

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la
Recherche Scientifique



Université Echahid Hamma Lakhdar d'El-Oued

FACULTE DES SCIENCES ET TECHNOLOGIE



Mémoire de fin d'étude

Présenté pour l'obtention du diplôme de

LICENCE ACADEMIQUE

Domaine: Sciences et Technologies

Filière: Génie mécanique

Spécialité: Energétique

Thème

Etude thermodynamique d'une turbine à gaz dans un
central thermique

Devant le jury composé de :

..... Président
..... Examineur
..... Examineur
Zine Ali Encadreur

Présenté par :

- Namoussa Oussama
- Guerfi Abdelghani
- Bahi Mahmoud Abdelhakim

2014-2015



DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

Mon très Cher Père et à ma très Chère Mère

Qui sont sans cesse à mes cotes ;

Mon très Cher Frère qui m'ont toujours

soutenu ;

Mes Grands Parents ;

Toute ma Famille ;

Tout(e)s mes Ami(e)s

OUSSAMA



REMERCIEMENT

Nous tenons à remercier toutes les personnes qui nous ont aidées à réaliser cette étude en apportant des renseignements ou en acceptant de répondre à nos questions.

En premier lieu nous tenons à remercier chaleureusement, notre encadreur, **Mr. ZINE Ali**, pour son soutien sans faille, pour sa disponibilité et surtout pour ses encouragements le long de ce travail.

Nos plus vifs remerciements s'adressent également à Monsieur **MNASSER Nour Eddine** (Maitre-assistant au département de Génie Mécanique à l'Universitaire d'el Oued), et Monsieur **GHARBI Med Taher** (Maitre-assistant au département de Génie Mécanique à l'Universitaire d'el Oued) pour ces efforts remarquables qui nous ont permis d'acquérir de précieuses connaissances scientifiques.

Nous remercions avec gratitude tous les enseignants à l'institut des sciences et de technologies à l'Universitaire d'El Oued, qui ont veillé sur notre parcours pédagogique le long des trois ans, surtout, **Mr. MNASSER Nour Eddine, Mr. ZEMMAR Nabil**.

Enfin, nous exprimons nos sincères amitiés à tous nos amis, les étudiants de 3^{ème} GM, pour l'ambiance amicale qui a régné durant toute l'année.

SOMMAIRE

Dédicace	i
Remerciement	ii
Sommaire.....	iii
Liste des figures	v
Nomenclature	vii
Introduction général	Page 1
Chapitre I : Généralités sur les turbines à gaz	
I. 1 Définition	Page 4
I.2 Les éléments d'une turbine à gaz.....	Page 4
I.3 Le principe de fonctionnement d'une turbine à gaz.....	Page 5
I.4 Domaine d'utilisation des turbines.....	Page 6
I.4.1 Aéronautique	Page 6
I.4.2 Turbines à gaz pour les véhicules	Page 8
I.4.3 Turbine à gaz pour la production d'énergie électrique	Page 9
I.5 La différence entre turbine à gaz et turbine à vapeur	Page 10
Chapitre II : Classification des turbines à gaz	
II.1 D'après le mode de construction	Page 12
II.1.1 Turbine mono-arbre	Page 12
II.1.2 Turbine bi-arbre	Page 13
II.2 Par le mode de travail	Page 14
II.2.1 Turbine à action	Page 14

II.2.1 Turbine à réaction	Page 14
II.3 D'après le mode de fonctionnement thermodynamique	Page 15
II .3.1. Turbine à cycle simple	Page 15
II.3.2 Turbine à cycle régénéré	Page 15
Chapitre III: Cycle thermodynamique des turbines à gaz	
III.1. Définition	Page 18
III.2. Le rendement thermique d'un cycle moteur	Page 18
III.3. Le cycle de Carnot	Page 19
III.4. Le cycle de Joule-Brayton	Page 20
III.5. Le cycle de Joule-Brayton avec irréversibilités	Page 22
III.6. Amélioration du cycle de Joule-Brayton	Page 24
Conclusion général.....	Page 32
Références bibliographique	Page 33

LISTE DES FIGURES

Figure	Intitulé	Page
I.1	Les éléments de la turbine à gaz	5
I.2	Principe de fonctionnement d'une turbine à gaz	6
I.3	Composants principaux d'un turboréacteur	7
I.4	Moteur de turbofusée	8
I.5	Production d'électricité par Turbine à gaz- cycle simple	9
II.1	Classification des turbines à gaz	12
II.2	Schéma de turbine mono-arbre	13
II.3	Schéma de turbine à gaz bi-arbre	14
II.4	Schéma de turbine à action et turbine à réaction	15
II.5	Représentation de cycle fermé et ouvert	16
III.1	Schéma de fonctionnement d'un moteur thermique	18
III.2	Le cycle de Carnot.	19
III.3	Schéma simplifié d'une turbine à gaz	20
III.4	Le cycle réversible de Joule -Brayton	21
III.5	Le rendement thermique du cycle Joule Brayton en fonction du rapport de pression	22
III.6	Le cycle irréversible de Joule Brayton	23
III.7	Le cycle de Joule Brayton avec régénération	24
III.8	Le cycle de Joule Brayton avec fractionnement de la détente	26
III.9	Cycle de Joule avec fractionnement de la compression	27
III.10	Cycle de Joule avec régénération et fractionnement de la détente et de la compression	28
III.11	Cycle de Stirling avec transformations isochores	29

NOMENCLATURE

- \dot{m} : Débit massique du fluide moteur (Kg/s)
 Q_c : Quantité de chaleur chaude (KJ)
 \dot{Q}_c : Puissances thermiques échangées avec la source chaude (Kw)
 Q_f : Quantité de chaleur froide (KJ)
 \dot{Q}_f : Puissances thermiques échangées avec la source froide (Kw)
 H : Enthalpie du fluide (KJ)
 W : Travail du cycle (KJ)
 W_{cycle} : Puissance mécanique du cycle (Kw)
 η : Rendement thermique
 η^{is} : Rendement isentropique
 T_f : Température froide (K)
 T_c : Température chaude (K)
 P : La pression (Pascal)

Introduction Générale

INTRODUCTION GENERALE

L'énergie est indispensable au développement. Sans énergie, pas de chaleur ni de lumière. Pas de transports, ni de production.

Les études démographiques indiquent que la population des pays en développement va croître très vite et leurs besoins d'énergie seront très importants, A l'horizon 2050, la terre sera peuplée de 8 à 10 milliards de personnes. Selon les statistiques de l'année 2006, un américain consomme 8 fois plus d'énergie qu'un européen et 16 fois plus qu'un africain [1].

L'économie algérienne repose essentiellement sur l'énergie (gaz et pétrole) et pour produire de l'électricité, injecter les matières dans les zones de raffinage, de liquéfaction et de transport on utilise des machines appelées turbines. Les plus importantes sont les turbines à gaz où son utilisation est grande dans l'industrie.

La turbine à gaz demeure l'un des moyens de production de puissance les plus révolutionnaires, son invention a permis aux ingénieurs d'atteindre des niveaux de puissance jamais égalés par des moteurs thermiques conventionnels. L'utilisation de ce mode de production de puissance est très répandue dans différents domaines d'activité, en passant par la production de l'électricité, la propulsion aéronautique, la pétrochimie jusqu'à l'industrie pétrolière et gazière, compte tenu de la facilité d'adaptation, du faible rapport coût puissance unitaire développée et une large gamme de régimes de fonctionnement [2].

Les turbines à gaz sont des groupes de force dont l'utilisation est très répandue dans différents domaines d'applications, nous citerons: l'industrie des centrales électriques, transport des hydrocarbures et du transport par la propulsion. Parmi ces domaines d'application[3-4]:

- Aéronautique: Dans les moteurs d'avion, l'unité de turbine à gaz fonctionne entièrement comme générateur de gaz dans le turbojet et les moteurs de turboréacteur, tandis qu'elle fournit la puissance exigée d'axe au propulseur dans le moteur de turbopropulseur. Il existe plusieurs types des moteurs d'avion : Turboréacteur, Turbopropulseur, Turbofusée.
- Turbine à gaz pour la production d'énergie électrique: Ces turbines font fonctionner trois types de centrale thermique (à cycle simple, à cycle combiné et en cogénération). par

exemple les turbines MS5002b qui possèdent deux arbres indépendants mécaniquement, fabriqué par NUOVO PIGNONE.

Dans ce travail de mémoire, on s'intéresse à l'étude thermodynamique des turbines à gaz.

Nous avons réalisé ce travail sur trois chapitres principaux:

Le premier chapitre présente un rappel général sur les turbines à gaz, définition, les composantes principales d'une turbine à gaz et le principe de fonctionnement.

Le douzième chapitre sera consacré la classification des turbine à gaz selon divers points.

La présentation des cycles thermodynamiques des différents et les calculs énergétiques détaillés de la turbine à gaz ont été effectués dans le troisième chapitre.

Chapitre I :

Généralités sur les turbines à gaz

***D**ans ce chapitre nous avons présenté généralités sur turbines à gaz passant par les points suivants : Définition d'une turbine à gaz, les éléments principaux, le principe de fonctionnement d'une turbine à gaz, domaines d'utilisations des turbines à gaz, enfin une petite comparaison entre turbine à gaz et turbine à vapeur.*

CHAPITRE I :

GENERALITES SUR LES TURBINES A GAZ

I.1. Définition :

La turbine à gaz est un moteur à combustion interne de tous les points de vue. Elle peut être considérée comme un système autosuffisant. En effet, elle prend et comprime l'air atmosphérique dans son propre compresseur, augmente la puissance énergétique de l'air dans sa chambre de combustion et convertit cette puissance en énergie mécanique utile pendant les processus de détente qui a lieu dans la section turbine. L'énergie mécanique qui en résulte est transmise par l'intermédiaire d'un accouplement à une machine réceptrice, qui produit la puissance utile pour le processus industriel.

Sous sa forme la plus simple, une turbine à gaz comprend un compresseur axial qui aspire l'air à la pression atmosphérique; une chambre de combustion, où l'air comprimé est réchauffé à pression constante par la combustion d'une certaine quantité de combustible (gaz naturel, gasoil ou kérosène) et enfin une turbine de détente des gaz jusqu'à la pression atmosphérique [5].

I.2. Les éléments d'une turbine à gaz:

Dans sa forme la plus simple et la plus répandue, une turbine à gaz est composée de trois éléments:

- 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 axial, dans laquelle sont détendus les gaz qui sortent de la chambre de combustion [6].

