Chapitre III

Turbine à gaz et turboréacteur

III.1 Définition de la turbine à gaz

Une turbine à gaz, appelée aussi turbine à combustion, est une machine tournante thermodynamique appartenant à la famille des moteurs à combustion interne dont le rôle est de produire de l’énergie mécanique (rotation d’un arbre) à partir de l’énergie contenue dans un hydrocarbure (fuel, gaz...).

III.2 Eléments principaux et principe de fonctionnement de la turbine à gaz

Dans sa forme la plus simple et la plus répandue, une turbine à gaz est composée de trois éléments, (voir figure IV.1):

- Un compresseur centrifuge ou plus généralement axial, qui a pour rôle de comprimer de l'air ambiant à une pression comprise aujourd'hui entre 10 et 30 bars environ.
- Une chambre de combustion: dans laquelle un combustible gazeux ou liquide est injecté sous pression, puis brûlé avec l'air comprimé, avec un fort excès d'air afin de limiter la température des gaz d'échappement.
- Une turbine: généralement axiale, dans laquelle sont détendus les gaz qui sortent de la chambre de combustion.

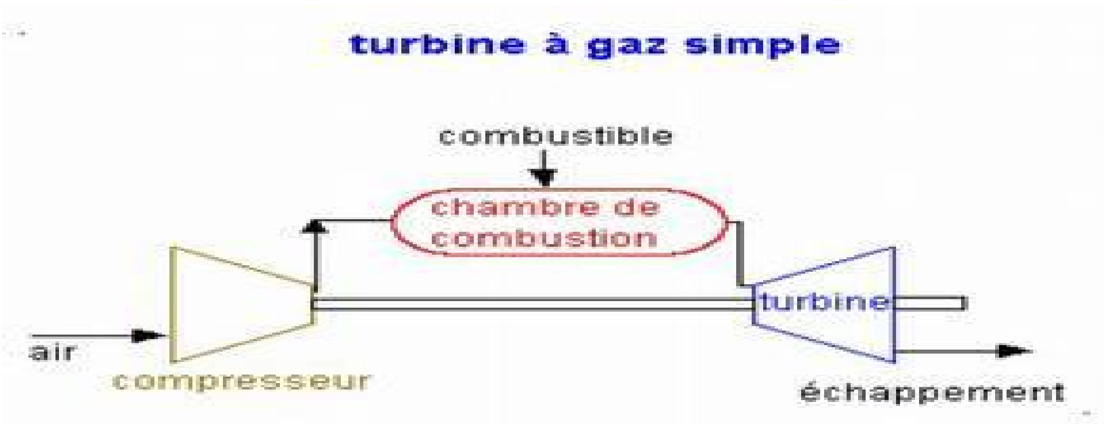


Figure (IV.1): Schéma d’une turbine à gaz simple

III.3 Applications de la turbine à gaz

Les turbines à gaz sont séparées en deux catégories selon la nature de la puissance récupérée du fluide en sortie de la turbine:

- Les turbomoteurs et turbopropulseurs

La turbine à gaz génère de la puissance mécanique extraite d'un arbre. Cet arbre peut entrainer un rotor d'hélicoptère, une hélice d'avion (turbopropulseur), un alternateur (groupe électrogène), (voir figure IV.2).

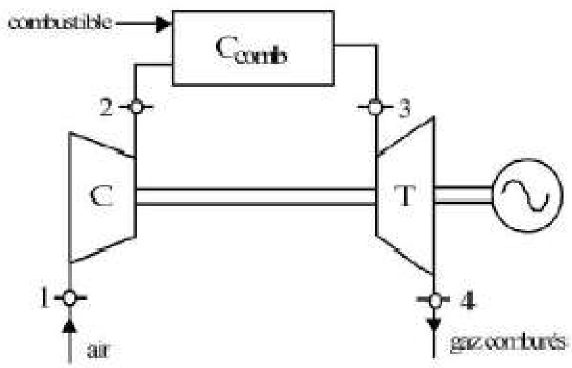


Figure (IV.2): Composants de la turbine à gaz simple

- Les turboréacteurs

La turbine à gaz génère de l'énergie cinétique sous forme d'un jet à haute vitesse qui sert à la propulsion des avions, (voir figure IV.3).

