

**BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION  
DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

Sous Epreuve U 31

**THERMODYNAMIQUE - THERMOPROPULSION**

Session de juin 2004

Durée : 4 heures

Coefficient : 2

**Seules les calculatrices sont autorisées.**

Il est recommandé d'écrire tout calcul ou raisonnement justifiant un résultat, surtout lorsque ce résultat est suggéré.

**A) Partie Thermodynamique.**

Durée conseillée : 2heures .

Coefficient :1.

Le sujet proposé comporte deux problèmes indépendants.

**B) Partie Thermopropulsion.**

Durée conseillée : 2heures .

Coefficient :1.

Le sujet proposé comporte deux parties indépendantes et numérotées.

**A) Partie Thermodynamique.**Barème : Problème 1 : 10 points

Problème 2 : 10 points.

**DONNEES :**

- \* Constante des gaz parfaits :  $R = 8,32 \text{ J.mol}^{-1}.\text{K}^{-1}$  .
- \* L'air est considéré comme un gaz parfait diatomique de masse molaire  $M = 29 \text{ g.mol}^{-1}$  .
- \* Volume molaire normal de l'air :  $V_0 = 22,4 \text{ L.mol}^{-1}$  .
- \* Masse volumique normale de l'air :  $\mu_0 = 1,3 \text{ kg.m}^{-3}$  .
- \*  $\gamma_{\text{air}} = C_p / C_v = 1,4$  où  $C_p$  et  $C_v$  sont les capacités thermiques molaires à pression constante et à volume constant de l'air.
- \*  $1 \text{ Ch} = 736 \text{ W}$ .

**PROBLEME 1 : Etude d'un climatiseur pour avion.**

Parmi les conditions variées que peuvent subir les avions de ligne, on peut citer deux exemples particuliers :

- L'avion est au sol, en été ou dans un pays chaud, la pression extérieure est  $p_e = 10^5 \text{ Pa}$ , la température extérieure est  $T_e = 308 \text{ K}$  .
- L'avion vole à son altitude de croisière (environ 30000 pieds), l'air extérieur est très froid (215 K) , la pression extérieure est faible ( $2,5.10^4 \text{ Pa}$ ).

Dans les deux cas, il faut assurer le confort des passagers en maintenant dans la cabine une température  $T_i = 293 \text{ K}$  et une pression  $p_i = 10^5 \text{ Pa}$ , et, en renouvelant l'air dans l'avion avec un débit  $d_p = 280$  litres par minute et par passager. Il faut donc, tantôt réfrigérer l'avion, tantôt le réchauffer.

Dans la suite du problème, on étudiera les caractéristiques de l'appareil susceptible d'assurer la climatisation de l'avion dans la première situation (avion au sol en été).

Pour faire le bilan énergétique de la cabine, on assimilera celle-ci à un cylindre de diamètre  $D = 5 \text{ m}$ , de longueur  $L = 30 \text{ m}$  et d'épaisseur  $E = 0,1 \text{ m}$ , plongé dans une atmosphère extérieure à une température uniforme  $T_e$ . Pour les échanges thermiques avec l'extérieur, on ne considère que la conduction thermique à travers les parois du cylindre (en négligeant la conduction par les coins) et on suppose que les contacts thermiques entre l'air extérieur et la paroi extérieure d'une part et, l'air intérieur et la paroi intérieure d'autre part sont parfaits (pas de différence de température entre la paroi et l'air ambiant). La conductivité thermique est  $\lambda = 0,1$  unité SI. Chaque passager dégage une puissance thermique  $P_p = 75 \text{ W}$ . Le nombre de passagers est  $N_p = 150$ .

