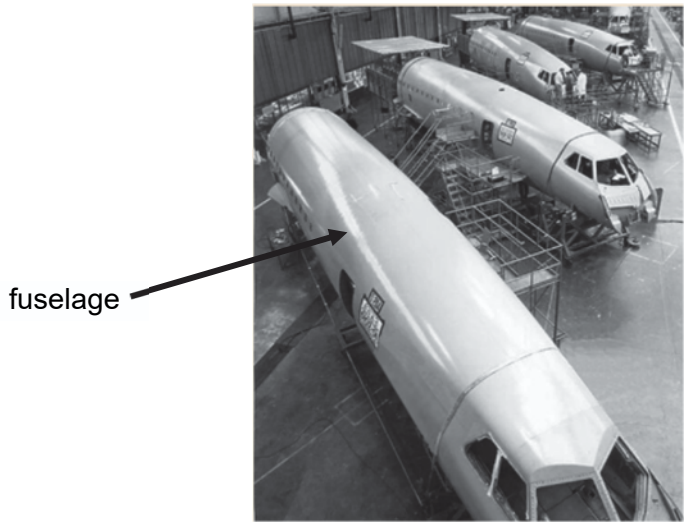
EXERCICE B – Bilan thermique d'un avion en altitude de croisière

Le fuselage est la carcasse qui constitue le corps d'un avion. Il est constitué d'un assemblage de divers matériaux (aluminium, titane, composites, isolants thermiques).



On choisit de modéliser ce fuselage par un cylindre creux de rayon intérieur *r*, d'épaisseur *e* petite devant *r*, et de longueur *L,* constitué d'un unique matériau homogène de conductivité thermique λ.

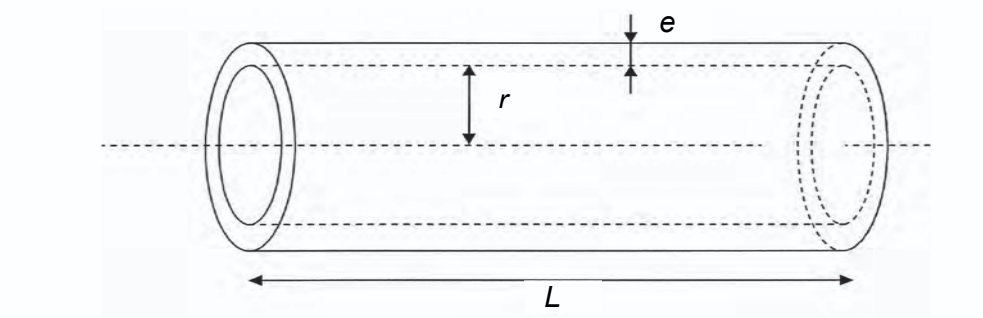


Figure 1. Modélisation du fuselage d'un avion sans souci des proportions

Dans l'avion, on suppose que l'habitacle situé à l'intérieur du fuselage (air, passagers, sièges, etc.), de capacité thermique globale *C*, est à la température T_{int} et que la température de la paroi interne du fuselage est aussi égale à T_{int}.

L'objectif de l'étude est de déterminer, en régime permanent, le flux thermique traversant le fuselage entre l'intérieur et l'extérieur, pour un avion volant à l'altitude de croisière de dix kilomètres, puis d'explorer certaines implications sur le dispositif de CVC (chauffage, ventilation et climatisation). On néglige les transferts thermiques aux deux extrémités du fuselage.

Données pour un Airbus A340 :

- longueur du fuselage : L = 60 m ;
- rayon intérieur du fuselage : r = 2,8 m ;
- volume d'air contenu dans le fuselage : $V = 1{,}4 \times 10^3$ m^3;
- épaisseur du fuselage : e = 0,30 m ;
- conductivité thermique du fuselage : $\lambda = 0{,}030$ W·m^{-1}·K^{-1} ;
- température de la surface interne du fuselage : T_{int} = 20 °C ;
- température de la surface externe du fuselage : T_{ext} = − 53 °C ;
- capacité thermique de l'habitacle : $C = 1{,}9 \times 10^6$ J·K^{-1} ;
- capacité thermique massique de l'air : $c_{air} = 1{,}0 \times 10^3$ J·kg^{-1}·K^{-1} ;
- masse volumique de l'air : ρ_{air} = 1,3 kg·m^{-3} dans la gamme de températures envisagées ;
- résistance thermique R_{th} d'une paroi cylindrique de rayon intérieur r, d'épaisseur e faible devant r, de longueur L et de conductivité thermique λ :

$$R_{th} = \frac{e}{2\pi \lambda r L} .$$

On s'intéresse dans un premier temps à la conduction thermique au sein de l'épaisseur du fuselage.

Q1. Indiquer dans quel sens s'effectue le transfert thermique par conduction entre l'intérieur et l'extérieur du fuselage. Justifier.

Q2. Montrer que l'expression du flux thermique de conduction Φ_{cond} est :

$$\Phi_{cond} = (T_{int} - T_{ext}) \frac{2\pi \lambda r L}{e}$$

Q3. Vérifier que la valeur de Φ_{cond} est d'environ 7,7 kW.

Q4. Déterminer l'expression de la capacité thermique C_{air} de l'air de l'habitacle en fonction de c_{air}, ρ_{air} et V. Calculer sa valeur et la comparer avec la donnée C.

De plus, on suppose que tous les passagers, assis et calmes, fournissent ensemble à l'air de l'habitacle une puissance thermique P_{pass} = 14 kW.

Q5. En régime permanent et donc à température constante, montrer que le premier principe de la thermodynamique appliqué au système {air de l'habitacle} conduit à la relation $P_{CVC} = \Phi_{cond} - P_{pass}$, avec P_{CVC} la puissance apportée à l'air de l'habitacle par le dispositif de CVC.

Q6. Calculer la valeur de P_{CVC}. En déduire si le dispositif de CVC permettant de maintenir constante la température intérieure doit fournir une puissance thermique à l'air situé dans l'habitacle (chauffage) ou en recevoir (climatisation).

Q7. Le dispositif de CVC tombe en panne. En supposant que le flux thermique de conduction reste à peu près constant, calculer la température $T_{déf}$ qu'atteindrait l'air situé à l'intérieur de l'habitacle, une heure après la défaillance du dispositif de CVC. Commenter.

Le candidat est invité à prendre des initiatives et à présenter la démarche suivie même si elle n'a pas abouti. La démarche suivie est évaluée et nécessite donc d'être correctement présentée.