

On donne :

- l'accélération de la pesanteur : $g = 9.81 \text{ m.s}^{-2}$;
- la pression atmosphérique : $p_a = 1.013 \text{ bar} = 101.3 \text{ kPa}$.

Exercice n°1 - Écoulement - 5 pts

De l'eau de masse volumique $\rho = 1000 \text{ kg.m}^{-3}$ circule (de façon permanente) avec un débit volumique $q_v = 12 \text{ l.mn}^{-1}$ dans une tuyauterie horizontale de diamètre $D = 16 \text{ mm}$ sur une longueur rectiligne de $L = 1.5 \text{ m}$ (cf FIG. 4).

Des prises de pression statique - qui débouchent à l'air libre - sont installées sur cette tuyauterie et permettent de relever la pression dans la tuyauterie à partir des hauteurs mesurées : On relève la différence de hauteur $\Delta H = 160 \text{ mm}$.

Les prises de pression sont percer à la même altitude que l'axe de la conduite comme le montre la vue d'une section (à droite sur la FIG. 4) ce qui n'est pas montré par l'autre vue de la même figure.

- 1) Calculez la vitesse moyenne dans la tuyauterie. [1]
- 2) Précisez les différents points sur la FIG. 4 (qui sera rendue) puis nommez et écrivez les équations reliant les caractéristiques de ces points.
Calculez la différence de pressions entre les 2 sections de l'écoulement.
Calculez la perte de charge régulière entre ces 2 sections.
Calculez le coefficient de perte de charge régulière. [4]

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

Le Spirit of St. Louis est le monoplan utilisé par l'aviateur américain Charles Lindbergh pour effectuer la première traversée aérienne de l'Océan Atlantique de New York à Paris en solitaire et sans escale, les 20 et 21 mai 1927.

Sa masse maximale (avec le réservoir supplémentaire plein de carburant de 1700 litres situé juste derrière le moteur) de l'avion est $M = 2330 \text{ kg}$, son envergure $L = 14 \text{ m}$, la corde des ailes $c = 2.13 \text{ m}$, la surface alaire $S = 29.7 \text{ m}^2$. Le carburant a la densité 0.7.

Sa vitesse de croisière est $v = 180 \text{ km/h}$ et maximale 210 km/h .

L'altitude maximale de vol (plafond) est 5808 m .

Le fuselage possède une surface de maître couple $S_f = 1.33 \text{ m}^2$ et un coefficient de traînée $C_{xf} = 0.36$. Cet avion possède un moteur Wright Whirlwind J-5C à 9 cylindres en étoile d'une puissance maximale de 223 ch (1 ch = 732 W).

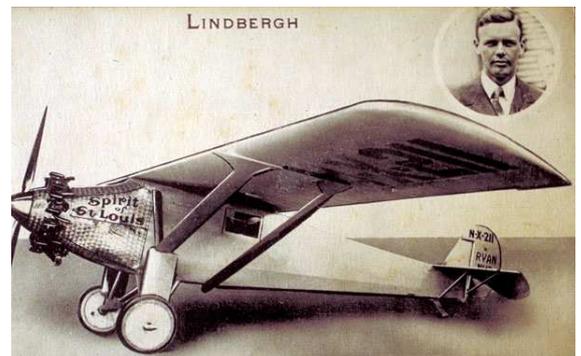
Les caractéristiques de l'air sont données par la TAB. 1.

Le profil des ailes est un CLARK Y : il est positionné par rapport au fuselage avec un angle d'incidence de 2.1° de telle manière à ce que l'intrados plat du profil soit horizontal.

L'évolution des coefficients aérodynamiques de traînée C_D et de portance C_L de ce profil sont données par les "polaires" aux 3 nombres de Reynolds $\mathcal{R} = 4 \cdot 10^6$, $6 \cdot 10^6$ et $8 \cdot 10^6$ sur la FIG. 2.

On considère que l'air à une vitesse nulle par rapport au sol.

On considère un vol horizontal à 2 km d'altitude pour la vitesse de croisière de l'avion (pour toutes les questions).



altitude h (m)	accélération de la pesanteur g (m/s ²)	masse volumique ρ (kg/m ³)	T		viscosité à l'altitude / viscosité au sol $\nu(h)/\nu(h = 0)$ avec : $\nu(h = 0) = 15 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$
			(K)	(°C)	
0	9,8066	1,22	288	15	1,00
1000	9,8036	1,11	281	8	1,08
2000	9,8005	1,00	275	2	1,17
3000	9,7974	0,90	268	-5	1,27
4000	9,7943	0,82	262	-11	1,38
5000	9,7912	0,73	255	-18	1,51
6000	9,7882	0,66	249	-24	1,65

TABLE 1 – Caractéristiques de l'atmosphère avec l'altitude.

