

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي جامعة باجي مختار عنابة



BADJI MOKHTAR ANNABA-UNIVERSITY  
UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR  
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

## MEMOIRE

PRESENTE EN VUE DE L'OBTENTION DU DEPLOMR DE MASTER

## INTITULE

**Etude des Performances de la Turbine à Gaz MS6001-b  
à 40 MW Port II Annaba**

DOMAINE : SCIENCES ET TECHNIQUE

FILIERE : GENIE MECANIQUE

SPECIALITE : ENERGITIQUE ET ENVIRONNEMENT

PRESENTE PAR :DRIS HICHEM

DIRECTEUR DE MEMOIRE : BABARI. S

DEVANT LE GURY

PRESIDENT : - MZAD.H Pr U. Annaba

EXAMINATEURS : - Mr. Djemili. A

- Mr. Azzoz. S

Encadreur : - Mr. Babari .s

Année Universitaire 2013/2014

# Remerciements

بِسْمِ اللَّهِ وَصَلَاةٍ وَسَلَامٍ عَلَى رَسُولِ اللَّهِ

*En premier lieu nous tenons à remercier notre DIEU qui nous à donné la force pour accomplir ce travail.*

*Je voudrais bien remercier mon Encadreur Mr. Babari.S qui m'a fait l'honneur d'avoir proposé, accepté ce mémoire fin d'étude.et mes deux Parrains de stage Mr. Bicha. Y et Mr. Amiar.A qui mon beaucoup aide dans ce mémoire.*

*Me sincères respectueux remerciements vont également au Mr.Mzad.H, professeur ' l'université d'Annaba pour être le président du jury.*

*J'aimerais également remercier le chef du département Mr.Haouem.A, pour son aide pendant toute cette formation.*

*Je remercie les membres du jury d'avoir leur collaboration pendant l'examen aussi de leur participation à mon jury de mémoire.*

*Un grand remerciement pour tous mes collègues de la promotion ainsi pour le département génie mécanique.*

*Mes derniers remerciements s'adressent particulièrement mes parents qui m'ont toujours aidé, soutenu et encouragé au cours de mes études et, bien évidemment, de cet mémoire qui sans leur soutien n'aurait pu être réalisée.*

*Hichem Dris.*

## Résumé

Les turbines à gaz ont connues une grande importance dans le domaine industriel notamment dans celui des hydrocarbures et production électricité. Une installation de turbine à gaz est conçue pour fonctionner dans des conditions thermodynamiques de température et de pression précisées par les standards ISO.

Malheureusement ces conditions ne sont pas toujours obtenues car elles varient d'un jour à un autre, d'une région à une autre (sud, nord), et d'un climat à un autre (climat humide, aride, sec, chaud, etc...).

Les performances de l'installation d'une turbine à gaz sont inversement proportionnelles à la température ambiante puisque plus la température ambiante diminue plus la masse d'air admise dans le compresseur augmente ce qui influe directement sur les performances.

A cet effet notre travail consiste à étudier la performance de la turbine à gaz 6001-b dans la centrale sonelgaz SPE de Annaba dans différents température ambiante été hiver a une pression constante.

Ainsi, l'exposé aborde des généralité et principe de fonctionnement des turbines a gaz avec des principes thermodynamique

Une étude générale de la turbine à gaz 6001-b de ces organes et leurs e de principe de fonctionnement avec sa courbe de démarrage détaillé.

On a relevé les données réelles de turbine à gaz 6001-b installée à la zone de production électrique SPE grâce à un stage pratique à SONELGAZ. PORT 2 ANNABA.

Pour la modélisation on à travailler à l'aide d'un logiciel appelé MATLAB.

Les résultats obtenus montrent que les performances de la turbine à gaz étudiée variée avec la température ambiante.

Présenté des différents systèmes d'amélioration de performance de la turbine a gaz par refroidissement en amont de compresseur.

## Introduction générale

Les turbines à gaz, ces machines thermiques qui servent à la conversion de l'énergie thermique en énergie mécanique (sur la base des transformations thermodynamiques) ont connu ces dernières années un développement important dans de nombreuses applications industrielles en particulier dans le domaine des hydrocarbures et les centrales thermiques.

En Algérie la production électrique utilise essentiellement les turbines à gaz pour produire l'électricité dans Les zones urbaines



La centrale d'Annaba est d'une puissance de 72 MW est constituée de 02 groupes turbines à gaz type MS6001b générale Electric, la centrale est de type cycle simple fonctionne au gaz naturel comme combustible principal et au gasoil comme combustible de secoure avec la possibilité de passage du combustible gaz au fuel en mode automatique et du fuel au gaz au mode manuelle la centrale est dotée de moyens technologiques lui permettant de fonctionner dans le respect des normes en matière de préservation de l'environnement .

Cette centrale s'inscrit dans le cadre d'un plan d'urgence initie par SONALGAZ et elle est destinée à reprendre aux impératifs suivants :

- Faire face a la demande d'urgente en énergie électrique de l'Est du pays ;
- Assurer la fiabilité et la continuité de la qualité de service ;
- Assure la sécurité de l'alimentation de la grande ville d'Annaba ;

Leur haute sensibilité à l'influence de la température de l'air ambiant qui varie considérablement entre le jour et la nuit, l'été et l'hiver, fait que le rendement thermique d'exploitation de ces machines se trouve affecté.

Généralement les turbines à gaz sont conçues à partir de conditions ambiantes bien précises (conditions ISO) à savoir une température ambiante de 15°C, une humidité relative de 60%, et une altitude de 0 mètre. Ce pendant, en exploitation ces conditions ne sont pas toujours réunies puisqu'elles dépendent des conditions météorologiques variables d'un jour à l'autre et d'une région à l'autre (climat sec, humide, aride, chaud). A cet effet, les performances de la même turbine à gaz ne sont pas constantes et varient au cours de l'année.

Ce travail concernera l'étude de l'effet de plusieurs paramètres tels que la température ambiante, la pression atmosphérique et l'humidité du climat sur la performance de turbines à gaz MS6001-b en effectuant des calculs et tracer des courbes.

. A cet effet, nous avons considéré la turbine à gaz GE MS6001-b utilisée dans l'industrie SPE dans la région d'Annaba port 2 comme machine d'application de notre étude.

Le présent travail est réparti en quatre chapitres :

- Généralité sur les turbines à gaz ;
- Description de la turbine à gaz MS6001b ;
- Les calculs de la performance de la turbine à gaz MS6001b ;
- Amélioration de l'efficacité d'une turbine à gaz par humidification de l'air d'admission ;

Titre	Page
<b>Chapitre I. Généralités sur le groupe thermique turbine à gaz</b>	
I.1 Introduction	1
I.2 Historique de la turbine à gaz	2
I.3 Description des Compositions d'une turbine à gaz	3
I.4 Principe de Fonctionnement	3
II.5 Evolution des gaz à travers les différents composants d'une turbine à gaz	5
I.6 Classification des turbines à gaz	6
I.6.1 Turbine à gaz à un seul arbre	6
I.6.2 Turbine à gaz à deux arbres	6
I.7 différents types de turbine à gaz	6
I.7.1 Turbines à gaz dérivées de l'aviation	6
I.7.2 Turbines à gaz industrielles	7
I.8 Principales utilisations	7
I.8.1 Production d'électricité	8
I.8.2 Pompes et compression	8
I.8.3 utilisation des turbines à gaz pour propulsion	8
I.9 Pollution	8
I.10 Cycle des turbines à gaz (Brayton)	8
I.10.1 Définition	8
I.10.2 Cycle théorique de Brayton	9
I.10.3 Cycle réel de Brayton	10
II.10.3 Etude du cycle (Cycle de Brayton)	11
I.12 Conclusion	13
<b>Chapitre II. Description et fonctionnement turbine à gaz MS6001-b</b>	
II.1 Généralités sur le groupe thermique Turbine à Gaz	14
II.2 Principe de fonctionnement de la turbine à gaz MS6001-b	15
II.3 Socle et support turbine de la turbine à gaz MS6001-b	17
II.3.1 Socle turbine	17
II.3.2 Support Turbine	17
II.3.3 Liaison Clavette de Guidage et BLOC-GUIDE	18
II.4 Section Compresseur de la turbine à gaz MS6001-b	18
II.4.1 Description	18
II.4.2 Rotor Compresseur	19
II.4.3 Stator Compresseur	19
II.5 Section Combustion de la turbine à gaz MS6001-b	24
II.5.1 Chambres de Combustion et Tubes d'interconnexion	25
II.5.2 Bougies d'allumage et Détecteurs de flamme	26
II.6 Section Turbine MS6001-b	29
II.6.1 Rotor Turbine	30
II.6.2 Aubages	31
II.6.3 Refroidissement Turbine	33
II.6.4 Stator Turbine	34
II.7 compartiment auxiliaire turbine 6001-b	36
II.7.1 Moteur de lancement	36
II.7.2 Convertisseur de couple	36
II.7.3 Système de virage	37
II.7.4 Réducteur des axillaires	37
II.8 Courbe de démarrage	38

<b>Chapitre III. Calcul des performances de la turbine à gaz MS6001-b</b>	
III.1 Problématique	41
III.2 Présentation de programme de calcul MATLAB 2009	41
III.3 Calcul et Résultat des performances turbine à gaz MS6001-b pour des différentes températures ambiante	42
III.4 L'influence de la variation de température ambiante sur la consommation spécifique et la quantité d'air consommé	51
III.5 Conclusion	
<b>Chapitre IV. Amélioration de l'efficacité d'une turbine à gaz par humidification de l'air d'admission</b>	
IV.1 Introduction :	52
IV.2 influence d'agent externe sur la performance de la turbine	52
IV.2.1 Effet de la température ambiante	52
IV.2.2 Effet de la pression atmosphérique	53
IV.3 Les Techniques de Refroidissement	53
IV.3.1 Refroidissement évaporatif	53
IV.3.2 Système de réfrigération mécanique	56
IV.3.3 Le refroidissement par stockage de l'énergie thermique	57
<b>Conclusion Générale</b>	60
<b>Annexe</b>	
Programme de calcul rendement d'une turbine à gaz	61

# Liste des Tableaux

<b>Chapitre III</b>		
<b>N° Tableau</b>	<b>Noms des Tableaux</b>	<b>Page</b>
Tableau III.1	Relever des Paramètres mesuré de la TG1 pour différentes températures ambiante et à la pression ambiante $P1 = 1.026$ bar.	42
Tableau III.2	Valeur de $\gamma$ et $C_p$ au Froid et au Chaud.	42
Tableau III.3	Résultats des calcule de performance TG1.	43
Tableau III.4	Variation de Travail compresseur de cycle réel par rapport à la température ambiante.	44
Tableau III.5	Variation de Quantité de Chaleur de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	45
Tableau III.6:	Variation de Travail Turbine de cycle réel par rapport à la température ambiante.	46
Tableau III.7	Variation de Travail Utile de cycle réel TG par rapport à la température ambiante	47
Tableau III.8	Variation de Rendement de cycle réel par rapport à la température ambiante.	48
Tableau III.9	Variation de Consommation Spécifique de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	49
Tableau III.10	Variation de Quantité d'air consommé de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	50

# Liste des figures

## Chapitre I

N° Figure	Noms des figures	Page
Figure I-1	Schémas d'une turbine à Gaz.	1
Figure I-2	Composition d'une turbine a gaz Simple	3
Figure I-3	Principaux organes Coupe longitudinale d'une turbine à gaz	4
Figure I-4	Evolution des gaz à travers les déférents composants d'une turbine à gaz	5
Figure I-5	Turbine à gaz à un seul arbre.	5
Figure I-6	turbine à gaz à deux arbres.	6
Figure I.7	Turbines aérodérivatives.	7
Figure I.8	Turbines industrielles.	7
Figure I.9	configuration de la turbine à gaze en cycle simple.	9
Figure I.10	Cycle théorique de Brayton.	10
Figure I.11	Cycle réel de Brayton.	10
Figure I.12	Cycle de Brayton pour une turbine à gaz	11
Figure I.13	Cycle thermodynamique de turbine à gaz (P-V) et (T-S).	11

## Chapitre II

Figure II.1	Turbine à Gaz MS6001-b.	14
Figure II.2	Les principaux organes d'une turbine à gaz.	15
Figure II.3	Schéma de passage des gaz dans la turbine cycle simple.	16
Figure II.4	Socle turbine.	17
Figure II.5	Support Turbine.	18
Figure II.6	Clavette de Guidage et BLOC-GUIDE.	18
Figure II.7	E.G.V et Stator Rotor.	19
Figure II.8	Section Compresseur de la turbine à gaz 6001-b.	19
Figure II.9	Rotor et Aubes du Compresseur.	20
Figure II.10	Stator Compresseur.	21
Figure II.11	Corps d'admission.	21
Figure II.12	I.G.V.	22
Figure II.13	Corps du compresseur.	22
Figure II.14	Corps d'échappement Compresseur.	23
Figure II.15	Aubage.	24
Figure II.16	Disposition du Système De Combustion.	25
Figure II.17	Les composants Chambres de Combustion.	26

# Liste des figures

Figure II.18	Bougies d'allumage.	26
Figure II.19	Détecteurs de flamme.	27
Figure II.20	Injecteurs de Combustible.	28
Figure II.21	Pièce de Transition.	28
Figure II.22	Vue générale de la Chambres de Combustion.	29
Figure II.23	Section Turbine.	30
Figure II.24	Rotor Turbine.	30
Figure II.25	Aubages turbine.	31
Figure II.26	Evolution de Percement ailettes.	32
Figure II.27	Principe de fonctionnement des aubes stator rotor.	32
Figure II.28	Schémas de refroidissement et étanchéités partie turbine	33
Figure III.29	Les trois étages Stator turbine.	34
Figure II.30	Segments et Diaphragme.	35
Figure II.31	Diffuseur.	35
Figure II.32	Moteur de lancement.	36
Figure II.33	Coupleur Hydraulique.	37
Figure II.34	La courbe de démarrage.	38

## Chapitre III

Figure III.1	Cycle thermodynamique d'une TG MS 6001-b « Cycle de Brayton ».	43
--------------	--	----

## Chapitre IV

Figure IV.1	Influence de la température sur la performance d'une turbine à gaz.	52
Figure IV.2	Représentation schématique d'une installation d'une turbine à gaz avec refroidissement de l'air de combustion.	53
Figure IV.3	Refroidisseur évaporatif	54
Figure IV.4	Refroidissement par pulvérisation d'eau.	55
Figure IV.5	Cycle d'une machine frigorifique par compression (à gauche composants - à droite cycle thermodynamique).	56
Figure IV.6	Refroidissement de l'air de combustion par machine à compression.	57
Figure IV.7	Systèmes de réfrigération mécanique avec stockage de glace.	58
Figure IV.8	Systèmes de réfrigération mécanique avec stockage d'eau froide.	58

# Liste des Courbes

<b>Chapitre III</b>		
<b>N° Courbe</b>	<b>Nom de la courbe</b>	<b>Page</b>
Courbe III.1	Variation de Travail compresseur de cycle réel par rapport à la température ambiante.	44
Courbe III.2	Variation de Quantité de Chaleur de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	45
Courbe III.3	Variation de Travail Turbine de cycle réel par rapport à la température ambiante.	46
Courbe III.4	Variation de Travail Utile de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	47
Courbe III.5	Variation de Rendement de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	48
Courbe III.6	Variation de Consommation Spécifique de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	49
Courbe III.7	Variation de Quantité d'air consommé de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.	50

## Les indices :

**ISO** : Internationale Condition Standard ;

**TG** : Turbine à Gaz ;

**1, 2, 3,4** : les différent point du cycle thermodynamique par les différents éléments turbine à gaz ;

**C** : Compresseur ;

**G** : Gaz ;

**Ch** : Chambre de combustion ;

**M** : Moteur de lancement ;

**Ec** : Echappement ;

**T** : Turbine ;

**A** : Alternateur ;

**E** : Air ;

**E.G.V** : Exit Guide Valve ;

**I.G.V** : Intel Guide Valve ;

**Atm** : Atmosphérique ;

## Liste des symboles :

<b>Variable</b>	<b>Désignation</b>	<b>Unité</b>
$C_p$	Chaleur spécifique massique à pression constante	[KJ/Kg° K]
$\gamma$	Exposant adiabatique	////////
$p$	Pression thermodynamique	[bar]
$\beta$	Rapport de compression	[bar]
$T$	Température absolue	[C°]
$\eta_m$	Rendement Mécanique	////////
$\eta_{cc}$	Rendement Chambre de Compression	////////
$\dot{m}$	Débit massique de combustible	[Kg/s]
$Q$	Quantité de Chaleur	[KJ/Kg]
$P$	La puissance de la turbine	[MW]
PCI	Pouvoir Calorifique Inferieur	[KJ/Kg]
$W_c$	Travail Compresseur	[KJ/Kg]
$W_t$	Travail Turbine	[KJ/Kg]
$W_u$	Travail Utile	[KJ/Kg]
$C_s$	La Consommation Spécifique	[KJ/KWh]
A	La quantité d'air consommé	[Kg d'air/Kg Combustible]

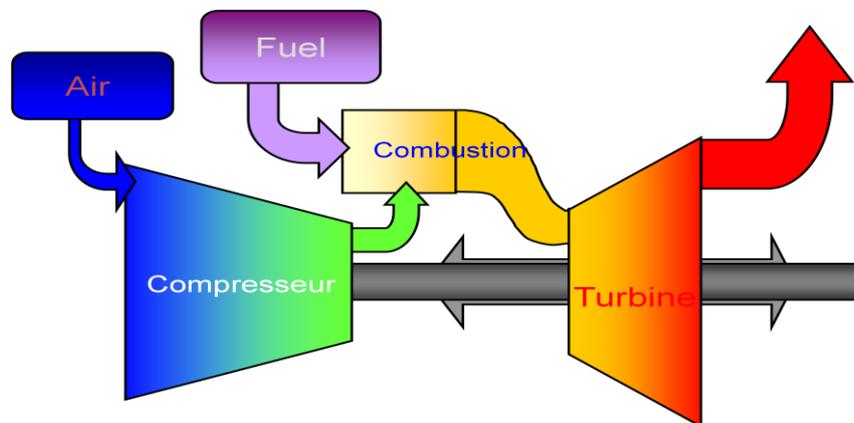


## I. Généralités sur le groupe thermique turbine à gaz

### I.1 Introduction :

Les turbines à gaz sont de plus en plus répandues de nos jours et couvrent de nombreux secteurs d'activités. On les trouve dans les lanceurs spatiaux, la production électrique...

