

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République algérienne démocratique et populaire
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
جامعة عين تموشنت بلحاج بوشعيب
Université -Ain-Temouchent- Belhadj Bouchaib
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département Génie mécanique



Projet de fin d'études
Pour l'obtention du diplôme de Master en :
Domaine : SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE
Filière : Génie mécanique
Spécialité : énergétique
Thème

**Modélisation paramétrique d'une turbine à gaz
Dans une centrale thermique**

Présenté Par :

- 1) Mr. Boukra Mohammed
- 2) Mr. Bensafi Boudali

Devant le jury composé de :

Pr. D.Nehari	UAT.B.B (Ain Temouchent)	Président
Mr. Guendouz	UAT.B.B (Ain Temouchent)	Examineur
Pr. A.Bounif	UAT.B.B (Ain Temouchent)	Encadrant

Année universitaire 2020/2021

Remerciement

Louange à Dieu et grâce à Lui, en premier lieu, qui nous a donné la force et nous a inspiré avec patience et détermination pour mener à bien cet humble travail.

Je voudrais dans un premier temps remercier, mon directeur de mémoire Abdelhamid Bounif, professeur de mécanique énergétique à l'université d'Ain Temouchent, pour sa patience, sa disponibilité et surtout ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter ma réflexion.

Nous remercions aussi les membres de jury qui nous ont fait l'honneur d'accepter le jugement de notre travail.

Nous tenons à remercier nos chers parents pour leurs soutiens au long de nos études.

Je remercie également toute l'équipe pédagogique de l'université d'Ain Temouchent.

Enfin nous remercions tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce modeste travail, trouvent ici l'expression de notre profondes gratitude et respects.

Dédicace

Ce modeste travail est dédié :

Aux personnes les plus chères de ma vie, mon père et ma mère, ce sont les bougies qui illuminent mon chemin vers la réussite ; ils m'ont tout donné, leur amour, et leurs sacrifices pour que je puisse étudier dans de bonnes conditions, Et ils n'arrêtaient pas de m'encourager et attention à mes intérêts.

A mon petit frère : Oussama.

A Pr. Abdelhamid Bounif.

A tous les enseignants de Génie mécanique.

A tous mes amis.

A mon ami et mon binôme Bensafi Boudali.

A toutes la promo de Génie mécanique Option énergétique de l'année d'étude 2020-2021

A tous ceux qui sèment le bonheur dans mon chemin.

Boukra Mohammed

Dédicace

Ce modeste travail est dédié :

Aux personnes les plus chères de ma vie, mon père et ma mère, ce sont les bougies qui illuminent mon chemin vers la réussite ; ils m'ont tout donné, leur amour, et leurs sacrifices pour que je puisse étudier dans de bonnes conditions, Et ils n'arrêtaient pas de m'encourager et attention à mes intérêts.

A mes frères.

A mes sœurs.

A Pr. Abdelhamid Bounif.

A tous les enseignants de Génie mécanique.

A tous mes amis.

A mon ami et mon binôme Boukra Mohammed.

A toutes la promo de Génie mécanique Option énergétique de l'année d'étude 2020-2021

A tous ceux qui sèment le bonheur dans mon chemin.

Bensafi Boudali

Résumé :

L'un des procédés d'amélioration des performances de la turbine à gaz est d'étudier et d'analyser le type de combustible utilisé, à travers le rapport combustible et oxygène dans la réaction. Le but de cette étude est de connaître et d'atteindre des résultats afin que la consommation de carburant est moindre et que la puissance obtenue est la plus élevée possible, dans divers ses types Les graphiques ont été réalisés à l'aide de « MATLAB ». Les résultats ont permis d'obtenir des différences nettes dans la connaissance du meilleur carburant.

Abstract :

One of the processes of improving the performance of the gas turbine is to study and analyze the type of fuel used, through the ratio of fuel and oxygen in the reaction. The aim of this study is to know and reach results so that fuel consumption is less and the power obtained is as high as possible, in various its types The graphs were made using MATLAB. The results made it possible to obtain clear differences in knowing the best fuel.

ملخص:

من عمليات تحسين اداء التوربين الغازي هو دراسة وتحليل نوع الوقود المستعمل , وذلك من خلال نسبة الوقود و الاكسجين في التفاعل . الهدف من هذه الدراسة هو معرفة والوصول الى نتائج بحيث يكون استهلاك الوقود اقل والقدرة المتحصل عليها اعلى ما يمكن , في مختلف انواعه . الرسومات البيانية نفذت باستعمال برنامج "ماتلاب" . النتائج مكنت من الحصول على فروقات واضحة في معرفة الوقود الافضل.

Sommaire

Remerciement :.....	I
Dédicaces :.....	II
Résumé :.....	IV
Sommaire :.....	V
Liste des figures :.....	VIII
Liste des tableaux :.....	IX
Nomenclature :.....	X
Introduction générale:	1
Chapitre 01 : Généralités sur les turbines à gaz	
I.1. Introduction:.....	2
I.2. Historique des turbines à gaz:	2
I.3. Définition de la turbine à gaz :.....	3
I.4. Catégories de turbines à gaz :	5
I.4.1. Turbines à gaz à usage intensif :.....	5
I.4.2. Aeroderivative de turbines à gaz d'aéronef :.....	5
I.4.3. Turbines à gaz de type industriel :.....	6
I.4.4. Petites turbines à gaz :.....	7
I.4.5. Micro-Turbines :.....	8
I.5. Classification des turbines à gaz :	9
I.5.1. D'après le mode de construction:	9
I.5.2. D'après le mode de travail:	11
I.5.3. D'après le mode de fonctionnement thermodynamique :	12
I.6. Applications de la turbine à gaz :	13
I.6.1. Moteurs d'avion :	13
I.6.2. Moteurs pour le transport de surface :	14
I.6.3. Applications dans la production d'électricité :	15
I.6.4. L'industrie pétrolière et gazière :	15
I.6.5. Cycles combinés et cogénération :	16

I.6.6. Utilisations pour les gaz d'échappement :	17
I.6.7. Turbines à gaz à cycle fermé :	18
I.6.8. Applications de l'industrie chimique et des procédés :	18
I.6.9. Applications automobiles :	19
I.6.10. Applications marines :	20
I.7. Avantages et inconvénients des turbines à gaz :	20
I.8. Conclusion :	21

Chapitre 02 : Description de la turbine a gaz

II.1. Introduction :	22
II.2. Principe de fonctionnement de turbine a gaz :	22
II.3. Turbine à gaz à cycle fermé :	24
II.4. Turbine à gaz à cycle ouvert :	25
II.5. Section principales de la turbine a gaz :	26
II.5.1. Section Compresseur :	26
II.5.1.1. Introduction:	26
II.5.1.2. Objectif :	26
II.5.1.3. Processus de compression :	27
II.5.1.4. Ratio de compression :	27
II.5.1.5. Types de compresseur :	28
II.5.1.5.1. Compresseur centrifuge :	28
II.5.1.5.2. Compresseur à flux axial :	31
II.5.2. Section Chambre de combustion :	35
II.5.2.1. Introduction :	35
II.5.2.2. Types de chambre de combustion:	36
II.5.2.3. Performances de la chambre de combustion :	39
II.5.2.4. Intensité de la combustion :	39
II.5.3. Section Turbine :	39
II.5.3.1. Introduction :	39
II.5.3.2. Types de Turbines :	40
II.5.3.3. La Turbine a impulsion :	42
II.5.3.4. La Turbine a réaction :	42
II.6. Connectivité compresseur-turbine :	43

II.7. Problèmes de bruit dans une turbine à flux radial :	43
II.8. Matériaux :	43
II.9. Conclusion :	44
Chapitre 03 : Etude de cycle thermodynamique de la turbine à gaz.	
III.1. Introduction :	45
III.2. Cycle de Brayton :	45
III.2.1. Cycle de Brayton idéal :	45
III.2.2. Cycle de Brayton non-idéal (réel) :	48
III.3. Etude de la combustion :	50
III.3.1. Combustion complète (stœchiométrique) :	51
III.3.2. Combustion non complète (non stœchiométriques) :	52
III.4. Calcul thermodynamique de la turbine a gaz :	52
III.4.1. Calcul le pouvoir calorifique inférieur du carburant PCI :	53
III.4.2. Calcul de la température de fin de combustion (T3) :	54
III.4.3. Calcule le débit massique de carburant en fonction de la richesse :	55
III.5. Calculs des performances de la turbine à gaz :	56
III.6. Etude paramétrique des performances de la turbine à gaz :	57
III.6.1. Description du programme de calcul :	58
III.6.2. Résultats :	58
III.7. Conclusion :	65
Conclusion général :	67
Bibliographie	

Liste des figures

Figure (I.1): Une coupe transversale d'un moteur à turbine à gaz aérodérivé.	6
Figure (I.2): Une turbine à gaz industrielle de taille moyenne.	7
Figure (I.3): Une petite coupe de turbine à gaz à écoulement radial.....	8
Figure (I.4): Un schéma de micro-turbine compact.	9
Figure (I.5): Schéma d'une turbine à gaz mono-arbre.....	10
Figure (I.6) : Schéma d'une turbine à gaz bi-arbre	11
Figure (I.7): Schéma d'une turbine à action et à réaction.....	12
Figure (I.8) : Composants principaux d'un turboréacteur	14
Figure (I.9) : Production d'électricité : centrale électrique à cycle combiné.....	17
Figure (I.10) : Centrale de cogénération.....	17
Figure (I.11) : Le procédé SABAR de fabrication d'acide nitrique (HNO ₃).....	19
Figure (II.1) : Fonctionnement d'une turbine à gaz à compresseur axial.	22
Figure (II.2) : Coupe longitudinale d'une turbine à gaz.	23
Figure (II.3) : Turbine à gaz à cycle fermé.	24
Figure (II.4) : Turbine à gaz à cycle ouvert.	26
Figure (II.5) : Compresseur centrifuge	29
Figure (II.6) : Flux d'air à l'entrée du diffuseur.....	30
Figure (II.7) : Entrée unique et double entrée.....	30
Figure (II.8) : Compresseurs à flux axial.....	32
Figure (II.9) : Rotor de compresseur à flux axial.....	33
Figure (II.10) : Stator de compresseur à flux axial	34
Figure (II.11) : Chambre de combustion	35
Figure (II.12) : Une première chambre de combustion « Whittle ».	36
Figure (II.13) : Chambre de combustion multiple.....	37
Figure (II.14) : Chambre de combustion turbo-annulaire.....	37
Figure (II.15) : Chambre de combustion annulaire	38
Figure (II.16) : Turbine d'entrée radiale.	40
Figure (II.17) : Composants d'une turbine à flux radial.	41
Figure (II.18) : Turbine à flux axial	41
Figure (II.19) : La Turbine à impulsion.....	42
Figure (II.20) : La Turbine à réaction.....	42

Figure (II.21) : Augmentation de la température, avec amélioration du matériau de la lame. .44	44
Figure (III.1) : Diagrammes p-v et T-s pour un cycle idéal de Brayton.46	46
Figure (III.2) : le cycle réel de Brayton.46	46
Figure (III.3) : le débit massique du carburant en fonction de la richesse.....58	58
Figure (III.4) : les températures de fin de combustion en fonction de la richesse.59	59
Figure (III.5) : variation de travail en fonction de taux de compression.60	60
Figure (III.6) : variation de rendement thermique global en fonction de taux de compression.60	60
Figure (III.7) : La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour le propane.....61	61
Figure (III.8) : La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour le kérosène.62	62
Figure (III.9) : La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour le méthane.63	63
Figure (III.10) : La variation de rendement global en fonction de la température ambiante....64	64
Figure (III.11) : La variation de la consommation spécifique en fonction de la température ambiante.....65	65

Liste des tableaux

Tableau (III.1) : les chaleurs de formation $\Delta H^{\circ}f$	53
Tableau (III.2) : le pouvoir calorifique inférieur PCI.....	54
Tableau (III.3) : Enthalpie sensible d'espèce gazeuse courante.....	54
Tableau (III.4) : les températures de fin de combustion T_3	55
Tableau (III.5) : le débit massique de carburant	56
Tableau (III.6) : Tableau représente les meilleurs performances pour les 3 carburant choisisses.....	66

Nomenclatures

symboles	Désignations	Unités
C_p	Chaleur spécifique à pression constante	$[kJ.kg^{-1} .K^{-1}]$
C_{sc}	Consommation spécifique	$[Kg.KWh^{-1}]$
γ	Exposant isentropique	[-]
h	Enthalpie spécifique	$[kJ.kg^{-1}]$
\dot{m}	Le débit massique	$[kg.S^{-1}]$
M	La masse molaire	$[kg.mol^{-1}]$
τ_c	Taux de compression	[-]
η_c	Le rendement de compresseur	[%]
η_T	Le rendement de la turbine	[%]
η_{th}	Le rendement de la chambre de combustion	[%]
P	Pression	[Bar]
P_c	La puissance de compresseur	[MW]
P_T	La puissance de la turbine	[MW]
P_U	La puissance utile	[MW]
PCI	Le pouvoir calorifique inferieur	$[kJ.kg^{-1}]$
Q_{cc}	La quantité de chaleur fournie au fluide	[Kj]
T	Température	[K]
w_c	Travail du compresseur	$[kJ.kg^{-1}]$
w_T	Travail de la turbine	$[kJ.kg^{-1}]$

Indices	Désignations
atm	Atmosphere
amb	ambient
a	air
g	gaz
c	combustible
i	isentropique
cc	Chambre de combustion
ΔH_f	Enthalpie de formation

Introduction Générale:

La turbine à gaz est une centrale électrique qui produit une grande quantité d'énergie pour sa taille et son poids. La turbine à gaz a trouvé un service croissant au cours des 40 dernières années dans l'industrie électrique à la fois parmi les services publics et les usines marchandes ainsi que dans l'industrie pétrochimique et les services publics dans le monde entier. Sa compacité, son faible poids et ses multiples applications de carburant en font une centrale électrique naturelle pour les plates-formes offshore. Aujourd'hui, il existe des turbines à gaz qui fonctionnent au gaz naturel, au diesel, au naphta, au méthane, au brut, au mazout vaporisé et aux gaz de biomasse.

Les 20 dernières années ont vu une forte croissance de la technologie des turbines à gaz. La croissance est tirée par la croissance de la technologie des matériaux, de nouveaux revêtements et de nouveaux schémas de refroidissement. Ceci, avec la conjonction de l'augmentation du rapport de pression du compresseur, a augmenté le rendement thermique de la turbine à gaz d'environ 15 % à plus de 45 %.

Avec l'augmentation des domaines d'utilisation et de la demande de turbines à gaz, les développeurs et chercheurs cherchent par leurs recherches à trouver des solutions et des moyens de rendre plus performante la turbine à gaz et de profiter au maximum de sa puissance avec le moins de consommation possible de carburant, et ainsi économiser du carburant et de l'argent. Nous mentionnons, par exemple, (refroidissement).

Les performances d'une turbine à gaz dépendent de plusieurs facteurs, notamment les données de constructeur (telles que le taux de compression), les données de conditions ambiantes (telles que la température et la pression ambiantes), mais la chose qu'il ne faut pas négliger est le type de carburant utilisé dans la thermodynamique. Pour déterminer si les performances de la turbine à gaz augmenteront ou diminueront.

En plus de l'effet de la qualité du carburant sur la puissance utile, elle affecte la consommation de carburant (la structure chimique et la masse molaire diffèrent selon la différence de carburant), et donc les entreprises cherchent à utiliser un carburant qui consomme moins et donne plus de puissance utile, et c'est ce que nous aborderons dans notre projet, en calculé théoriquement ces performances par l'utilisation des différents types de combustible qui est (kérosène - méthane - propane) dans le but de savoir trois choses :

- Meilleur carburant.
- La meilleure richesse.
- Le meilleur taux de compression.

Chapitre 01 :

Généralités sur les turbines à gaz

I.1. Introduction:

Dans ce chapitre, nous allons nous intéresser, d'une manière générale, au fonctionnement des turbines à gaz du point de vue technologique, aux différents types des turbines à gaz qui existent, aux domaines d'applications possibles et enfin à l'évolution de la technologie des turbines à gaz depuis leur avènement.

I.2. Historique des turbines à gaz:

L'utilisation d'une turbine entraînée par la montée des gaz de combustion au-dessus d'un incendie remonte à Hero of Alexandria en 150 av.J.-C., et les Chinois exploitaient des moulins à vent à peu près à la même période. Ce n'est qu'en 1791 après J.-C. que John Barber a breveté le précurseur de la turbine à gaz, proposant l'utilisation d'un compresseur à piston, d'un système de combustion et d'une turbine à impulsion. Même alors, il prévoyait la nécessité de refroidir les aubes de turbine, pour lesquelles il a proposé l'injection d'eau.

1808 a vu l'introduction du premier type de turbine à gaz à explosion, qui, dans des formes ultérieures, utilisait des vannes à l'entrée et à la sortie de la chambre de combustion pour fournir une combustion intermittente dans un espace fermé. La pression ainsi générée soufflait le gaz à travers une buse pour entraîner une turbine à impulsions. et le type s'est éteint après un modèle **Brown, Boveri** conçu en **1939**.

1872 Stolze a conçu un moteur avec un compresseur à flux axial à sept étages, un apport de chaleur par un échangeur de chaleur par combustion externe et une turbine à réaction à dix étages. Il a été testé de **1900 à 1904** mais n'a pas fonctionné à cause de son compresseur très inefficace.

Le premier compresseur dynamique réussi était le type centrifuge de **Rateau en 1905**. Trois ensembles de ceux-ci, avec un total de 25 roues en série donnant un rapport de pression global de 4, ont été fabriqués par Brown, Boveri et utilisés dans le premier moteur à turbine à gaz en état de marche. , construit par **Armengaud et Lemale** la même année.

Les gaz d'échappement ont chauffé une chaudière derrière la turbine pour générer un flux à basse pression, qui était dirigé à travers des turbines pour refroidir les pales et augmenter la

puissance. Les faibles rendements des composants et la température de la flamme (828 K) ont entraîné un faible rendement de travail et une efficacité globale de 0,03. En 1939, l'utilisation des turbines à gaz industrielles était devenue bien établie l'expérience avec la chaudière **Velox** a conduit Brown, Boveri dans des applications divergentes; un moteur hongrois (**Jendrassik**) avec compresseur à flux axial et turbine utilisé régénération pour atteindre une efficacité de 0,21; et la Sun Oil Co. (États-Unis) utilisait un moteur à turbine à gaz pour améliorer un processus chimique.

L'utilisation de moteurs à turbine à gaz pour la propulsion des avions date de 1930, lorsque Whittle a vu que ses conditions de gaz d'échappement correspondaient parfaitement aux exigences de la propulsion à réaction et a obtenu un brevet. Son travail et son brevet ont été examinés indépendamment avant que la recommandation ne soit faite. Son premier modèle a été construit par le britannique **Thomson-H**: mston et a fonctionné sous le nom de **Power Jets** Type U en 1937, avec un compresseur centrifuge double face, une longue chambre de combustion enroulée autour de l'extérieur de la turbine et une buse d'échappement juste derrière. la turbine.

Les problèmes de faible efficacité du compresseur et de la turbine ont été compensés par des problèmes matériels et la lutte pour contrôler la combustion dans un très petit espace. Dix chambres de combustion à contre-courant ont été introduites en 1938, l'objectif étant toujours de maintenir le compresseur et la turbine aussi proches que possible pour éviter les problèmes de tourbillon d'arbre. Le premier moteur volant de Whittle était le WI, avec une poussée de 850 lb, en 1941. Il a été fabriqué par Rover, dont l'établissement de turbines à gaz a été repris par **Rolls-Royce** en 1943.

À cette époque, il existait une grande variété de configurations réalisées par de nombreuses entreprises britanniques, américaines et allemandes. Un moteur expérimental Heinkel a volé en 1939 et une version General Electric du W 1 a volé en 1941. Plusieurs moteurs à réaction étaient opérationnels à la fin de la Seconde Guerre mondiale, mais le premier moteur commercial n'est entré en service qu'en 1953, le turbopropulseur **Rolls Royce Dart**, suivi par le turboréacteur de **Havilland Ghost** la comète de 1954. La croissance ultérieure de l'utilisation des moteurs à réaction a été visible et audible pour la plupart des pays du monde, et a forcé la croissance de la conception et de la fabrication.[1]

I.3. Définition de la turbine à gaz :

Les turbines à gaz font partie des TURBOMACHINES définies par râteau comme étant des appareils dans lesquels a lieu un échange d'énergie entre un rotor tournant autour d'un axe à vitesse constante et un fluide en écoulement permanent. 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...)

Selon le type de fluide utilisé, dit fluide actif ou fluide moteur, on a une turbine hydraulique, une turbine à vapeur ou une turbine à gaz. Dans ce dernier cas, le fluide moteur le plus fréquemment utilisé provient des gaz de combustion d'un combustible liquide ou gazeux.

Selon le type de fluide utilisé, dit fluide actif ou fluide moteur, on a une turbine hydraulique, une turbine à vapeur ou une turbine à gaz. Dans ce dernier cas, le fluide moteur le plus fréquemment utilisé provient des gaz de combustion d'un combustible liquide ou gazeux. sont utilisés de façon quasi universelle pour la propulsion des appareils à voilure fixe : avions et missiles. Seule l'aviation générale (tourisme, affaire) utilise encore les moteurs alternatifs mais leur domaine est sans cesse grignoté par la turbine à gaz. Pour les voilures tournantes, de façon similaire, les turbomoteurs équipent aussi la quasi-totalité des différents types d'hélicoptères.

Parmi les utilisations non aéronautiques, très diversifiées on peut citer :

- Les turboalternateurs, destinés aux centrales de pointe et aux groupes de secours, bénéficient au mieux des qualités fondamentales de la turbine à gaz qui sont la rapidité de démarrage, la facilité de mise en œuvre, la fiabilité élevée ;
- Les machines utilisées dans les stations de pompage et de recomparaisons des gazoducs et oléoducs ainsi que sur les plates-formes pétrolières off-shore qui bénéficient des mêmes avantages avec en plus l'emploi d'un carburant local bon marché.
- La traction terrestre, qu'elle soit ferroviaire avec les turbotrains ou d'application militaire pour les véhicules blindés, utilise en outre la grande puissance volumique de la turbine à gaz comparée à celle des moteurs diesel ;
- Les installations industrielles dites à énergie totale où le turbomoteur peut fournir simultanément trois formes d'énergie : électrique (alternateur), pneumatique (par prélèvement d'air sur le compresseur), calorifique (récupérateur de chaleur des gaz d'échappement). Le rendement d'ensemble de telles installations est ainsi fortement revalorisé et peut atteindre 50 à 60% ;
- Les groupes auxiliaires de puissance ou GAP constituent en fin une classe de machines bien adaptée à la turbine à gaz : les groupes de conditionnement d'air sont utilisés tant sur les aéronefs que sur les turbotrains ; d'autres types de GAP sont employés à des fins militaires (génération d'électricité) ou civiles (groupes de mise en œuvre et de maintenance au sol des avions).

