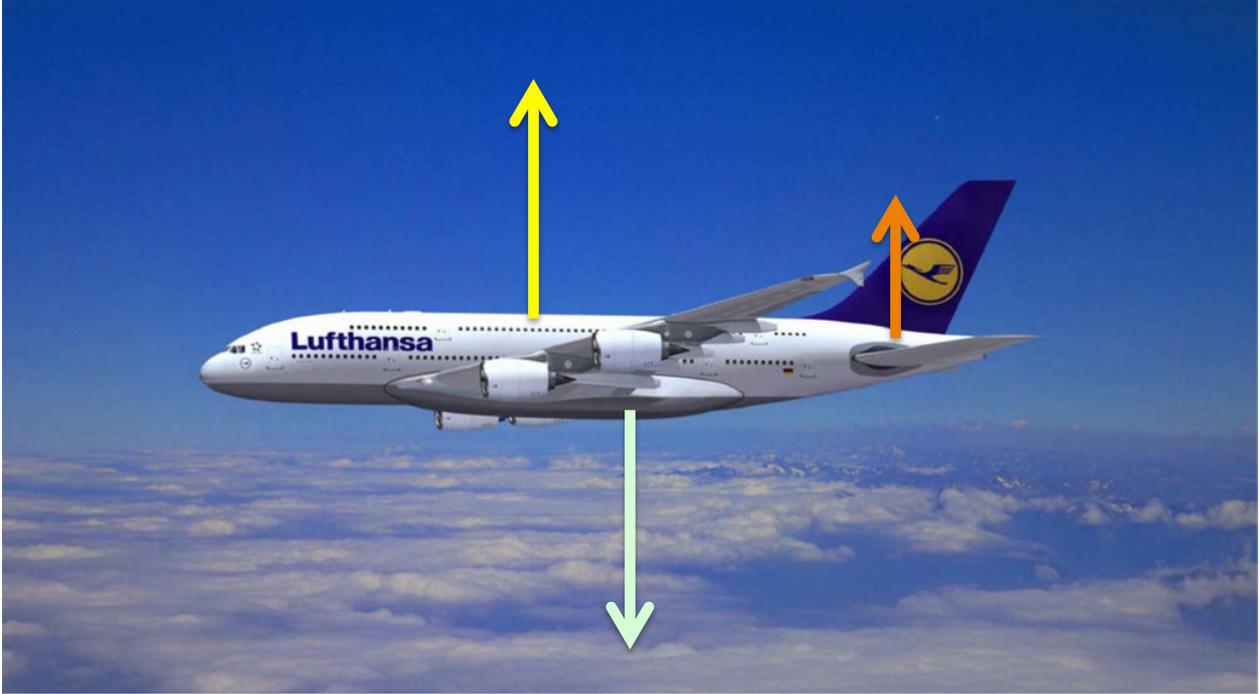
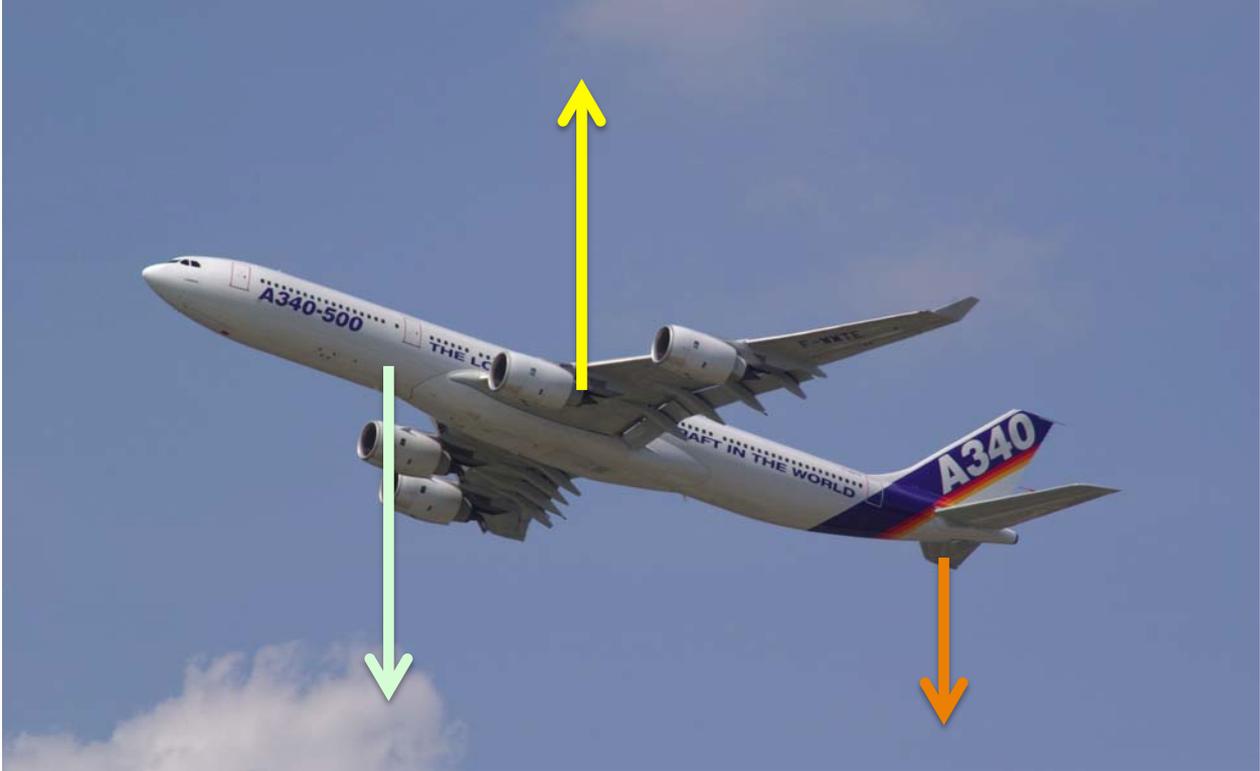