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 sous la forme de la rotation d'un arbre, directement à partir de l'énergie cinétique des gaz produits par la combustion d'un hydrocarbure (fioul, gaz combustible...) qui subissent une détente dans une turbine. Le comburant, le plus souvent de l'air ambiant, est généralement comprimé avant de pénétrer dans la chambre de combustion, en utilisant un compresseur rotatif entraîné par le même arbre que la turbine.



**Figure I-1 : schémas d'une turbine à Gaz.**

Dans sa forme la plus simple et la plus répandue, cette Machine est composée de trois éléments :

- ❖ un compresseur, généralement centrifuge ou axial, qui sert à comprimer l'air Ambiant à une pression comprise entre 10 et 30 bars environ ;
- ❖ une chambre de combustion, dans laquelle un combustible injecté sous pression est brûlé avec l'air préalablement comprimé ;
- ❖ une turbine, généralement axiale, dans laquelle sont détendus les gaz à haute température sortant de la chambre de combustion. Une partie significative (60 à 70 %) du travail récupéré sur l'arbre de la turbine sert à entraîner le compresseur ;

## I.2 Historique de la turbine à gaz :

La machine à vapeur alternative, emblème de la première Révolution industrielle, fit naître des besoins en « *puissance motrice* » désormais indissociables de l'activité industrielle. Pour les installations sédentaires, elle céda progressivement sa place à la turbine hydraulique, dont les rendements étaient nettement supérieurs, même si une somme de perfectionnements en reculèrent encore les limites quelque temps.

Désormais, la « houille blanche » permit un développement industriel dans les zones qui disposaient de ressources hydrauliques, avec une utilisation soit directe sous forme d'énergie mécanique, comme pour l'industrie papetière, soit plus tard de façon indirecte avec la production d'électricité, en faisant tourner un alternateur.

En 1827 apparut la turbine hydraulique de Benoît Fourneyron à Pont-sur-l'Ognon. Uriah Boyden mit au point, en 1844, une turbine d'une puissance de 75 chevaux avec un rendement de 78 % et dès 1850 on avait atteint 700 chevaux. En 1882, Aristide Bergès employa des turbines à conduite forcée à Lancey, désormais l'utilisation des hautes chutes, l'emploi de l'acier pour les roues et les conduites d'eau, inauguraient une utilisation nouvelle et assura la production d'électricité. Ainsi de 1840 à 1890, les progrès des turbines permirent d'obtenir une puissance égale pour la moitié de la place occupée et le cinquième du prix. Les perfectionnements suivant visèrent à limiter la chute de rendement à ouverture partielle afin d'économiser l'eau. [1]

L'évolution vers la turbine à vapeur En 1884 Charles Parsons fut le premier à construire une turbine à vapeur, multicellulaire, de dix chevaux et qui tournait à 18 000 tours par minute. En 1890, le Suédois Carl Gustaf Patrik de Laval réalisa une turbine à vapeur, à un seul disque tournant à 30 000 tours par minute.

En 1896, Charles Gordon Curtis déposa un brevet pour une turbine à vapeur dont le principe est toujours utilisé pour la production d'électricité et dans la propulsion des navires. Il s'agit d'une turbine à action, à axe vertical, utilisant à la fois la pression de la vapeur, qui était bien à l'origine de la machine, mais aussi la détente, accroissant ainsi les rendements.

En 1901 fut mise au point la turbine multicellulaire d'Auguste Rateau. Ce dernier publia en 1900 un traité sur les turbomachines et devait aboutir au cours de la première guerre mondiale au turbocompresseur de suralimentation mû par les gaz d'échappement. En 1906, Henry Holzwarth mit au point la première turbine à gaz. [1]

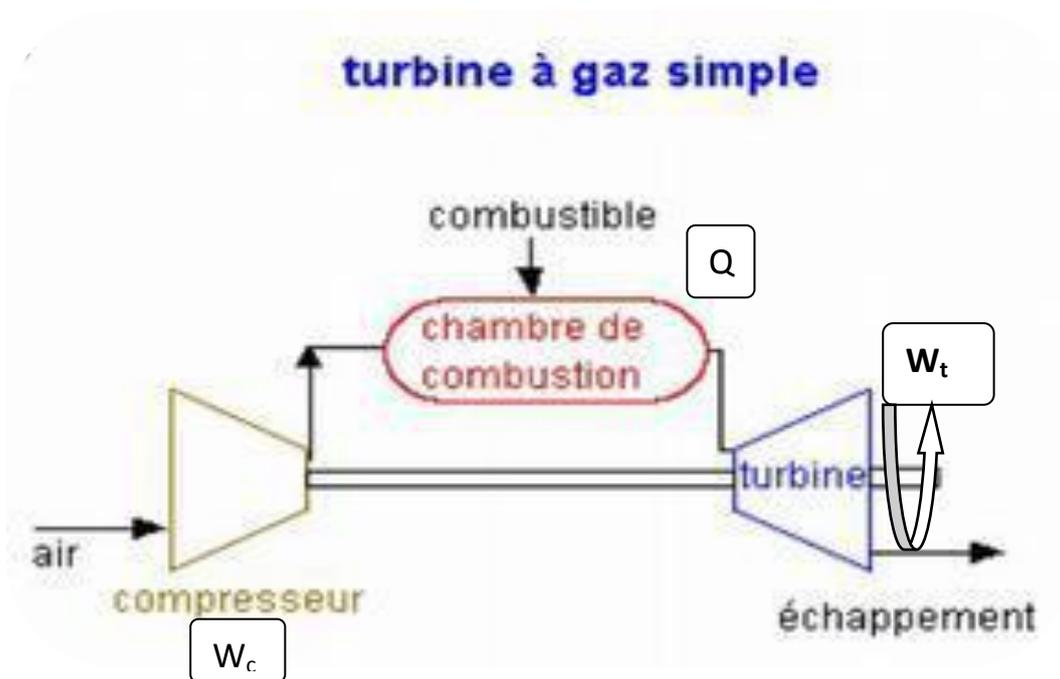
La compagnie General Electric a commencé sa division de turbine à gaz en 1903. Un ingénieur nommé Stanford Moss a conduit la majorité des projets. Son évolution la plus notable a été la suralimentation turbo. Cet élément était possible de construire les premières turbines à gaz fiables.

Dans les années 30, des britanniques et de nombreux Allemands conçurent des turbines à gaz pour la propulsion des avions. Les Allemands ont réussi à les utiliser dans la 2<sup>ème</sup> guerre mondiale.

### I.3 Description des Compositions d'une turbine à gaz :

Cette machine est composée de :

- ❖ Filtre d'entrée d'air.
- ❖ Compresseur.
- ❖ Chambre de combustion.
- ❖ Turbine de détente.
- ❖ Tuyère (system d'échappement).



**Figure I-2 :** Composition d'une turbine a gaz Simple.

### I.4 Principe de Fonctionnement :

Une turbine à gaz fonctionne de la façon suivante :

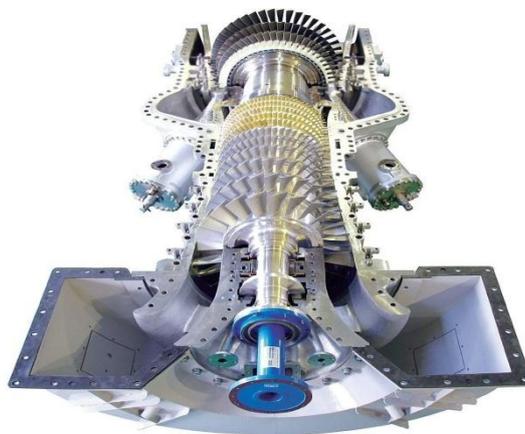
- ❖ Filtration l'air d'admission ;
- ❖ Le flux d'air est comprimé dans un compresseur (axial ou centrifuge) à une grand pression ;
- ❖ la combustion qui s'effectue dans la chambre de combustion par l'injection du combustible qui se mélange à l'air comprimé ;
- ❖ La turbine récupère une partie de l'énergie cinétique des gaz générés par la réaction et qui sortent de la chambre de combustion à pression et à température très élevées. Cette énergie cinétique est convertie en énergie mécanique, utilisée pour entretenir la rotation du compresseur et des

différents accessoires. Près de trois quarts de l'énergie tirée des produits de combustion est nécessaire pour alimenter le compresseur. [4]

❖ Elle décharge à l'atmosphère les gaz à basse pression et température résultant de la transformation

Et Pour la mise en route, on utilise un moteur de lancement qui joue le rôle de démarreur. Les conditions conception standard sont par convention classifiées comme des conditions ISO.

Un diffuseur très efficace en ligne à la sortie des gaz chauds avant de les envoyer à la cheminée ou à la chaudière de récupération. Cela permet également de diminuer fortement les problèmes d'alignement relatif de la turbine et de la charge entre l'état froid et l'état chaud du groupe. [5]

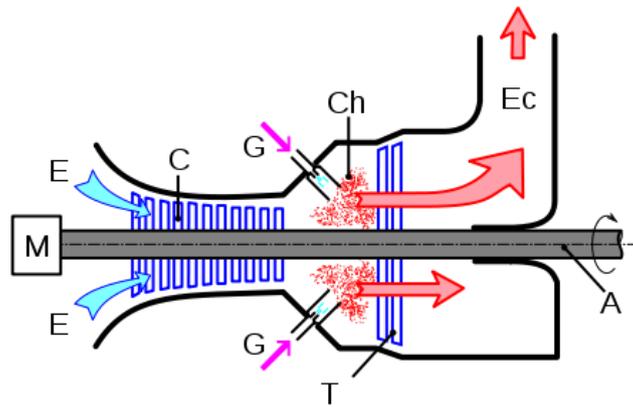


**Figure I-3 :** Principaux organes Coupe longitudinale d'une turbine à gaz.

## II.5 Evolution des gaz à travers les différents composants d'une turbine à gaz :

Le compresseur constitué d'un ensemble d'ailettes fixes (stator) et mobiles (rotor), comprime l'air extérieur, simplement filtré, jusqu'à 10 à 15 bars, voire 30 bars pour certains modèles. Du combustible (gazeux ou liquide pulvérisé), est injecté dans la chambre de combustion où il se mélange à l'air comprimé pour entretenir une combustion continue. Les gaz chauds se détendent en traversant la turbine, où l'énergie thermique et cinétique des gaz chauds est transformée en énergie mécanique. La turbine est constituée d'une ou plusieurs roues également munies d'ailettes précédées d'aubages fixes (directrices). Les gaz de combustion s'échappent par la cheminée à travers un diffuseur.

Le mouvement de rotation de la turbine est communiqué à l'arbre qui actionne d'une part le compresseur, d'autre part une charge qui n'est autre qu'un appareil (machine) récepteur (pompe, alternateur, compresseur...) accouplé à son extrémité et Pour la mise en route, on utilise un moteur de lancement qui joue le rôle de démarreur. [5]



**Figure I-4 :** Evolution des gaz à travers les différents composants d'une turbine à gaz.

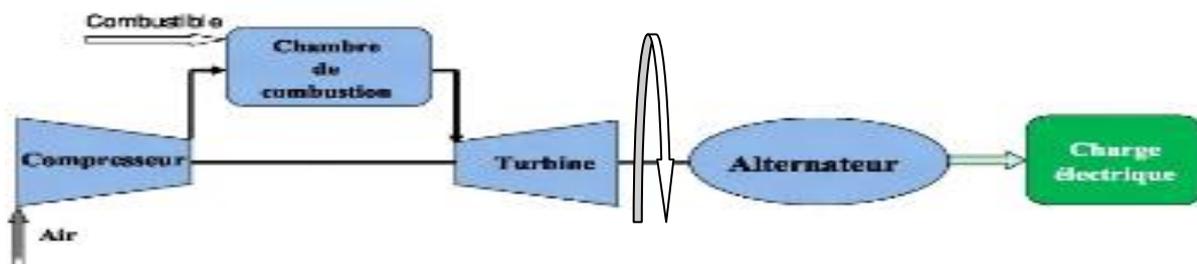
## I.6 Classification des turbines à gaz :

L'objectif pour lequel on utilise la turbine à gaz définit le type qu'on doit choisir. Dans l'industrie, on trouve :

- ❖ Turbine à gaz à un seul arbre.
- ❖ Turbine à gaz à deux arbres.

### I.6.1 Turbine à gaz à un seul arbre :

Le compresseur et la section de la turbine 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 un seul arbre 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. [6]

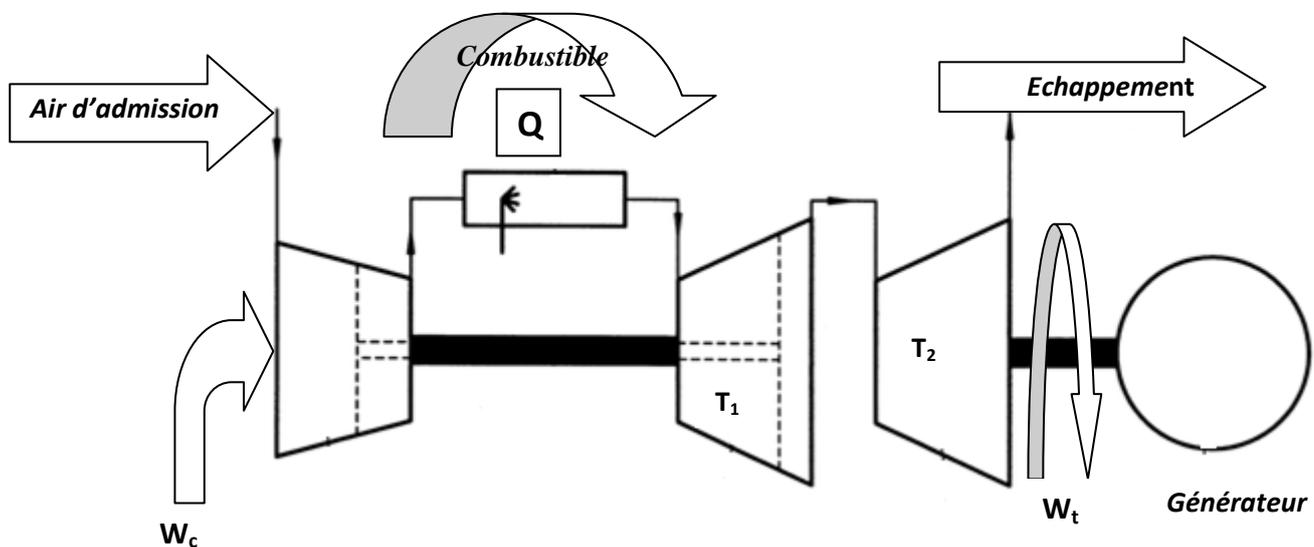


**Figure I-5 :** turbine à gaz à un seul arbre.

## I.6.2 Turbine à gaz à deux arbres :

Et dans les applications où la puissance est réglée en variant la vitesse de la machine conduite, on utilise normalement des turbines à gaz à deux arbres, dans ce cas la turbine est divisée en deux sections séparées mécaniquement :

- ❖ Une section à haute pression, qui fonctionne à vitesse constante dans une plage de puissances, et entraîne exclusivement un compresseur axial.
- ❖ Une section à basse pression liée à la machine conduite par l'intermédiaire d'un accouplement, Cette section peut changer sa vitesse de rotation indépendamment de la section turbine à haute pression. [6]



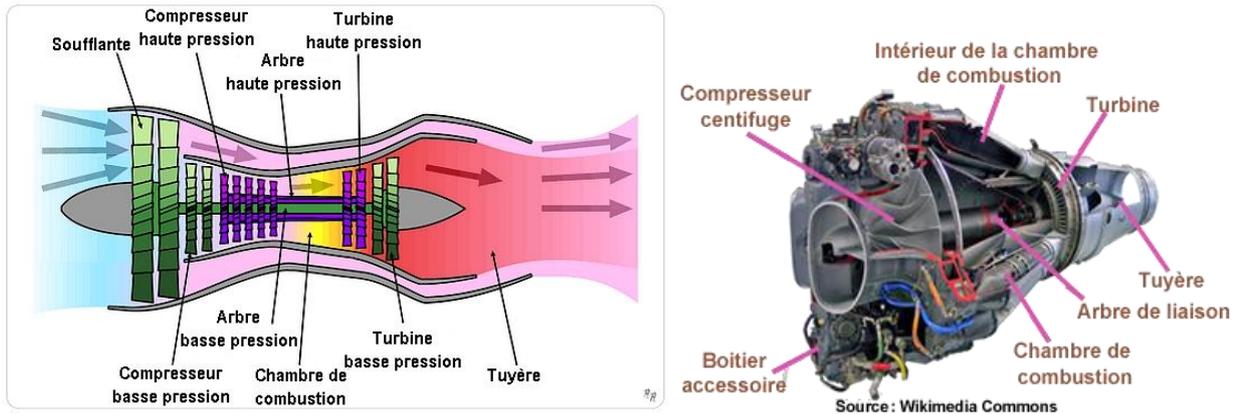
**Figure I-6 :** Turbine à gaz à deux arbres.

## I.7 différent types de turbine à gaz :

### I.7.1 Turbines à gaz dérivées de l'aviation :

Ces turbines à gaz ont été étudiées et construites pour la motorisation des appareils aéronautiques tels que les avions et les hélicoptères. Elles sont souvent dénommées aéroderivatives, nom Anglo-saxon passé dans les usages des spécialistes.

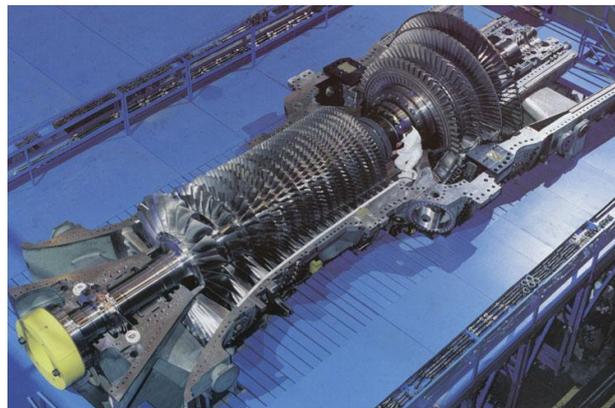
La conception de ces turbines est dominée par le souci de réduire le poids et les dimensions des composants du moteur et de ses auxiliaires, les performances requises étant alors atteintes grâce aux grandes vitesses de rotation. [3]



**Figure I.7** : Turbines aérodérivatives.

### I.7.2 Turbines à gaz industrielles :

Les turbines exclusivement industrielles sont des turbines à gaz étudiées et réalisées pour répondre, avec leurs auxiliaires directement entraînés, aux conditions de fiabilité et de durabilité normalement retenues dans l'industrie. [3]



**Figure I.8** : Turbines industrielles.

### I.8 Principales utilisation : [3]

Chaque cas d'application d'une turbine à gaz comprend un nombre important de paramètres de définition spécifique : type de combustible, durée de fonctionnement par an, températures extérieures extrême, montage, nuisances, etc. et elles doivent être personnalisées afin de répondre aux conditions d'exploitation envisagées.

