

# 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.**

# BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR

## MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES

SESSION 2008

EPREUVE E5 :

TECHNOLOGIE, MATHEMATIQUES, AERODYNAMIQUE

SOUS EPREUVE :

AERODYNAMIQUE, MECANIQUE DES FLUIDES  
MECANIQUE DU VOL ET TECHNIQUE DU VOL (U52)

### CORRIGE TYPE

**1<sup>ère</sup> partie : Mécanique des fluides**

**A : 2,5 points**

**B : 2,5 points**

**2<sup>ème</sup> partie : Aérodynamique**

**1 : 2 points**

**2 : 2 points**

**3 : 1 point**

**3<sup>ème</sup> partie : Mécanique du vol**

**Phase montée : 1 point**

**Phase croisière : 1,5 points**

**Phase descente : 1,5 points**

**Virage : 1 point**

**4<sup>ème</sup> partie : Techniques d'utilisation**

**A : 2,5 points**

**B : 2,5 points**

A 1-  $p$ : pression statique du fluide; en Pa

$\rho$ : masse volumique du fluide; en  $\frac{kg}{m^3}$  (supposé constante)

$V$ : vitesse de l'écoulement; en m/s

$g$ : accélération de la pesanteur; en  $m/s^2$

$Z$ : hauteur (Altitude, cote); en m

A 2 la constante étant égale à la pression totale; en Pa

A 3 le théorème de Bernoulli, sous cette forme, n'est utilisable que pour les fluides INcompressibles ( $\rho$  constante ou peu différente d'une constante)

A 4.1  $[h_n] = \left[ \frac{P}{\omega} \right] = \left[ \frac{P}{\rho g} \right]$  avec, au dénominateur: " $kg \cdot g$ "  $\rightarrow$  masse  $\times g$  = Poids, en N  
 et vient  $\left[ \frac{P}{\omega} \right] = [h_n]$  en  $\frac{J}{N}$ : travail par unité de poids

$\left[ \frac{P}{\rho} \right] = [rT] = \left[ \frac{J}{kg} \right]$

A 4.2 si  $h_n > 0$  alors  $\left[ \frac{p_2}{\omega} + \frac{V_2^2}{2g} + Z_2 \right] - \left[ \frac{p_1}{\omega} + \frac{V_1^2}{2g} + Z_1 \right] > 0$

$\Rightarrow \left[ \begin{array}{l} \text{énergie totale du} \\ \text{fluide en sortie} \\ \text{machine} \end{array} \right] > \left[ \begin{array}{l} \text{énergie totale du} \\ \text{fluide en entrée machine} \end{array} \right]$

il s'agit alors d'une machine motrice (compresseur par exemple)

A 5.1  $J_{12}$  représente la perte de charge entre les points 1 et 2

A 5.2 par comparaison des termes  $\rho g Z$  et  $\rho g J$ , il apparaît que  $J_{12}$  s'exprime en m.

B.1  $Me = \frac{V_e}{a_e} = \frac{V_e}{\sqrt{\gamma r T_e}} \Rightarrow Me \approx 0,359$

B.2  $T_i = T_e [1 + 0,2 \cdot Me^2] \Rightarrow T_i \approx 400 K$  (ou  $T_i = T_e + \frac{V_e^2}{2 \cdot C_p}$ )

B.3 Écoulement sans machine et système parfaitement calorifugé  $\Rightarrow$  énergie totale du fluide donc sa température totale - ou génératrice - reste constante

B.4  $Me = \sqrt{\left( \frac{T_i}{T_e} - 1 \right) \cdot 5} = 1$

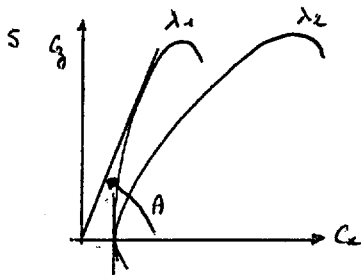
B.5 d'entrée du convergent étant subsonique, le Mach maxi au col est égal à 1. la valeur trouvée précédemment représente alors le maximum possible au col.