L'ensemble de la turbine à gaz est constitué par trois composantes essentielles :

- Le compresseur à écoulement axial.
- La chambre de combustion.
- La Turbine [2]

I.4. Catégories de turbines à gaz :

La turbine à gaz à cycle simple est classée en **cinq** grands groupes.

I.4.1. Turbines à gaz à usage intensif :

Les unités de châssis sont les grandes unités de production d'électricité allant de 3 MW à 480 MW dans une configuration de cycle simple, avec des rendements allant de 30 à 46%.

Le rapport de pression global de ces unités variait de 5: 1 pour les unités antérieures à 35: 1 pour les unités en service actuel. Les températures d'entrée des turbines ont été augmentées et ont atteint 2500°F (1371 °C) sur certaines de ces unités. Cela fait de la turbine à gaz l'un des principaux moteurs les plus efficaces du marché, atteignant aujourd'hui des rendements de 50%. Les températures projetées approchent 3000 °F (1649 °C) et, si elles sont atteintes, feraient de la turbine à gaz une unité encore plus efficace.

Les turbines à gaz industrielles à usage intensif utilisent des compresseurs et des turbines à flux axial. La turbine industrielle se compose d'un compresseur à flux axial de 15 à 17 étages, avec plusieurs chambres de combustion annulaires reliées l'une à l'autre par des tubes croisés. Les tubes croisés aident à propager les flammes d'une boîte de chambre de combustion à toutes les autres chambres et assurent également une égalisation de la pression entre chaque chambre de combustion.

Les avantages des turbines à gaz à usage intensif sont leur longue durée de vie, leur haute disponibilité et leur rendement global légèrement supérieur. Le niveau sonore de ce type de turbine est nettement inférieur à celui d'une turbine de type avion. Les plus gros clients de la turbine à gaz à usage intensif sont les services publics d'électricité et les producteurs d'électricité indépendants.

Les dernières unités de type flamme introduites sont des unités de 480 MW utilisant le refroidissement à la vapeur en mode cycle combiné, permettant aux températures de cuisson d'atteindre 2600 °F (1427 °C). Cela permet au rendement en mode cycle combiné d'atteindre 60% plus.

I.4.2. Aero-derivative de turbines à gaz d'aéronef :

Comme son nom l'indique, ce sont des unités de production d'électricité, qui sont originaires de l'industrie aérospatiale en tant que moteur principal des aéronefs. Ces unités ont été adaptées à l'industrie de la production électrique en supprimant les ventilateurs de dérivation et en ajoutant une turbine de puissance à leur échappement. Ces unités ont une puissance allant de 2,5 MW à environ 50 MW. Les rendements de ces unités peuvent aller de 35 à 45%.

Les turbines à gaz aéro-dérivées se composent de deux composants de base: un générateur de gaz dérivé de l'aéronef et une turbine à puissance libre. Le générateur de gaz sert de producteur d'énergie gazeuse ou de puissance à gaz. Le générateur de gaz est dérivé d'un moteur d'avion modifié pour brûler des carburants industriels. Les innovations de conception

sont généralement incorporées pour garantir les caractéristiques de longévité requises dans l'environnement au sol.

Dans le cas de conceptions à jet soufflant, le ventilateur est retiré et quelques étages de compression sont ajoutés devant le compresseur basse pression existant. Le compresseur à flux axial est dans de nombreux cas divisé en deux sections: un compresseur basse pression suivi d'un compresseur haute pression. Dans ces cas, il existe généralement une turbine haute pression et une turbine basse pression, qui entraînent les sections correspondantes du compresseur. Les arbres sont généralement concentriques, de sorte que les vitesses des sections hautes pression et basse pression peuvent être optimisées.

Dans ce cas, la turbine de puissance est séparée et n'est pas couplée mécaniquement; la seule connexion se fait via un accouplement aérodynamique. Dans ces cas, les turbines ont trois arbres, tous fonctionnant à des vitesses indépendantes. Le générateur de gaz sert à élever les produits de gaz de combustion à des conditions d'environ 45 à 75 psi (3 à 5 bars) et à des températures de 1300 à 1700 °F (704 à 927 °C) au niveau de la bride d'échappement.

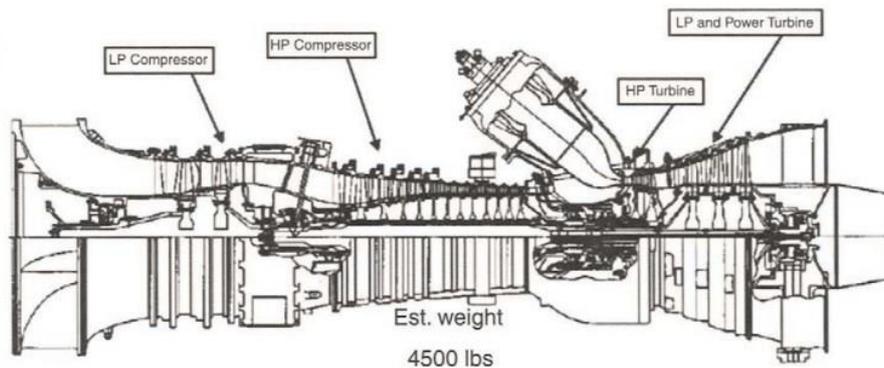


Figure (I.1): Une coupe transversale d'un moteur à turbine à gaz aérodérivé.

I.4.3. Turbines à gaz de type industriel :

Ceux-ci varient dans la plage d'environ 2,5 MW à 15 MW. Ce type de turbine est largement utilisé dans de nombreuses usines pétrochimiques pour les trains d'entraînement de compresseurs. L'efficacité de ces unités est très faible.

Les turbines à gaz de type industriel sont des turbines à gaz de moyenne portée et généralement d'une puissance de 5 à 15 MW. La turbine à gazéifier est généralement une turbine axiale à 2-3 étages avec une buse et une pale de premier étage refroidies par air. La turbine de puissance est généralement une turbine à flux axial à un ou deux étages. Les turbines moyenne portée sont utilisées sur les plateformes offshore et trouvent une utilisation croissante dans les usines pétrochimiques.

La turbine droite à cycle simple a un faible rendement, mais en utilisant des régénérateurs pour consommer les gaz d'échappement, ces rendements peuvent être grandement améliorés. Dans les usines de traitement, ce gaz d'échappement est utilisé pour produire de la vapeur. La

centrale de cogénération à cycle combiné (air-vapeur) présente des rendements très élevés et constitue la tendance du futur.

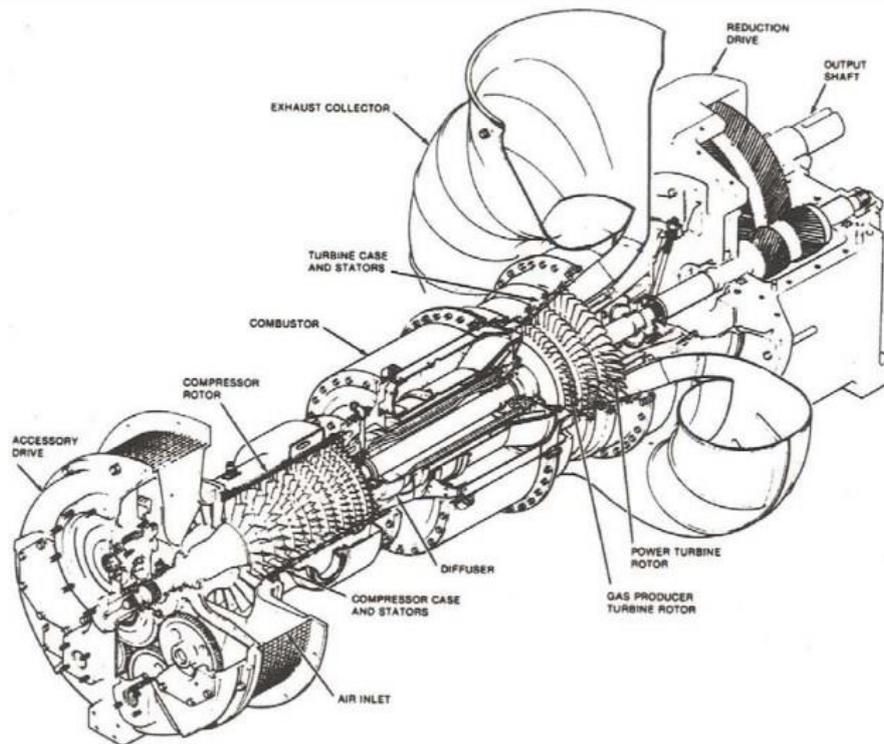


Figure (I.2): Une turbine à gaz industrielle de taille moyenne.

I.4.4. Petites turbines à gaz :

Ces turbines à gaz sont comprises entre environ 0,5 MW et 2,5 MW. Ils ont souvent des compresseurs centrifuges et des turbines à flux radial. Les rendements dans les applications à cycle simple varient de 15 à 25%.

Une petite turbine comprendra souvent un compresseur centrifuge à un étage produisant un rapport de pression aussi élevé que 6: 1, une chambre de combustion à un seul côté où des températures d'environ 1800 °F (982 °C) sont atteintes, et des turbines à entrée radiale.

L'air est induit par un conduit d'entrée vers le compresseur centrifuge, qui, en rotation à grande vitesse, transmet de l'énergie à l'air. En quittant la turbine, l'air avec une pression et une vitesse accrues passe à travers un diffuseur à haut rendement, qui convertit l'énergie de vitesse en pression statique. L'air comprimé, contenu dans un carter sous pression, s'écoule à faible vitesse vers la chambre de combustion, qui est une chambre de combustion latérale. Une partie de l'air entre dans la tête de la chambre de combustion, se mélange au carburant et brûle en continu. Le reste de l'air entre par la paroi de la chambre de combustion et se mélange aux gaz chauds.

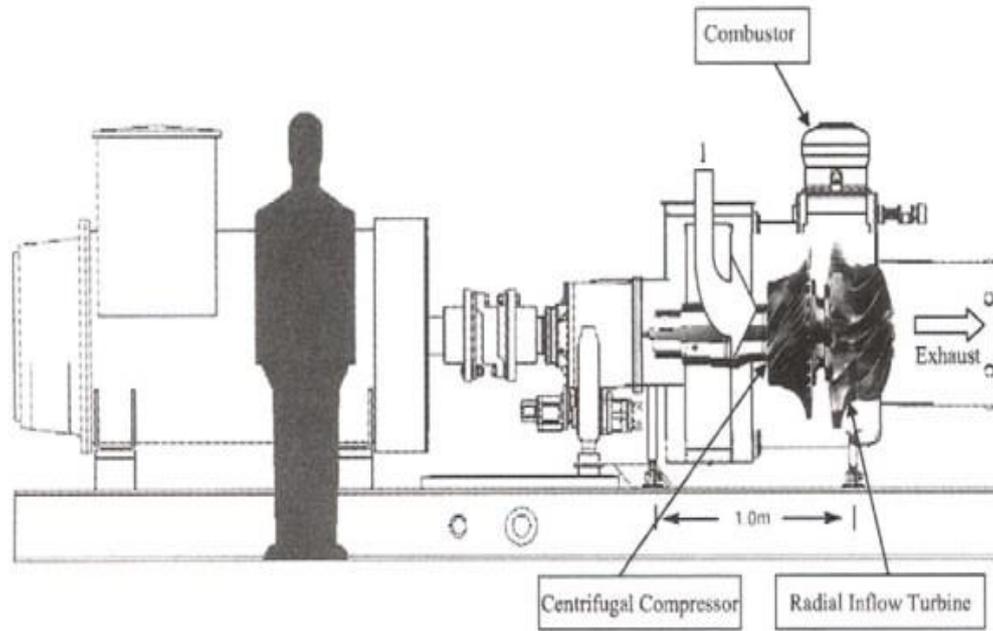


Figure (I.3): Une petite coupe de turbine à gaz à écoulement radial

I.4.5. Micro-Turbines :

Ces turbines sont comprises entre 20 kW et 350 kW. Ces unités sont généralement alimentées au diesel ou au gaz naturel. Ils utilisent une technologie déjà développée. Les micro-turbines peuvent être des unités à flux axial ou à flux centrifuge radial. Le coût initial, l'efficacité et les émissions seront les trois critères les plus importants dans la conception de ces unités.

Les micro-turbines, pour réussir, doivent être de taille compacte, avoir un faible coût de fabrication, des rendements élevés, un fonctionnement silencieux, des démarrages rapides et des émissions minimales. Ces caractéristiques, si elles sont atteintes, feraient des micro-turbines d'excellents candidats pour fournir une puissance de base et de cogénération à une gamme de clients commerciaux. [6]

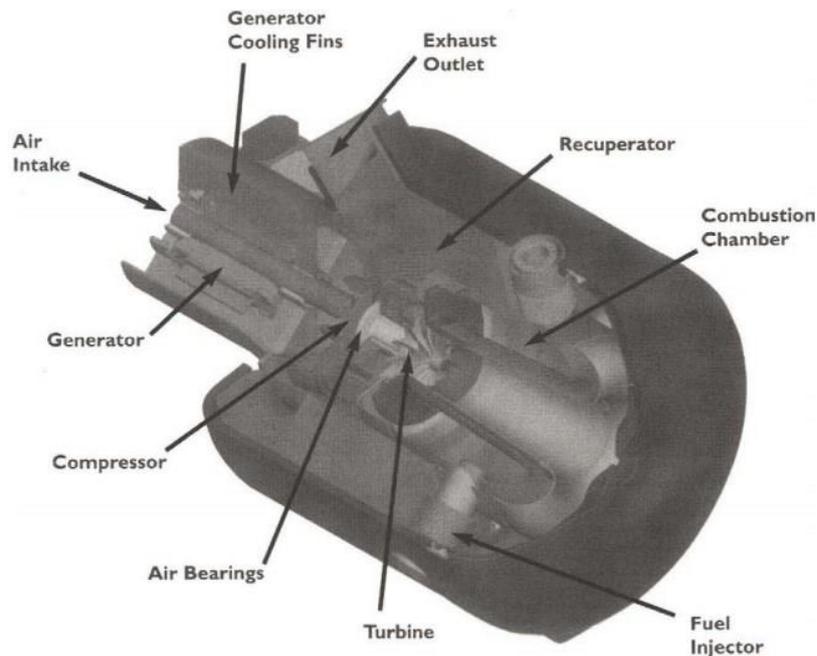


Figure (I.4): Un schéma de micro-turbine compact.

I.5. Classification des turbines à gaz :

I.5.1. D'après le mode de construction:

- **Turbine mono-arbre :**

Le compresseur et les sections de la turbine de ces machines se composent d'un seul rotor simple, où la turbine produit l'énergie pour entraîner le compresseur ainsi que l'énergie pour entraîner la charge. Les turbines à un seul arbre sont favorables dans le cas où la charge est constante. Les turbines à gaz à un seul arbre sont aptes à l'entraînement des machines qui fonctionnent à vitesse constante. Telle que les alternateurs et, pour cette raison, sont employées dans la génération d'énergie électrique.

CO : Compresseur axial.

CC : Chambre de combustion.

T : Turbine.

CH : Charge.

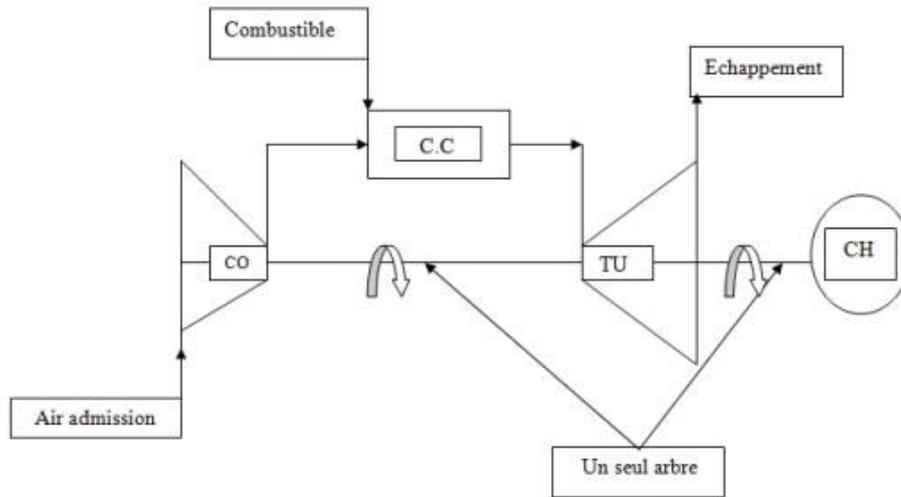


Figure (I.5): Schéma d'une turbine à gaz mono-arbre.

- **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). Le but des roues turbines non reliés est de permettre aux deux roues de fonctionner à des vitesses différentes pour satisfaire aux exigences de charge variable de l'organe récepteur.

CO : Compresseur axial.

CC : Chambre de combustion.

Thp : Turbine à haute pression.

Tbp : Turbin à basse pression.

N : Réducteur.

CH : Charge

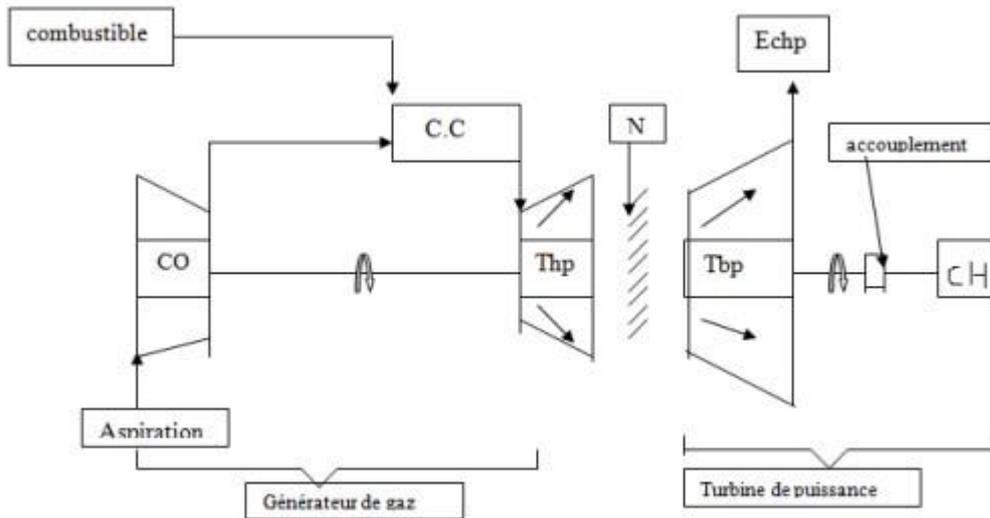


Figure (I.6) : Schéma d'une turbine à gaz bi-arbre

I.5.2. D'après le mode de travail:

- **Turbine à action :**

Le principe de fonctionnement d'une turbine à action, est que la transformation thermodynamique du fluide se fait uniquement dans la directrice (entre aubages fixes).

Les aubes mobiles n'ont qu'un rôle à jouer, c'est de transformer l'énergie cinétique acquise par la détente ($P_1 > P_2$) en travail mécanique communiqué au rotor. L'évolution des gaz dans la roue se fait sans variation de pression statique ($P_1 = P_2$).

- **Turbine à réaction :**

Dans les turbines à réaction, nous savons que la détente se fait aussi bien dans les canaux fixes que dans les canaux mobiles, c-à-dire qu'une partie de l'énergie thermique est transformée dans la roue en énergie cinétique et mécanique.

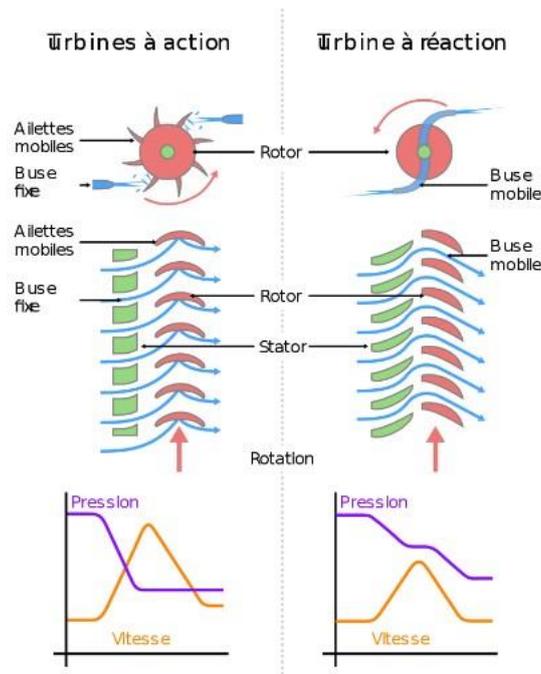


Figure (I.7): Schéma d'une turbine à action et à réaction.

I.5.3. D'après le mode de fonctionnement thermodynamique :

La turbine à gaz à cycle ouvert dont l'aspiration et l'échappement s'effectuent directement dans l'atmosphère, ce type de turbines qui est le plus répandu se divise en deux classes : « Turbine à cycle simple et turbine à cycle avec régénération ou mixte »

- **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 la cheminée

- **Turbine à cycle avec régénération :**

Les pertes de chaleur causées par les gaz d'échappement sont les plus importantes dans l'installation de turbine à gaz. Pour cela le rendement des installations de turbine à gaz peut être augmenté, en conduisant les gaz d'échappement dans un échangeur thermique où ils réchauffent l'air sortant du compresseur avant son entrée dans les chambres de combustion. On récupère une partie de chaleur sensible de ces gaz qui se trouvait perdue dans l'atmosphère. [3]

I.6. Applications de la turbine à gaz :

Les moteurs à turbine à gaz sont le plus généralement connus pour leur utilisation dans les avions, mais ils sont également utilisés dans le transport de surface et de plus en plus dans des applications stationnaires. Ce dernier domaine englobe la plus grande variété de configurations et d'objectifs et est toujours en expansion, tandis que le domaine de l'aviation se consolide. Les utilisations stationnaires sont discutées ici dans la séquence: applications des turbomoteurs dans la production d'électricité et l'industrie pétrolière et gazière; l'utilisation de la chaleur d'échappement pour les cycles combinés et à d'autres fins; l'utilisation d'autres sources de chaleur et de combustion externe, en particulier dans les moteurs à cycle fermé; applications de l'industrie chimique et des procédés et certains arrangements inhabituels.

