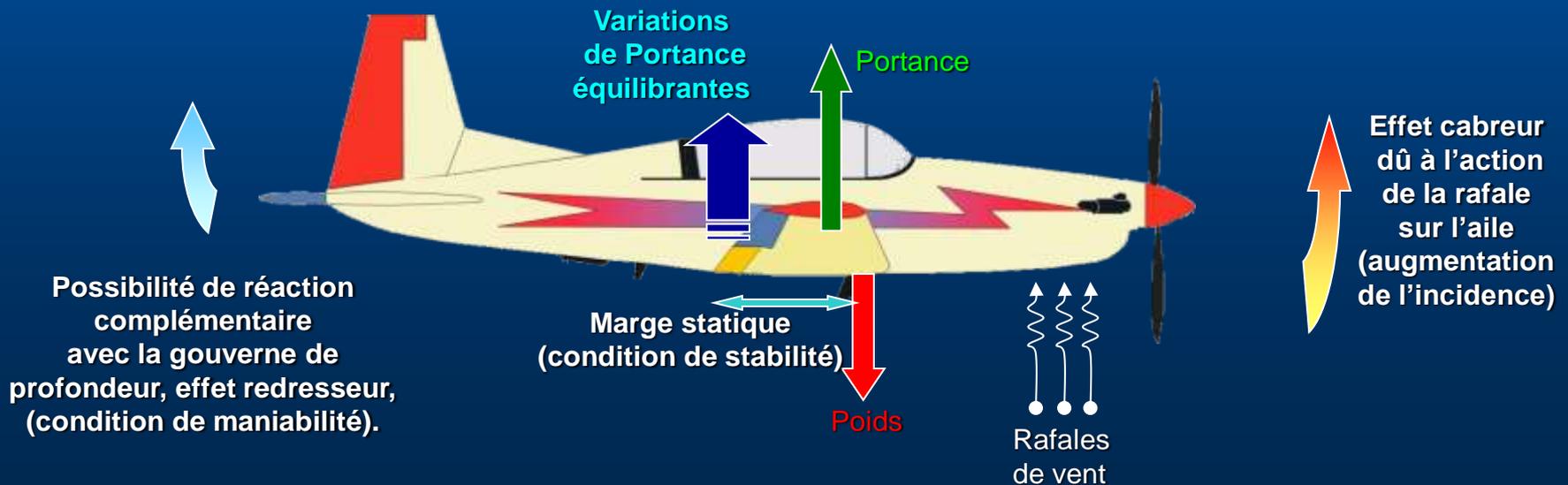
La position du Centre de Poussée recule lorsque l'incidence augmente (autostable).

LE FOYER : UN POINT DE FIXITÉ DES VARIATIONS DE PORTANCE

L'équilibre du poids :
assuré par la portance, valeur quasi stable en vol,
mais point d'application variable au **CENTRE DE POUSSÉE**
sur la corde de profil en fonction de l'incidence donc de la vitesse.

Les variations de portance dues aux turbulences, ascendances, ...
ont un point d'application **FIXE** situé au **FOYER**.

Ces variations de portance doivent compenser les modifications
du couple Portance dues aux changements d'incidence.



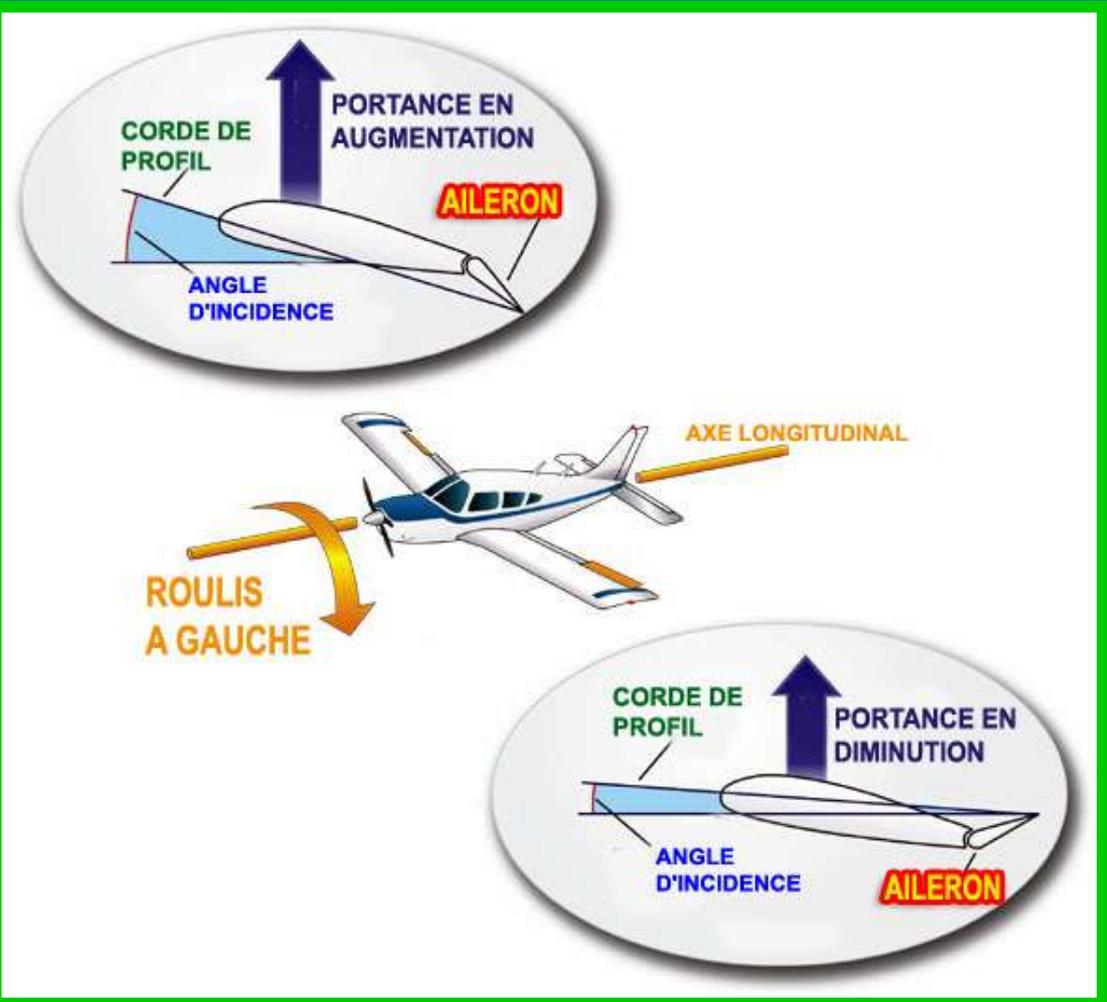
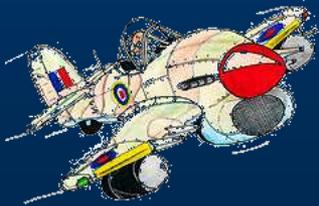
PARTICULARITÉS DES FORCES APPLIQUÉES A L'AILE

LES VALEURS DE PORTANCE ET TRAÎNÉE DÉPENDENT ENTRES AUTRES DE L'ANGLE D'INCIDENCE DE CHAQUE AILE.

