STABILITE

Stabilité longitudinale :

On dit qu'un appareil est stable longitudinalement si, lorsque l'on écarte le planeur de sa position d'équilibre, il y revient, c'est-à-dire que le moment aérodynamique varie en sens inverse de l'incidence :

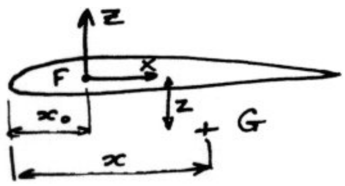
$$M = \frac{1}{2}.\rho.S.V^2.c.Cm$$

$$\text{Il faut avoir } \frac{d\,M}{d\,i} < 0$$

$$\boxed{\Leftrightarrow \frac{\mathbf{d\,Cm}}{\mathbf{d\,i}} < \mathbf{0}}$$

Calcul des moments aérodynamiques

1. Aile seule

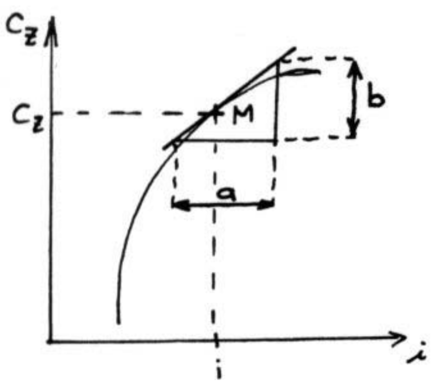


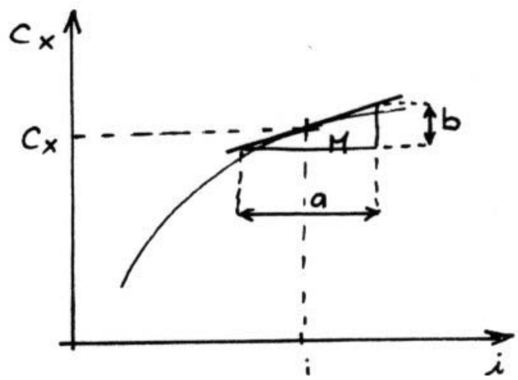
G est le centre de gravité du planeur.
F est le foyer aérodynamique de l'aile.

$$M = Mo + Z.(x - x_o) + Xz$$

$$\Rightarrow \left(\frac{\mathbf{d\,Cm}}{\mathbf{d\,i}}\right)_{aile} = \frac{x - x_o}{c}.\frac{d\,Cz}{d\,i} + \frac{z}{c}.\frac{d\,Cz}{d\,i}$$

Calcul de $\frac{d\,Cz}{d\,i}$ et $\frac{d\,Cx}{d\,i}$:
Se reporter sur les courbes Cz = f (i) et Cx = f (i)



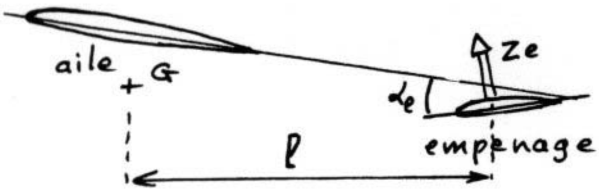


Pour une incidence i donnée ou un Cz donnée, tracer le point M sur la courbe, puis la tangente à la courbe en M.

