

# Exercices chapitre 10

Version du 30 octobre 2014

CC-BY-SA Olivier Cleynen — thermo.ariadacapo.net

L'air est considéré comme un gaz parfait.

$$c_{v(\text{air})} = 718 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1} \quad R_{\text{air}} = 287 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$$

$$c_{p(\text{air})} = 1005 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1} \quad \gamma_{\text{air}} = 1,4$$

$$c_{v(\text{gaz})} = 823 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1} \quad R_{\text{gaz}} = 327 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$$

$$c_{p(\text{gaz})} = 1150 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1} \quad \gamma_{\text{gaz}} = 1,333$$

Nous admettons que pour une évolution adiabatique réversible (sans apport de chaleur et infiniment lente) les propriétés de l'air suivent les trois relations suivantes :

$$\left( \frac{T_1}{T_2} \right) = \left( \frac{v_2}{v_1} \right)^{\gamma-1} \quad (4/36)$$

$$\left( \frac{T_1}{T_2} \right) = \left( \frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (4/37)$$

$$\left( \frac{p_1}{p_2} \right) = \left( \frac{v_2}{v_1} \right)^{\gamma} \quad (4/38)$$

## 10.1 Quelques questions de cours

- Représentez le cycle suivi par l'air dans un turboréacteur simple flux monoturbine sur un diagramme pression-volume et température-entropie.
- Pourquoi utilise-t-on deux arbres moteur concentriques (et donc deux ensembles compresseur+turbine) dans certaines turbomachines ?
- Représentez le cycle suivi par l'air dans un turbomoteur à refroidisseur intermédiaire et échangeur économiseur (figure 10.21) sur un diagramme température-entropie.

## 10.2 Générateur à refroidissement intermédiaire

Une installation portative légère est conçue pour générer de l'électricité de façon autonome. Elle comporte un seul axe (compresseur et turbine uniques) et a les propriétés suivantes :

- Rapport de pressions  $\frac{p_{\text{max.}}}{p_{\text{min.}}}$  : 10
- Efficacité compresseur : 78 %
- Température d'entrée turbine : 1200 K
- Efficacité turbine : 88 %
- Efficacité mécanique de l'axe : 95 %
- Entrée compresseur : 295 K et 1,015 bar

1. Schématisez le circuit suivi par l'air dans le moteur, et tracez le cycle thermodynamique sur un diagramme température-entropie.
2. Quelle est la puissance mécanique développée par l'installation ?
3. Quels sont son rendement et son rapport des puissances ?

On décide d'améliorer le moteur en séparant la compression en deux étapes, et en insérant un refroidisseur (intercooler) entre ces deux étapes.

Désormais, la compression est interrompue à 3,21 bar, et l'air est alors refroidi à pression constante jusqu'à 370 K.

La compression est ensuite poursuivie et le même rapport de pressions global  $\frac{p_{\text{max.}}}{p_{\text{min.}}}$  est obtenu.

4. Schématisez le nouveau circuit suivi par l'air et le diagramme température-entropie correspondant.
5. Quelle est la nouvelle puissance fournie ?
6. Quelles sont les nouvelles valeurs du rendement et du rapport des puissances ?

## 10.3 Turbopropulseur

Un avion de ligne régional est motorisé par deux turbopropulseurs (figure 10.26). Dans chacun d'entre eux, une turbine unique alimente un compresseur axial, ainsi que l'hélice par l'intermédiaire d'un réducteur (figure 10.25).

Pendant la croisière, le débit d'air au sein du moteur est de  $4,9 \text{ kg s}^{-1}$ , et le circuit est le suivant :

- L'air à pression et température ambiantes (0,8 bar,  $-5^\circ\text{C}$ ) est admis dans le compresseur ;
- Le compresseur porte l'air à pression de 7,6 bar avec une efficacité isentropique de 80 % ;
- L'air est ensuite chauffé dans la chambre de combustion jusqu'à  $1070^\circ\text{C}$  ;
- Les gaz de combustion sont ensuite détendus dans la turbine et rejetés dans l'atmosphère ; La turbine a une efficacité isentropique de 80 %.

La turbine alimente le compresseur (par l'intermédiaire d'un axe aux frottements négligeables), et l'hélice (par l'intermédiaire d'une boîte de transmission de rendement 92 %).

Nous souhaitons quantifier la puissance effectivement reçue par l'hélice au cours du vol.

1. Tracez le cycle suivi par l'air sur un diagramme température-entropie.
2. Quelle est la température à la sortie du compresseur ?
3. Quelle est la température à la sortie de la turbine ?
4. Quelle est la puissance reçue par l'hélice ?

Afin de procéder au dégivrage des ailes, on propose d'effectuer un petit prélèvement de gaz au sein du compresseur. Le débit

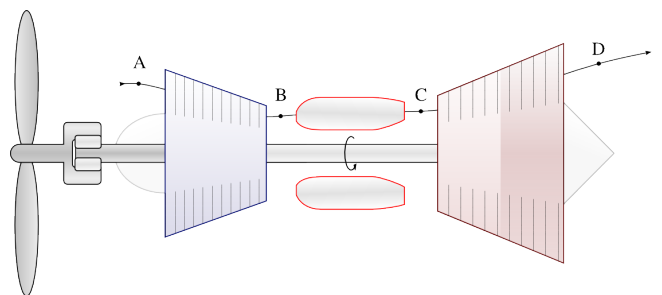


FIGURE 10.25 – Circuit de principe d'un turbopropulseur.

