

CORRIGE

Ces éléments de correction n'ont qu'une valeur indicative. Ils ne peuvent en aucun cas engager la responsabilité des autorités académiques, chaque jury est souverain.

CORRIGE TYPE

MÉCANIQUE DES FLUIDES

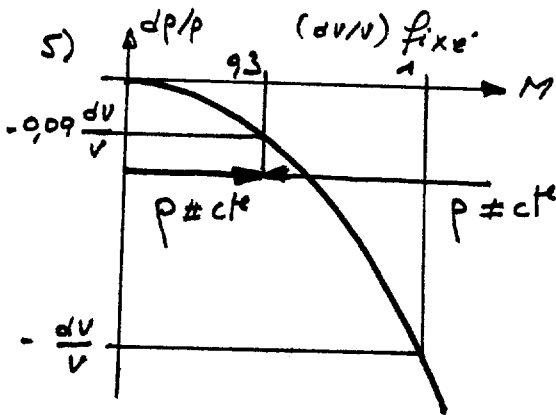
1) $\rho = \frac{p}{rT} = \frac{53896}{287 \cdot 255,5} \Rightarrow \underline{\rho_e \# 0,735 \text{ kg/m}^3} \rightarrow \delta = 0,6$

2) $\frac{p_e}{p_0} = \frac{20 - z}{20 + z} = \delta \Rightarrow z = \frac{20(1 - \delta)}{1 + \delta} \Rightarrow \underline{z \# 5 \text{ km}}$
 ou $T_e = T_0 - 6,5 z \Rightarrow z = \frac{T_0 - T_e}{6,5} \Rightarrow \underline{z \# 5 \text{ km}}$ } OK

3) si $p \neq c^te$ alors Bernoulli acceptable

$\Rightarrow p_A + \frac{1}{2} \rho_2 v^2 = c^te = P_T \Rightarrow v = \sqrt{\frac{2(P_T - p_e)}{\rho_e}} = \left[\frac{2(63932 - 53896)}{0,735} \right]^{1/2}$
 $\Rightarrow \underline{v \# 165,3 \text{ m/s}}$

4) $M = \frac{v}{a} = \frac{v}{(\gamma r T)^{1/2}} \# \frac{165,3}{\sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 255,5}} \Rightarrow \underline{M \# 0,516}$



$M = 0,3 \Rightarrow \frac{dp}{p} = -0,09 \frac{dv}{v} \approx -0,1 \frac{dv}{v}$
 en admettant $\Delta v = dv$ (Δv faible)
 $\Delta p = dp$ (Δp faible)

alors pour $\Delta \frac{dv}{v}$ cherché égal à 10%

il faut que la masse volumique varie de 1% encore acceptable dans les liquides OK

Pour $M=1 \Rightarrow \frac{dp}{p} = -\frac{dv}{v}$

si $\frac{\Delta v}{v}$ cherché = 10% alors la masse volumique doit pouvoir varier de 10% : impossible dans les liquides

6) $M \# 0,516 > 0,3 \Rightarrow$ écoulement COMPRESSIBLE

7) $\frac{P_i}{P_A} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{1/(\gamma-1)} \Rightarrow M = \left\{ \left[\left(\frac{P_i}{P_A} \right)^{1/3,5} - 1 \right] \cdot 5 \right\}^{1/2} \underline{M \# 0,5}$

8) Hypothèse $\Rightarrow T_i = c^te = T_A (1 + 0,2 \cdot M^2) \Rightarrow \underline{T_i \# 268,3 \text{ K}}$