$$\frac{d\,Cz}{d\,i} = \frac{b}{a}$$

de même pour Cx = f (i): $\frac{d\,Cx}{d\,i} = \frac{b}{a}$

2. Pour l'empennage horizontal :

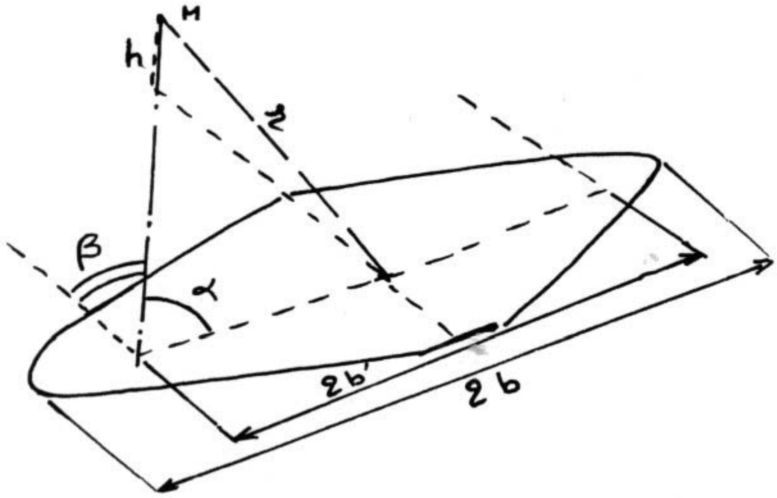


Soit ie l'incidence de l'empennage

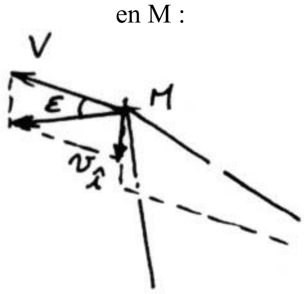
$i_e = i - \varepsilon + \alpha_e$

- i : incidence de l'aile
- α_e : calage de l'empennage par rapport à l'aile
- ε : déflexion due à l'aile

Calcul de ε :



en M :



Pour une aile rectangulaire b' n'existe pas et on prend pour les calculs b' = b
Pour une aile trapézoïdale ou elliptique on prend b' = 0,87.b

Nous avons : $\tan \varepsilon = \frac{v_i}{V} = \frac{v + v' + v''}{V}$

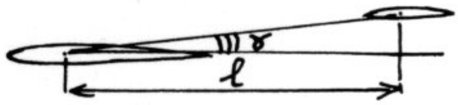
avec $v = \frac{\Gamma}{4.\pi.r}.2.\cos \alpha$

et $v'' = v' = \frac{\Gamma}{4.\pi.\sqrt{e^2 + d^2}}.(1 + \cos \beta)$

$\Gamma = \frac{1}{2}.Cz.c.V$ où c est la corde

$$\Rightarrow \tan \varepsilon = \frac{1}{V}.\left(\frac{\Gamma}{4.\pi.r}.2.\cos\alpha + \frac{\Gamma}{4.\pi.\sqrt{e^2 + d^2}}.2.(1+\cos\beta)\right)$$

$$\Rightarrow \tan \varepsilon = \frac{1}{2}.\frac{Cz.c.V}{V}.\left(\frac{\cos\alpha}{2.\pi.r} + \frac{1+\cos\beta}{2.\pi.\sqrt{e^2 + d^2}}\right)$$

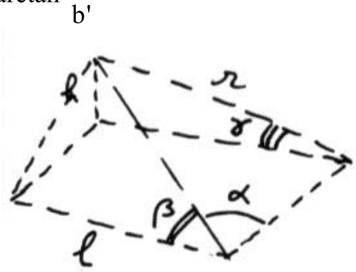


avec : $r = \frac{1}{\cos\gamma}$

e

d

$\tan\alpha = \frac{r}{b'} \Rightarrow \alpha = \arctan\frac{r}{b'}$



et $\cos\beta = \frac{1}{r.\sin\alpha}$

D'où le calcul de tan ε, d'où le calcul de ε.

Calcul du moment dû à l'empennage :

$$Me = -\frac{1}{2}.\rho.S_e.V_e^2.Cz_e.l$$

$$\Rightarrow Cm_e = -(i - \varepsilon + \alpha_e).\left(\frac{d\,Cz}{d\,i}\right)_e.\frac{1}{c}.\frac{S_e.V_e^2}{S.V}$$

S_e étant la surface de l'empennage.

$\left(\frac{d\,Cz}{d\,i}\right)_e$ se lit comme précédemment sur la courbe Cz = f (i) de l'empennage.

$$\frac{d\,Cm_e}{d\,i} = -\left(1 - \frac{d\,\varepsilon}{d\,i}\right).\left(\frac{d\,Cz}{d\,i}\right)_e.\frac{V_e^2}{V^2}.\frac{S_e.l}{S.c}$$

En vol normal, $\left(1 - \frac{d\,\varepsilon}{d\,i}\right)$ a une valeur voisine de 0,5; au delà du décrochage, cette valeur devient supérieure à 1.

