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

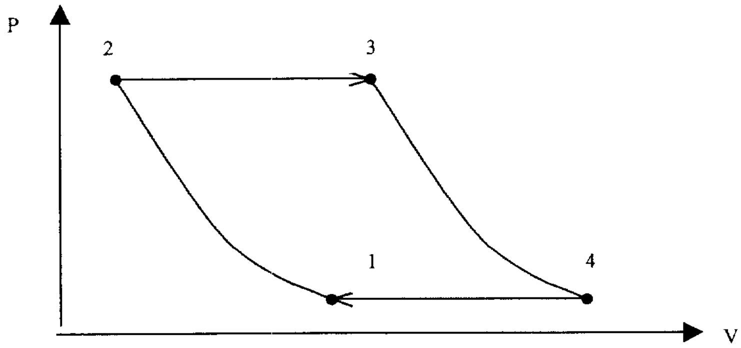
THERMODYNAMIQUE – THERMOPROPULSION

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 :

$$\eta th=\frac{|W|}{Qreçue}=\frac{-Wcycle}{Qreçue}=\frac{Qcycle}{Qreçue}=\frac{Q23+Q41}{Q23}=1+\frac{Q41}{Q23}=1+\frac{n.Cp.(T1-T4)}{n.Cp.(T3-T2)}$$

$$\eta th=1-\frac{(T4-T1)}{(T3-T2)}$$

La transformation 1⇒2 est adiabatique d'où : $T1^{\gamma}.P1^{1-\gamma} = T2^{\gamma}.P2^{1-\gamma}$

La transformation 3⇒4 est adiabatique d'où : $T4 = T3.(P2/P1)^{1-\gamma/\gamma}$

$$\eta th=1-\frac{T3.\tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}-T2.\tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}}{T3-T2}=1-\tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \qquad \eta th=1-\tau^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

III. Calcul du rendement réel :

$$\eta réel=\frac{|W|}{Qreçue}=\frac{3,6.10_6}{0,354.44.10_6} \qquad \eta réel=0,231=23,1\%$$

IV. Calcul du rendement théorique :

$$\eta réel=0,516.\eta th \qquad \eta th=\frac{\eta éel}{0,516}=\frac{0,231}{0,516} \qquad \eta th=0,4476=44,76\%$$

Valeur du taux de compression global :

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

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

$T1^{\gamma}.P1^{1-\gamma} = T2^{\gamma}.P2^{1-\gamma}$

$T2 = T1.\tau^{\gamma-1/\gamma}$ $\quad T2 = 236.8^{0.2857}$ $\quad T2 = 427.5$ K

$T4 = T3.\ \tau^{1-\gamma/\gamma}$ $\quad T4 = 1288.8^{-0,2857}$ $\quad T4 = 711$ K

VI. Calcul de Qma :

$P = 478.10^3$ W $\qquad$ en 1 seconde $W = 478.10^3$ J avec $\eta réel=\frac{|W|}{Qreçue}$

$$Qreçue=\frac{|W|}{\eta réel}=\frac{478.10_3}{0,231}=2,07.10_7 \text{ J} \qquad Qreçue=n.Cp.(T3-T2) \qquad n=\frac{Qreçue}{Cp.(T3-T2)}$$