CC-BY-SA Olivier Cleynen

du prélèvement est de  $0,1 \text{ kg s}^{-1}$ , et la température de l'air est de  $200^\circ\text{C}$ .

5. Proposez et quantifiez une modification au cycle pour pouvoir maintenir la même puissance à l'hélice.



FIGURE 10.26 – Un turbopropulseur *Pratt & Whitney Canada* PWC123 équipant un Bombardier Dash 8. Le PWC123 est équipé de deux arbres et d'une turbine libre, mais son agencement de principe reste similaire à celui décrit en figure 10.25.

Photo moteur dérivée d'une photo CC-BY par l'utilisateur/rice flickr cliff1066;  
Photo Dash 8 CC-BY-SA par l'utilisateur/rice Flickr Björn

## 10.4 Modification de turboréacteur

Un turboréacteur fonctionne avec un seul axe moteur (compresseur unique, et turbine unique). Ses caractéristiques de fonctionnement sont les suivantes :

- Débit d'air :  $4 \text{ kg s}^{-1}$  ;
- Conditions atmosphériques :  $10^\circ\text{C}$  et  $0,95 \text{ bar}$
- Rapport de pression  $\frac{P_{\text{max.}}}{P_{\text{min.}}}$  : 25
- Température maximale :  $1300 \text{ K}$
- Efficacité isentropique du compresseur et de la turbine : 85 %

On cherche à quantifier ses performances avant modification.

1. Représentez les composants du turboréacteur, et le cycle thermodynamique suivi par l'air sur un diagramme température-entropie ou pression-volume.
2. Quelle est la pression disponible à la sortie de la turbine ?
3. Quelle serait la vitesse atteinte par les gaz en sortie de tuyère si la détente y était isentropique ?

L'équipe d'ingénieurs en charge de la conception des composants propose de modifier le moteur, en utilisant deux axes plutôt qu'un seul (figure 10.27). L'axe au centre de la turbine pouvant tourner à plus grande vitesse, l'efficacité isentropique des composants est augmentée :

- Efficacité isentropique du compresseur et de la turbine basse pression (axe BP) : 85 %  
(rapport des pressions : 2)
- Efficacité isentropique du compresseur et de la turbine haute pression (axe HP) : 90 %  
(rapport des pressions : 12,5)

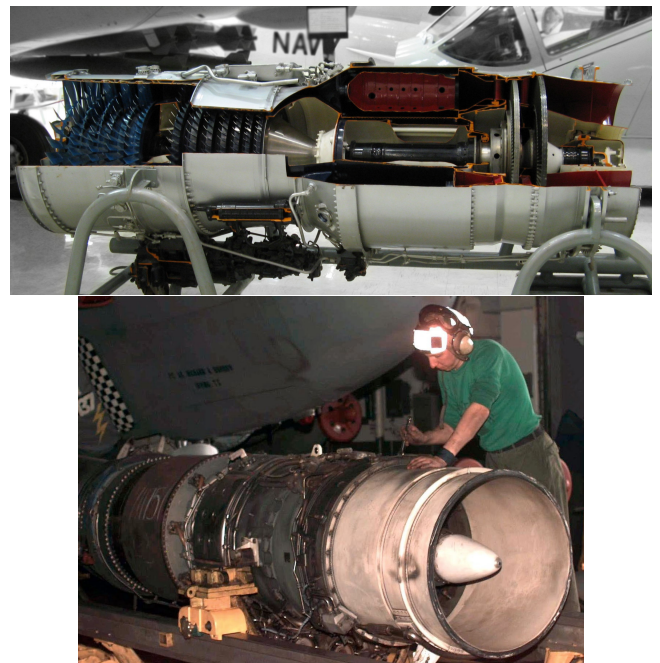


FIGURE 10.27 – Un turboréacteur à simple flux et deux arbres *Pratt & Whitney* J52 (ou JT8A), construit en 4500 exemplaires. Il équipe encore le EA-6B *Prowler*.

Photo gauche dérivée d'une photo CC-BY par Greg Goebel;  
Photo droite dérivée d'une photo domaine public par Sgt.G. Robinson, U.S. Navy



Toutes les autres caractéristiques de fonctionnement du moteur restent inchangées.

4. Quelle est la nouvelle pression disponible à la sortie de la turbine ?
5. Quelle est la nouvelle vitesse d'éjection des gaz ?

## 10.5 Moteur à essence

Nous nous proposons d'étudier le cycle théorique du moteur à pistons/cylindres d'un avion de tourisme (figure 10.28). Le moteur est dit « à essence » et est basé sur le cycle théorique d'Otto. La compression et la détente sont isentropiques ; l'apport et le rejet de chaleur se font à volume constant.

