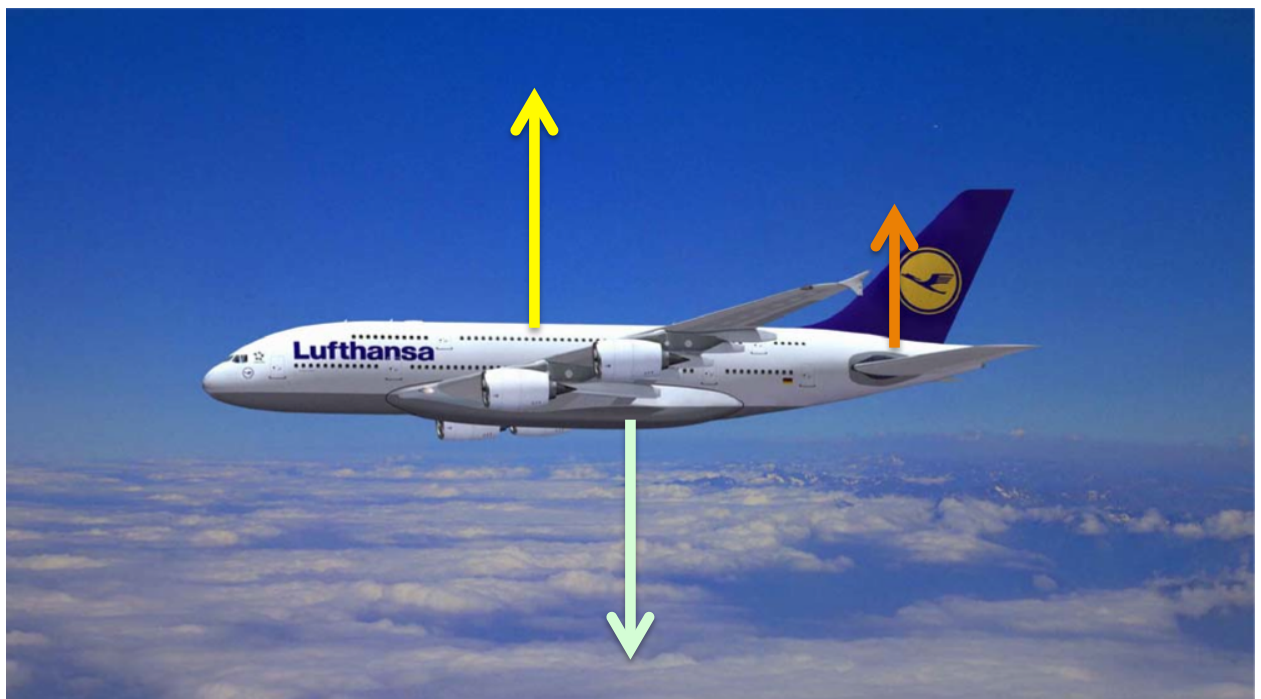