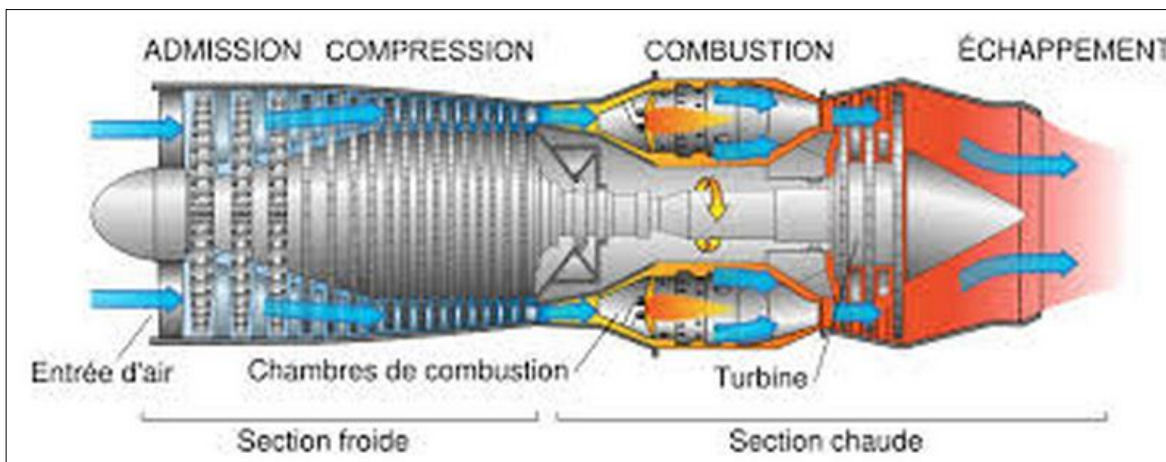
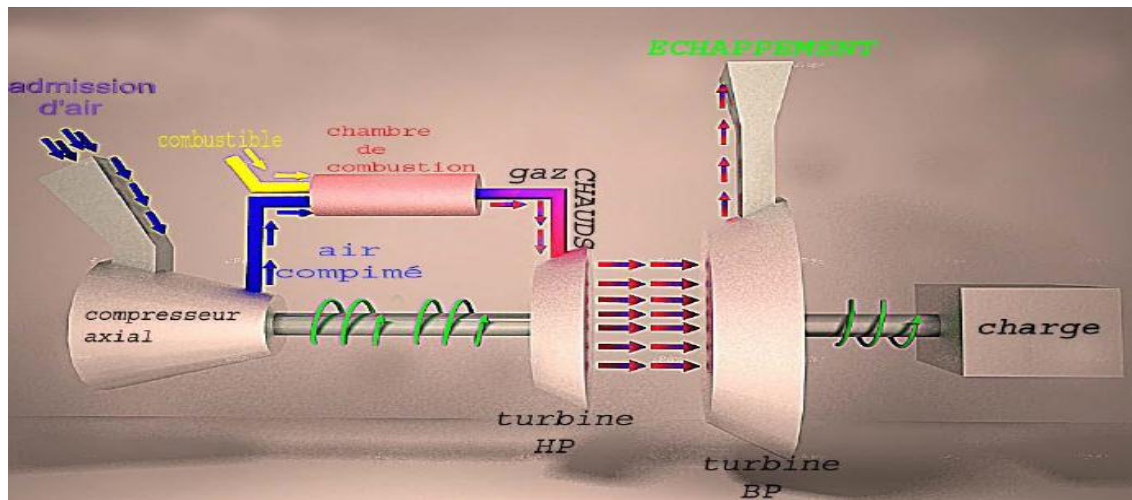


FIG I.1: Les éléments de la turbine à gaz [6].

I.3. Le principe de fonctionnement d'une turbine à gaz:

Une turbine à gaz fonctionne de la façon suivante :

- elle extrait de l'air du milieu environnant ;
- elle le comprime à une pression plus élevée ;
- elle augmente le niveau d'énergie de l'air comprimé en ajoutant et en brûlant le combustible dans une chambre de combustion ;
- elle achemine la fumée à pression et à température élevées vers la section de la turbine qui convertit l'énergie thermique en énergie mécanique pour faire tourner l'arbre. Ceci sert, d'un côté, à fournir l'énergie utile à la machine conduite, couplée avec la machine au moyen d'un accouplement et, de l'autre côté à fournir l'énergie nécessaire pour la compression de l'air, qui a lieu dans un compresseur relié directement à la section turbine ;
- elle décharge à l'atmosphère les gaz à basse pression et température résultant de la transformation mentionnée ci-dessus. Les conditions de conception standard sont par

convention classifiées comme des conditions ISO, avec les valeurs de référence citées plus haut [7].

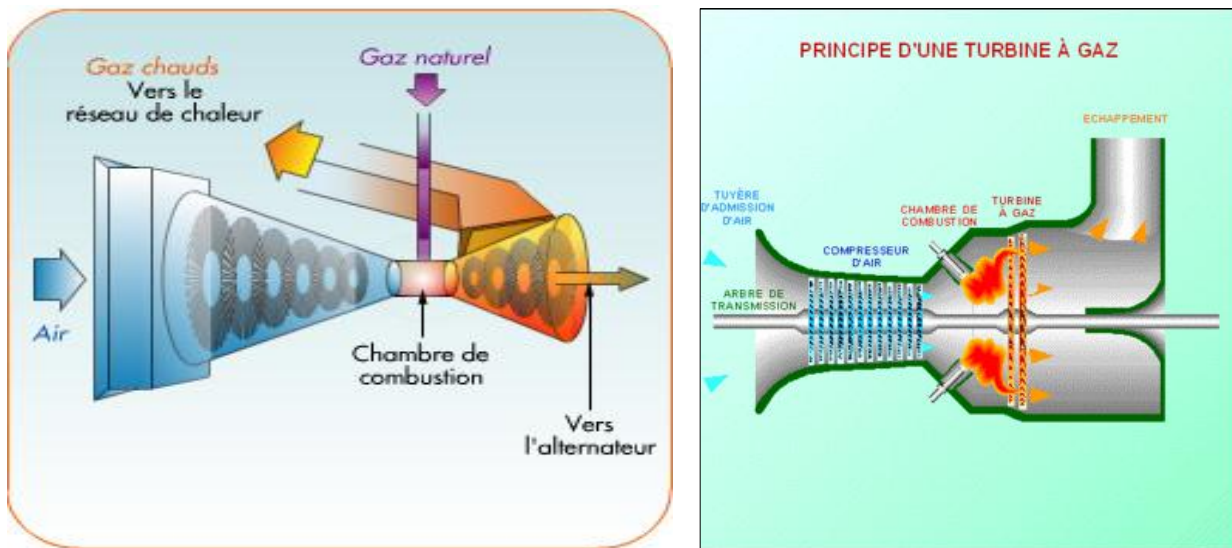


FIG I.2: Principe de fonctionnement d'une turbine à gaz [7].

1.4. Domaine d'utilisation des turbines :

Parmi ces domaines d'application :

1.4.1. Aéronautique

II.3.3.1.1- Turbocompresseur

Ce terme désigne une turbine actionnée par les gaz d'échappement d'un moteur à piston et dont le travail sert à comprimer l'air admis dans le moteur. Ce dispositif représente une amélioration importante du moteur classique notamment sur les points suivants :

- augmentation de la puissance massique et volumique par une puissance supérieure à cylindrée égale. Afin de maximiser cet effet, il est nécessaire de refroidir l'air comprimé par un échangeur (intercooler),
- suppression de l'inconvénient de la détente écourtée des cycles Otto et Diesel d'où amélioration de rendement. L'amélioration du rendement est très limitée sur les moteurs à essence car les risques d'auto-inflammation (cliquetis) imposent de réduire sensiblement le taux de compression du moteur proprement dit d'où une perte de rendement.

Le moteur turbocompressé combine donc un moteur à pistons et une turbine à gaz, les deux étant liés par une chambre de combustion commune. Il permet de concilier les avantages des deux

types de moteurs tout en réduisant leurs inconvénients respectifs, en particulier pour les cycles Diesel. Ceci explique la généralisation actuelle de cette technique. Le problème majeur du turbocompresseur est le même que les autres turbines à gaz, à savoir la gestion de la marche à faible charge ou en régime transitoire. Il est en grande partie résolu aujourd'hui par les turbocompresseurs dits «à géométrie variable» munis d'aubages fixes à incidence variable.

➤ Turbine à gaz d'avion

Dans les moteurs d'avion, l'unité de turbine à gaz fonctionne entièrement comme générateur de gaz dans le turbojet et les moteurs de turbo-réacteur, tandis qu'elle fournit la puissance exigée d'axe au propulseur dans le moteur de turbo-propulseur. La centrale de turbine à gaz utilisée pour la propulsion d'avion travaille sur le cycle de circuit ouvert de pression constante. Une centrale de turbine à gaz d'avion utilisant un tel cycle montré dans figure (I.3). L'air entre dans le moteur à l'admission de diffuseur ; une partie de la compression se produit dans le diffuseur et le reste dans le compresseur. L'air à haute pression du compresseur pénètre la chambre de combustion (ou des chambres) en tant qu'air primaire, secondaire et tertiaire. Les gaz chauds de la chambre de combustion traversent l'étage de turbine (ou des étages) qui conduit le compresseur et le propulseur (s'il existe). Une partie de la détente des gaz se produit également dans la tuyère [8]. Il est évident que le processus de rejet de la chaleur ne peut pas se produire dans le moteur d'avion; donc la centrale doit être un type de circuit ouvert. Pour des considérations de poids, le réchauffage est seulement utilisé entre la turbine et la tuyère de propulsion pour obtenir l'augmentation de la poussée. Le choix d'un type particulier de dispositif de propulsion (ou moteur) dépend du type d'avion, sa gamme, sa vitesse de croisière et l'altitude. Les moteurs à piston ont des applications très limitées dans la propulsion moderne d'avion et donc ne sont pas discutés ici.

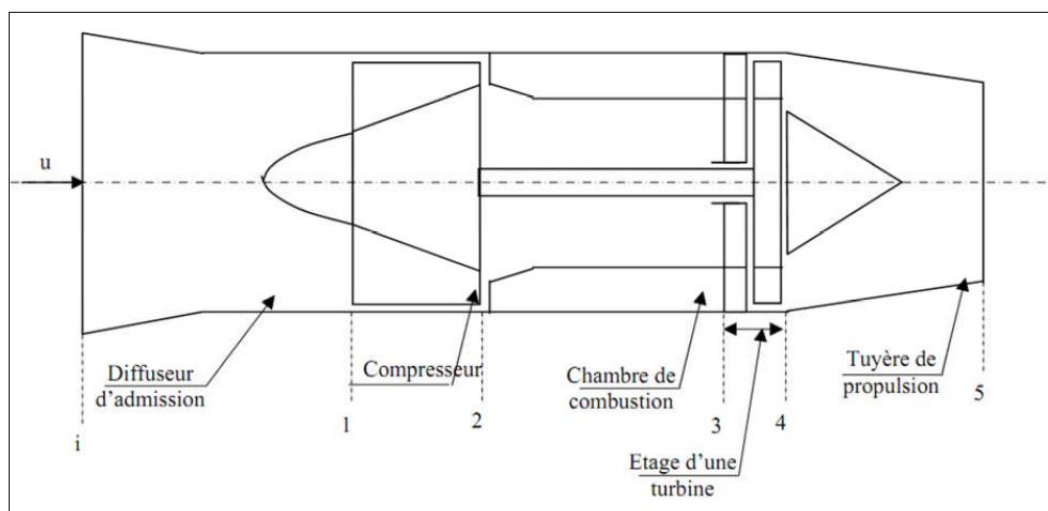


FIG I.3: Composants principaux d'un turboréacteur [8].

➤ **Moteur de turbofusée:**

Comme l'indique son nom, le moteur de turbofusée, figure(I.4), est situé entre le moteur de fusée et le moteur du turbo-réacteur. La turbine est entraînée par les gaz fournis à partir de la chambre de combustion de fusée qui est indépendante d'air atmosphérique.

