

Exercices chapitre 10

Version du 22 avril 2015

CC-BY-SA Olivier Cleynen – <http://thermodynamique.ninja/>

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

1. Pourquoi les moteurs à pistons permettent-ils d'atteindre de plus grandes températures de combustion que les turbomachines ?
2. Quel avantage le cycle de Diesel présente-t-il sur le cycle d'Otto ?
3. Représentez le cycle suivi par l'air dans un turbo-réacteur simple flux monoturbine sur un diagramme pression-volume et sur un diagramme température-entropie, de façon qualitative.
4. Pourquoi utilise-t-on deux arbres moteur concentriques (et donc deux ensembles {compresseur + turbine}) dans certaines turbomachines ?
5. Représentez le cycle suivi par l'air dans un turbomoteur à refroidisseur intermédiaire et échangeur économiseur (figure 10.23) sur un diagramme température-entropie, de façon qualitative.

10.2 Moteur à essence

Nous nous proposons d'étudier le fonctionnement de principe du moteur à pistons/cylindres d'un avion de tourisme (figure 10.31). Le moteur est dit « à essence » et est basé sur le cycle théorique d'Otto.

- Au début du cycle, l'air est à 21 °C et 1 bar ;
- La chaleur spécifique fournie à chaque cycle pendant la croisière est de 500 kJ kg⁻¹ ;
- Le taux de compression $\epsilon \equiv \frac{V_{\text{max}}}{V_{\text{min}}}$ est de 7.

Dans notre étude, nous considérons que la compression et la détente sont isentropiques et que l'apport et le rejet de chaleur se font à volume constant.

1. Tracez le cycle suivi sur un diagramme pression-volume ou température-entropie, de façon qualitative et en y représentant 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 moteur théorique ?
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 ce phénomène ?



FIGURE 10.31 – Moteur six cylindres essence à injection *Continental IO-550* de 300 ch, en fabrication depuis 1983. Il équipe entre autres l'avion *Cirrus SR22*. Cette photo montre la version turbocompressée du moteur, dont on aperçoit l'intercooler en haut à gauche.

Photo moteur CC-BY-SA par l'utilisateur-ricc Commons FlugKerl2 ;
Photo appareil CC-BY-SA par l'utilisateur-ricc Commons Airman7474.

10.3 Moteur Diesel

Un moteur à pistons-cylindres utilisé pour propulser un navire (figure 10.32) est suralimenté par un turbocompresseur qui augmente la pression et la température de l'air d'admission à partir d'énergie extraite des gaz d'échappement (le turbocompresseur est une pièce ne nécessitant aucun apport extérieur d'énergie sous forme de travail ou de chaleur, cf. §10.3.5 p.310). Le moteur a ainsi les caractéristiques de fonctionnement suivantes :

- l'air admis dans les cylindres est à 115 °C et 3 bar ;
- la chaleur spécifique fournie chaque cycle est de 1 250 kJ kg⁻¹ ;
- le taux de compression $\epsilon \equiv \frac{V_{\max}}{V_{\min}}$ est de 17.

Nous considérons le cas de fonctionnement optimal, c'est à dire le suivi du cycle de Diesel, selon les caractéristiques suivantes :

- compression et détente isentropiques ;
- combustion à pression constante ;
- rejet de chaleur à volume constant.

1. Tracez le cycle thermodynamique suivi sur un diagramme pression-volume ou température-entropie, de façon qualitative et en y indiquant tous les transferts de chaleur et de travail.
2. Quelle est la température de l'air à la fin de la compression ?
3. Quelle est la température des gaz à la fin de la combustion ?
4. Quelle est la pression maximale atteinte dans le moteur ?



FIGURE 10.32 – 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

5. Quelle est la température à la fin de la détente ?
6. Quel est le rendement du moteur ?
7. 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 ?

10.4 Turbopropulseur

Un avion de ligne régional est motorisé par deux turbopropulseurs (figure 10.34). Dans chacun d'entre eux, une turbine unique alimente un compresseur axial, ainsi que l'hélice par l'intermédiaire d'un réducteur (figure 10.33).