I.6.1. Moteurs d'avion :

Les moteurs d'avion exercent une poussée vers l'avant sur la cellule en réaction à l'accélération vers l'arrière communiquée à une partie du flux d'air qui passe. Ceci est réalisé au moyen d'une hélice, ou en générant un jet haute pression qui émerge à travers une buse. L'hélice peut être tournée par n'importe quel type de moteur, mais la turbine à gaz est de loin le moyen le plus efficace pour assurer la propulsion à réaction.

Le choix d'une hélice ou d'une propulsion à réaction est déterminé par la vitesse de vol requise. L'efficacité de la propulsion est perdue si le débit de sortie de l'hélice ou du jet a une vitesse vers l'arrière importante, ce qui représente une énergie cinétique gaspillée. La vitesse d'efflux d'une hélice est faible, ce qui convient aux faibles vitesses de vol: les vitesses de jet moyennes et élevées conviennent aux vols à moyenne et haute vitesse. Le turboréacteur surmonte ainsi la limitation de vitesse de l'hélice, et est également bien adapté à un fonctionnement à différentes altitudes. Sa poussée varie avec la pression atmosphérique, étant élevée à basse altitude où la traînée de l'avion est élevée, et tombant à haute altitude où la densité de l'air plus faible réduit également la traînée.

Sa poussée nette ne diminue que légèrement à mesure que la vitesse de vol augmente, permettant des vitesses très élevées. Néanmoins, les avions à réaction volent à une gamme de vitesses, ce qui nécessite une gamme de configurations de moteurs, comme indiqué plus loin. Compte tenu de la poussée requise dans une configuration de moteur efficace, le deuxième critère le plus important pour une machine plus lourde que l'air est son poids. Un moteur plus lourd nécessite une structure de support plus lourde et plus de carburant pour le transporter tout au long de la vie de l'avion.

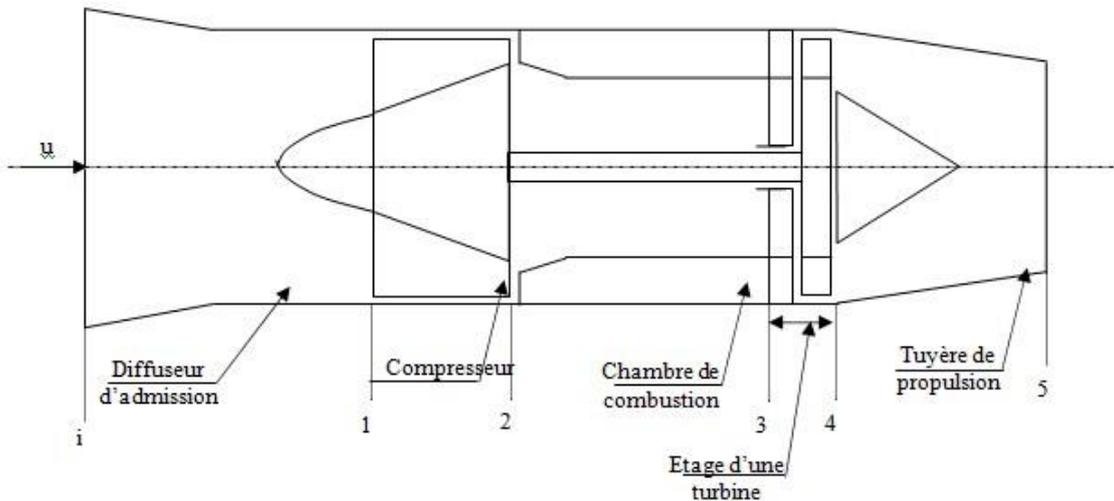


Figure (I.8) : Composants principaux d'un turboréacteur

I.6.2. Moteurs pour le transport de surface :

Cette catégorie comprend les moteurs pour le transport ferroviaire, routier et tout-terrain, dont certains peuvent être à des fins militaires, et à usage maritime. Le faible poids et le faible volume sont des atouts dans tous les cas, mais la consommation de carburant relativement élevée est plus acceptable en usage militaire. Les moteurs sont de type turbomoteur avec une turbine de puissance libre: ils peuvent brûler une variété de combustibles liquides ou gazeux et n'ont pas besoin de système de refroidissement liquide. Les applications ferroviaires sont rares, en raison du faible rendement par rapport aux systèmes diesel-électrique ou tout électrique. La régénération est essentielle pour rendre la consommation de carburant acceptable. La transmission peut être mécanique, électrique ou hydraulique, et la tâche est facilitée par l'utilisation de pentes douces et de longs trajets. L'utilisation de la route révèle deux autres inconvénients. Le moteur a une réponse de couple lente au mouvement de la pédale d'accélérateur et un couple inadéquat pour faire face aux pentes s'il est conçu pour un fonctionnement à niveau. La réponse de couple lente provient de la perte de vitesse du rotor du générateur de gaz à régime partiel et de son long temps d'accélération.

Une turbine à puissance variable peut également être utilisée, même dans la mesure où elle permet une rotation inverse si nécessaire. Volvo utilise une turbine pour entraîner de manière différentielle à la fois l'arbre du compresseur et l'arbre de sortie: à basse vitesse sur route, la vitesse du compresseur reste élevée tandis qu'à des vitesses plus élevées, la puissance est transmise principalement à l'arbre de sortie. Le taux modeste de gain de couple à vitesse réduite nécessite l'utilisation d'une boîte de vitesses multi ratio ou d'une transmission automatique. Un engrenage de réduction considérable est nécessaire entre la vitesse de turbine élevée et la vitesse de roue faible, et la régénération est également essentielle. Malgré tous ces inconvénients, la turbine à gaz automobile a encore de bonnes perspectives d'avenir en raison de ses faibles niveaux de pollution. Avec le moteur à piston à cycle Stirling, il peut offrir la solution aux exigences très strictes en matière de contrôle des émissions de certains pays.

I.6.3. Applications dans la production d'électricité :

Un turbomoteur est idéal pour entraîner un alternateur, et la plupart des fabricants fourniront le moteur adapté à l'équipement électrique sous la forme d'un ensemble turbogénérateur. De telles unités proviennent de toutes origines et peuvent avoir un ou plusieurs puits. Le moteur à arbre unique dans cette application peut être conçu pour une seule vitesse de fonctionnement et la vitesse de l'arbre peut être régie par l'alternateur ou peut être contrôlée pour fournir un contrôle de fréquence très précis pour des tâches spécialisées. L'alimentation des ordinateurs en est un exemple. Ces unités peuvent être utilisées par les autorités nationales de production d'électricité. Beaucoup sont utilisés sur la charge de base, où leur efficacité est légèrement inférieure à celle des autres installations.

L'avantage de ces unités est qu'elles peuvent être distribuées dans tout le pays dans des tailles moyennes, étant situées à proximité de la demande sans égard pour l'approvisionnement en eau de refroidissement, et minimisant ainsi les pertes de transmission. Les compagnies d'électricité locales et les entreprises utilisent des turbogénérateurs pour couper les pics. Il est courant que toute l'électricité fournie au cours d'une période donnée soit tarifée au prorata du taux d'utilisation maximal à tout moment au cours de cette période. Si les pics sont supprimés, par exemple, en utilisant une capacité de production locale supplémentaire pour absorber la charge de cuisson du repas du soir, les économies réalisées par le conseil local, qui achète de l'électricité au réseau principal, peuvent payer le moteur de coupe de pointe en quelques jours. Cependant, la durée de vie du moteur est réduite par un tel service et peut être encore plus courte en service de pointe de réserve: chaque fonctionnement du moteur peut ne durer que quelques minutes, ce qui donne une proportion élevée de démarrages par rapport aux heures. Les moteurs aéronautiques dérivés sont souvent choisis pour cette tâche.

I.6.4. L'industrie pétrolière et gazière :

Les turbomoteurs sont largement utilisés par l'industrie pétrolière et gazière, qui peut se permettre de brûler son propre carburant avec, parfois, un rendement relativement faible. Une application majeure est le pompage de pétrole et de gaz à travers des pipelines sur de longues distances, à travers les déserts, les terres arctiques, la mer et d'autres endroits éloignés.

Lorsque la pression diminue en raison des pertes par frottement dans le pipeline, des stations de pompage sont construites à intervalles le long de la conduite pour augmenter la pression.

Le gaz est transmis à une pression typique de 68 bar (1000 lb / in²), mais la pression varie considérablement car le pipeline remplit la fonction secondaire de stockage. Les moteurs à deux arbres sont adaptés à cette tâche, car le générateur de gaz peut alors changer de vitesse avec une perte d'efficacité modérée pour s'adapter aux variations de charge. car les turbines sont également largement utilisées sur les plates-formes de forage pétrolier off-shore.

Là, ils produisent de l'électricité, fournissent la puissance de l'arbre pour les tâches de pompage et peuvent chauffer la plate-forme avec leurs gaz d'échappement. Le faible poids et l'encombrement, ainsi que la fourniture sous forme d'unité préemballée et testée sont des

avantages. Le danger pour le personnel dans cet environnement est souvent réduit par la fourniture d'une capacité de moteur en excès considérable. L'industrie pétrolière utilise également des composants de turbine à gaz séparément.

I.6.5. Cycles combinés et cogénération :

Le rendement relativement faible du turbomoteur résulte de la température élevée restant dans les gaz d'échappement lorsque la pression est trop basse pour fournir un travail utile. La chaleur peut être utilisée pour augmenter l'efficacité par régénération, en chauffant l'air comprimé avant que le processus de combustion n'ait lieu. Dans l'installation appropriée, la chaleur peut être utilisée plus efficacement pour élever de la vapeur en introduisant les gaz d'échappement du moteur dans une chaudière, pour entraîner une turbine à vapeur et générer plus de puissance.

Une installation convenablement conçue peut permettre aux sections de gaz et de vapeur de fonctionner indépendamment aussi bien qu'ensemble, tandis que l'ancienne installation à vapeur peut être remise en marche sous cette forme.

La cogénération offre un rendement plus élevé que la turbine à gaz ou la centrale à vapeur en elle-même. Le rendement typique d'une turbine à gaz est de 0,2 à 0,3, mais le rapport de pression le plus élevé, les moteurs aérodérivés peuvent dépasser 0,35. La centrale de Stearns utilisée pour la production d'électricité seule peut atteindre des niveaux de pointe de 0,35 à 0,38 dans de très grandes tailles de centrales (plus de 200 MW), tandis que les unités plus petites (moins de 20 MW) peuvent atteindre un pic à seulement 0,3. Dans une centrale de cogénération non chauffée, où aucun combustible supplémentaire n'est brûlé dans la chaudière, le rendement global de l'installation peut être compris entre 0,4 et 0,5.

Dans une centrale à combustion, le carburant supplémentaire peut être de moins bonne qualité et augmentera la puissance de sortie, mais, à la limite, comme l'entrée de carburant de la turbine à gaz ne tombe qu'à une petite proportion de la consommation totale de la centrale, le rendement retombe dans cette direction. de la centrale à vapeur seule. La plante commence alors à ressembler à une application de nappage énergétique.

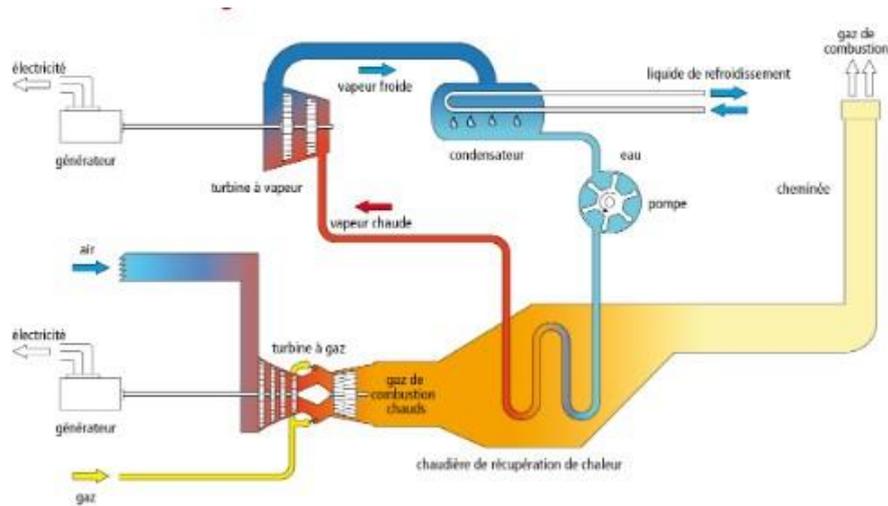


Figure (I.9) : Production d'électricité : centrale électrique à cycle combiné

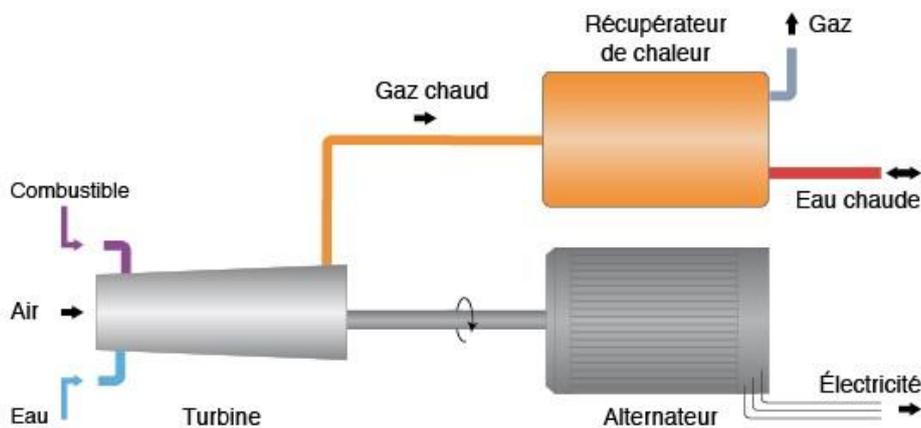


Figure (I.10) : Centrale de cogénération

I.6.6. Utilisations pour les gaz d'échappement :

La chaleur des gaz d'échappement peut avoir d'autres utilisations que la production de vapeur. Il peut être utilisé pour les processus de séchage, avec de l'air froid mélangé pour réduire la température au besoin.

Les applications dans l'industrie comprennent le séchage au four du ciment, du tabac ou du sang d'un abattoir. La combinaison de chaleur et d'électricité est largement utilisée pour le dessalement de l'eau de mer, en particulier dans le golfe Persique et dans d'autres régions désertiques.

L'utilisation partielle de l'oxygène de l'air d'admission permet au gaz d'échappement de former la base d'un gaz inerte. Il faut y brûler davantage de carburant pour utiliser l'oxygène restant et

il devra alors être refroidi avant de pouvoir être utilisé. Une utilisation importante est la purge des réservoirs d'huile vides, en éliminant l'oxygène pour éliminer le risque d'explosion. Avec les grands débits massiques impliqués, même un petit moteur fournit beaucoup d'essence.

I.6.7. Turbines à gaz à cycle fermé :

La turbine à gaz à cycle fermé utilise le même fluide de travail à plusieurs reprises. Le gaz comprimé est chauffé par combustion externe ou autre source de chaleur, et le gaz détendu est refroidi par un processus qui peut utiliser sa chaleur. Compte tenu du besoin de cette chaleur, qui est souvent utilisée pour le chauffage urbain en Allemagne et en Europe de l'Est, des rendements de 0,85 sont réalisables. Les moteurs à cycle fermé semblent bien concurrencer les centrales à vapeur dans des tailles à partir de 6 MW. Son coût en capital est plus élevé pour une taille inférieure à 100 MW, mais son efficacité, contrairement à celle d'une centrale à vapeur, ne diminue pas avec la taille. Son efficacité reste également élevée à charge partielle, et une large variation de puissance peut être obtenue à vitesse constante en faisant varier la masse totale (et la pression) du fluide de travail dans le système.

Il est également possible d'utiliser différents fluides de travail. L'air fonctionne bien et n'entraîne aucun coût de réapprovisionnement pour compenser les pertes de fuite. D'autres gaz sont utilisés dans des applications spécifiques où leurs propriétés sont avantageuses. Par exemple, l'hélium est considéré comme meilleur que l'air dans les centrales de production de plus de 30 à 50 MW, où la dépense du fluide est plus que compensée par la taille réduite des turbomachines. Le dioxyde de carbone est un autre gaz relativement inerte qui est un fluide de travail viable, et pourrait même être reconstitué à partir des gaz de combustion. L'azote est utilisé dans la regazéification du GNL, qui assure le refroidissement nécessaire avant la re-compression: dans cette application, le cycle régénératif avec combustion externe fournit également une puissance d'arbre utile pour la production d'électricité.

I.6.8. Applications de l'industrie chimique et des procédés :

La capacité de comprimer ou de dilater de grandes quantités d'air ou de gaz est utilisée dans de nombreuses usines pour s'ajuster entre les différents niveaux de température et de pression du processus. Cela peut être fait par des compresseurs et des turbines agissant séparément, ou ensemble, ou en tant que partie d'un moteur. Normalement, un compresseur dynamique traite tellement d'air et absorbe tellement de puissance que la turbine est le moteur essentiel: il est heureux qu'un étage de compression soit généralement accompagné d'un processus d'expansion, rendant les unités compatibles. La turbine peut en variante être couplée à une charge externe si la source de pression provient d'autres moyens.

Dans tous les cas, la turbomachine fonctionne sans contact entre son lubrifiant et le fluide de travail. Le processus chimique peut donc rester non contaminé par l'huile, un avantage par rapport à la plupart des autres types de compresseurs.

La turbomachine fait partie intégrante du procédé SABAR de fabrication d'acide nitrique (HN03). montre le diagramme de flux simplifié. Cela commence par l'ammoniac liquide chauffé pour l'évaporation, mélangé à de l'air et comprimé par une source d'énergie esclave pour entrer dans le réacteur, où il est converti catalytiquement en vapeur d'eau et en divers oxydes d'azote (NOx). La chaleur de réaction est prélevée pour la génération de vapeur par une chaudière et d'autres processus d'échange de chaleur (pas tous représentés), et la turbine à vapeur fournit de l'énergie pour comprimer les gaz nitreux pour les processus d'absorption. Le gaz de queue, avec très peu de NOx restant, est dilaté pour aider le processus de compression. [1]

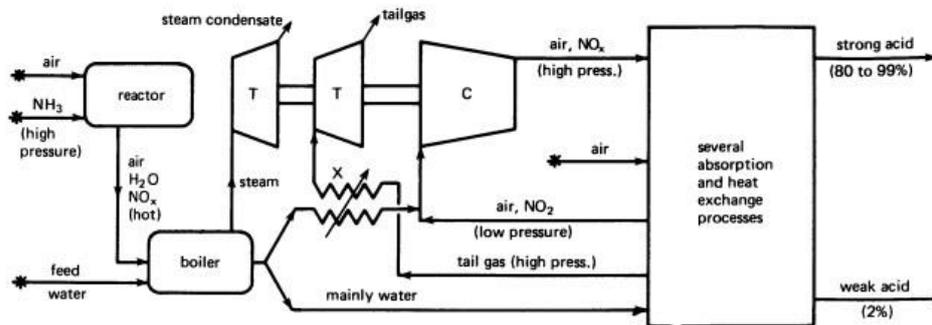


Figure (I.11) : Le procédé SABAR de fabrication d'acide nitrique (HN03)

I.6.9. Applications automobiles :

Le premier véhicule automobile propulsé par une turbine à gaz était le **Rover JET1** produit au Royaume-Uni en 1950, l'équipe de conception étant dirigée par Maurice **Wilks** et **Frank Bell**. Le moteur avait une turbine de puissance libre et produisait 150 kW à partir d'un cycle simple; la consommation de carburant du véhicule était de 5,4 km / litre (15,2 mi / gal). Au cours des décennies qui ont suivi, des efforts importants ont été consacrés aux programmes automobiles, mais les moteurs diesel et essence ont continué à dominer.

- **Avantages :**

- Meilleure capacité de couple de vitesse de la pièce, ce qui réduit le besoin de faire varier les rapports de transmission.
- Poids et volume inférieurs par unité de puissance.
- Potentiel d'émissions nettement plus faibles.

- **Inconvénients :**

- poor thermal efficiency of the gas turbine.
- Il y a un temps d'accélération relativement long du tiroir du générateur de gaz à turbine à gaz du ralenti à la pleine charge.

- D'énormes investissements en capital seraient nécessaires dans les installations de fabrication de turbines à gaz.

I.6.10. Applications marines :

La propulsion marine utilise des moteurs diesel, des turbines à gaz ou des centrales à vapeur au pétrole ou au nucléaire. Les moteurs diesel sont divisés en deux groupes principaux. La plus petite vitesse haute et moyenne (750 tr / min à 1500 tr / min) brûlent un carburant diesel léger hautement raffiné selon les turbines à gaz marines. Les moteurs diesel plus gros à basse vitesse ou cathédrale brûlent du diesel beaucoup plus lourd, la basse vitesse (120 tr / min) et l'injection indirecte ne nécessitant pas de vaporisation rapide du carburant pour la combustion. Alors que la plupart des propulsions marines utilisent des moteurs diesel, la turbine à gaz est populaire dans certaines applications.

Le premier exemple de propulsion navale utilisant des turbines à gaz remonte à 1947 au Royaume-Uni en utilisant un moteur **Metrovick «Gatric»** dans une canonnière modifiée. Ceci était basé sur le moteur à réaction F2 mais avec une turbine de puissance libre dans le tuyau d'échappement et du diesel brûlant. Les essais en mer ont duré quatre ans et ont convaincu les sceptiques que l'utilisation d'un moteur léger à cycle simple en mer était pratique. [5]

I.7. Avantages et inconvénients des turbines à gaz :

Les turbines à gaz comme toute autre machine ou installation industrielles présente des avantages et des inconvénients, on peut citer à cet effet :

- **Avantages :**

- Haute fiabilité qui permet un fonctionnement sans surveillance à long terme.
- Chaleur de haute qualité disponible.
- Activation de vitesse élevée constante - fréquence de fermeture.
- Contrôle de la puissance électrique.
- Rapport poids / puissance élevé.
- Aucune eau de refroidissement requise.
- Coût d'investissement relativement faible par KW de puissance électrique.
- Large gamme de carburants (diesel, GPL, naphta, gaz associé, eaux usées de décharge).
- Capacité multi-carburants.
- Faibles émissions.

