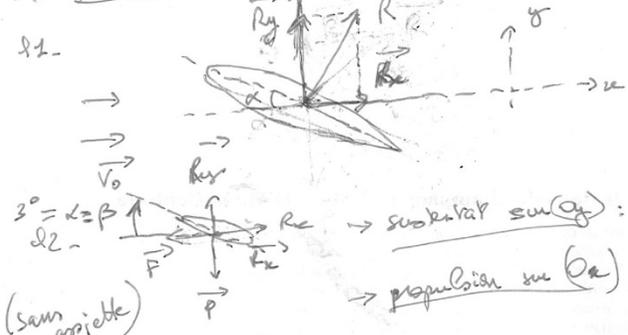


CS PSI 2020 - Etude simplifiée de vol d'un Airbus
Airbus A320 en vol

I. A - Elements de description d'une aile



$R_{xy} \perp \vec{v}_0$
en direction à \vec{v}_0

23. decharge graphique $C_x = 0,92$ et $C_y = 925$ pour $\alpha = \beta = 3$
Avec $S = 2 \times 12 \times 3$ en tenant compte des 2 ailes
surf. portante d'1 aile

$$V_0 = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_y}} = 233 \text{ m.s}^{-1} = 840 \text{ km.h}^{-1}$$

$$\text{or } \frac{F}{mg} = \frac{C_x}{C_y} = 42 \text{ kW}$$

I - B - Role des ailes



Pour la résultante des forces de pression c'est la diff. $P - P_0$ qui intervient (P_0 uniforme autour de l'aile)

On déf. donc $K_p = \frac{P - P_0}{P_0 - P_0}$ avec $P < 0$ dépression $\rightarrow K < 0$
 $P > 0$ surpression $\rightarrow K > 0$

Pour $\alpha > 0$:
Pour l'extrados $\rightarrow K_p < 0$ (et forte dépress) au voisinage du bord d'attaque
Pour l'intrados $\rightarrow K_p > 0$ (mais faible surpression)
Les deux versat de press° contribuent dans la même direction à la portance avec une pression forte à l'intrados.

2-5 $\alpha = 2$



L'écoulement est forcément symétrique pour incidence nulle, donc P et \vec{v} sont identiques sur l'extrados et l'intrados.
La résultante des forces de press° se compose et la portance est nulle! \rightarrow portance nulle!

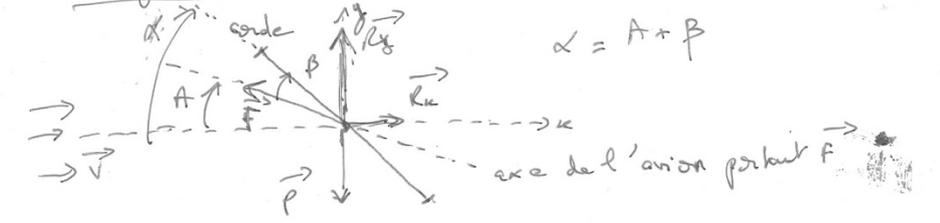
Pe plus, seule courbe de la fig 4 pour $\alpha = 0$ qui fait que les courbes sont confondues ($C_{p\alpha}$). La courbe de la fig 2 où $C_y \neq 0$ pour $\alpha = 0$ semble indiquer qu'elle a été obtenue avec une avec un profil dissymétrique.

Profil symétrique $\rightarrow C_x$ pair et C_y impaire en fonction de l'incidence; polaire en C avec axe C_x axe de symétrie.
Profil symétrique pour la voltige (voler la tête en bas)!

26. Le décrochage se produit pour $\alpha_{lim} = 14^\circ$ où C_y présente un maximum.

En traj. horizontale et sans ailette $A = 0 \rightarrow v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_y(\alpha_{lim})}}$
Il y a une vitesse minimum $v_{min} = \sqrt{\frac{4mg}{\rho S C_y(\alpha_{lim})}}$
En dessous de cette vitesse (traq), l'écoulement n'est plus laminaire (car C_y f° croissante de α)