- Au début du cycle, l'air est à 21 °C et 1 bar ;
  - La chaleur spécifique fournie chaque cycle est de 500 kJ kg<sup>-1</sup> ;
  - Le taux de compression  $\frac{V_{\max}}{V_{\min}}$  est de 7.
1. Tracez le cycle suivi sur un diagramme pression-volume ou température-entropie, en y indiquant tous les transferts de chaleur et de travail.
  2. Quelles sont les températures de l'air au début et à la fin de la combustion ?
  3. Quelle est la quantité de chaleur rejetée lors du refroidissement ?
  4. Quel est le rendement de ce cycle théorique ?



FIGURE 10.28 – Moteur six cylindres essence injection Continental IO-550 de 300 ch, en fabrication depuis 1983. Il équipe entre autres le Cirrus SR22.

Photo gauche CC-BY-SA par l'utilisateur-rice Commons FlugKerl2 ;  
Photo droite CC-BY-SA par l'utilisateur-rice Commons Airman7474.

5. En pratique, l'évolution de l'air sur le diagramme pression-volume est fort différente du cycle décrit par Otto. Proposez deux raisons expliquant cela.
6. On constate que lorsque l'appareil gagne de l'altitude, la puissance que le moteur peut fournir baisse très significativement. Quelle modification peut-on apporter au moteur pour compenser cela ?

## 10.6 Moteur Diesel

Un moteur à pistons-cylindres fonctionne sur le cycle théorique de Diesel, avec les caractéristiques suivantes :

- La compression et la détente sont isentropiques ;
  - La combustion est à pression constante ;
  - Le rejet de chaleur est à volume constant.
  - Au début du cycle, l'air est à 15 °C et 1 bar ;
  - La chaleur spécifique fournie chaque cycle est de 400 kJ kg<sup>-1</sup>.
  - Le taux de compression  $\frac{V_{\max}}{V_{\min}}$  est de 16.
1. Tracez le cycle thermodynamique suivi sur un diagramme pression-volume ou température-entropie, en indiquant tous les transferts de chaleur et de travail.
  2. Quelle est la température de l'air après la compression ?



FIGURE 10.29 – Moteurs Diesel six cylindres de 1 100 kW électrogène (gauche) et sept cylindres de 25 MW propulsif (droite) d'un pétrolier de 290 000 t.

Photo 1 et 2 CC-BY-SA par Hervé Cozanet

3. Quelle est la température de l'air après la combustion ?
4. Montrez que lors de l'apport de chaleur, le rapport des volumes est égal au rapport des températures, et calculez ainsi la température à la fin de la détente.
5. Quel est le rendement du moteur ?
6. Il est aisé de montrer qu'à taux de compression égal, un cycle Diesel est moins efficace qu'un cycle dit « à essence » (cycle d'Otto). Pourquoi est-il alors utilisé ?

# Résultats

① De nombreux exercices sont corrigés intégralement dans les annales publiées à l'adresse <http://thermo.ariadacapo.net/>.

- 10.2** 2)  $T_{\text{entrée cc}} = 647,1 \text{ K}$ ,  $T_{\text{échap}} = 738,1 \text{ K}$ ,  $w_{\text{net}} = -168,45 \text{ kJ kg}^{-1}$   
3)  $\eta_{\text{mot.}} = 26,49 \%$ ;  $r_w = 31,71 \%$  5)  $w_{\text{comp.}} = +333,7 \text{ kJ kg}^{-1}$ :  
 $w_{\text{net}} = -187,6 \text{ kJ kg}^{-1}$  6)  $\eta_{\text{mot.}} = 25,28 \%$  (−1,2 pt).
- 10.3** 2)  $T_B = 570,7 \text{ K}$  3)  $T_D = 880,9 \text{ K}$   
4)  $\dot{W}_{\text{hélices}} = 1,025 \text{ MW}$  5) Une possibilité : augmenter  $\dot{m}_{\text{moteur}}$  sans modifier les températures. Alors,  $\dot{m}_{\text{entrée moteur 2}} = 5,096 \text{ kg s}^{-1}$ .
- 10.4** 2)  $T_2 = 785,2 \text{ K}$ ,  $T_{4\text{is.}} = 783,6 \text{ K}$ ;  $p_4 = 3,13 \text{ bar}$  3)  $C_5 = 714,3 \text{ m s}^{-1}$  (mais les tuyères ne sont jamais isentropiques...)  
4)  $C_7 = 811,3 \text{ m s}^{-1}$  (idem). 4)  $p_6 = 4,684 \text{ bar}$
- 10.5** 2)  $T_2 = 640,3 \text{ K}$  et  $T_3 = 1\,257,8 \text{ K}$  3)  $q_{4 \rightarrow 1} = -295,2 \text{ kJ kg}^{-1}$   
4)  $\eta_{\text{moteur}} = 41 \%$
- 10.6** 2)  $T_2 = 873,1 \text{ K}$  3)  $T_3 = 1\,271,1 \text{ K}$   
4)  $T_4 = 572,2 \text{ K}$  5)  $\eta_{\text{moteur}} = 41,5 \%$