- **Inconvénients :**

- Nombre limité de tailles d'unité dans la plage de sortie.
- Efficacité mécanique inférieure à celle des moteurs à pistons.
- S'il est alimenté au gaz, nécessite une alimentation haute pression ou des compresseurs internes.
- Des niveaux de bruit élevés (de haute fréquence peuvent être facilement alternés).
- Faible efficacité à faible charge (mais ils peuvent fonctionner en continu à faibles charges).
- Peut fonctionner avec des carburants haut de gamme mais doit être propre ou sec.
- La production diminue à mesure que la température ambiante augmente en raison des contraintes thermiques à l'intérieur de la turbine.
- Peut nécessiter de longues périodes de révision. [4]

I.8. Conclusion :

Dans ce chapitre, des généralités concernant les turbines à gaz ont été présentées. Une description fonctionnelle, une classification selon les divers critères utilisés et une chronologie de développement des turbines à gaz, ont été détaillées. Enfin, un comparatif entre avantages et inconvénients de ces installations a été dressé.

Chapitre 02 :

Description de la turbine a gaz.

II.1. Introduction :

Les turbines et les compresseurs sont maintenant utilisés dans la production d'électricité, la propulsion des avions et une grande variété d'industries moyennes et lourdes.

Dans ce chapitre, nous allons décrire d'un point de vue technologique et fonctionnel une turbine à gaz en recouvrant chaque pièce constitutive.

II.2. Principe de fonctionnement de turbine a gaz :

La turbine à gaz est un moteur thermique réalisant les différentes phases de son cycle thermodynamique dans une succession d'organes traversés par un fluide moteur gazeux en écoulement continu **figure(II.1)**.

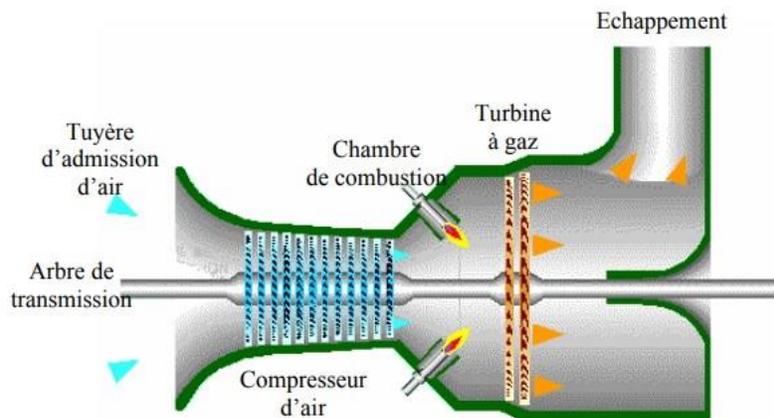


Figure (II.1) : Fonctionnement d'une turbine à gaz à compresseur axial.

Dans sa forme la plus simple, la turbine à gaz fonctionne selon le cycle dit de Joule comprenant successivement:

- une compression adiabatique qui consomme de l'énergie mécanique.
- un chauffage (combustion) isobare.
- une détente adiabatique jusqu'à la pression ambiante qui produit de l'énergie mécanique.
- un refroidissement isobare.

Le compresseur (**C**), constitué d'un ensemble de roues munies d'ailettes, comprime l'air ambiant extérieur (**E**), simplement filtré, jusqu'à 10 à 15 bars, voir 30 bars pour certains modèles. Du gaz (**G**), ou un combustible liquide atomisé, est injecté dans la chambre de combustion (**Ch**) où il se mélange à l'air comprimé et s'enflamme *figure(II.2)*.

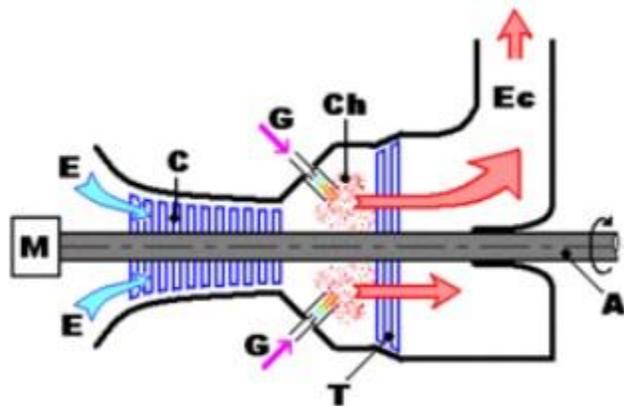


Figure (II.2) : Coupe longitudinale d'une turbine à gaz.

Les gaz chauds se détendent en traversant la turbine (**T**), ou l'énergie thermique des gaz chauds est transformée en énergie mécanique, la dite Turbine est constituée d'une ou plusieurs roues également munies d'ailettes et s'échappent par la cheminée (**Ec**) à travers un diffuseur. Le mouvement de rotation de la turbine est communiqué à l'arbre (**A**) qui actionne d'une part le compresseur, d'autre part une charge qui n'est autre qu'un appareil (machine) récepteur (ice) (pompe, alternateur...) accouplé à son extrémité droite. Pour la mise en route, on utilise un moteur de lancement (**M**) qui joue le rôle de démarreur. Le réglage de la puissance et de la vitesse de rotation est possible en agissant sur le débit de l'air en entrée et sur l'injection du carburant.[7]

II.3. Turbine à gaz à cycle fermé :

Une turbine à gaz à cycle fermé, dans sa forme la plus simple, se compose d'un compresseur, d'une chambre de combustion, d'une turbine à gaz qui entraîne le générateur et le compresseur, et d'une chambre de refroidissement. C'est un cycle fermé centrale électrique (*figure II.3*) dans laquelle la chaleur des gaz d'échappement chauds de la turbine est utilisée pour préchauffer l'air entrant dans la chambre de combustion.

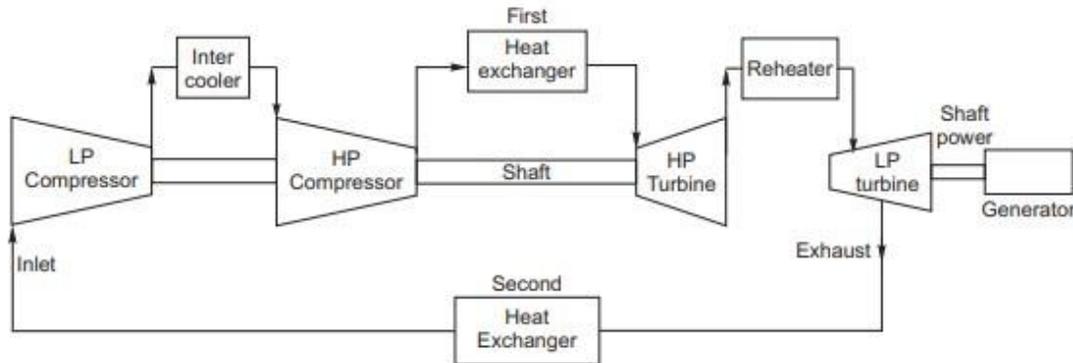


Figure (II.3) : Turbine à gaz à cycle fermé.

Il se compose des éléments suivants :

- **Compresseur d'air basse pression (BP = LP) :** L'air est extrait de l'atmosphère et transmis au compresseur d'air BP à travers le filtre à air. L'air est comprimé en deux étapes pour obtenir l'air comprimé à la pression requise. S'il est entièrement comprimé en un seul étage, la puissance nécessaire pour faire fonctionner le compresseur sera d'environ 66% de la puissance totale produite par la turbine. Pour réduire la puissance nécessaire au fonctionnement du compresseur, l'air est comprimé en deux étages dans les compresseurs basse et haute pression. L'air est d'abord comprimé à basse pression dans le compresseur d'air BP, puis cet air comprimé est envoyé au compresseur d'air HP via le refroidisseur intermédiaire.

- **Refroidisseur intermédiaire :** La puissance nécessaire pour comprimer l'air est directement proportionnelle à la température de l'air à l'entrée. Ainsi, si un refroidissement intermédiaire est effectué entre les deux étapes de compression, le travail total peut être réduit. Par conséquent, l'air comprimé du compresseur BP est refroidi puis envoyé au compresseur HP pour une compression supplémentaire.

- **Compresseur d'air haute pression (HP) :** L'air comprimé du refroidisseur intermédiaire est ensuite comprimé à une pression élevée. Ensuite, il est passé dans le réchauffeur.

- **Régénérateur:** Dans le système à cycle fermé, la chaleur des gaz d'échappement de la turbine sera à nouveau utilisée. Les gaz chauds ne seront pas autorisés à aller comme déchets. Pour utiliser cette chaleur, un régénérateur est prévu dans le système. Dans le régénérateur, la chaleur des gaz d'échappement chauds de la turbine est utilisée pour préchauffer l'air entrant dans la chambre de combustion.

- **Chambre de combustion:** L'air chaud du régénérateur s'écoule vers la chambre de combustion. Le carburant de toute nature comme le kérosène, l'essence, le gaz naturel est injecté dans la chambre de combustion.

Ce combustible est brûlé en présence d'air chaud du régénérateur. Les produits de combustion à haute température et pression sont transmis à une turbine haute pression.

- **Turbines à haute pression (HP) :** Les gaz chauds sous pression de la chambre de combustion sont détendus en turbine HP. Lors de l'expansion des gaz sur les aubes de la turbine, le rotor de la turbine sera mis en rotation. Ce travail mécanique sera utilisé pour faire fonctionner un générateur pour produire de l'énergie électrique.

- **Turbines basse pression (BP = LP) :** La sortie de la turbine HP ne sera pas envoyée comme déchet. Il sera à nouveau envoyé dans une autre chambre de combustion où les gaz d'échappement de la turbine HP seront utilisés pour brûler à nouveau le carburant. Les produits de combustion résultants seront transmis à la turbine BP où ils seront détendus. La chaleur de l'échappement les gaz de la turbine HP sont ainsi utilisés.

II.4. Turbine à gaz à cycle ouvert :

La disposition schématique d'une turbine à gaz à cycle ouvert est illustrée à la *figure II.4*. Dans cette turbine, l'air est d'abord aspiré de l'atmosphère puis comprimé de manière isentropique (généralement dans un compresseur rotatif) puis passés dans la combustion (c'est-à-dire les gaz chauds formés par la combustion du carburant) se mélangent également avec l'air comprimé, ce qui augmente la masse d'air comprimé. Le gaz chaud est ensuite fait circuler sur les aubes de turbine (généralement de type réactionnel). Le gaz, en s'écoulant sur les pales, se dilate et finalement s'échappe dans l'atmosphère. [8]

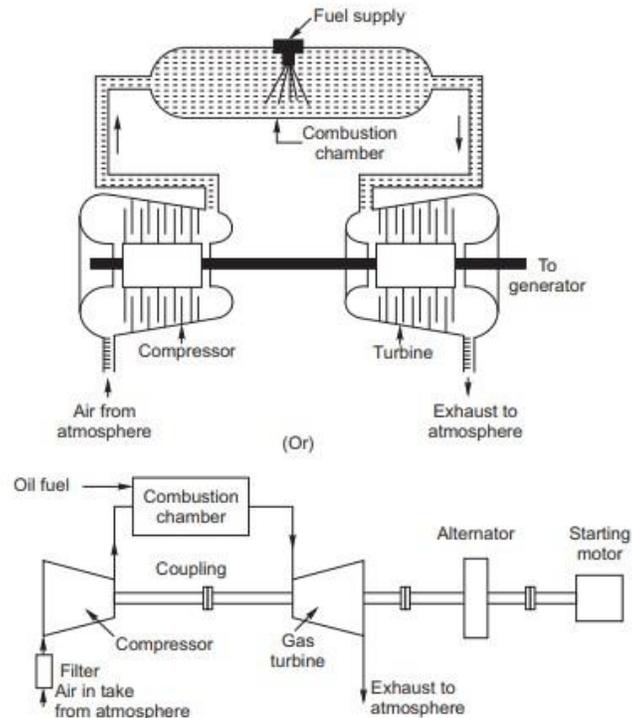


Figure (II.4) : Turbine à gaz à cycle ouvert.

II.5. Section principales de la turbine a gaz :

II.5.1. Section Compresseur :

II.5.1.1. Introduction:

La combustion du carburant et de l'air à la pression barométrique normale ne produira pas suffisamment d'énergie pour permettre d'extraire suffisamment d'énergie des gaz en expansion pour produire un travail utile à des rendements raisonnables. L'énergie libérée par la combustion est proportionnelle à la masse d'air consommée et à sa pression. Par conséquent, des pressions plus élevées sont nécessaires pour augmenter l'efficacité du cycle de combustion. Dans un moteur à turbine à gaz, un dispositif appelé compresseur est utilisé pour augmenter la pression de l'air utilisé pour la combustion.

II.5.1.2. Objectif :

Le but principal du compresseur est d'augmenter la pression de la masse d'air entrant dans l'entrée du moteur, puis de la décharger dans le diffuseur et les chambres de combustion à la vitesse, la pression et la température correctes. L'objectif secondaire du compresseur

est de fournir de l'air de purge du moteur pour refroidir la section chaude interne et de fournir de l'air chauffé pour l'antigivrage à l'entrée. L'air est également extrait pour des utilisations aériennes telles que la pressurisation de la cabine, la climatisation, la chaleur de dégivrage du système d'alimentation en carburant, le démarrage pneumatique du moteur et diverses autres fonctions nécessitant de l'air comprimé.

II.5.1.3. Processus de compression :

Dans un moteur à turbine à gaz, l'action sur le débit d'air du compresseur est essentiellement similaire quelle que soit la conception du compresseur utilisée.

Tous les types de compresseurs de moteurs à turbine à gaz utilisés emploient une certaine forme d'éléments rotatifs et stationnaires qui interagissent pour que le processus de compression ait lieu.

La construction de l'élément rotatif est telle qu'il contient des passages à travers lesquels l'air est accéléré dans une direction de pression croissante. La vitesse, la pression et la température augmentent à mesure que l'air circule à travers l'élément rotatif, qui est appelé rotor.

L'élément fixe de tout compresseur est situé immédiatement en aval du rotor et est connu sous le nom de stator. Le flux d'air sortant du rotor s'écoule dans le stator, dont la conception est telle que la pression du flux d'air est encore augmentée en convertissant l'énergie cinétique en énergie de pression. Par conséquent, à mesure que la pression et la température du flux d'air augmentent, la vitesse diminue au niveau du stator.

II.5.1.4. Ratio de compression :

Le taux de compression est le rapport entre la pression de refoulement du compresseur et la pression d'entrée du compresseur.

$$\text{Compression Ratio} = P_{Cd} : P_{Ci}$$

Où P_{Cd} est la pression de refoulement du compresseur et P_{Ci} est la pression d'entrée du compresseur.

Remarque: Le taux de compression peut également être indiqué pour un étage de compresseur centrifuge ou axial.

Le taux de compression est une mesure de la capacité ou de la puissance d'un compresseur. Le taux de compression est également une mesure de l'efficacité du

compresseur par rapport au nombre d'étages de compresseur utilisés, car un taux de compression plus élevé est généralement atteint, jusqu'à une certaine limite, par l'ajout d'étages de compresseur.

II.5.1.5. Types de compresseur :

Tous les moteurs à turbine à gaz utilisent l'un des types de compresseur suivants :

- Compresseur centrifuge
- Compresseur à flux axial

II.5.1.5.1. Compresseur centrifuge :

Le compresseur à écoulement centrifuge ou à écoulement radial utilise une turbine rotative et un diffuseur stationnaire pour accélérer et comprimer le flux d'air entrant. Le compresseur à flux centrifuge se compose essentiellement d'un rotor de roue, d'un stator de diffuseur et d'un collecteur.

- **Principes de fonctionnement :**

La turbine est mise en rotation à grande vitesse par la turbine et l'air est induit en continu au centre de la turbine.

L'action centrifuge l'amène à s'écouler radialement vers l'extérieur le long des aubes jusqu'à l'extrémité de la roue, accélérant ainsi l'air et provoquant également une augmentation de la pression.

L'air, en sortant de la roue, passe dans la section du diffuseur où se trouvent les passages de buses divergentes qui convertissent l'essentiel de l'énergie cinétique en énergie de pression.

Le collecteur distribue alors un flux d'air sous pression à la section de combustion ou le dirige vers l'étage de compresseur suivant.

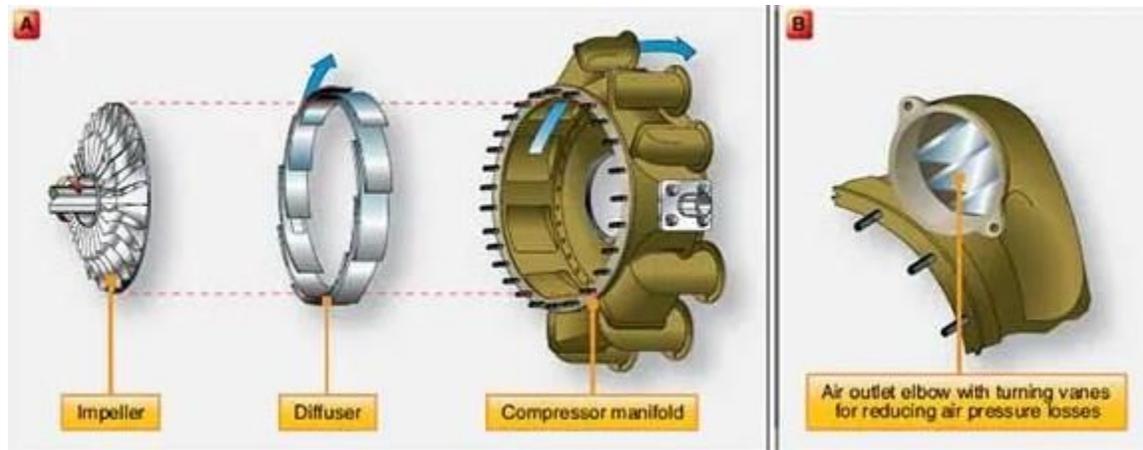


Figure (II.5) : Compresseur centrifuge

- **Conception de compresseur centrifuge :**

Le choix de la roue est déterminé par les exigences de conception du moteur.

Afin d'augmenter la poussée de conception d'un moteur à turbine à gaz avec un compresseur à flux centrifuge, la taille de la roue doit être augmentée proportionnellement, car l'augmentation de la poussée est obtenue en augmentant le débit d'air massique à travers le moteur. Pour entraîner le compresseur agrandi, une turbine plus grande sera nécessaire, conduisant à un moteur avec une section transversale accrue, ce qui entraînera une traînée accrue.

Une solution consiste à utiliser une roue à double entrée ou double face. Le compresseur à roue à double entrée peut fournir le double du débit d'air massique d'un compresseur à roue à entrée unique de diamètre égal.

Dans la description des compresseurs à flux centrifuge, une roue et un diffuseur associé sont considérés comme un étage de compresseur.

Dans un compresseur à flux centrifuge, plusieurs étages peuvent être utilisés pour obtenir un taux de compression plus élevé que celui obtenu avec un étage. Mais l'utilisation de plus de deux étages de compresseurs à entrée unique est considérée comme peu pratique. L'énergie perdue dans le flux d'air lorsqu'il ralentit pour faire des tours d'une roue à l'autre, le poids supplémentaire et la quantité de puissance nécessaire pour entraîner le compresseur semblent tous compenser l'avantage d'une compression supplémentaire en utilisant plus de deux étages.

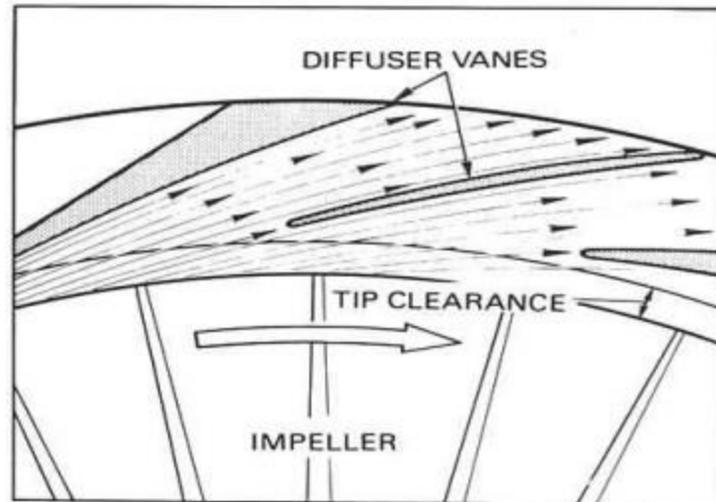


Figure (II.6) : Flux d'air à l'entrée du diffuseur

- **Entrée unique :**

Le compresseur centrifuge à une seule entrée ou un seul côté se compose d'une roue avec des aubes d'un seul côté. Le conduit à entrée unique permet à l'air d'être introduit dans le compresseur avec le meilleur rendement global. Parce que le conduit à entrée unique utilise plus efficacement l'effet de béliet, le risque de surtension en altitude est minimisé



Figure (II.7) : Entrée unique et double entrée

- **Double entrée :**

Le compresseur à double entrée ou double face est équipé d'une roue à aubes des deux côtés. Pour un compresseur à double entrée, le flux d'air dans la face arrière de la turbine est dans le sens inverse et un plénum sera nécessaire pour assurer un flux d'air approprié.

Chambre de plénum - La chambre de plénum est une chambre à air dans laquelle la vitesse du flux d'air de l'entrée est diminuée et sa pression statique augmentée. Cela permettra à la face arrière de la roue de recevoir son alimentation en air à une pression supérieure à l'ambiante.

Turbine blindée - Une roue blindée se compose d'une roue avec un carénage attaché à la palette pour minimiser les fuites d'air entre la roue et le carter d'air et également pour minimiser le frottement auquel l'air est soumis entre la turbine rotative et le carter d'air stationnaire.

- **Avantages du compresseur à flux centrifuge :**

- Montée haute pression par étage.
- Bonne efficacité sur une large plage de vitesse de rotation.
- Simplicité de fabrication et coût relativement bas.
- Faible poids.
- Faible puissance de démarrage requise.
- Moins sensible aux dommages causés par des objets étrangers.