Pendant la croisière, le débit d'air au sein du moteur est de 4,9 kg s⁻¹, et le circuit est le suivant :

- L'air à pression et température ambiantes (0,55 bar & -5 °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 1 315 °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 d'efficacité 83 %).

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, de façon qualitative.
2. Quelle est la température de l'air à la sortie du compresseur ?
3. Quelle est la température des gaz à la sortie de la turbine ?
4. Quelle est la puissance fournie à l'hélice ?

Afin de procéder au dégivrage des ailes, on effectue un petit prélèvement de gaz au sein du compresseur. Le débit du prélèvement est de 0,1 kg s⁻¹, et la température de l'air est de 200 °C.

5. Proposez et quantifiez une modification à porter au fonctionnement du moteur pour qu'il puisse fournir la même puissance à l'hélice.

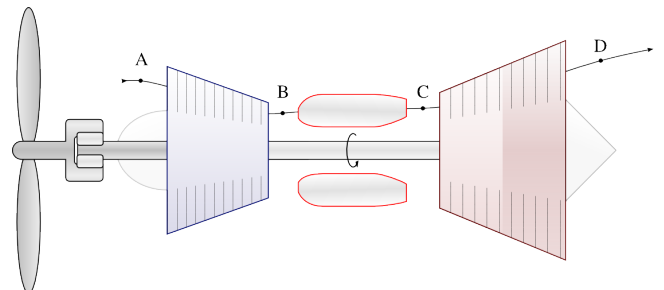


FIGURE 10.33 – Agencement interne de principe d'un turbopropulseur.

schéma CC-BY-SA Olivier Cleynen



FIGURE 10.34 – Un turbopropulseur *Pratt & Whitney Canada* pwc123 équipant un *Bombardier Dash 8*. Le pwc123 est configuré avec trois ensembles tournants concentriques, dont l'arbre moteur alimenté par un turbine libre, mais son agencement de principe reste similaire à celui décrit en figure 10.33.

Photo moteur dérivée d'une photo CC-BY par l'utilisateur-rice Flickr 28567825@N03cliff1066 ; Photo avion CC-BY-SA par l'utilisateur-rice Flickr 24056116@N07Björn

10.5 Modification de turboréacteur

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

- Débit d'air : 4 kg s^{-1}
- Conditions atmosphériques : 283 K & $0,95 \text{ bar}$
- Rapport de pression $\frac{p_{\text{max.}}}{p_{\text{min.}}}$: 25
- Température maximale : 1300 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 10.35). L'ensemble tournant le plus au centre du moteur pouvant évoluer 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)

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 théorique d'éjection des gaz ?

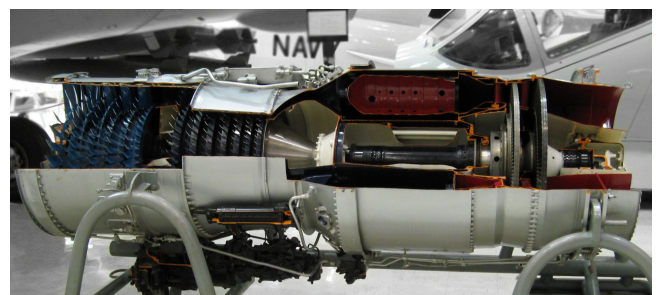


FIGURE 10.35 – Un turboréacteur à simple flux et deux arbres *Pratt & Whitney* j52 (ou JT8A), construit en 4 500 exemplaires. Il équipe encore le *EA-6B Prowler*.

Photo 1 dérivée d'une photo CC-BY par Greg Goebel ; Photo 2 dérivée d'une photo domaine public par Sgt. G. Robinson, U.S. Navy

10.6 Turbomoteur à refroidissement intermédiaire

Vous êtes chargé/e par une petite entreprise de développer un moteur qui sera destiné à générer de l'électricité dans une usine. Il est décidé de baser le moteur sur un turboréacteur à soufflante issu d'un avion de ligne retiré du service : il s'agit d'un vénérable *General Electric CF6* (figures 10.36 et 10.37).