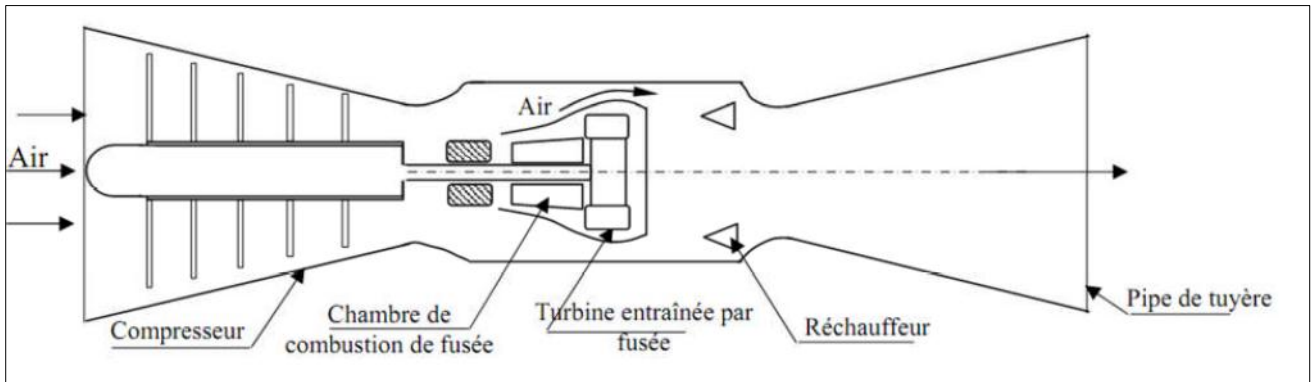


FIG I.4 : Moteur de turbofusée [11].

1.4.2. Turbines à gaz pour des véhicules

Les problèmes et les caractéristiques de conception des turbines à gaz utilisées par les véhicules extérieurs sont considérablement différents de ceux des turbines à gaz d'avion.

➤ **Automobiles**

Des tentatives ont été faites par un certain nombre de compagnies de fabrication d'automobile dans plusieurs pays de perfectionner des turbomoteurs pour des voitures. Un échangeur de chaleur d'échappement a été employé pour une consommation optimale du carburant. Un certain degré de succès a été réalisé dans le domaine des véhicules avec des moteurs de plus de 200 kilowatts. Beaucoup de concepteurs ont utilisé la combinaison d'une turbine axiale et d'un compresseur centrifuge de basse pression avec un échangeur de chaleur rotatif.

➤ **Locomotives ferroviaires**

Dans beaucoup de pays, les trains de voyageurs de longue distance utilisent des locomotives à turbine à gaz et celles avec transmission électrique peuvent être présentées dans les secteurs où la traction électrique est peu économique.

➤ **Suralimentation par les gaz d'échappement**

De petites turbines à gaz sont également utilisées dans des automobiles pour la suralimentation. Tous les grands camions et locomotives à moteur diesel ferroviaire sont

suralimentés. Ils utilisent les turbines entraînées par les gaz d'échappement pour l'entraînement des compresseurs d'air [11].

1.4.3. Turbine à gaz pour la production d'énergie électrique

➤ Cycle de Brayton :

Le cycle de Brayton est le procédé thermodynamique qui gouverne le fonctionnement des turbines à combustion ou à gaz.

Ces turbines font fonctionner trois types de centrale thermique (à cycle simple, à cycle combiné et en cogénération). Il y a deux types de machines : celles dérivées des moteurs d'avion et les turbines de type industriel, de construction plus robuste. Ces machines nécessitent du combustible distillé de haute qualité, comme du kérosène ou du gaz naturel. La tendance actuelle appuie le développement de procédés qui permettront d'obtenir des combustibles gazeux fiables à partir de sources alternatives, comme le charbon ou la biomasse. Les machines à cycle simple peuvent être installées, figure (I.5), et mises en service assez rapidement. Elles démarrent en peu de temps et servent de génératrice de secours ou d'urgence. Quand le coût du combustible est faible, les machines à cycle simple peuvent aussi être utilisées pour la production de base. Les turbines à combustion (à gaz) fonctionnent avec des volumes très élevés d'air (3 ou 4 fois plus que la quantité stœchiométrique). Elles produisent des volumes de combustion élevés qui contiennent du CO₂ et des NO_x, et ce, à des températures de plus de 500°C. Les technologies de combustion peuvent diminuer la production de NO_x en dessous de 25 ppmv, et l'utilisation du SCR peut la réduire sous 5 ppmv. Les SO_x ne sont généralement pas un contaminant significatif, étant donné que le soufre est quasi absent du combustible.

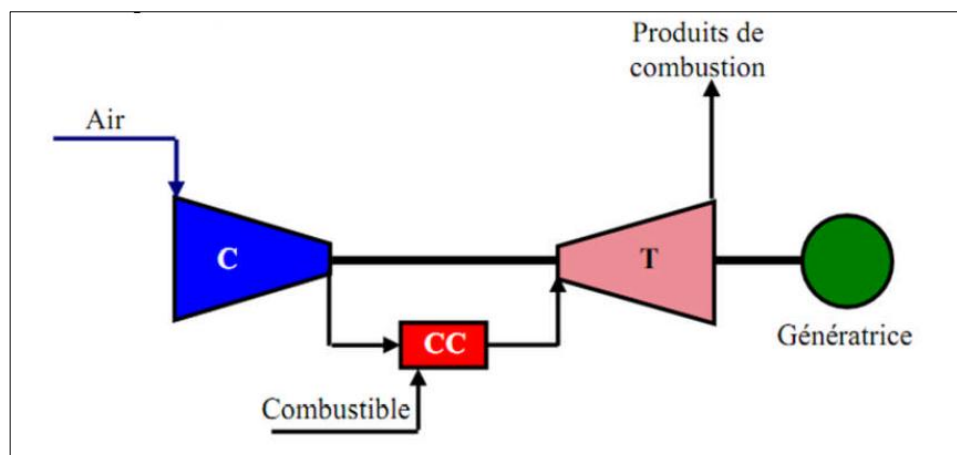


FIG I.5: Production d'électricité par Turbine à gaz- cycle simple [11].

1.5. La différence entre turbine à gaz et turbine à vapeur :

La turbine à vapeur est un moteur thermique à combustion externe, fonctionnant selon le cycle thermodynamique dit de Clausius-Rankine. Ce cycle se distingue par le changement d'état affectant le fluide moteur qui est en général de la vapeur d'eau. Elle transforme l'énergie thermique de la vapeur d'eau pendant la détente en énergie mécanique de rotation d'arbre pour entraîner un dispositif mécanique tournant.

La turbine à gaz et la turbine à vapeur possèdent le même rôle (tourner la turbine pour produire de l'électricité), mais il existe des différences dans les composantes et le principe de fonctionnement.

La différence dans les composantes : dans le cycle d'une turbine à gaz il existe toujours une chambre de combustion et un compresseur, par contre dans le cycle d'une turbine à vapeur il n'existe pas une chambre de combustion et le compresseur remplaçant par une pompe

La différence à partir le principe de fonctionnement : la turbine à gaz est basée sur la combustion du gaz à haut pression sortant du compresseur, par contre la turbine à vapeur est basé sur la pompage de l'eau et réchauffé dans un évaporateur, le fluide caloporteur est l'eau.

Chapitre II :

Classification des turbines à gaz

Dans ce chapitre nous avons présenté la classification des turbines à gaz par selon divers points, comme suit: classification selon le mode de construction (mono-arbre et double arbre), selon le mode du travail (action, réaction) et selon le mode de fonctionnement thermodynamique (cycle ouvert et cycle fermée).

CHAPITRE II:

CLASSIFICATION DES TURBINES A GAZ

On peut classer les turbines selon différents points:

- Par le mode de travail.
- Par le mode de fonctionnement thermodynamique.
- Par le mode de construction.

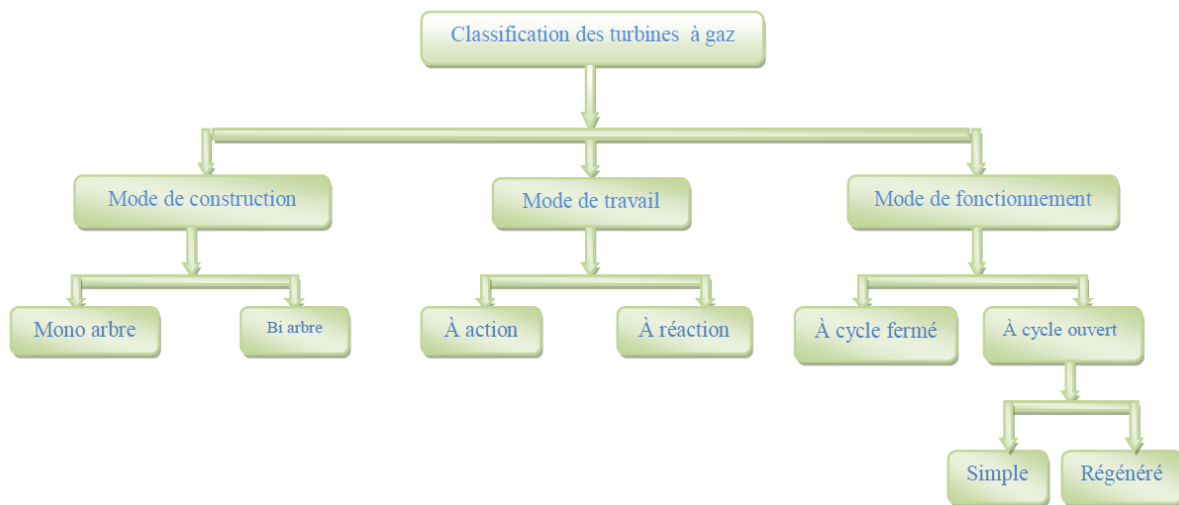


FIG II.1: Classification des turbines à gaz [9].

II.1. D'après le mode de construction :

- **Turbine mono-arbre :** Le compresseur et les sections de la turbine sont montés sur un même arbre ce qui permet de tourner à la même vitesse, ce type est utilisé pour les applications qui n'ont pas besoin des variations de vitesse telle que l'entraînement des génératrices pour production de l'électricité.