L'action sur le manche pour s'incliner à droite ou à gauche modifie l'angle d'incidence de chaque aile.

Ne pas oublier que l'angle d'incidence est l'angle compris entre la direction du vent relatif et la corde de profil de l'aile.

Cette corde est la ligne droite qui joint le bord d'attaque au bord de fuite.



LA POLAIRE DE L'AILE



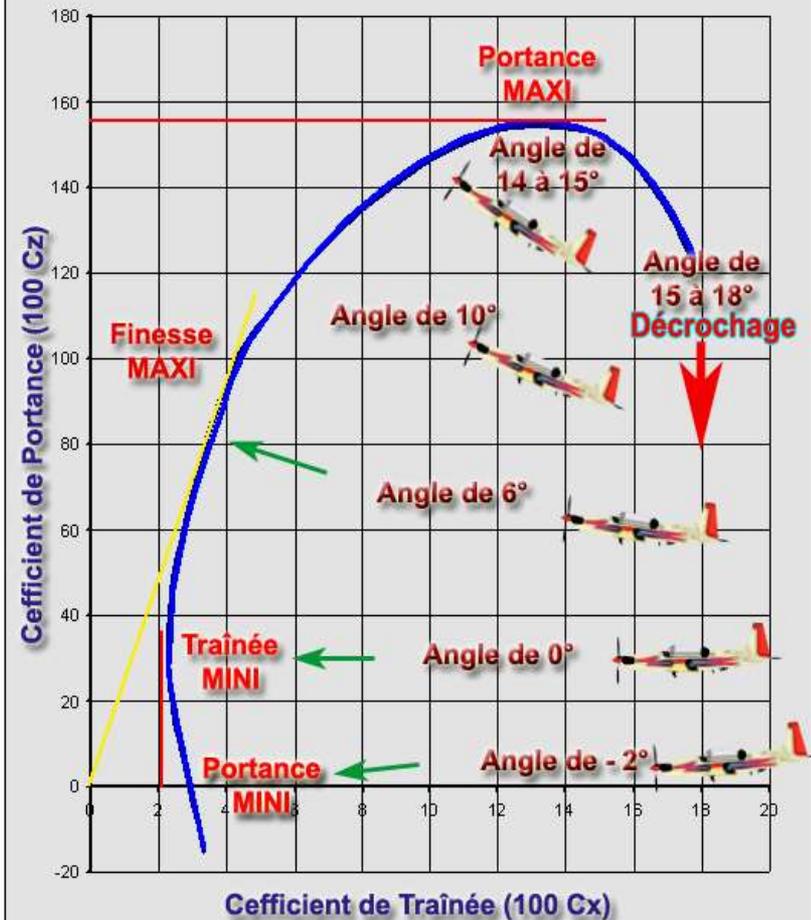
La polaire C_z par rapport à C_x montre 5 points caractéristiques correspondant à :

- cinq valeurs d'angles d'attaque donc à
- cinq vitesses bien définies.

1. Portance mini
2. Traînée mini
3. Finesse maxi
4. Portance maxi
5. Angle de décrochage

Finesse = $R_z / R_x = C_z / C_x = P / T = V_{it} / V_z$
= Distance de plané / Hauteur
de l'ordre de 8 à 12 pour les avions légers.
Peut atteindre 60 pour les planeurs évolués.

POLAIRE D'UNE AILE D'AVION



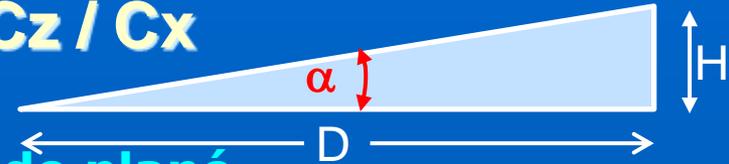
FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

$$\text{Fin max} = D / H = V_i / V_z = R_z / R_x + C_z / C_x$$

Or l'inverse de la Fin max = $H / D = \text{Tg } \alpha$

d'où l'on tire la connaissance de l'angle de plané,

... et donc de la pente, puisque **Pente en % = (Angle x 10) / 6**



Application sur planeur Schempp Duodiscus

Envergure = 20 m Fin max = 45 Masse = 750 kg

$\text{Tg } \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 45 = 0,022$; donc $\alpha = 1,3^\circ$

la pente est donc : $(1,3 \times 10) / 6 = 2,16\%$



Application sur avion Robin DR 400/120

Envergure = 8,72 m Fin max = 10 Masse = 900 kg

$\text{Tg } \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 10 = 0,10$; donc $\alpha = 6^\circ$

la pente est donc : $(6 \times 10) / 6 = 10\%$



Application sur avion Dassault Rafale

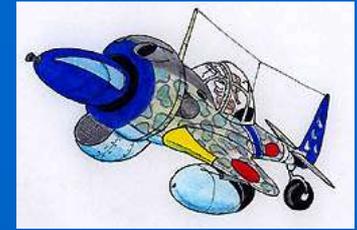
Envergure = 10,9 m Fin max = 5 Masse = 24500 kg

$\text{Tg } \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 5 = 0,2$; donc $\alpha = 12^\circ$