Equilibrage de l'avion selon Centrage avant ou centrage arriere



Poids



Portance
Aile



Portance
Stabilisateur

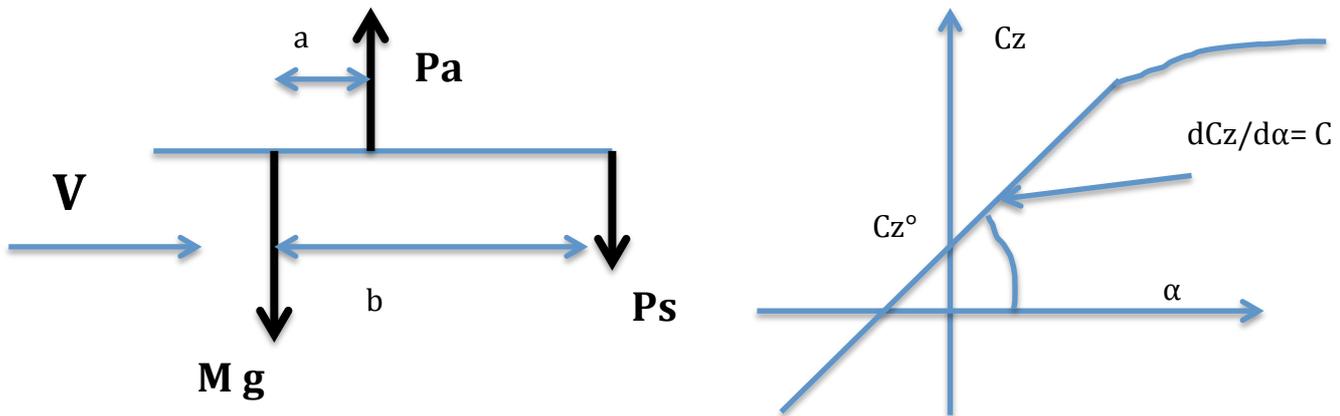
Situation en vol horizontal

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 α positif et α' est négatif. (cas du centrage avant)

Ou $a < 0$ et $b > 0$ dans le cas du centrage arrière et α 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 α 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 $S_s b / S_a$