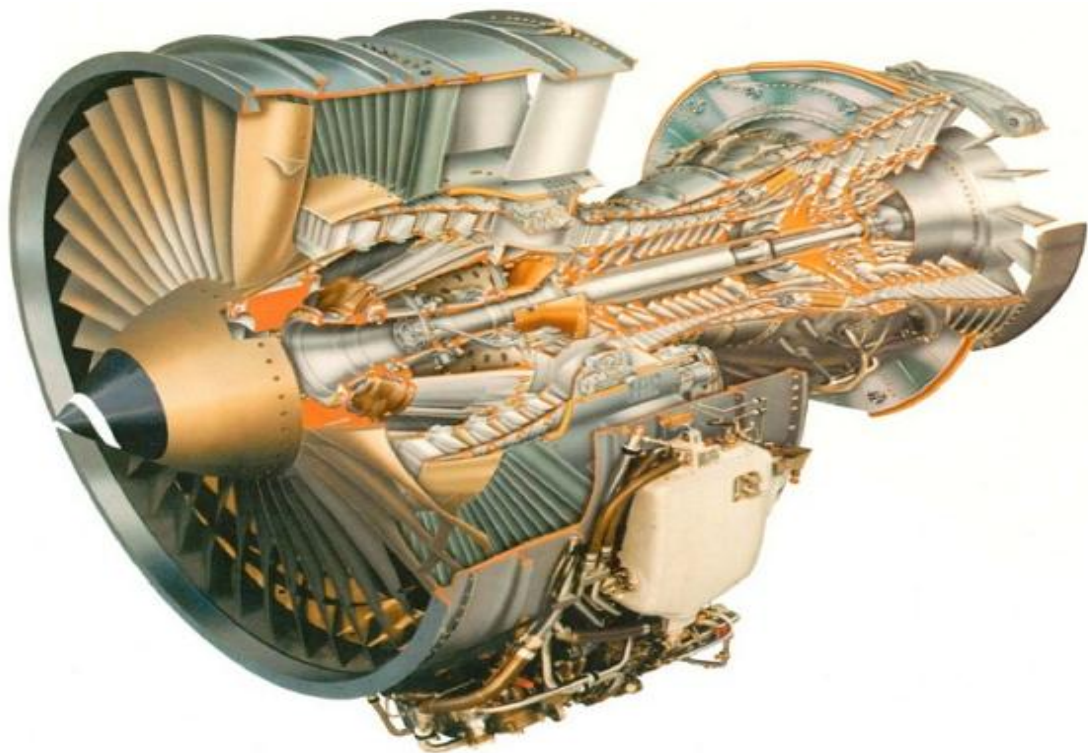
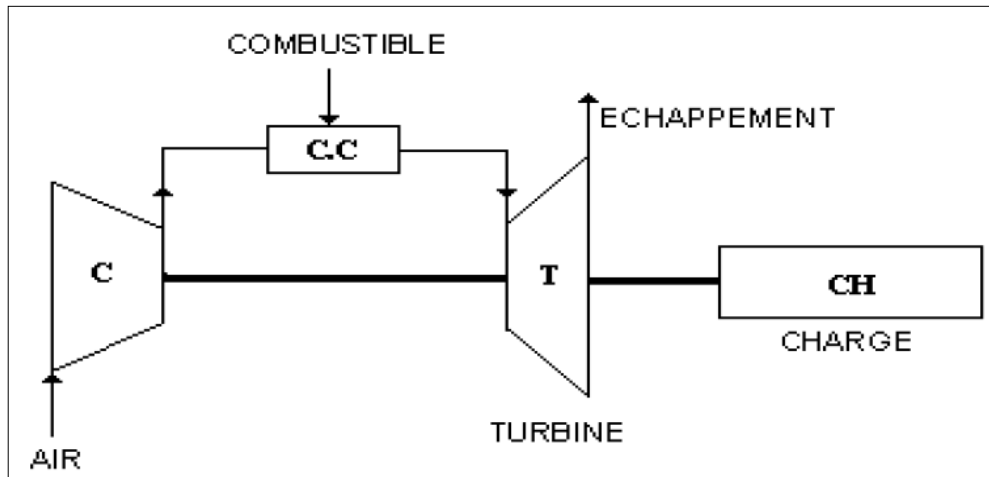


FIG II.2: schéma de turbine mono-arbre [10].

- **Turbine bi-arbre:** La turbine à gaz se compose de deux roues turbines indépendantes mécaniquement. La roue turbine HP entraîne le rotor du compresseur axial et les accessoires, tandis que la roue BP deuxième étage sert à entraîner l'organe récepteur (ex : les compresseurs).

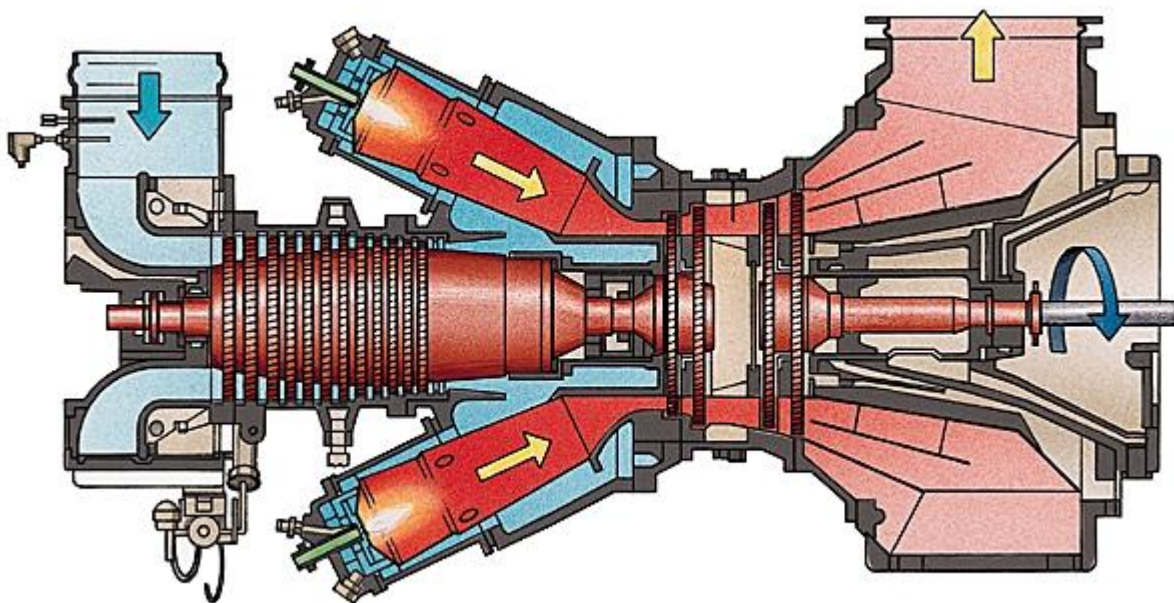
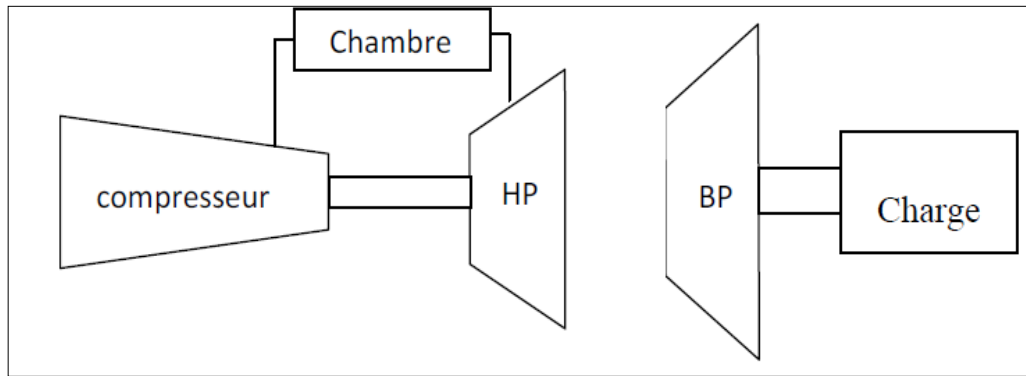


FIG II.3: Schéma de turbine à gaz bi-arbre [10].

II.2. Par le mode de travail :

On distingue deux types de turbine :

➤ Turbine à action :

Où l'énergie thermique est transformée complètement en énergie cinétique dans la directrice.

L'évolution des gaz dans la roue se fait sans variation de pression statique $P_1 > P_2 = P_3$.

➤ Turbine à réaction :

Une partie de l'énergie thermique est transformée dans la roue en énergie cinétique et mécanique. L'évolution des gaz dans la roue se fait avec variation de la pression statique $P_1 > P_2 > P_3$. Le taux de réaction ϵ caractérisera le % d'énergie thermique totale [5].

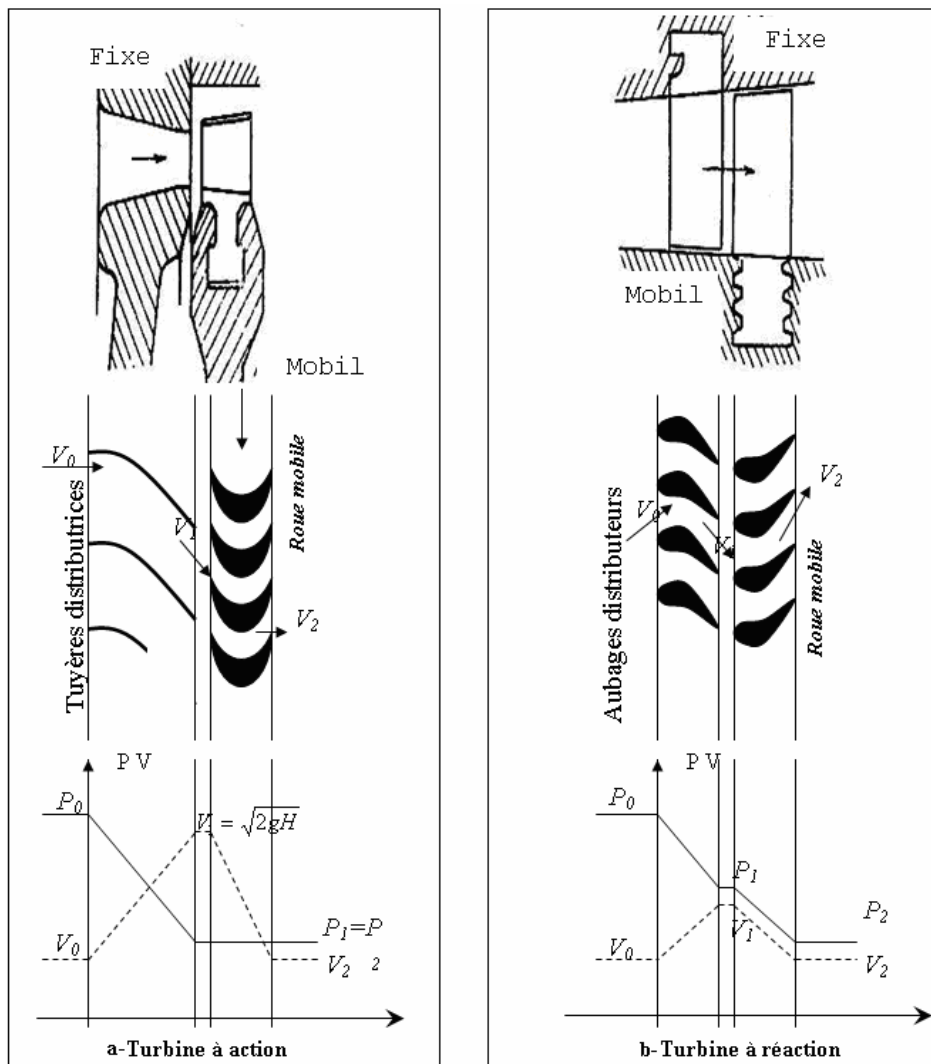


FIG II.4: Schéma de turbine à action et turbine à réaction [5].

II.3. D'après le mode de fonctionnement thermodynamique :

Il existe deux cycles thermodynamiques :

➤ **Turbine à gaz à cycle fermé**

Dans laquelle le même fluide est repris après chaque cycle.

