Université de Rennes

Licence L2 - Mécanique des Fluides
$1^{\text{ère}}$ session 2023-2024 _ Durée : 1h30
Responsable : L. Blanchard
Documents interdits _ Calculatrice autorisée

---

1)
A 9 km d'altitude $g = 9.7789$ m.s^{-2} et $\rho = 0.46$ kg.m^{-3}

$$Mg = \frac{1}{2}\rho S C_z v^2 \quad \Longrightarrow \quad C_z = 0.8999$$

. . . . **[1]**

2) Le nombre de Reynolds relatif à l'écoulement autour des 2 profils d'aile :

$$\mathcal{R}_1 = 15.08\ 10^6 \quad ; \quad \mathcal{R}_2 = 5.91\ 10^6$$

. . . . **[1]**

3)
Pour le profil 1, NACA0018, à $\mathcal{R}_1 = 15.08\ 10^6$, $C_z = 0.9$ pour l'incidence $\alpha \approx 8°$.
Pour le profil 2, NACA0010, à $\mathcal{R}_2 = 5.91\ 10^6$, $C_z = 0.9$ pour l'incidence $\alpha \approx 8°$ également. . . . **[1.5]**

L'angle d'incidence doit être de l'ordre de 8.0° pour les profils le long de l'aile. Les ailes étant positionné par rapport au fuselage avec un angle d'incidence de 6° à 2.5°, il faut donc utiliser les volets sur les ailes pour augmenter le coefficient de portance. . . . . **[0.5]**

---

9 km d'altitude

4)
Pour le profil 1, NACA0018, à $\mathcal{R}_1 = 18.4\ 10^6$ et pour l'incidence $\alpha \approx 6°$, on a $C_z \approx 0.7 \pm 0.02$ et $C_x \approx 0.0065 \pm 0.0005$.
Pour le profil 2, NACA0010, à $\mathcal{R}_1 = 7.2\ 10^6$ et pour l'incidence $\alpha \approx 2.5°$, on a $C_z = 0.28 \pm 0.02$ et $C_x \approx 0.0052 \pm 0.0005$.
Les composantes de portance et de traînée par unité d'envergure pour chacun de ces 2 profils :

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y} = \frac{1}{2}\rho v^2 c(y) C_z(y) \quad ; \quad \frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}y} = \frac{1}{2}\rho v^2 c(y) C_x(y) \quad ; \quad p_{eAr} = \frac{1}{2}\rho v^2 = 2300 \text{ Pa}$$

y [m]	dP/dy (N/m)	dT/dy (N/m)
$y_1 = 1.3$	9692	90.0
$y_2 = 15.3$	1520	28.2

5) Avec seulement 2 points sur la courbe, on évalue l'aire sous la courbe par celle d'un trapèze. La portance des 2 ailes :

$$P = 2\frac{1}{2}\left(\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_1) + \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_2)\right)(y_2 - y_1) = 156.97 \text{ kN}$$

La traînée des 2 ailes :

$$T = 2\frac{1}{2}\left(\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_1) + \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_2)\right)(y_2 - y_1) = 1655 \text{ N}$$

La traînée du fuselage :

$$T_f = \frac{1}{2}\rho S_f C_{xf} v^2 = 4720 \text{ N}$$

La puissance perdue par ces traînées est :

$$\mathcal{P} = (T + T_f)v = 637.5 \text{ kW} = 871 \text{ ch}$$

La puissance d'un seul moteur étant 1200 ch, l'avion devrait pouvoir voler ainsi avec 1 seul des 4 moteurs en fonctionnement.

La masse de l'avion est alors :

$$\frac{P}{g} = 16052 \text{ kg}$$

soit légèrement moins que la masse à vide !

Pour pouvoir voler à 9 km d'altitude à la vitesse de $v = 360$ km/h, il faut utiliser les volets sur les ailes.

Pour pouvoir voler à 9 km d'altitude sans utiliser les volets sur les ailes, il faut avoir une vitesse supérieure à $v = 360$ km/h.

---

5 km d'altitude

4)

Pour le profil 1, NACA0018, à $\mathcal{R}_1 = 26.5\ 10^6$ et pour l'incidence $\alpha \approx 6°$, on a $C_z \approx 0.7 \pm 0.02$ et $C_x \approx 0.0065 \pm 0.0005$.