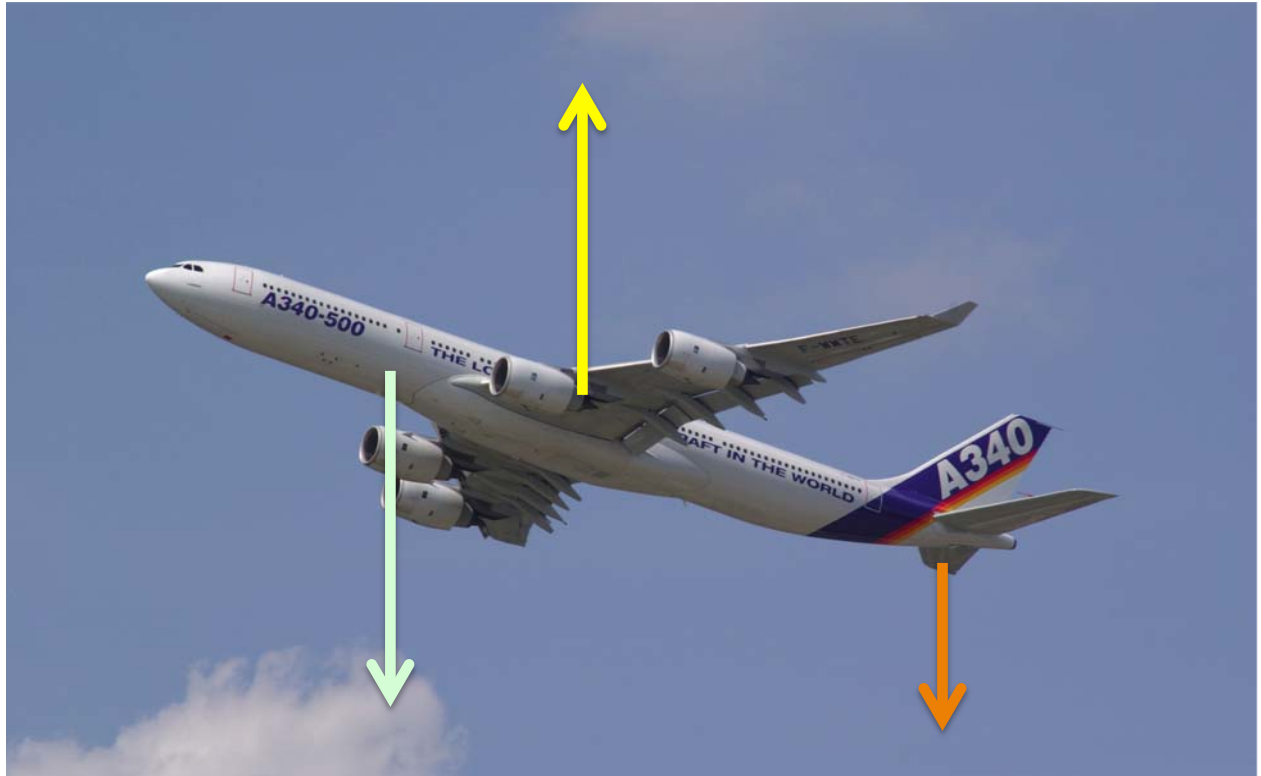