➤ **Turbine à gaz à cycle ouvert**

C'est une turbine dont l'aspiration et l'échappement s'effectuent directement dans l'atmosphère.

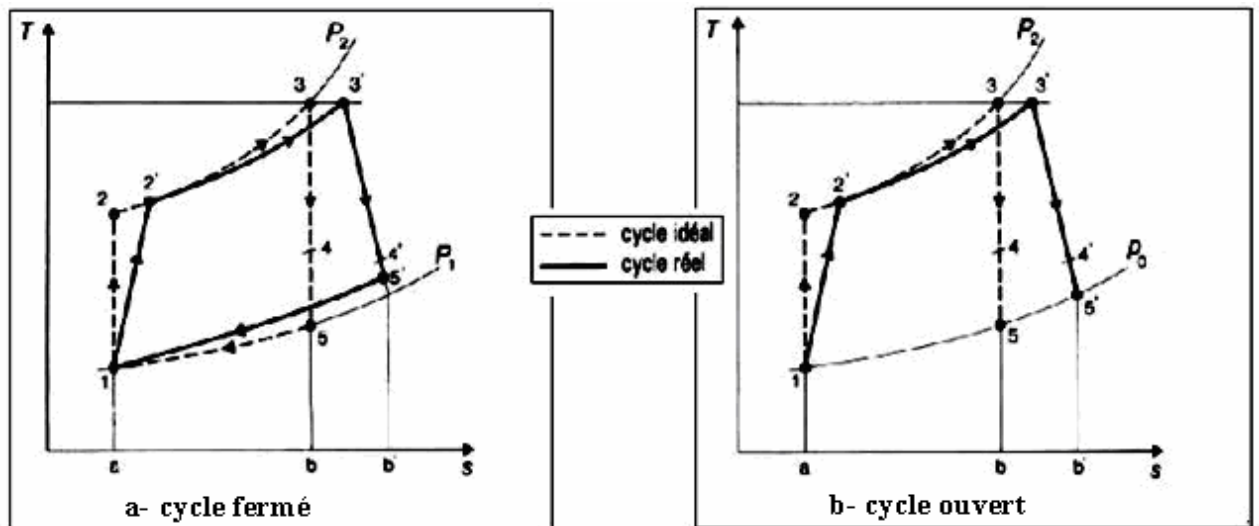


FIG II.4: Representation de cycle fermé et ouvert [9].

Ce type de turbine qui est le plus répandu se divise en deux classes:

➤ **Turbine à cycle simple**

C'est une turbine utilisant un seul fluide pour la production d'énergie mécanique, après la détente les gaz possédant encore un potentiel énergétique sont perdus dans l'atmosphère à travers l'échappement.

➤ **Turbine à cycle régénéré**

C'est une turbine dont le cycle thermodynamique fait intervenir plusieurs fluides moteurs dans le but d'augmenter le rendement de l'installation.

De nos jours la turbine à gaz connaît une large utilisation et dans différents domaines et en particulier dans le domaine des hydrocarbures à cause de leur grande gamme de puissance et leurs propres avantages [7].

Chapitre III :

Cycle thermodynamique des turbines à gaz

Dans ce chapitre nous avons présenté les cycles thermodynamiques et calculé le rendement thermique des différents cycles des turbines à gaz passant par les points suivants : Définition et le rendement d'un moteur thermique, le cycle idéal de Carnot, le cycle simple d'une turbine à gaz (cycle de Joule Baryton), cycle régénération, cycle avec fractionnement de la détente, cycle avec fractionnement de la compression, Stirling et d'Ericsson.

CHAPITRE III :

CYCLE THERMODYNAMIQUE DES TURBINES A GAZ_[12]

III.1. Définition :

La turbine à gaz est un comme tous les moteurs thermiques est une machine qui transforme de l'énergie thermique en une énergie mécanique : il reçoit, en un cycle (par l'intermédiaire d'un fluide moteur), une quantité de chaleur Q_C de la source chaude (à la température T_C) et rejette une quantité de chaleur Q_f à la source froide (à la température T_f) (Fig. III.1). Une partie de la quantité de chaleur Q_C reçue est transformée en un travail W que le moteur fourni au milieu extérieur.

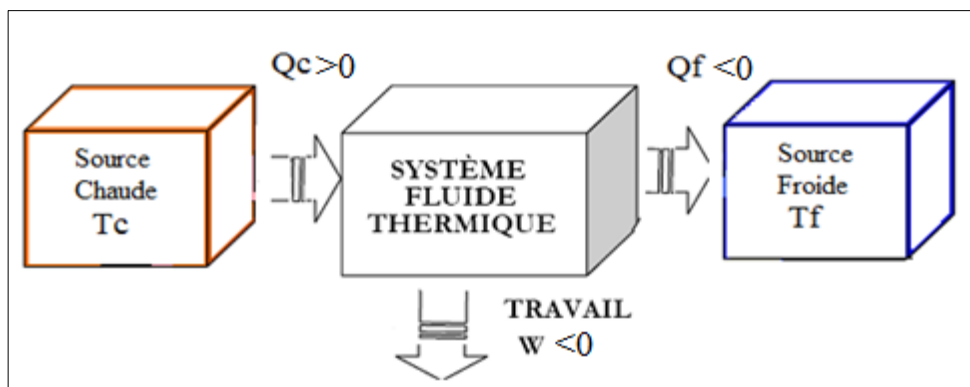


FIG III.1: Schéma de fonctionnement d'un moteur thermique.

III.2. Le rendement thermique d'un cycle moteur :

Le rendement thermique d'un cycle est le rapport entre l'énergie utile (ou valorisable) et l'énergie coûteuse qu'il a fallu fournir. Autrement dit, le rapport de ce qu'on veut (W) sur ce qu'il faut dépenser pour l'avoir (Q_C).

$$\eta_{th} = \frac{\text{gain}}{\text{dépense}} = \frac{\text{énergie utile}}{\text{énergie coûteuse}} = \left| \frac{W_{\text{Cycle}}}{Q_C} \right| < 1$$

III.3. Le cycle de Carnot :

On appelle cycle de Carnot, du nom de l'ingénieur français Carnot, le cycle idéal constitué de quatre transformations réversibles dont deux isothermes (de températures égales à celles des sources) et deux adiabatiques (isentropiques). La représentation de ce cycle dans le diagramme de Clapeyron (P,v) ou le diagramme entropique (T,s) est illustrée par la Figure III.2

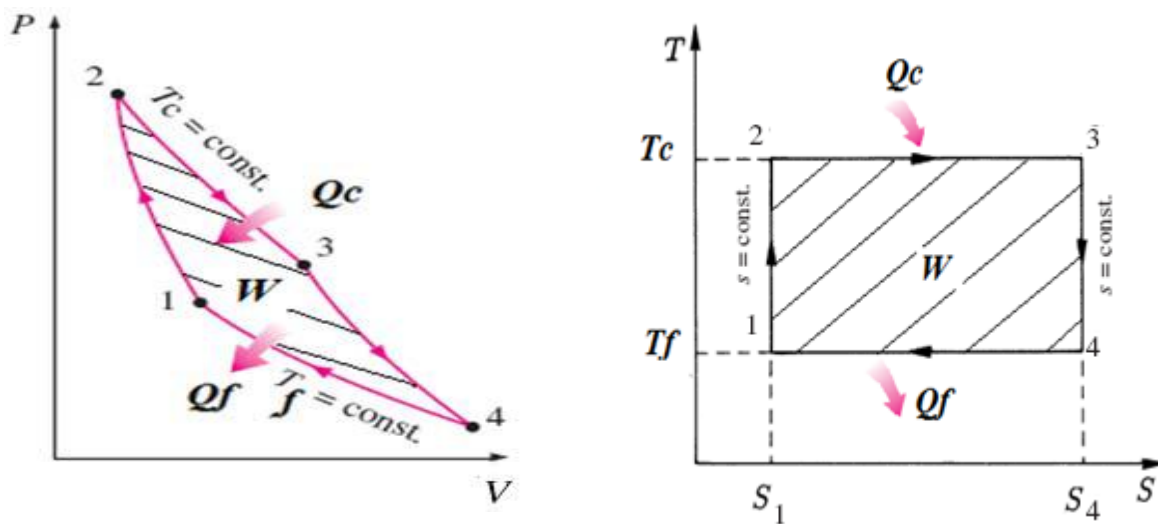


FIG III.2: Le cycle de Carnot.

❖ Les différentes étapes et le rendement du cycle:

1-2	Compression isentropique ($Q_{12}=0$) $W_{is}^c = W_{12} = \Delta u_{12} = C_v(T_c - T_f)$
2-3	Détente isotherme ($\Delta u_{23} = 0$) $W_{23} = -Q_c = -T_c(S_3 - S_2)$ avec ($S_3 = S_4$ et $S_2 = S_1$)
3-4	Détente isentropique ($Q_{34}=0$) $W_{is}^D = W_{34} = \Delta u_{34} = C_v(T_f - T_c)$
4-1	Compression isotherme ($\Delta u_{41} = 0$) $W_{41} = -Q_f = -T_f(S_1 - S_4)$

Rendement thermique du cycle	$\eta_{th} = \left \frac{W_{cycle}}{Q_c} \right = 1 + \frac{Q_f}{Q_c} = 1 - \frac{T_f}{T_c}$
------------------------------	--

❖ **Théorème 1 de Carnot :**

Le rendement thermique d'un moteur fonctionnant selon le cycle de Carnot est indépendant de la nature du fluide moteur et ne dépend que des températures des sources chaude et froide.

❖ **Théorème 2 de Carnot :**

Le rendement d'un moteur réel est toujours inférieur au rendement de Carnot qui constitue la limite théorique maximale impossible à dépasser (ni à atteindre) quel que soit la perfection technique de la machine.

III.4. Le cycle de Joule-Brayton :

C'est le cycle théorique selon lequel fonctionne la plupart des turbines à gaz (Fig. III.4). Ce cycle est composé de deux transformations isentropiques (1-2s) et (3-4s) et deux transformations isobares réversibles (2s-3) et (4s-1) (voir Fig. III.3):

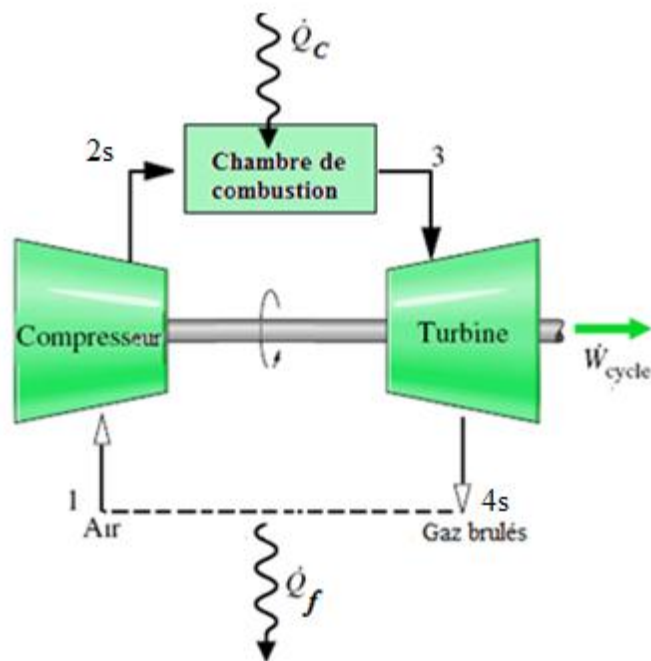


FIG III.3: Schéma simplifié d'une turbine à gaz.