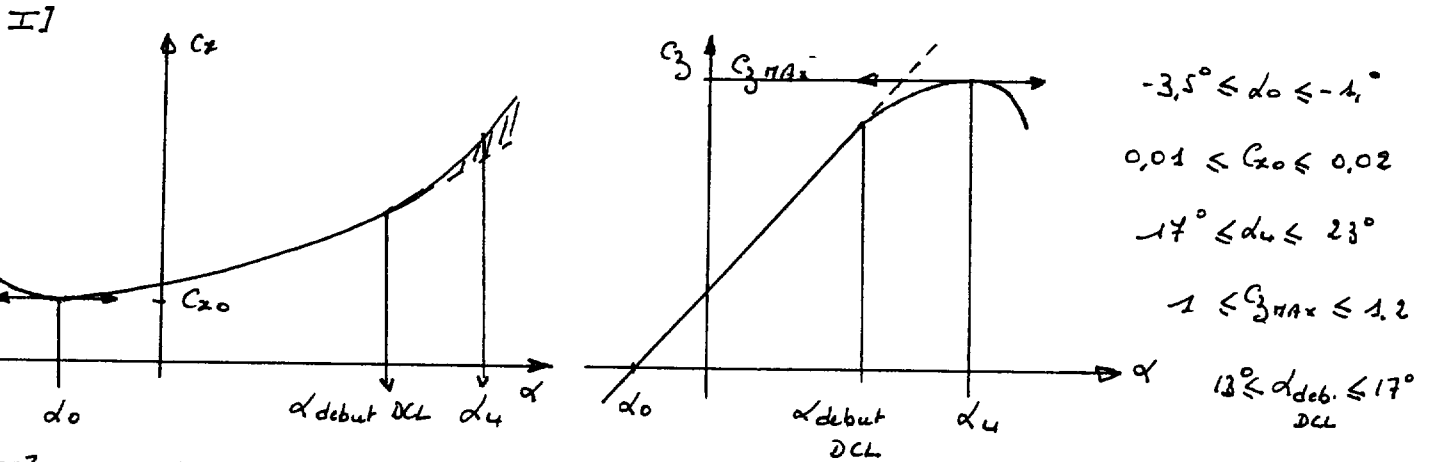
9) $\rho_i = P_i / (r T_i) = 63932 / (287 \cdot 268,3) \Rightarrow \underline{\rho_i \# 0,830 \text{ kg/m}^3}$

10) Oui l'écoulement EST compressible -

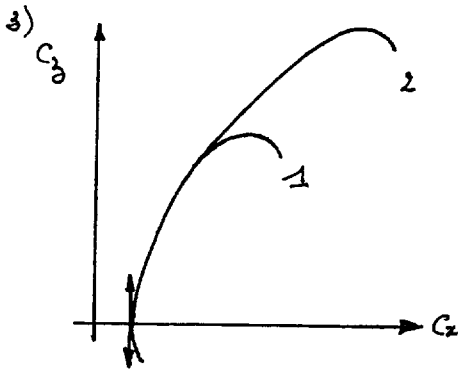
?

CORRIGÉ TYPE

AÉRODYNAMIQUE



- II] 1) Existence d'une fente convergente entre l'extrados et l'intrados qui par soufflage tangent à la paroi soufflée permet de réaliser un contrôle de couche limite
- 2) Le volet de courbure simple provoque un décollement prématuré de la couche limite; inconvénient auquel remédie le volet FOWLER par effet de soufflage \Rightarrow \nearrow de l'énergie de la CL \Rightarrow possibilité de réajuster α_4



- 1): volet de courbure simple
 2): volet de courbure simple à fente

- III] : 1) Aerofreins: $\nearrow C_x$ $\Rightarrow C_z = c_l^2$; Spoilers: $\downarrow C_z$ et $\nearrow C_x$
- 2) AF: \downarrow Vitesse; \nearrow performances de descente; "compenser l'inertie réacteurs"
- SP: \Rightarrow prin: idem AF mais interdiction de braquage à faibles vitesses car $\downarrow C_{zmax} \Rightarrow \nearrow V_{stall}$.

- IV] Me: valeur du Mach général tel que le 1^{er} M local ≈ 1 apparaisse sur le profil
- ML: " " " la 1^{ère} onde de choc " " " "
- Fèche voilure: angle compris entre l'axe de tangage et la ligne des 25%
- Diedre voilure: " " " " et le plan moyen de l'aile
- Centre de poussée: point d'application de la résultante aérodynamique sur la corde de référence (point E)
- Foyer: point noté F sur la corde de référence par rapport auquel le coefficient de moment de tangage de la résultante est égale à une constante (égale à C_{m0}) quel que soit l'incidence
- Décollement de couche limite: lorsque la couche limite n'adhère plus à la paroi.