la pente est donc : $(12 \times 10) / 6 = 20\%$

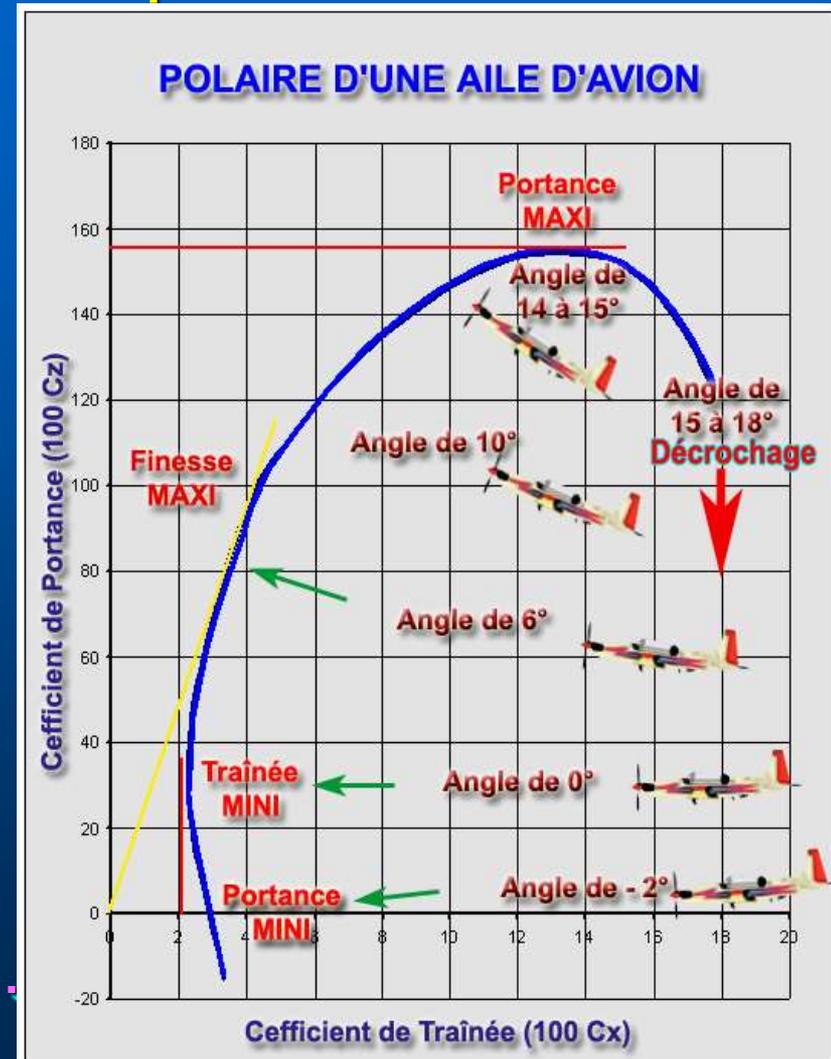


LA POLAIRE DE L'AILE

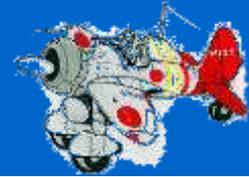


La polaire permet également de positionner et visualiser des valeurs particulières issues d'autres abaques :

- des valeurs de sécurité (vitesse, incidence) afin de déterminer les paramètres de portance maxi et de décrochage;
- des valeurs adaptées aux divers types de montée (Pente max soit V_x , V_Z max soit V_y) ;
- des valeurs d'angle de vitesse de chute optimale ;
- des autonomies, des endurances max et des distances franchissables variées ;
- des vitesses de plané optimisées (vitesse de finesse max, ...)
- des puissances particulières (Conso spé)



LA POLAIRE DE L'AILE

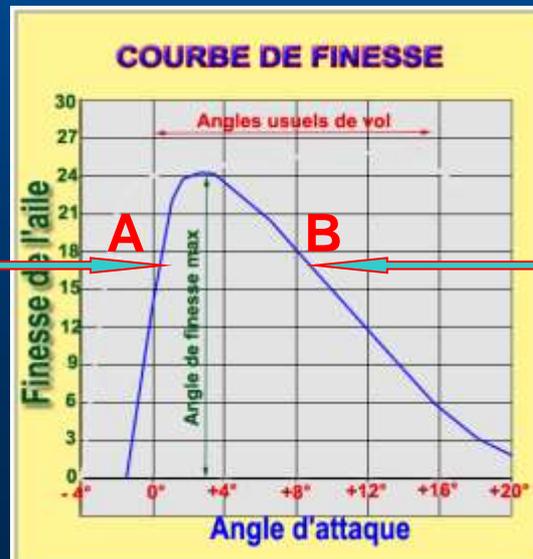
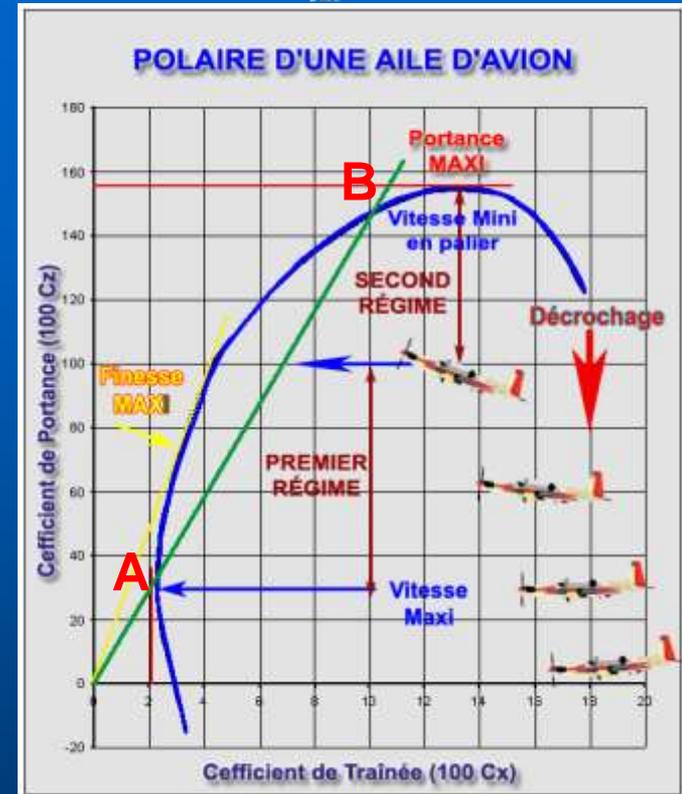


AUTRES PARTICULARITÉS DE LA POLAIRE

La droite issue de l'origine des axes d'abscisse et d'ordonnée qui coupe la polaire en deux points A et B détermine deux points d'égale finesse.

Le point A : faible portance mais traînée faible.
Conséquences : Vitesse élevée et faible incidence (l'avion est au premier régime).

Le point B : grande portance mais traînée forte.
Conséquences : Vitesse faible et forte incidence (l'avion est au second régime).



Incidence = 2°
Vitesse = 180 Kt
Finesse = 16

Incidence = 10°
Vitesse = 110 Kt
Finesse = 16

CARACTÉRISTIQUES GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE

Le dessin et l'implantation de la voilure conditionnent l'utilisation et le comportement de l'avion par leurs spécificités aérodynamiques.