\dot{Q}_C : Puissances thermiques échangées avec la source chaude, [Kw].

\dot{Q}_f : Puissances thermiques échangées avec la source froide, [Kw].

\dot{W}_{cycle} : Puissance mécanique du cycle, [Kw].

$$\dot{Q}_C = Q_C \cdot \dot{m}, \quad \dot{Q}_f = Q_f \cdot \dot{m} \text{ et } \dot{W}_{cycle} = W_{cycle} \cdot \dot{m}$$

\dot{m} : Débit massique du fluide moteur, [Kg/s]

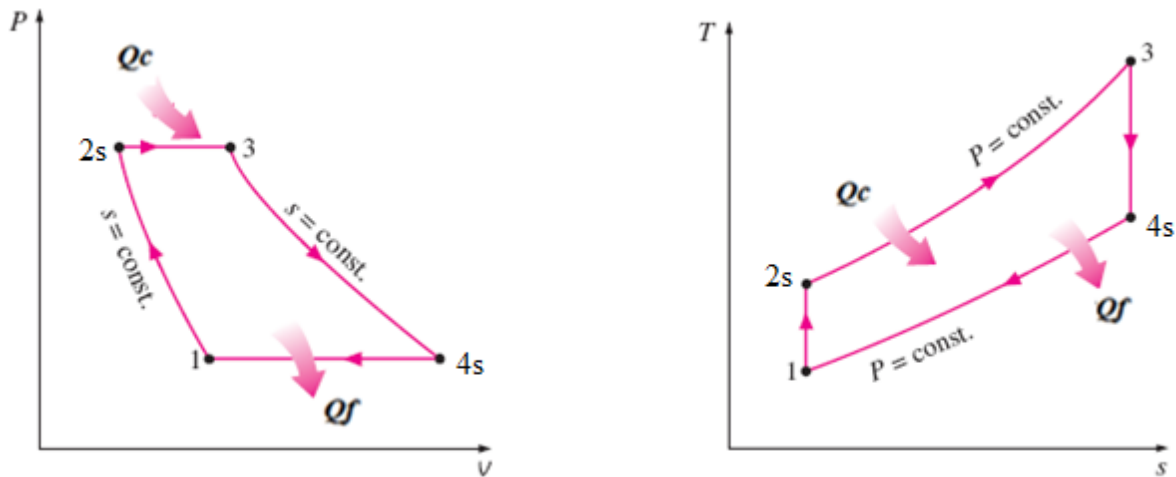


FIG III.4: Le cycle réversible de Joule -Brayton

❖ **Les différentes étapes du cycle:**

1-2s	Compression isentropique ($Q_{12s}=0$) $W_{is}^c = W_{12s} = \Delta h_{12s} = C_p(T_{2s} - T_1) > 0$ $T_{2s} = \lambda^{(\gamma-1)/\gamma} T_1$ (équation caractéristique d'une transformation isentropique)
2-3	Apport de chaleur (combustion) à pression constante ($W_{23}=0$, système ouvert) $Q_C = \Delta h_{2s3} = C_p(T_3 - T_{2s}) = C_p T_{2s}(T_3/T_{2s} - 1) > 0$
3-4s	Détente isentropique ($Q_{34s}=0$) $W_{is}^D = W_{34s} = \Delta h_{34s} = C_p(T_{4s} - T_3) < 0$ $T_3 = \lambda^{(\gamma-1)/\gamma} T_{4s}$ (équation caractéristique d'une transformation isentropique)
4s-1	Refroidissement isobare ($W_{4s1}=0$, système ouvert) $Q_f = \Delta h_{4s1} = C_p(T_1 - T_{4s}) = -C_p T_1(T_{4s}/T_1 - 1) < 0$

Et λ : le rapport de pression (= P_2/P_1)

❖ **Le bilan du cycle:**

Energie utile	$W_{utile} = W_{cycle} = W_{12s} + W_{34s} = -(Q_C + Q_f)$
Energie coûteuse	Q_C
Rendement thermique du cycle	$\eta_{th} = \left \frac{W_{cycle}}{Q_C} \right = 1 + \frac{Q_f}{Q_C} = 1 - \lambda^{(1-\gamma)/\gamma}$

❖ **Remarque :**

Le rendement thermique du cycle augmente avec le rapport de pression $\lambda = P_2/P_1$ (Fig. III.5) :

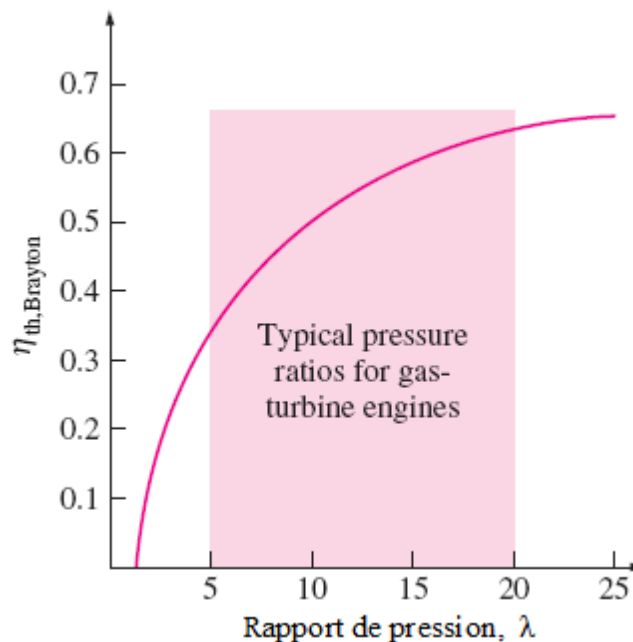


FIG III.5 : Le rendement thermique du cycle Joule Brayton en fonction du rapport de pression

III.5. Le cycle de Joule-Brayton avec irréversibilités :

Supposons maintenant que le cycle de Brayton (Fig. III.6) comporte une compression irréversible (adiabatique) (1-2), de rendement isentropique de compression :

$$\eta_{is}^C = \frac{\text{travail réversible}}{\text{travail irréversible}} = \frac{W_{is}^C}{W^C} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} < 1$$

et une détente irréversible (3-4), de rendement isentropique de détente :

$$\eta_{is}^D = \frac{\text{travail irréversible}}{\text{travail réversible}} = \frac{W^D}{W_{is}^D} = \frac{T_4 - T_3}{T_{4s} - T_3} < 1$$

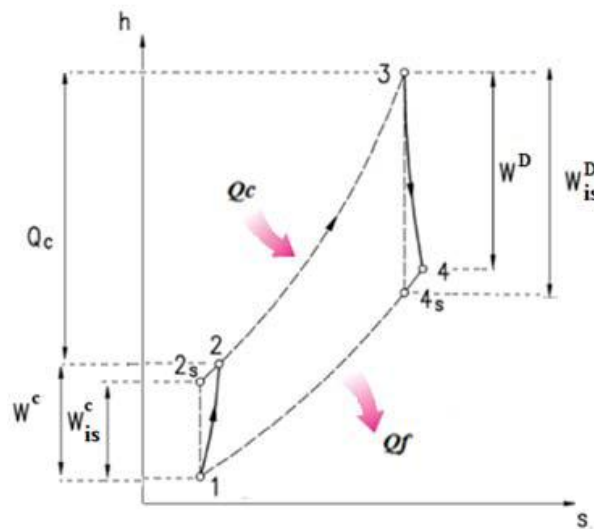


FIG III.6 : Le cycle irréversible de Joule Brayton

❖ **Les différentes étapes du cycle:**

1-2	Compression adiabatique ($Q_{12}=0$) $W^C = W_{12} = \Delta h_{12} = C_p(T_2 - T_1) > 0$ $W^C = W_{is}^C / \eta_{is}^C$
2-3	Apport de chaleur (combustion) à pression constante ($W_{23}=0$, système ouvert) $Q_C = \Delta h_{23} = C_p(T_3 - T_2)$
3-4	Détente adiabatique ($Q_{34}=0$) $W^D = W_{34} = \Delta h_{34} = C_p(T_4 - T_3) < 0$ $W^D = \eta_{is}^D W_{is}^D$
4-1	Refroidissement isobare ($W_{41}=0$, système ouvert) $Q_f = \Delta h_{41} = C_p(T_1 - T_4) < 0$

❖ **Le bilan du cycle:**

Energie utile	$W_{utile} = W_{cycle} = W_{12} + W_{34} = -(Q_c + Q_f)$
Energie coûteuse	Q_c
Rendement thermique du cycle	$\eta_{th} = \left \frac{W_{cycle}}{Q_c} \right = 1 + \frac{Q_f}{Q_c}$

III.6. Amélioration du cycle de Joule-Brayton :

Il existe plusieurs façons d'améliorer le cycle de Joule (c'est à dire augmentation du rendement thermique):

III.6.1. Cycle à régénération :

La régénération (Fig. III.7) consiste à récupérer la chaleur des gaz chauds à la sortie de la turbine, par l'intermédiaire d'un régénérateur (échangeur de chaleur), pour chauffer les gaz après la compression et avant la combustion (ce qui n'est possible que si $T_{4s} > T_{2s}$):

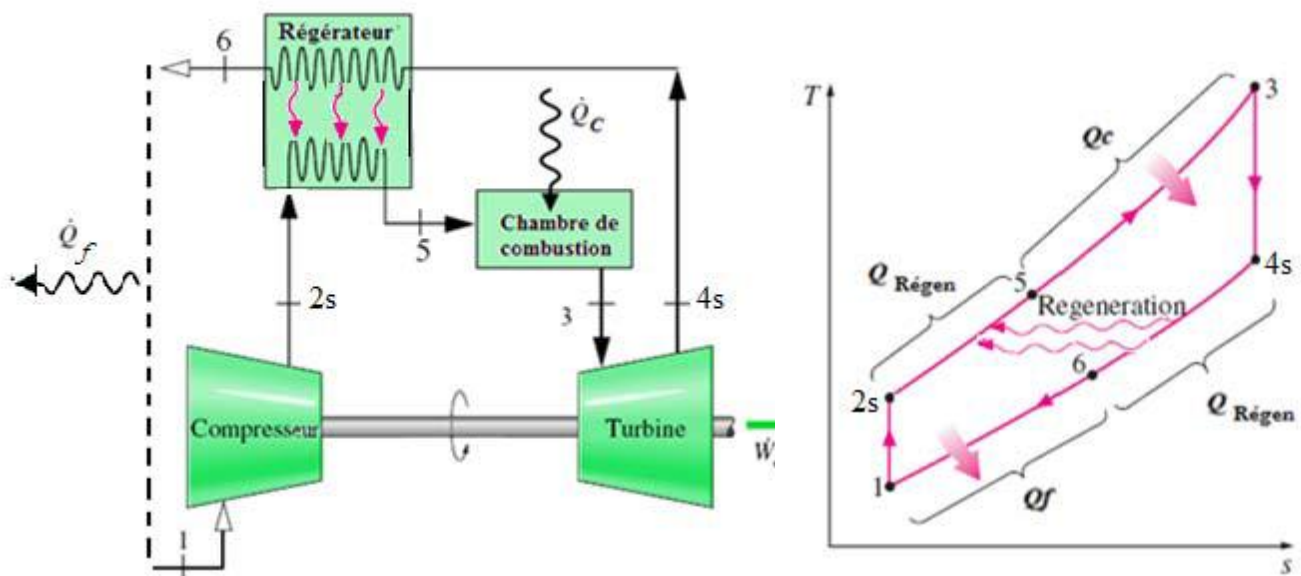


FIG III.7 : Le cycle de Joule Brayton avec régénération

❖ **Les différentes étapes du cycle:**

1-2s	Compression isentropique ($Q_{12s}=0$) $W_{is}^C = W_{12s} = \Delta h_{12s} = C_p(T_{2s} - T_1) > 0$
2s-5	Préchauffement (isobare) de l'air dans le régénérateur (récupération de la chaleur) $Q_{Rég} = \Delta h_{2s5} = C_p(T_5 - T_{2s}) > 0$
5-3	Apport de chaleur (combustion) à pression constante ($W_{53}=0$, système ouvert) $Q_C = \Delta h_{53} = C_p(T_3 - T_5) > 0$
3-4s	Détente isentropique ($Q_{34s}=0$) $W_{is}^D = W_{34s} = \Delta h_{34s} = C_p(T_{4s} - T_3) < 0$
4s-6	Prérefroidissement (isobare) des gaz brûlés dans le régénérateur $Q_{Rég} = \Delta h_{4s6} = C_p(T_6 - T_{4s}) < 0$
6-1	Refroidissement isobare ($W_{61}=0$, système ouvert) $Q_f = \Delta h_{61} = C_p(T_1 - T_6) < 0$