Le turboréacteur possède deux axes concentriques :

- L'axe basse pression relie la soufflante, une section de compresseur appelée *booster* et la turbine basse pression ;
- L'axe haute pression relie le reste du compresseur et la turbine haute pression.

Le turboréacteur a les propriétés suivantes :

Rapport maximal des pressions :	29,3
Rapport des pressions du booster :	1,2
Rapport des pressions de la soufflante :	1,2
Température maximale :	1 300 °C
Efficacité isentropique des compresseurs :	85 %
Efficacité isentropique des turbines :	85 %
Pression de rejet des gaz dans l'atmosphère :	1,1 bar

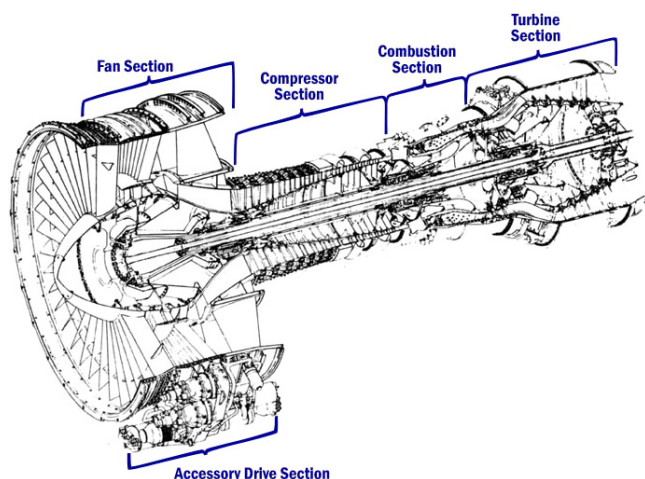


FIGURE 10.36 – Schéma de coupe d'un *General Electric CF6-6*. Le moteur a propulsé toutes les grandes familles d'appareils long-courrier des années 70 et 80.

schéma domaine public U.S. FAA

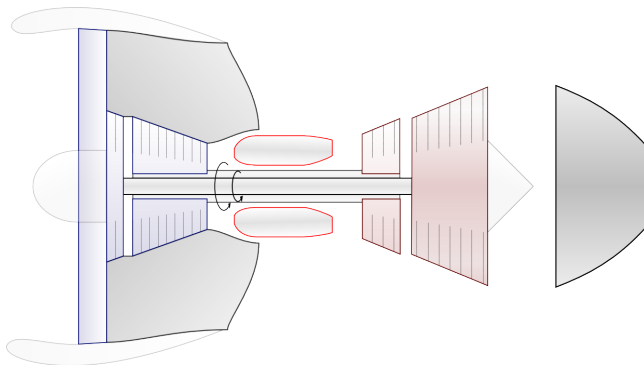


FIGURE 10.37 – Schéma de principe de l'agencement du *General Electric CF6*.

schéma CC-BY-SA Olivier Cleynen

Pour transformer le turboréacteur en turbomoteur, vous faites retirer la nacelle et la soufflante, et vous faites connecter mécaniquement l'axe basse pression à la génératrice (figure 10.38). Le turbomoteur est mis en route aux conditions atmosphériques de 1 bar et 18 °C. À plein régime, il utilise un débit d'air de 80 kg s⁻¹.

1. Représentez le cycle thermodynamique suivi par l'air sur un diagramme pression-volume, de façon qualitative.
2. Quelle est la puissance mécanique développée par la machine ?
3. Quelle est sa marge de travail ?
4. Quelle est son efficacité ?

L'entreprise cliente réceptionne votre moteur mais souhaite augmenter la puissance qu'il développe. Le moteur fonctionnant déjà à pleine capacité, vous n'êtes en mesure d'augmenter ni le débit d'air, ni la température de combustion.

Pour pouvoir augmenter la puissance, vous installez un système d'intercooling (figure 10.38). La compression de l'air est interrompue à pression de 7 bar ; l'air est conduit dans un grand échangeur de chaleur où il est refroidi à pression constante. Lorsque sa température est redescendue à 40 °C, on reprend sa compression dans le compresseur, qui n'a pas été modifié.

