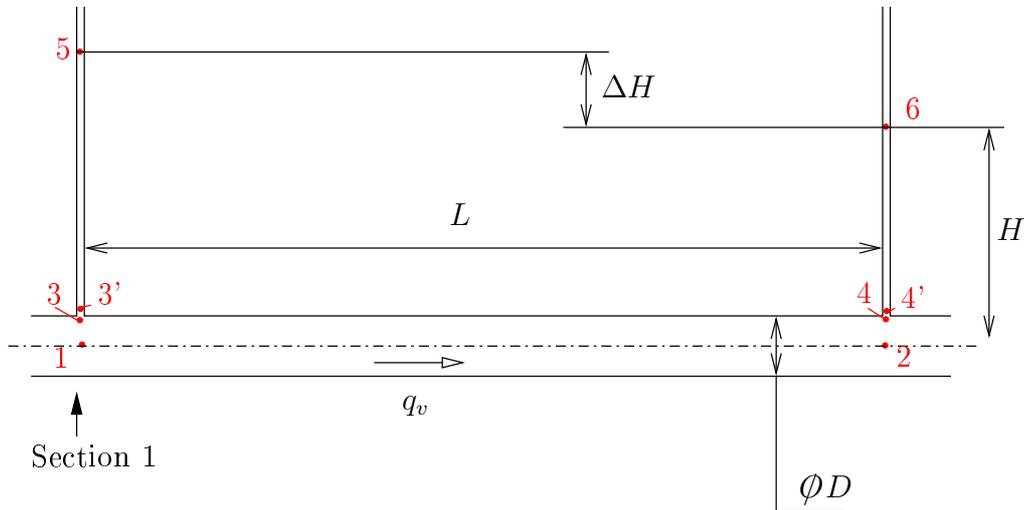


Exercice n°1 - Convergent brusque - 5 pts


1) La vitesse moyenne de l'écoulement est :

$$v = \frac{q_v}{S} = \frac{4q_v}{\pi D^2} = 0.995 \text{ m.s}^{-1}$$

..... [1]

2) On écrit Bernoulli sur le tube de courant horizontal 1-2 (où $z_1 = z_2$) :

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v^2 + \Delta X_r \implies p_1 - p_2 = \Delta X_r$$

L'écoulement est unidirectionnel dans la section 1 :

$$p_1 \approx p_3$$

Les points 3 et 3' sont infiniment voisins :

$$p_3 \approx p'_3$$

On écrit la statique des fluides sur 3'-5 :

$$p'_3 = p_5 + \rho g z_5 = p_a + \rho g z_5$$

De même l'écoulement est unidirectionnel dans la section 2 :

$$p_2 \approx p_4$$

Les points 4 et 4' sont infiniment voisins :

$$p_4 \approx p'_4$$

On écrit la statique des fluides sur 4'-6 :

$$p'_4 = p_6 + \rho g z_6 = p_a + \rho g z_6$$

Donc :

$$\Delta p = p_1 - p_2 = p'_3 - p'_4 = \rho g \Delta H = 1569.6 \text{ Pa}$$

Et le coefficient de perte de charge régulière est calculé à partir de la relation :

$$\Delta X_r = \lambda \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho v^2 \implies \lambda = 0.0338$$

..... [4]

Exercice n°2 - Spirit of St.Louis - 15 pts

1) La portance des ailes compense le poids de l'avion :

$$Mg = \frac{1}{2} \rho S C_z v^2 \implies C_z = 0.6151$$

..... [1]

2) $\mathcal{R} = \frac{vc}{\nu} = 6.068 \cdot 10^6$ [1]

3) Pour ce nombre de Reynolds et ce coefficient de portance, la polaire donne l'angle d'incidence : $\alpha \approx 2^\circ$. Les ailes étant positionné par rapport au fuselage avec un angle d'incidence de 2.1° donc identique, il est quasiment inutile d'utiliser les volets sur les ailes. [1]

4) Pour ce nombre de Reynolds, la polaire donne guère moins que $C_x = 0.0060$ [0.5]

5) Les traînées $T = \frac{1}{2} \rho S C_x v^2 = 222.8 \text{ N}$ sur les ailes et $T_f = \frac{1}{2} \rho S_f C_{xf} v^2 = 598.5 \text{ N}$ sur le fuselage soit globalement $T + T_f = 821.3 \text{ N}$ [1]

6) La puissance perdue par cette traînée sur l'ensemble de l'avion est :
 $\mathcal{P} = (T + T_f)v = 41.06 \text{ kW} = 56.1 \text{ ch}$
 Cette puissance doit être bien inférieure à celle du moteur ($56.1 \text{ ch} < 223 \text{ ch}$). [1]

7) La masse avec le réservoir chargé est 2330 kg. Les 1700 l de carburant du réservoir supplémentaire ont une masse de 1190 kg ($0.7 \cdot 1700$). Une fois ce réservoir vide, l'avion a une masse de 1140 kg.

La vitesse v est inchangée donc $T_f = 599 \text{ N}$ est inchangée.

On annonce que T est inchangée.

