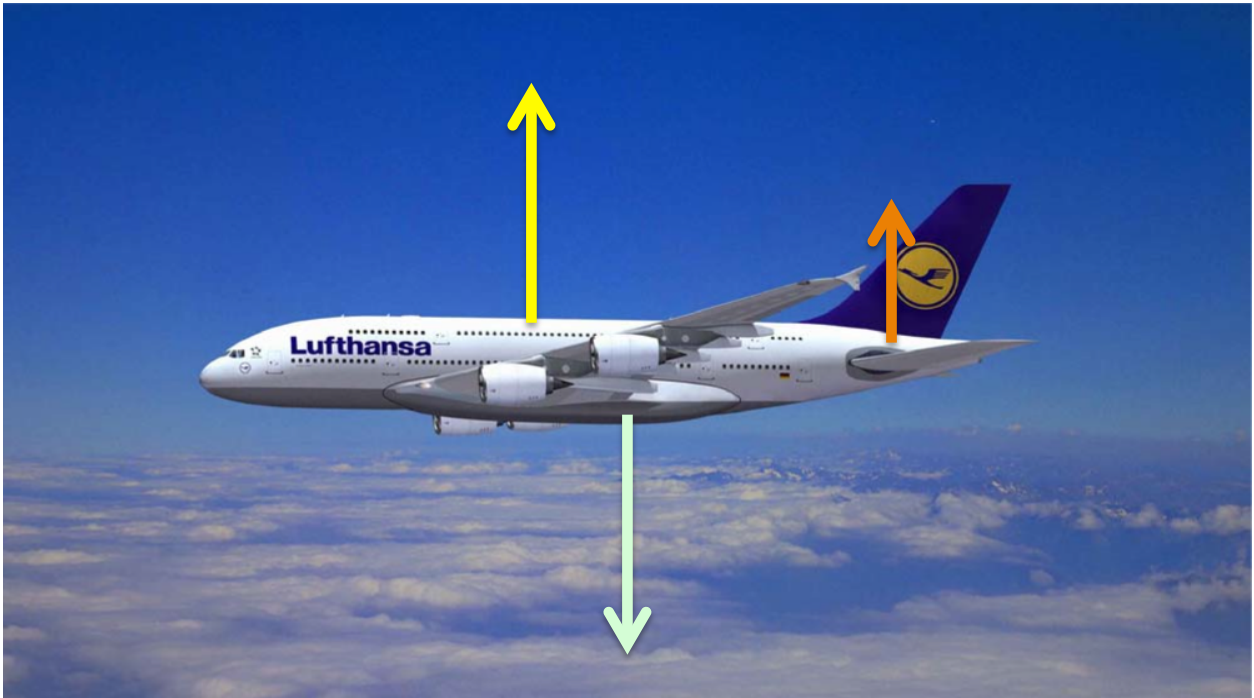
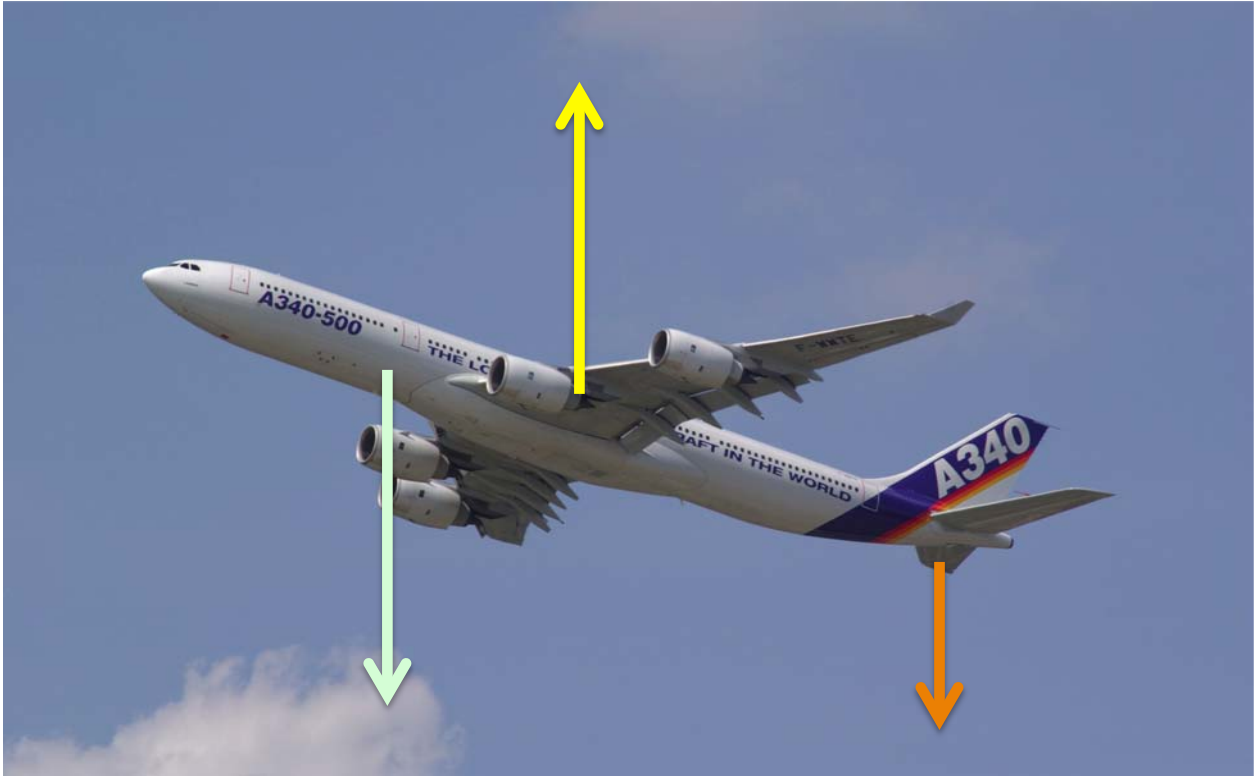


