

# 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

MECANIQUE DES FLUIDES

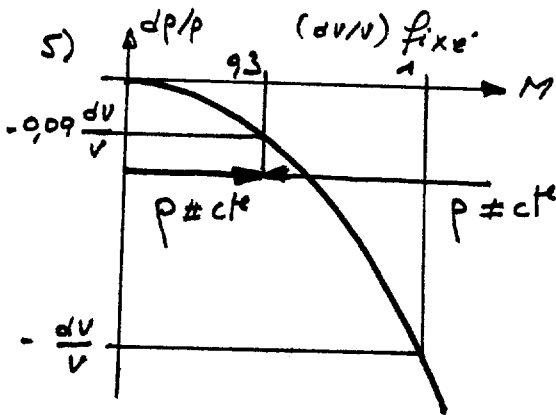
1)  $\rho = \frac{p}{rT} = \frac{53896}{287 \cdot 255,5} \Rightarrow \underline{\rho \# 0,735 \text{ kg/m}^3} \rightarrow \delta = 0,6$

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

3) si  $p \# ct^e$  alors Bernoulli acceptable

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

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  $\Delta v = dv$  ( $\Delta v$  faible)  
 $\Delta p = dp$  ( $\Delta p$  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  $\Rightarrow T_i = ct^e = T_A (1 + 0,2 \cdot M^2) \Rightarrow \underline{T_i \# 268,3 \text{ K}}$

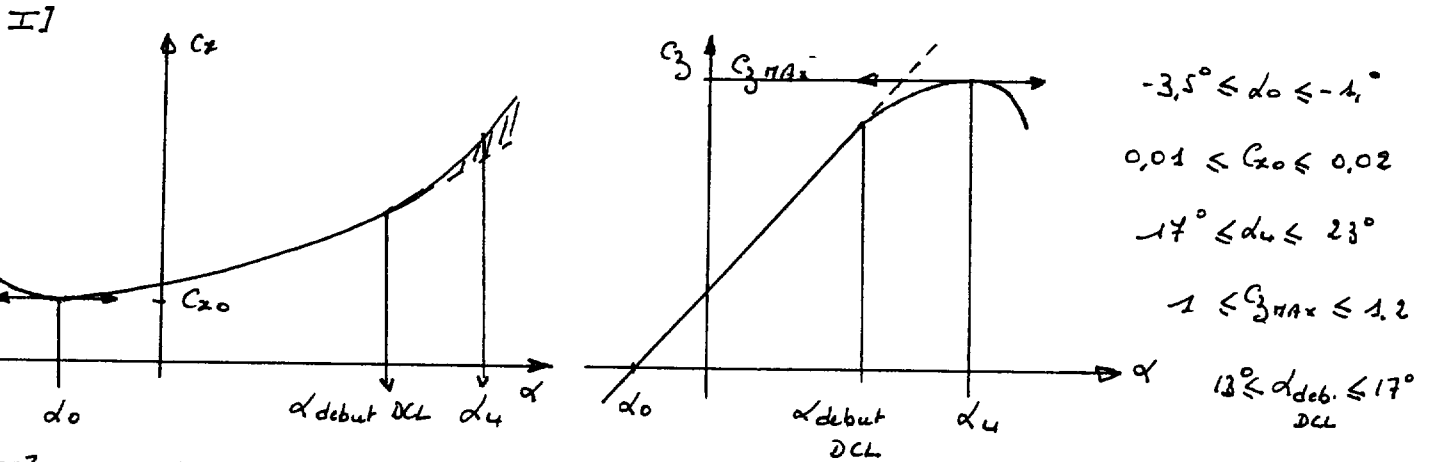
9)  $\rho_i = P_i / (r T_i) = 63932 / (287 \cdot 268,3) \Rightarrow \underline{\rho_i \# 0,830 \text{ kg/m}^3}$

10) Oui l'écoulement EST compressible -

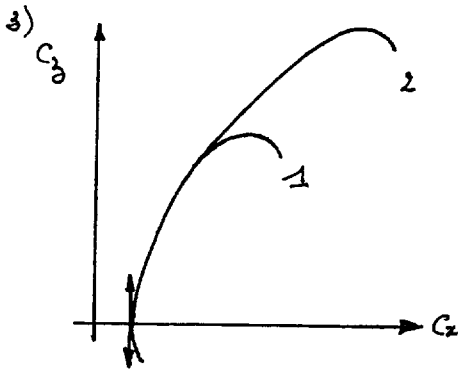
?