On va s'apercevoir que la portance P des ailes change pour les mêmes vitesse et altitude. Il faut donc changer le coefficient de portance des ailes, donc jouer avec les volets sur les ailes ce qui va changer également le coefficient de traînée des ailes donc changer la traînée T des ailes. Mais on ne considère pas de changement de valeur de T (pour simplifier).

Le **P.F.D.** (ou le **P.F.S.**) donne :

$$\begin{aligned} A &= T + T_f + T_2 \\ Mg &= P + P_2 \\ Mg\lambda - aT + dP_2 - bT_2 &= 0 \end{aligned}$$

On calcule :

$$T_2 = \frac{1}{2} \rho S_2 C_{x2} v^2 = 50 \text{ N}$$

L'équation de moment permet de calculer :

$$P_2 = \frac{aT + bT_2 - Mg\lambda}{d}$$

On peut alors comparer P_2 à T_2 pour s'assurer de la possibilité en calculant la finesse de l'empennage arrière :

$$f_2 = \frac{P_2}{T_2}$$

On calcule alors la portance des ailes :

$$P = Mg - P_2$$

La traction de l'hélice est :

$$A = T + T_f + T_2$$

On peut déterminer les coefficients de portance :

$$C_z = \frac{2P}{\rho S v^2} \quad ; \quad C_{z2} = \frac{2P_2}{\rho S_2 v^2}$$

Lorsque le réservoir supplémentaire est plein, il y a une déportance sur l'empennage arrière (qui empêche à l'avion de "piquer du nez") alors qu'il y a une très faible portance lorsqu'il est vide.

La question à laquelle vous avez échappé ...

8) Le calcul effectué dans la 1^{ère} question est pour une altitude donnée. Il aurait pu être effectué pour d'autres altitudes ...

h (km)	C_z	\mathcal{R}	α (°)	$C_x \approx$	T (N)	T_f (N)	\mathcal{P} (kW)	\mathcal{P} (ch)
0	0.504	7 100 000	1	0.0059	267	730	49.87	68.1
1	0.554	6 574 074	1.5	0.0060	247	664	45.68	62.3
2	0.615	6 068 376	2	0.0060	223	599	41.06	56.1
3	0.683	5 590 551	2.7	0.0058	194	539	36.62	50.0
4	0.750	5 144 928	3.4	0.0057	174	491	33.21	45.2
5	0.843	4 701 987	4	0.0058	154	437	29.57	40.4
6	0.932	4 303 030	5	0.0060	140	395	26.73	36.5

Les ailes étant positionnées par rapport au fuselage avec un angle d'incidence de 2.1°, il faut utiliser les volets sur les ailes pour $h \neq 2$ km. Pour $h > 2$ km, il faut augmenter C_z à l'aide des volets, ce qui va certainement augmenter le C_x des ailes donc la puissance \mathcal{P} nécessaire.

M	2330	1140	kg
Mg	22835	11173	N
λ	0.06	0	m
T	223	223	N
T_f	599	599	N
T_2	50	50	N
P_2	-220	+38	N
f_2	-4.4	+0.8	
P	23055	11135	N
A	872	872	N
C_z	0.6210	0.2999	
C_{z2}	-0.0440	+0.00768	