CORRIGE TYPE

MECANIQUE DU VOL

A] I -

1) $E.V = \left(\frac{2mg}{\rho_0 \cdot S \cdot C_g} \right)^{1/2}$ à m, S et $\alpha \Rightarrow C_g$ donnés $E.V = C_t^2 \quad \forall \alpha$

$E.V = V \cdot \sqrt{S} \Rightarrow V = \frac{E.V}{\sqrt{S}}$ si $z \nearrow$ alors $S \downarrow$ et $V \nearrow$

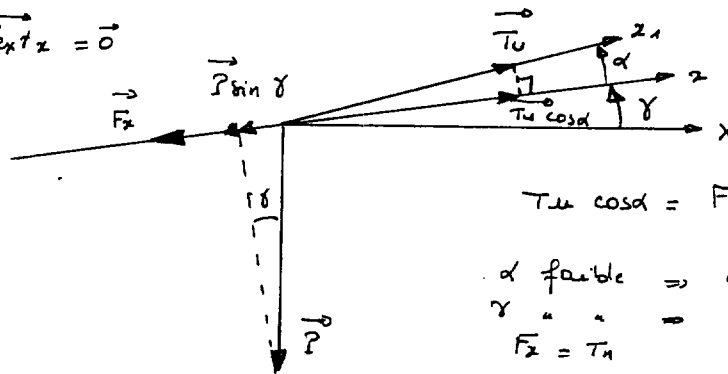
2) $T_n = \frac{P}{f}$ à $m = C_t^2 \quad P = C_t^2$ (with $\delta = C_t^2 \quad \forall z$)
 $d = C_t^2 \Rightarrow f \neq C_t^2$ } $T_n \alpha = C_t^2 \quad \forall z$

$W_n = T_n \cdot V = P \cdot \frac{C_z}{C_g} \cdot \sqrt{\frac{2P}{\rho_0 \cdot S \cdot C_g}} = \frac{k}{\sqrt{S}}$ à m, S et d donnés

si $z \nearrow$ alors $S \downarrow$ et $W_n \nearrow$

A] II.

1) $\Sigma F_{ext,z} = 0$



$T_u \cos \alpha = F_x + P \sin \gamma$

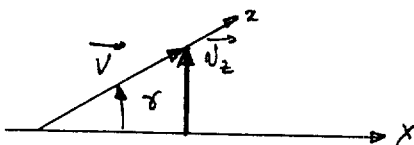
α faible $\Rightarrow \cos \alpha \approx 1$

γ " " $\Rightarrow P \sin \gamma \approx \gamma \text{ rad}$

$F_x = T_n$

$\Rightarrow T_u = T_n + P \gamma$

2)



$N_z = V \cdot \sin \gamma$
 γ faibles } $\Rightarrow N_z = V \cdot \gamma \text{ rad}$

B] I -

1) $F_z = P = mg = \frac{1}{2} \rho_z \cdot S \cdot V^2 \cdot C_g \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_z \cdot S \cdot C_g}} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} V_1 \neq 182,6 \text{ m/s} \\ V_2 \neq 240,3 \text{ m/s} \end{array} \right.$

$V_1 \neq 182,6 \cdot \frac{3600}{1852} \Rightarrow V_1 \neq 355 \text{ km/h}$ même technique $\Rightarrow V_2 \neq 467,1 \text{ km/h}$

2) Poiler $\Rightarrow T_u = T_n = \frac{P}{f}$ et $f = \frac{C_z}{C_x} = \frac{C_z}{0,012 + 0,052 \cdot C_g^2}$

d'où $f_1 \neq 20 \Rightarrow T_{u1} \neq 60000 \text{ N}$

$f_2 \neq 17,32 \Rightarrow T_{u2} \neq 69284 \text{ N}$

\Rightarrow
 1/2.

CORRIGE TYPE

MECANIQUE DU VOL

$$3) t_{(h)} = \frac{Q}{Ch}$$

a)

$$Ch = C_{op} T_u \Rightarrow Ch_1 \approx 2400 \text{ kg/h} \quad Ch_2 \approx 2771,4 \text{ kg/h}$$

$$Ch_1 < Ch_2 \Rightarrow t_1 > t_2$$

$$b) D_{(Nm)} = \frac{Q}{Cd}$$

$$Cd = \frac{Ch}{V_{(kt)}} \Rightarrow Cd_1 = 6,76 \text{ kg/Nm} \quad Cd_2 = 5,93 \text{ kg/Nm}$$

$$Cd_2 < Cd_1 \Rightarrow D_2 > D_1$$

$$BJ II - \text{ Rafale horizontale} \quad n \approx 1 + \frac{2u}{V} = 1 + \frac{2 \cdot 10 \cdot 3600}{200 \cdot 1852}$$

$$n \approx 1,194$$

$$(V \approx 102,9 \text{ m/s})$$

$$\text{Rafale verticale} \quad n = 1 + \frac{a p_z}{2} \cdot \frac{u \cdot V}{g \left(\frac{m}{s} \right)}$$

$$n = 1 + \frac{5,7 \cdot 1}{2} \cdot \frac{10 \cdot 102,9}{10 \left(\frac{100 \cdot 10^3}{300} \right)}$$

$$n \approx 1,880$$

?