Pour le profil 2, NACA0010, à $\mathcal{R}_1 = 10.4\ 10^6$ et pour l'incidence $\alpha \approx 2.5°$, on a $C_z = 0.28 \pm 0.02$ et $C_x \approx 0.0052 \pm 0.0005$.

Les composantes de portance et de traînée par unité d'envergure pour chacun de ces 2 profils :

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y} = \frac{1}{2}\rho v^2 c(y) C_z(y) \quad ; \quad \frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}y} = \frac{1}{2}\rho v^2 c(y) C_x(y) \quad ; \quad p_{eAr} = \frac{1}{2}\rho v^2 = 3650 \text{ Pa}$$

y [m]	dP/dy (N/m)	dT/dy (N/m)
$y_1 = 1.3$	15 381	142.8
$y_2 = 15.3$	2 412	44.8

5) Avec seulement 2 points sur la courbe, on évalue l'aire sous la courbe par celle d'un trapèze. La portance des 2 ailes :

$$P = 2\frac{1}{2}\left(\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_1) + \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_2)\right)(y_2 - y_1) = 249.1 \text{ kN}$$

La traînée des 2 ailes :

$$T = 2\frac{1}{2}\left(\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_1) + \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_2)\right)(y_2 - y_1) = 2\,627 \text{ N}$$

La traînée du fuselage :

$$T_f = \frac{1}{2}\rho S_f C_{xf} v^2 = 7\,490 \text{ N}$$

La puissance perdue par ces traînées est :

$$\mathcal{P} = (T + T_f)v = 1012 \text{ kW} = 1382 \text{ ch}$$

La puissance maxi d'un seul moteur étant 1200 ch, l'avion devrait pouvoir voler ainsi avec 2 des 4 moteurs.

La masse de l'avion est alors :

$$\frac{P}{g} = 25\,441 \text{ kg}$$

soit légèrement plus que la masse en charge !

Pour pouvoir voler à 5 km d'altitude à la vitesse de $v = 360$ km/h, il faut utiliser les volets sur les ailes.

Pour pouvoir voler à 5 km d'altitude sans utiliser les volets sur les ailes, il faut avoir une vitesse inférieure à $v = 360$ km/h.

---

7 km d'altitude

4)

Pour le profil 1, NACA0018, à $\mathcal{R}_1 = 22.2\ 10^6$ et pour l'incidence $\alpha \approx 6°$, on a $C_z \approx 0.7 \pm 0.02$ et $C_x \approx 0.0065 \pm 0.0005$. .... **[1]**

Pour le profil 2, NACA0010, à $\mathcal{R}_2 = 8.7\ 10^6$ et pour l'incidence $\alpha \approx 2.5°$, on a $C_z = 0.28 \pm 0.02$ et $C_x \approx 0.0052 \pm 0.0005$. .... **[1]**

Les composantes de portance et de traînée par unité d'envergure pour chacun de ces 2 profils :

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y} = \frac{1}{2}\rho v^2 c(y) C_z(y) \quad ; \quad \frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}y} = \frac{1}{2}\rho v^2 c(y) C_x(y) \quad ; \quad p_{eAr} = \frac{1}{2}\rho v^2 = 2950 \text{ Pa}$$

y [m]	dP/dy (N/m)	dT/dy (N/m)
$y_1 = 1.3$	12 431	115.4
$y_2 = 15.3$	1 949	36.2

.... **[2]**

5) Avec seulement 2 points sur la courbe, on évalue l'aire sous la courbe par celle d'un trapèze. La portance des 2 ailes :

$$P = 2\frac{1}{2}\left(\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_1) + \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_2)\right)(y_2 - y_1) = 201.3 \text{ kN}$$

La traînée des 2 ailes :

$$T = 2\frac{1}{2}\left(\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_1) + \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}y}(y_2)\right)(y_2 - y_1) = 2\,123 \text{ N}$$

La traînée du fuselage :

$$T_f = \frac{1}{2}\rho S_f C_{xf} v^2 = 6\,053 \text{ N}$$

La puissance perdue par ces traînées est :

$$\mathcal{P} = (T + T_f)v = 817.6 \text{ kW} = 1117 \text{ ch}$$

La puissance maxi d'un seul moteur étant 1200 ch, l'avion devrait pouvoir voler ainsi avec 1 seul des 4 moteurs en fonctionnement.