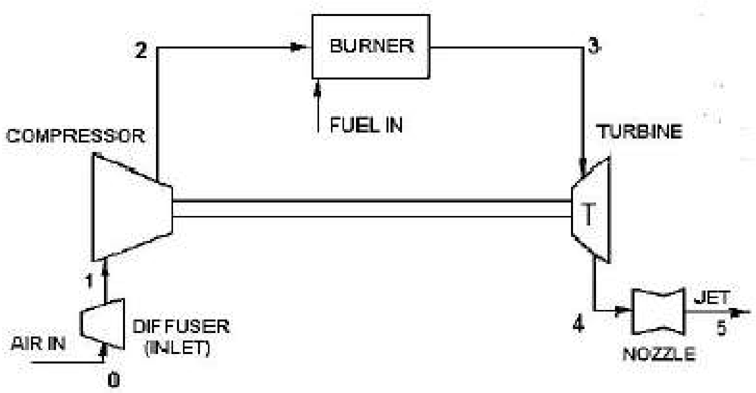


Figure (IV.3): Composants d'un turboréacteur

III.4 Types du cycle de la turbine à gaz

III.4.1 Cycle de Brayton idéal

Le cycle thermodynamique qui représente bien les transformations des turbines à gaz est le cycle de Brayton. Le cycle de Brayton est un cycle thermodynamique à caloporteur gaz. Il a été proposé pour la première fois par George Brayton dans le moteur à piston alternatif qu'il a développé vers 1870. Aujourd'hui, il est utilisé pour les turbines à gaz seulement lorsque les processus de compression et de détente se déroulent dans des machines tournantes. Il est aussi connu sous le nom du cycle de Joule. Le cycle à turbine à gaz ouvert peut être modélisé comme un cycle fermé, comme le montre la figure, (voir figure IV.4), en utilisant les hypothèses de l'air standard. Les processus de compression et de détente restent les mêmes, mais le processus de combustion est remplacé par un processus d'addition de chaleur à pression constante provenant d'une source externe et le processus d'échappement est remplacé par un processus de rejet de chaleur à pression constante.

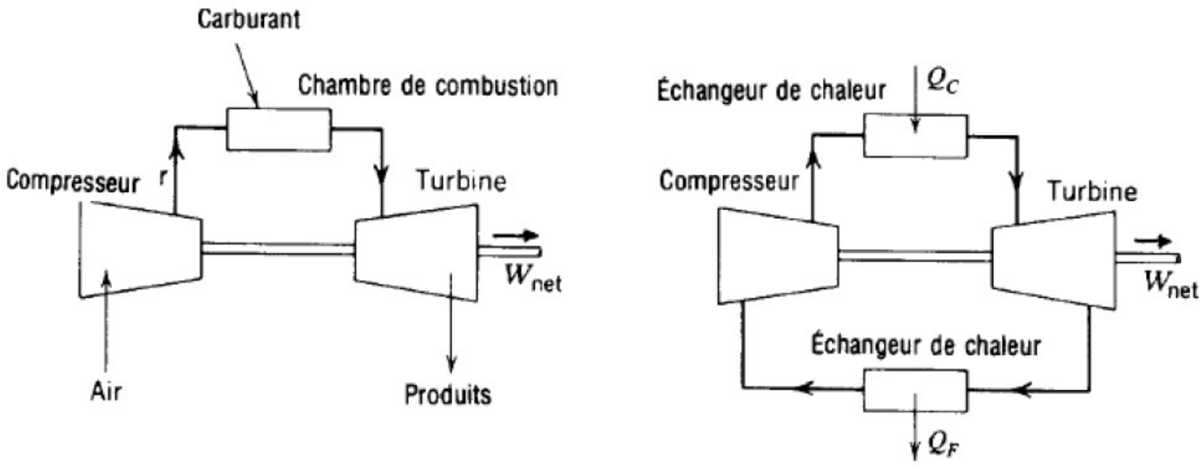


Figure (IV.4): Modélisation du cycle ouvert au cycle fermé

Le cycle réversible de Brayton illustré dans la figure IV.5 est composé des quatres transformations suivantes:

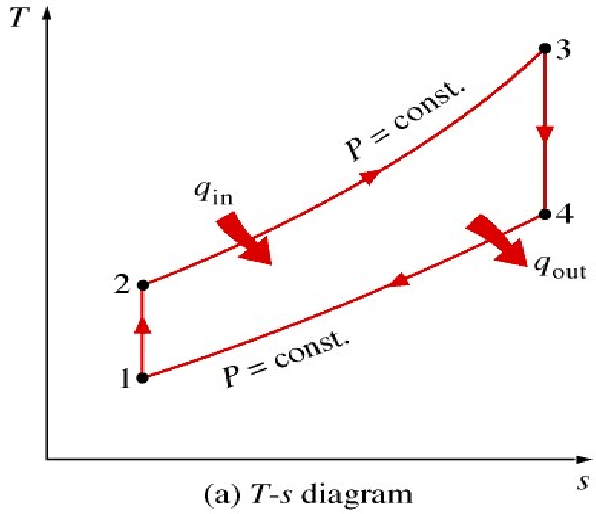


Figure (IV.5): Turbine à gaz à cycle fermé

Les processus 1-2 et 3-4 sont isentropiques et P_2=P_3 et P_1=P_4, ainsi:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[\frac{P_2}{P_1}\right]^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} \left[\frac{P_3}{P_4}\right]^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} = \frac{T_3}{T_4} \qquad \text{(IV.1)}$$

Par conséquent, les transferts de chaleur vers et à partir du fluide de travail sont :

$$q_{in} = h_3 - h_2 = C_p(T_3 - T_2) \qquad \text{(IV.2)}$$

$$q_{out} = h_4 - h_1 = C_p(T_4 - T_1) \qquad \text{(IV.3)}$$

Le travail net du cycle est donné par la formule suivante :

$$W_{net} = q_{in} - q_{out} \qquad \text{(IV.4)}$$

Le rendement du cycle de Brayton idéal est calculé comme suit :

$$\eta_{th} = \frac{W_{net}}{q_{in}} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{C_p(T_4-T_1)}{C_p(T_3-T_2)} = 1 - \frac{T_4-T_1}{T_3-T_2} = 1 - \frac{T_1\left({T_4}/{T_1}-1\right)}{T_2\left({T_3}/{T_2}-1\right)} \qquad \text{(IV.5)}$$

En Substituant (IV.1) dans (IV.5) on obtiendra la formule du rendement thermique du cycle de Brayton idéal:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{r_p^{(\gamma-1)/\gamma}} \qquad \text{(IV.6)}$$

Avec:

$r_p = \frac{P2}{P1}$: Rapport de pression

$\gamma = \frac{Cp}{Cv}$: Constante adiabatique du fluide moteur.