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 une 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 réaugmenter  $\alpha_4$ .



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

- III] : 1) Aerofrein:  $\nearrow C_x$   $\Rightarrow C_z = c \cdot C_x^2$ ; 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  $\downarrow C_{z_{max}} \Rightarrow \nearrow V_{stall}$ .

- IV] Me: valeur du Mach général tel que le 1<sup>er</sup> M local  $\approx 1$  apparaisse sur le profil
- ML: " " " la 1<sup>ère</sup> onde de choc " " " "
- Ftèche 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.

?

2/6

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  $E.V = C \cdot \alpha$

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

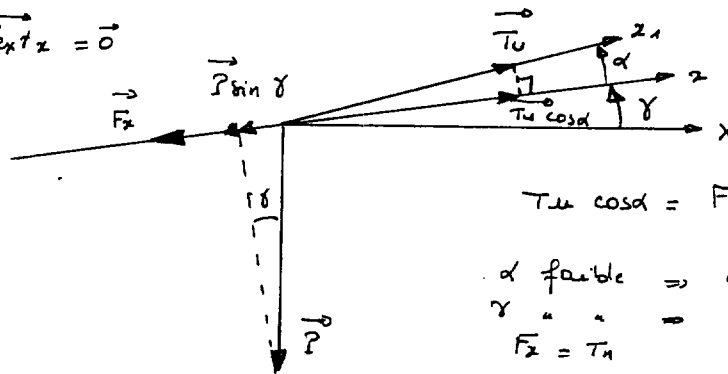
2)  $T_n = \frac{P}{f}$  à  $m = C \cdot f$   $P = C \cdot f^2$  (with  $\delta = C \cdot f \cdot V \cdot z$ )  
 $d = C \cdot f \Rightarrow f \neq C \cdot f$  }  $T_n \alpha = C \cdot f^2 \cdot V \cdot z$

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

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

A] II -

1)  $\sum \vec{F}_{ext,z} = \vec{0}$



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

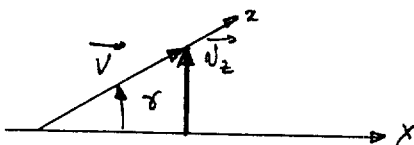
$\alpha$  faible  $\Rightarrow \cos \alpha \approx 1$

$\gamma$  " "  $\Rightarrow P \sin \gamma \approx \gamma$  rad

$F_x = T_n$

$\Rightarrow T_u = T_n + P \gamma$

2)



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

B] I -

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

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

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

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

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

$\Rightarrow$   
 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 :

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

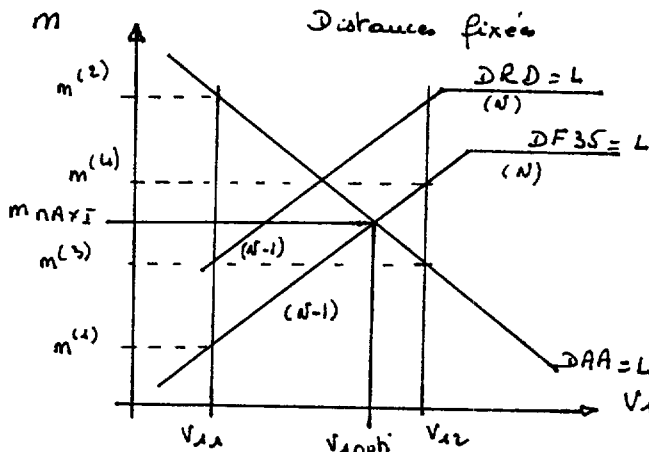
b) DF35 : distance comprise depuis le lâcher des freins jusqu'au passage des 35 ft ; essais réalisés avec et sans panne moteur à VEF puis :