La masse de l'avion est (avec $g = 9.7851$ m.s^{-1}) alors :

$$\frac{P}{g} = 20\,575 \text{ kg}$$

comprise entre les masses à vide et en charge. .... **[5]**

Pour pouvoir voler à 7 km d'altitude à la vitesse de $v = 360$ km/h, il est inutile d'utiliser les volets sur les ailes.

6)

Le vol étant horizontal à vitesse constante, on peut écrire :

$$\begin{aligned} A &= T_f + T + T_2 + T_3 \\ Mg &= P + P_2 \\ aT_f + aT - cP_2 + dT_2 + hT_3 &= 0 \qquad (\text{Mt en } G) \end{aligned}$$

.... **[2]**

La troisième équation donne :

$$P_2 = \frac{1}{c}\left(aT_f + aT + dT_2 + hT_3\right) = 366 \text{ N}$$

.... **[1]**

La deuxième donne alors :

$$Mg = 200365 \text{ N}$$

.... **[1]**

Et la première :

$$A = 7300 \text{ N}$$

qui permet de calculer la puissance :

$$\mathcal{P} = Av = 730 \text{ kW} = 997 \text{ ch}$$

.... **[1]**

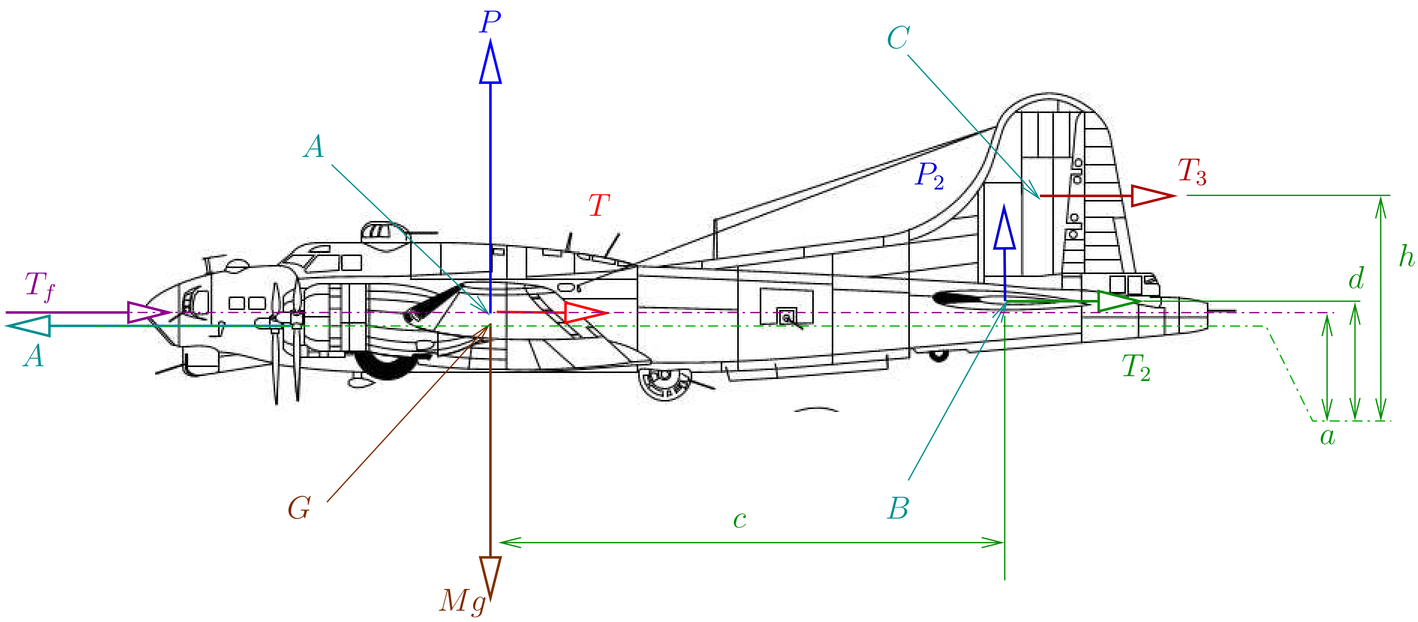

FIGURE 1 – Présentation des forces exercées sur le B-17.

.... **[2]**

L'équation du moment en B aurait donné :

$$Mgc - Pc - T_3(h-d) - Ad + (T_f + T)(d-a) = 0$$

NB : mon énoncé ne précisait pas clairement la position de la traînée du fuselage ... je n'ai pas pénalisé si T_f était appliqué en G.