- **Inconvénients d'un compresseur centrifuge :**

- Grande zone frontale pour un flux d'air donné.
- Plus de deux étages ne sont pas pratiques en raison des pertes d'énergie entre les étages.

II.5.1.5.2 Compresseurs à flux axial :

Le compresseur à flux axial est composé d'une série de pales tournantes appelées pales de rotor et d'un ensemble stationnaire de pales appelées aubes de stator. Comme son nom l'indique, l'air est comprimé dans une direction parallèle à l'axe du moteur. Une rangée de pales rotatives et fixes est appelée une scène. Par rapport à un compresseur à flux centrifuge, l'augmentation de la pression par étage est faible et plusieurs étages sont

nécessaires pour développer le taux de compression requis. Par conséquent, le compresseur entier est composé d'une série d'étages alternés de rotor et d'aubes de stator. Certaines conceptions à flux axial ont deux sections de compresseur ou plus, qui sont entraînées par des turbines séparées et sont donc libres de tourner à des vitesses différentes. Dans ce type de conception, la section de compresseur et la combinaison de turbine associée sont appelées un « spool ».



Figure (II.8) : Compresseurs à flux axial

- **Conception de compresseur axial :**

Dans un moteur de compresseur à écoulement axial, l'air s'écoule à l'intérieur de l'anneau formé par le carter de compresseur et le disque ou tambour de compresseur.

Si l'air est comprimé sans réduire cet espace annulaire, la vitesse du flux d'air diminuera excessivement aux étages arrière et l'air aura tendance à stagner. Si la forme convergente de l'anneau est excessive, la vitesse du flux d'air aura tendance à augmenter et la compression aura tendance à diminuer. [9]

- **Notion d'étage - échanges d'énergie :**

Un étage de turbomachine se compose d'une partie mobile appelée **rotor** (ou rouet) et d'une partie fixe appelée **stator** (ou selon le cas : redresseur, distributeur, diffuseur,...)

- **Rotor :**

Rôle : assurer le transfert d'énergie entre l'arbre de la machine et le fluide en mouvement.

- L'écoulement étant défléchi au passage de la roue, il existe donc une force exercée par le fluide sur les aubages.

- Le point d'application de la force se déplace du fait de la rotation des aubages, il y a donc travail => **échange d'énergie.**

Énergie de pression : une turbomachine échange nécessairement de l'énergie de pression avec le fluide (même si cela ne doit pas être sa fonction principale).

- Cas compresseur : augmentation de la pression pour compenser les pertes de charge du circuit.

- Cas turbine : une partie de l'énergie récupérée l'est toujours sous forme de pression.

Énergie cinétique : une turbomachine échange nécessairement de l'énergie cinétique avec le fluide du fait de la giration de l'écoulement au passage de la roue mobile.

Énergie calorifique : il n'y a pas d'énergie calorifique directement échangée entre le fluide et la roue.

- Cependant le fluide peut recevoir de la chaleur naissant de la dégradation d'une partie de l'énergie cinétique \leq travail des forces de frottement liées à la nature visqueuse du fluide.

- Faible surface des parois en rapport avec les grands débits rendent les échanges de chaleur avec l'extérieur négligeable => parois considérées comme adiabatiques.

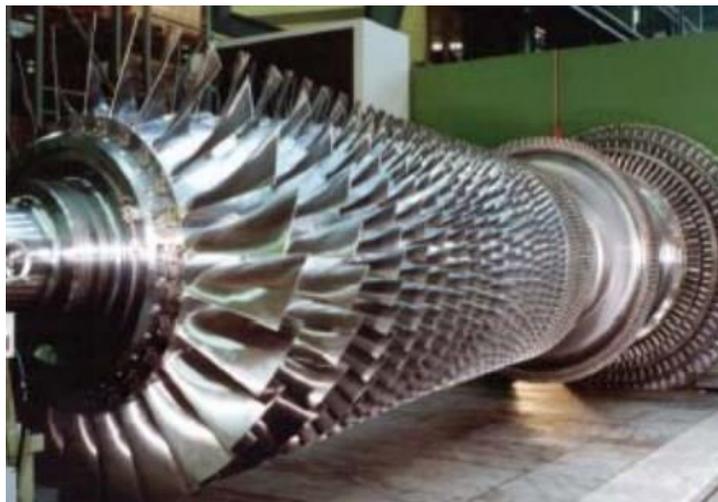


Figure (II.9) : Rotor de compresseur à flux axial

- **Stator :**

Rôle : Modifier la forme d'énergie (énergie cinétique en pression, ou inversement).

- Il existe comme pour la roue mobile une force exercée par le fluide sur les aubages, liée à la déflexion de l'écoulement.

- Par contre l'aubage étant fixe, il n'y a pas de déplacement du point d'application de la force. Donc pas de travail => pas **d'échange d'énergie**.

Redresseur de compresseur axial :

- Situé en aval de la roue mobile.

- Rôle : redresser l'écoulement vers la direction axial, transformant ainsi l'énergie cinétique de la composante giratoire de vitesse en pression statique. « Orienter » le fluide dans une direction compatible avec le prochain étage.

Distributeur de turbine axiale :

- Situé en amont de la roue mobile.

- Rôle : provoquer une giration de l'écoulement, transformant ainsi une partie de l'énergie de pression statique disponible sous forme d'énergie cinétique. Cette énergie est ensuite récupérée au niveau de la roue mobile.

Diffuseur de compresseur centrifuge :

- Récupération de pression statique avec l'augmentation de la section de passage (rayon).

[10]



Figure (II.10) : Stator de compresseur à flux axial

II.5.2. Section Chambre de combustion :

II.5.2.1. Introduction :

La chambre de combustion (**Figure II.11**) a la tâche difficile de brûler de grandes quantités de carburant, alimentées par les **buses de pulvérisation 'spray nozzles'** de carburant ,avec des volumes d'air importants, fournis par le compresseur ,et de libérer le chauffer de manière à ce que l'air soit détendu et accéléré pour donner un flux régulier de gaz uniformément chauffé dans toutes les conditions requises par la turbine. Cette tâche doit être accomplie avec la perte de pression minimale et le dégagement de chaleur maximal pour l'espace limité disponible.

La quantité de carburant ajoutée à l'air dépendra de l'élévation de température requise. Cependant, la température maximale est limitée dans la plage de 850 à 1700 degrés. C. par les matériaux à partir desquels les aubes et les buses de turbine sont fabriquées. L'air a déjà été chauffé entre 200° et 550°. C. par le travail effectué pendant la compression, ce qui donne une exigence d'élévation de température de 650 à 1150 degrés. C. du processus de combustion. Depuis le gaz la température requise au niveau de la turbine varie avec la poussée du moteur, et dans le cas du turbopropulseur selon la puissance requise, la chambre de combustion doit également être capable de maintenir la stabilité et une combustion efficace sur une large gamme de conditions de fonctionnement du moteur.

Une combustion efficace est devenue de plus en plus importante en raison de l'augmentation rapide du trafic des avions commerciaux et de l'augmentation conséquente de la pollution atmosphérique, qui est considérée par le grand public comme une fumée d'échappement.

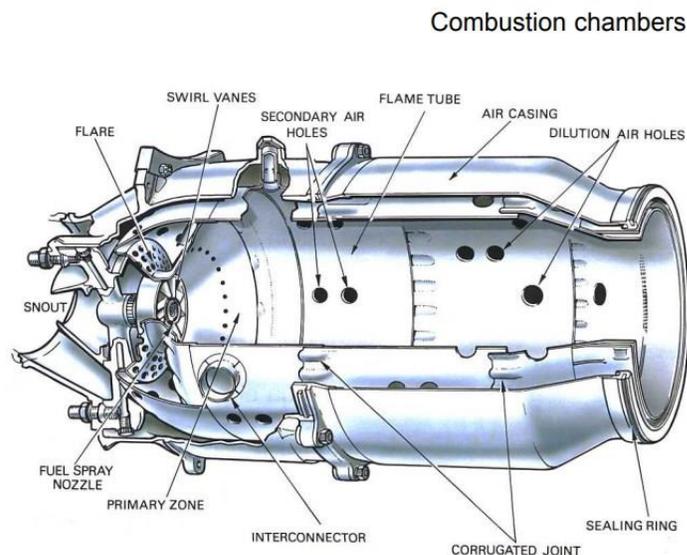


Figure (II.11) : Chambre de combustion

II.5.2.2. Types de chambre de combustion :

Il existe trois principaux types de chambre de combustion utilisés pour les moteurs à turbine à gaz. Ce sont la chambre multiple, la chambre turbo-annulaire et la chambre annulaire.

- **Chambre de combustion multiple :**

Ce type de chambre de combustion est utilisé sur les moteurs à compresseur centrifuge et les types antérieurs de moteurs à compresseur à flux axial. Il s'agit d'un développement direct du premier type de chambre de combustion Whittle. La principale différence est que le 'Whittle' chambre avait un flux inversé comme illustré sur la *Figure(II.12)*.

Mais, comme cela créait une perte de pression considérable, la chambre multiple directe a été développée par Joseph Lucas Limited.

Les chambres sont disposées autour du moteur *Figure(II.13)* et l'air de refoulement du compresseur est dirigé par des conduits pour passer dans les chambres individuelles. Chaque chambre a un tube de flamme interne autour duquel se trouve une enveloppe d'air. L'air passe à travers le museau du tube à flamme et également entre le tube et l'enveloppe extérieure.

Les tubes de flamme séparés sont tous interconnectés. Cela permet à chaque tube de fonctionner à la même pression et permet également à la combustion de se propager autour des tubes de flamme lors du démarrage du moteur.

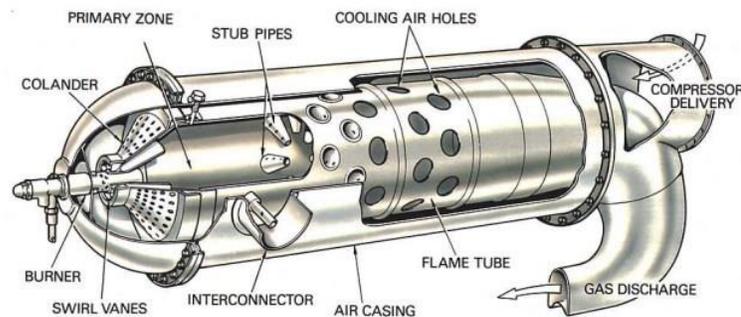


Figure (II.12) : Une première chambre de combustion « Whittle ».

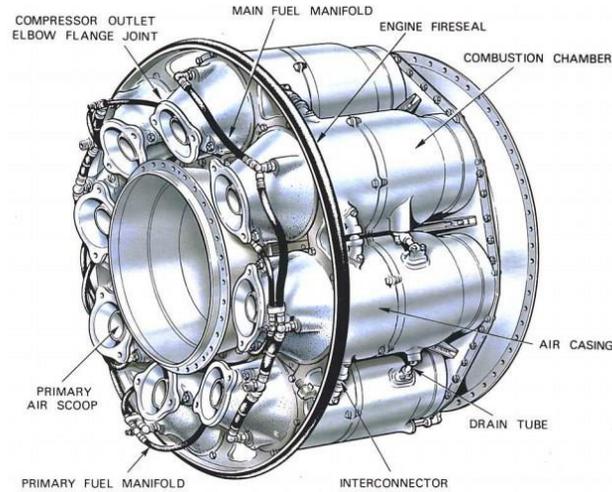


Figure (II.13) : Chambre de combustion multiple

- **Chambre de combustion turbo-annulaire :**

La chambre de combustion turbo-annulaire comble le fossé évolutif entre les types multiples et annulaires. Un certain nombre de tubes de flamme sont installés à l'intérieur d'une enveloppe d'air commune **Figure(II.14)** Le flux d'air est similaire à celui déjà décrit. Cet agencement combine la facilité de révision et de test du système multiple avec la compacité du système annulaire.

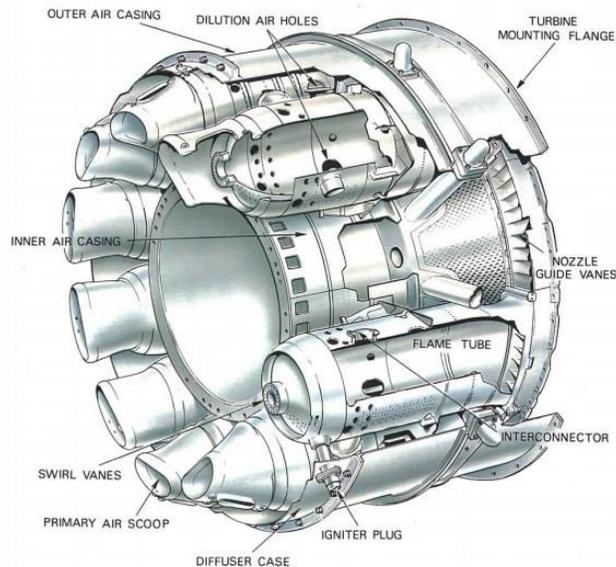


Figure (II.14) : Chambre de combustion turbo-annulaire

- **Chambre de combustion annulaire :**

Ce type de chambre de combustion est constitué d'un seul tube à flamme, de forme complètement annulaire, qui est contenu dans une enveloppe intérieure et extérieure **Figure(II.15)** Le flux d'air à travers le tube à flamme est similaire à celui déjà décrit, la chambre étant ouverte à l'avant au compresseur et à l'arrière aux buses de turbine.

Le principal avantage de la chambre annulaire est que, pour une même puissance, la longueur de la chambre n'est que de 75% de celle d'un système turbo-annulaire de même diamètre, ce qui se traduit par une économie considérable de poids et de coût de production. Une autre l'avantage est l'élimination des problèmes de propagation de la combustion d'une chambre à l'autre.

En comparaison avec un système de combustion turbo-annulaire, la surface de paroi d'une chambre annulaire comparable est bien moindre; par conséquent, la quantité d'air de refroidissement nécessaire pour empêcher la combustion de la paroi du tube de flamme est inférieure, d'environ 15%. Cette réduction de l'air de refroidissement augmente l'efficacité de la combustion pour éliminer pratiquement tout combustible imbrûlé et oxyde le monoxyde de carbone en dioxyde de carbone non toxique, réduisant ainsi la pollution de l'air.

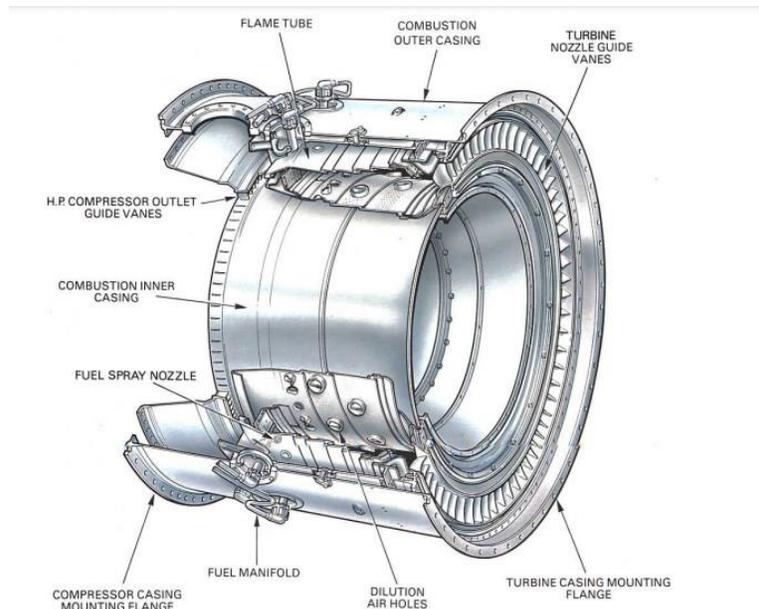


Figure (II.15) : Chambre de combustion annulaire

II.5.2.3. Performances de la chambre de combustion :

Une chambre de combustion doit être capable de permettre au carburant de brûler efficacement dans une large gamme de conditions de fonctionnement sans entraîner une perte de charge importante. De plus, en cas d'extinction de flamme, il doit être possible de rallumer. Dans l'exécution de ces fonctions, les composants du tube à flamme et de l'atomiseur de buse de pulvérisation doivent être mécaniquement fiables.

Le moteur à turbine à gaz fonctionne selon un cycle de pression constante, par conséquent, toute perte de pression pendant le processus de combustion doit être réduite au minimum. En fournissant une turbulence adéquate et lors du mélange, une perte de pression totale variant d'environ 3 à 8% de la pression d'air à l'entrée de la chambre est encourue.

II.5.2.4. Intensité de la combustion :

La chaleur dégagée par une chambre de combustion ou toute autre unité génératrice de chaleur dépend du volume de la zone de combustion. Ainsi, pour obtenir la puissance de sortie élevée requise, une chambre de combustion de turbine à gaz relativement petite et compacte doit dégager de la chaleur à des taux exceptionnellement élevés. [11]

II.5.3. Section Turbine :

II.5.3.1. Introduction :

La fonction de la turbine est d'entraîner le compresseur et les accessoires. Dans le cas des moteurs, qui n'utilisent pas uniquement un jet pour la propulsion, la turbine fournit la puissance d'arbre pour une hélice ou un rotor. Ceci est réalisé en extrayant une partie de la pression et de l'énergie cinétique des gaz de combustion à haute température. Dans un moteur à réaction typique, environ 75% de la puissance produite en interne est utilisée pour entraîner le compresseur. Ce qui reste sert à produire la poussée nécessaire. Pendant le processus d'extraction de cette puissance, les sections de turbine sont soumises à des contraintes élevées et tournent à des vitesses supérieures à 1500 pieds par seconde. La température continue à laquelle la turbine est exposée peut être comprise entre 850 et 1700 degrés C.

II.5.3.2. Types de Turbines :

Il existe deux types de turbines utilisées dans les turbines à gaz. Il s'agit du type à flux axial et du type à flux radial. La turbine à flux axial est utilisée dans plus de 95% de toutes les applications.

Les deux types de turbines à flux axial et à flux radial peuvent être divisés en unités de type à impulsion ou à réaction. Les turbines à impulsion prennent toute leur baisse d'enthalpie à travers les buses, tandis que la turbine à réaction prend une goutte partielle à travers les buses et les aubes de la turbine.

- **Turbine à flux radial :**

La turbine à flux radial, ou turbine radiale à flux entrant, est utilisée depuis de nombreuses années. Fondamentalement, un compresseur centrifuge à écoulement inversé et rotation opposée, la turbine radiale à flux entrant est utilisée pour des charges plus petites et sur une plage de fonctionnement plus petite que la turbine axiale.

Les turbines radiales sont utilisées dans les turbocompresseurs et dans certains types d'expansion.

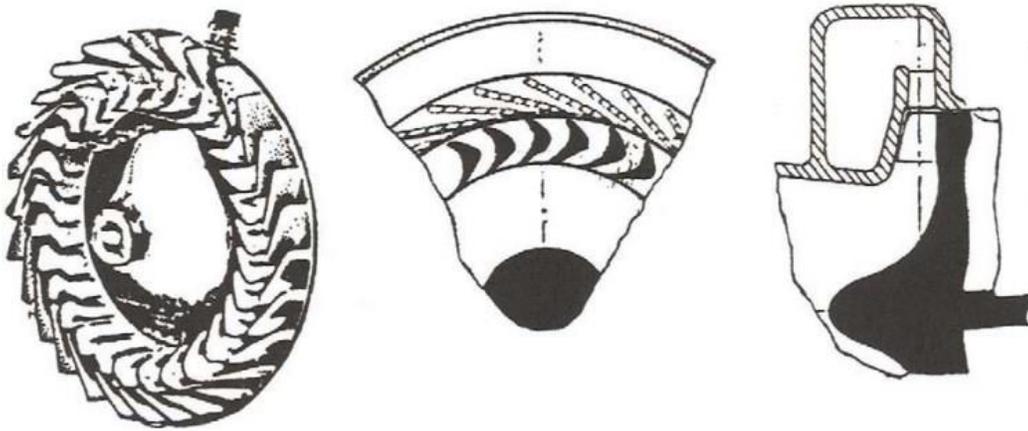


Figure (II.16) : Turbine d'entrée radiale.

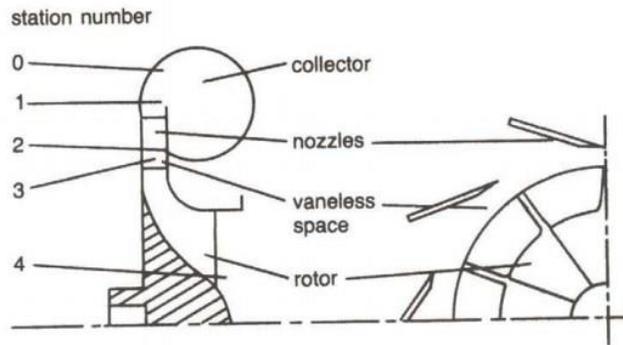


Figure (II.17) : Composants d'une turbine à flux radial.

- **Turbine à flux axial :**

La turbine à écoulement axial comprend deux éléments principaux constitués d'un ensemble d'aubes fixes et d'un ou plusieurs rotors de turbine comme le montrent les figures. Les aubes de turbine sont elles-mêmes de deux types de base, **l'impulsion et la réaction**.

La partie stationnaire de l'ensemble de turbine consiste en une rangée d'aubes profilées placées à un angle pour former une série de petites buses qui déchargent des gaz sur l'aube de la roue de turbine. Pour cette raison, l'ensemble d'aubes fixes est généralement appelé buse de turbine, et les aubes elles-mêmes sont appelées aubes de guidage de buse.



Figure (II.18) : Turbine à flux axial

II.5.3.3. La Turbine a impulsion :

La principale caractéristique du moteur à turbine à impulsions est d'extraire toute l'énergie de pression afin qu'elle puisse être transférée en énergie cinétique. C'est une caractéristique opérationnelle de la turbine à impulsions idéale. Dans le type à impulsion, il n'y a pas de changement net de pression entre l'entrée du rotor et la sortie du rotor. Ainsi, la vitesse de décharge relative de la pale sera la même que sa vitesse d'entrée relative. Ainsi, les aubes de guidage de buse sont conformées pour former des passages, qui augmentent la vitesse et réduisent la pression des gaz qui s'échappent.