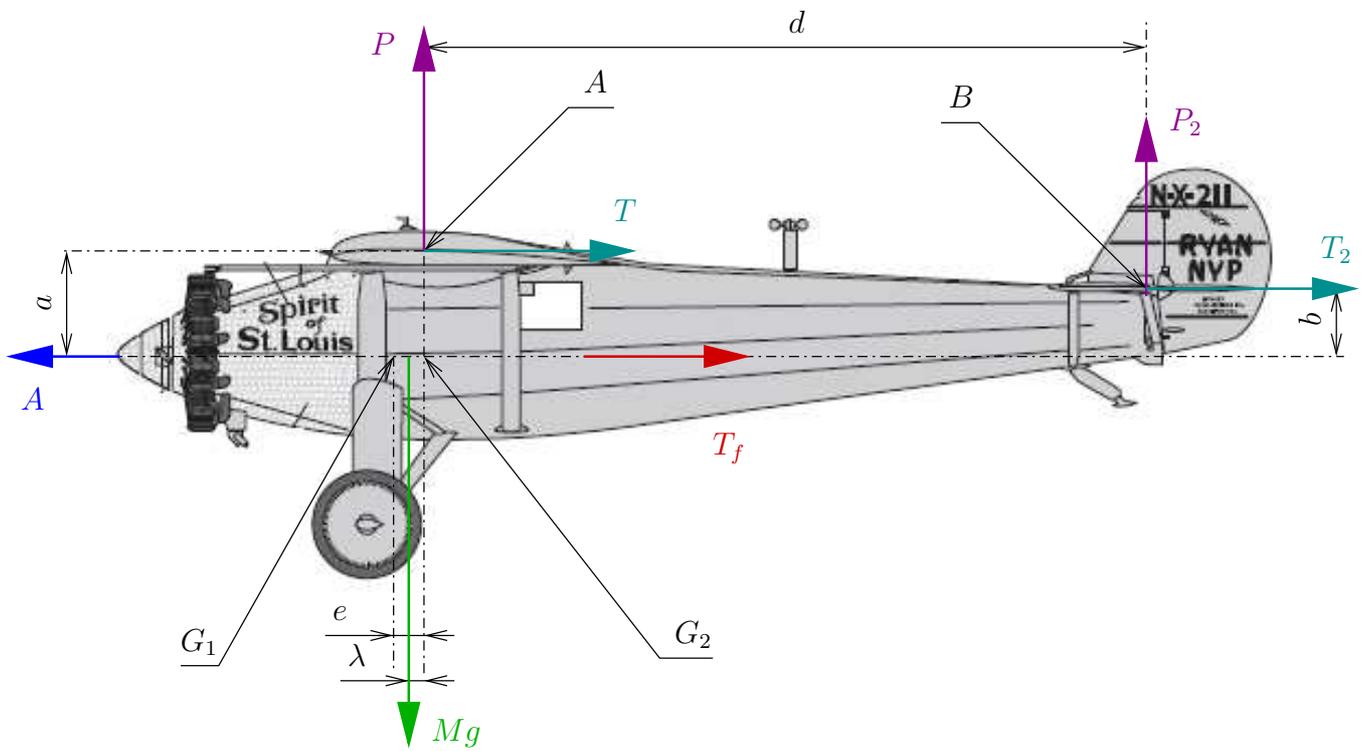


FIGURE 1 – Présentation des forces subies par l'avion.

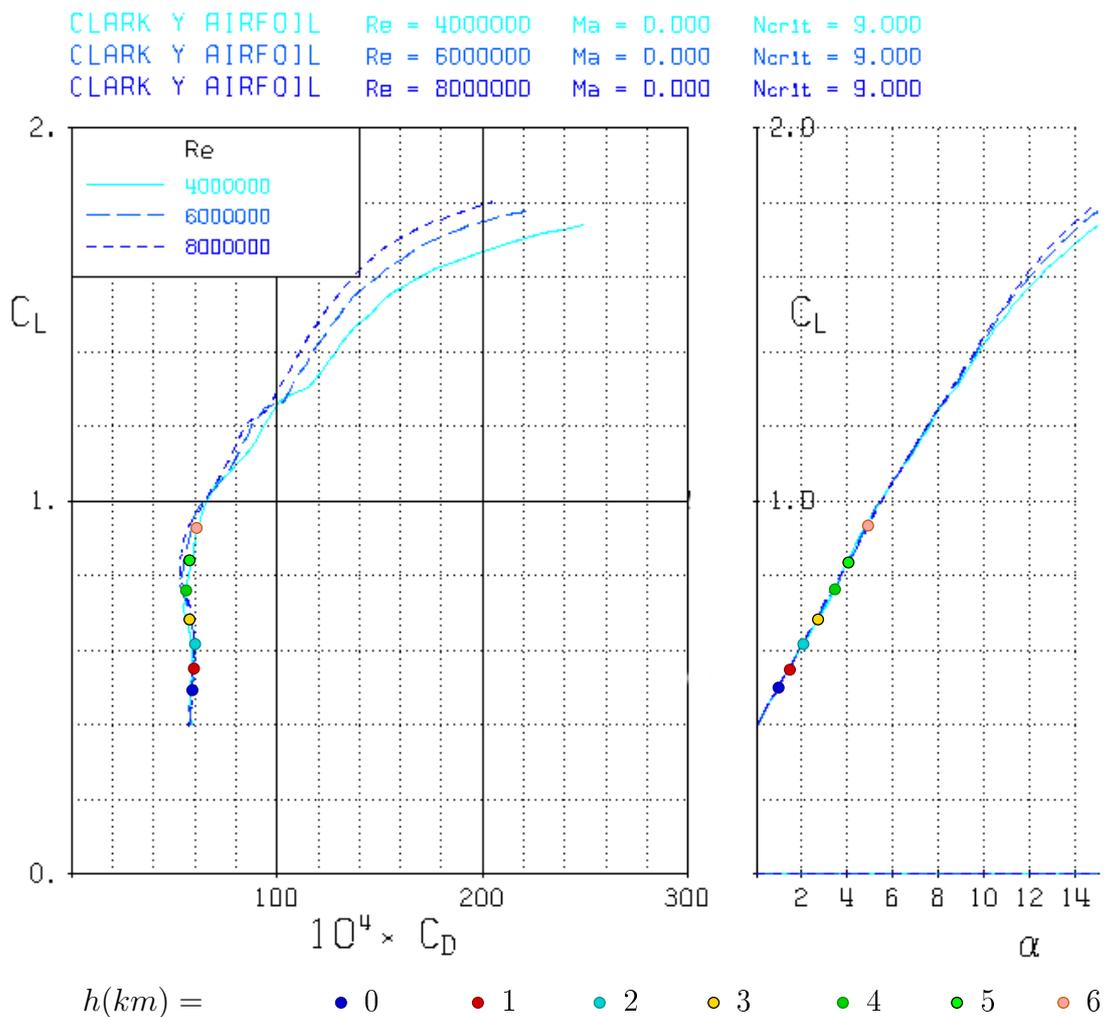


FIGURE 2 – Polaires.