L'équation (IV.6) montre que, selon les hypothèses standard de l'air, le rendement thermique d'un cycle de Brayton idéal dépend du rapport de pression de la turbine à gaz et du rapport de chaleur spécifique du fluide de travail. Le rendement thermique augmente avec ces deux paramètres, ce qui est également le cas pour les turbines à gaz réelles.

La courbe du rendement thermique par rapport au rapport de pression est donnée sur la figure IV.6 pour γ =1.4, qui est la valeur du rapport de chaleur spécifique de l'air à température ambiante.

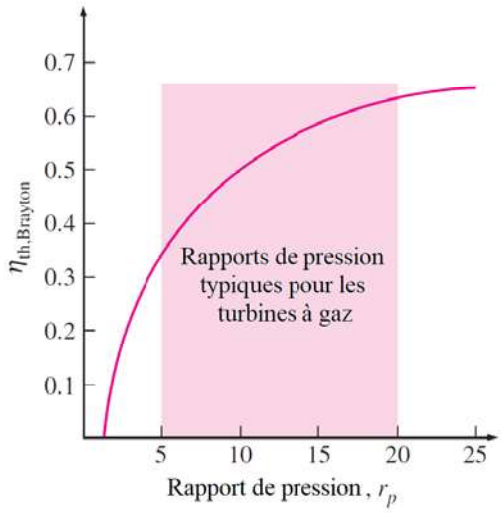


Figure (IV.6): Rendement thermique du cycle idéal de Brayton en fonction du rapport de pression

Habituellement, plus de la moitié de la puissance de travail de la turbine est utilisé pour entraîner le compresseur. Le rapport entre le travail du compresseur et le travail de la turbine, appelé rapport de travail en aval, est très élevé, (voir figure IV.7) est donné par la formule suivante :

$$r_{bw} = \frac{W_C}{W_T} = \frac{h_2 - h_1}{h_3 - h_4} \tag{IV.7}$$

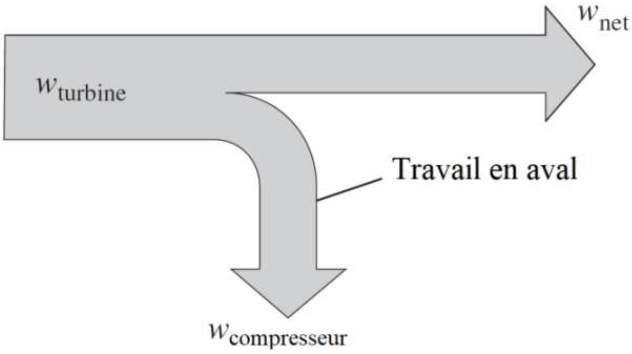


Figure (IV.7): Fraction du travail de la turbine utilisée pour entraîner le compresseur est appelée le rapport de travail aval

III.4.2 Cycle réel de turbine à gaz à partir d'un cycle idéal

Le cycle réel de la turbine à gaz diffère du cycle idéal de Brayton sur plusieurs points. D'une part, certaines pertes de charge (chute de pression) pendant les processus d'addition de chaleur et de rejet de chaleur sont inévitables. Plus important encore, le travail effectif du compresseur est plus important, et le rendement réel de la turbine est moindre en raison des irréversibilités. La déviation du comportement réel du compresseur et de la turbine par rapport au comportement isentropique idéal peut être présentée avec précision en utilisant les rendements isentropiques de la turbine et du compresseur.

$$\eta_{isC} = \frac{WisC}{WaC} = \frac{h_{2s} - h_1}{h_{2a} - h_1} \tag{IV.8}$$

$$\eta_{is\,T} = \frac{WaT}{WisT} = \frac{h_3 - h_{4a}}{h_3 - h_{4s}} \tag{IV.9}$$

où les états 2a et 4a sont les états réels de la sortie du compresseur et turbine, respectivement, et 2s et 4s sont les états correspondants pour le cas isentropique, comme illustré sur la figure (IV.8).

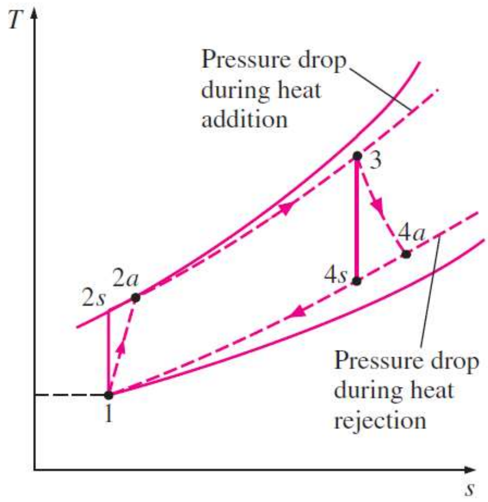


Figure (IV.8): Déviation du cycle réel du cycle idéal causée par les irréversibilités

III.4.3 Amélioration du cycle - Valorisation de l'énergie

Il existe plusieurs voies d'améliorations du cycle de Brayton.

a) Cycle de Brayton avec régénération

Principe: récupérer la chaleur des gaz chauds en sortie turbine, par l'intermédiaire d'un échangeur interne, pour chauffer les gaz après la compression et avant la combustion. Ceci est possible si la température $T_4 > T_2$, (voir figure IV.9).