- 1.1  $C_{m_0} < 0 \Rightarrow$  profil à simple courbure (ou à double courbure inverse)
- 2 A l'équilibre, la somme des moments par rapport à G doit être nulle  

$$\Rightarrow \vec{M}_{F_z/G} + \vec{M}_{F_x/G} + \vec{M}_{F_y/G} = \vec{0} \quad M_{z/G} = \frac{1}{2} \rho S V^2 l C_{m_G} = 0 \quad \text{SSI } C_{m_G} = 0 \Rightarrow \text{point A}$$
- 3  $\alpha_0$ :  $\alpha$  de  $F_z = 0$  et de  $C_{m_0}$
- 4  $\alpha_A < \alpha_0 \Rightarrow C_z < 0 \Rightarrow F_z$  orientée vers le bas
- 5 A partir du point A, soit une tendance positive  $\Rightarrow$  à l'augmentation d'incidence,  $C_m$  devient négatif  $\Rightarrow$  piqueur : à la diminution d'incidence, la réponse étant de signe opposé à la tendance, l'équilibre est naturellement stable.
- 6 Maintenir la pente négative (critère de stabilité) et rendre l'incidence d'équilibre acceptable en décalant la courbe vers le haut de telle sorte que  $C_{m_0}$  devienne  $> 0$   
 $\Rightarrow$  utiliser des profils double courbure ou simple courbure inverse

## 2 Allongement

- 1, 2 même profil  $\Rightarrow$  mêmes performances aérodynamiques  $\alpha_0$  et  $C_{z \max}$
- 3 plus les tourbillons marginaux sont importants et plus la perte d'énergie qu'ils génèrent est élevée et plus l'incidence doit être élevée pour obtenir la même coefficient de portance
- 4 d'après 3 :  $\lambda_1 > \lambda_2$



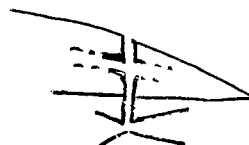
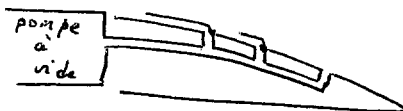
$$6 \quad f_{\pi A} = \lambda g \lambda ; \lambda \downarrow \Rightarrow A \downarrow \Rightarrow f_{\pi A} \downarrow$$

## 3 Couche limite

- 1 fine couche d'air s'écoulant au voisinage immédiat d'une paroi dans laquelle se manifestent les phénomènes de frottements et de viscosité.
- 2 la couche limite décolle lorsqu'elle n'adhère plus à la paroi

### 3 Aspiration artificielle

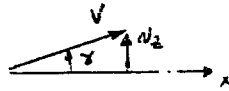
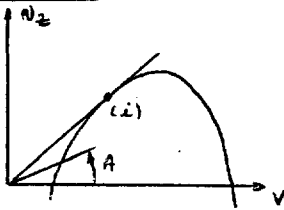
### Aspiration naturelle



- 4 - énergie nécessaire très élevée -  $\nearrow F_z$
- risque d'obturation dissymétrique
- difficulté de réalisation des revêtements travaillants

Phase montée

1; 2



$$\frac{N_2}{V} = \sin \gamma \approx \gamma_{rad} = \Delta g A$$

$$\gamma_{max} \text{ pour } A_{max} \quad (i)$$

$$\text{et } \gamma = \frac{T_u}{P} - \frac{1}{f} \text{ maxi pour } d_2 \text{ de } f_{max}$$

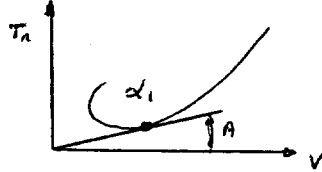
$$3 \quad \gamma_{max} = \frac{T_u}{P} - \frac{1}{f_{max}} ; C_x = 0,012 + 0,052 C_g^2 \Rightarrow f_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{0,012 \cdot 0,052}} \approx 20$$

$$\Rightarrow \gamma_{max} = \frac{150 \cdot 10^3}{150 \cdot 10^4} - \frac{1}{20} \Rightarrow \gamma_{max} = 0,05 \text{ rad} \rightarrow 5\%$$

$$N_2 = V \gamma \quad \text{et } V = \sqrt{\frac{2P}{\rho S C_g}} \quad C_g = \sqrt{\frac{a}{b}} \approx 0,48 \Rightarrow V \approx 147 \text{ m/s} \Rightarrow N_2 = 5,1 \text{ m/s} \approx 1040 \text{ ft/min}$$

