

CORRIGE

- **Ces éléments de correction n'ont qu'une valeur indicative. Ils ne peuvent en aucun cas engager la responsabilité des autorités académiques, chaque jury est souverain.**

CORRIGE
THERMODYNAMIQUE
THERMOPROPULSION

BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION
DES MATERIELS AERONAUTIQUES

Session 2002. – Sous épreuve U31

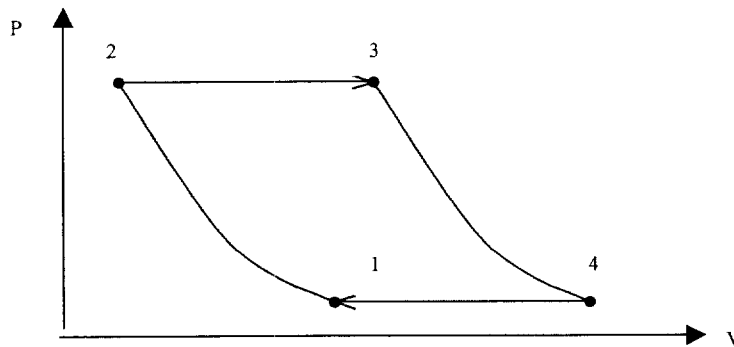
THERMODYNAMIQUE – THERMOPROPULSION

Durée 4 heures – Coefficient 2

THERMODYNAMIQUE CORRIGE

PROBLEME 1

I. Représentation du cycle :



II. Calcul du rendement théorique du cycle en fonction des températures T1, T2, T3, T4 :

$$\eta_{th} = \frac{|W|}{Q_{reçue}} = \frac{-W_{cycle}}{Q_{reçue}} = \frac{Q_{cycle}}{Q_{reçue}} = \frac{Q_{23} + Q_{41}}{Q_{23}} = 1 + \frac{Q_{41}}{Q_{23}} = 1 + \frac{n \cdot C_p \cdot (T_1 - T_4)}{n \cdot C_p \cdot (T_3 - T_2)}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)}$$

La transformation 1 \Rightarrow 2 est adiabatique d'où : $T_1^\gamma \cdot P_1^{1-\gamma} = T_2^\gamma \cdot P_2^{1-\gamma}$

La transformation 3 \Rightarrow 4 est adiabatique d'où : $T_4 = T_3 \cdot (P_2/P_1)^{1-\gamma/\gamma}$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_3 \cdot \tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - T_2 \cdot \tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}}{T_3 - T_2} = 1 - \tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad \eta_{th} = 1 - \tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

III. Calcul du rendement réel :

$$\eta_{réel} = \frac{|W|}{Q_{reçue}} = \frac{3,6 \cdot 10^6}{0,354 \cdot 44 \cdot 10^6} \quad \eta_{réel} = 0,231 = 23,1\%$$

IV. Calcul du rendement théorique :

$$\eta_{réel} = 0,516 \cdot \eta_{th} \quad \eta_{th} = \frac{\eta_{réel}}{0,516} = \frac{0,231}{0,516} \quad \eta_{th} = 0,4476 = 44,76\%$$

Valeur du taux de compression global :

$$\eta_{th} = 1 - \tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad \tau = (1 - \eta_{th})^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad \tau = 7,98 \approx 8$$

V. Calcul de T2 et T4 avec T1 = 236 K :

$$T_1^\gamma \cdot P_1^{1-\gamma} = T_2^\gamma \cdot P_2^{1-\gamma}$$

$$T_2 = T_1 \cdot \tau^{\gamma-1/\gamma} \quad T_2 = 236 \cdot 8^{0,2857} \quad T_2 = 427,5 \text{ K}$$

$$T_4 = T_3 \cdot \tau^{1-\gamma/\gamma} \quad T_4 = 1288 \cdot 8^{-0,2857} \quad T_4 = 711 \text{ K}$$