### **I.8.1 Production d'électricité :**

Cette application est extrêmement courante : l'arbre de la turbine entraîne un réducteur dont l'arbre petite vitesse entraîne un alternateur. Le système mécanique est simple et peut être comparé à un groupe turboalternateur à vapeur.

Produire uniquement de l'électricité avec une turbine à gaz n'est intéressant que pour des conditions d'exploitation imposant ce système.

### **I.8.2 Pompage et compression :**

Dans tous les types d'application étudiés, il est tout à fait possible de remplacer l'alternateur entraîné par une pompe, par un compresseur ou une soufflante.

Le choix entre une turbine à un ou à deux arbres dépend du type de machine accouplé à la turbine et du mode d'exploitation envisagé.

### **I.8.3 utilisation des turbines à gaz pour propulsion :**

L'utilisation de la turbine à gaz dans l'aviation (avions, hélicoptères) est bien connue. Dans le domaine des transports civils et militaires, les turbines à gaz sont également utilisées pour la propulsion, car elles permettent d'obtenir de grandes puissances avec des poids et dimensions faibles par rapport à ceux des moteurs diesels.

## **I.9 Pollution :**

Des efforts importants ont été entrepris par les constructeurs pour limiter la pollution de l'air par les turbines à gaz, en particulier en réduisant les rejets d'oxyde d'azote ( $\text{NO}_x$ ). L'utilisation de gaz naturel permet une émission faible de dioxydes de soufre ( $\text{SO}_2$ ) et de monoxyde de carbone ( $\text{CO}$ ). Les modèles peu polluants sont sur tout installés par les pays développés tandis que les turbines à gaz de conception moins sophistiquée et de prix moins élevé sont préférées par les pays en voie de développement

## **I.10 Cycle thermodynamique des turbines a gaz (brayton) :**

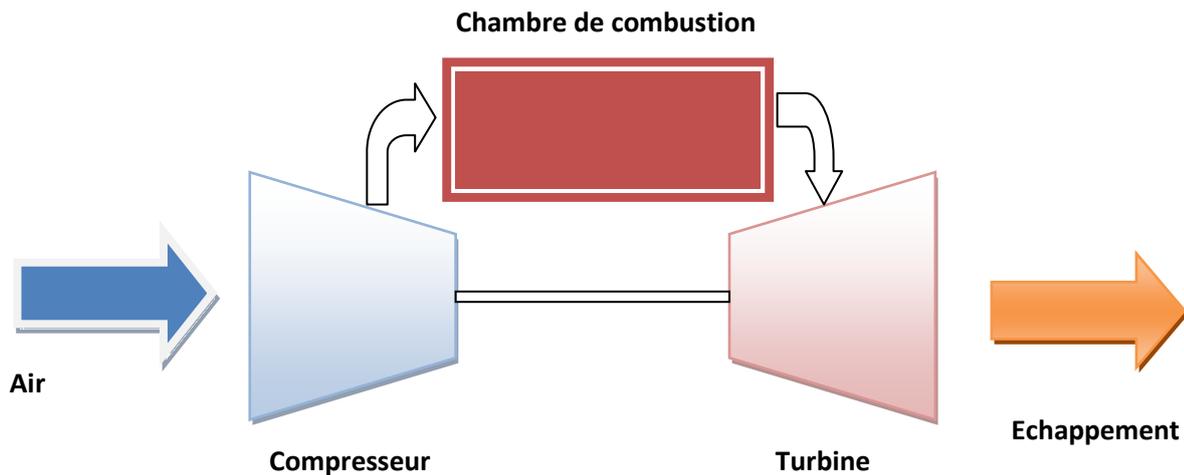
### **I.10.1 Définition :**

Le cycle de Brayton est un cycle thermodynamique à caloporteur gaz. Il tient son nom de l'ingénieur George Brayton (1830–1892) qui l'a développé, bien que son invention soit attribuée à Barber en 1791.

Le cycle de Brayton théorique est le cycle idéal correspondant à la turbine à gaz élémentaire. Il est principalement utilisé pour la production d'électricité. Il existe deux types de cycles de Brayton

selon qu'il soit ouvert, ou refermé sur l'atmosphère, utilisant une combustion interne ou fermé utilisant un échangeur de chaleur. C'est la première variante qui retiendra notre attention puisque c'est celle qui est utilisée dans les centrales électriques Turbines Gaz Vapeurs.

Le cycle est parcouru par un débit d'air (kg/s) aspiré de l'atmosphère, celui-ci est comprimé au moyen d'un compresseur. L'air comprimé est ensuite chauffé dans la chambre de combustion pour être détendu dans la turbine qui entraîne le compresseur et l'alternateur. Compresseur, turbine et alternateur sont donc sur un même arbre.



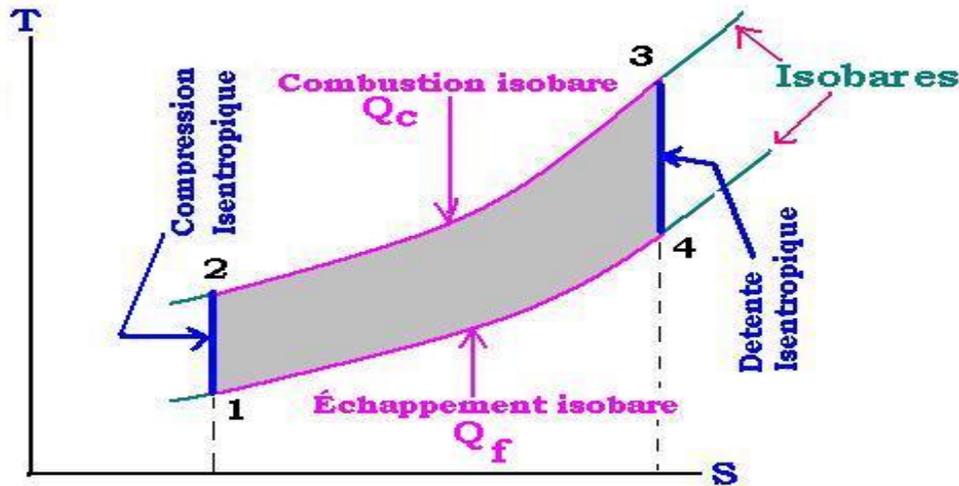
**Figure I.9 :** configuration de la turbine à gaze en cycle simple.

### I.10.2 Cycle théorique de Brayton :

Elle comporte un compresseur qui comprime l'air aspiré, une chambre de combustion pour augmenter la température du mélange air-carburant, la turbine qui recueille l'énergie du gaz comprimé et chauffé afin de fournir un travail mécanique, et enfin un système d'échappement qui rejette les gaz brûlés.

Une turbine à gaz est représentée par le diagramme de Brayton dans un diagramme TS.

- ❖ Le processus 1-2 représente la compression isentropique.
- ❖ Le processus 2-3 représente la combustion isobare.
- ❖ Le processus 3-4 représente la détente isentropique.
- ❖ Le processus 4-1 représente l'échappement isobare.



**Figure I.10 :** Cycle théorique de Brayton.

### I.10.3 Cycle réel de brayton :

Le cycle thermodynamique sur lequel toutes les turbines à gaz fonctionnent s'appelle le cycle de Brayton. La figure I.11 montre le diagramme classique, Température - Entropie (T-s) pour ce cycle.

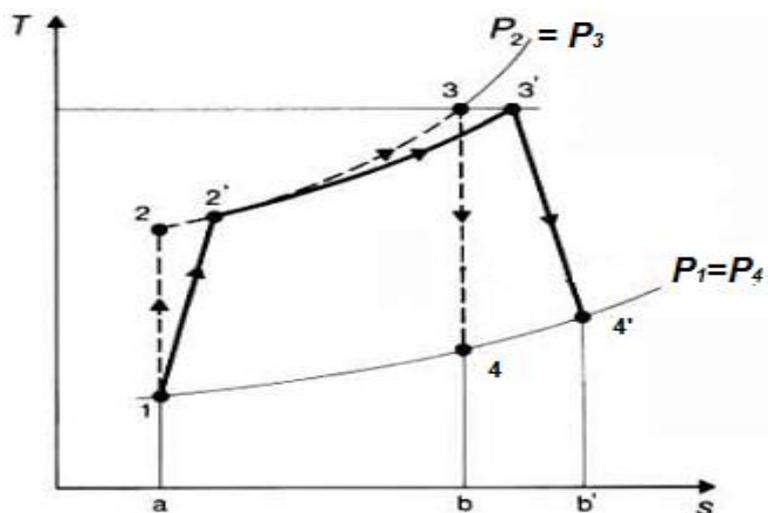
Chaque cycle de Brayton peut être caractérisé par deux paramètres significatifs:

- Le rapport de pression et la température de combustion.
- Le rapport de pression du cycle est la pression au point 2 (pression à la sortie du compresseur) divisée par la pression au point 1 (pression d'admission du compresseur).

Dans un cycle idéal, ce rapport de pression est également égal à la pression au point 3 divisé par la pression au point 4.

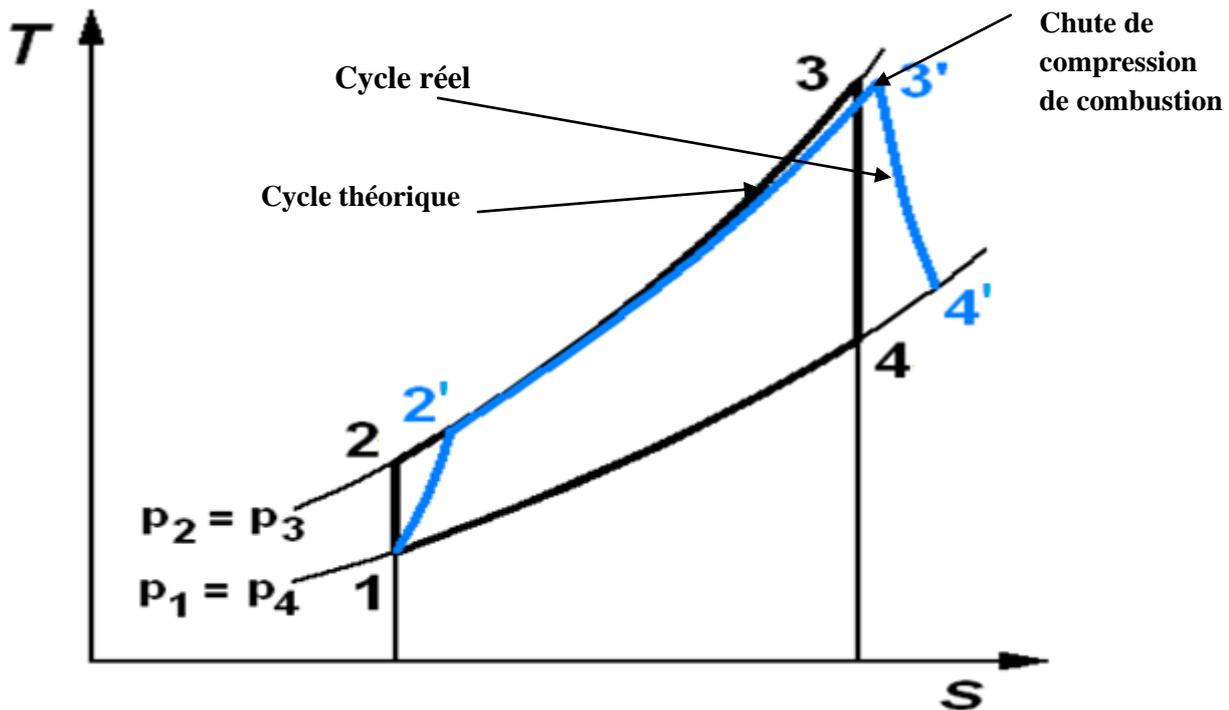
Cependant, dans un cycle réel il y a une certaine légère perte de pression dans le système de combustion et, par conséquent, la pression au point 3 est légèrement moins élevée qu'au point 2.

L'autre paramètre significatif, la température de la combustion, est considérée comme étant la température la plus élevée du cycle.

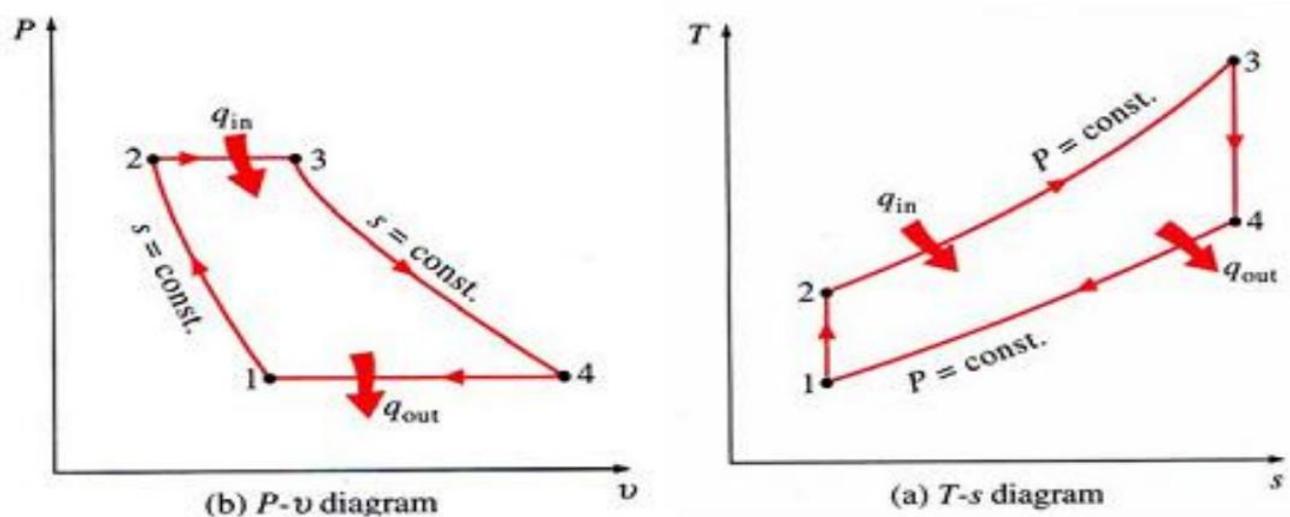


**Figure I.11 :** Cycle réel de Brayton. [11]

## II.10.3 Etude du cycle (Cycle de Brayton) :



**Figure I.12 :** Cycle de brayton pour une turbine à gaz.



**Figure I.13 :** Cycle thermodynamique de turbine à gaz (P-V) et (T-S).

$\eta_{isc}$  : le rendement isentropique de la compression

$$\eta_{isc} = (T_2 - T_1) / (T_2' - T_1)$$

(II.1)

$\eta_{ist}$  : le rendement isentropique de la turbine

$$\eta_{ist} = (T_3 - T_4') / (T_3 - T_4)$$

(II.2)

**Étape 1-2 :** Cette étape est le processus de compression isentropique est dans le compresseur, l'état 1 est l'air de l'atmosphère. Température de l'air comprimé (T2) peut être déterminée à partir de la relation :

$$\boxed{T_2 = T_1 \cdot r_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad [C^\circ] \quad (\text{II.3})$$

Où:

**rp** = rapport de pression **P2/P1** [bar]

$\gamma$  = rapport de la chaleur spécifique à pression constante et la chaleur spécifique à volume constant, pour l'air  $\gamma = 1,4$

**Étape 2-3 :** cette étape est d'ajouter de la chaleur à pression constante dans la chambre de combustion. De la chaleur est ajoutée à la chambre de combustion est la suivante:

$$\boxed{Q_{in} = C_p (T_3 - T_2')}$$
 [KJ/kg] (II.4)

**Cp** : Chaleur spécifique massique à pression constante [KJ/Kg° K].

**Étape 3-4 :** Cette étape est un processus d'expansion isentropique dans la turbine. La température des gaz de sortie (T4) est calculée par la relation:

$$\boxed{T_4 = T_3 \left( \frac{1}{r_p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad [C^\circ] \quad (\text{II.1})$$

**Étape 4-1 :** Cette étape est le processus de libération de la chaleur à l'environnement à pression constante. La quantité de chaleur dégagée est calculée par la formule suivante :

$$\boxed{Q_{out} = C_p (T_4' - T_1)} \quad [KJ/kg] \quad (\text{II.5})$$

Net de travail de turbine à gaz ( $W_{net}$ ) ou ( $W_u$ ) est un travail utile produit par la turbine après des travaux d'agrandissement est réduit par le travail de compression. Montant de roulement net de la turbine à gaz est :

$$\boxed{W_{net} = W_T - W_c} \\ = (h_3 - h_4') - (h_2' - h_1) \quad [KJ/kg] \quad (\text{II.6})$$

L'efficacité du cycle le principe de fonctionnement de la turbine à gaz est le rapport entre les quantités de travail utile récupéré avec la chaleur qui est inséré ou dépensé dans le système (la chambre de combustion), à savoir:

$$\begin{aligned}\eta_{\text{cycle}} &= \frac{W_{\text{net}}}{Q_{\text{net}}} \\ &= (h_3 - h_4') - (h_2' - h_1) / (h_3 - h_2') \\ &= 1 - \left( \frac{h_4' - h_1}{h_3 - h_2'} \right)\end{aligned}\quad (\text{II.7})$$

### La consommation spécifique de combustible :

$\dot{m}$  : Débit massique de combustible ;

P : La puissance produite ;

$$Cs = (\dot{m} \times 3600) / [P]$$

(II.8)

### La quantité d'air consommé :

PCI: Pouvoir calorifique inférieur ;

Q : La quantité de chaleur ;