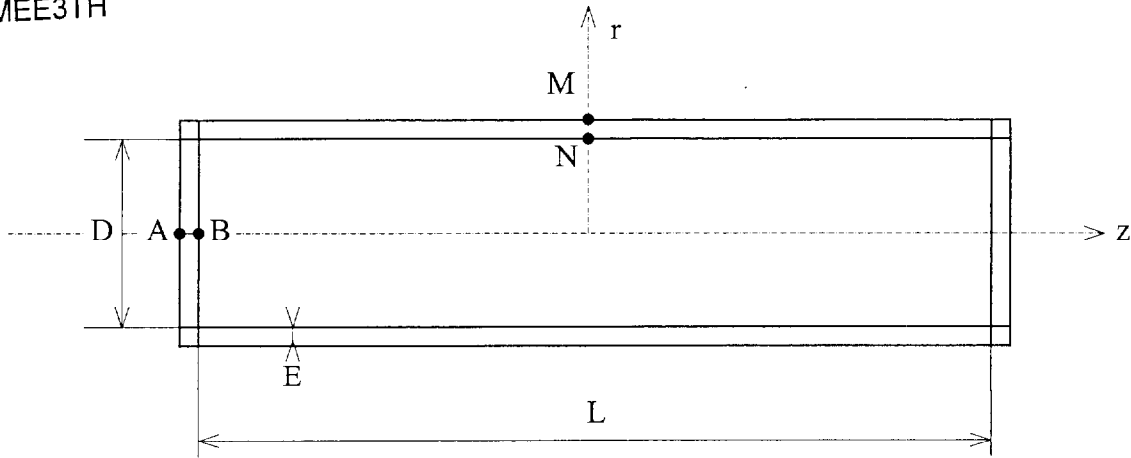


Schéma de la cabine

**Question 1 :**

Ecrire explicitement l'unité de  $\lambda$ .

**Question 2 :**

On s'intéresse aux parois de la base du cylindre. On suppose que la température en un point de la paroi situé entre A et B n'est fonction que de la variable  $z$  selon l'axe du cylindre.

Exprimer la différence de température  $T_e - T_i$  en fonction de la puissance thermique  $(\phi_{th})_b$  traversant **une** base du cylindre (comptée positivement de l'extérieur vers l'intérieur) et de  $\lambda$ ,  $D$  et  $E$ .

**Question 3 :**

Pour le transfert à travers la paroi cylindrique, on suppose que la température en un point de la paroi situé entre M et N n'est fonction que de la distance  $r$  à l'axe du cylindre. Exprimer la différence de température  $T_e - T_i$  en fonction de la puissance thermique  $(\phi_{th})_c$  traversant la paroi cylindrique (comptée positivement de l'extérieur vers l'intérieur) et de  $\lambda$ ,  $D$ ,  $L$  et  $E$ .

**Question 4 :**

En déduire que la puissance thermique totale  $(\phi_{th})_t$  traversant les parois de la cabine par conduction thermique est de la forme :  $(\phi_{th})_t = a (T_e - T_i)$ . Exprimer  $a$  et donner sa valeur numérique. En cas de non résolution de cette question, on pourra prendre  $a = 510$  unités SI. Préciser l'unité de  $a$  et continuer le problème. Calculer numériquement  $(\phi_{th})_t$ .

**Question 5 :**

Calculer la quantité de chaleur **totale** que le climatiseur devra extraire de l'air à chaque seconde. On n'omettra pas de tenir compte aussi, de la quantité de chaleur échangée entre le climatiseur et l'air de renouvellement prélevé à l'extérieur de l'avion et envoyé dans la cabine à la température  $T_i$ .

**Question 6 :**

Ce climatiseur est constitué d'une machine frigorifique fonctionnant entre deux sources de chaleur : l'air extérieur à la température  $T_e$  et l'air intérieur à la température  $T_i$ . L'énergie nécessaire au fonctionnement de cette machine est fournie par les sources d'énergie de l'avion.

- Etablir** l'expression de l'efficacité théorique de cette machine frigorifique. Donner sa valeur numérique.
- L'efficacité réelle de cette machine n'est égale qu'à 20 % de son efficacité théorique. Calculer cette efficacité réelle.
- En déduire la puissance à fournir à ce climatiseur.

**PROBLEME 2 : Etude d'un moteur fonctionnant suivant un cycle mixte**

On considère un moteur à combustion interne fonctionnant suivant le cycle décrit ci-après :

- $A \longrightarrow B$  : admission de l'air sous la pression constante  $p_1 = 1,5$  bar (le moteur est suralimenté).
- Compression adiabatique depuis l'état B ( $p_1 ; V_1 ; T_1 = 47$  °C) jusqu'à l'état C ( $p_2 ; V_2 ; T_2$ ). Cette compression est caractérisée par le rapport volumétrique de compression  $a = V_1 / V_2 = 13$ .
- Injection du carburant finement pulvérisé dans l'air comprimé et chaud, provoquant son inflammation.. La combustion peut être schématisée par deux phases successives :
  - \* Combustion à volume constant d'une partie du carburant injecté. L'air passe alors de l'état C à l'état D ( $p_3 ; V_3 = V_2 ; T_3$ ). Cette combustion à volume constant est caractérisée par le rapport de surpression  $b = p_3 / p_2$
  - \* Combustion à pression constante du reste du carburant injecté. L'air passe alors de l'état D à l'état E ( $p_4 = p_3 ; V_4 ; T_4$ ). Cette combustion à pression constante est caractérisée par le rapport volumétrique  $c = V_4 / V_3$ .
- Détente adiabatique des gaz depuis l'état E jusqu'à l'état F ( $p_5 ; V_5 = V_1 ; T_5$ ).
- $F \longrightarrow B$  : Ouverture de la soupape d'échappement entraînant une transformation équivalente à un refroidissement isochore.
- $B \longrightarrow A$  : Refoulement des gaz à pression constante.