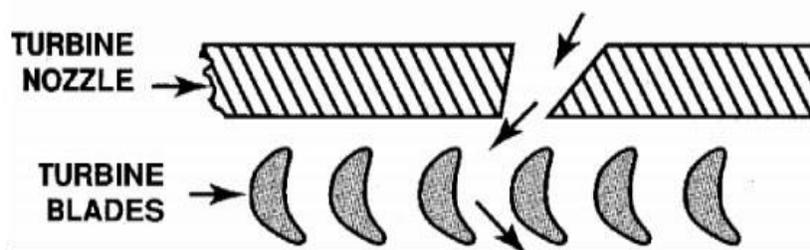


Figure (II.19) : La Turbine a impulsion

II.5.3.4. La Turbine a réaction :

Dans le type à réaction, les aubes de guidage de buse ne font rien d'autre par rapport au rotor que de modifier la direction de l'écoulement. La diminution de la pression et l'augmentation de la vitesse des gaz sont accomplies par la forme convergente du passage entre les pales du rotor.

Le changement de surface produit une augmentation de la vitesse relative accompagnée d'une chute de pression à travers les aubes. L'accélération des gaz génère une force de réaction semblable à celle produite sur une aile. C'est de cette caractéristique de la turbine à réaction que son nom est dérivé.

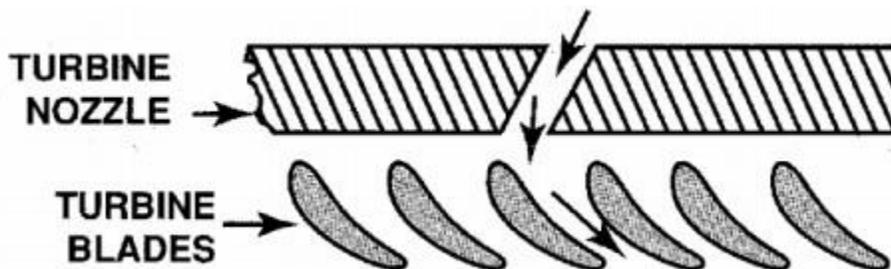


Figure (II.20) : La Turbine a réaction

II.6. Connectivité compresseur-turbine :

Les caractéristiques d'écoulement de la turbine doivent être très soigneusement adaptées à celles du compresseur pour obtenir une efficacité et des performances maximales du moteur.

Si, par exemple, les aubes de guidage de la buse permettaient un débit maximum trop faible, alors une contre-pression s'accumulerait provoquant une surpression du compresseur, un débit trop élevé provoquerait l'étouffement du compresseur. Dans l'une ou l'autre des conditions, une perte d'efficacité se produirait très rapidement. [9]

II.7. Problèmes de bruit dans une turbine à flux radial :

Les problèmes de bruit dans une turbine à flux radial proviennent de quatre sources:

- Fluctuations de pression
- Turbulence dans les couches limites
- Le rotor
- Bruit externe

Des bruits importants peuvent être générés par les fluctuations de pression. Ce bruit est créé par le passage des pales du rotor à travers les champs de vitesse variables produits par les buses. Le bruit généré par l'écoulement turbulent dans les couches limites se produit sur la plupart des surfaces internes. Cependant, cette source de bruit est négligeable. Le bruit généré par l'écoulement du rotor est dû aux sillages générés en aval dans le diffuseur.

Les sources de bruit extérieur sont nombreuses, mais la boîte de vitesses est la principale source. Un bruit intense est généré par les fluctuations de pression qui résultent des interactions des dents dans les boîtes de vitesses.

Autres bruits peut résulter de conditions de déséquilibre et d'effets vibratoires sur les composants mécaniques et les carters.

II.8. Matériaux :

Le développement de nouveaux matériaux ainsi que des systèmes de refroidissement a vu la croissance rapide de la température d'allumage de la turbine conduisant à des rendements de turbine élevés.

La lame de niveau 1 doit résister à la combinaison la plus sévère de température, de stress et d'environnement; c'est généralement le composant limitant de la machine.

Figure(II.21) montre la tendance de la température de cuisson et de la capacité d'alliage de la lame.

Depuis 1950, la capacité de température du matériau de l'aube de turbine a avancé d'environ 850 °F (472 °C) environ 20 °F/10°C par an. L'importance de cette augmentation peut être appréciée en notant qu'une augmentation de 100 °F (56 °C) de la température d'allumage de la turbine peut fournir une augmentation de 8 à 13% du rendement et une amélioration de 2 à 4% du rendement en cycle simple.

Progrès dans les alliages et le traitement, bien que coûteux et prenant du temps, offre des incitations importantes grâce à une densité de puissance accrue et à une efficacité améliorée. [6]

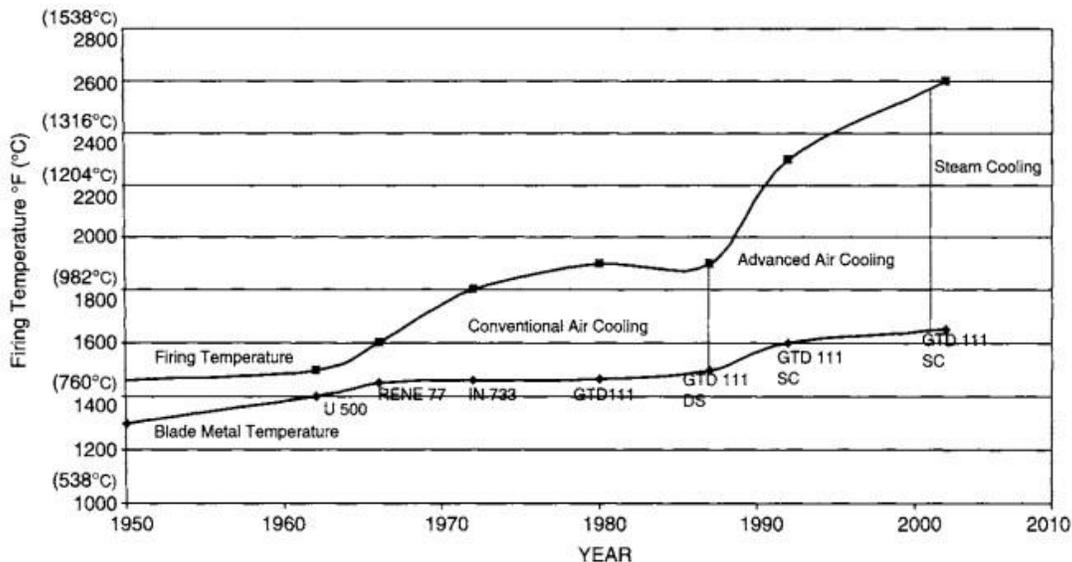


Figure (II.21) : Augmentation de la température, avec amélioration du matériau de la lame.

II.9. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons discuté les composants les plus importants de la turbine à gaz de différents types et leur fonctionnement, et la technologie qui a été construite dessus, qui contribue au fil du temps à améliorer les performances de la turbine et avec une bonne étude des matériaux utilisés dans l'industrie et les systèmes de refroidissement, qui jouent un rôle majeur dans l'amélioration du rendement de la turbine.

Chapitre 03 :

Etude de cycle thermodynamique de la turbine à gaz.

III.1. Introduction :

Dans ce chapitre, en utilisant trois carburants (méthane, propane, et le kérosène), nous allons calculer théoriquement les paramètres thermodynamique de la turbine à gaz pour les richesses ($\phi=0,5$; $\phi=0,7$; $\phi=1$; $\phi=1,1$), en utilisant les données standards du constructeur.

L'objectif principal de ce calcul est de déterminer le meilleur carburant, qu'il donne les meilleures performances de la turbine à gaz (maximum de puissance utile et minimum de la consommation spécifique).

Après avoir calculé les performances, nous étudions l'effet du changement de température ambiante sur le rendement global et la consommation spécifique.

III.2. Cycle de Brayton :

Le cycle de Brayton c'est le cycle thermodynamique de base décrivant le fonctionnement de la turbine à gaz.

III.2.1. Cycle de Brayton idéal :

Le cycle idéal de Brayton, il se compose de deux adiabatiques réversibles (isentropique) et de deux processus à pression constante **figure (III-1)**.

La compression de gaz se fait dans une transformation isentropique du point 1 à 2. Le chauffage à la pression constante de 2 à 3, et alors une détente isentropique dans la turbine du point 3 à 4.

Le refroidissement se produit du point 4 au point 1, dans un échangeur thermique (cycle fermé) ou par l'air (cycle ouvert).

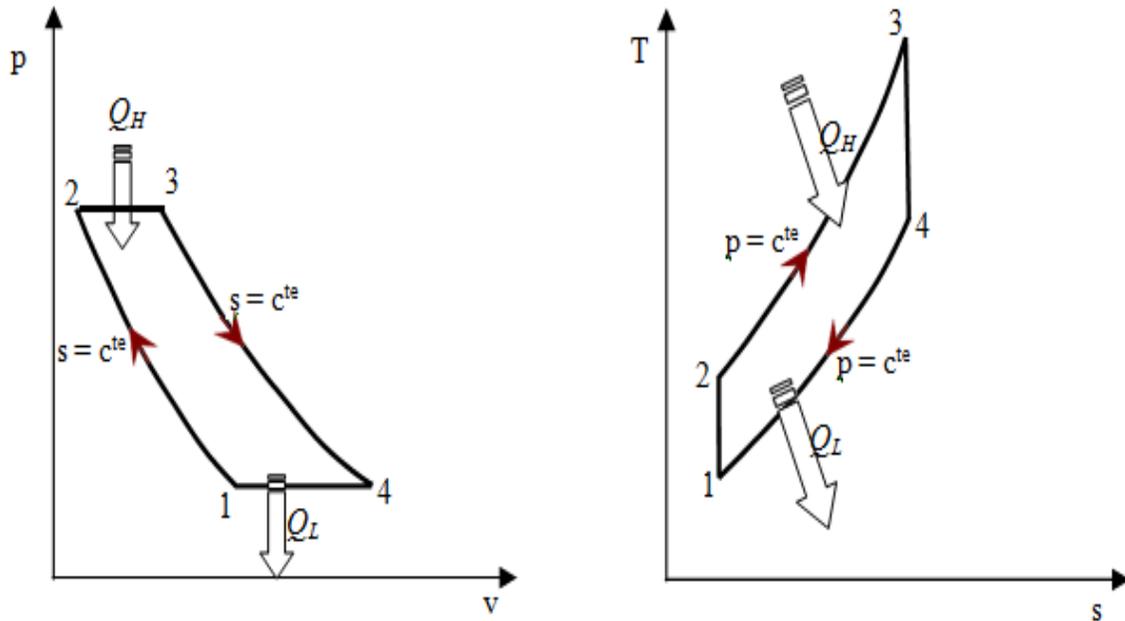


Figure (III.1) : Diagrammes p - v et T - s pour un cycle idéal de Brayton.

La figure (III-1) montre un schéma de tous les développements thermodynamiques d'une turbine à gaz à cycle réel.

Ci-dessous nous détaillerons les expressions mathématiques qui représentent l'opération au niveau de chaque partie. [7]

- **La compression (1 – 2) :**

Le taux de compression à travers le compresseur est donné par :

$$\tau_c = \frac{P_2}{P_1} \quad (\text{III.1})$$

La température sortie de compresseur T_2 :

$$P_1^{1-\gamma_a} T_1^{\gamma_a} = P_2^{1-\gamma_a} T_2^{\gamma_a} \quad (\text{III.2})$$

$$T_2 = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1-\gamma_a}{\gamma_a}} T_1 \quad (\text{III.3})$$

Donc :

$$T_2 = \left(\frac{1}{\tau_c}\right)^{\frac{1-\gamma_a}{\gamma_a}} T_1 \quad (\text{III.4})$$

Le travail de compresseur :

$$W_C = h_2 - h_1$$

$$W_C = C_{p_a} (T_2 - T_1) \quad (\text{III.5})$$

La puissance du compresseur

$$P_C = H_2 - H_1 = \dot{m}_a (h_2 - h_1)$$

$$P_C = \dot{m}_a C_{p_a} (T_2 - T_1) \quad (\text{III.6})$$

- **La combustion (2 – 3) :**

A la sortie du compresseur, l'air porté à une pression suffisamment élevée pénètre dans la chambre de combustion qui se mélange avec du combustible pour donner lieu à une réaction chimique de combustion. La quantité de chaleur fournie au fluide est donnée par l'équation du bilan suivante :

$$P_{th} = Q_{CC} = H_3 - H_2$$

$$P_{th} = [(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \times h_3] - [\dot{m}_a \times h_2]$$

$$P_{th} = [(\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_{p_{moy}} T_3] - [\dot{m}_a C_{p_{moy}} T_2] \quad (\text{III.7})$$

Avec :

$$C_{p_{moy}} = \frac{\dot{m}_a C_{p_a} + \dot{m}_c C_{p_c}}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} \quad (\text{III.8})$$

Le rendement de la chambre de combustion est défini comme étant le rapport entre l'augmentation de l'enthalpie des gaz sur la quantité de chaleur fournie par le combustible, son expression est de la forme :

$$\eta_{cc} = \frac{Q_{cc}}{\dot{m}_c \times PCI}$$

$$\eta_{cc} = \frac{[(\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_{p_{moy}} T_3] - [\dot{m}_a C_{p_{moy}} T_2]}{\dot{m}_c \times PCI} \quad (\text{III.9})$$

- **La détente (3 – 4) :**

Les gaz chauds à la sortie de la chambre de combustion sont à une pression et température élevées, une partie de cette énergie est convertie en travail mécanique dans la turbine.

Les équations de la turbine est donné par :

Le travail de détente :

$$W_T = h_4 - h_3$$

$$W_T = C_{p_{moy}} (T_4 - T_3) \quad (III.10)$$

La puissance de détente :

$$P_T = H_4 - H_3 = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) (h_4 - h_3)$$

$$P_T = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_{p_{moy}} (T_4 - T_3) \quad (III.11)$$

Le taux de détente à travers la turbine est donné par :

$$\tau_T = \frac{P_3}{P_4} \quad (III.12)$$

- **La consommation spécifique :**

$$C_{sc} = \frac{3600 \times \dot{m}_c}{P_U} \quad (III.13)$$

- **Le rendement global :**

$$\eta_g = \frac{P_U}{Q_{cc}} \quad (III.14)$$

III.2.2. Cycle de Brayton non-idéal (réel) :

Nous considérons le cycle ouvert irréversible de Brayton composé de trois transformations :

- Une compression adiabatique, de rendement isentropique de compression η_{is}^C
L'air est assimilé à un gaz parfait de propriété C_p et γ . Le débit d'air entrant dans la machine est noté \dot{m}_{air} .
- Un rapport de chaleur (ou combustion) isobare

Le débit de combustible brûlé dans la combustion est noté \dot{m}_{comb} . En fin de combustion, l'air et les résidus de combustion sont assimilés à un gaz parfait, de propriété C_{p_g} et γ_g .

- Une détente adiabatique, de rendement isentropique de compression η_{is}^D
- Le cycle 1 – 2 – 3 – 4 représente le cycle théorique (idéal).
- Le cycle 1 – 2_s – 3 – 4_s représente le cycle réel (non-idéal). [12]

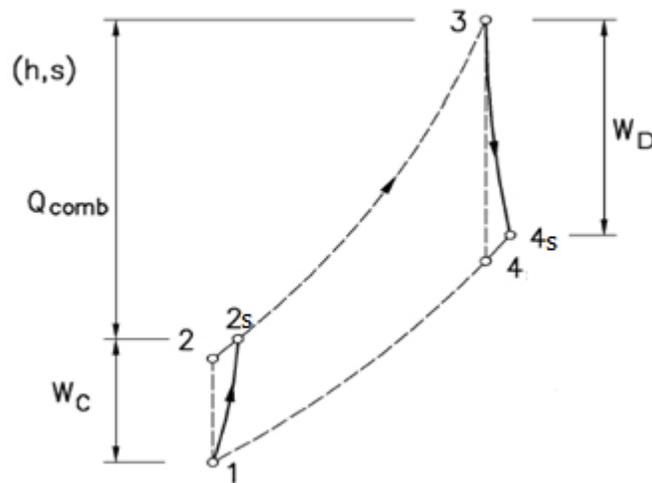


Figure (III.2) : le cycle réel de Brayton.

Les processus de compression et de détente avec le frottement du fluide peuvent être assignés à des polytropiques, également caractérisées par des rendements adiabatiques ou isentropique, comme suit : [7]

Le rendement isentropique du compresseur est défini comme étant le rapport entre le travail isentropique et le travail réel du compresseur, il s'écrit comme suit :

$$\eta_C = \frac{h_{2s} - h_1}{h_2 - h_1}$$

Supposons que la chaleur spécifique est constante :

$$\eta_C = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} \quad (\text{III.15})$$

La puissance de compression sera :

$$P_C = \frac{\dot{m}_a (h_2 - h_1)}{\eta_C}$$

$$P_C = \dot{m}_a C_{p_a} (T_2 - T_1) \frac{1}{\eta_C} \quad (\text{III.16})$$

Rendement polytropique de la turbine :

$$\eta_T = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_{4s}}$$

Supposons que la chaleur spécifique est constante :

$$\eta_T = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4s}} \quad (\text{III.17})$$

La puissance de détente sera :

$$P_T = (\dot{m}_a + \dot{m}_C) (h_4 - h_3) \eta_T$$

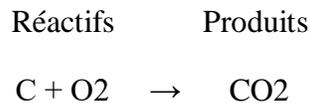
$$P_T = (\dot{m}_a + \dot{m}_C) C_{p_{\text{moy}}} (T_4 - T_3) \eta_T \quad (\text{III.18})$$

La puissance utile :

$$P_U = P_T - P_C \quad (\text{III.19})$$

III.3. Etude de la combustion :

Le processus de combustion consiste en l'oxydation des constituants du combustible qui sont capables d'être oxydés et peuvent donc être représentés par une équation chimique. Au cours d'un processus de combustion, la masse de chaque élément reste la même. Ainsi, l'écriture d'équations chimiques et la résolution de problèmes concernant les quantités des différents constituants impliquent fondamentalement la conservation de la masse de chaque élément. [13]



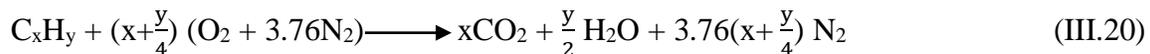
Il y a deux types de combustion :

- Combustion complète.
- Combustion non complète.

III.3.1. Combustion complète (stœchiométrique) :

Le mot stœchiométrie est dérivé du Grec "stoicheion", qui signifie élément. La plupart des processus de combustion pratiques se produisent lorsqu'un combustible fossile dérivé du pétrole brûle avec l'oxydant, l'air. La majorité de ces combustibles contient les éléments suivants : carbone, hydrogène, oxygène, azote et soufre. L'objectif de la stœchiométrie est de déterminer exactement la quantité d'air à utiliser pour oxyder complètement le combustible en produits dioxyde de carbone, vapeur d'eau, azote et dioxyde de soufre. Cela n'implique pas que la combustion soit nécessairement complète dans un dispositif pratique spécifique. Néanmoins, un mélange stœchiométrique correct de combustible et d'air est défini comme un mélange qui donnerait exactement les produits énumérés ci-dessus et qui n'a pas d'excès d'oxygène si la combustion était complète. [14]

L'équation de combustion stœchiométrique est donné par : [7]



Le coefficient stœchiométrique f_{stoch} est défini par :

$$f_{stoech} = x + \frac{y}{4} \quad (III.21)$$

La quantité d'air au-dessus de la quantité stœchiométrique s'appelle excès d'air. Il est également exprimé à l'aide du rapport d'équivalence ϕ_{eq} est défini par :

$$\phi_{eq} = \frac{FA_{act}}{FA_{stoech}} \quad (III.22)$$

Le rapport stœchiométrique carburant/air est défini par :

$$FA_{stoech} = \frac{M_c}{f_{stoech}(M_{O_2} + 3.76M_{N_2})} \quad (III.23)$$

Le rapport réel carburant/air est défini par :

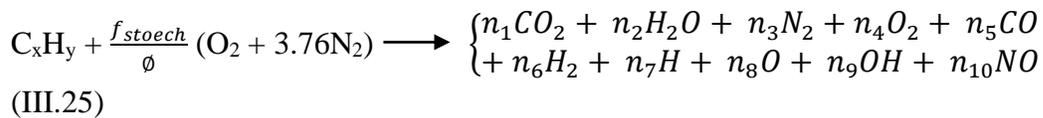
$$FA_{act} = \frac{\dot{m}_{cact}}{\dot{m}_{aact}} \quad (III.24)$$

III.3.2. Combustion non complète (non stœchiométriques) :

Les mélanges non stœchiométriques. Ayant considéré ci-dessus, la combustion complète des mélanges stœchiométriques, il faut maintenant décrire les mélanges pauvres et riches.

Les termes pauvre (ou faible) et riche sont utilisés lorsque, respectivement, le comburant et le combustible sont disponibles en excès par rapport à leurs proportions stœchiométriques. Il est possible d'avoir une combustion complète en CO₂ et H₂O avec un mélange pauvre, l'excès d'oxygène apparaissant du côté du produit de l'équation chimique. Il est cependant impossible d'obtenir une combustion complète d'un mélange riche. [14]

L'équation de combustion non complète est donné par : [7]



Et pour trouver les produits n_1 - n_{10} appliqué un bilan de conservation de masse.

- Si $\phi > 1$ on dit le mélange est un mélange riche.
- Si $\phi < 1$ on dit le mélange est un mélange pauvre.