$$n=\frac{2,07.10_6}{\frac{1,4.8,314}{0,4}(1288-427)}$$

n = 82,62 mol/s $\qquad$ $Qma=n.V_0.\rho_0=82,62.22,4.10^{-3}.1,295$

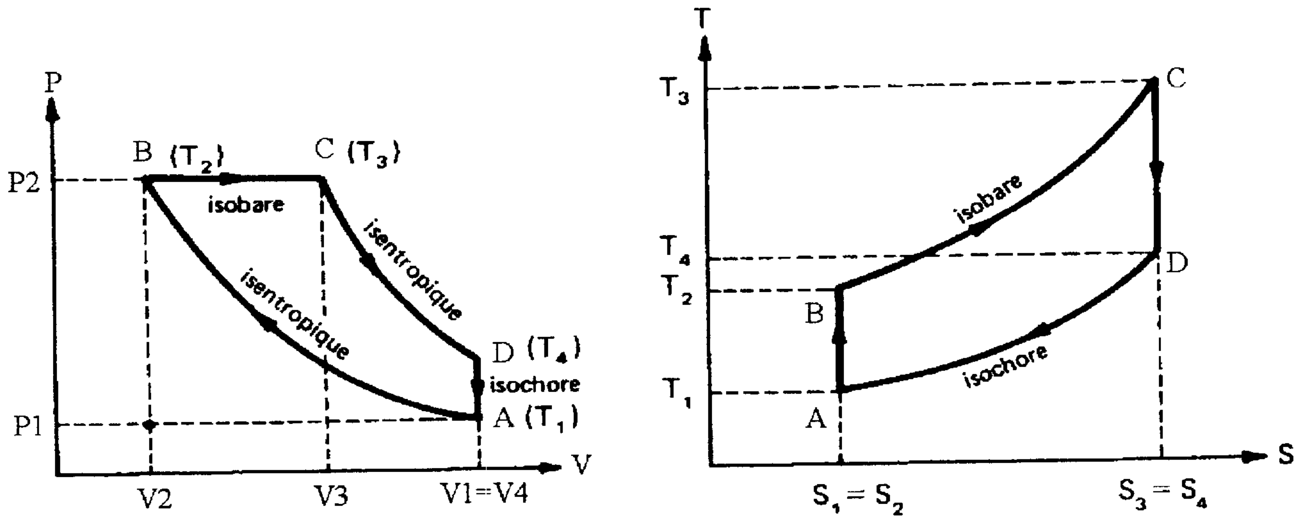
Qma=2,4 kg/s

THERMODYNAMIQUE CORRIGE

PROBLEME 2

I. Représentation des cycles :

Diagrammes du cycle Diesel idéal.



II. Rendement théorique du cycle Diesel :

a) Le rendement du cycle est :

$$\eta th = \left|\frac{recette}{dépense}\right| = \frac{-Wcycle}{Qreçue}$$

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

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

- $Q_{BC} = n\, C_p\, (T3 - T2)$ car BC est isobare.
- $Q_{DA} = n\, C_v\, (T1 - T4)$ car BC est isochore

$$\text{Donc} \quad \eta th = 1 - \frac{1}{\gamma}\frac{(T4-T1)}{(T3-T2)}$$

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

$$\frac{T2}{T1} = \left(\frac{V1}{V2}\right)^{\gamma-1} = \tau_c^{\gamma-1} \quad \text{et} \quad \frac{T3}{T4} = \left(\frac{V4}{V3}\right)^{\gamma-1} = \left(\frac{V1}{V3}\right)^{\gamma-1} = \tau_d^{\ \gamma-1}$$

Puisque la transformation BC est isobare, on a : $\frac{T3}{V3} = \frac{T2}{V2}$ soit $T3 = T2\,\frac{V3}{V2} = T2\frac{\tau_c}{\tau_d}$

Exprimons alors les températures T2, T3 et T4 en fonction de T1 :

$T2 = T1\, \tau_c^{\gamma-1}$, $T3 = T1\, \frac{\tau_c^{\gamma}}{\tau_d}$ et $T4 = T1.\left(\frac{\tau_c}{\tau_d}\right)^{\gamma}$

THERMODYNAMIQUE CORRIGE

D'où, après simplification :

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

c) Application numérique :

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

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 : $\frac{N/2}{60}=\frac{4800}{60.2}=40$ cycles/seconde

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

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

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

c) La masse de carburant injectée à chaque cycle.

Volume de carburant injecté pour un cycle :

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

Masse de carburant :

Et $m_c = \rho$.Vol = 0,8 . 8,608.10^{-5} = 6,886 . 10-5 kg soit 68mg/cycle

d) La puissance du moteur Diesel.

Energie calorifique apportée par le carburant par cycle :

Qc = m_c . Pci = 6,886.10^{-5} . 46,8.10^{6} = 3222,64 J

Travail fourni en un cycle :

$$\eta th = \frac{|Wcycle|}{Qc} \Rightarrow |Wcycle| = \eta th\ .\ Qc \Rightarrow |Wcycle| = 0,614\ .\ 3222,64$$

$|Wcycle| = 1978,7$ J

La puissance est donc:

$$P = \frac{|Wcycle|}{tcycle} = \frac{1978,7}{\frac{1}{40}} = 79148 \text{ Watts} \quad \text{ou} \quad P = 107,5 \text{ ch}$$

CORRECTION THERMOPROPULSION

I) GENERALITE PROPULSION :