Le moteur étudié dans ce problème est un moteur équipant un engin de manutention au sol, sur un aéroport. Il comporte douze cylindres ayant chacun un volume maximal de 4,5 litres. On admettra que, du point de vue thermodynamique, tout se passe comme si le moteur n'avait qu'un seul cylindre de volume  $12 \times 4,5$  L. L'arbre du moteur effectue 1200 tours par minute. On rappelle qu'il faut que l'arbre du moteur effectue deux tours pour un cycle. Le carburant utilisé est du gazole de pouvoir calorifique  $38000$  kJ.litre<sup>-1</sup>. La combustion complète d'un litre de gazole nécessite 460 moles d'air.

**Question 1 :**

Représenter l'allure du cycle dans un diagramme en coordonnées de Clapeyron  $p \uparrow$   $V \rightarrow$ , puis, la partie utile du cycle BCDEFB dans un diagramme entropique  $T \uparrow$   $S \rightarrow$

Que représentent les aires de ces cycles ?

**Question 2 :**

Calculer la température  $T_2$  et la pression  $p_2$  en fin de compression.

**Question 3 :**

- L'injection étant réglée de telle façon que la quantité d'air admise soit le double de la quantité d'air nécessaire à la combustion complète calculer le volume de gazole injecté à chaque cycle.
- On admet que 50 % du carburant est brûlé à volume constant, le reste étant brûlé à pression constante. Calculer la quantité de chaleur dégagée par la combustion du carburant lors de chaque phase. En déduire la valeur de  $T_3$  puis calculer le rapport de surpression  $b$  (on montrera que  $b = 2,11$ ) et la température  $T_4$  en fin de combustion. En déduire le rapport volumétrique  $c$  (on montrera que  $c = 1,38$ ).

**Question 4 :**

Calculer la température  $T_5$  et la pression  $p_5$  en fin de détente.

**Question 5 :**

Calculer le rendement de ce moteur fonctionnant suivant le cycle théorique décrit ci-dessus, sa puissance théorique ( en kW et en Ch), ainsi que sa consommation spécifique (en litres.kWh<sup>-1</sup>).

**B) Partie Thermopropulsion.**

La première partie concerne une étude numérique du turbopropulseur PRATT & WHITNEY PT6A-64, version qui est montée sur le monomoteur SOCATA TBM 700.

La deuxième partie traite de la technologie utilisée pour cette turbomachine.

Les questions peuvent être traitées dans un ordre quelconque, mais le candidat veillera à repérer clairement ses réponses sur la copie.

**I - ETUDE NUMERIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR**

Le turbopropulseur PRATT & WHITNEY PT6A-64, schématisé sur le document joint en annexe, est étudié pendant la phase de mise en vitesse au décollage du TBM 700.

Au moment de l'étude, la vitesse de l'avion ( $V_0$ ) est de 170 km/h, la température extérieure ( $T_0$ ) est de 15°C et la pression extérieure est de ( $p_0$ ) 101325 Pa.

Le moteur tourne à son régime maximum, soit 39 000 tr/mn pour le générateur de gaz ( $N_g$ ) et 2000 tr/mn pour l'hélice ( $N_p$ ), après réduction. Le débit d'air ( $q_{ma}$ ) vaut 2,87 kg/s et la consommation horaire de carburant ( $Ch$ ) est, dans ces conditions, de 167,5 kg/h.

Les hypothèses de l'étude seront les suivantes :

- la compression et la détente seront supposées adiabatiques et réversibles ;
- la combustion n'est pas parfaitement isobare, ce qui donne  $p_3 - p_4 = 0,02 \cdot p_3$  ;
- la variation d'énergie cinétique de l'air et des gaz est nulle dans le compresseur, la chambre de combustion et la turbine ;
- l'air et les gaz seront assimilés à un fluide pur dont le coefficient isentropique ( $\gamma$ ) vaut 1,4 ;
- la chaleur spécifique à pression constante de l'air ( $C_p$  air) est de 1000 J/kg.°K ;
- la chaleur spécifique à pression constante des gaz ( $C_p$  gaz) est de 1025 J/kg.°K ;
- le carburant utilisé présente un pouvoir calorifique ( $P_{ci}$ ) de 44 000 kJ/kg.