III.4. Calcul thermodynamique de la turbine à gaz :

Nous étudions ci-dessous la turbine à gaz avec des caractéristiques suivant [15] :

- Température de l'air ambiant : $T_1 = 15 \text{ °C}$
- Pression de l'air ambiant $P_1 = 1.013 \text{ Bar}$
- Débit massique de l'air $\dot{m}_a(\text{air}) = 234000 \text{ kg/h} = 65 \text{ kg/s}$
- Taux de compression τ_c varié de 4 jusqu'à 28
- Rendement isentropique du compresseur $\eta_c = 0.8$
- Rendement isentropique de la turbine $\eta_T = 0.85$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{th} = 0.98$
- La capacité thermique de l'air $C_{p_a}(\text{air}) = 1004.5 \text{ J/kg.K}$
- La capacité thermique de méthane $C_{p_m}(\text{CH}_4) = 2187 \text{ J/kg.K}$
- La capacité thermique de kérosène $C_{p_k}(\text{C}_{10}\text{H}_{22}) = 1148 \text{ J/kg.K}$
- La capacité thermique de propane $C_{p_p}(\text{C}_3\text{H}_8) = 2116 \text{ J/kg.K}$

III.4.1. Calcul le pouvoir calorifique inférieur du carburant PCI :

Les pouvoirs calorifiques inférieurs d'un combustible c'est la chaleur libéré quand on brûlé 1 kg de carburant, l'eau contenue dans les produits de combustion se présente sous forme gazeuse. [16]

En peut calculer le PCI par la formule :

$$\Delta_r H = \sum \Delta H_f^\circ(\text{produits}) - \sum \Delta H_f^\circ(\text{réactifs}) \quad (\text{III.26})$$

$$\text{PCI} = \frac{|\Delta_r H| \times 1000}{M_c} \quad (\text{III.27})$$

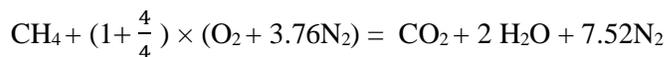
nom	chimique	état	ΔH_f° (kJ mol ⁻¹)
Méthane	CH ₄	Gaz	-74.89
Propane	C ₃ H ₈	Gaz	-103.872
Kérosène	C ₁₀ H ₂₂	Liquide	-250
Oxygène	O ₂	Gaz	0
Nitrogène	N ₂	Gaz	0
Gaz carbonique	CO ₂	Gaz	-393.616
l'eau	H ₂ O	Gaz	-241.818

Tableau (III.1) : les chaleurs de formation ΔH_f° [17]

Le PCI de méthane calculé par la méthode suivant :

D'après l'équation (III.20) :

L'équation de la combustion du méthane s'écrit comme suit:



Par l'équation (III.26) L'enthalpie de réaction est :

$$\Delta_r H = H_{\text{CO}_2} + 2H_{\text{H}_2\text{O}} + 7.52H_{\text{N}_2} - H_{\text{C}_10\text{H}_{22}}$$

$$\Delta_r H = 802.351 \text{ kJ /mol} = -191.95 \text{ kcal/mol}$$

Le pouvoir calorifique :

$$\text{PCI} = 11996.875 \text{ kcal/Kg} = 50.14 \text{ MJ/Kg}$$

Nom	PCI (MJ/kg)
C ₁₀ H ₂₂	44.69
CH ₄	50.14
C ₃ H ₈	46.45

Tableau (III.2) : le pouvoir calorifique inférieur PCI

III.4.2. Calcul de la température de fin de combustion (T3) :

Le méthane (la richesse = 1)

Pour calculer T3 il faut premièrement de calculer H₁ et H₂

Avec : $H_1 < |\Delta_r H| < H_2$ et $T_{H_1} < T_3 < T_{H_2}$

$H^* = \sum H^*(\text{réactifs})$

$H^* = H_{CO_2} + 2H_{H_2O} + 7.52H_{N_2}$

Par l'utilisation de tableau de l'enthalpie sensible si dessous, nous trouvons :

T [K]	Enthalpie sensible d'espèce gazeuse courante kcal.mol ⁻¹		
	H ₂ O	CO ₂	N ₂
1200	10.606	12.868	8.790
1300	11.665	14.225	9.602
1400	12.750	15.598	10.422
1500	13.862	16.987	11.251
1600	14.995	18.388	12.088
1700	16.153	19.801	12.930
1800	17.330	21.223	13.779
1900	18.525	22.654	14.632
2000	19.740	24.093	15.490
2100	20.968	25.539	16.351
2200	22.211	26.991	17.217
2300	23.469	28.468	18.085

Tableau (III.3) : Enthalpie sensible d'espèce gazeuse courante. [15]

$$H^* = 190.43 \text{ kcal mol}^{-1} = H_1 \quad \text{avec } T_{H_1} = 2100 \text{ K}$$

$$H^* = 200.88 \text{ kcal mol}^{-1} = H_2 \quad \text{avec } T_{H_2} = 2200 \text{ K}$$

$$\frac{H_2 - H_1}{T_2 - T_1} = \frac{H_2 - |\Delta_r H|}{T_2 - T_3}$$

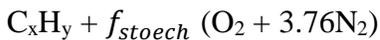
$$T_3 = 2114.54 \text{ K}$$

Le carburant	La richesse ϕ	T3 (k)
Kérosène C₁₀H₂₂	0.5	1279.52
	0.7	1676.96
	1	2200.73
	1.1	2092.25
Méthane CH₄	0.5	1241.55
	0.7	1624.29
	1	2114.54
	1.1	2028.31
Propane C₃H₈	0.5	1273.22
	0.7	1667.08
	1	2182.63
	1.1	2081.28

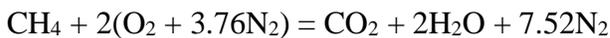
Tableau (III.4) : les températures de fin de combustion T_3

III.4.3. Calcule le débit massique de carburant en fonction de la richesse :

CH₄ (la richesse $r = 1$) :



$$\text{Avec } f_{stoech} = \left(x + \frac{y}{4}\right)$$



$$FA_{stoech} = \frac{M_C}{M_a}$$

$$M_{\text{Carbone}} = 12 \text{ g/mol} ; M_{\text{Oxygène}} = 16 \text{ g/mol} ; M_{\text{Hydrogène}} = 1 \text{ g/mol} ; M_{\text{Nitrogène}} = 14 \text{ g/mol}$$

$$FA_{stoech} = 0.0582$$

$$FA_{act} = \frac{\dot{m}_C}{\dot{m}_a}$$

D'après les équations (III.22) et (III.24)

$$\text{donc } \dot{m}_C = \dot{m}_a \times \phi \times FA_{\text{stoech}}$$

$$\dot{m}_C = 3.783 \text{ kg/s}$$

Le carburant	La richesse ϕ	$\dot{m}_C(\text{kg/s})$
Kérosène C₁₀H₂₂	0.5	1.0844
	0.7	2.1257
	1	4.3377
	1.1	5.2489
Méthane CH₄	0.5	0.94574
	0.7	1.8564
	1	3.783
	1.1	4.59745
Propane C₃H₈	0.5	1.0416
	0.7	2.0384
	1	4.1665
	1.1	5.0407

Tableau (III.5) : le débit massique de carburant

III.5. Calculs des performances de la turbine à gaz :

En faisant les calculs moyennant les équations précédentes avec les données du constructeur :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{CH}_4 \\ \phi = 1 \\ T_1 = 288,15 \text{ K} \\ P_{\text{atm}} = 1.013 \text{ bar} \end{array} \right.$$

- Pour $\tau_c = 4$

Les valeurs des paramètres thermodynamique des différents points du cycle sont données en suivant :

- Débit massique de l'air : $\dot{m}_a = 65 \text{ kg} \cdot \text{S}^{-1}$
- Débit du combustible : $\dot{m}_C = 3,783 \text{ kg} \cdot \text{S}^{-1}$
- Travail et puissance du Compresseur : $W_C = 140,66 \text{ kJ} \cdot \text{Kg}^{-1}$, $P_C = 9,143 \text{ MW}$
- Travail et puissance de la Turbine : $W_T = 658,22 \text{ kJ} \cdot \text{Kg}^{-1}$, $P_T = 45,274 \text{ MW}$
- Puissance utile : $P_U = 36,113 \text{ MW}$

- Consommation spécifique : $C_{sc} = 376,92 \text{ gr.KWh}^{-1}$
 - Rendement global : $\eta_g = 23,48 \%$
- **Pour $\tau_c = 8$**

Les valeurs des paramètres thermodynamique des différents points du cycle sont données en suivant :

- Débit massique de l'air : $\dot{m}_a = 65 \text{ kg. S}^{-1}$
- Débit du combustible : $\dot{m}_c = 3,783 \text{ kg. S}^{-1}$
- Travail et puissance du Compresseur : $W_c = 234,87 \text{ kj.Kg}^{-1}$, $P_c = 15,26 \text{ MW}$
- Travail et puissance de la Turbine : $W_T = 911,56 \text{ kj.Kg}^{-1}$, $P_T = 62,7 \text{ MW}$
- Puissance utile : $P_U = 47,43 \text{ MW}$
- Consommation spécifique : $C_{sc} = 287,11 \text{ gr.KWh}^{-1}$
- Rendement global : $\eta_g = 30,91 \%$

Remarque :

Tout les calculs se fait de même méthode pour les 3 carburant qui nous choisissons et pour les déférentes richesses.

III.6. Etude paramétrique des performances de la turbine à gaz :

Les calculs précédents ont permis de comprendre l'impact de certains paramètres (comme le taux de compression) sur les performances de la turbine à gaz. Il est vrai que les résultats obtenus par calcul manuel peuvent être utilisés pour dériver le degré d'influence de ces paramètres, mais ils restent ponctuels et limités de $\tau_c=4$ jusqu'à $\tau_c=28$.

Il serait plus judicieux de donner à cette étude une dimension plus globale et généralisable et ce en étudiant l'effet d'autres paramètres de contrôle ainsi qu'en élargissant, d'avantage, les gammes de variations de ces paramètres.

Le but de cette étude est d'examiner l'influence de paramètres tels que la température ambiante, le taux de compression des compresseurs et la température de sortie de la chambre de combustion sur les performances des turbines à gaz, en particulier le travail, la puissance utile, le rendement global et la consommation unitaire des compresseurs et turbines, avec un plus large éventail de changements. Évidemment, il est presque

impossible d'effectuer des calculs manuellement comme avant, donc un programme de calcul doit être établi.

III.6.1. Description du programme de calcul :

L'équation décrivant le cycle thermique d'une turbine à gaz a été compilée dans **Excel (les calculs)** est **Matlab (les graphes)**. La recherche sur l'influence des paramètres de contrôle (taux de compression, température ambiante, température de sortie de la chambre de combustion, etc.) est réalisée en modifiant la valeur de ce paramètre dans une plage très précise selon des pas fixes.

III.6.2. Résultats :

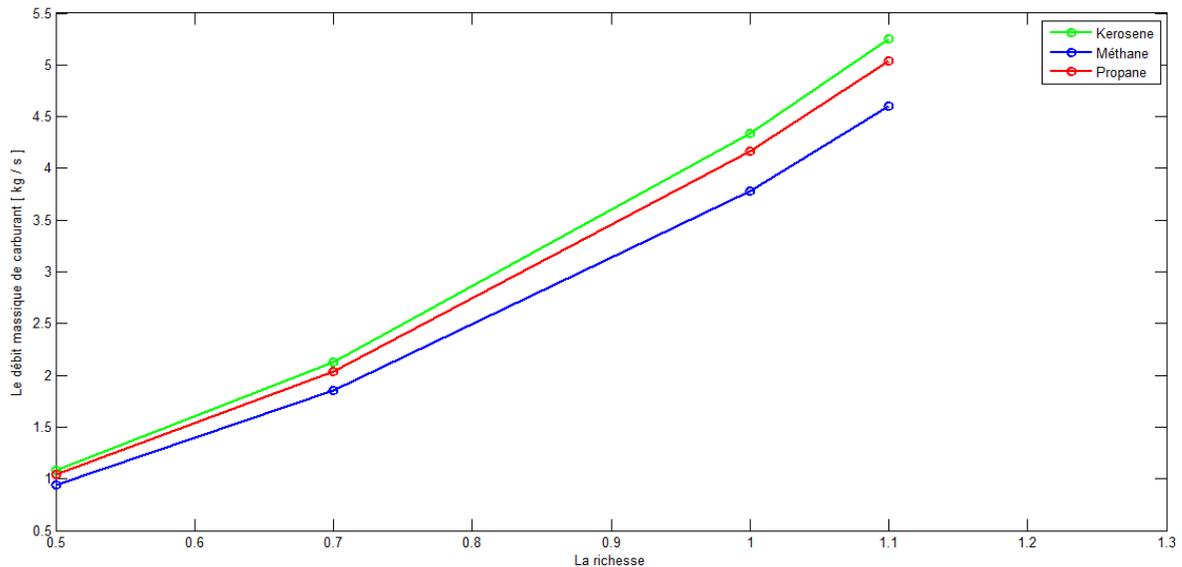


Figure (III.3) : le débit massique du carburant en fonction de la richesse.

La figure III.3 représente la variation du débit massique de carburant en fonction de la richesse. On constate à travers cette figure que le débit massique traversant le circuit de la turbine à gaz est affecté par la valeur de la richesse.

On constate une relation de corrélation directe entre le débit massique de carburant et la richesse.

La diminution de la richesse conduit à la diminution de la masse volumique de carburant et par conséquent à la diminution du débit massique pour une valeur fixe du débit volumique.

Cette évolution aura un impact sur la valeur des puissances générées ou consommées et par conséquent sur la valeur du rendement global de l'installation.

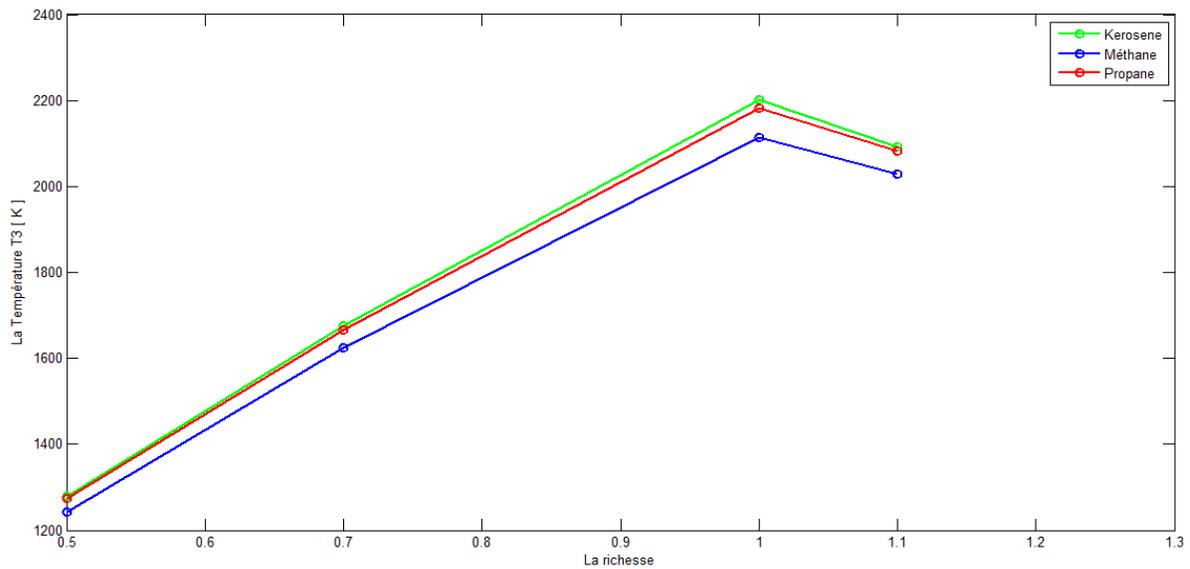


Figure (III.4) : les températures de fin de combustion en fonction de la richesse.

La figure III.4 représente la variation de la température sortie de la chambre de combustion T_3 en fonction de la richesse.

On constate à travers cette figure que la Température T_3 augmente avec l'augmentation de la richesse jusqu'à un point critique $\phi=1$, où il atteint son maximum puis commence à diminuer.

On constate une relation de corrélation directe entre la température T_3 et la richesse si $\phi < 1$ est une relation d'inversement proportionnelle si $\phi > 1$.

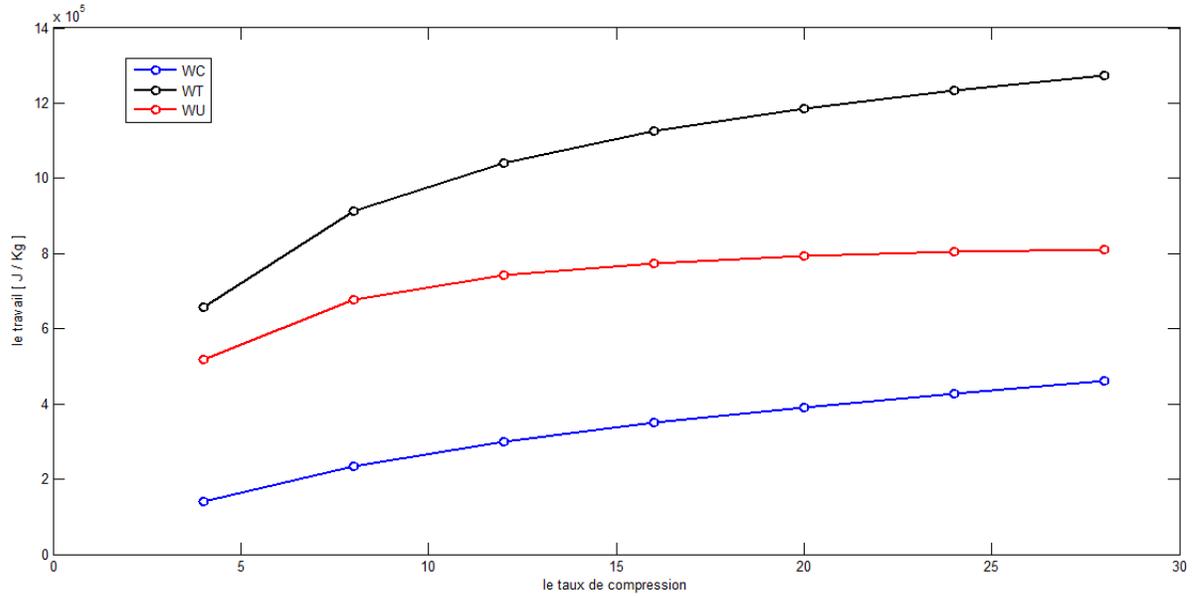


Figure (III.5) : variation de travail en fonction de taux de compression.

La figure III.5 représente la variation de travail de compression, de détente, et utile.

On peut voir que le travail augmente avec l'augmentation du coefficient de pression mais à un rythme différent. Puisque le travail de détente augmente plus rapidement que le travail de compression, cela signifie une augmentation du travail utile.

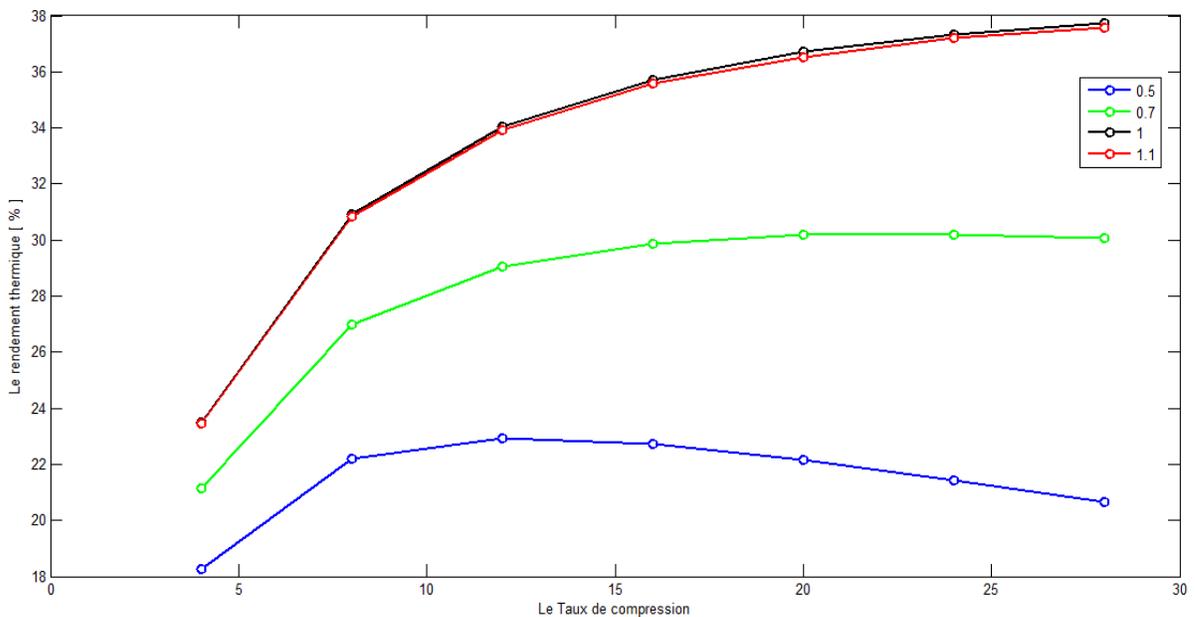


Figure (III.6) : variation de rendement thermique global en fonction de taux de compression.

La variation du rendement thermique global avec le taux de compression pour différentes valeurs de la richesse ce qui signifie aussi la température entrée turbine (T3) est illustrée sur la figure III.6. Les résultats montrent clairement que le rendement global est étroitement influencé par la température T3, l'augmentation de cette dernière conduit à une augmentation du rendement thermique global.

Pour une valeur donnée de T3, l'augmentation du taux de compression conduit à une augmentation du rendement global jusqu'à une certaine valeur à partir de laquelle la tendance baissière commence à apparaître. Il existe une valeur optimale du taux de compression qui augmente avec l'augmentation de la température T3.