VI. Calcul de Qma :

$$P = 478 \cdot 10^3 \text{ W} \quad \text{en 1 seconde } W = 478 \cdot 10^3 \text{ J avec } \eta_{réel} = \frac{|W|}{Q_{reçue}}$$

$$Q_{reçue} = \frac{|W|}{\eta_{réel}} = \frac{478 \cdot 10^3}{0,231} = 2,07 \cdot 10^7 \text{ J} \quad Q_{reçue} = n \cdot C_p \cdot (T_3 - T_2) \quad n = \frac{Q_{reçue}}{C_p \cdot (T_3 - T_2)}$$

$$n = \frac{2,07 \cdot 10^6}{\frac{1,4 \cdot 8,314}{0,4} (1288 - 427)}$$

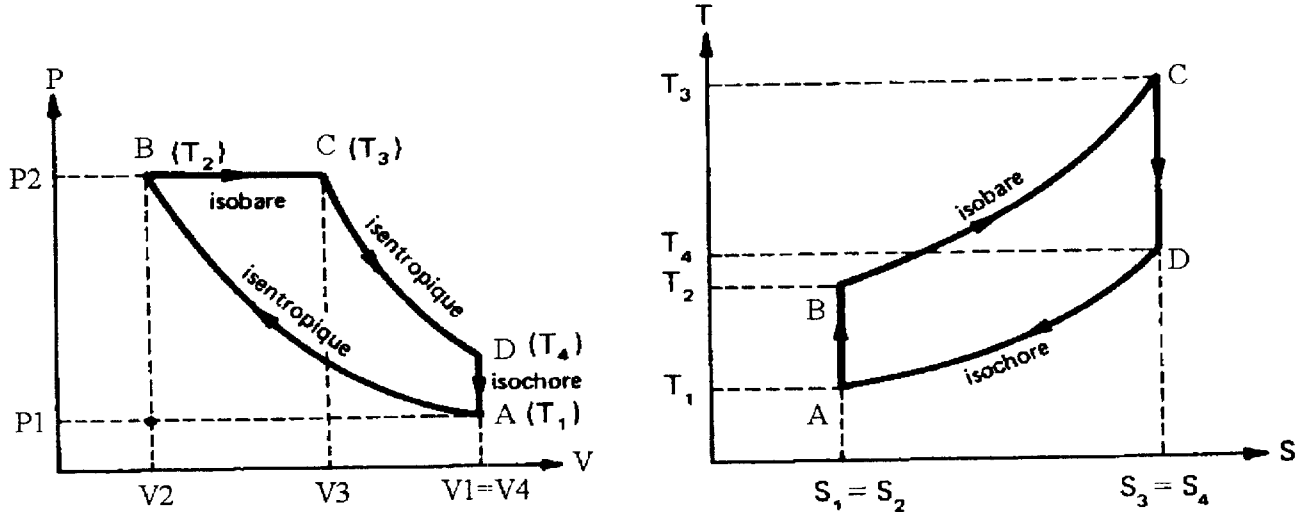
$$n = 82,62 \text{ mol/s}$$

$$Q_{ma} = n \cdot V_0 \cdot \rho_0 = 82,62 \cdot 22,4 \cdot 10^{-3} \cdot 1,295$$

$$Q_{ma} = 2,4 \text{ kg/s}$$

PROBLEME 2**I. Représentation des cycles :**

Diagrammes du cycle Diesel idéal.

**II. Rendement théorique du cycle Diesel :****a) Le rendement du cycle est :**

$$\eta_{th} = \left| \frac{\text{recette}}{\text{dépense}} \right| = \frac{-W_{\text{cycle}}}{Q_{\text{reçue}}}$$

D'après le 1^{er} principe : $(W+Q)_{\text{cycle}} = 0$ soit $W_{\text{cycle}} = -Q_{\text{cycle}} = -(Q_{BC} + Q_{DA})$

D'autre part, la dépense est constituée par la chaleur reçue par le mélange au cours de l'échauffement isobare BC : $Q_{\text{reçue}} = Q_{BC}$, on en déduit :

$$\eta_{th} = \frac{Q_{BC} + Q_{DA}}{Q_{BC}} = 1 + \frac{Q_{DA}}{Q_{BC}}$$

Or, les quantités de chaleur reçues par n moles du mélange gazeux sont :

- $Q_{BC} = n C_p (T_3 - T_2)$ car BC est isobare.
- $Q_{DA} = n C_v (T_1 - T_4)$ car BC est isochore

$$\text{Donc } \eta_{th} = 1 - \frac{1(T_4 - T_1)}{\gamma(T_3 - T_2)}$$

b) Les équations de Laplace relatives aux transformations isentropiques AB et CD s'écrivent :

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{\gamma-1} = \tau_c^{\gamma-1} \quad \text{et} \quad \frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{V_4}{V_3} \right)^{\gamma-1} = \left(\frac{V_1}{V_3} \right)^{\gamma-1} = \tau_d^{\gamma-1}$$

Puisque la transformation BC est isobare, on a : $\frac{T_3}{V_3} = \frac{T_2}{V_2}$ soit $T_3 = T_2 \frac{V_3}{V_2} = T_2 \frac{\tau_c}{\tau_d}$