Aile rectangulaire

- Simplicité de construction
- Avion lent, peu maniable



Aile saumon arrondi

- Construction plus élaborée
- Avion lent, assez maniable



Aile flèche bord d'attaque

- Simplicité de construction
- Amélioration de la vitesse



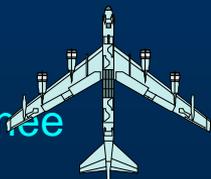
Aile flèche bord de fuite négative

- Diminution de la traînée
- Amélioration de la stabilité



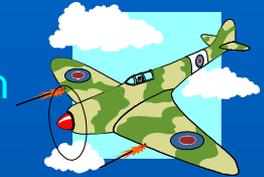
Aile double flèche positive

- Aptitude à la vitesse
- Limitation du poids et de la traînée



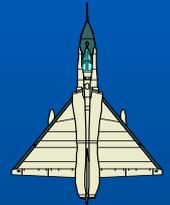
Aile elliptique

- Difficulté de construction
- Très maniable
- Très bon rendement



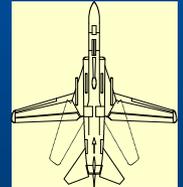
Aile delta

- Avion très rapide
- Instable, bon rendement



Aile à géométrie variable

- Complexité de construction
- Rendement optimisé pour basse et haute vitesse



Aile haute

- stabilité et rendement



Aile médiane

- très maniable

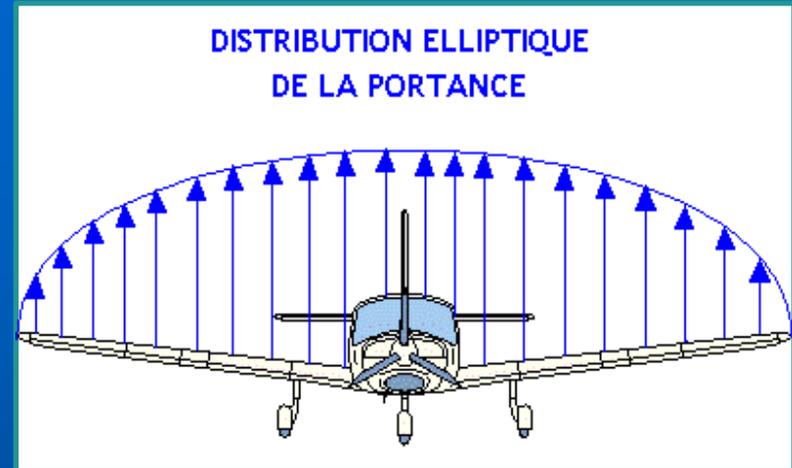
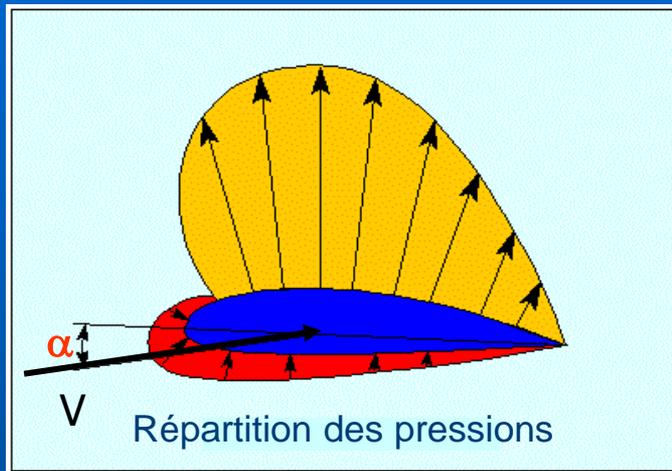


Aile basse

- Compromis stabilité manœuvrabilité



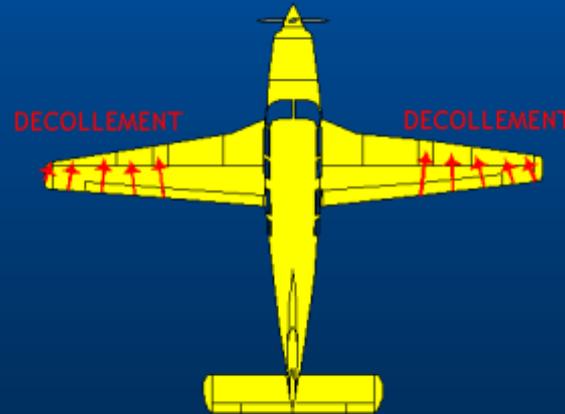
INFLUENCE DES CARACTÉRISTIQUES GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE



FILETS D'AIR AUX BASSES VITESSES : APPROCHE DÉCROCHAGE



Aile elliptique



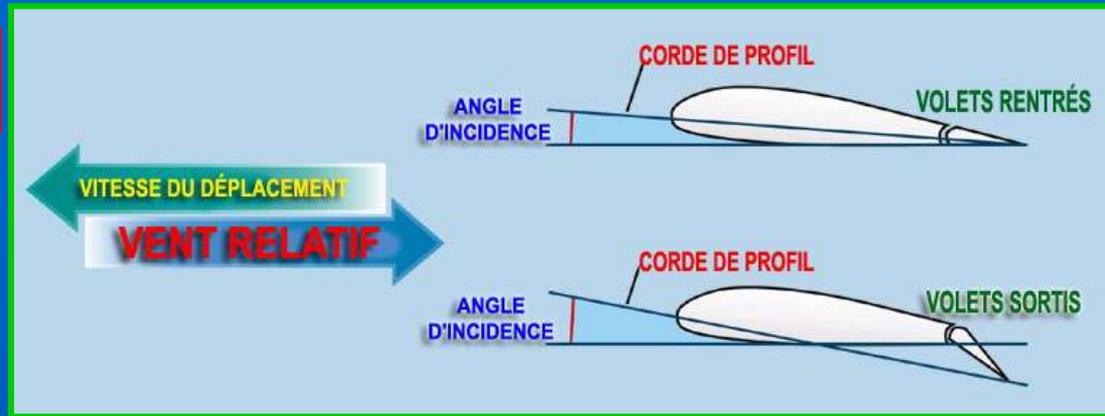
Aile Flèche
positive bord d'attaque
négative bord de fuite



Aile rectangulaire

EFFICACITÉ DES VOLETS

LA MODIFICATION DE COURBURE DE L'AILE PAR L'UTILISATION DE VOLETS AUGMENTE L'ANGLE D'INCIDENCE DONC LA PORTANCE MAIS AUSSI LA TRAÎNÉE.



INFLUENCE DES VOLETS SUR LA POLAIRE

Si les volets sortent, le C_z augmente, le C_x augmente aussi et la finesse diminue.

i point de finesse max.

- Pour un faible braquage, C_z et C_x augmente, la finesse varie peu.
- Pour un fort braquage, C_z et C_x augmente, la finesse diminue de façon importante.

