

**BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION
DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

Session 2002 – Sous épreuve U31

THERMODYNAMIQUE – THERMOPROPULSION

Durée 4 heures – Coefficient 2

Ce document comporte cinq pages numérotées .

THERMODYNAMIQUE - Durée conseillée : 2 heures , coefficient 1 .

Problème I \Rightarrow 10 points , Problème II \Rightarrow 10 points .

THERMOPROPULSION - Durée conseillée : 2 heures , coefficient 1 .

Questions \Rightarrow 11 points , Problème \Rightarrow 9 points .

Tout document est interdit . Les calculatrices non programmables sont autorisées .

PROBLEME 1 : Etude du Turbomoteur d'un Hélicoptère (10 points)

Le « DAUPHIN » est un hélicoptère muni du moteur « Arriel » de dernière génération. Il fonctionne théoriquement selon le cycle de Joule.

Son architecture se compose d'un simple corps, simple flux à turbine libre :

- Compresseur axial Basse Pression (BP) à 1 étage.
- Compresseur centrifuge Haute Pression (HP) à 1 étage.
- Chambre de combustion annulaire à écoulement direct.
- Turbine axiale non refroidie à 2 étages.
- Turbine de puissance axiale à 1 étage.

Les Caractéristiques de ce TURBOMOTEUR sont les suivantes :

- Puissance maximum développée: 478 kW
- Consommation spécifique : 0,354 Kg / kW.h à puissance maximum
- Régime maximal du générateur de gaz : 51 800 tr / min
- Température maximale devant turbine : 1288 K

On donne :

- $R = 8,314 \text{ J.mol}^{-1}.\text{K}^{-1}$ (Constante des gaz parfaits)
- $V_0 = 22,4$ litres (Volume molaire)
- $\rho_0 = 1,295 \text{ kg / m}^3$ (Masse volumique de l'air à 0°C)
- $\gamma = 1,4$ (Coefficient isentropique de l'air)
- $P_{ci} = 44.10^6 \text{ J.kg}^{-1}$ (Pouvoir calorifique inférieur du carburant)
- 1 Atmosphère = 101325 Pa
- 1 kW.h = $3,6.10^6 \text{ J}$

Les caractéristiques du cycle sont les suivantes :

1. Admission de l'air (considéré gaz parfait) amenant l'air aux paramètres (P_1, V_1, T_1) avec $P_1 = 1 \text{ Atm}$.
2. Compression adiabatique réversible amenant l'air de (P_1, V_1, T_1) à (P_2, V_2, T_2).
3. Combustion isobare amenant le mélange d'air et de gaz brûlés à (P_3, V_3, T_3).
4. Détente isentropique de (P_3, V_3, T_3) à (P_4, V_4, T_4).
5. Refroidissement isobare permettant à l'air de se recycler (P_1, V_1, T_1).

On demande :

- I. Représenter ce cycle dans un diagramme de Clapeyron ($P = f(V)$).
- II. Exprimer le rendement théorique du cycle en fonction des températures T_1, T_2, T_3, T_4 . Traduire ensuite ce rendement théorique en fonction du rapport de compression global $\tau = P_2/P_1$. et de γ .
- III. Calculer le rendement réel de ce Turbomoteur. Ce rendement représente le rapport du travail fourni par la machine sur l'énergie calorifique reçue.
- IV. Sachant que ce rendement réel est égal à 51,6 % du rendement théorique, calculer le rendement théorique. En déduire la valeur du taux de compression global τ
- V. Déterminer T_2 et T_4 sachant que $T_1 = -37^\circ\text{C}$ à l'altitude considérée.
- VI. Calculer le débit massique d'air Q_{ma} exprimé en kg / s dans les conditions optimisées de fonctionnement (Puissance Maxi).

PROBLEME 2 : **Etude du cycle d'un véhicule Diesel** (10 points)

Une Automobile possède un moteur à combustion interne. Ce moteur utilise de l'air (considéré gaz parfait) décrivant un cycle réversible Diesel A, B, C, D, A composé d'une isobare et d'une isochore reliées par deux adiabatiques.

1. L'air admis subit une compression adiabatique de l'état initial A (P_1, V_1, T_1) à l'état B (P_2, V_2, T_2).
2. Il se produit ensuite une combustion isobare par injection progressive du carburant entre l'état B et l'état C (V_3, T_3).
3. L'injection cesse en C et le mélange subit une détente adiabatique jusqu'à l'état D ($V_4=V_1, T_4$).
4. De D à A, refroidissement isochore.