3. Stabilité statique longitudinale :

On a : M(planeur) = M(aile) + M(empennage)

$$\Rightarrow \frac{d\,Cm}{d\,i} = \left(\frac{d\,Cm}{d\,i}\right)_{aile} + \frac{d\,Cm_e}{d\,i}$$

il faut avoir $\frac{d\,Cm}{d\,i} < 0$

Stabilité du planeur :

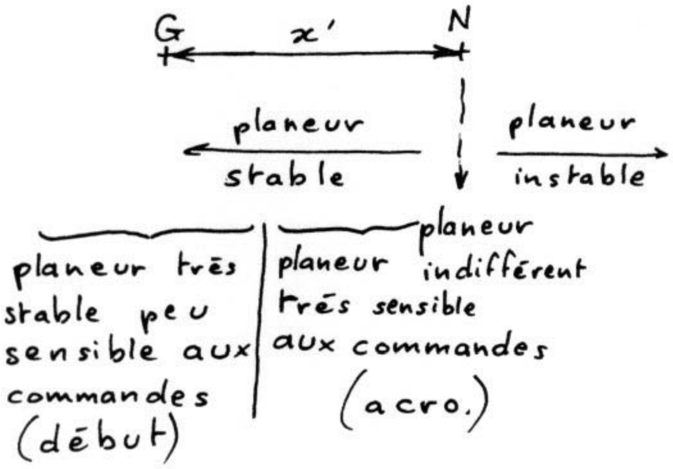
Nous supposerons G sur la corde moyenne de l'aile, nous pouvons alors définir une position d'équilibre neutre dans laquelle $\frac{d\,Cm}{d\,i} = 0$.

Soit x_n l'abscisse de ce point neutre et x' la distance de G au point neutre; nous avons :

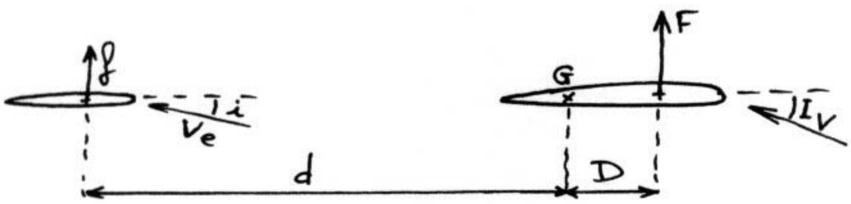
$x' = x - x_n$

$\Rightarrow \frac{x'}{c} \cdot \frac{d\,Cz}{d\,i} = \frac{d\,Cm}{d\,i}$ où $\frac{x'}{c}$ est appelé la marge statique

Nous avons alors suivant la situation de G par rapport à N :



Incidence et stabilité :



Soit Cz = A(I - Io)
et S la surface portante considérée
Il faut avoir: S.A.D < s.a.d

Nous avons donc: S.A.I.D = s.a.i.d + K (1)
avec K une constante indépendante de i

Equilibre autour du centre de gravité:
S.A.(I + ΔI).D = s.a.(i + Δi).d + K (2)
où Δi est l'incidence qui s'ajoute (ou se retranche) à l'incidence I du plan.
En soustrayant la formule (1) à la formule (2), on obtient
S.A.D.ΔI = s.a.d .Δi

Or S.A.D < s.a.d

donc il faut avoir ΔI > Δi

⇒ Pour stabiliser le planeur, à une incidence supérieure, il faudra diminuer l'incidence de empennage tout en gardant Δi > 0

⇒ Quand l'incidence du planeur augmente, l'incidence de empennage augmente moins vite que l'incidence du planeur.

Nous pouvons en déduire que l'aile décrochera avant empennage dans le cas d'un appareil de type classique.

Nota : Pour un planeur de type "canard", on aurait: S.A.D > s.a.d
Le même raisonnement nous conduirait au résultat: empennage décroche avant l'aile.