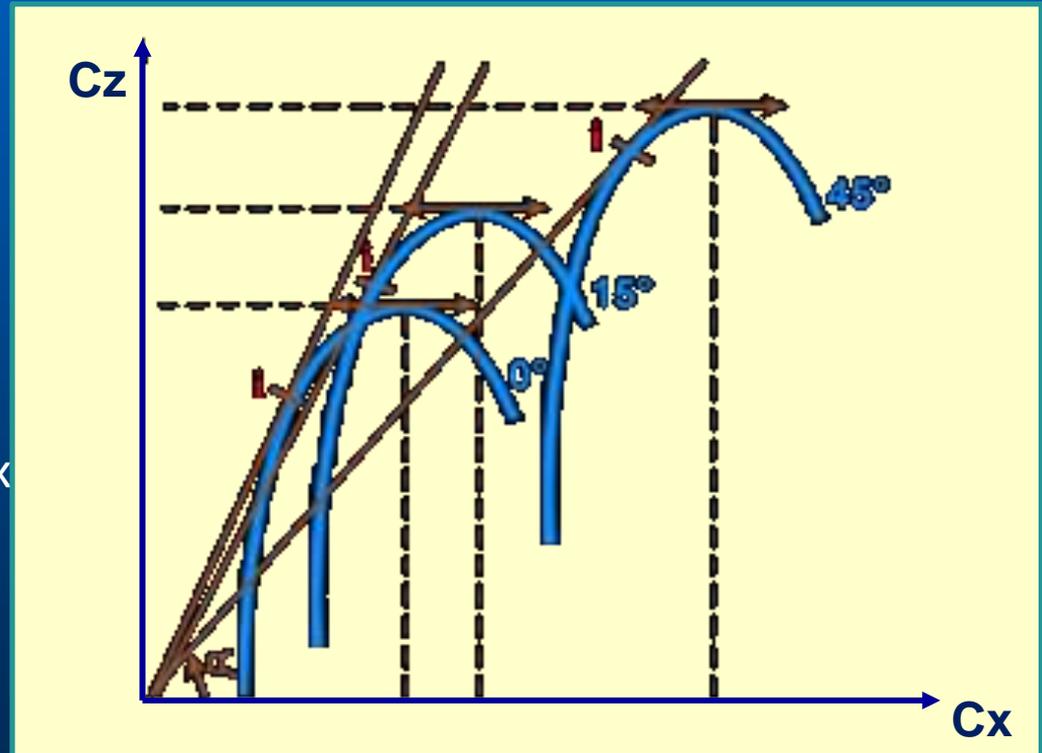


Tableau des variations apportées par les dispositifs hypersustentateurs.

LES DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

TABLEAU DES AMÉLIORATIONS APPORTÉES PAR LES VOILETS

TYPES DE VOILET	FORME DE L'AILE	ANGLE DE BRAQUAGE	AUGMENTATION DE PORTANCE EN %
Profil de base		0	0
Voilet de courbure		45°	51%
Voilets d'intrados		50°	67%
Voilets à fente		45°	53%
Voilets Fowler		40°	88%

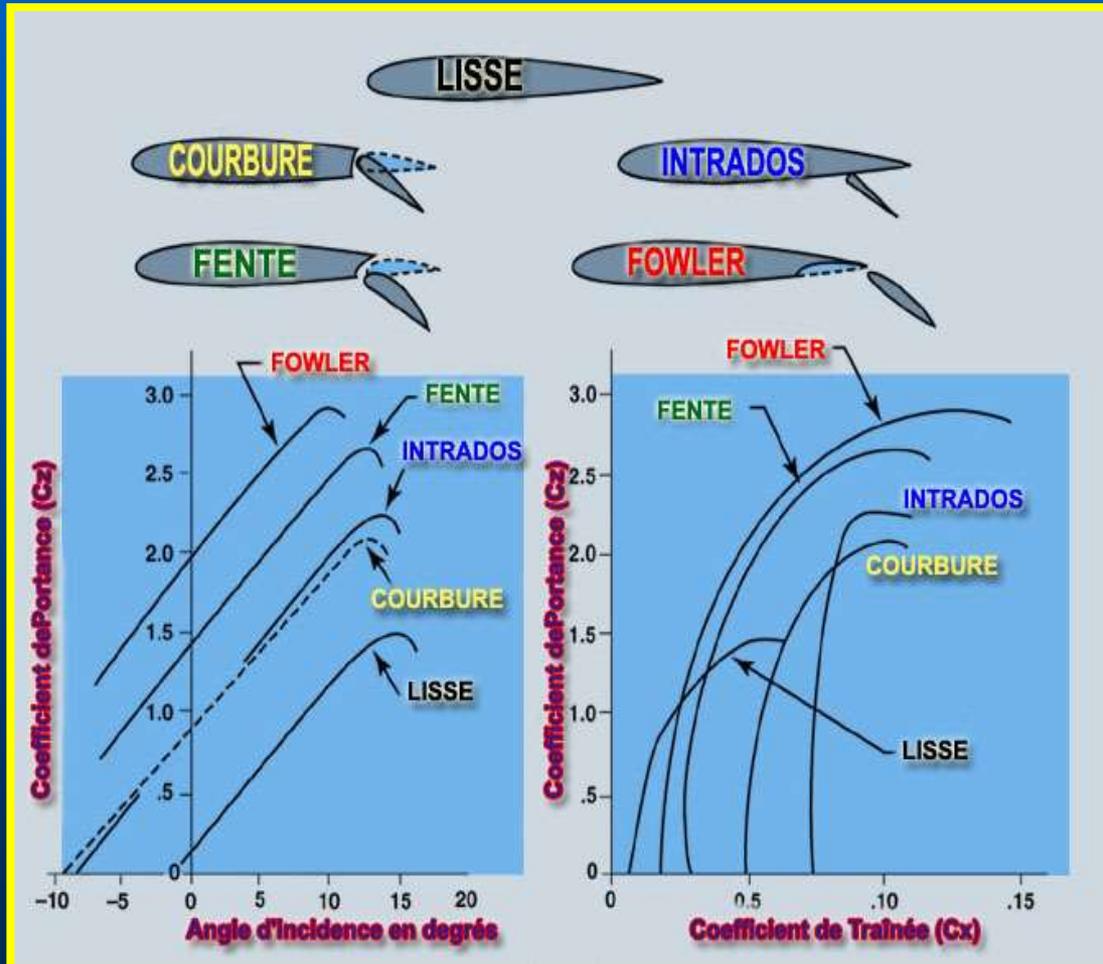
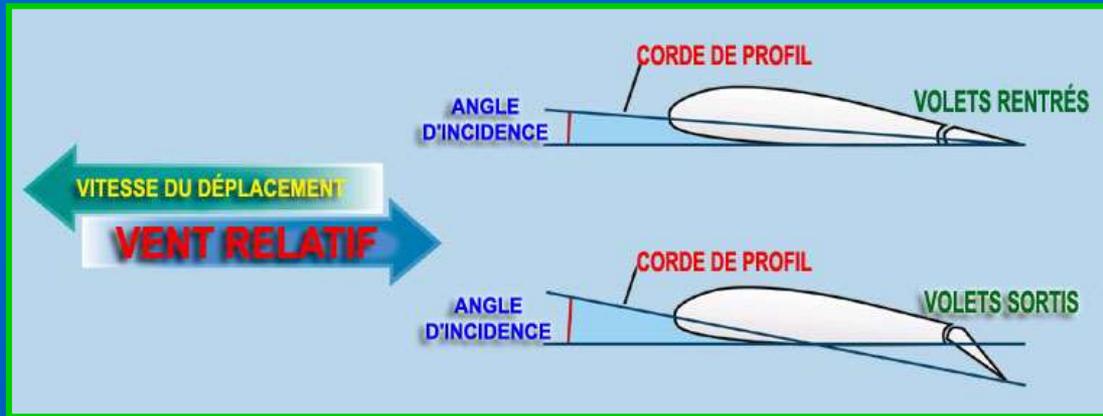
Les voilets de bord de fuite permettent surtout d'augmenter la portance **mais la traînée** aussi **est plus forte** donc leur utilisation nécessite un surcroît de puissance ou de poussée du moteur.