On donne les caractéristiques techniques du moteur :

- Taux de compression $\tau_c = \frac{V_1}{V_2} = 21$ (Rapport volumique de compression)
- Taux de détente $\tau_d = \frac{V_1}{V_3} = 7$ (Rapport volumique de détente)
- Consommation $C = 8$ litres de carburant (gas-oil) aux 100 km correspondant à la vitesse maximale du véhicule $V_{\max} = 155$ km/h, au régime $N = 4800$ tours / minute.

Caractéristiques du gas-oil :

- Masse volumique $\rho = 800$ kg/m³
- Pouvoir calorifique $P_{ci} = 46,8 \cdot 10^6$ J / Kg

On demande :

- I. Représenter le cycle Diesel sur un diagramme de Clapeyron ($P = f(V)$) et sur un diagramme entropique ($T = f(S)$).
- II. Exprimer le rendement théorique du cycle Diesel en fonction :
 - a) des températures T_1, T_2, T_3, T_4 , et du coefficient isentropique γ .
 - b) du taux de compression τ_c , du taux de détente τ_d et de γ .
 - c) application numérique.
- III. Déterminer à vitesse maximale :
 - a) le nombre de cycles par seconde.
 - b) le chemin parcouru par le véhicule pendant la durée d'un cycle.
 - c) la masse de carburant injectée à chaque cycle.
 - d) la puissance maximale de ce moteur Diesel, supposé idéal.

I. GENERALITE PROPULSION :

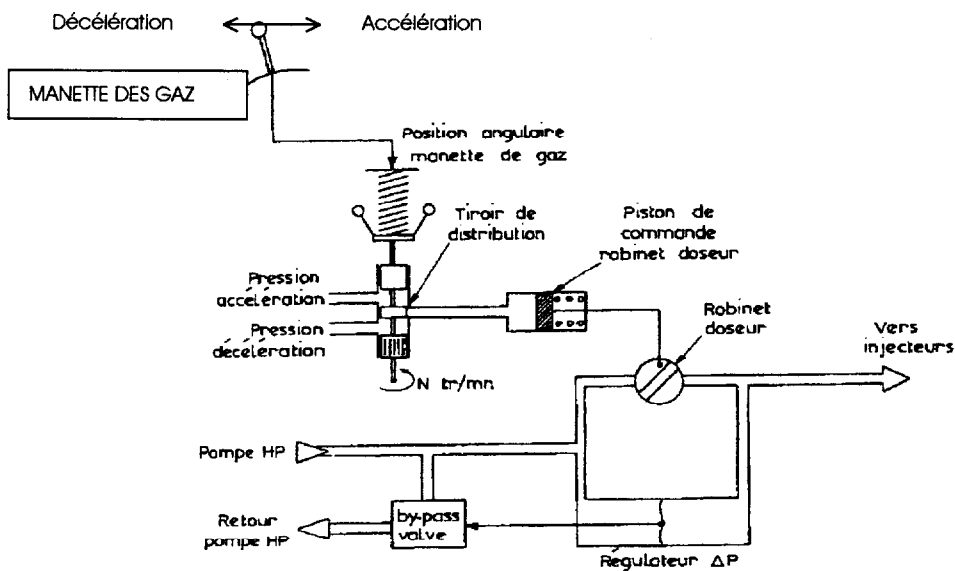
- a.) La propulsion par réaction prend naissance dans le principe de l'action et de la réaction.
- Citer ce principe.
 - Peut on appliquer ce principe dans le vide, c'est à dire dans un environnement sans atmosphère ? justifier votre réponse.
- b.) Les turbomachines son affectées par différentes pertes, résultantes en partie de leur fonctionnement thermodynamique.
- Donner l'origine de ces pertes.
 - Représenter le graphe reliant puissances et rendements.
 - Dans quelles conditions d'utilisation le rendement global d'une turbomachine est-il maximal ?

II. LES TURBINES :

- a.) Citer les différentes contraintes subies par les turbines axiales.
- b.) Expliquer la différence fondamentale entre une turbine à "action" et une turbine à "réaction".
- c.) Donner les applications possibles de chacune de ces turbines.
- d.) Définir les moyens utilisés par les constructeurs pour optimiser le fonctionnement de ces turbines à haute température.
- e.) Les plus récentes Turbomachines utilisent des alliages "mono cristallins"; donner les particularités de ces alliages.

III. CONDUITE DU TURBOREACTEUR :

- a.) Le schéma ci-dessous représente une régulation tachymétrique.
- Expliquer le fonctionnement à partir d'une augmentation de régime commandée par le pilote sur la manette de puissance.