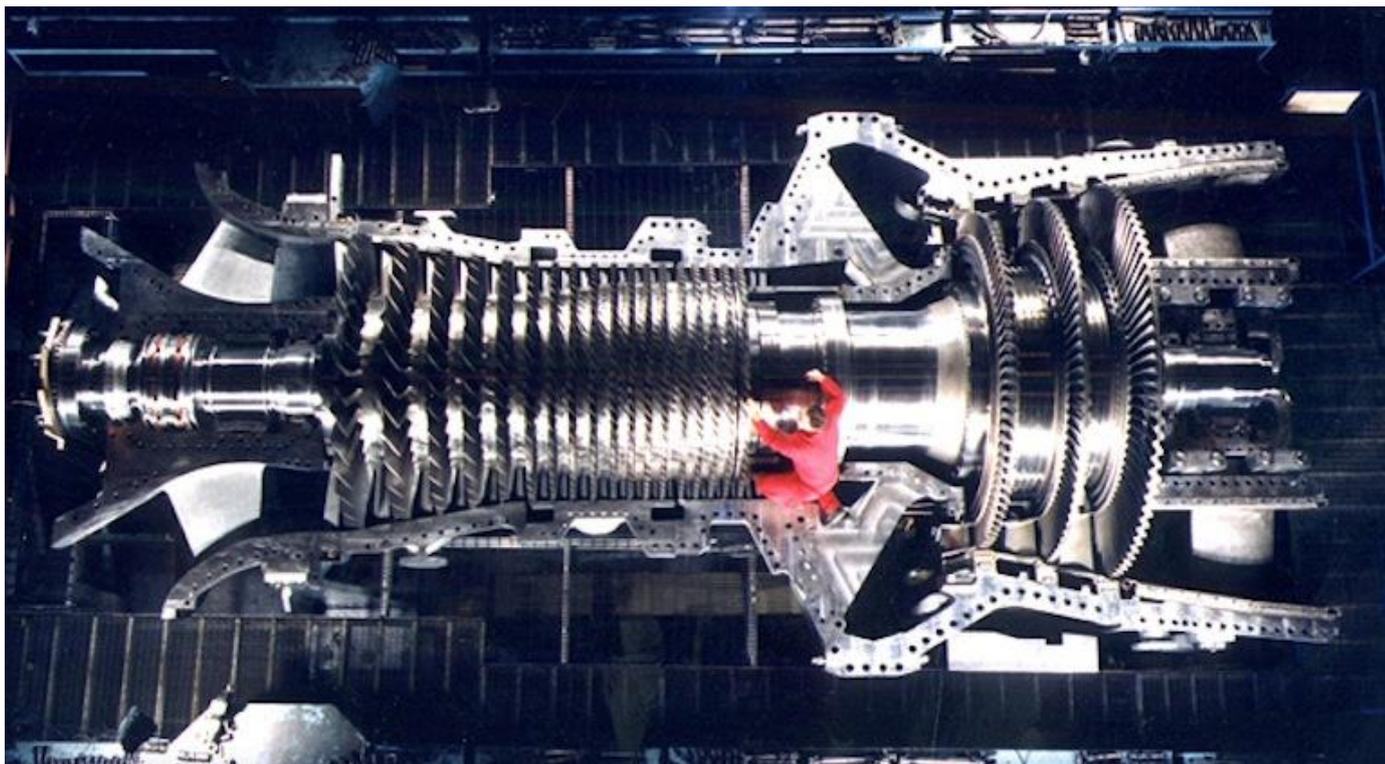
$$A = \frac{PCI}{Q} - 1$$

(II.9)

## I.12 Conclusion :

Cette étude nous à permis de bien comprendre l'analyse du cycle thermodynamique de la turbine à gaz idéal et réel .on a trouvé qu'il ya plusieurs facteurs qui influent directement sur la performance qui peuvent être déversés en deux catégories, les facteurs liés à la conception de la machine tels que la température maximale du cycle et le rapport de compression et les autres que les conditions ambiantes qui liées avec la zone d'implantation de la turbine à gaz.

## II. Description et fonctionnement turbine à gaz MS6001-b



**Figure II.1: Turbine à Gaz MS6001-b.**

### **II.1 Généralités sur le groupe thermique Turbine à Gaz :**

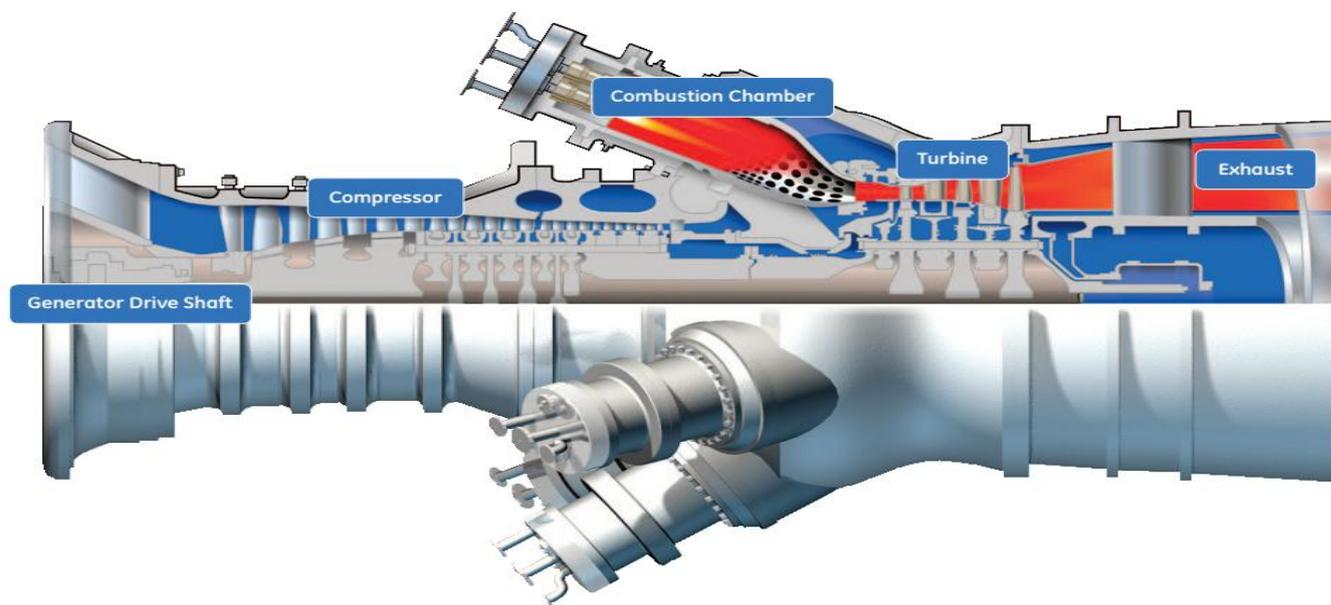
Le groupe thermique tel qu'il est conçu pour la plupart des installations, se compose d'une turbine à gaz à :

- Un seul arbre
- Cycle simple prévu pour un fonctionnement continu et destiné à entraîner un alternateur.
- La combustion d'un mélange air-combustible sert à produire la puissance nécessaire à entraîner l'arbre du compresseur, certains auxiliaires, et principalement l'alternateur.
- Système de Commende **MARK VI e SPITRONIQUE.**

La turbine MS6001-b se compose :

- D'un Moteur de lancement avec un coupleur hydraulique liée a un système d'engrenage inverseur (clutch) ver le réducteur des auxiliaires,
- D'un compresseur axial à 17 étages, écoulement axiale, aube directrice a l'entrée variable.
- 10 chambres de combustion configuration concentrique ,2 bougie d'allumage, détecteurs de flamme ultraviolet.
- Et d'une turbine à trois étages.

Le compresseur et la turbine sont reliés par un arbre unique, supporté par deux paliers lubrifiés sous pression. L'extrémité de l'arbre d'entrée du rotor est couplée au réducteur des auxiliaires, équipé de ses propres arbres destinés à entraîner la pompe à combustible, la pompe à huile et d'autres dispositifs tels que compresseur ou autre élément.



**Figure II.2:** Les principaux organes d'une turbine à gaz MS6001-b.

## II. 2 Principe de fonctionnement de la turbine à gaz MS6001-b : [2]

Dès que le système de démarrage de la turbine est activé et que l'embrayage est engagé, l'air ambiant est aspiré, filtré puis comprimé dans les **17** étages du compresseur axial. Pour empêcher le pompage du compresseur au démarrage, des vannes d'extraction d'air du **11ème** étage (Vanne anti pompage) sont ouvertes et des aubes orientables (I.G.V.) situées à l'entrée du compresseur sont en position "fermée" à **31.2°**.

A la vitesse de rotation nominale, les vannes d'extraction d'air du **11ème** étage se ferment automatiquement tandis que les aubes orientables (I.G.V.) assument leur position normale à **86°** de fonctionnement et se sont déjà légèrement ouvertes pour atteindre un angle intermédiaire.

L'air comprimé en provenance du compresseur pénètre dans l'espace annulaire à la périphérie des dix chambres de combustion, d'où il s'introduit entre les enveloppes intermédiaires et les tubes de flamme.

Les injecteurs introduisent le combustible dans chacune des dix chambres de combustion où il se mélange à l'air. L'allumage s'effectue grâce à deux bougies rétractables (mais une seule est suffisante pour effectuer l'opération).

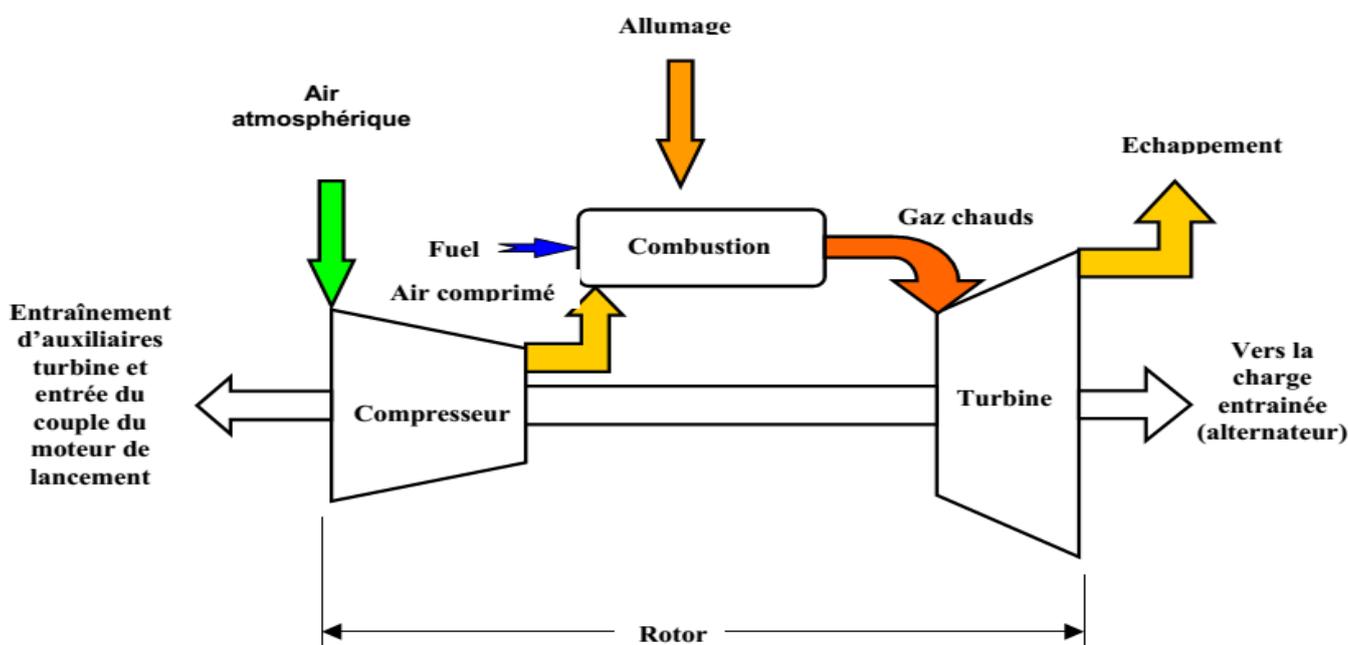
Au moment où l'allumage se produit au niveau d'une des deux bougies équipant ces chambres, la combustion se propage dans les autres chambres à travers des tubes d'interconnexion qui les relient entre elles au niveau de la zone de combustion.

A peu près à **50 %** de la vitesse nominale de la turbine, la pression régnant à l'intérieur des chambres de combustion est suffisante pour provoquer le retrait des électrodes des bougies afin de le protéger du rayonnement des flammes.

Les gaz chauds issus des chambres de combustion franchissent les pièces de transition emboîtées à l'extrémité arrière de chaque tube de flamme pour traverser ensuite les trois étages turbine où ils se détendent.

Chaque étage se compose d'un ensemble d'aubes fixes suivies d'une rangée d'aubes mobiles. Dans chaque rangée d'aubes fixes, l'énergie cinétique du jet de gaz augmente, en même temps que la pression chute. Dans la rangée adjacente d'aubes mobiles, une partie de l'énergie cinétique du jet est convertie en travail utile transmis au rotor de la turbine sous la forme d'un couple mécanique.

Après leur passage dans les aubes du troisième étage, les gaz d'échappement traversent le diffuseur, qui comporte une série de déflecteurs ou aubes de guidage transformant la direction axiale des gaz en direction radiale et diminuant ainsi les pertes à l'échappement. Puis les gaz sont envoyés dans le cadre d'échappement. La rotation résultante de l'arbre entraîne le rotor de l'alternateur et certains auxiliaires.



**Figure II.3:** Schéma de passage des gaz dans la turbine cycle simple.

## II.3 Socle et support turbine de la turbine à gaz MS6001-b :

### II. 3.1 Socle turbine :

La turbine à gaz et ses auxiliaires sont montés sur un socle en acier mécano-soudé. Ce socle supporte également les caissons d'aspiration et d'échappement. L'extrémité avant du socle, sous le compartiment des auxiliaires, fait office de réservoir d'huile de lubrification. Un collecteur principal d'huile de lubrification est logé dans une cavité de section rectangulaire située à gauche du socle. Cette cavité s'étend du réservoir d'huile à l'extrémité arrière du socle et est utilisée pour le retour d'huile.



**Figure II.4:** Socle turbine.

### II. 3.2 Support Turbine :

La turbine est montée sur son socle au moyen des supports verticaux. Le support avant est situé au niveau du corps du compresseur, et les 2 "pattes arrières" se situent de part et d'autre du corps de la turbine. Le support avant se compose d'une plaque flexible qui repose sur deux semelles usinées solidaires du montant transversal avant du socle. Cette plaque est boulonnée et goupillée sur les semelles et à la bride avant du corps du compresseur. Les supports arrières sont des pattes situées de part et d'autre du corps turbine. Ces deux pattes verticales reposent sur des semelles usinées fixées sur le socle.

Ces pattes maintiennent l'alignement et le centrage de la turbine par rapport au socle et sont boulonnées et goupillées sur les semelles. Sur la face interne des pattes est soudée une enveloppe dans laquelle circule l'eau de refroidissement qui minimise la dilatation thermique, afin de maintenir l'alignement entre la turbine et l'alternateur. Les supports de type "pattes" garantissent le positionnement axial et vertical de la turbine.

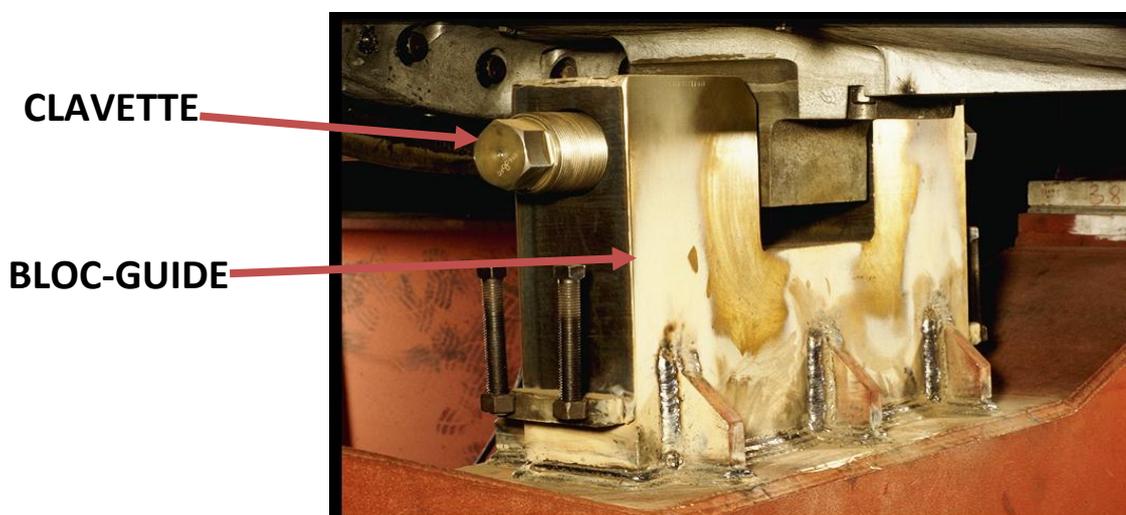


**Figure II.5:** Support Turbine.

### II. 3.3 Liaison Clavette de Guidage et BLOC-GUIDE :

La partie inférieure du corps turbine est équipée d'une clavette de guidage usinée. Celle-ci vient se loger dans un bloc-guide qui est lui-même soudé sur le montant transversal arrière du socle de la turbine.

Cet ensemble clavette bloc-guide empêche tout mouvement latéral ou de rotation, tout en permettant les déplacements axiaux et radiaux entraînés par les dilatations thermiques.



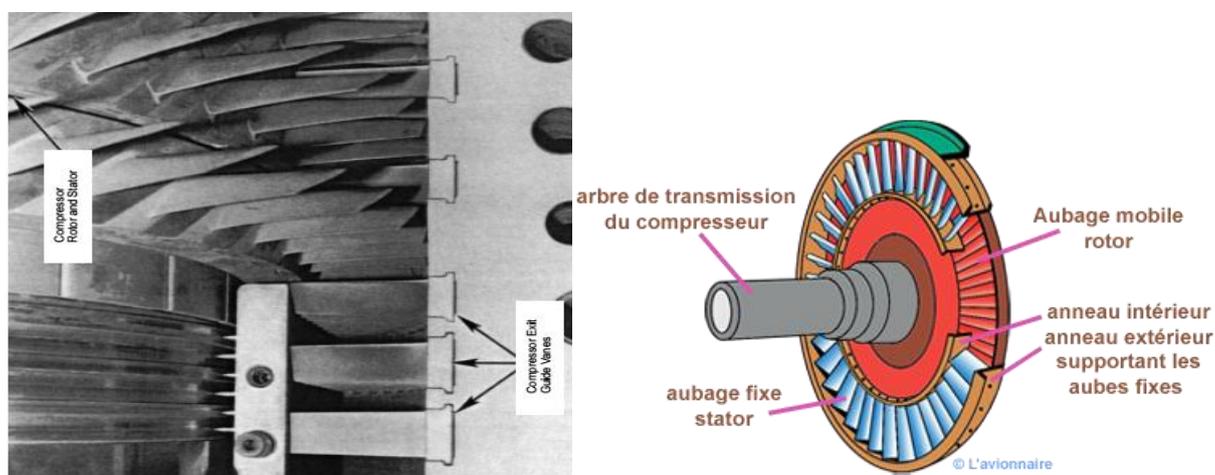
**Figure II.6:** Clavette de Guidage et BLOC-GUIDE.