CORRIGE TYPE

OPERATIONS AERIENNES

I] Performances au décollage

1) a) DAA : distance comprise depuis le lâcher des freins jusqu'à l'arrêt complet de l'avion en cas d'interruption du décollage ; essais réalisés avec et sans panne moteur à VEF puis :

$$DAA_{retenue} = \text{Sup} (DAA_{(N-1)} ; DAA_{(N)})$$

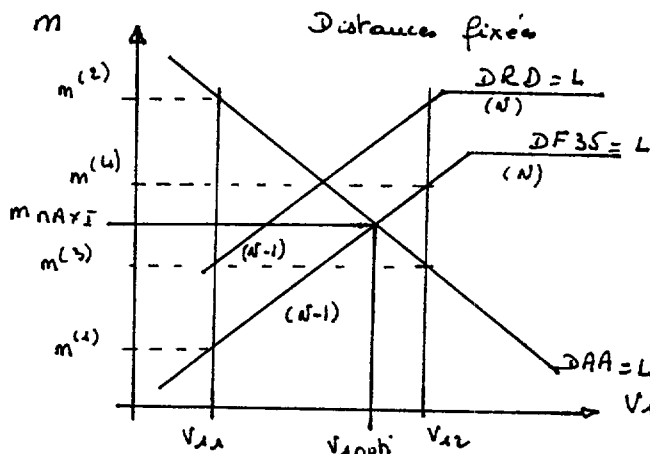
b) DF35 : distance comprise depuis le lâcher des freins jusqu'au passage des 35 ft ; essais réalisés avec et sans panne moteur à VEF puis :

$$DF35_{retenue} = \text{Sup} (DF35_{(N-1)} ; 1,15 DF35_{(N)})$$

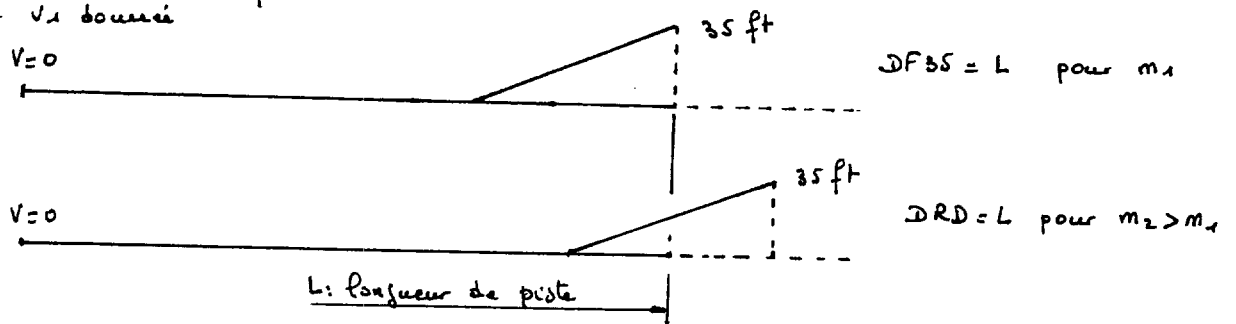
c) DRD : distance comprise depuis le lâcher des freins jusqu'au point équidistant du point où est atteint V_{LOF} et celui qui correspond aux 35ft ; essais réalisés avec et sans panne moteur à VEF puis :

$$DRD_{retenue} = \text{Sup} (DRD_{(N-1)} ; 1,15 DRD_{(N)})$$

2)



3) à une V_1 donnée



Puisqu'il n'y a pas de prolongement déjagé d'obstacle, les 35 ft devront être obtenus au plus "tard" à L ; d'où, dans ce cas présent une masse maxi égale à m_1 et non à m_2 .