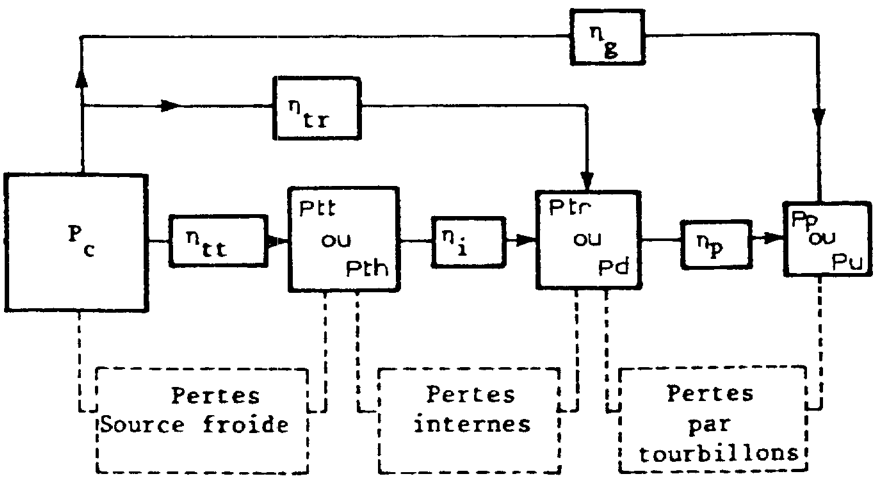
a.) Principe :

- 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 milieux extérieur ($2^{ème}$ principe de la thermodynamique). Ces pertes ont pour valeur Psf = Qma Cp ΔT
- 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 :**



Pc = Puissance calorifique
Ptr = Puissance thermique réelle
ηtt = Rendement thermique théorique
ηp = Rendement de propulsion
ηg = rendement global

Ptt = Puissance thermique théorique
Pp = Puissance de propulsion
ηi = Rendement interne
ηtr = Rendement thermique réel

- Le rendement global d'une turbomachine est défini par : $\eta g = \dfrac{3600.V0}{Csp.Pci}$

Il sera maximal à haute vitesse V0 et à haute altitude car dans ce cas la consommation spécifique Csp 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 où 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 Turboréacteurs.

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.

THERMOPROPULSION CORRIGE

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 :**

$$U = \frac{2.\pi.R.N}{60} = \frac{2.3,14.0,23.8723,4}{60} = 210 \text{ m.s}^{-1}$$

- **Va :**

$$Ma = \frac{Va}{a} \qquad Va = Ma\ .\ a = Ma\ .\ \sqrt{\gamma.r.Ta} = 0,5\ .\ \sqrt{1,4.287.216,5}$$

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

- **V1 :**

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

- **σ :**

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

$$HA = tg\ 3°.Va = 7,728 \qquad AO = \frac{\Delta W}{2} = \frac{0,326U}{2} = 34,23$$

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

2. Calcul de W1, W2, V2 :

- **W1 :**

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

$$W1 = \sqrt{147,47^2 + (210 - 7,728)^2} \qquad W1 = 250 \text{ m.s}^{-1}$$

- **W2 :**

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

$$W2 = \sqrt{147,47^2 + (210 - (0,326U + 7,728))^2} \qquad W2 = 199,13 \text{ m.s}^{-1}$$

- **V2 :**

$$V2 = \sqrt{Va^2 + HB^2} = \sqrt{147,47^2 + 76,188^2} \qquad V2 = 165,98 \text{ ms}^{-1}$$

3. Calcul de ρ :

$$\rho = \frac{Pa}{r.Ta} = \frac{22058}{287.216,5} = 0,355 \text{ kg.m}^{-3}$$

4. Energies de pression gagnées:

a.) dans le rotor :

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

b.) dans le stator :

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

c.) dans l'étage :

$$\frac{Ps3 - Ps1}{\rho} = \Delta W\ .\ U = 0,326\ U^2 = 0,326.210^2 = 14376 \text{ J.kg}^{-1}$$

THERMOPROPULSION CORRIGE

5.) Taux de compression par étage :

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

$\tau_{étage} = \dfrac{Ps3}{Ps1} = \dfrac{27161}{22058} = 1.231$

6.) Taux de compression global :

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

7.) Puissance absorbée par le compresseur :

$P_{absorbée} = Qma.Cp.Ta\,(\tau global^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) = 200\ 1000.216{,}5\,(27{,}8^{0.28} - 1)$

$P_{absorbée} = 68{,}657$ MW