Exprimons alors les températures T_2 , T_3 et T_4 en fonction de T_1 :

$$T_2 = T_1 \tau_c^{\gamma-1}, \quad T_3 = T_1 \frac{\tau_c^\gamma}{\tau_d} \quad \text{et} \quad T_4 = T_1 \left(\frac{\tau_c}{\tau_d} \right)^\gamma$$

THERMODYNAMIQUE CORRIGE

D'où, après simplification :

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\gamma} \cdot \frac{\left(\frac{\tau_c}{\tau_d}\right)^\gamma - 1}{\frac{\tau_c^\gamma}{\tau_d} - \tau_c^{\gamma-1}} \quad \text{soit} \quad \eta_{th} = 1 - \frac{\tau_d^{-\gamma} - \tau_c^{-\gamma}}{\gamma \left(\frac{1}{\tau_d} - \frac{1}{\tau_c} \right)}$$

c) Application numérique :

$$\eta_{th} = 1 - \frac{7^{-1,4} - 21^{-1,4}}{1,4 \left(\frac{1}{7} - \frac{1}{21} \right)} \quad \eta_{th} = 0,614 \text{ soit } 61,4 \%$$

III. On détermine à vitesse maximale :

a) Le nombre de cycles par seconde.

Le cycle Diesel est précédé d'une phase d'admission de l'air et est suivi d'une phase d'échappement ; donc un cycle correspond à deux aller-retour du piston ou à deux tours de l'arbre moteur.

Le nombre de cycles par seconde est donc : $\frac{N/2}{60} = \frac{4800}{60 \cdot 2} = 40$ cycles/seconde

b) Le chemin parcouru pendant la durée d'un cycle.

$$t_{\text{cycle}} = \frac{1}{40} \text{ seconde}$$

en un cycle le véhicule aura parcouru : $\frac{155000 \text{ m} \cdot 1}{3600 \text{ s} \cdot 40} = 1,076 \text{ m}$

c) La masse de carburant injectée à chaque cycle.

Volume de carburant injecté pour un cycle :

$$\text{Vol} = \frac{8}{100} \text{ litres/100 km} \cdot 1,076 \cdot 10^{-3} \text{ km} = 8,608 \cdot 10^{-5} \text{ litres}$$

Masse de carburant :

$$\text{Et } m_c = \rho \cdot \text{Vol} = 0,8 \cdot 8,608 \cdot 10^{-5} = 6,886 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \text{ soit } 68 \text{ mg/cycle}$$

d) La puissance du moteur Diesel.

Energie calorifique apportée par le carburant par cycle :

$$Q_c = m_c \cdot P_{ci} = 6,886 \cdot 10^{-5} \cdot 46,8 \cdot 10^6 = 3222,64 \text{ J}$$

Travail fourni en un cycle :

$$\eta_{th} = \frac{|W_{\text{cycle}}|}{Q_c} \Rightarrow |W_{\text{cycle}}| = \eta_{th} \cdot Q_c \Rightarrow |W_{\text{cycle}}| = 0,614 \cdot 3222,64$$

$$|W_{\text{cycle}}| = 1978,7 \text{ J}$$

La puissance est donc:

$$P = \frac{|W_{\text{cycle}}|}{t_{\text{cycle}}} = \frac{1978,7}{\frac{1}{40}} = 79148 \text{ Watts} \text{ ou } P = 107,5 \text{ ch}$$

CORRECTION THERMOPROPULSION

I) GENERALITE PROPULSION :

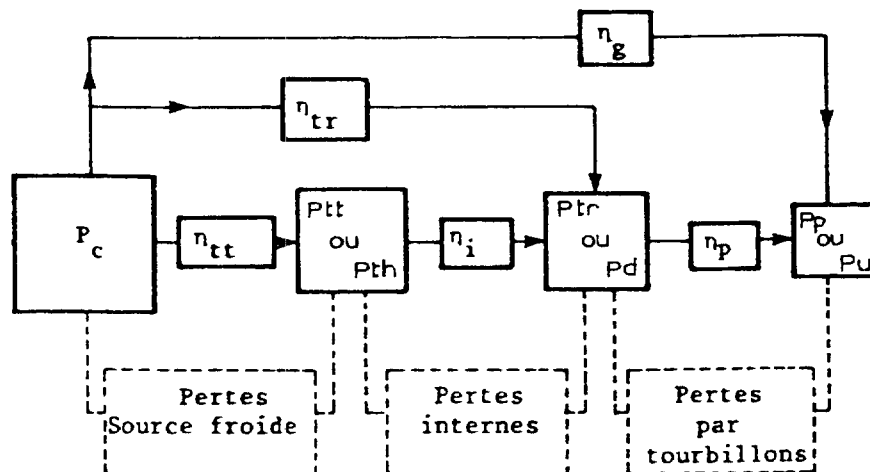
a.) Principe :