Phase croisière

$$4 \quad C_d = \frac{C_h}{V} \stackrel{\gamma=0}{=} C_p \frac{T_u}{V}$$



$$\Rightarrow C_d = C_p \Delta g A \quad C_{dmin} \text{ pour } A_{min} \quad (\text{pt. } d_1)$$

$$5. \quad C_d = C_p \frac{T_u}{V} \text{ de la forme } k \frac{C_x}{C_g^{1/2}} \text{ et } \frac{C_x}{C_g^{1/2}} = a C_g^{-1/2} + b C_g^{3/2} = B(C_g)$$

$$C_{dmin} \rightarrow \frac{dB(C_g)}{dC_g} = -\frac{1}{2} a C_g^{-3/2} + \frac{3}{2} b C_g^{1/2} = 0 \text{ pour } a + 3b C_g^2 = 0 \Rightarrow \text{pour } C_g = \sqrt{\frac{a}{3b}}$$

$$6 \quad C_{g_{d1}} = \sqrt{\frac{0,012}{3 \cdot 0,052}} = 0,277 \rightarrow C_{x_{d1}} = 0,015 \rightarrow f_{u_{d1}} = 17,3$$

$$\Rightarrow V = 190 \text{ m/s} \approx 380 \text{ kt}$$

$$C_h = C_p \frac{P}{f} = 0,05 \cdot \frac{150 \cdot 10^4}{17,3} = 4625 \text{ kg/s} \Rightarrow C_d = 12,2 \frac{\text{kg}}{\text{NM}}$$

Phase descente

$$7 \quad T_u \neq 0 \rightarrow m \neq c^R \text{ et } EV = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_g}} = c^R \Rightarrow C_g = c^R \Rightarrow d = c^R$$

$$8 \quad V = \frac{EV}{\sqrt{S}} ; \text{ descente } \Rightarrow S \nearrow \Rightarrow V \text{ vraie } \downarrow$$

$$9 \quad \gamma' = \frac{1}{f} - \frac{T_u}{P} \Rightarrow \gamma'_{min} \text{ pour } d_2 \text{ de } f_{max}$$

Virage

$$10 \text{ si virage correct alors } n = \frac{1}{\cos \phi} = \frac{1}{\cos 30^\circ} \quad n_{correct} \approx 1,155$$

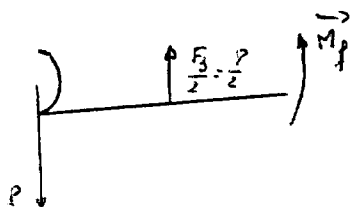
$$n_{real} > n_{correct} \Rightarrow \text{virage dérapé antérieur}$$

et  $n_{real} > n_{correct}$  causé par une force d'inertie centrifuge trop importante

$$F_c = \frac{mV^2}{R} \Rightarrow \begin{cases} \downarrow V \\ \text{et/ou} \\ \uparrow R \end{cases}$$