### II.4 Section Compresseur de la turbine à gaz MS6001-b :

#### II.4.1 Description :

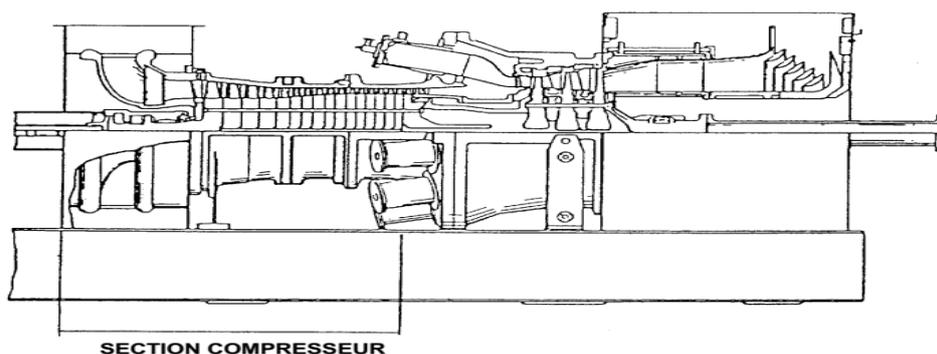
La section compresseur à débit axial se compose d'un rotor et d'une série de corps. Les corps renferment les aubes orientables, les 17 étages du rotor et l'aubage du stator, ainsi que les deux rangées d'aubes fixes de guidage (appelées E.G.V.) Exit Guide Valve.

Dans le compresseur, l'air est mis en rotation par une rangée circulaire d'aubes mobiles (rotor) et subit une augmentation de vitesse. En franchissant ensuite une rangée d'aubes fixes (stator), la vitesse de l'air diminue et sa pression augmente.



**Figure II.7: E.G.V et Stator Rotor.**

Les aubes du rotor fournissent l'énergie nécessaire à la compression de l'air dans chaque étage et les aubes du stator guident l'air suivant une direction bien définie vers l'étage suivant. A la sortie du corps d'échappement du compresseur, l'air est dirigé vers les chambres de combustion. Une partie de l'air du compresseur est utilisée pour le refroidissement de la turbine, l'étanchéité des paliers et la commande du dispositif anti pompage. Afin d'obtenir des performances élevées, les jeux entre rotor et stator doivent être très réduits et les pièces doivent être fabriquées et assemblées avec une très grande précision.



**Figure II.8: Section Compresseur de la turbine à gaz 6001-b.**

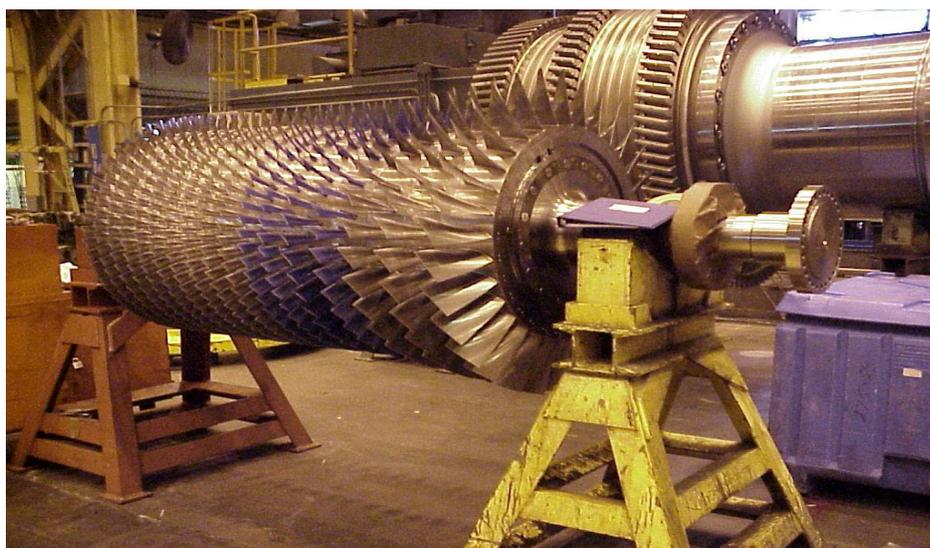
#### II.4.2 Rotor Compresseur :

Le rotor du compresseur se compose de quinze disques, de deux arbres et de tirants. Chacun des disques est doté d'entailles brochées à leur périphérie. Les aubes du rotor sont insérées dans ces entailles et sont maintenues en position axiale par des cales à chaque extrémité des entailles. Disques et arbres sont

centrés les uns dans les autres par des emboîtements cylindriques puis ils sont maintenus par des tirants de telle sorte que le balourd soit minimal.

Chaque disque est contrôlé pour déterminer le défaut de parallélisme des faces et le balourd résiduel. Ces informations sont entrées dans un ordinateur qui, en retour, nous donne la position angulaire des éléments les uns par rapport aux autres, ceci afin de minimiser le balourd résiduel du rotor complet.

L'arbre avant comporte une partie usinée qui constitue la fusée du palier n° 1, ainsi que les surfaces d'étanchéité. Après montage, le rotor est équilibré dynamiquement avec une très grande précision.



**Figure II.9:** Rotor et Aubes du Compresseur.

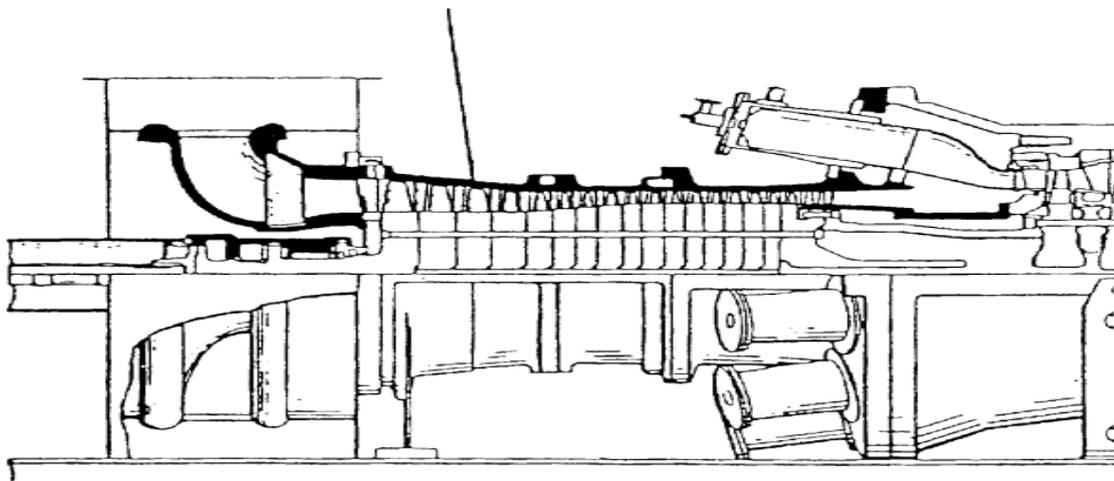
### II.4.3 Stator Compresseur :

L'ensemble de la section compresseur se compose de trois parties principales :

- ❖ le corps d'admission.
- ❖ le corps du compresseur.
- ❖ le corps d'échappement du compresseur.

Ces éléments, avec le corps turbine et le cadre d'échappement constituent la structure principale de la turbine à gaz. Ils supportent le rotor au droit des paliers et constituent l'enveloppe extérieure de la veine des gaz chauds.

Pour obtenir un rendement maximum, l'alésage des corps est réalisé avec des tolérances très serrées afin d'obtenir un jeu minimum en bout d'aubes durant le fonctionnement.

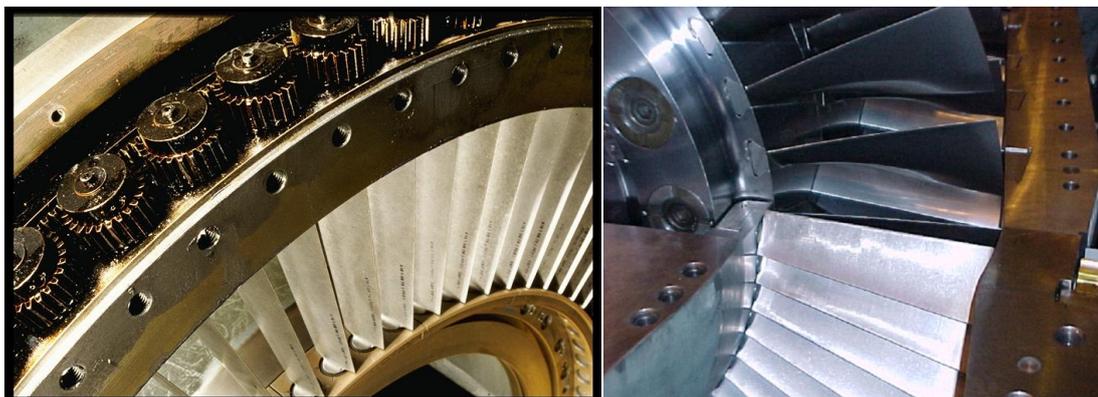
**STATOR DU COMPRESSEUR (EN NOIR)****Figure II.10:** Stator Compresseur.**❖ Corps d'admission :**

Le corps d'admission se situe à l'extrémité avant de la turbine, dans le caisson d'aspiration

**Figure II.11:** Corps d'admission.**• Aubes orientables à l'entrée du compresseur :**

Ces aubes directrices (appelées I.G.V.) (Intel guide Vanes) Sont montées dans la partie arrière du corps d'admission. L'orientation des aubes permet de contrôler le débit d'air dans le compresseur. Le mouvement des aubes est commandé par un vérin hydraulique relié à l'anneau de vannage.

Une crémaillère fixée sur cet anneau fait tourner des pignons individuels montés à l'extrémité de chaque aube mobile.

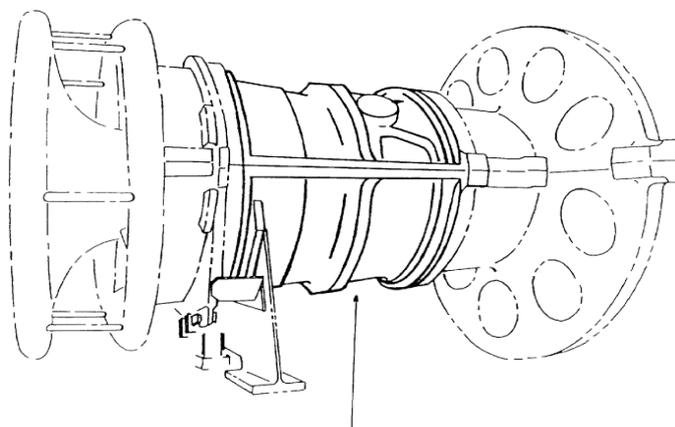


**Figure II.12: I.G.V.**

### ❖ Corps du compresseur :

Le corps avant du compresseur englobe les dix premiers étages. Il transfère également les charges structurelles provenant du corps adjacent au support avant, qui est lui-même boulonné et chevillé à la bride avant du corps du compresseur.

L'air en provenance des 5ème, 11ème et 13ème étages du compresseur est prélevé par des orifices percés au niveau des bossages correspondants. L'air du 5ème et du 11ème étage est utilisé pour permettre le refroidissement et assurer l'étanchéité ainsi que pour commander le système anti-pompage au démarrage et à l'arrêt de la turbine. L'air du 13ème étage est utilisé pour le refroidissement de la directrice du second étage.



CORPS DU COMPRESSEUR

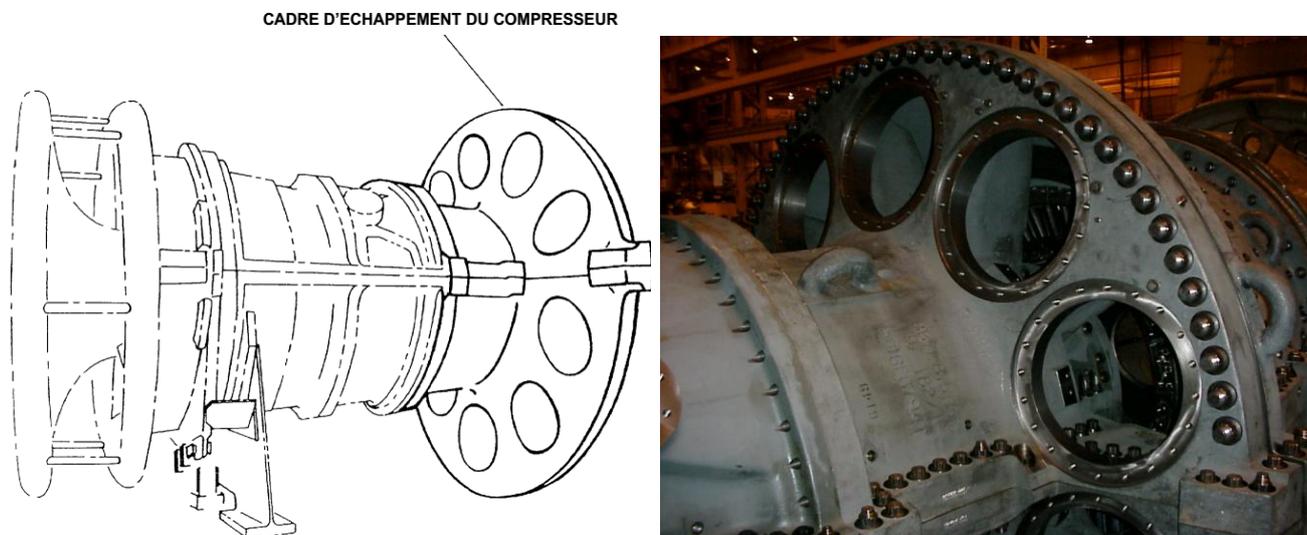


**Figure II.13: Corps du compresseur.**

### ❖ Corps d'échappement :

Le corps d'échappement du compresseur est la partie arrière de la section compresseur. C'est la pièce la plus longue obtenue de fonderie. Elle se situe à mi-distance entre les supports avant et arrière et est effectivement la pièce maîtresse de la structure de la turbine à gaz. Le corps d'échappement du compresseur contient les sept derniers étages de compression, et forme à la fois les parois interne et externe du diffuseur du compresseur. Le corps d'échappement se compose de deux parties, l'une étant une

extension des corps du compresseur et l'autre, un cylindre interne entourant le rotor du compresseur. La concentricité de ces deux parties est assurée par dix entretoises radiales. Ces entretoises s'étendent du cylindre intérieur jusqu'à la cloison supportant les chambres de combustion. Cette cloison est dotée de dix ouvertures circulaires permettant à l'air de pénétrer dans le système de combustion.



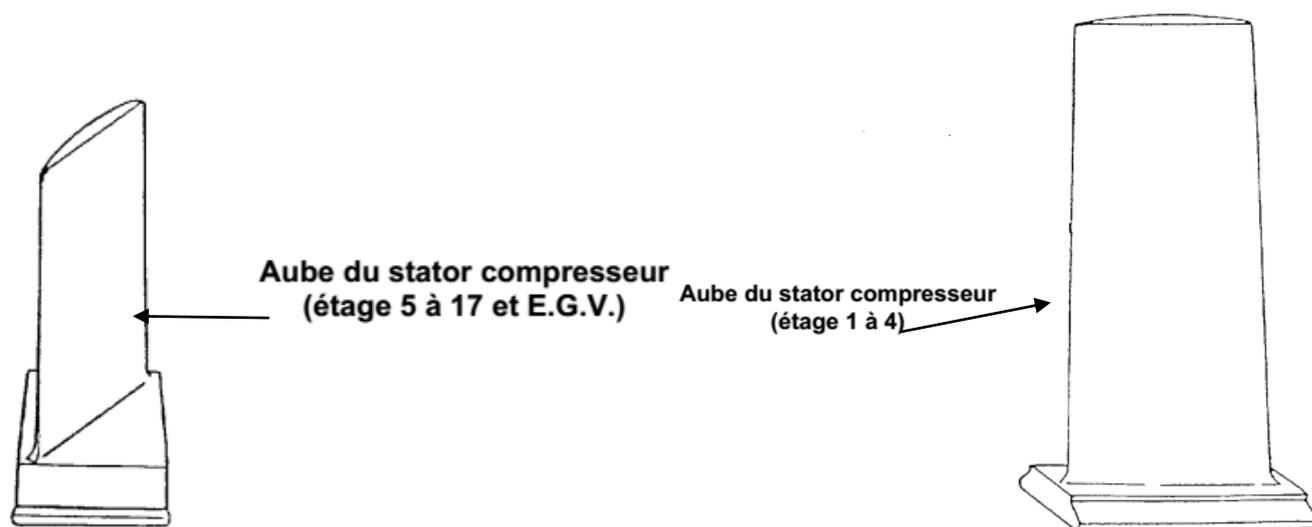
**Figure II.14:** Corps d'échappement compresseur.

- **Aubage :**

Les aubes du rotor et du stator du compresseur ont un profil aérodynamique étudié pour permettre une compression efficace de l'air aux grandes vitesses périphériques. Celles-ci sont fixées sur leur disque par des pieds du type "queue d'aronde".

La queue d'aronde est un emboîtement très précis qui permet de maintenir chaque aube dans la position désirée par rapport au disque.

Les aubes du stator des étages 1 à 4 sont également assemblées par des queues d'aronde mais sont fixées dans des segments circulaires. Ces segments sont insérés dans des gorges usinées dans les corps et sont maintenus en place à l'aide de clavettes de fermeture pour la partie supérieure. Pour les étages 5 à 17, les aubes du stator et les aubes de guidage de sortie 1 et 2 possèdent des pieds de section carrée, et sont insérées directement dans les rainures à la circonférence du corps. Tout comme pour le montage des segments, des clavettes de fermeture sont utilisées pour éviter que les aubes situées dans le demi-corps supérieur ne tombent lors de l'ouverture de la machine.