- A toute action correspond une réaction. Toute accélération de matière dans un sens, entraîne l'apparition d'une force de sens opposé appliquée à l'organe accélérateur.
- On peut appliquer ce principe dans le vide à condition que l'engin possède sa propre énergie massique d'éjection. C'est le cas des fusées et engins spatiaux qui emportent le carburant et le comburant dont ils ont besoin pour se propulser.

b.) Différentes pertes affectant une Turbomachine :

- Pertes par source froide résultant d'une part des différents modes de transmission de la chaleur, et d'autre part du fait qu'une machine thermique doit pour fonctionner, céder une partie de son énergie au milieu extérieur (2^{ème} principe de la thermodynamique). Ces pertes ont pour valeur $P_{sf} = Q_{ma} C_p \Delta T$
- Pertes internes provenant des organes mécaniques de la machines : frottements mécaniques ou visqueux, couples résistants....
- Pertes par tourbillons provenant du flux tourbillonnaire généré par les organes tournants (compresseur, turbine) de la machine. Le flux idéal serait un flux rectiligne uniforme.

• Graphe reliant puissance et rendement :



P_c = Puissance calorifique

P_{tr} = Puissance thermique réelle

η_{tt} = Rendement thermique théorique

η_p = Rendement de propulsion

η_g = rendement global

P_{tt} = Puissance thermique théorique

P_p = Puissance de propulsion

η_i = Rendement interne

η_{tr} = Rendement thermique réel

- Le rendement global d'une turbomachine est défini par : $\eta_g = \frac{3600 \cdot V_0}{C_{sp} \cdot P_{ci}}$

Il sera maximal à haute vitesse V_0 et à haute altitude car dans ce cas la consommation spécifique C_{sp} est minimum.

THERMOPROPULSION CORRIGE

II) LES TURBINES :

a.) Contraintes subies :

- Contraintes mécaniques :
 - Force centrifuge.
 - Efforts de flexion et de torsion dus à l'action des gaz.
 - Vibrations.
- Contraintes thermiques.
- Contraintes chimiques.

b.) Différence fondamentale entre les deux types de turbine :

Dans une turbine à action la détente des gaz est totale dans le stator (le degré de réaction est nul) alors qu'elle est partielle dans la turbine à réaction.

c.) Applications possibles :

Dans la réalité, on trouvera des solutions de compromis, c'est à dire des turbines "orientées" à action ou à réaction.

- La turbine à action développant une puissance accrue à même vitesse circonférentielle aura des applications dans les turbomachines demandant de fortes puissances mécaniques : Turbomoteur, Turbopropulseur.
- La turbine à réaction possédant des vitesses et des variations de vitesses plus faibles aura des applications sur les Turbo réacteurs.

d.) Optimisation du fonctionnement à haute température :

Deux solutions sont à envisager : les méthodes de refroidissement ainsi que les alliages ou composés résistant aux fortes températures

- Méthodes de refroidissement par air:
 - "Film cooling", Chemisage, cavités internes, canaux,...
- Amélioration des matériaux et des procédés de fabrication :
 - Nouveaux alliages base nickel ou cobalt
 - Amélioration par la modification des procédés de fabrication amenant des matériaux à structure colonnaire ou monocristalline.

e.) Alliages monocristallins :

Ces alliages ont une structure comparable à celle d'un diamant, c'est à dire composée d'un seul grain. Ils présentent une résistance en fatigue thermique et mécanique remarquables et son donc de plus en plus employés sur les turbomachines récentes.

III.) CONDUITE DU TURBOREACTEUR :

a.) Régulation tachymétrique :

- En augmentant la puissance, on comprime le ressort taré du distributeur, les masselottes se rétractent.
- Le distributeur descend et admet une pression d'accélération qui déplace le piston de commande du robinet doseur.
- Le robinet doseur s'ouvre, ce qui amène une augmentation du débit carburant vers les injecteurs.
- Le régime augmente, le distributeur entraîné en rotation amène un écartement des masselottes.
- Le tiroir de distribution se positionne et stoppe l'alimentation en carburant du piston de commande.
- L'équilibre est réalisé entre la commande de la manette des gaz et le régime réel.

b.) Détermination du régime de croisière d'un avion :

Celui-ci est obtenu par la mesure du point présentant la plus faible consommation spécifique.