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

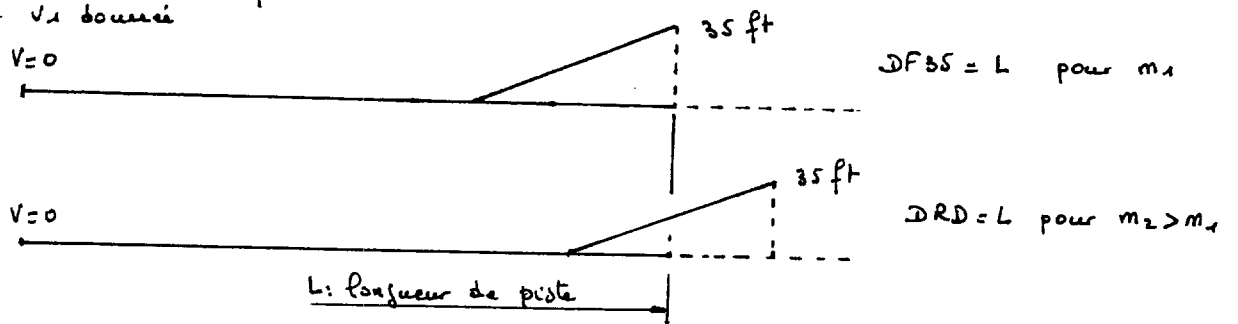
c) DRD : distance comprise depuis le lâcher des freins jusqu'au point équidistant du point où est atteint  $V_{LOF}$  et celui qui correspond aux 35 ft ; essais réalisés avec et sans panne moteur à VEF puis :

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

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  $DAA = L$

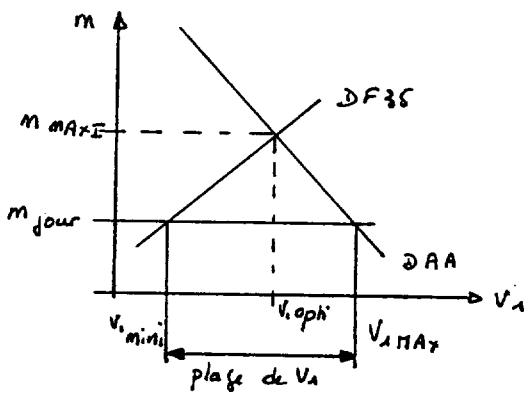
$m^{(2)}$  vérifie "juste"  $DAA = L$  MAIS ne vérifie pas  $DF35 = L$

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

CORRIGE TYPE  
OPERATIONS AERIENNES

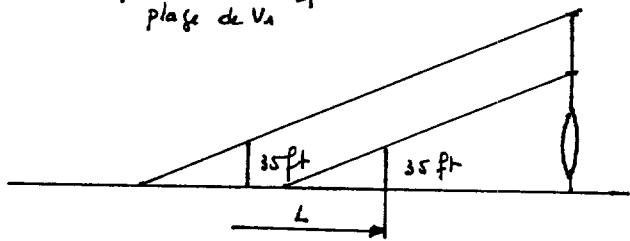
par la même approche : masse maxi =  $m^{(3)}$  si  $V_1 = V_{12}$

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



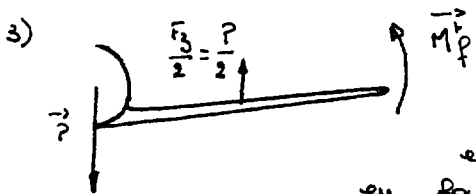
$\Rightarrow V_1 = V_{1\text{MAXI}}$  si obstacle dans la trajectoire d'envol.

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  $M_{F3/G} \downarrow \Rightarrow M_{F3\text{Empmax}/G} \downarrow \Leftrightarrow F_{3E} \downarrow \Rightarrow F_{ZE} \downarrow$   
\*  $P + F_{3E}$  (généralement de porteur)  $\downarrow \Rightarrow F_Z \downarrow \Rightarrow F_{ZE} \downarrow \Rightarrow F_{Z\text{Totale}} \downarrow$

$\Rightarrow$  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 volure) 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.

?