**Equilibrage de l'avion selon Centrage avant ou Centrage arrière**



Poids



Portance  
Aile



Portance  
Stabilisateur

## Situation en vol horizontal

### A) centrage Avant

$V$  = vitesse air avion

$S_a$  = surface voilure

$S_s$  = surface du stabilisateur

$d$  = densité de l'air

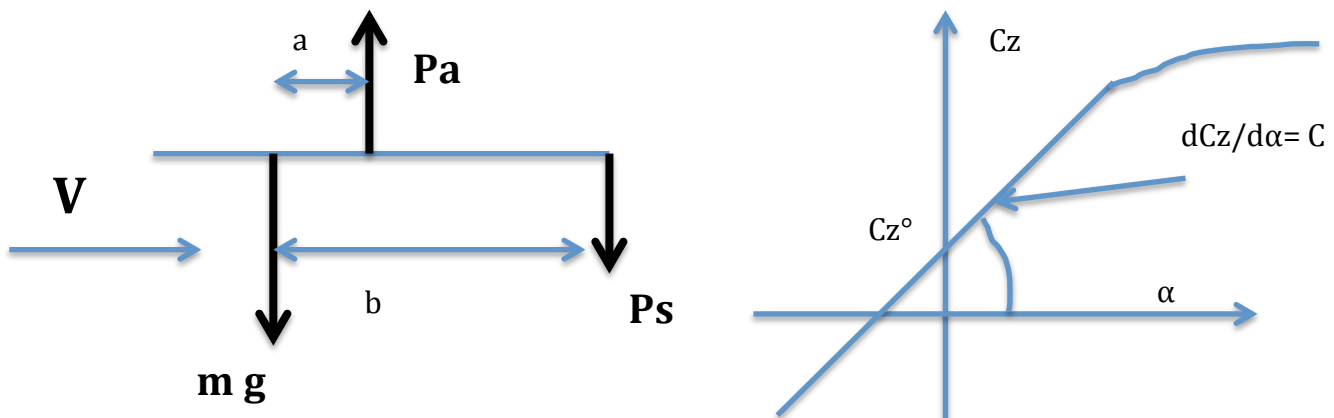
$m$  = masse avion

$\alpha$  = incidence de vol

La portance de l'aile est  $P_a = \frac{1}{2} d V^2 ( S_a ( C_z^\circ + C \alpha ) )$

La déportance du stabilisateur  $P_s = \frac{1}{2} d V^2 ( S_s ( C_z^\circ + C \alpha' ) )$

On a l'équation  $m g = \frac{1}{2} d V^2 ( ( S_a ( C_z^\circ + C \alpha ) ) - ( S_s ( C_z^\circ + C \alpha' ) ) )$



### Calcul des moments par rapport au centre de gravité

$$M/G = \frac{1}{2} d V^2 ( ( S_a a ( C_z^\circ + C \alpha ) ) + ( S_s b ( C_z^\circ + C \alpha' ) ) )$$

À l'équilibre des moments  $S_a a ( C_z^\circ + C \alpha ) = - ( S_s b ( C_z^\circ + C \alpha' ) )$

On suppose le profil de l'aile identique au profil du stabilisateur

On a  $\alpha$  positif et  $\alpha'$  est négatif. ( cas du centrage avant )

Ou  $a < 0$  et  $b > 0$  dans le cas du centrage arrière et  $\alpha$  et  $\alpha' > 0$

En dérivant  $d(M/G)/d\alpha = \frac{1}{2} d V^2 ( S_a a C + S_s b C )$

*Dans la convention si  $\alpha$  augmente, l'avion cabre et le moment augmente, la dérivée doit être négative pour corriger cette évolution. ( condition de stabilité )*

**L'avion est stable si  $S_a a C + S_s b C < 0$**

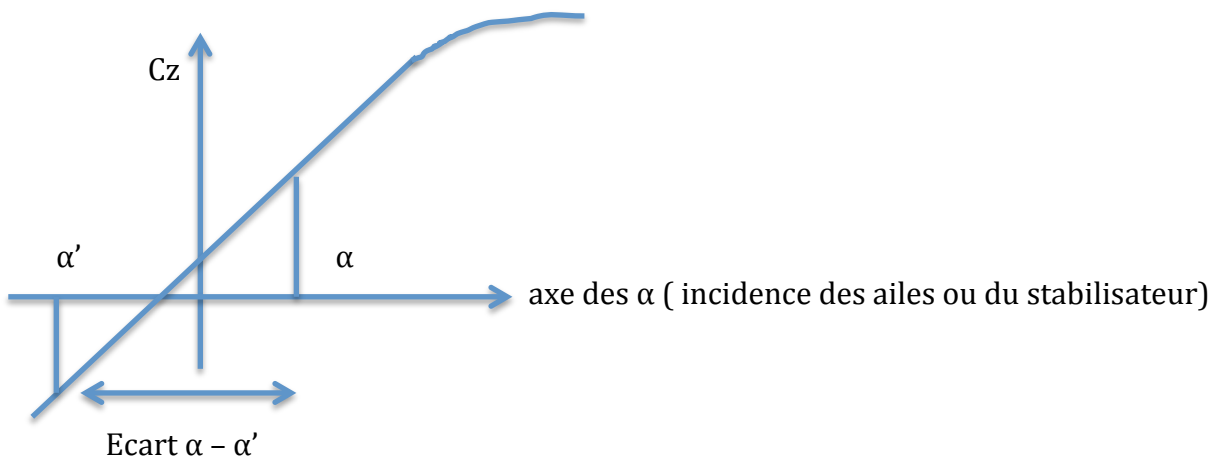
**On a  $a < - S_s b / S_a$**  Ce qui donne la limite de centrage arrière. Ici le centre de gravité peut être légèrement derrière du centre de poussée de l'aile ( cas de l'avion avec un centrage avant .