En traj. horizontale avec Ailette $A \neq 0$



Régime stationnaire $\sum \vec{F} = \vec{0}$

- résultante: $F \sin A + \frac{1}{2} \rho S v^2 C_y = mg$
- propulsion: $F \cos A = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_x$
En éliminant $F \rightarrow \tan A = \frac{mg - \frac{1}{2} \rho S v^2 C_y}{\frac{1}{2} \rho S v^2 C_x}$

donc $\frac{1}{2} \rho S V^2 (C_x \tan A + C_y) = mg$

$$V^2 = \frac{2mg}{\rho S (C_x \tan A + C_y)}$$

Tant que $\alpha < \alpha_{lim} = 14^\circ$ et $A < 12^\circ$ pas de décrochage

or $C_x(\alpha_{lim}) \tan(12^\circ) \approx 0,031 \times 9,81 = 6 \cdot 10^{-3}$ donc $C_x(\alpha_{lim}) \tan(12^\circ) \ll C_y(\alpha_{lim})$

et $C_y(\alpha_{lim}) = 1,6$

or $v_{min} \approx \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_y(\alpha_{lim})}}$

(et C_x dans A \neq ? de α !)
est f négligeable de v_{min} (C_y)

Q8 - $\alpha_{lim} = 14^\circ$ Q9 - $v_{min} = 92 \text{ m.s}^{-1} = 330 \text{ km.h}^{-1}$

Q10 - En phase d'atterrissage, on commence par freiner à la quasi-horizontale, la vitesse \downarrow et on risque de passer sous la vitesse limite à terre.

Ces freinage est obtenu en \uparrow la traînée (force dissipative). On diminuera aussi la force motrice certainement.

Pour augmenter la traînée, on augmente la cabine de l'avion en augmentant α (par l'intermédiaire de l'assiette). Ainsi on maintient aussi une portance suffisante à vitesse réduite (en $\uparrow C_y$). Δ risque de décrochage en $\uparrow \alpha$!

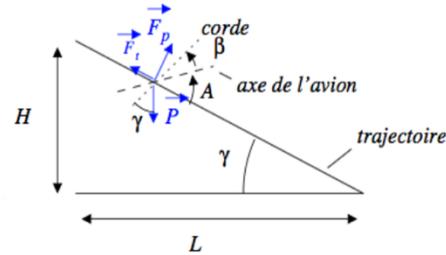
Q11 - La vitesse de 330 km.h^{-1} ne respecte pas le critère de sécurité ($< 250 \text{ km.h}^{-1}$).

L'utilisation des volets permet une plus forte cabine avec un angle d'incidence max. + élevé et produit un effet + élevé sur la portance max $C_y(\alpha_{lim})$ (facteur 2 environ).

Avec les volets $C_y(\alpha_{lim}) \approx 3,2 \rightarrow v_{min}(\text{volets}) = 230 \text{ km.h}^{-1}$
Les critère de sécurité est respectés.

I-C-Vol plané / $\vec{F} = \vec{0}$!

Q12 - le mvf est rectiligne et uniforme $\rightarrow \vec{E} \vec{F} = \vec{0}$ (hypothèse) mais en descente!



L'assiette A et l'orientation de la corde de l'avion n'interviennent plus dans la définition de la finesse, et dans l'analyse du vol plané!

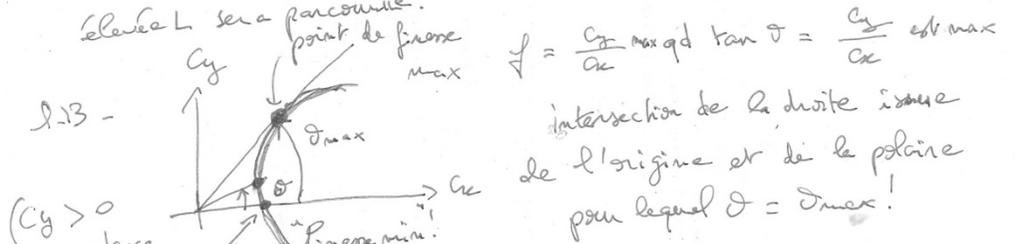
$\frac{S_{max}}{S_{ref}}: mg \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_y$
 $\frac{S_{max}}{S_{ref}}: mg \sin \gamma = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x$

$\tan \gamma = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{f} = \frac{H}{L}$

$f = \frac{C_y}{C_x} = \frac{L}{H}$

La finesse correspond à la distance parcourue L!

↳ Pour un v dérivé H, avec \uparrow finesse élevée, une distance élevée L sera parcourue.



($C_y > 0$ pour portance vers le haut) point de finesse min!

Q14 - Par lecture graphique $f_{max} \approx \frac{1,2}{0,025} = 48$
(c'est élevé!)

Q15 - $L_{max} = f_{max} H = 1000 \times 48 = 48 \text{ km}$ pour \uparrow hauteur de chute de car prof: lée

Q16 - le fuselage participe certainement 1 km \rightarrow marge de sécurité!
davantage à la traînée qu'à la portance $\rightarrow C_x$ et C_y variable (ailes = portance) donc $f \downarrow$.