EFFICACITÉ DES VOILETS

L'UTILISATION DE VOILETS PERMET D'AUGMENTER LA PORTANCE MAIS AUSSI LA TRAÎNÉE (sans grande modification de l'angle d'incidence mais permet de voler à basse vitesse).

Quelques références d'efficacité :

- Volets Fowler
Cz max + 90 %
Angle d'attaque = 16°
- Volets à fentes
Cz max + 65 %
Angle d'attaque = 15°
- Volets d'intrados
 - Cz max + 60 %
 - Angle d'attaque = 14°
- Volets de courbure simple
Cz max + 50 %
Angle d'attaque = 12°



LES DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

QUELQUES TYPES DE BECS DE BORD D'ATTAQUE

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 Fieseler Fi 156 surnommé Storch;

BEC À FENTE AUTOMATIQUE

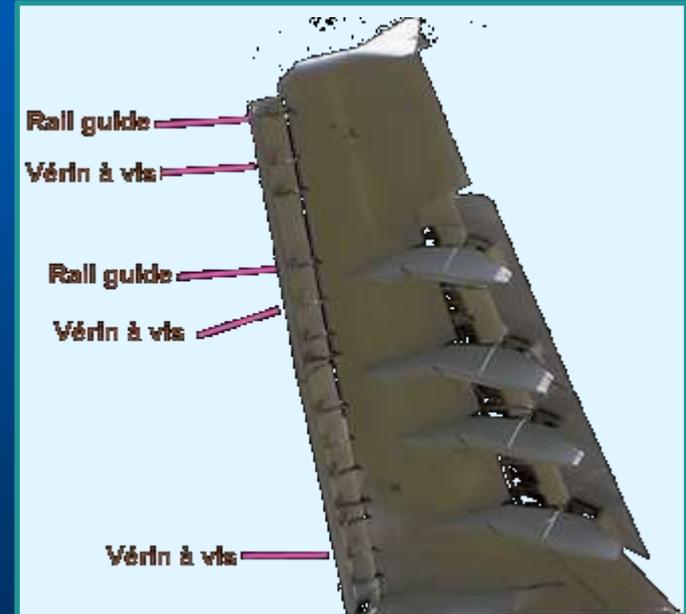


A vitesse élevée les becs sont plaqués contre le bord d'attaque de l'aile et se déploient vers l'avant automatiquement grâce à la dépression locale à incidence élevée. Ces becs sont montés notamment sur les Morane-Saulnier Rallye.

BEC À FENTE COMMANDÉ (SLAT)

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

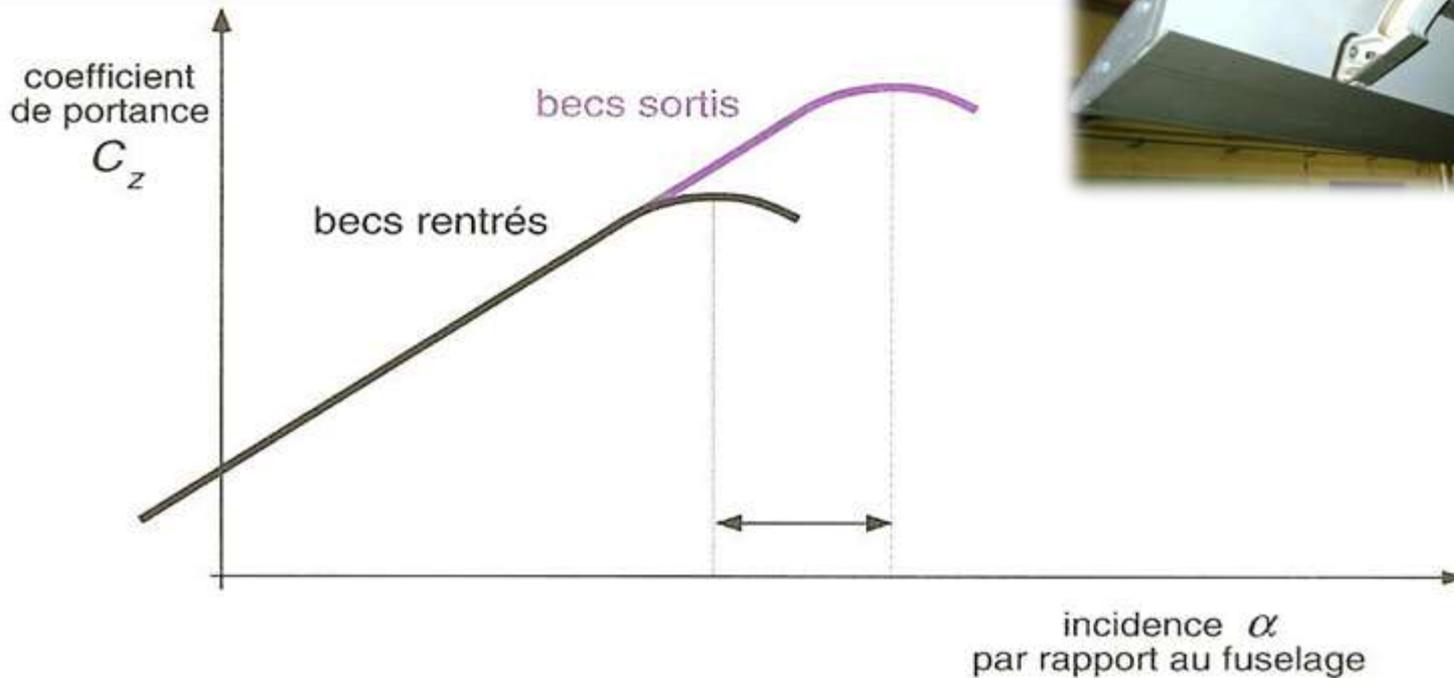


BORD D'ATTAQUE BASCULANT

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. (F-104).