## **B) Centrage arrière**

**Dans le cas d'un avion centré arrière  $a < 0$  et sa valeur absolue doit être supérieure à  $S_s b / S_a$**

Cela signifie qu'en centrage « trop avant » rendrait ici l'avion instable.....

## **C) Evolution des portances sur variation d'incidence**



Lorsque l'incidence de vol évolue, si le pilote ne modifie pas les calages du stabilisateur + gouverne de profondeur et de l'aile principale, cet écart reste constant, ainsi que les coefficients de portance attribués au stabilisateur et de l'aile.

Remarque :

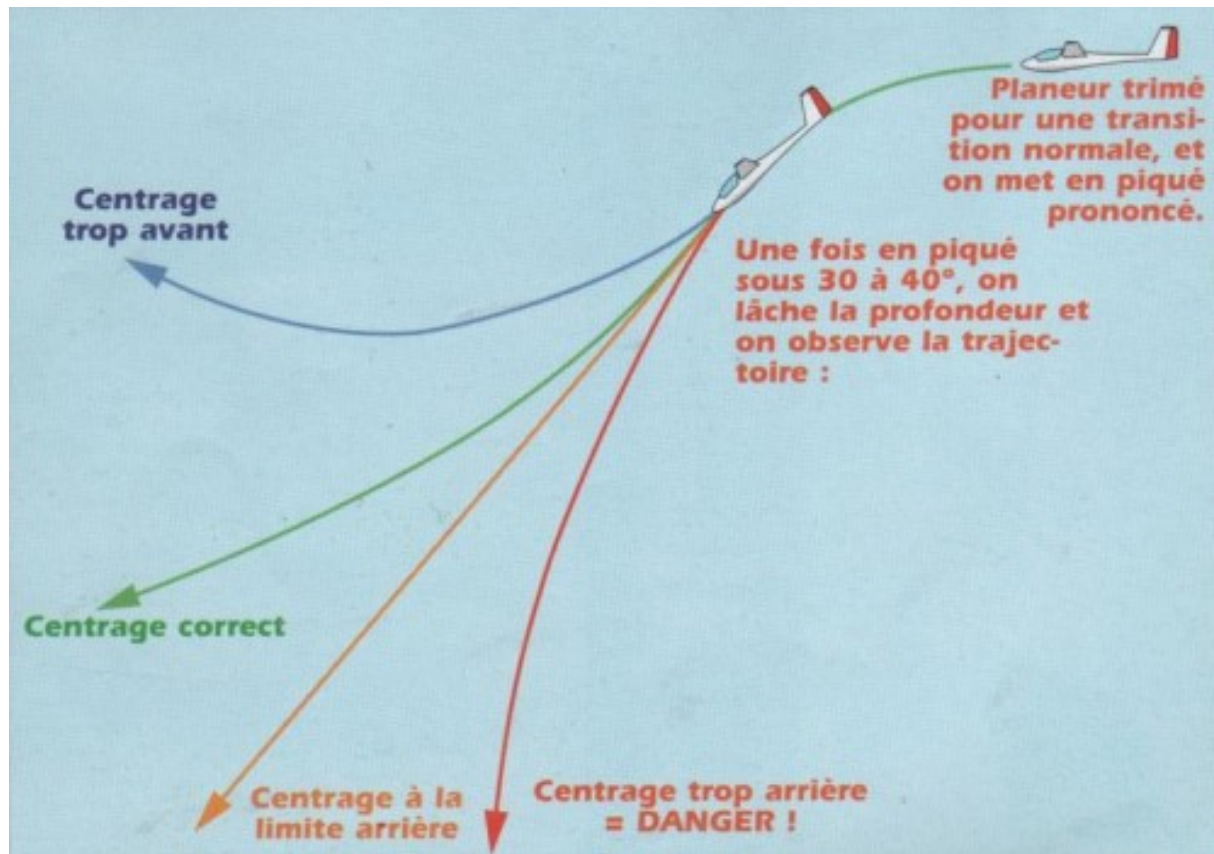
le graphique ci dessus représente un avion centré avant ( stabilisateur déporteur )