}

A 1

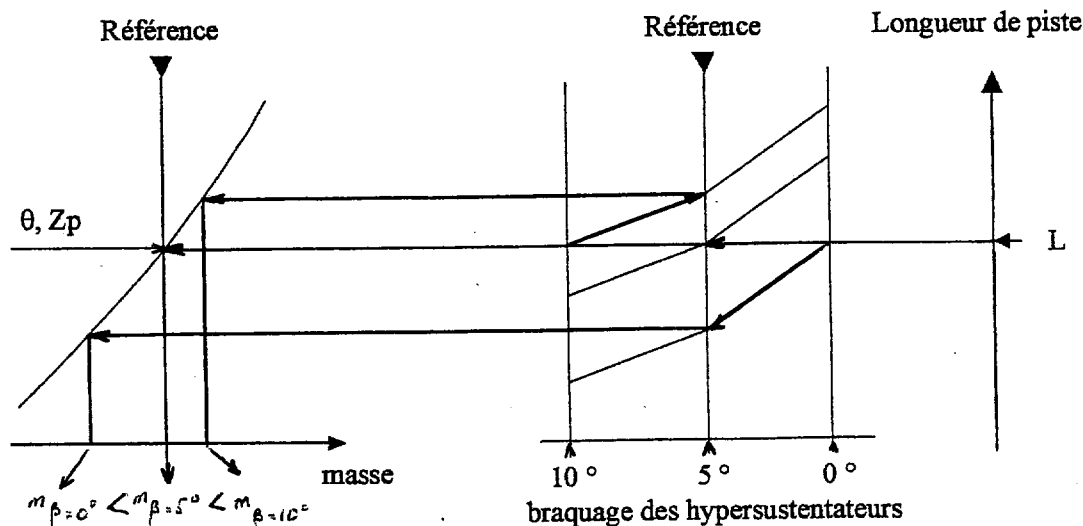
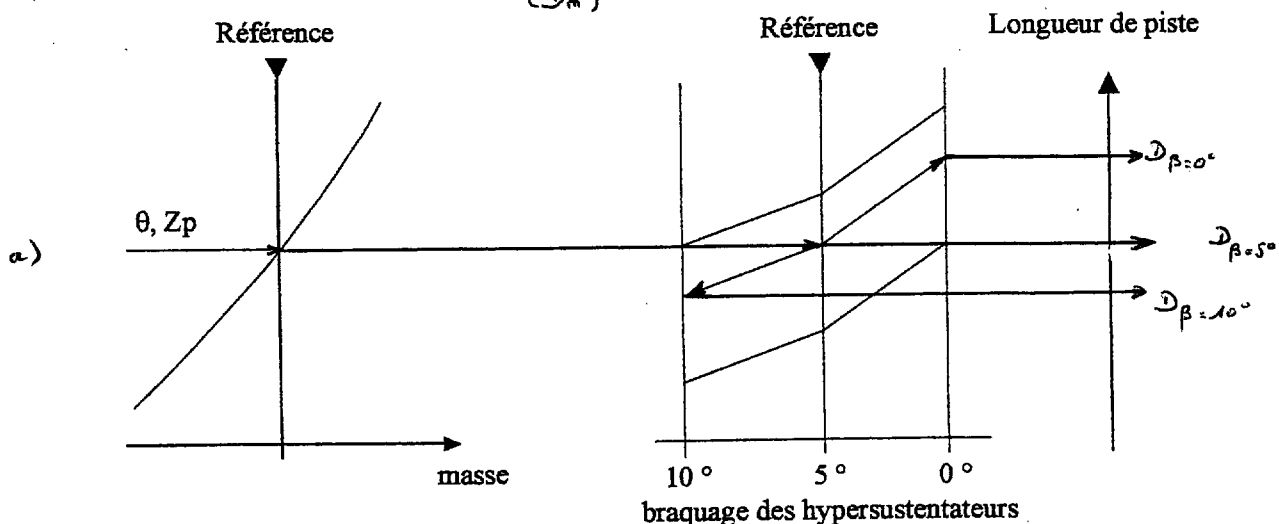


Les demi-portances n'étant pas appliquées à l'encastrement, elles génèrent un moment de flexion qui augmente si le poids augmente; afin d'éviter la rupture, on limite la masse sans carburant (dans la voilure) à une valeur maxi.

2. Afin que l'influence du carburant soit la plus élevée possible, il faut remplir les réservoirs des plus externes (bras de levier important) vers les internes (bras de levier faible)  $\Rightarrow$  1: externe / 2: central / 3: interne / 4: fuselage.
3. Les réacteurs suspendus sous voilure diminuent les moments fléchissants, et permettent alors d'augmenter la masse maximale sans carburant.
4. Le carburant transporté dans le fuselage doit, dans ce condition, être considéré comme charge transportée venant alors en réduction de la charge offerte maxi.

B. Limitations au décollage.

1.  $\beta \uparrow \Rightarrow \alpha_{max} \uparrow \Rightarrow V_s \downarrow \Rightarrow D \downarrow$  à max donné ou  $m \uparrow$  à distance donnée ( $m_D$ )



2.  $\theta \uparrow \Rightarrow \rho \downarrow \Rightarrow T_u \downarrow \Rightarrow D_m \uparrow \equiv m_D \downarrow$   
 $\frac{1}{2} \rho_0 V_{T10}^2 = \frac{1}{2} \rho V_{T10}^2 \Rightarrow \rho \downarrow \Rightarrow V_{T10} \uparrow \Rightarrow \dot{m} EV_{T10} \Rightarrow D_m \uparrow \equiv m_D \downarrow$   
 $T_u \downarrow \Rightarrow \gamma_m \downarrow \equiv m_r \downarrow$