λ : le rapport de pression (= P_2/P_1)

❖ **Le bilan du cycle:**

Energie utile	$W_{utile} = W_{cycle} = W_{12s} + W_{34s} = -(Q_C + Q_f)$
Energie coûteuse	Q_C
Rendement thermique du cycle	$\eta_{th} = \left \frac{W_{cycle}}{Q_C} \right = 1 + \frac{Q_f}{Q_C}$

III.6.2. Cycle avec fractionnement de la détente :

Le principe est d'effectuer une surchauffe intermédiaire entre plusieurs détentes adiabatiques de taux de détente moindre.

Cette opération nécessite plusieurs turbines, comme nous indiquons dans la (fig II.8), on fait une réchauffe du gaz sortant de la première turbine après on l'injecte dans la deuxième turbine pour améliorer le rendement thermique :

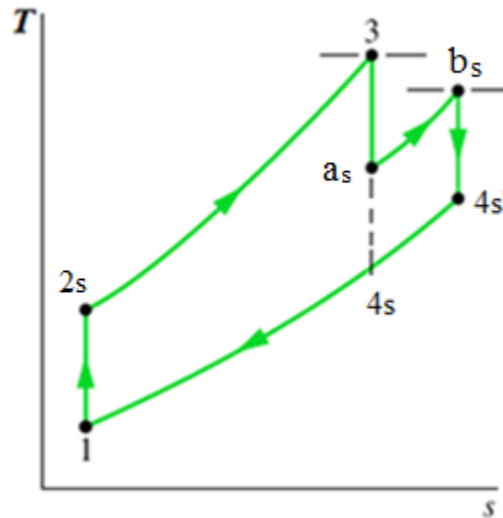
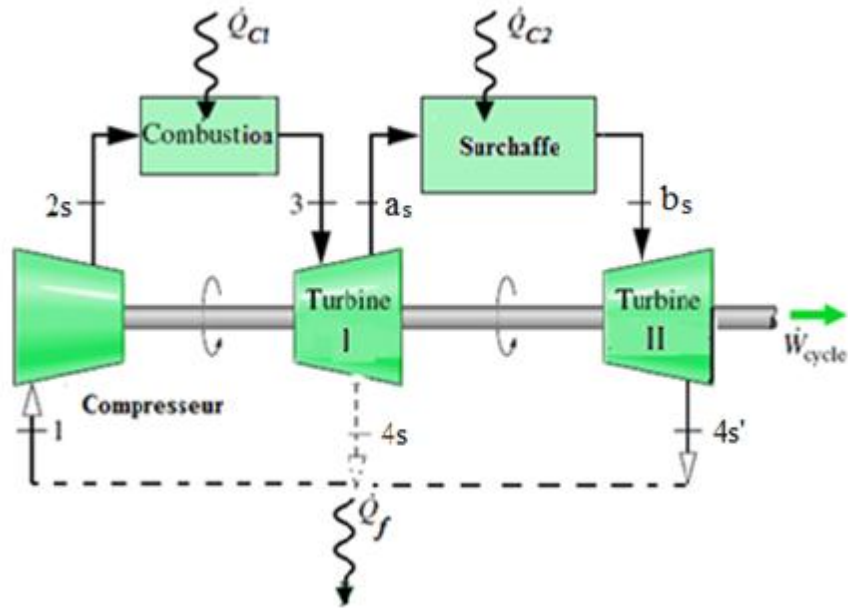


FIG III.8 : Le cycle de Joule Brayton avec fractionnement de la détente

➤ **Les différentes étapes du cycle**

1-2s	Compression isentropique ($Q_{12s} = 0$) $W_{is}^c = W_{12s} = \Delta h_{12s} = C_p(T_{2s} - T_1) > 0$
2s-3	Apport de chaleur (combustion) à pression constante ($W_{2s3} = 0$, système ouvert) $Q_{C1} = \Delta h_{2s3} = C_p(T_3 - T_{2s}) > 0$
3-as	Détente isentropique dans le 1 ^{er} étage de la turbine ($Q_{3as} = 0$) $W_{is}^D = W_{3as} = \Delta h_{3as} = C_p(T_{as} - T_3) < 0$

a_s-b_s	Détente isentropique dans le 2 ^{ème} étage de la turbine ($Q_{asbs} = 0$) $W_{is}^D = W_{3as} = \Delta h_{3as} = C_p(T_{as} - T_3) < 0$
b_s-4s'	Prérefroidissement (isobare) des gaz brulés dans le régénérateur $Q_{Rég} = \Delta h_{4s6} = C_p(T_6 - T_{4s}) < 0$
$4s'-1$	Refroidissement isobare ($W_{61}=0$, système ouvert) $Q_f = \Delta h_{61} = C_p(T_1 - T_6) < 0$

λ : le rapport de pression (= P_2/ P_1)

➤ **Le bilan du cycle**

Energie utile	$W_{utile} = W_{cycle} = W_{12s} + W_{34s} = -(Q_c + Q_f)$
Energie coûteuse	Q_c
Rendement thermique du cycle	$\eta_{th} = \left \frac{W_{cycle}}{Q_c} \right = 1 + \frac{Q_f}{Q_c}$

III.6.3. Cycle avec fractionnement de la compression :

Le principe est d'effectuer un refroidissement intermédiaire entre plusieurs compressions adiabatiques de taux de compression moindre

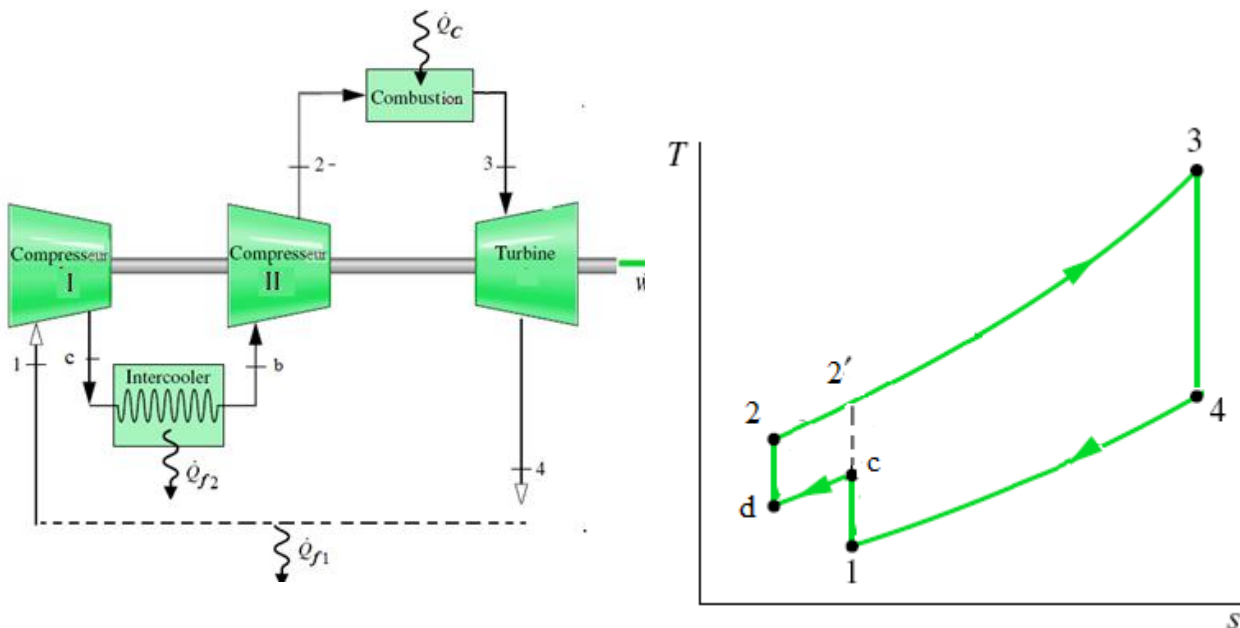


FIG III.9 : Cycle de Joule avec fractionnement de la compression

➤ **Remarque :**

Le Cycle de Joule comportant les trois améliorations à la fois est donné par la figure ci-dessus :