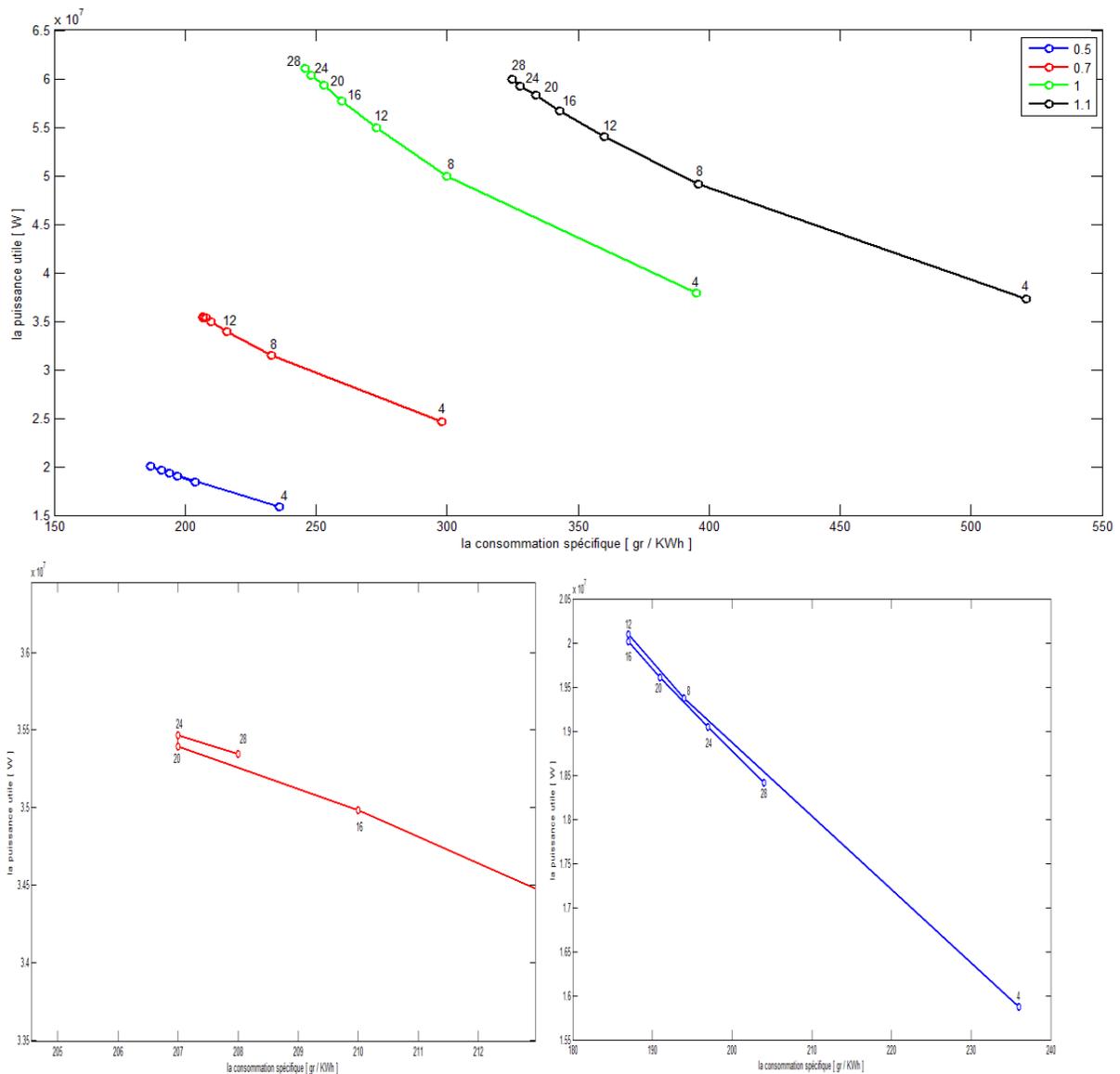


Figure (III.7) : La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour le propane.

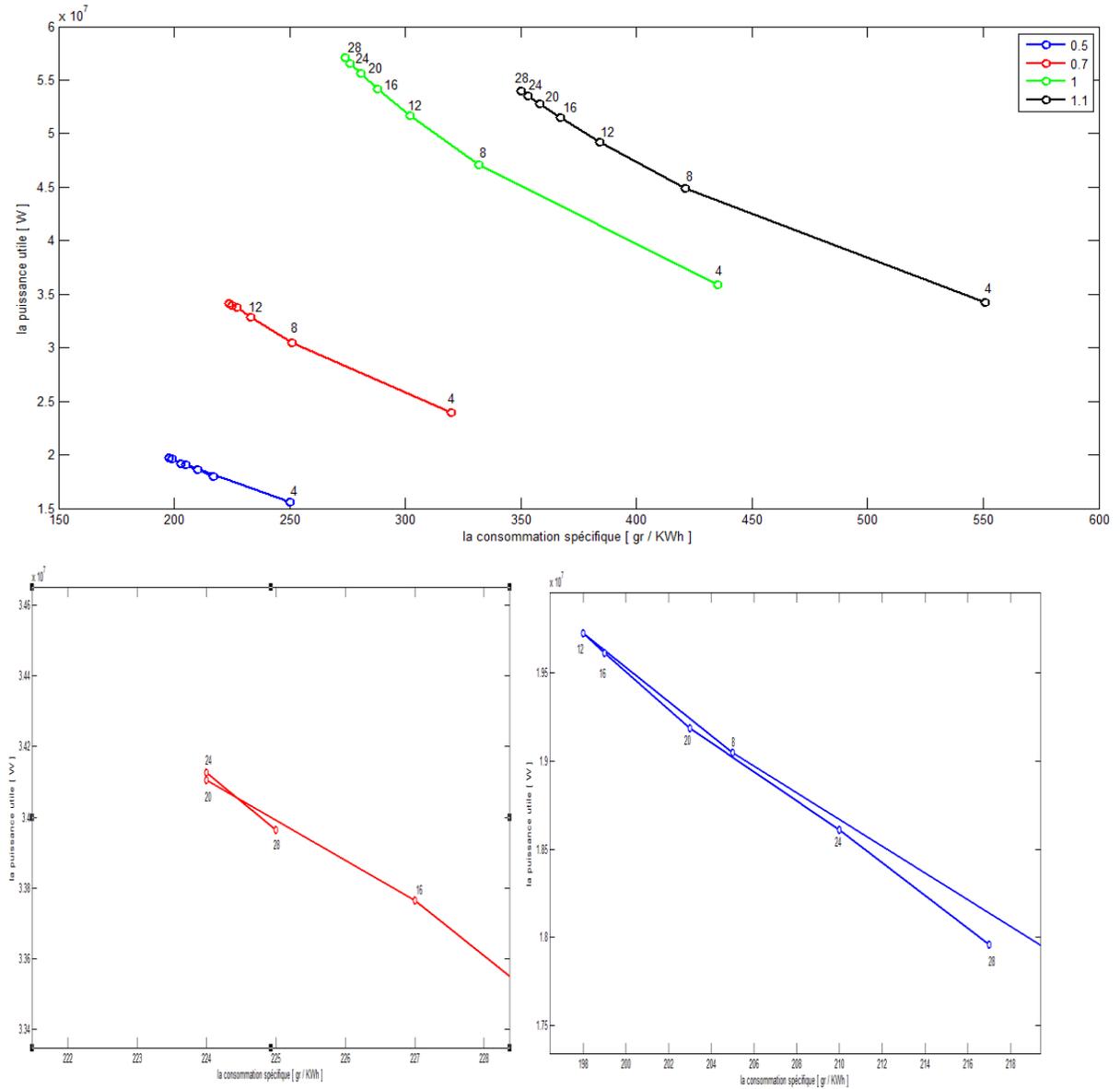


Figure (III.8) : La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour le kérosène.

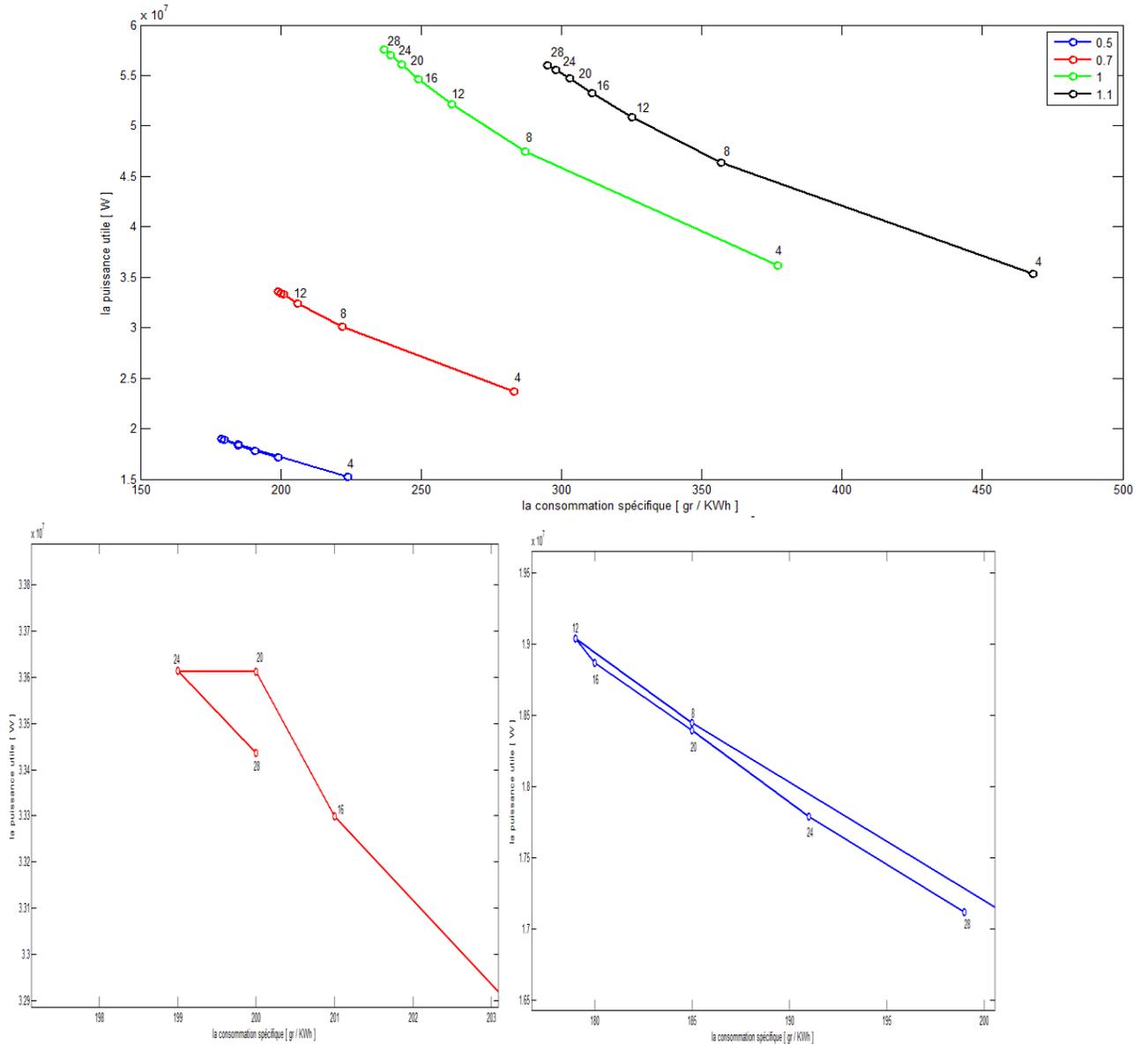


Figure (III.9) : La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour le méthane.

La variation de la puissance utile en fonction de la consommation spécifique pour différentes valeurs de la richesse (température entrée turbine T3) pour les trois gaz utilisés (propane, kérosène, méthane) et taux de compression, est présentée sur Les figures (III.7), (III.8) et (III.9).

La consommation spécifique, définie comme étant le rapport entre le débit du combustible et la puissance utile, est un paramètre d'une importance capitale qui peut nous renseigner sur les performances d'un cycle thermodynamique d'une turbine à gaz.

Cette étude a été réalisée sur 4 richesses, et le rapport de pression variait de 4 à 28.

On note que les meilleures performances de la turbine à gaz qui se trouvent dans la richesse $\phi=1$ et $\phi=1.1$ être à un rapport de pression de $\tau_c = 28$.

dans la richesse $\phi=0,5$ et $\phi=0,7$, on constate une augmentation des performances jusqu'à ce qu'elle atteigne un point critique $\tau_c=12$ et $\tau_c =24$ respectivement, puis commencent à diminuer.

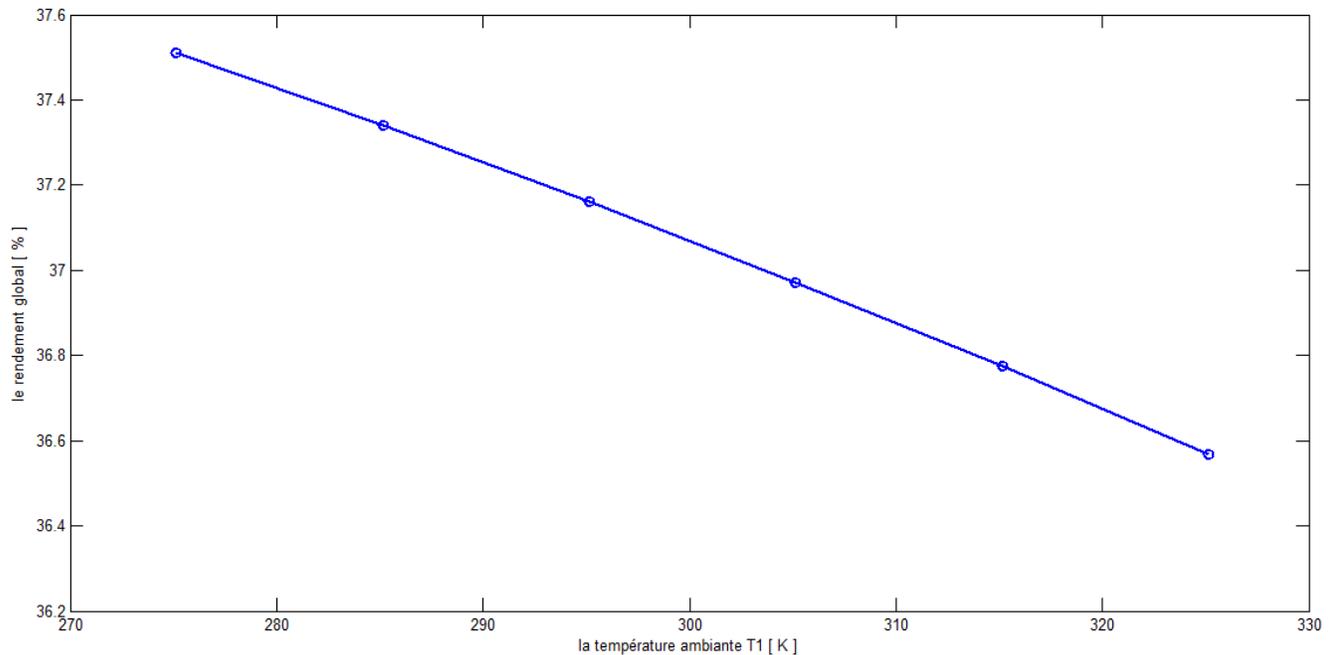


Figure (III.10) : La variation de rendement global en fonction de la température ambiante.

La variation du rendement thermique global en fonction de la température ambiante est représentée sur la figure III.10. On constate que l'augmentation de la température ambiante conduit à la diminution du rendement thermique global.

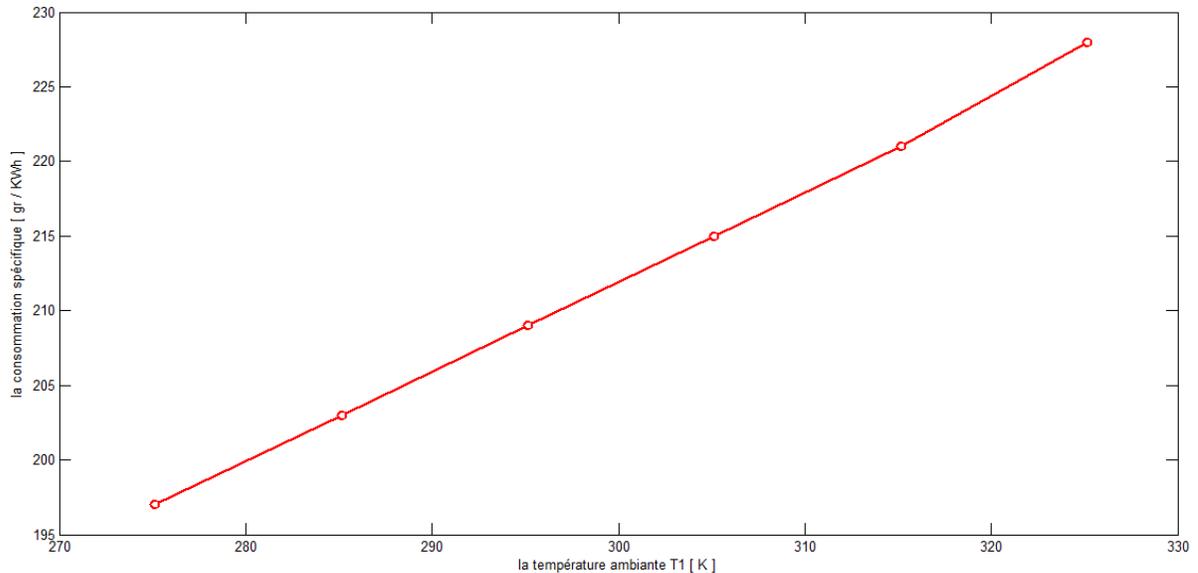


Figure (III.11) : La variation de la consommation spécifique en fonction de la température ambiante.

On constate que l'augmentation de la température ambiante entraîne une augmentation de la consommation de carburant. Une relation directe entre la température ambiante et la valeur de consommation spécifique.

III.7. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons détaillé les différentes équations modélisant le cycle thermodynamique d'une turbine à gaz. Des calculs du cycle thermodynamique ont été effectués en utilisant les conditions théoriques du constructeur par l'utilisation de trois carburants différents, et une comparaison quantitative a été élaborée entre les trois carburants. Enfin une étude paramétrique, moyennant un code de calcul sous Matlab et l'Excel, a été réalisée, où l'effet des différents paramètres de contrôle sur les performances thermodynamiques de turbine à gaz, a été présenté.

A travers les résultats et les courbes, nous constatons que la turbine à gaz atteint ses meilleures performances à $Q = 1$, tandis que pour les carburants, le gaz propane C_3H_8 atteint les meilleurs résultats.

carburant	La richesse ϕ	Le taux de compression τ_c	La puissance utile W_u (MW)	La consommation spécifique C_s (gr / KWh)
Propane	1	28	Plus de 60	Moin de 250
Methane	1	28	Plus de 55	Moin de 250
kérosene	1	28	Plus de 55	Moin de 300

Tableau (III.6) : Tableau représente les meilleurs performances pour les 3 carburant choisissés.

Conclusion générale :

Les turbines à gaz sont utilisées partout dans le monde pour produire de l'électricité, dans les centrales thermiques et dans l'industrie des hydrocarbures pour entraîner des pompes à fluide et des compresseurs, dans différentes zones géographiques et différentes conditions climatiques, et ces turbines sont soumises à plusieurs facteurs qui affectent leurs performances, y compris la température ambiante, le rapport de pression et l'interaction de la valeur de richesse.

Le cycle de la turbine à gaz est si flexible que ses performances peuvent être améliorées en ajoutant ou en modifiant certains composants supplémentaires à l'installation. Ces dernières années, de nombreuses recherches ont été menées dans ce domaine, notamment en expérimentant plusieurs types de carburants différents, sa valeur de richesse, ...etc.

L'objectif principal de ces investigations était d'augmenter le rendement thermique des turbines à gaz.

Dans cette étude, nous avons essayé de discuter en détail la mention de ces facteurs d'influence et leur impact sur les performances de la turbine.

Nous avons divisé cette étude en trois parties :

La première partie des travaux comprenait un aperçu historique de la turbine à gaz et de ses étapes de développement, une définition simple de la turbine à gaz, ses types, son principe de fonctionnement et son importance.

La deuxième partie de l'étude comprenait les pièces de turbine à gaz en détail, les Compresseurs, les turbines, et les chambres du combustion, (Types et mécanisme d'action).

La troisième partie de l'étude nous a permis d'étudier l'effet du changement de combustible et la valeur de l'enrichissement sur les performances de la turbine. Avec pour effet de changer la température ambiante et le rapport de pression.

Au final, nous avons atteint des résultats qui restent limités en raison du périmètre limité sur lequel nous avons travaillé.

Bibliographies

- [1] : Gas Turbine Engineering - Applications, Cycles and Characteristics - Richard T. C. HARMAN - Senior Lecturer, Department of Mechanical Engineering, University of Canterbury, Christchurch, New Zealand
- [2] : Cours de Formation-Centrale de Récupération la chaleur Résiduelle « Skikda » .ppsx
- [3] : SHARIKAT KAHRABA SKIKDA, Notion de Base de cycle combine et vue d'ensemble de l'installation- phase II , Révision
- [4] : Advantages and Disadvantages - Schneider Electric University
- [5] : Gas Turbine Performance - Second Edition – (Philip P. Walsh - BSc, FRAeS, CEng Head of Performance and Engine Systems Rolls-Royce plc) – (Paul Fletcher - MA (Oxon), MRAeS, CEng Manager, Prelim Design Energy Business Rolls-Royce plc)
- [6] : Gas Turbine Engineering Handbook, Third Edition by Meherwan P Boyce Fellow American Society of Mechanical Engineers (ASME USA) and Fellow The Institute of Diesel and Gas Turbine Engineers (IDGTE (z-lib.org))
- [7] : Abdallah BOUAM, 2008, “Amélioration des performances des turbines à gaz utilisées dans l'industrie des hydrocarbures par l'injection de vapeur d'eau ”, Thèse doctorat.
- [8] : Power Plant Engineering – Dr. S .Suyambazhahan - M.E., Ph.D. (IITM) Principal, S.A. Engineering College Avadi-Poonamallee High Road, Veeraraghavapuram, Thiruverkadu Post Chennai, Tamilnadu.
- [9] : Basic Gas Turbine - M Usman Siddiqui Pak Aviation Training Center 1/21/2016 - Aircraft Familiarization Course.
- [10] : Cours de turbomachine – Xavier Ottavy (CNRS – Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique UMR 5509 - ECL)
- [11] : The Jet Engine - Rolls-Royce plc 1986 - Fifth edition
- [12] : Cycles thermodynamiques des machines thermiques – Eric Goncalvès da Silva, Jean-Paul Thibault – Engineering school. Institut polytechnique de Grenoble, 2008.
- [13] : Fundamentals of Thermodynamics – Claus Borgnakke Richard E. Sonntag – University of Michigan.
- [14] : FUNDAMENTALS AND TECHNOLOGY OF COMBUSTION – FAWZY EL-MAHALLAWY – SAAD EL-DIN HABIK – Faculty of Engineering, Cairo University, Egypt –Faculty of Engineering of Port-Said, Suez Canal University, Egypt.
- [15] : polycopié de cours “dynamique des gaz et Propulsion “ – Pr. A.BOUNIF, CU.Relizane, 2016.

[16] : Validation des méthodes de mesures des caractéristiques des combustibles bois déchiquetés – ADEME Critt Bois – Fibois – Agence de l'environnement et de la Maitrise de l'Energie – Mars 2002.

[17] : Claude Paillard – Ecole de Combustion 2004 – 9-15 mai 2004, La Vieille Perrotine, CAES du CNRS, Oléron © 2004 CNRS (LCD, UPR 9028) et Groupement Français de Combustion.