EFFICACITÉ DES BORDS D'ATTAQUE

Bec de bord d'attaque
d'un Mirage 2000



**LES BECS DE BORD D'ATTAQUE PERMETTENT SURTOUT D'ALLER
« PLUS LOIN EN INCIDENCE »**

**MAIS ILS AUGMENTENT FORTEMENT L'ASSIETTE C'EST POURQUOI
LEUR UTILISATION REQUIERT SOUVENT CELLE DES VOILETS DE BORD DE FUITE**

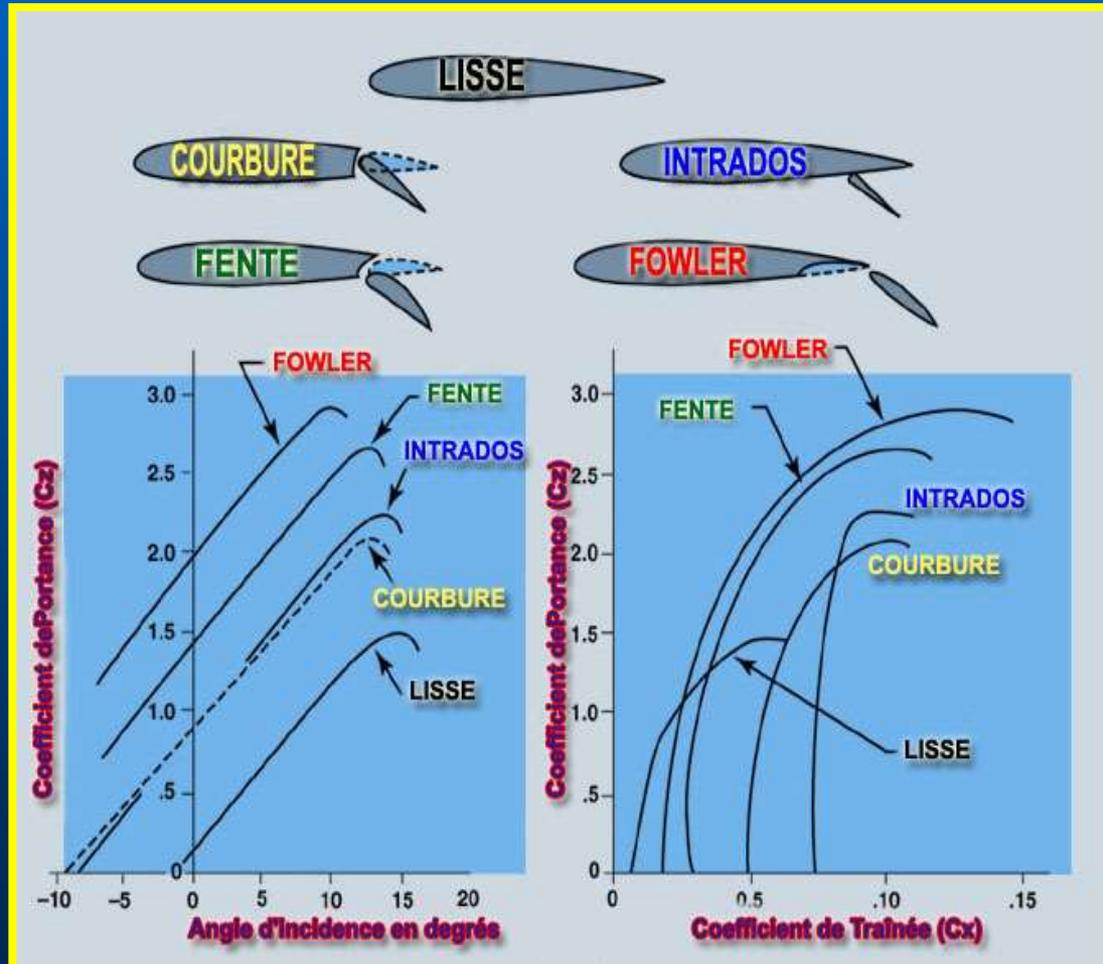
EFFICACITÉ DES VOILETS

LA MODIFICATION DE COURBURE DE L'AILE PAR L'UTILISATION DE VOILETS AUGMENTE L'ANGLE D'INCIDENCE DONC LA PORTANCE MAIS AUSSI LA TRAÎNÉE.

Quelques références d'efficacité :

- Volets Fowler à fentes multiples plus bec : C_z max + 120 %
Angle d'attaque = 26°
- Volets Fowler
 C_z max + 90 %
Angle d'attaque = 16°
- Volets à fentes
 C_z max + 65 %
Angle d'attaque = 15°
- Volets d'intrados
 - C_z max + 60 %
 - Angle d'attaque = 14°
- Volets de courbure simple
 - C_z max + 50 %
 - Angle d'attaque = 12°

Volets Fowler Airbus A 340



LES FREINS AÉRODYNAMIQUES

TROIS SYSTÈMES DE FREINAGE AÉRODYNAMIQUES COURANTS

LES AÉROFREINS

Ils peuvent être situés sur ou sous le fuselage, sur les ailes ou sur le cône de queue. Ils augmentent la traînée de profil et n'influent pas sur la portance (C_z max constant).



LES SPOILERS

Ils participent à l'effet aérofreins mais altèrent en plus la portance. Ils sont situés principalement sur l'extrados des ailes et peuvent contribuer à l'action des ailerons en virage (dissymétrie). Le C_z diminuant, la vitesse de décrochage augmente avec leur sortie.



LES VOILETS

Par l'augmentation des traînées à pleins volets (C_x croît d'une façon importante), ils provoquent un ralentissement important. Ils diminuent la vitesse de décrochage (augmentation du C_z , diminution de l'incidence).