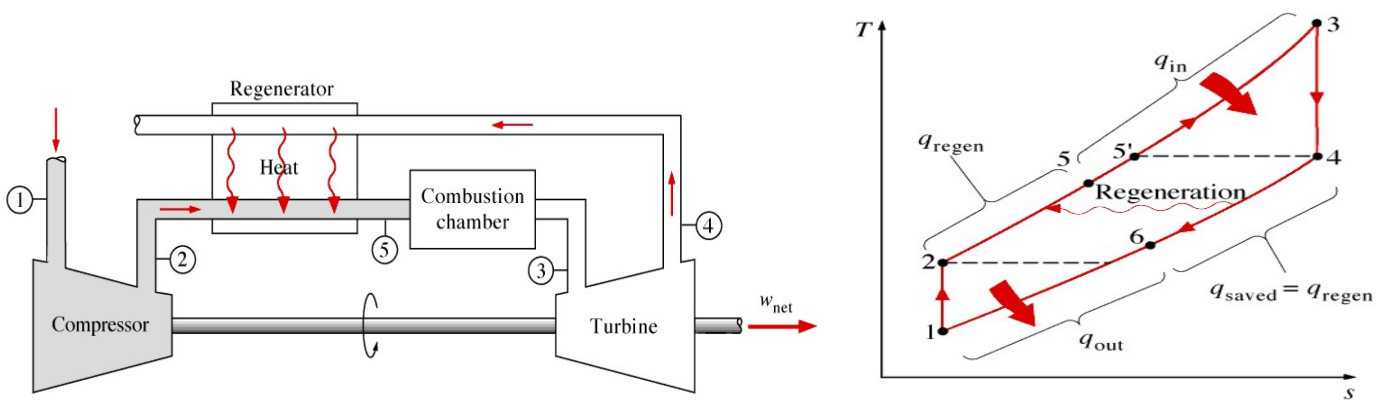


Figure (IV.9): Schéma simplifié d'une turbine à gaz avec régénération

Les transferts de chaleur réels et maximums des gaz d'échappement vers l'air peuvent être exprimés comme suit:

$$q_{reg\ a} = h_5 - h_2 \tag{IV.10}$$

$$q_{reg\ Max} = h_{5'} - h_2 = h_4 - h_2 \tag{IV.11}$$

Le rendement du régénérateur est donné par la formule suivante:

$$\epsilon_{reg} = \frac{q_{reg\ a}}{q_{reg\ Max}} = \frac{h_5 - h_2}{h_4 - h_2} = \frac{T_5 - T_2}{T_4 - T_2} \tag{IV.12}$$

Un régénérateur ayant une efficacité supérieure économise évidemment une plus grande quantité de combustible puisqu'il préchauffe l'air à une température plus élevée avant la combustion. L'efficacité de la plupart des régénérateurs utilisés dans la pratique est inférieure à 0,85.

b) Cycle de Brayton avec fractionnement de la détente

Principe: Le principe est d'effectuer une surchauffe intermédiaire entre plusieurs détentes adiabatiques de taux de détente moindre, (voir figure IV.10).

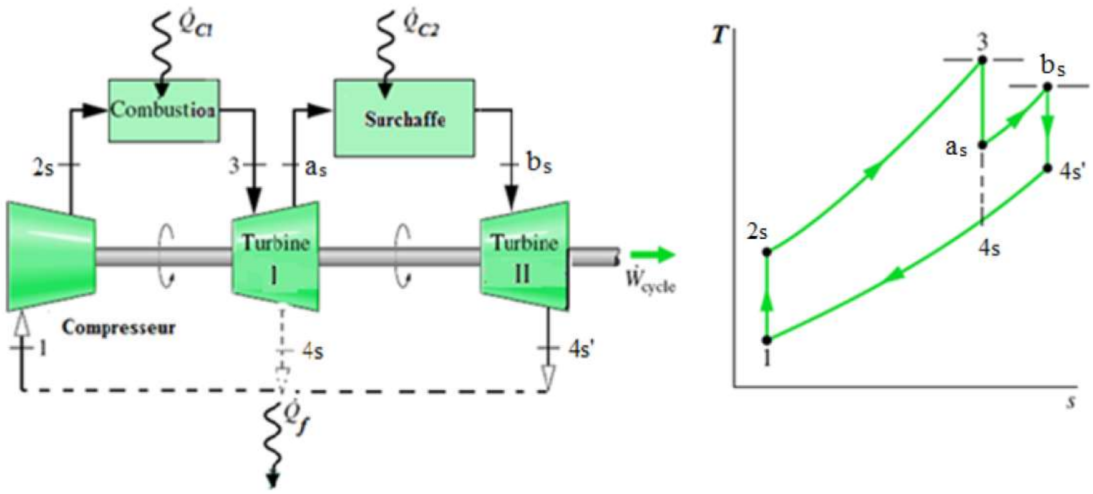


Figure (IV.10): Cycle de Brayton avec fractionnement de la détente

c) Cycle de Brayton avec fractionnement de la détente compression

Le principe est d'effectuer un refroidissement intermédiaire entre plusieurs compressions adiabatiques de taux de compression moindre, (voir figure IV.11).