La masse maxi au décollage est bien limitée par la notion de DF35

4) si $V_1 = V_{11}$ alors $m^{(1)}$ vérifie "juste" $DF35 = L$ et vérifie largement $DAA = L$

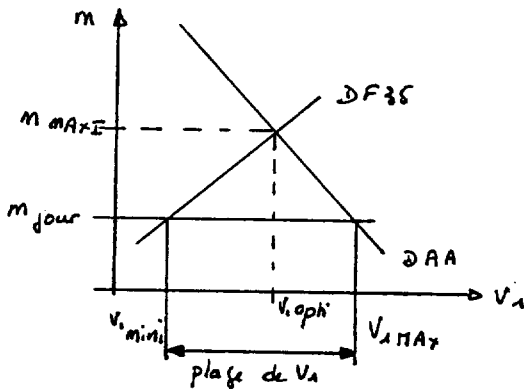
$m^{(2)}$ vérifie "juste" $DAA = L$ MAIS ne vérifie pas $DF35 = L$

\Rightarrow masse maxi = $m^{(1)}$ si $V_1 = V_{11}$

CORRIGE TYPE
OPERATIONS AERIENNES

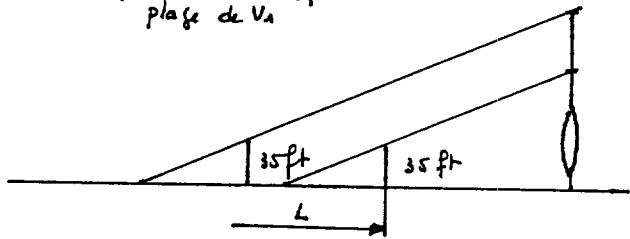
par la même approche : masse maxi = $m^{(3)}$ si $V_1 = V_{12}$

Pour une longueur de piste égale à L, la masse maximale au décollage est alors lue à l'intersection des courbes DAA et DF35 et obtenue pour $V_1 = V_{1\text{opt}}$ suite 4) + 5)



si $V_1 = V_{1\text{mini}}$ alors DF35 = L est vérifiée et l'arrêt sera obtenu avant le bout de piste \Rightarrow création d'une marge en accélération-arrêt
retenir $V_{1\text{mini}}$ lorsque les performances de freinage risquent d'être dégradées.

si $V_1 = V_{1\text{MAXI}}$ alors DAA = L est vérifiée et le passage de 35 ft sera obtenu avant l'extrémité de décollage; pour une même trajectoire après V_{LOF} , on remarque alors une augmentation de la marge de franchissement au dessus d'un obstacle éventuel



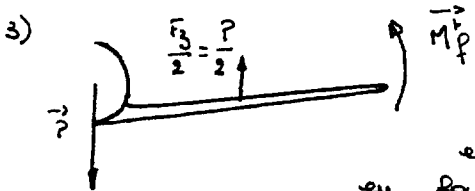
$\Rightarrow V_1 = V_{1\text{MAXI}}$ si obstacle dans la trajectoire d'envol.

II] Centrage

1) si G en arrière de la limite arrière \Rightarrow avion instable
avant \Rightarrow avion pas assez maniable.

2) si G recule alors $M_{F3/G} \downarrow \Rightarrow \downarrow M_{F3\text{Empennage}/G} \Leftrightarrow \downarrow F_{3E} \Rightarrow \downarrow F_{ZE}$
* $P + F_{3E}$ (généralement de porteur) $\downarrow \Rightarrow F_Z \downarrow \Rightarrow \left. \begin{matrix} F_Z \downarrow \\ F_{ZE} \downarrow \end{matrix} \right\} \Rightarrow F_{Z\text{Totale}} \downarrow$

\Rightarrow possibilité de voler + vite et /ou + haut \Rightarrow \downarrow consommations -



pour éviter la rupture, la masse sans carburant est limitée à une valeur maximale (MZFW) afin de $\downarrow M_p$, le carburant doit être placé d'abord en extrémité de voilure et le remplissage sera effectué, en fonction des besoins, vers l'intérieur.

4) si le protocole de remplissage n'est pas respecté, alors, pour la même masse, le moment fléchissant sera $>$ à celui calculé \Rightarrow risque de rupture

tout carburant situé dans le réservoir de fuselage (par exemple) volera non plein vient en tout ou partie (selon le degré de remplissage volé) soit en augmentation de la masse de base soit en réduction du MZFW, avec $C_{OMAX} = MZFW - m_b$ il apparaît alors une diminution de la charge offerte maximale.

?