## **D) Rappel du comportement de l'avion en piqué**

Le schéma ci dessous est celui qui est diffusé dans plusieurs sites et à priori admis par les pilotes grandeur ou modèle réduit.

Cependant l'explication physique de ce comportement ne semble pas claire, ou la traduction schématique n'est pas totalement exacte.

Un paramètre important n'est peut être pas pris en compte dans l'approche théorique.



### E) Tentative d'explication

Dans le vol en palier l'écart d'incidence Aile / stab est  $E = \alpha - \alpha'$ .

Dans la partie vol en piqué cet écart est rendu à la même valeur E

En atmosphère calme on retrouve donc la même incidence de vol en piqué qu'en vol horizontal.

Les moments des portances restent donc équilibrés.

Comme l'incidence de vol n'est pas modifiée, le centre de poussée ne se déplace pas (même si le profil est dissymétrique)

Que l'avion soit bien centré ou mal centré, la prise de vitesse en piqué peut rendre la portance bien supérieure à la composante du poids. Cette situation ne crée pas pour autant un couple cabreur ou piqueur...

**Un glissement de la trajectoire, sans changement de direction, dans la direction de la portance est alors explicable.**

Un tel événement modifie l'incidence de vol, du fait de la nouvelle composante de vitesse.

L'écart E reste cependant constant dans ces conditions

Le centre de poussée pour un profil dissymétrique s'approche du centre de gravité.

**Alors la contribution au moment global de l'avion pour l'aile principale diminue.**

L'avion alors se cabre pour un stabilisateur déporteur, mais l'avion peut se mettre à piquer pour un stabilisateur porteur....( il faut donc bien connaître son avion )

Remarque :

Dans le cas d'un profil symétrique, le test du piqué est théoriquement non valable.

#### **Moment de la résultante des forces aérodynamiques**

Lorsque une aile tombe, elle ne tombe jamais à plat, elle se met à tourner autour d'un axe. Cela veut dire qu'il se crée un couple ou un moment entre le poids et la portance de l'aile. C'est ce couple ou moment qui provoque cette rotation.

Comme le  $C_x$  ou le  $C_z$ , le profil a un coefficient de moment appelé  $M_a$  calculé par rapport au point A. Ce point peut être choisi au centre de gravité ou à un autre point de référence.

Le Moment de tangage par rapport au point G, centre de gravité de l'avion, de la résultante aérodynamique  $R_a$ , appliquée en P, s'exprime par :

$$M_g = \frac{1}{2} d S H V^2 C_{r_g}$$

Avec  $d$  = densité de l'air ;  $S$  surface de la voilure ;  $H$  est la distance du point G à la résultante aérodynamique, soit la longueur GB ;  $V$  vitesse de l'air de l'avion.

*L'inconvénient de cette notation est que **H n'est pas une longueur caractéristique de l'avion.***

Si on prend la longueur  $L$  de la corde moyenne de l'aile,

on écrit alors le moment de tangage par rapport à G comme  $M_g = \frac{1}{2} d S L V^2 C_{m_g}$ , on s'arrange évidemment pour que ces 2 valeurs soient égales :

$$\frac{1}{2} d S H V^2 C_{r_g} = \frac{1}{2} d S L V^2 C_{m_g}$$

En simplifiant on obtient la condition  $C_{r_g} H = C_{m_g} L$

$$C_{m_g} = C_{r_g} H / L$$

Aux incidences faibles et d'une manière générale le  $C_z$  est de 10 à 50 fois plus grand que le  $C_x$

Cela implique que la résultante aérodynamique est très voisine de la portance de la voilure.