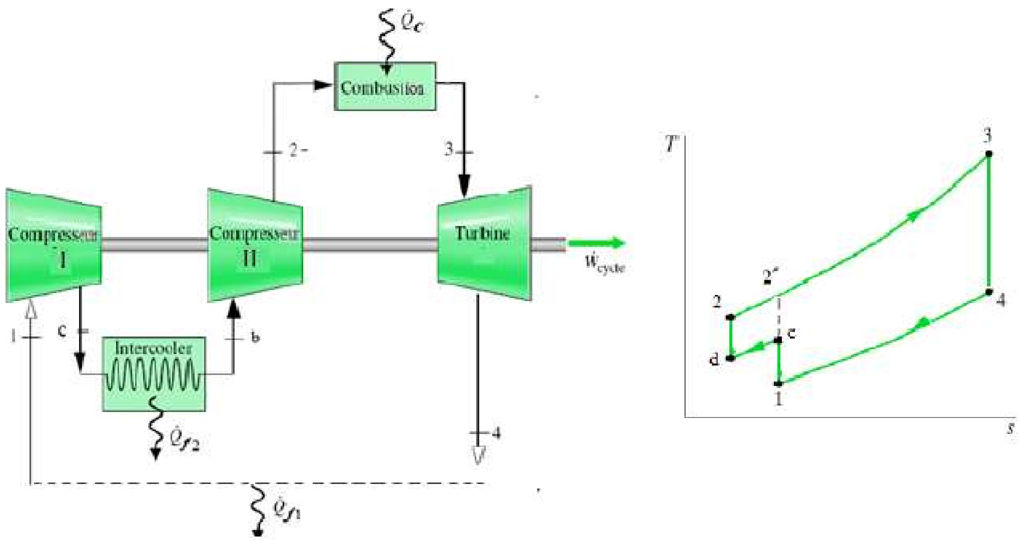


Figure (IV.11): Cycle de Brayton avec fractionnement de la compression

d) Cycle de Brayton avec les trois améliorations

Le cycle de Brayton qui comprend les trois améliorations est illustré dans la figure IV.12.

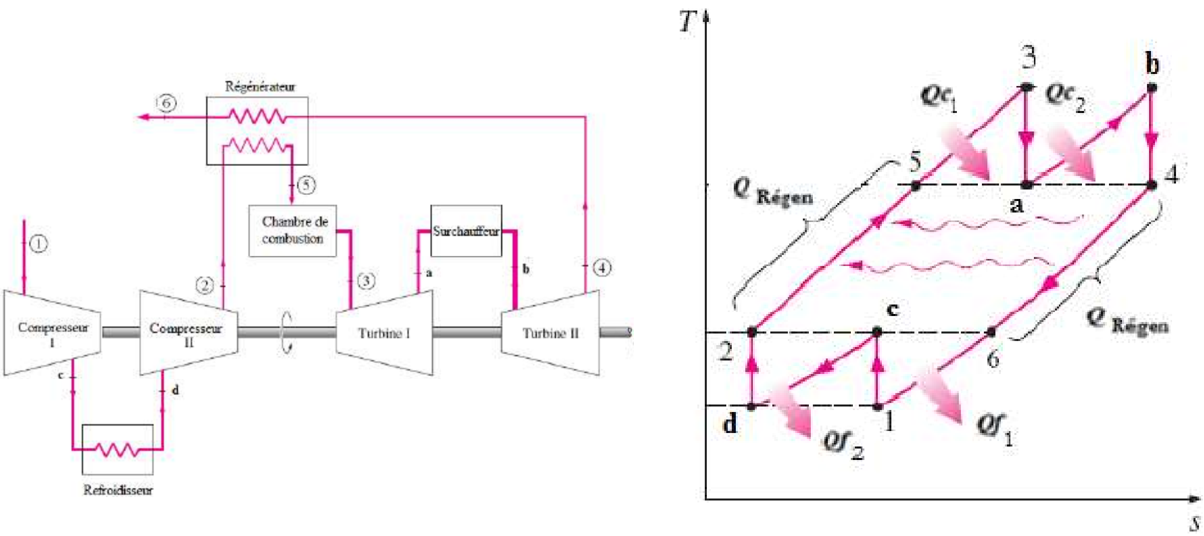


Figure (IV.12): Cycle de Brayton avec régénération et fractionnement de la détente et de la compression

III.6 Cycle du turboréacteur

Les turbines à gaz sont largement utilisés pour alimenter les avions car ils sont légers et compacts et ont un rapport puissance/poids élevé. Les turbines à gaz des avions fonctionnent selon un cycle ouvert appelé cycle de propulsion par réaction. Le cycle idéal de la propulsion par réaction diffère du cycle idéal de Brayton simple où les gaz ne sont pas dilatés à la pression ambiante dans la turbine. Au lieu de cela, ils sont étendus à une pression telle que la puissance produite par la turbine est juste suffisante pour entraîner le compresseur et l'équipement auxiliaire, tel qu'un petit générateur et des pompes hydrauliques. Les gaz qui sortent de la turbine à une pression relativement élevée sont ensuite accélérés dans une tuyère pour fournir la poussée nécessaire à la propulsion de l'avion, (voir figure IV.13).