Dans un premier temps, on ne considère pas l'action de l'empennage arrière.

- 1) Calculez le coefficient de portance du profil, supposé constant sur toute l'aile, qui permet de réaliser ce vol pour la masse maximale de l'avion. [1]
- 2) Calculez le nombre de Reynolds relatif à l'écoulement autour du profil d'aile. [1]
- 3) Évaluez l'angle d'incidence α du profil qui permettrait d'obtenir ce coefficient de portance. Y a-t'il besoin d'utiliser les volets sur les ailes pour modifier le coefficient de portance? [1]
- 4) Pour cette incidence, estimez le coefficient de traînée du profil. [0.5]
- 5) Quelle est alors la force de traînée sur l'ensemble de l'avion? [1]
- 6) Quelle est la puissance perdue par cette traînée sur l'ensemble de l'avion?
Vous paraît-elle raisonnable? [1.5]

Dans un second temps, on considère l'action de l'empennage horizontal arrière (l'action de l'empennage vertical arrière sera négligée).

Le réservoir supplémentaire utilisé pour la traversée de l'Atlantique peut être plein (début de vol) ou vide (fin de vol); De ce fait, la position du centre de gravité de l'avion change durant le vol et passe du point G_1 au point G_2 , 2 points situés sur l'axe de rotation de l'hélice (cf FIG. 3).

La force de l'air sur les ailes est appliquée en A .

La force de l'air sur l'empennage horizontal arrière est appliquée en B . La surface de cet empennage est $S_2 = 4 \text{ m}^2$ pour l'ensemble des 2 côtés (2 m^2 de chaque côté). Le coefficient de traînée de cet empennage est $C_{x2} = 0.01$.

La traînée sur le fuselage est située dans l'axe de rotation de l'hélice.

On considérera que la traînée sur les ailes reste inchangée.

On donne les dimensions figurant sur la FIG. 3 plane :

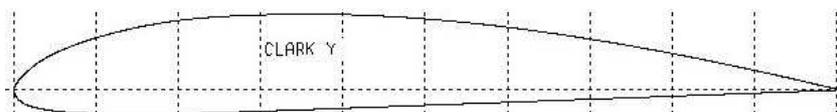


FIGURE 1 – Le profil CLARK Y dessiné en 1922 par Virginus E. Clark.

$a = 0.8 \text{ m}$	$b = 0.5 \text{ m}$	$e = 0.06 \text{ m}$	$d = 5.3 \text{ m}$
---------------------	---------------------	----------------------	---------------------

7) Rappelez la traînée sur le fuselage.

Rappelez la traînée sur les ailes. Quelle hypothèse doit on faire pour dire que c'est la même que celle calculée précédemment ?

Calculez la masse du carburant situé dans le réservoir supplémentaire. En déduire la masse de l'avion avec ce réservoir supplémentaire vide.

Complétez la FIG. 3 en y précisant les actions exercées sur l'avion dans le cas où le réservoir est partiellement vide.

Ecrivez les équations d'équilibre.

Calculez la traînée de l'empennage arrière. En déduire la traction de l'hélice.

Lorsque le réservoir supplémentaire est plein puis lorsqu'il est vide, calculez les portances de l'empennage arrière et des ailes puis les coefficients de portance de l'empennage arrière et des ailes.[9]

CLARK Y AIRFOIL $Re = 4000000$ $Ma = 0.000$ $Ncrit = 9.000$
 CLARK Y AIRFOIL $Re = 6000000$ $Ma = 0.000$ $Ncrit = 9.000$
 CLARK Y AIRFOIL $Re = 8000000$ $Ma = 0.000$ $Ncrit = 9.000$