5. Représentez qualitativement le nouveau cycle thermodynamique sur le diagramme pression-volume plus haut.
6. De combien augmente la puissance mécanique développée par la machine ?
7. Quelle est la nouvelle marge de travail ?
8. Quelle est la nouvelle efficacité ?

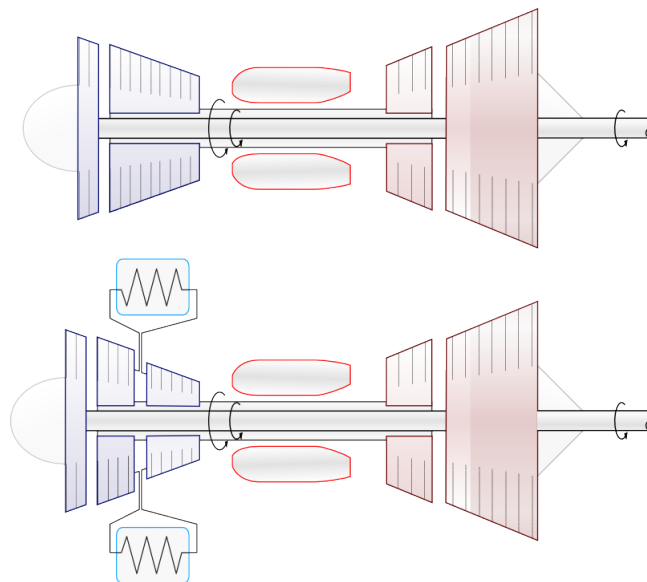


FIGURE 10.38 – En haut : schéma de principe d'un turbomoteur basé sur le CF6 dont on a supprimé la soufflante.

En bas : le même turbomoteur modifié par l'ajout d'un système de refroidissement intermédiaire (intercooler).

schémas CC-BY-SA Olivier Cleynen

Solutions des exercices

10.2 1) Voir figure 10.3 p.307 ;

$$2) T_B = T_A \left(\frac{v_A}{v_B} \right)^{\gamma_{\text{air}} - 1} = 640,6 \text{ K} = 367,5 \text{ }^\circ\text{C}$$

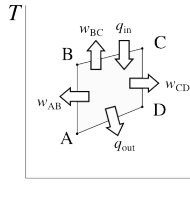
$$(4/36) \text{ et } T_C = \frac{q_{\text{combustion}}}{c_{p(\text{gaz})}} + \frac{c_{p(\text{air})}}{c_{p(\text{gaz})}} T_B = 1166,3 \text{ K} = 893,3 \text{ }^\circ\text{C} ;$$

$$3) T_D = 610,16 \text{ K} = 337 \text{ }^\circ\text{C} \text{ (4/36) ainsi } q_{D \rightarrow A} = c_{v(\text{gaz})}(T_D - T_A) = -260,1 \text{ kJ kg}^{-1} ;$$

4) $\eta_{\text{moteur}} = \frac{q_{\text{net}}}{q_{\text{in}}} = 47,99 \%$ (valeur purement théorique, car compressions et détente réversibles : en pratique, viser plutôt 35 %) ;

5) Voir §10.3.4 p.309 ;

6) La puissance diminue car la masse volumique de l'air atmosphérique diminue avec l'altitude. Pour augmenter \dot{m}_{air} on peut par exemple installer un système de turbocompression (cf. §10.3.5 p.310) comme représenté en figure 10.31.