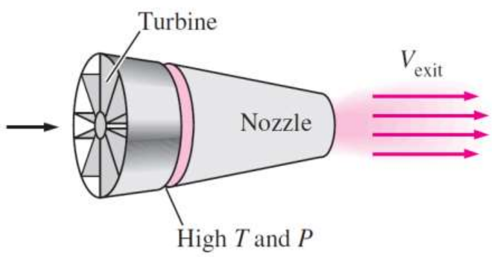


Figure (IV.13): Accélération des gaz à haute température dans la tuyère fournissant la poussée

Un schéma d'un turboréacteur et le diagramme T−S du cycle idéal du turboréacteur sont illustrés à la figure IV.14.

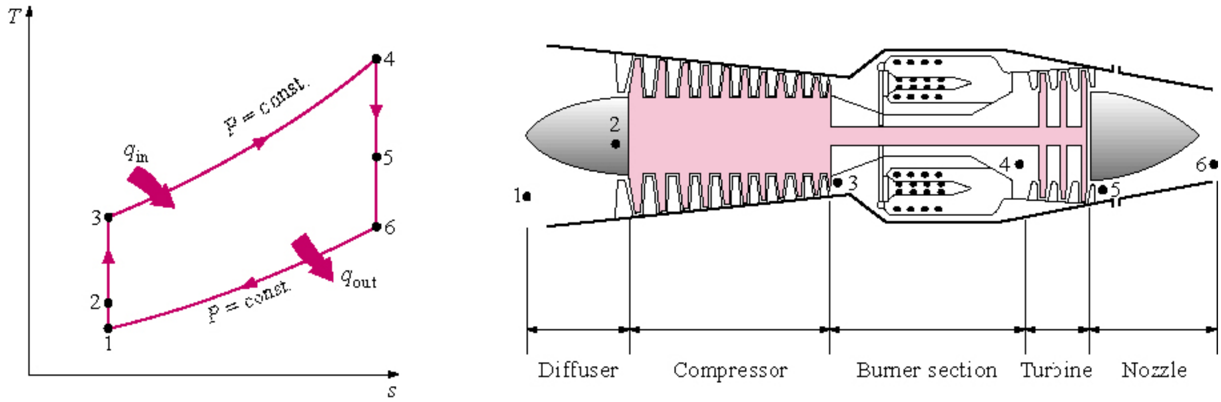


Figure (IV.14): Schéma et diagramme *T-S* d'un turboréacteur

Le cycle comprend les évolutions suivantes :

1-2 : compression : Compression isentropique (décélération de l'air entrant dans le diffuseur.

2-3 : compression isentropique (compresseur)

3-4 : ajout de chaleur isobare (chambre de combustion)

4-5 : détente isentropique (turbine)

5-6 : détente isentropique (tuyère)

Dans le cas idéal, le travail de la turbine est supposé égal au travail du compresseur. De plus, les processus dans le diffuseur, le compresseur, la turbine et la tuyère sont supposés être isentropiques. Dans l'analyse des cycles réels, cependant, les irréversibilités associées à ces dispositifs devraient être considérées. L'effet des irréversibilités est de réduire la poussée d'un turboréacteur.

La poussée nette développée est :

$$F = \dot{m} \ (V_{sortie} - V_{entrée}) \qquad \text{(IV.13)}$$

Avec :

V_{sortie} : Vitesse de sortie des gaz d'échappement

$V_{entrée}$: Vitesse d'entrée de l'air entrant

$\dot{m}$: Débit massique à travers le turboréacteur

La puissance développée à partir de la poussée de turboréacteur s'appelle la puissance propulsive :

$$\dot{W}_p = \dot{m} \ (V_{sortie} - V_{entree}) \, V_{\ avion} \qquad \text{(IV.14)}$$

Avec :

V_{sortie} : Vitesse de sortie des gaz d'échappement

$V_{entrée}$: Vitesse d'entrée de l'air entrant

V_{avion} : Vitesse de l'avion

ṁ : Débit massique à travers le turboréacteur

Le rendement propulsif est le rapport entre la puissance propulsive et l'énergie thermique de combustion est donné par la formule suivante:

$$\eta_P = \frac{Puissance\ propulsive}{Taux\ d'énergie\ entrante} = \frac{\dot{W_p}}{\dot{Q_p}} \qquad \text{(IV.15)}$$

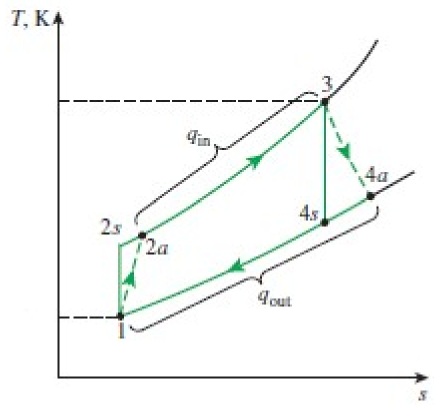
III.7 Applications avec solutions

Application 1:

Une centrale à turbine à gaz fonctionnant selon le cycle de Brayton réel, a un rapport de pression égal à 6. L'air entre au compresseur à la température 15C° avec un débit massique égal à 15kg/s. La température maximale du cycle est de 600C°. En supposant que le rendement isentropique du compresseur est de 82% et que celui de la turbine est de 85%. Calculer: (a) le rapport du travail du compresseur au travail de la turbine, (b) le rendement thermique du cycle, (c) le rendement de Carnot, (d) la puissance développée par la centrale. On donne: γ=1.4, C_p=1.005 kJ/kg.K.