**Figure II.15:** Aubage.

## II.5 Section Combustion de la turbine à gaz MS6001-b :

Le système de combustion est du type à flux inversé et se compose de dix chambres de combustion équipées des composants suivants :

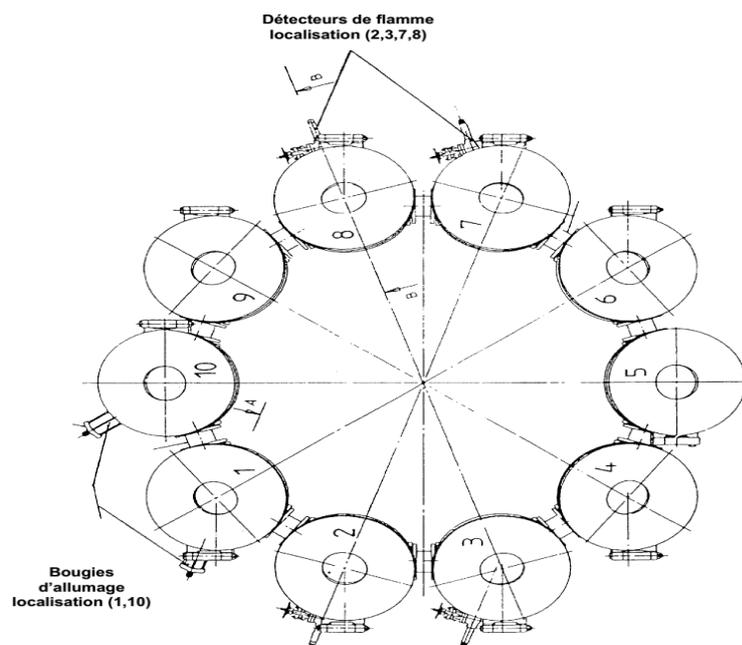
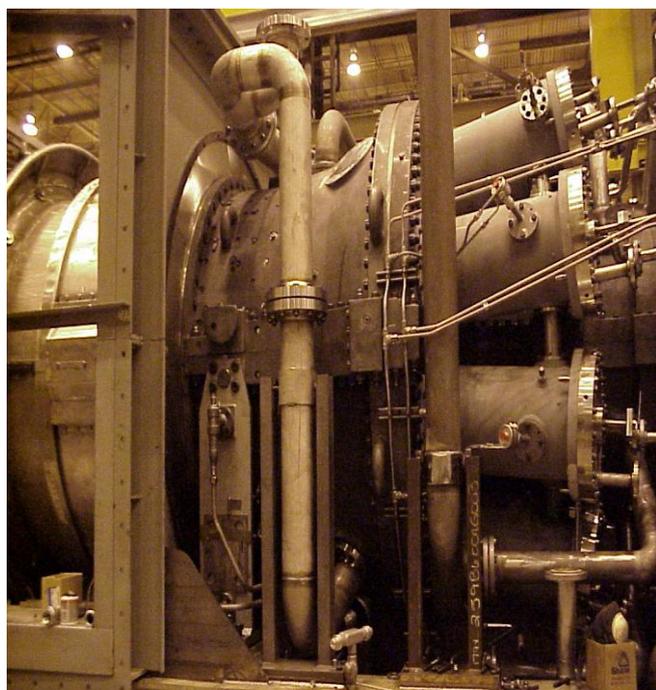
Tube de flamme, écrans de radiation (flow-sleeve), pièces de transition et tubes d'interconnexion. Bougies, détecteurs de flamme et injecteurs de combustible font également partie du système. Les gaz chauds issus de la combustion du fioul dans les chambres servent à entraîner la turbine.

Dans un système à flux inversé, l'air en sortie du compresseur passe autour des pièces de transition pour pénétrer ensuite dans l'espace annulaire entourant chacun des dix tubes de flamme.

L'air comprimé qui entoure le tube de flamme, passe radialement à travers la cloison de celui-ci par des séries de petits trous, et vient heurter des bagues soudées sur la cloison interne du tube de flamme. Ces bagues ou anneaux brazés à l'argent sont utilisés pour diriger l'air le long de la paroi interne du tube de flamme et former ainsi un film qui protège la cloison interne du tube des gaz de combustion brûlants. Le combustible est introduit dans chaque chambre de combustion par un injecteur.

Les chambres sont numérotées dans le sens inverse des aiguilles d'une montre lorsque l'on regarde dans le sens d'écoulement de l'air ou des gaz. La chambre supérieure porte le numéro 10.

Les dix chambres de combustion sont reliées entre elles par des tubes d'interconnexion dont le but est de propager la flamme aux autres chambres non encore allumées, à partir de l'une des chambres équipées de bougie.



**Figure II.16:** Disposition du Système De Combustion.

### II.5.1 Chambres de Combustion et Tubes d'interconnexion :

L'air sortant du compresseur axial, est dirigé vers les chambres de combustion en provenance du divergent du compresseur axial. L'air circule d'avant en arrière à l'extérieur du tube de flamme vers le chapeau du tube de flamme. Il pénètre dans la zone de réaction de la chambre de combustion à travers un turbulateur situé soit sur le tube lui-même, soit sur l'injecteur et à travers des séries de trous calibrés, percés dans le chapeau et dans le tube lui-même.

Les gaz chauds se propagent ensuite vers une zone de tranquillisation et une zone de dilution où s'effectue un apport d'air supplémentaire. Ces trous de dilution permettent le passage du volume d'air correct destiné au refroidissement afin de limiter la température des gaz chauds à l'entrée de la 1ère directrice. Tout au long du tube de flamme et à l'intérieur du chapeau, des trous de refroidissement assurent la formation d'un film d'air relativement plus froid le long des parois du chapeau du tube de flamme.

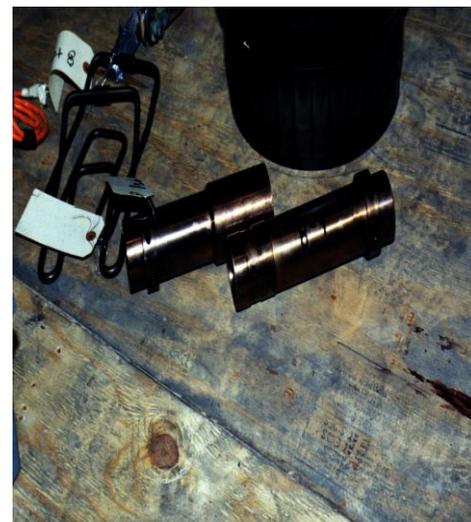
Les 10 chambres de combustion sont identiques à l'exception de celles équipées de bougies ou de détecteurs de flamme.



Tubes de Flamme



Turbulateur



Tubes d'interconnexion

**Figure II.17:** les composants Chambres de Combustion.

## II.5.2 Bougies d'allumage et Détecteurs de flamme :

### ❖ Bougies d'allumage :

La combustion est amorcée par l'étincelle à haute tension de deux bougies à électrode rétractable installées dans des chambres de combustion adjacentes ( $n_1$  et 10). Ces bougies maintenues sorties par des ressorts sont alimentées par des transformateurs d'allumage. Lorsque le compresseur axial délivre une pression suffisante, les électrodes s'escamotent. Au moment de l'allumage, l'étincelle de l'une ou l'autre de ces bougies allume les gaz de combustion dans l'une ou l'autre des chambres. Les autres chambres sont allumées par propagation de la flamme d'une chambre à l'autre par l'intermédiaire des tubes d'interconnexion reliant entre elles les zones de réaction des différentes chambres. Lors de la montée en vitesse de la turbine, la pression dans les chambres augmente et agit sur les pistons des bougies afin de retirer les électrodes de la zone de réaction.

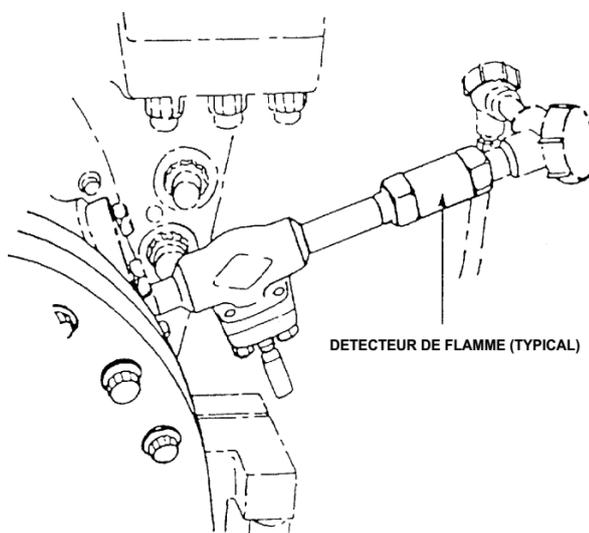


**Figure II.18:** Bougie d'allumage.

### ❖ Détecteurs de flamme :

Dès l'allumage, il est indispensable que l'indication de la présence (ou de l'absence) de flamme soit transmise au système de protection. Dans ce but, un système de surveillance de flamme est monté dans quatre chambres de combustion (n<sub>2</sub>, 3, 7 et 8) ; le système de surveillance se compose de quatre capteurs et d'un amplificateur électronique qui est monté dans l'armoire de commande de la turbine.

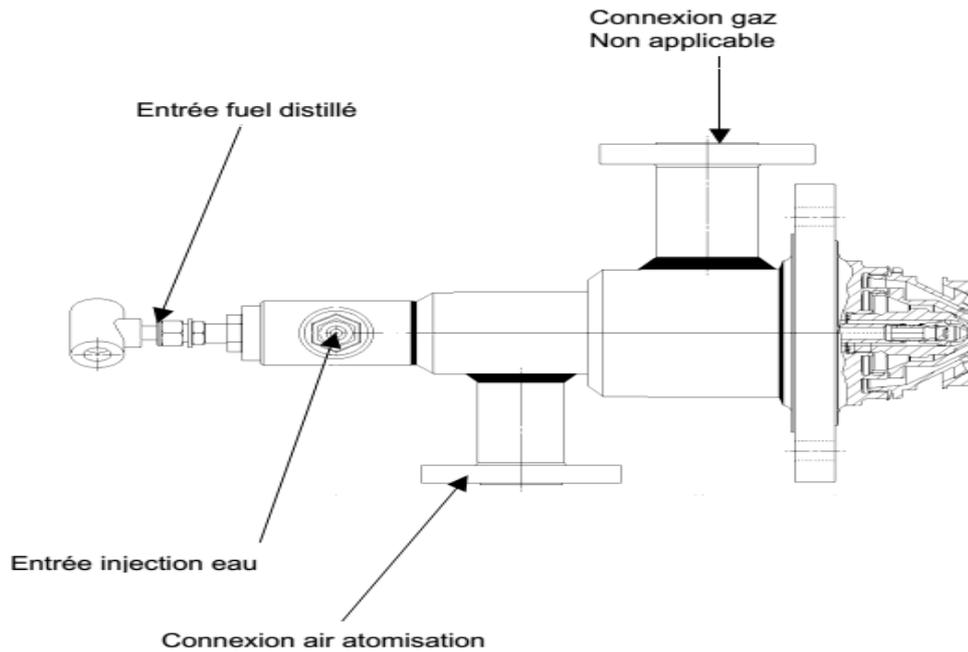
Le détecteur de flamme à ultra-violet se compose d'un capteur de flamme contenant un gaz. Le gaz du détecteur est sensible à la présence du rayonnement ultra-violet, émis par toute flamme d'hydrocarbure. Une tension continue envoyée par l'amplificateur est appliquée aux bornes du détecteur. Si une flamme est présente, l'ionisation du gaz à l'intérieur du détecteur entraîne la conduction du circuit commandant l'amplificateur, et fournit un signal approprié indiquant la présence de flamme. De même, l'absence de flamme entraîne l'apparition d'un signal opposé signalant cette condition.



**Figure II.19** Détecteurs de flamme.

### ❖ Injecteurs de Combustible :

Chaque chambre de combustion est équipée d'un injecteur de combustible qui délivre la quantité mesurée de combustible nécessaire dans le tube de flamme. Les injecteurs sont utilisés dans les turbines à gaz. L'injecteur distribue le combustible dans la zone de réaction du tube de flamme d'une manière favorisant une combustion uniforme, rapide et complète. Le combustible liquide est atomisé à la sortie de l'injecteur par de l'air injecté sous haute pression, puis passe dans la zone de combustion. Le turbulateur donne à l'air de combustion un mouvement rotatif qui favorise la combustion, améliore l'homogénéité du mélange air/ combustible, d'où un rendement de combustion très élevé et un fonctionnement de la turbine essentiellement sans fumées. Le combustible liquide et l'air d'atomisation pénètrent dans l'injecteur par des voies séparées. Puis, ils circulent dans des passages toujours séparés mais concentriques à l'intérieur de l'injecteur, le liquide étant au centre.



**Figure II.20 :** Injecteurs de Combustible.

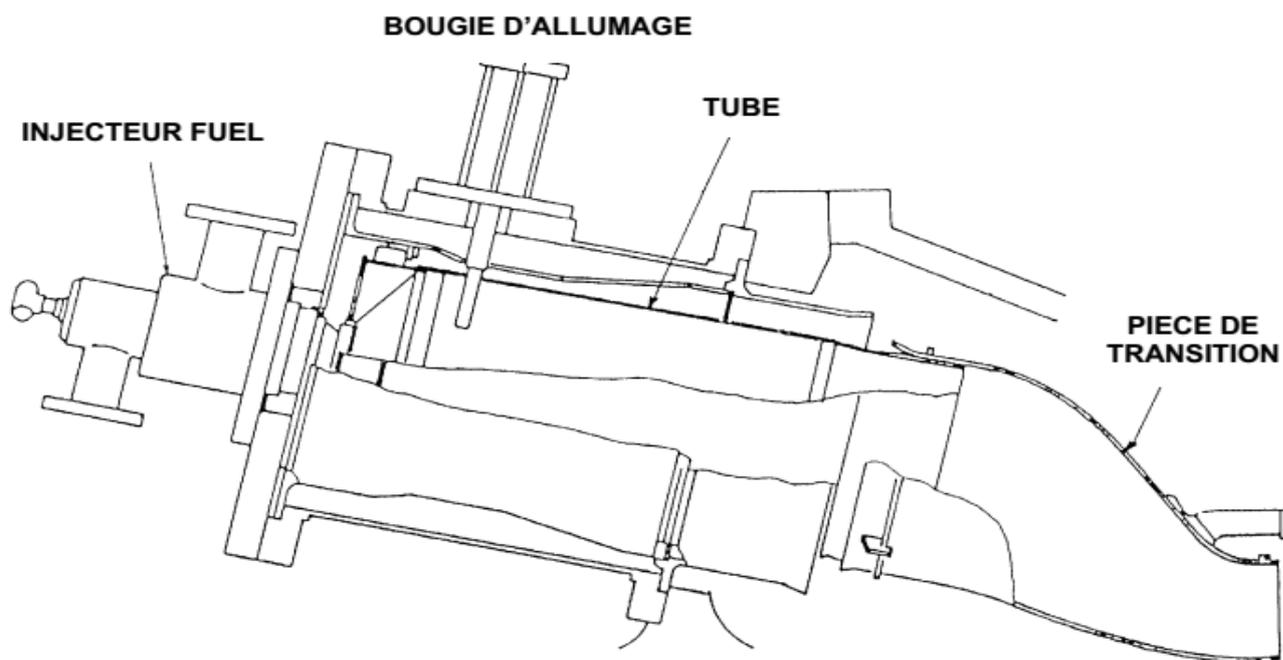
#### ❖ Pièce de Transition :

Les pièces de transition permettent d'acheminer les gaz chauds en provenance des Tubes de Flamme vers la directrice du premier étage de la turbine. La zone de première directrice est donc divisée en dix zones égales qui reçoivent les gaz chauds.

Les pièces de transition sont étanches à la fois au niveau des cloisons internes et externes du côté directrice de façon à réduire les fuites de l'air en provenance du compresseur au niveau de la directrice.



**Figure II.21 :** Pièce de Transition.



**Figure II.22 :** Vue générale de la Chambres de Combustion.

#### ❖ DRAINAGE faux départ :

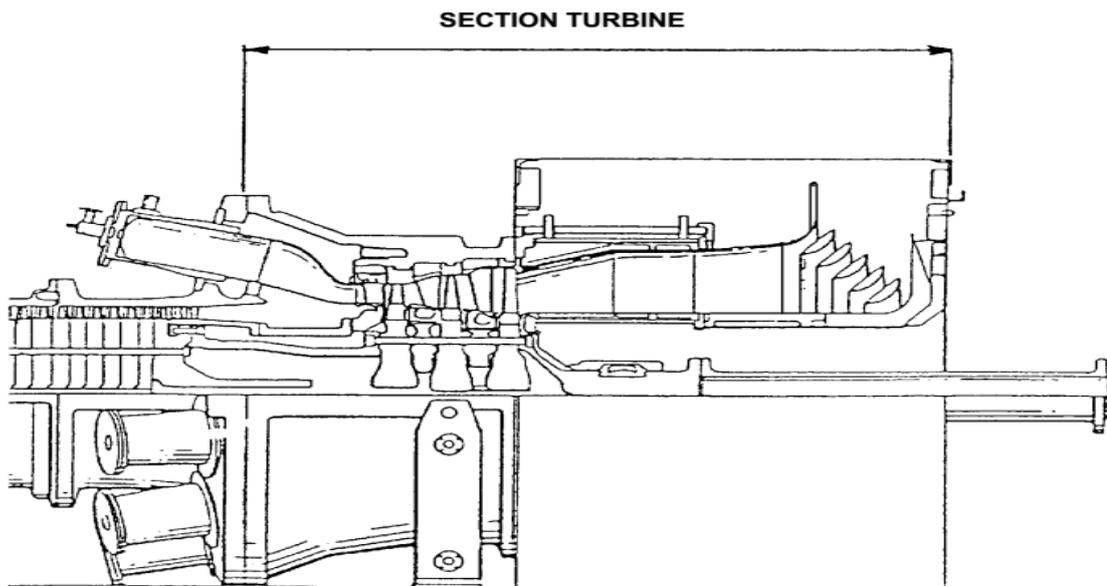
Dans les machines à combustibles liquides, pour des raisons de sécurité, des conduites de drainage pour faux départ empêchent l'accumulation de liquide imbrûlé dans le circuit de combustion. Au moment du démarrage, la conduite sortie compresseur axial est ouverte.

Après l'allumage la pression augmente pour atteindre une valeur qui actionne les vannes pneumatiques sur les canalisations de drainage en cas de faux départ. Si l'allumage ne se fait pas, les vannes restent ouvertes afin d'évacuer le combustible liquide.

### II.6 Section Turbine MS6001-b :

C'est dans la zone des trois étages turbine que l'énergie, sous forme de gaz sous pression produite par le compresseur et le système de combustion, est convertie en énergie mécanique.