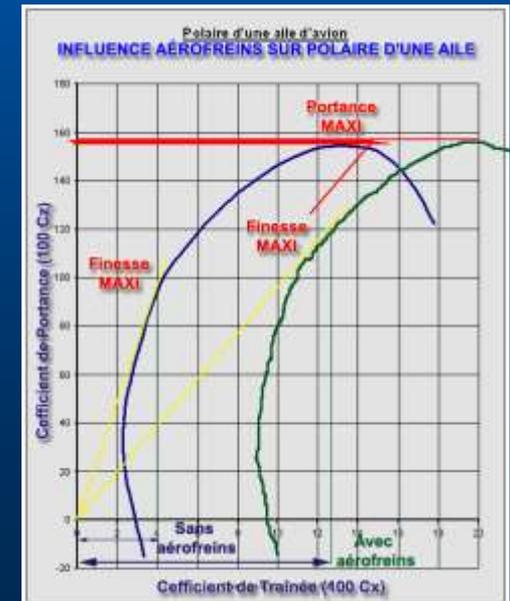
LES FREINS AÉRODYNAMIQUES

**Objectif : Permettre à l'avion de réduire sa vitesse en vol et au sol.
Faciliter les trajectoires de descente**



Les impératifs des solutions envisagées :

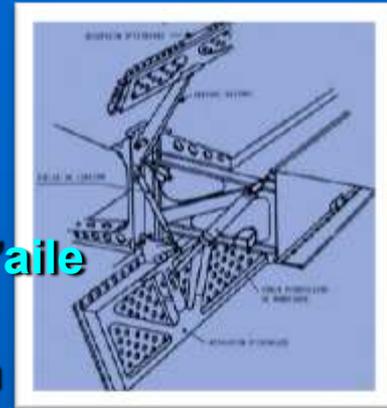
- augmenter la traînée de profil par adjonction d'une surface mobile située face au vent relatif (extrados et ou intrados)
- ne pas induire d'augmentation de portance



LES FREINS AÉRODYNAMIQUES

Les principes de réalisation :

- ❑ Plaque mobile intégrée longitudinalement dans l'aile (sortie partielle ou totale suivant efficacité recherchée)
- ❑ Surfaces diverses en grandeur et en constitution
- ❑ Plaques pouvant se déployer face au vent relatif sur la dérive verticale de l'empennage par exemple...



Les solutions complémentaires induites par d'autres fonctions :

- ❖ présentation de surfaces au vent relatif (volets, spoilers, ...)
- ❖ reverse sur les turbopropulseurs et turboréacteurs
- ❖ sortie des trains d'atterrissage rétractables
- ❖ éjection d'un parachute de queue (avions militaires).



LE PROFIL IDÉAL D'UNE AILE EN AÉRODYNAMIQUE

UN COEFFICIENT DE PORTANCE MAXI ÉLEVÉ

Hormis le fait que ce coefficient détermine la charge transportable, il est aussi le critère qui permet de réduire la vitesse d'atterrissage donc d'accroître la sécurité.

UNE BONNE FINESSE

Le rapport C_z/C_x le plus important sera obtenu lors d'un vol effectué à l'assiette de traînée minimale (application : distance maxi franchissable).

UNE VALEUR MINI DE C_x^2/C_z^3

Ce rapport permet de déduire la capacité de consommation mini de l'avion (endurance maxi). L'incidence et donc la vitesse à adopter sont entre la finesse et le point de C_z max.

UN COEFFICIENT DE TRAÎNÉE MINI

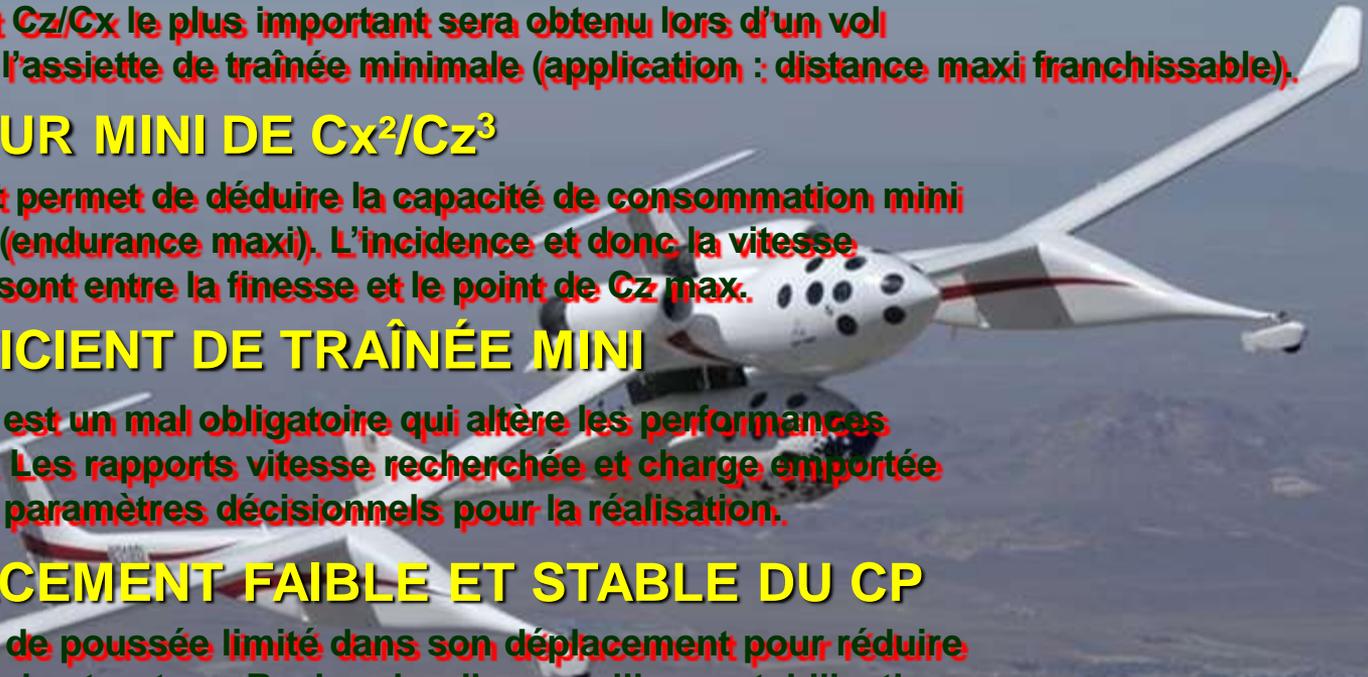
La traînée est un mal obligatoire qui altère les performances de l'avion. Les rapports vitesse recherchée et charge emportée seront les paramètres décisionnels pour la réalisation.

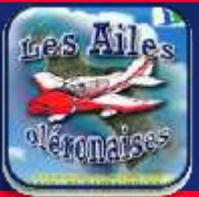
UN DÉPLACEMENT FAIBLE ET STABLE DU CP

Un Centre de poussée limité dans son déplacement pour réduire le poids de la structure. Recherche d'une meilleure stabilisation.

UNE ÉPAISSEUR MINI DE L'AILE

Limiter la traînée mais permettre l'installation de longerons d'épaisseur suffisante pour assurer une solidité de l'ensemble porteur (problèmes de résistance des matériaux).





**Merci
de votre attention**