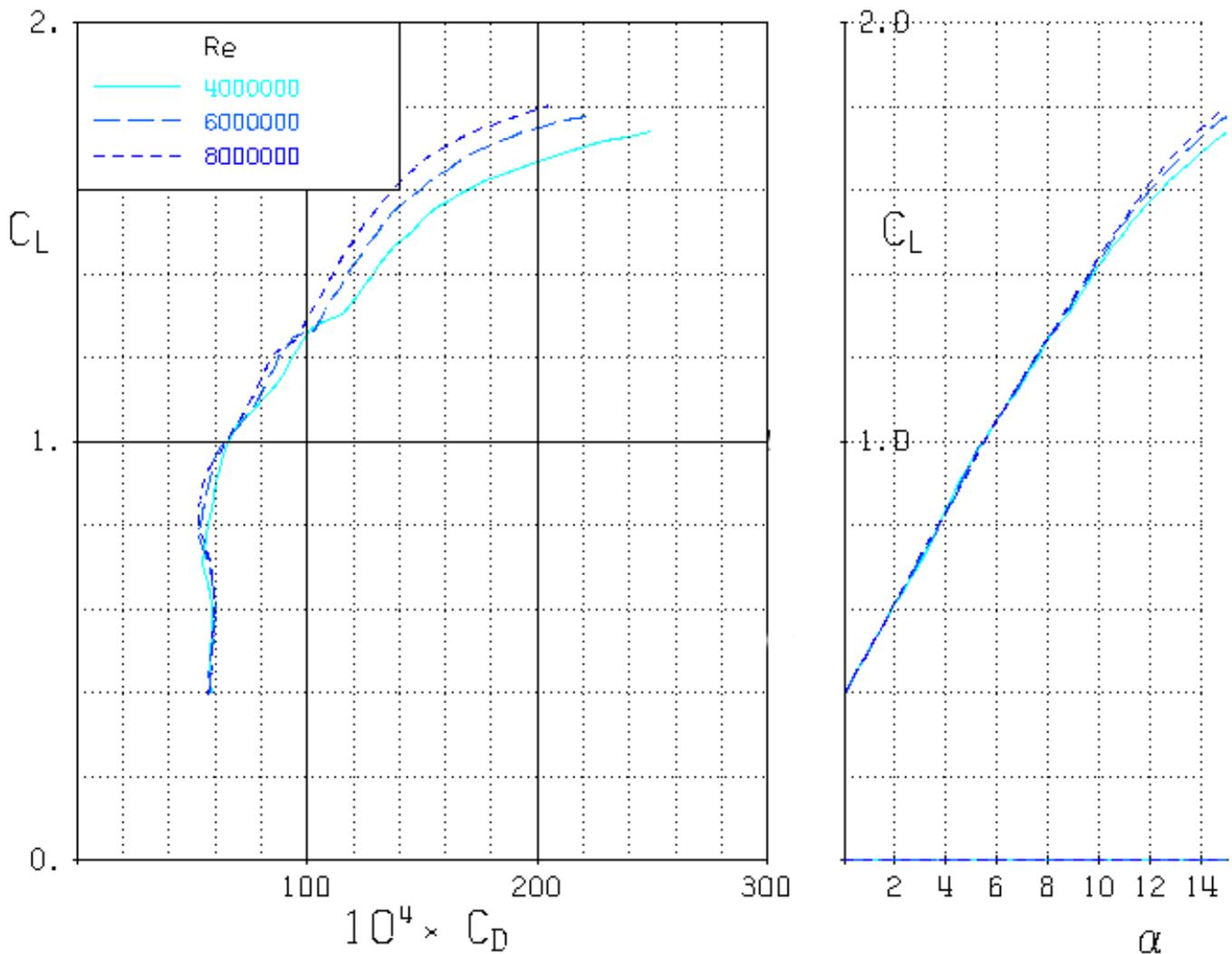


FIGURE 2 – Les "polaires" du profil CLARK Y aux 3 nombres de Reynolds $\mathcal{R} = 4 \cdot 10^6$, $6 \cdot 10^6$ et $8 \cdot 10^6$