On vous demande de répondre aux questions suivantes :

1. La forme du conduit de l'entrée d'air et le souffle de l'hélice génèrent une compression dynamique. La pression en entrée du compresseur ( $p_2$ ) est égale à 1,1536 fois la pression extérieure ( $p_0$ ). Déterminer la température  $T_2$  et la pression  $p_2$ .
2. Comme le taux de compression global est de 11,23 ( $\tau = \frac{p_3}{p_2}$ ), déterminer la température  $T_3$  et la pression  $p_3$ .
3. Sachant que  $T_3 = 325^\circ\text{C}$ , que le rendement de la chambre de combustion est de 1, déterminer la température à la sortie de la chambre de combustion ( $T_4$ ) et la pression ( $p_4$ ) ;
4. Etablir les conditions d'adaptation turbine / compresseur et en déduire la valeur de la température  $T_5$ . Puis calculer la pression  $p_5$ .
5. Les pertes de charge dans le canal d'éjection sont telles que l'écoulement gazeux perd 18771 Pa de pression entre la sortie turbine et l'extérieur. La pression de sortie canal d'éjection ( $p_7$ ) est parfaitement égale à la pression ambiante extérieure ( $p_0$ ). Calculer la pression  $p_6$  et la température  $T_6$  en sortie de turbine hélice, si  $T_5 = 724^\circ\text{C}$ .
6. Montrer que la puissance récupérée par la turbine hélice est de 1400 ch (1 ch = 736 W).
7. Le réducteur, retenu par le constructeur pour le moteur adapté au TBM 700, ne peut supporter que 710 ch. Calculer le couple maximal transmissible à l'hélice, au régime de rotation maximum de l'hélice.
8. Si la puissance thermodynamique maximale de la turbine hélice est de 1400 ch et que l'hélice ne peut en recevoir que 710 ch, nommer le dispositif permettant d'éviter le dépassement du couple maximal de 2495 N.m ? Sur quel paramètre doit-il agir ?
9. Techniquement, ce moteur est bridé ou taré en puissance. Quels intérêts ce type de moteur présente-t-il au niveau :
  - a) de la température turbine,
  - b) de la durée de vie du moteur,
  - c) des performances de l'avion au décollage et en montée.
10. Tracer la courbe d'évolution de la puissance reçue par l'hélice en fonction de la température statique au sol, pour illustrer le fait que c'est un moteur à puissance tarée mécaniquement.
11. Représenter, graphiquement, le fonctionnement tractif de cette hélice.
12. Déterminer l'angle d'incidence des pales, à leur section de référence (0,7 . rayon maxi), si le calage est de  $23^\circ$ , la vitesse avion est de 170 km/h et le régime de rotation de l'hélice est toujours de 2000 tr/mn. L'hélice présente un diamètre de 2,3 mètres.

## II - TECHNOLOGIE D'UN TURBOPROPULSEUR

Le turbopropulseur PRATT & WHITNEY PT6A-64 est de type à turbines libres, flux inversé et arbres en tandem.

1. Quels sont les avantages et les inconvénients d'un turbopropulseur à turbines libres ?
2. Le compresseur utilisé mélange la technologie axiale et centrifuge. Préciser l'ordre de montage de celles-ci, le nom de cet assemblage et ses intérêts.
3. La chambre de combustion annulaire inverse comporte 14 injecteurs à deux orifices et 2 allumeurs. Pourquoi ne trouve-t-on pas autant d'allumeurs que d'injecteurs ?
4. La turbine d'entraînement du compresseur est refroidie selon la technique de la convection interne et du film protecteur. Quel est l'ordre et le nom des éléments qui composent un étage de turbine ? Décrire, à l'aide d'un schéma, le principe de refroidissement par film protecteur, puis indiquer son intérêt et les défauts qui lui sont reconnus.
5. Le circuit d'huile comporte un échangeur thermique air / huile et un échangeur thermique huile / carburant. Préciser le rôle de chacun d'eux. Indiquer pourquoi il existe deux types d'échangeurs thermiques sur ce circuit.



ANNEXE  
THERMOPROPULSION

STATIONS