10.3

$$2) T_B = 1205,5 \text{ K} = 932,4 \text{ }^\circ\text{C} \text{ (4/36)} ;$$

$$3) T_C = \frac{q_{\text{combustion}}}{c_{p(\text{gaz})}} + \frac{c_{p(\text{air})}}{c_{p(\text{gaz})}} T_B = 1984,7 \text{ K} = 1711,6 \text{ }^\circ\text{C} ;$$

$$4) p_C = p_B = 158,4 \text{ bar} ;$$

$$5) \text{ Avec l'équation 4/36, } \frac{T_D}{T_C} = \left(\frac{v_D}{v_C} \right)^{\gamma_{\text{gaz}} - 1} =$$

$$\left(\frac{v_A}{v_B} \frac{v_B}{v_C} \right)^{\gamma_{\text{gaz}} - 1} = \left[\epsilon \frac{R_{\text{air}}}{R_{\text{gaz}}} \frac{T_B}{T_C} \right]^{\gamma_{\text{gaz}} - 1} \text{ Ainsi } T_D = 952,7 \text{ K} = 679,5 \text{ K (attention ces gaz doivent encore alimenter la turbine du turbo avant d'être éjectés dans l'atmosphère).}$$

6) $\eta_{\text{moteur}} = \frac{q_{\text{net}}}{q_{\text{in}}} = 48,06 \%$ (valeur proche de la réalité car ces moteurs sont très lents et la combustion peut être faite à plus haute température encore) ; 7) Voir les sections §10.3.3 p.308 et §10.3.4 p.309.

10.4 1) Voir figure 10.18 p.323 ;

$$2) T_B = 6442,8 \text{ K} = 369,6 \text{ }^\circ\text{C} \text{ (4/37 \& 10/6)} ;$$

$$3) T_D = 976,9 \text{ K} = 703,8 \text{ }^\circ\text{C} \text{ (4/37 \& 10/8)} ;$$

$$4) \dot{W}_{\text{hélices}} = -\dot{m} \eta_{\text{transmission}} (w_{\text{turbine}} + w_{\text{compresseur}}) =$$

+1,517 MW (avec une efficacité thermique avant transmission de 27,6 %, valeur un peu plus faible que la réalité) ;

5) Une possibilité : augmenter $\dot{m}_{\text{air}} \text{ moteur}$ sans modifier les températures. Alors, $\dot{m}_{\text{entrée moteur 2}} = 5,774 \text{ kg s}^{-1} (+0,174 \text{ kg s}^{-1})$.

10.5 1) Voir figure 10.17 p.322 ;

$$2) T_B = 785,2 \text{ K, ainsi } T_D = 861,1 \text{ K et } T_{D'} =$$

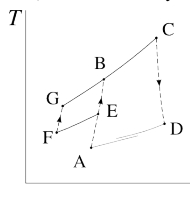
$$783,6 \text{ K} ; p_D = 3,13 \text{ bar} ;$$

3) En négligeant C_D et avec une détente com-

plète et réversible, $C_E = 714,3 \text{ m s}^{-1}$ (les remarques faites en exemple 10.2 p.318 s'appliquent ici) ;

4) La température en début de combustion descend à $T_3 = 774,2 \text{ K}$, la température en sortie de turbine est $T_6 = 870,7 \text{ K}$, et ainsi la pression en entrée de tuyère monte à $p_6 = 4,684 \text{ bar}$;

5) Gare aux tympans : $C_7 = 811,3 \text{ m s}^{-1}$ (les mêmes remarques s'appliquent ici).



10.6

$$2) \dot{W}_{\text{net}} = \dot{m} c_{p(\text{gaz})} (T_D - T_C) + c_{p(\text{air})} (T_B - T_A) =$$

-3,536 MW (environ 3400 ch, pas trop mal pour une machine dont la première mise en route remonte à 1971... même après 15 années de service accroché sous une aile un CF6 se vend encore plusieurs millions d'euros) ;

$$3) M_{w1} = 38,2 \%$$

$$4) \eta_1 = 31,49 \%$$

$$6) \dot{W}_{\text{net}2} = -3,325 \text{ MW, soit une augmentation}$$

remarquable de 31 % ;

$$7) M_{w1} = 50 \%, \text{ soit une augmentation de } +11,8 \text{ pt} ;$$

8) La puissance augmente de $98,8 \text{ kJ kg}^{-1}$, tandis que la consommation augmente elle de $332,6 \text{ kJ kg}^{-1}$, soit un rendement marginal de 29,7 %. L'efficacité globale diminue jusqu'à $\eta_2 = 31,04 \%$, soit -0,5 pt seulement... un compromis intéressant !