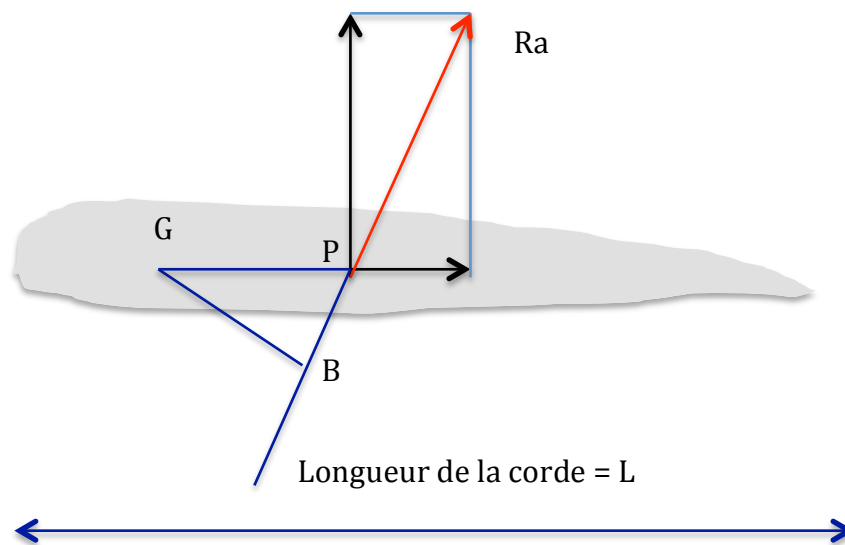
Alors  $GB = GP$

Le moment de la résultante aérodynamique par rapport à G est voisin du moment de la portance par rapport au point G.

Par ailleurs, la traînée dont la direction passe très près de G à un moment nul ou très voisin de 0

**Donc  $C_{r_g} = C_z$**  ( avec une bonne approximation aux incidences de vol usuelles )

$$\text{Donc } C_{m_g} / C_z = GP / L$$



**Remarque :**

**Le point d'application de la résultante aérodynamique est le centre de poussée de la voilure**

Pour un profil symétrique, pour  $\alpha = 0$  la résultante aérodynamique étant égale à 0, le coefficient de moment par rapport à un point peut s'écrire

$$C_{m_g} = C_{m_\alpha} \alpha$$

Dans le cas d'un profil dissymétrique il s'introduit un coefficient de tangage à incidence nulle

$$C_{m_g} = C_{m_0} + C_{m_\alpha} (\alpha - \alpha_0)$$

Comme  $C_z / C_{z\alpha} = (\alpha - \alpha_0)$  ( voir § 36 )

$$C_{m_g} = C_{m_0} + C_{m_\alpha} C_z / C_{z\alpha}$$

**Centre de poussée**

Soit P le centre de poussée et G le centre de gravité

Le moment de la résultante aérodynamique par rapport au centre de gravité est

$$M_G R = M_p R + GP \wedge R$$

Aux faibles incidences nous avons montré que  $Cm_g / Cz = GP / L$

$$\text{On a } GP = L Cm_g / Cz$$

$$\text{On a } GP / L = Cm_0 + Cm_\alpha ( \alpha - \alpha_0 ) / ( Cza ( \alpha - \alpha_0 ) )$$

$$= GP / L = Cm_0 / ( Cza ( \alpha - \alpha_0 ) ) + Cm_\alpha / Cza$$

**Cette équation montre que lorsque l'incidence augmente, le centre de poussée P se déplace quand le profil est dissymétrique. Le centre de poussée s'approche alors du centre de gravité**