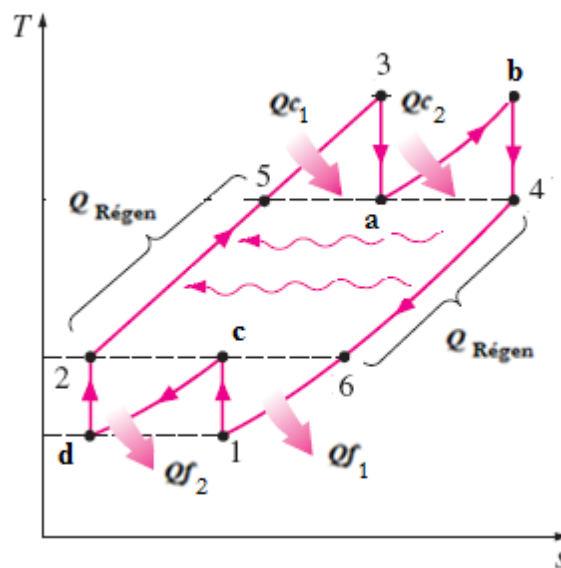
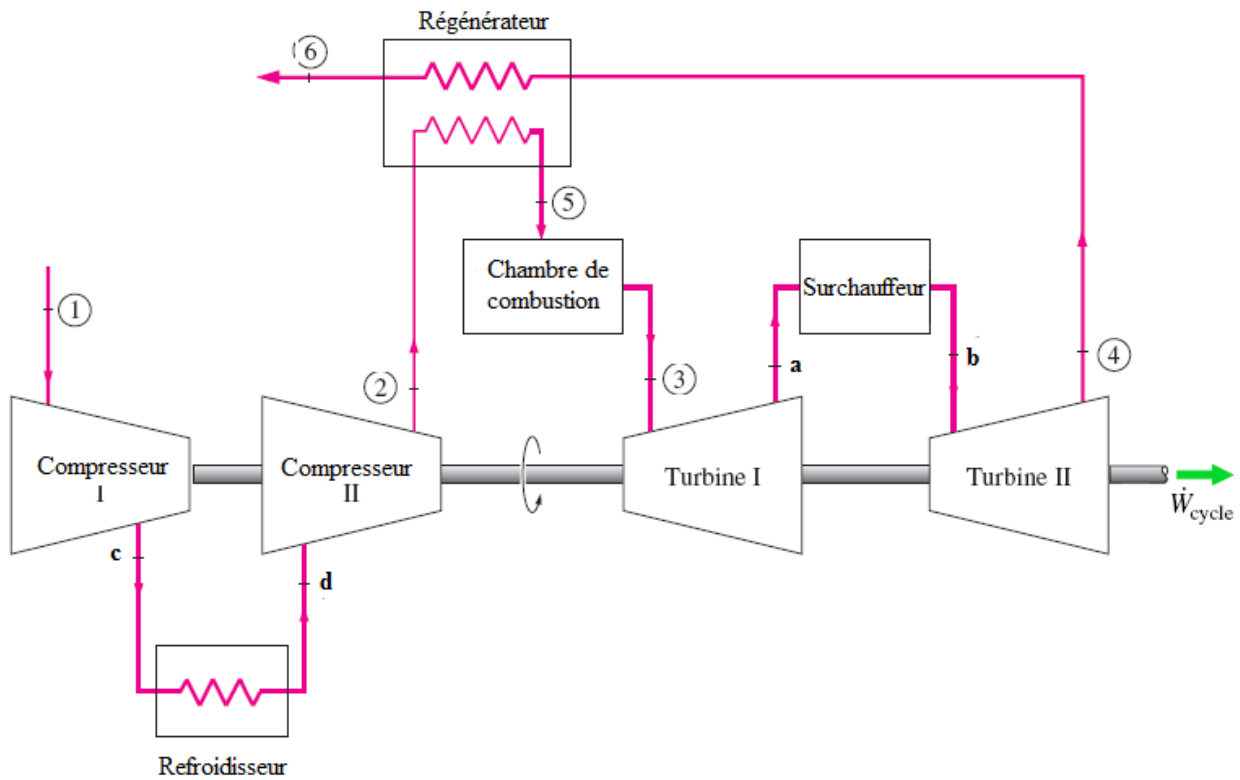


FIG III.10 : Cycle de Joule avec régénération et fractionnement de la détente et de la compression

II.6.4. Le Cycle de Stirling et d'Ericsson :

Les cycles de Stirling et d'Ericsson correspondent à des machines quasi mythiques que nous ne savons pas vraiment construire de façon opérationnellement utile. Ces cycles ont permis d'introduire certains concepts importants (exp : régénération) qui ont permis d'améliorer le rendement de vraies machines

- ✓ Le cycle de Stirling se compose de 2 transformations isothermes (1-2), (3-4) et de 2 transformations isochores (2-3), (4-1) :

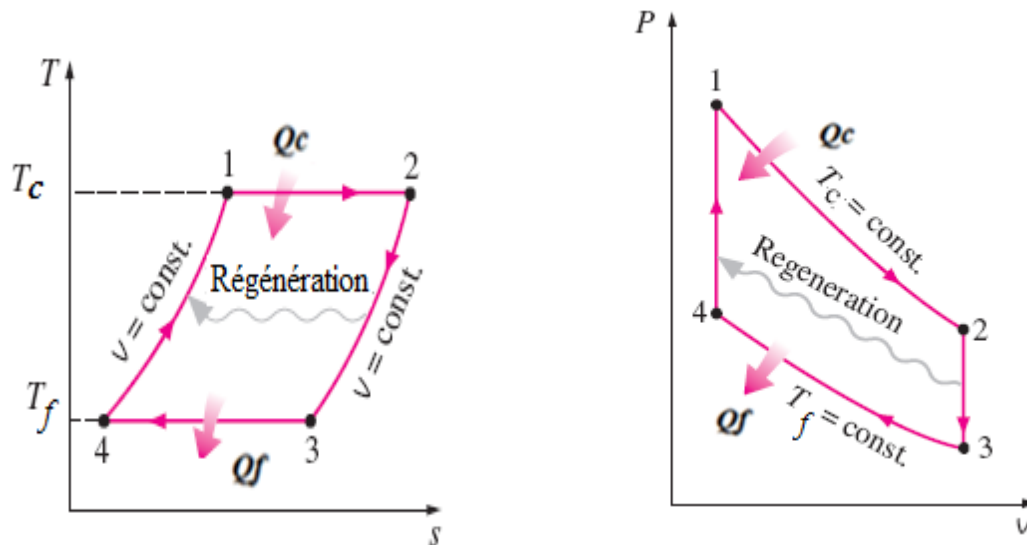


FIG III.11 : Cycle de Stirling avec transformations isochores.

- ✓ Le cycle d'Ericsson se compose de 2 transformations isothermes (1-2), (3-4) et de 2 transformations isobares (2-3), (4-1) :

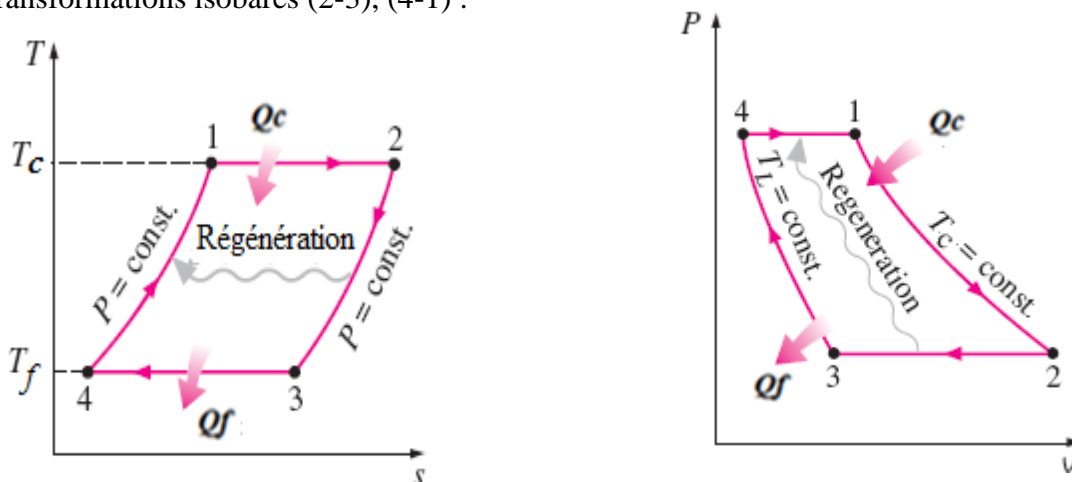


FIG III.12 : Cycle de Stirling avec transformations isobares.

La régénération est dite parfaite si la totalité de la quantité de chaleur Q_{23} est récupérée totalement le long de la détente (4-1).

Le rendement thermique du cycle de Stirling et d'Ericsson sont tels que :

$$\eta_{th\ Stirling} = \eta_{th\ Ericsson} = 1 + Q_f/Q_C = 1 - T_f/T_C$$

Conclusion Générale

CONCLUSION GENERALE

Dans ce mémoire nous avons étudié les turbines à gaz , la définition, le principe de fonctionnement , les domaines d'utilisations, et les avantages et l'inconvénients, ainsi que nous avons intégré cette étude théorique par la classification des turbines à gaz, soit selon le mode de travail ou par le mode de construction, ou bien par le mode de fonctionnement thermodynamique.

Pour bien comprendre ce domaine, nous avons réalisé un chapitre détaillé sur les cycles thermodynamiques des divers types des turbines à gaz et le calcul énergétique détaillé de la puissance et le rendement, en commençons par le cycle idéal de Carnot, et le cycle de Joule-Brayton, en passant par le cycle de cycle de Joule-Brayton avec irréversibilités.

Nous avons conclu, d'après cette étude sur les turbines à gaz que, pour optimiser du rendement théorique des cycles thermodynamiques des turbines à gaz, il existe actuellement, quatre technologies principales, sont :

- Cycle à régénération ;
- Cycle avec fractionnement de la détente ;
- Cycle avec fractionnement de la compression ;
- Le Cycle de Stirling et d'Ericsson.

Références bibliographiques

- 📖 [1]: B. MEBARKI, B. DRAOUI, S. ABDESSEMED, A. KEBOUCHA, S. DRICI ET A. SAHLI, “Etude d’un système de climatisation intégrant un puits canadien dans les zones arides, cas de Béchar”, Revue des énergies renouvelables, Vol. 15 N°3 (2012) pp.465-478.
- 📖 [2] :BENIKHLEF Mohamed , MOHAMMEDI Ahmed Razqi ,“Etude et renovation de la turbine A gaz ms5002c de hassi r’ mel”, Université Abou BakrBelkaid Tlemcen, 2014.
- 📖 [3] : BOISSENIN, Y., MOLIERE, M., ET REMY, P., 1994, “Les atouts de la turbine à gaz MS6001 B en cogénération –exemple de l’usine d’électricité de Metz”, Revue technique GE Alsthom N°15.
- 📖 [4]: DAVID J. TAYLOR OLIVIER CRABOS,2003, “GE Power Systems Gas Turbine and Combined Cycle Products Technology - Experience - Innovation”, Gas turbine and Combined Cycle - GE Power Systems 2003.
- 📖 [5]: HERZALLAH, A., "Étude thermodynamique Maintenance et Fiabilité d’une turbine à gaz MS 5002", mémoire d’ingénieur, Université de Boumerdes, 2006.
- 📖 [6] : BELKHAMSA, S. ABD ESSELAM, S., "Contribution à l'étude et au calcul des cycles thermodynamiques des turbines à gaz", mémoire d'ingénieur, Université Ouargla, 2008.
- 📖 [7] : BENDJEDIDI, S., "Pompe centrifuge", Rapport de stage, Université de Batna, 2012.
- 📖 [8] : S.M. YAHIA, 1984, “Turbines compressors and fans”, published by tata Mc Graw-Hill Publishing Company Limited National Aeronautical Laboratory Bangalor – INDIA, janvier 1984.
- 📖 [9]: BENIDIR ABEDLAALI, "Calcul énergétique de l'installation hybride thermique pour la production d'électricité", Université Mohamed Keidher Biskra, 2013.
- 📖 [10] : MOSLI HASSENE, BEN SEDDIK DJAMAL EDDINE, BRAHIMI SMAIL, "Etude de turbine à gaz MS5002b", UNIVERSITE Kasdi Merbah –Ouaregla, 2013.
- 📖 [11] BENIKHLEF Mohamed, MOHAMMEDI Ahmed Razqi, "etude et renovation de la turbine a gaz ms5002c de hassi r’ mel", Université Abou BakrBelkaid Tlemcen,2014.
- 📖 [12]: S. LAOUAR (Eps. MEFTAH), A. BENBRIK, K. SAHNOUNE, ” cours de thermodynamique et conversion de l’énergie”, boumerdès 2010.