**Equilibrage de l'avion selon Centrage avant ou centrage arrière**



Poids



Portance  
Aile



Portance  
Stabilisateur

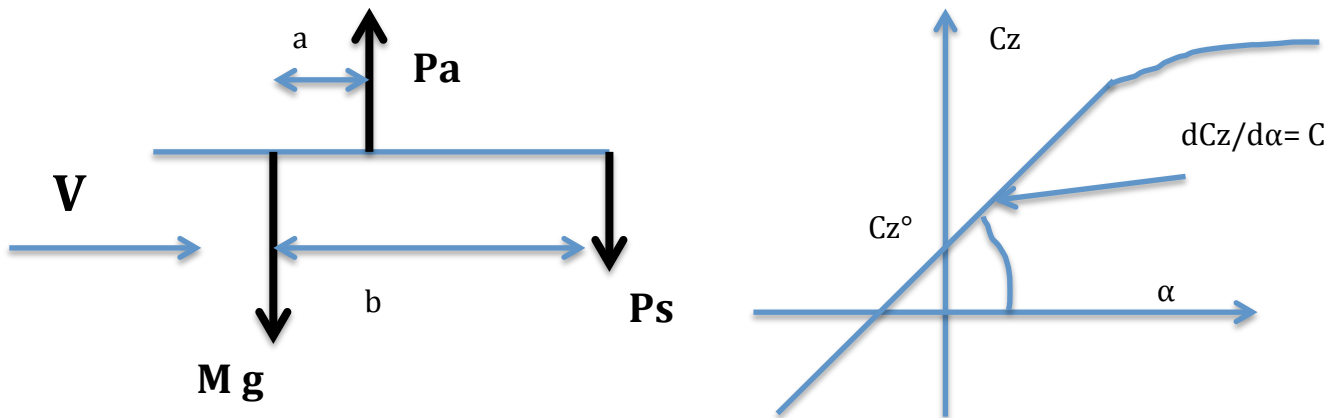
## Situation en vol horizontal

### A) centrage Avant

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

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

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



Calcul des moments par rapport au centre de gravité

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

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

Dans la convention si  $\alpha$  augmente, l'avion cabre et le moment augmente

**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)

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