Chaque étage turbine se compose d'une directrice et d'une roue avec son aubage. La section turbine comprend le rotor, le corps, les directrices, les segments de protection, le cadre d'échappement et le diffuseur d'échappement.



**Figure II.23:** Section Turbine.

### II.6.1 Rotor Turbine:

Le rotor turbine est un ensemble assemblé par des tirants se composant d'une pièce de liaison, de trois roues (une pour chaque étage), de deux entretoises et enfin d'un arbre de sortie à l'arrière.

Le rotor turbine est couplé au rotor compresseur par l'intermédiaire d'une série de boulons au niveau du disque du 17ème étage du compresseur.



**Figure II.24:** Rotor Turbine.

Les entretoises entre les roues turbine 1er et 2ème étage et les roues 2ème et 3ème étage permettent de séparer axialement chacune des roues. Ces entretoises sont équipées de rainures usinées dont le but est de former un labyrinthe d'étanchéité avec les dentures situées sur les segments de diaphragme. Les faces de la première entretoise ainsi que la face avant de la seconde sont dotées de rainures radiales qui laissent passer l'air de refroidissement.

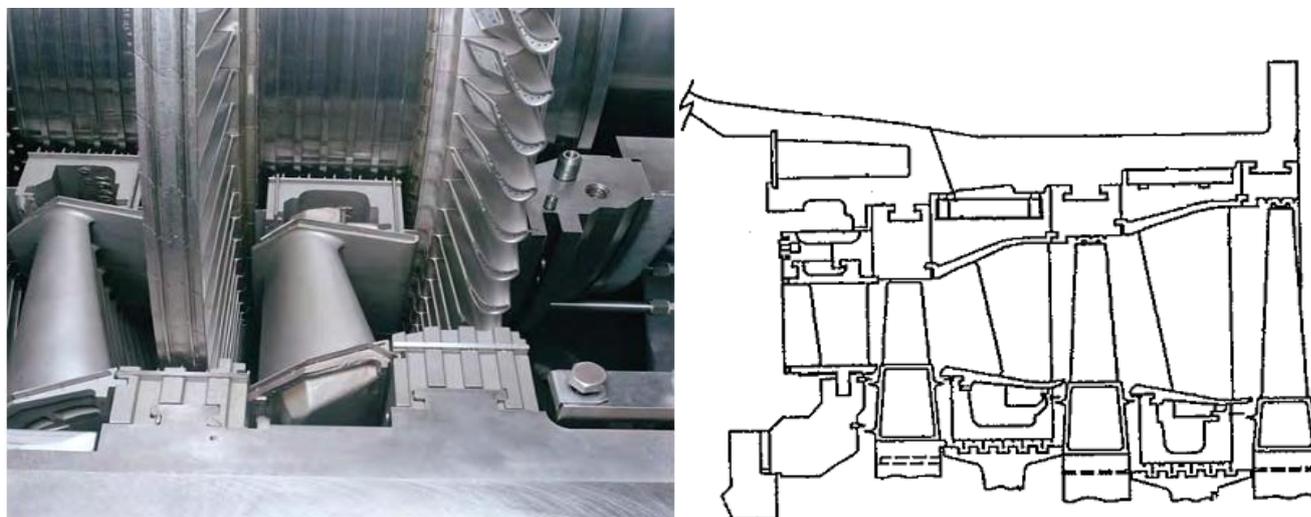
## II.6.2 Aubages:

La dimension des aubes turbine augmente en longueur du profil du 1er au 3ème étage. En raison de la réduction de pression engendrée par la détente dans chaque étage, une zone annulaire plus importante (divergent) est nécessaire pour permettre l'écoulement des gaz ; d'où la dimension croissante des aubes.

Chaque aube est dotée d'une série de canaux internes et longitudinaux destinés au refroidissement. L'air pénètre dans chaque aube à travers une cavité entre la roue et le pied de l'aube du type "pied de sapin". L'air s'écoule à travers une série de onze orifices de refroidissement répartis longitudinalement sur les aubes, et s'échappe de ces orifices au sommet de chaque aube. L'espacement et la dimension des orifices sont conçus pour permettre un refroidissement optimum du profilé à l'aide d'un minimum d'air extrait du compresseur.

L'extrémité de chaque aube est équipée d'un segment qui fait partie intégrante de l'aube elle-même. Ces segments s'encastrent entre eux selon un découpage en "Z" et sont utilisés pour amortir ou minimiser les vibrations lors d'un démarrage de la machine à froid. Les aubes du 2ème étage sont également dotées de canaux longitudinaux pour permettre leur refroidissement.

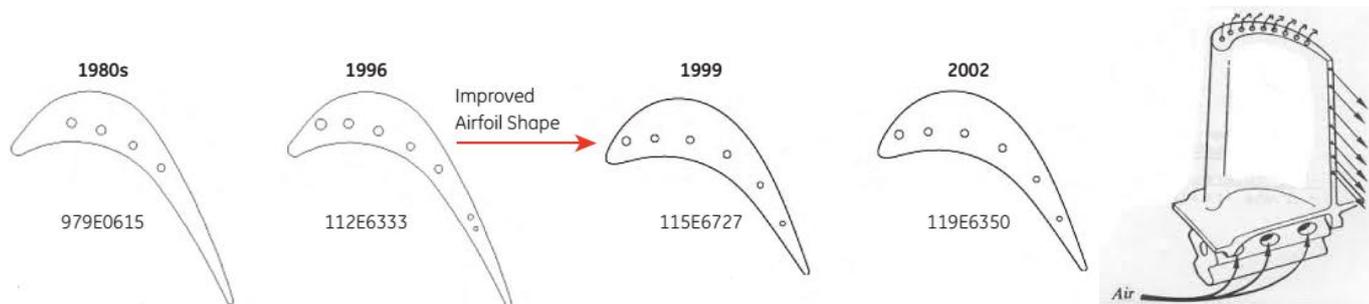
L'air pénètre à travers quatre orifices de refroidissement au niveau de la fixation de l'aube et s'écoule vers l'extrémité d'où il est éjecté.



**Figure II.25: Aubages Turbine.**

- **L'évolution de percement et refroidissement ailette de la turbine: [2]**

MS6001B possèdent une amélioration de la conception de refroidissement qui permet un refroidissement plus efficace et être utilisé à la température de cuisson plus élevée associée à la 1140 C°.



**Figure II.26:** Evolution de Percement ailettes.

- **Principe de fonctionnement des aubes stator rotor : [10]**

Sortant de la chambre de combustion les gaz vont se détendre dans le distributeur (stator). Celui-ci va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement le rotor ayant aussi des profils déviateurs tourne. Figure ci-dessous:

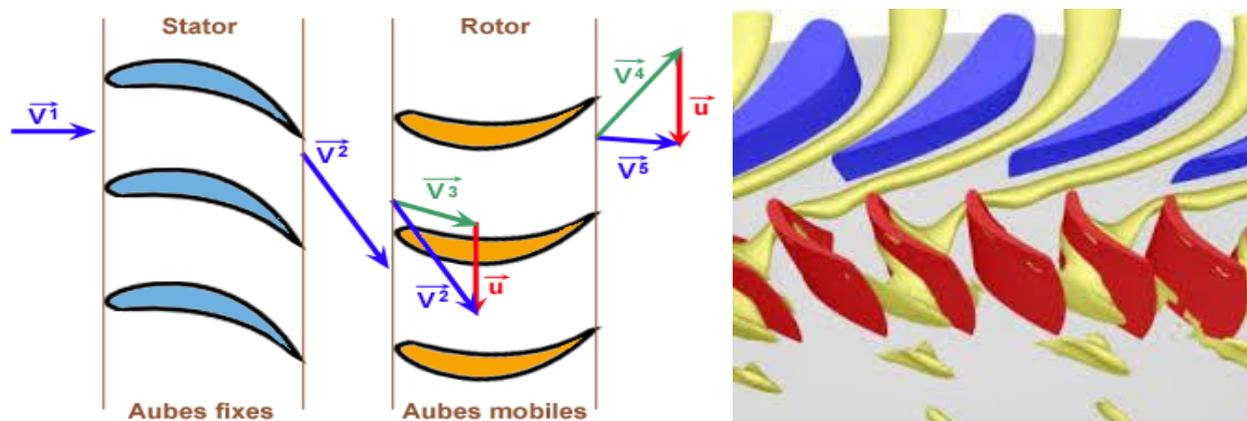
La vitesse  $V_1$  à la sortie de la chambre de combustion est déviée et accélérée dans les aubes du distributeur (stator) pour devenir à la sortie  $V_2$ .

A l'entrée du rotor la vitesse absolue d'entrée  $V_2$  peut être décomposée en  $V_3$  vitesse relative d'entrée et  $u$  vitesse de rotation.

A la sortie du rotor la vitesse absolue de sortie  $V_5$  peut aussi se décomposer en  $V_4$  vitesse relative de sortie et  $u$  vitesse de rotation.

Il y a accélération de la vitesse dans le distributeur (aubage fixe) et ralentissement dans le rotor (aubage mobile).

Une partie de l'énergie cinétique est donc transformée en énergie mécanique pour faire tourner le rotor.



**Figure II.27:** Principe de fonctionnement des aubes stator rotor.

### II.6.3 Refroidissement turbine :

- **Refroidissement et étanchéité du rotor :**

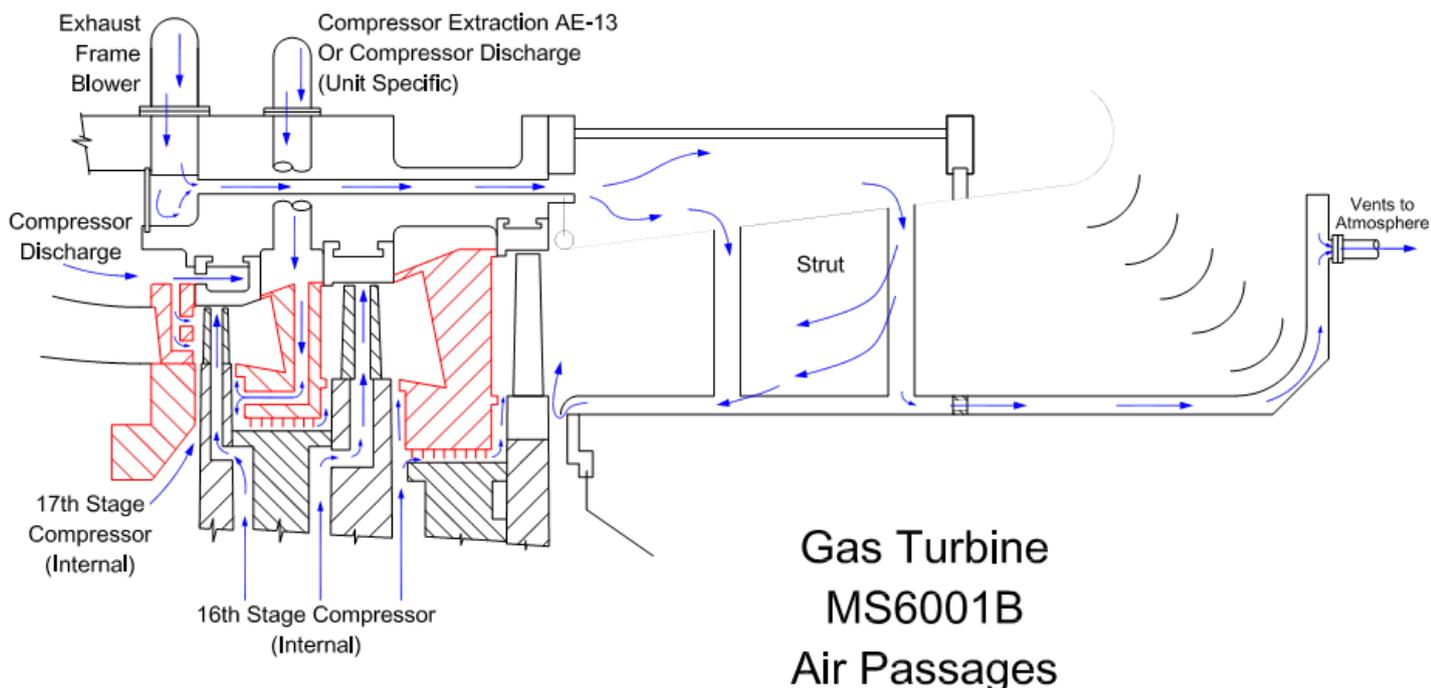
Pour permettre de maintenir une température de fonctionnement raisonnable et donc une longévité plus importante, le rotor de la turbine doit être refroidi.

Le refroidissement s'effectue au moyen d'un débit d'air relativement frais extrait du compresseur axial. Cet air est acheminé par un conduit central au centre du rotor puis est inséré dans chaque espace aménagé situé entre les parties fixes et le rotor. Ces espaces sont appelés généralement "espaces inter-roues".

La face avant de la première roue turbine est refroidie par de l'air extrait du compresseur. Après sa fonction de refroidissement, cet air est entièrement introduit dans la veine des gaz chauds en aval de la 1ère directrice et remplit alors une fonction d'étanchéité entre les 1ème et 2ème étages.

L'étanchéité de la veine des gaz chauds en aval de la 1ère roue turbine est assurée par un débit d'air dont la fonction de refroidir les aubes de la 2ème directrice et remplit une fonction d'étanchéité entre les 2ème et 3ème étages.

La face arrière de la 3ème roue turbine est refroidie par un débit d'air en provenance de deux ventilateurs extérieurs à la turbine. Une partie de ce débit sera mélangée aux gaz chauds après avoir assuré l'étanchéité de la veine des gaz chauds en aval de la 3ème roue turbine. L'autre partie sera évacuée à l'atmosphère par le tunnel de puissance.



**Figure II.28:** Schémas de refroidissement et étanchéités partie turbine.

- **Les aéro-réfrigérants :**

La fonction de cette installation est de réfrigérer :

- ❖ L'huile de lubrification des paliers turbine et alternateur.
- ❖ L'air d'atomisation.
- ❖ Les pattes support de la turbine.
- ❖ L'air de refroidissement de l'alternateur (enroulements stator et rotor).
- ❖ Les détecteurs de flamme.

- **Circuit d'eau de refroidissement :**

Le circuit d'eau de refroidissement est un circuit fermé, conçu pour répondre aux exigences de dissipation thermique du système de lubrification, du système d'air d'atomisation, des supports de la turbine et des bâtis des détecteurs de flamme.

#### II.6.4 Stator Turbine :

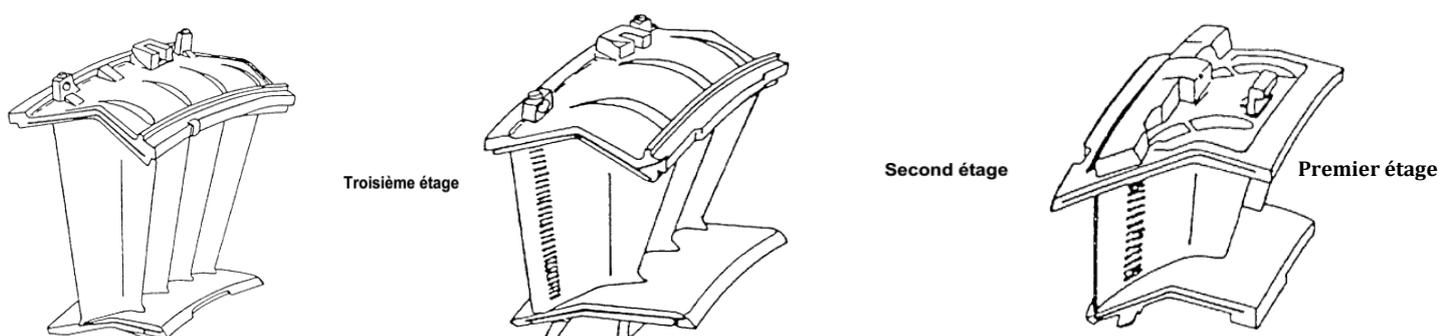
Le corps turbine et le cadre d'échappement constitue les organes principaux du stator de la turbine à gaz. Les directrices, les segments de protection, le palier n° 2 et le diffuseur d'échappement sont tenus en place par ces deux organes principaux.

- **Corps turbine :**

Il garantit les tolérances et les positions relatives des directrices par rapport aux aubes turbine, qui sont un élément critique des performances d'une turbine

- **Directrices :**

Il y a trois étages de directrices (aubage fixe) dont le rôle est de diriger les gaz de combustion sur les aubes turbine afin de permettre la rotation du rotor. La perte de charge dans les directrices étant élevée, cela nécessite la présence de joints d'étanchéité au niveau des diamètres interne et externe afin d'empêcher toute perte d'énergie par fuites.



**Figure III.29:** Les trois étages Stator turbine.

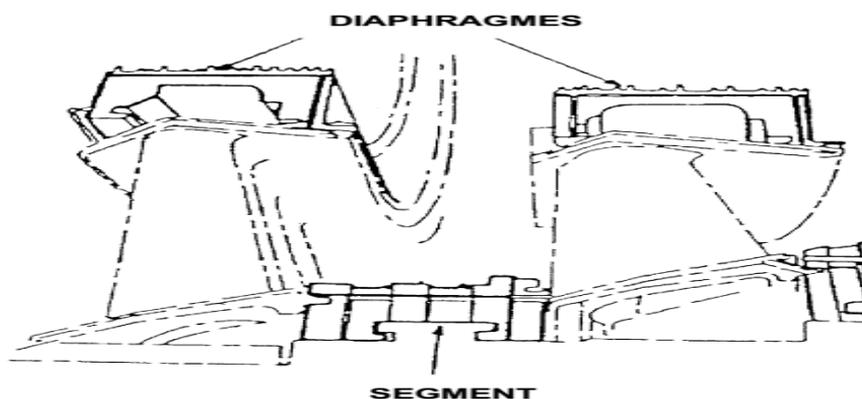
- **Diaphragme :**

Les diaphragmes des directrices sont montés sur les diamètres internes des segments des directrices des 2ème et 3ème étages. Ces diaphragmes sont destinés à empêcher des fuites d'air entre le bandage intérieur des directrices et le rotor turbine.

- **Segments de protection :**

Les sommets d'aubes turbine ne frottent pas directement contre une surface usinée du corps mais contre des segments curvilignes appelés segments de protection.