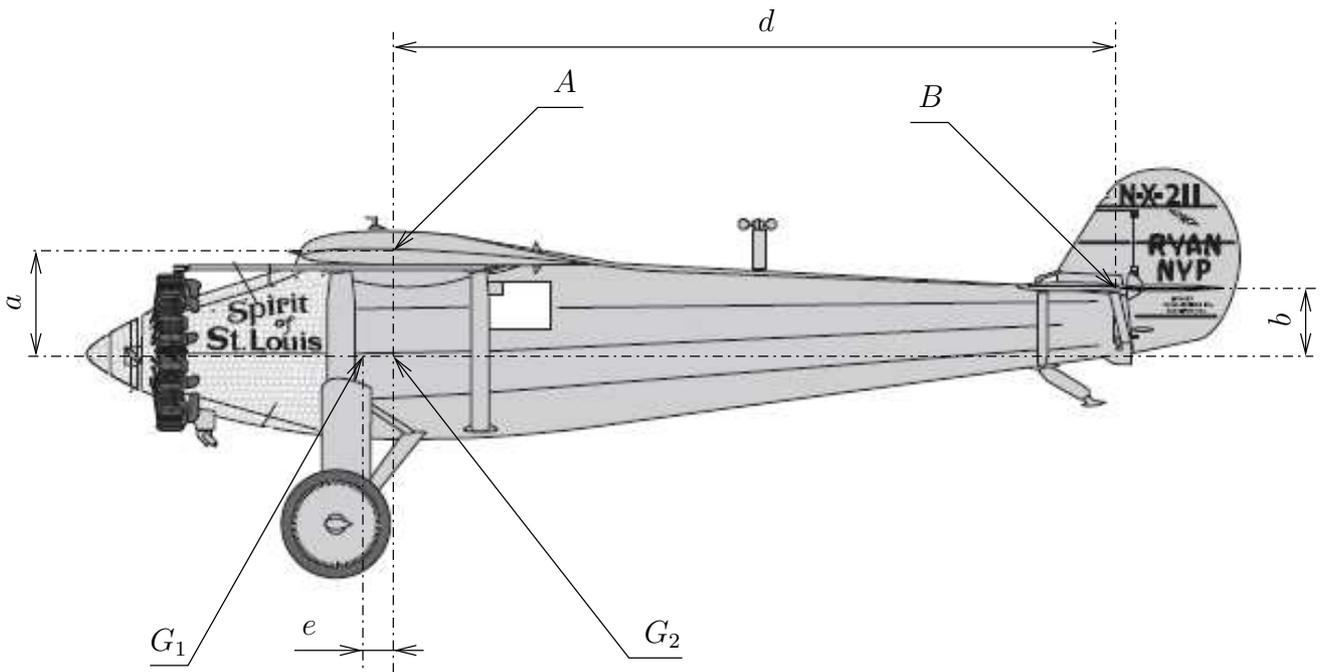


FIGURE 3 – Vue de côté à compléter.

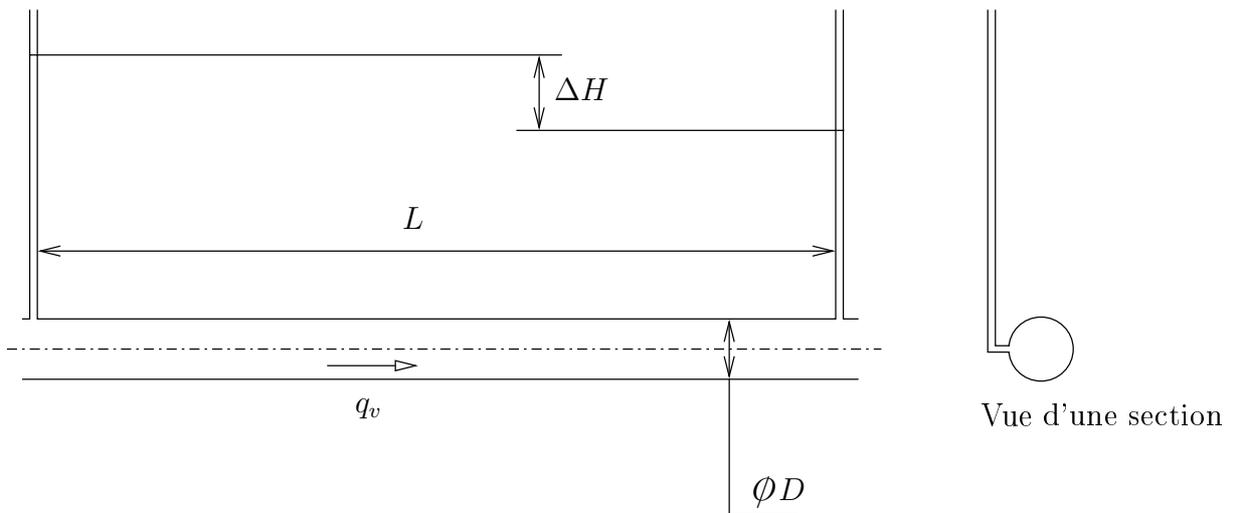


FIGURE 4 – Ecoulement : précisez les points sur cette figure.