IV. PROBLEME : LE COMPRESSEUR AXIAL**1. Calcul de U, Va, V1, σ :**

- **U :**

$$U = \frac{2 \cdot \pi \cdot R \cdot N}{60} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 0,23 \cdot 8723,4}{60} = 210 \text{ m.s}^{-1}$$

- **Va :**

$$Ma = \frac{Va}{a} \quad Va = Ma \cdot a = Ma \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot Ta} = 0,5 \cdot \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 216,5}$$

$$Va = 147,47 \text{ m.s}^{-1}$$

- **V1 :**

$$\cos 3^\circ = \frac{Va}{V1} \quad V1 = \frac{Va}{\cos 3^\circ} = 147,67 \text{ m.s}^{-1}$$

- **σ :**

$$\sigma = \frac{OH'}{U} \quad OH' = HH' - (HA + AO)$$

$$HA = \text{tg } 3^\circ \cdot Va = 7,728 \quad AO = \frac{\Delta W}{2} = \frac{0,326U}{2} = 34,23$$

$$\sigma = \frac{OH'}{U} = 1 - \frac{(HA+OA)}{HH'} = 1 - 0,1998 = 0,8 \quad \sigma = 0,8$$

2. Calcul de W1, W2, V2 :

- **W1 :**

$$W1^2 = Va^2 + AH^2 = Va^2 + (HH' - HA)^2$$

$$W1 = \sqrt{Va^2 + (HH' - HA)^2}$$

$$W1 = \sqrt{147,47^2 + (210 - 7,728)^2}$$

$$W1 = 250 \text{ m.s}^{-1}$$

- **W2 :**

$$W2^2 = Va^2 + H'B^2 = Va^2 + (HH' - HB)^2$$

$$W2 = \sqrt{Va^2 + (HH' - HB)^2}$$

$$W2 = \sqrt{147,47^2 + (210 - (0,326U + 7,728))^2}$$

$$W2 = 199,13 \text{ m.s}^{-1}$$

- **V2 :**

$$V2 = \sqrt{Va^2 + HB^2} = \sqrt{147,47^2 + 76,188^2}$$

$$V2 = 165,98 \text{ m.s}^{-1}$$

3. Calcul de ρ :

$$\rho = \frac{Pa}{r \cdot Ta} = \frac{22058}{287 \cdot 216,5} = 0,355 \text{ kg.m}^{-3}$$

4. Energies de pression gagnées:

- a.) **dans le rotor :**

$$\frac{Ps2 - Ps1}{\rho} = \Delta W \cdot OH' = 0,326 \cdot U \cdot 0,8 \cdot U = 0,326 \cdot 0,8 \cdot U^2 = 11501 \text{ J.kg}^{-1}$$

- b.) **dans le stator :**

$$\frac{Ps3 - Ps2}{\rho} = \Delta W \cdot OH = 0,326 \cdot U \cdot 0,2 \cdot U = 0,326 \cdot 0,2 \cdot U^2 = 2875 \text{ J.kg}^{-1}$$

- c.) **dans l'étage :**

$$\frac{Ps3 - Ps1}{\rho} = \Delta W \cdot U = 0,326 \cdot U^2 = 0,326 \cdot 210^2 = 14376 \text{ J.kg}^{-1}$$

THERMOPROPULSION CORRIGE**5.) Taux de compression par étage :**

$$\frac{Ps3-Ps1}{\rho} = \Delta W \cdot U \quad Ps3 = (\Delta W \cdot U) \cdot \rho + Ps1 = (14376 \cdot 0,355) + 22058 = 27161 \text{ Pa}$$

$$\tau_{\text{étage}} = \frac{Ps3}{Ps1} = \frac{27161}{22058} = 1,231$$

6.) Taux de compression global :

$$\tau_{\text{global}} = \tau_{\text{étage}}^n = 1,231^{16} = 27,8$$

7.) Puissance absorbée par le compresseur :

$$P_{\text{absorbée}} = Qma \cdot Cp \cdot Ta \left(\tau_{\text{global}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = 200 \cdot 1000 \cdot 216,5 \left(27,8^{0,28} - 1 \right)$$

$$P_{\text{absorbée}} = 68,657 \text{ MW}$$