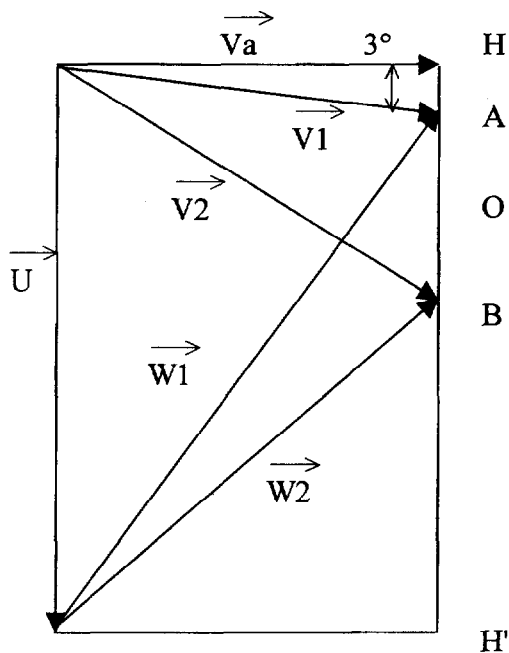


- b.) Comment est déterminé en règle générale, le régime de croisière d'un avion de ligne ? Justifiez votre réponse.

IV. PROBLEME : LE COMPRESSEUR AXIAL

On considère un compresseur axial dont le premier étage est défini par les données suivantes :

- La masse volumique ρ de l'air est considérée constante dans l'étage.
- Température statique d'entrée compresseur : $T_a = 216,5 \text{ K}$
- Pression statique d'entrée compresseur : $P_a = 22\ 058 \text{ Pa}$
- Le régime de rotation $N = 8723,4 \text{ tours / minute}$.
- Conditions d'utilisation stabilisées à $11\ 000 \text{ m}$ et à $\text{Mach} = 0,5$.
- Débit massique d'air $Q_{ma} = 200 \text{ Kg / s}$
- Nombre d'étages du compresseur $n = 16$
- Constantes de l'air : $C_p = 1000 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$ $\gamma = 1,4$ $r = 287 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$
- Déviation créée par les aubages directeurs d'entrée $V_a \text{ V}1 = 3^\circ$
- Le diagramme des vitesses et l'étude du compresseur s'effectuent à un rayon moyen $R = 0,23 \text{ m}$.
- Le fonctionnement de l'étage est optimal et $\Delta W = 0,326 U$



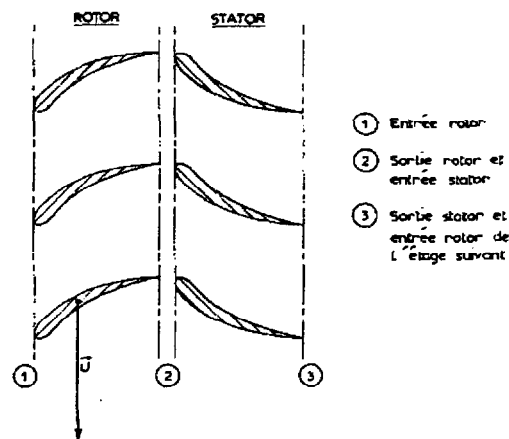
- H Va : Vitesse axiale de l'air
- V1 : Vitesse absolue entrée rotor
- A V2 : Vitesse absolue sortie rotor / entrée stator
- W1 : Vitesse relative entrée rotor
- O W2 : Vitesse relative sortie rotor / entrée stator
- O : milieu de AB
- U : Vitesse de rotation tangentielle.

Nota :

- Il est rappelé que les vitesses absolues sont définies par rapport à des repères fixes (stator), les vitesses relatives étant définies par rapport aux repères mobiles (rotor).
- Le graphique représenté n'est pas à l'échelle, vous devez donc effectuer tous les calculs.

On demande de calculer :

1. Les valeurs U, Va, V1, et le degré de réaction σ .
2. Les valeurs W1, W2, V2.
3. La masse volumique de l'air à l'altitude considérée pz.
4. L'énergie de pression gagnée :
 - a) dans le stator.
 - b) dans le rotor.
 - c) dans l'étage complet.
5. Le taux de compression par étage.
6. Le taux de compression global.
7. La puissance absorbée par le compresseur.



- ① Entrée rotor
- ② Sortie rotor et entrée stator
- ③ Sortie stator et entrée rotor de l'étage suivant

On donne :

$$U = \frac{2\pi RN}{60} \quad E_{p \text{ rotor}} = \frac{P_{s2} - P_{s1}}{\rho} = \Delta W \cdot OH' \quad E_{p \text{ stator}} = \frac{P_{s3} - P_{s2}}{\rho} = \Delta W \cdot OH$$

$$E_{p \text{ étage}} = \frac{P_{s3} - P_{s1}}{\rho} = \Delta W \cdot U \quad P_{\text{absorbée}} = Q_{ma} \cdot C_p \cdot T_a \left(\tau_{\text{global}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

E_p = Energie de Pression gagnée dans la partie considérée.