<u>**Solution:**</u>

<u>Points du cycle:</u>



1-2 : compression isentropique:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_1 r_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_2 = 288\ 6^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 481 \text{ K}$$

$$\eta_{isC} = \frac{W_{isc}}{W_{ac}} = \frac{T_{2s-}T_1}{T_{2a-}T_1} \rightarrow T_{2a=}T_1 + \frac{T_{2s-}T_1}{\eta_{isc}}$$

$$T_{2a=}288 + \frac{481 - 288}{0.82} = 523.5 \text{ K}$$

2-3 : apport de chaleur isobare:

$$T_{3=}600\ °C = 873 \text{ K}$$

3-4 : détente isentropique:

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_4 = T_3\left(\frac{1}{r_p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{1}{6}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 523 \text{ K}$$

$$\eta_{isT} = \frac{W_{at}}{W_{ist}} = \frac{T_{3-}T_{4a}}{T_{3-}T_{4s}} \rightarrow T_{4a=}T_3 - \eta_{isc}(T_{3-}T_{4s}) = 873 - 0.85(873 - 523) = 575.5 \text{ K}$$

$$r_{bw} = \frac{W_{ac}}{W_{at}} = \frac{T_{2a} - T_1}{T_3 - T_{4a}} = \frac{523.5 - 288}{873 - 575.5} = 79.15\%$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{T_{4a} - T_1}{T_3 - T_{2a}} = 1 - \frac{575.5 - 288}{873 - 523.5} = 17.74\%$$

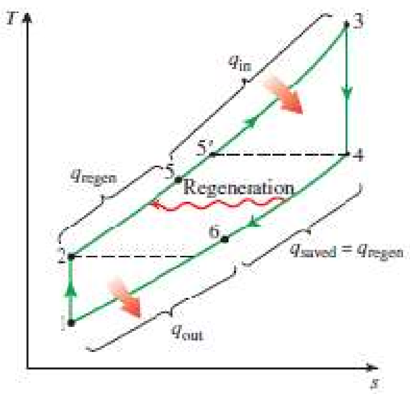
$$\eta_{carnot} = 1 - \frac{T_F}{T_c} = 1 - \frac{T_{min}}{T_{max}} = 1 - \frac{288}{873} = 67.01\%$$

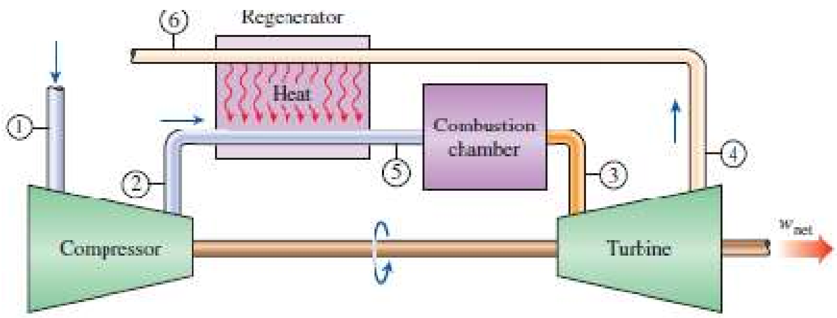
$$\dot{W}_{net} = \dot{m}\,[q_{in} - q_{out}] = \dot{m}\,c_p\,[(T_3 - T_{2a}) - (T_{4a} - T_1)]$$

$$\dot{W}_{net} = 15\ 1.005\,[(873 - 523.5) - (575.5 - 288)] = 934.65\ \text{kW}$$

Application2:

Une turbine à gaz à régénération aspire l'air de l'atmosphère à 1 bar et 27 °C avec un débit de 5.807 kg/s. Le rapport de compression est égal à 10. La température maximale du cycle est égale à 1127 °C. L'efficacité du régénérateur est égale à 80%. Déterminer les points du cycle. Calculer la puissance développée par la turbine à gaz, le rendement thermique du cycle et le rendement de Carnot. Calculer le rapport travail compresseur/turbine. On donne: γ=1.4 et C_p=1.005 kJ/kg.





<u>**Solution:**</u>

<u>Points du cycle:</u>

1-2 : compression isentropique:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_1 r_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_2 = 300\ 10^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 579.6\ \text{K}$$

$$P_2 = P_3 = 1000\ \text{kPa et } T_3 = 1400\ \text{K}$$

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow\; T_4 = T_3\left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_4 = 1400\left(\frac{100}{1000}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 724.65\ \mathrm{K}$$

$$\epsilon_{reg} = \frac{h_5 - h_2}{h_{5'} - h_2} = \frac{h_5 - h_2}{h_4 - h_2} = \frac{T_5 - T_2}{T_4 - T_2} \rightarrow T_5 = T_2 + \epsilon_{reg}\,(T_4 - T_2)$$

$$T_5 = 579.6 + 0.8(724.65 - 579.6) = 695.64\ \mathrm{K}$$

$$T_{2a} = 288 + \frac{481 - 288}{0.82} = 523.5\ \mathrm{K}$$

2-3 : apport de chaleur isobare:

$$T_3 = 600\ °C = 873\ \mathrm{K}$$

3-4 : détente isentropique:

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_4 = T_3\ \left(\frac{1}{r_p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{1}{6}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 523\ \mathrm{K}$$

$$P_5 = P_2 = 1000\ \mathrm{kPa}$$

$$q_{reg} = h_5 - h_2 = c_p\,(T_5 - T_2) = 1.005\,(695.64 - 579.6) = 116.62\ \mathrm{kJ/kg}$$

$$T_6 = T_4 - \frac{q_{reg}}{c_p} = 724.65 - \frac{116.62}{1.005} = 608.61\ \mathrm{K}$$

$$\dot{W}_{net} = \dot{m}\,[q_{in} - q_{out}] = \dot{m}\,c_p\,[(T_3 - T_5) - (T_6 - T_1)]$$

$$\dot{W}_{net} = 5.807\ 1.005\ [(1400 - 695.64) - (608.61 - 300)] = 2309.61\ \mathrm{kW}$$

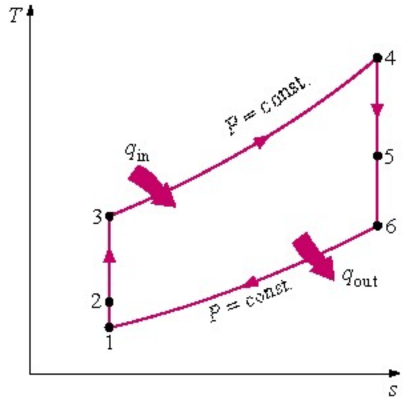
$$\eta_{th} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{T_6 - T_1}{T_3 - T_5} = 1 - \frac{608.61 - 300}{1400 - 695.64} = 56.18\%$$

$$\eta_{carnot} = 1 - \frac{T_F}{T_c} = 1 - \frac{T_{min}}{T_{max}} = 1 - \frac{300}{1400} = 78.57\%$$

$$r_{bw} = \frac{W_{isc}}{W_{ist}} = \frac{T_2 - T_1}{T_3 - T_4} = \frac{579.6 - 300}{1400 - 724.65} = 41.4\%$$

Application 3:

Un avion propulsé par un turboréacteur vole à une altitude ou la pression atmosphérique est de 35kPa et la température de l'ai extérieur est de -40C°. La vitesse de l'avion est de 260m/s. Le débit d'air à l'entrée du compresseur est de 45kg/s et le rapport de pression dans le compresseur est de 10. Calculer: (a) la température et la pression des gaz à la sortie de la turbine, (b) la vitesse des gaz à la sortie de la tuyère et (c) le rendement de propulsion.



__Solution:__

$$\Delta h + \Delta E_c + \Delta E_p = Q + W$$

$$\Delta E_p = Q = W = 0$$

$$h_2 = h_1 + E_{c1} \rightarrow c_p T_2 = c_p T_1 + \frac{V_1^2}{2}$$

$$\rightarrow T_2 = T_1 + \frac{V_1^2}{2\ c_p} = 233 + \frac{(260)^2}{2\ 1.005\ 1000} = 266.7\ \mathrm{K}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow P_2 = P_1\left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 35\left(\frac{266.7}{233}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 56.1\ \mathrm{kPa}$$

$$\frac{P_3}{P_2} = r_p \rightarrow P_3 = r_p\ P_2 = 10\ 56.2 = 561\ \mathrm{kPa}$$

$$\frac{T_3}{T_2} = \left(\frac{P_3}{P_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_3 = T_2\left(\frac{P_3}{P_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_3 = T_2 r_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 266.7\ 10^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 514.9\ \mathrm{K}$$

$$W_c = W_t \rightarrow h_3 - h_2 = h_4 - h_5 \rightarrow T_3 - T_2 = T_4 - T_5$$

$$T_5 = T_4 - T_3 + T_2 \rightarrow T_5 = 1373 - 514.9 + 266.7 = 1124.8\ \mathrm{K}$$

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_5}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow P_5 = P_4\left(\frac{T_5}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 561\left(\frac{1124.8}{1373}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} = 279\ \mathrm{kPa}$$

$$\frac{T_6}{T_5} = \left(\frac{P_6}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_6 = T_5\left(\frac{P_6}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1124.8\left(\frac{35}{279}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 621.6\ \mathrm{K}$$

$$\Delta h + \Delta E_c + \Delta E_p = Q + W$$

$$\Delta E_p = Q = W = 0$$

$$h_6 - h_5 + \frac{v_6^2}{2} = 0 \to V_6 = \sqrt{2\ c_p(T_5 - T_6)} = \sqrt{2\ 1.005\ 1000(1124.8 - 621)} = 1005\ m/s$$

Est la vitesse des gaz à la sortie de la tuyère.

$$\eta_p = \frac{\dot{W}_p}{\dot{q}_p}$$

Avec :

$$\dot{W}_p = \dot{m}\ (V_{sortie} - V_{entree})V_{avion} \dot{=} 45\ (1005 - 260)260 = 8717\ \mathrm{kW}$$

$$\dot{q}_{in} = \dot{m}\ (h_4 - h_3) = \dot{m}\ c_p(T_4 - T_3) = 871\dot{7}\ \mathrm{kW}45\ 1.005\ (1373 - 514.9) = 38730\ \mathrm{kW}$$

$$\eta_p = \frac{8717}{38730} = 22.5\ \%$$