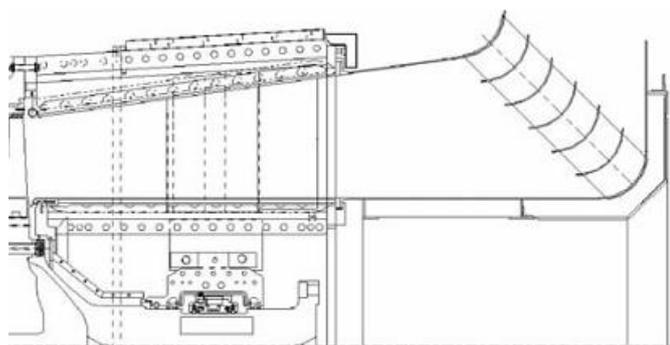
La fonction essentielle de ces segments est de ménager une surface cylindrique afin de réduire les fuites dues aux jeux en bout d'aube. Et d'offrir une résistance thermique élevée entre les gaz chauds et le corps turbine.



**Figure II.30:** Segments et Diaphragme.

- **Diffuseur :**

Le diffuseur d'échappement se situe entre les cylindres interne et externe du cadre. Les gaz s'échappent du 3ème étage turbine entrent dans le diffuseur où leur vitesse se trouve réduite. A la sortie du diffuseur, une série d'aubes annulaires et fixes permettent de diriger les gaz radialement dont une partie traverse des sections de tube où sont installés les thermocouples d'échappement.



**Figure II.31:** Diffuseur.

## II.7 compartiment auxiliaire turbine MS6001-b:

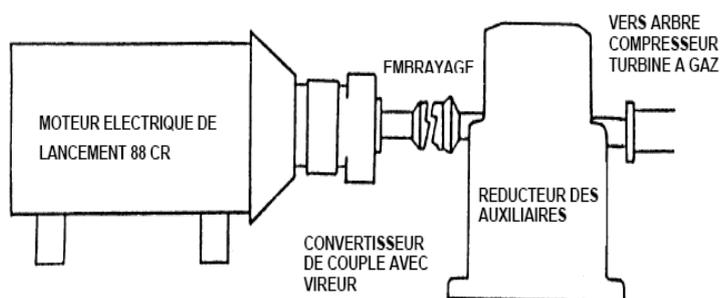
Le compartiment des auxiliaires turbine se compose de :

- ❖ Un moteur de lancement.
- ❖ Un convertisseur de couple associé à un inverseur.
- ❖ Un embrayage.
- ❖ Un système de virage alimenté par un moteur à courant continue.
- ❖ Un réducteur des auxiliaires.

### II.7.1 Moteur de lancement :

Le système de lancement assure :

- ❖ Le décollage et le lancement de la ligne d'arbre jusqu'à la vitesse de sustentation.
- ❖ Le lancement de la ligne d'arbre pour le lavage du compresseur.



**Figure II.32:** Moteur de lancement.

### Caractéristiques du moteur de lancement :

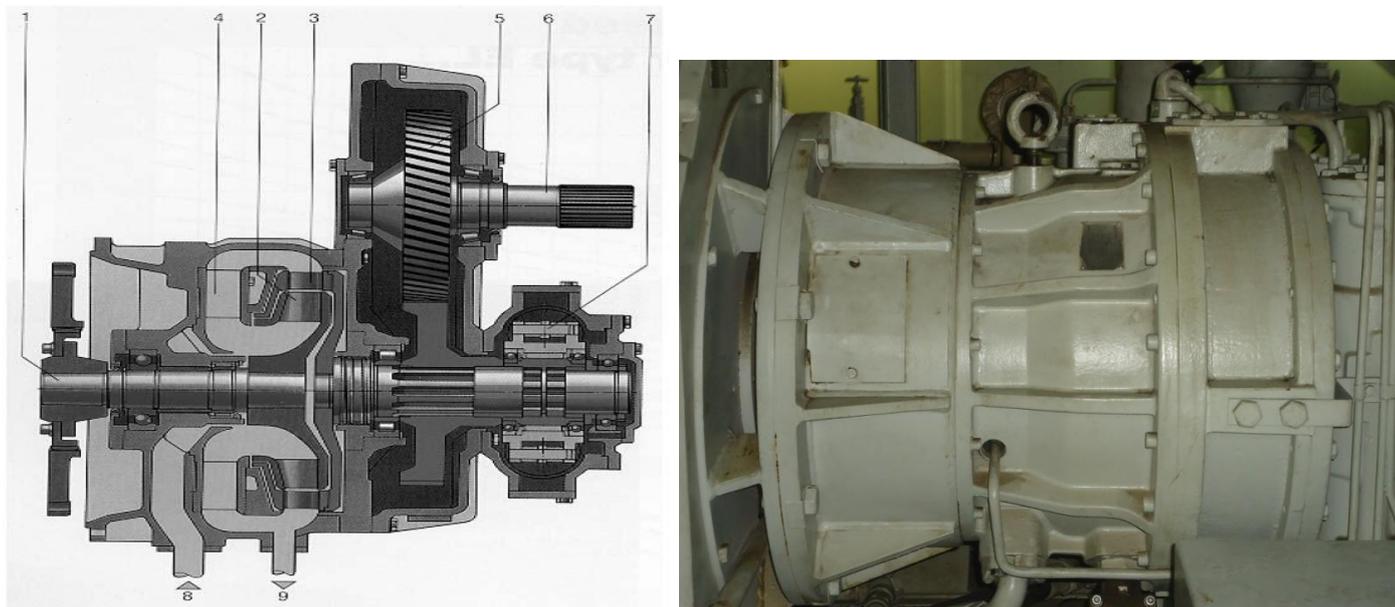
- ❖  $U=6.6$  KV
- ❖  $P=450$  KW
- ❖  $N=2970$  tr/mn
- ❖  $f=50$  Hz
- ❖  $I=47.9$  A

### II.7.2 Convertisseur de couple :

Lors du lancement de la ligne d'arbre, le convertisseur de couple lui transmet toute la puissance du moteur de lancement.

Pendant la phase d'allumage, et pour maintenir la vitesse stable, l'électrovanne est excitée pour drainer une partie de l'huile du convertisseur pour réduire l'accélération de la ligne d'arbre pendant cette phase.

Après l'allumage et la phase de réchauffage, l'électrovanne est mise au repos. La transmission de couple dépend de la charge, c'est-à-dire que le couple produit dans la roue de turbine a son point maximum à l'arrêt de l'arbre de sortie diminue au fur et à mesure que la vitesse augmente. Par conséquent, le convertisseur de couple s'adapte automatiquement au couple résistant qui lui est appliqué.



1. Arbre d'entrée avec accouplement de connexion    2. Turbine de pompe  
 3. Roue de turbine    4. Roue de guidage fixe    5. Étage d'engrenages  
 6. Arbre de sortie    7. Dispositif de rotation hydrostatique  
 8. Alimentation en huile de service    9. Retour d'huile de service

**Figure II.33 : Coupleur Hydraulique.**

### II.7.3 Système de virage :

Le système de virage est utilisé pour faire tourner la ligne d'arbre après un arrêt afin d'éviter son fléchissement.

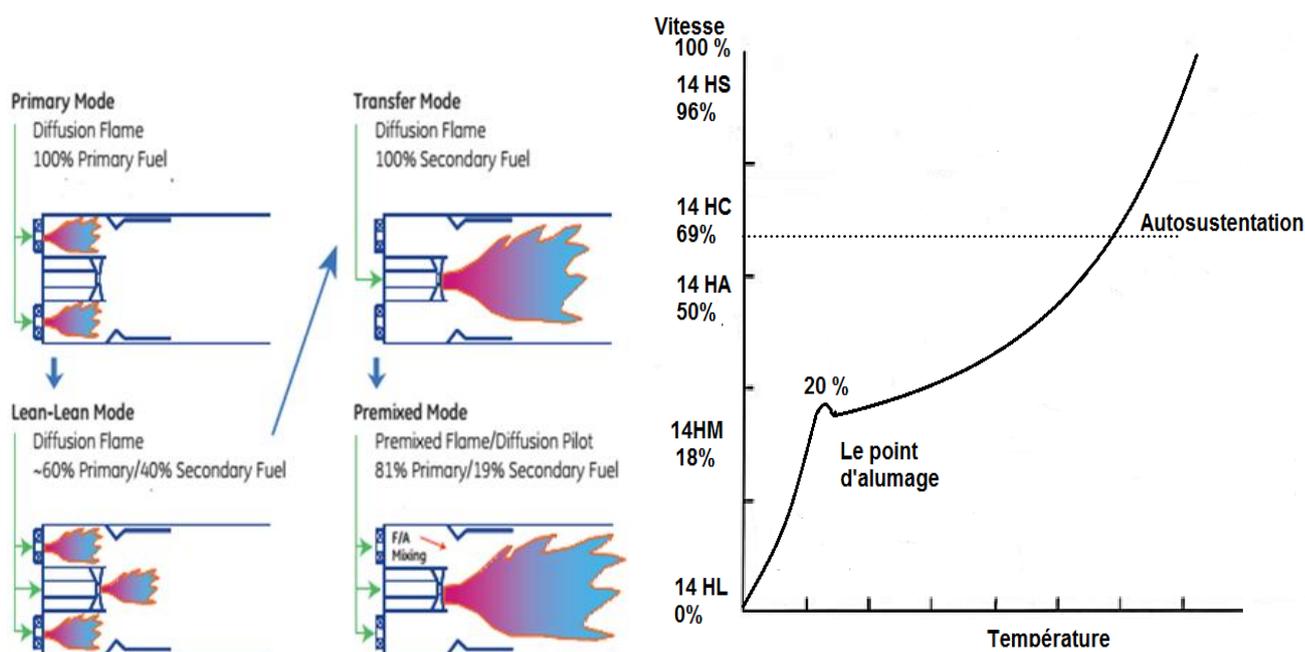
Pour assurer le refroidissement uniforme de la ligne d'arbre après un arrêt, il effectue 1/8 de tour toutes les trois minutes. L'embrayage reste fermé pendant toute la période de refroidissement.

### II .7.4 Réducteur des axillaires :

Associé avec lui les équipements suivants :

- ❖ Pompe attelée de graissage 4.8 bar, 1741 l/min.
- ❖ Pompe attelée HP.
- ❖ Pompe attelée Fuel.
- ❖ Pompe attelée d'eau de refroidissement.
- ❖ Compresseur attelée d'air d'atomisation.

## II.8 Courbe de démarrage : [7]



**Figure II.34** : La courbe de démarrage.

- ❖ Avant d'entamer le lancement de la machine, le système effectue un auto diagnostic à savoir le test des avertisseurs lumineux ainsi que le test de la pompe à huile de graissage de secours alimentée en courant continu et ceux pendant 30 secondes.
- ❖ **Du point de 14HL de 0% à 14HM (18% de la vitesse nominale de la turbine)** la ligne d'arbre commence à tourner grâce à un moteur de lancement couplé au turbo compresseur par l'intermédiaire d'un coupleur hydraulique, la régulation de vitesse est assurée par une décharge d'huile de ce dernier, cette étape consiste à assurer deux opérations essentielles à la sécurité des équipements :
  - **Le balayage de la ligne d'arbre et de l'échappement turbine** : en effet, les vannes d'admission commencent à s'ouvrir et le compresseur axial refoule de l'air dans les tubes de flamme, les pièces de transition, la turbine et l'échappement et ceux pour évacuer toute poche de gaz qui pourrait provoquer une explosion.
  - **Le test d'étanchéité du skid gaz** : la vanne entrée skid gaz s'ouvre pour admettre le gaz au skid puis ferme afin de maintenir la conduite sous pression pendant une minute, si la pression est maintenue, le test est réussi donc on peut passer à l'allumage des brûleurs, au cas contraire le groupe turbocompresseur déclenche.

➤ Après le balayage de la ligne d'arbre et le test d'étanchéité, on procède à l'**allumage** des brûleurs primaires l'air en provenance du compresseur axial qui fait office de comburant, le gaz qui est le combustible depuis la station gaz et passant par le skid final est quantifié par deux soupapes en cascade : la SRV (Speed Ratio Valve) qui est une soupape unidirectionnelle (qui ne régule pas dans les deux sens) de protection et la GCV (Gas Cervo Valve) qui est la vanne régulatrice de débit. Le triangle de feu ne peut se fermer qu'avec une source de flamme qui n'est autre que deux bougies d'allumage, la flamme se propage par conduction à travers les tubes d'interconnexion.

❖ **De 14 HM à 14 HA** : après avoir achevé les séquences d'auto test et le fonctionnement chapoté par la boucle de démarrage et après que le système de commande et régulation s'ait assuré que la vanne GCV suive la référence, on attaque un autre régime dit **accélération**. La ligne d'arbre doit monter en vitesse de 20 à 100%, cette montée est conditionnée par différentes contraintes :

✓ Un réchauffage graduel et uniforme pour éviter les contraintes thermiques.

✓ Eviter les phénomènes de pompages tant régis par les variations brusques du débit du combustible (naturellement de l'air comburant).

✓ Amortir au maximum les vibrations, poussées axiales et dilatations.

✓ La boucle accélération agit sur deux fronts :

La décharge d'huile du coupleur hydraulique intercalé entre le moteur de lancement et le réducteur des auxiliaires la position de la GCV étant fixe, la réduction de la décharge d'huile fait monter la vitesse de la ligne d'arbre. La position de la GCV (débit combustible) : la décharge d'huile du coupleur hydraulique touchant à son minimum, fait appel à une augmentation de débit combustible, la décharge atteint son maximum pour stabiliser le gradient de montée en vitesse et le cycle recommence. La variation de vitesse est maintenu à 5 tour.min<sup>-1</sup>/s jusqu'à l'atteinte de la vitesse d'auto sustentation.

❖ **A 14 HC 69 %** : auto sustentation l'apport calorifique à la turbine peut la maintenir lancée sans être assistée par un dispositif destiné à cette fin, le système d'engrenage (clutch) à dents de loup est désengagé et déconnecte la ligne d'arbre du dispositif de lancement. L'accélération varie entre 8 et 10 tour.min<sup>-1</sup>/s pour avoisiner les 15 tour.min<sup>-1</sup>/s au-delà du 14HS.

- ❖ **A 14 HS 96%** : la ligne d'arbre piloté jusque là par des auxiliaires à alimentation électrique (pompes à huile) prend en charge des dispositifs attelés au réducteur des auxiliaires. La stabilisation de la ligne d'arbre à 100% de la vitesse nominale nécessite un couple résistant généré par l'excitation de l'alternateur (anticipée à 96%).
- ❖ **A 100% appelé FSNL** (Full Speed No Load) le turbo compresseur à 5160 tour/min, l'alternateur à 3000 tour/min, l'écart de vitesse est justifié par le réducteur de puissance intercalé entre les deux compartiments. à ce stade là, l'alternateur peut être synchronisé et couplé au réseau électrique.
- ❖ une fois l'alternateur couplé au réseau électrique, on entame la montée progressive en charge, la boucle accélération cède place à la boucle de vitesse, en effet : la contrainte principale à ce stade est de garder stable la fréquence donc la vitesse de l'alternateur voire du turbo compresseur. A 11 MW la combustion passe du mode primaire au mode "premix", les brûleurs primaire et secondaire sont allumés simultanément, ce régime dure jusqu'à 20 MW de charge, entre temps, les vannes d'admission du turbo compresseur s'ouvrent permettant l'augmentation du débit d'air. A la demi charge les brûleurs primaires s'éteignent sous l'action de fermeture de la GCV1, puis, cette dernière rouvre permettant l'alimentation uniquement en gaz de la flamme du brûleur secondaire, on est passé au mode secondaire, ce mode de combustion appelé aussi DLN (Diluting for Low Nox) qui consiste à bien homogénéiser le mélange air-gaz diminue l'émission des gaz à effet de serre (Nox et Cox).
- ❖ La montée en charge continue jusqu'à attendre la charge de base conditionné par la température ambiante donc par les conditions de refroidissement et contraintes thermiques de la turbine et de l'échappement, c'est la boucle de température qui joue le rôle de limiteur de charge, des relevés d'exploitation indiquent 43 MW à 5°C et 33 MW à 43°C, on voit donc bien l'influence de la boucle de température.

### III. Calcul des performances de la turbine à gaz MS6001-b

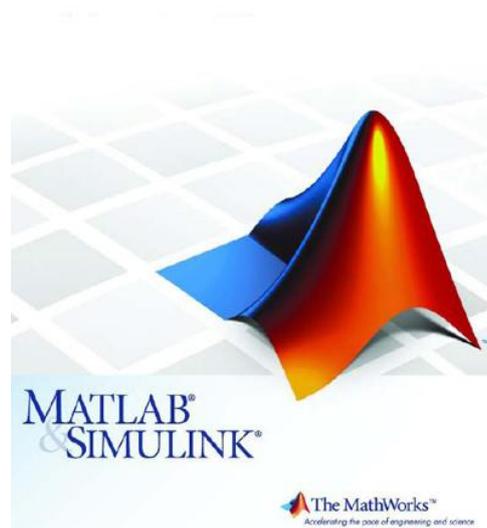
#### III.1 Problématique :

Les turbines à gaz sont conçues à partir de condition ambiantes bien précises (condition ISO) à savoir une température ambiante de 15°C, une pression relative à 1,013 bar, et une altitude de 0 mètre. En exploitation ces condition ne sont pas toujours réunies puisqu'elles dépendent des conditions météorologiques variables d'un jour à l'autre et d'une région à l'autre (climat sec, humide, aride, chaud).a cet effet, les performances de la même turbine à gaz ne sont pas constantes et varient au cours de l'année. Le cycle d'une turbine à gaz est un cycle très souple de sorte que ses paramètres de performance puissent être améliorés, ce travail concernera l'étude de plusieurs paramètres tels que la température ambiante, et pression atmosphérique et l'humidité du climat sur les performances de turbines à gaz MS6001-b.

#### III.2 Présentation de programme de calcule MATLAB 2009 :

**MATLAB** (« matrix laboratory ») est un langage de programmation de quatrième génération et un environnement de développement ; il est utilisé à des fins de calcul numérique. Développé par la société The MathWorks, MATLAB permet de manipuler des matrices, d'afficher des courbes et des données, de mettre en œuvre des algorithmes, de créer des interfaces utilisateurs, et peut s'interfacer avec d'autres langages comme le C, C++, Java, et Fortran. Les utilisateurs de MATLAB (environ un million en 2004<sup>1</sup>) sont de milieux très différents comme l'ingénierie, les sciences et l'économie dans un contexte aussi bien industriel que pour la recherche. Matlab peut s'utiliser seul ou bien avec des Toolbox (« boîte à outils »).

MATLAB® & Simulink® Release 2009a



**III.3 Calcul et Résultat des performances turbine à gaz 6001-b pour des différentes températures ambiante:[8]**

Paramètre mesuré de la turbin a gaz **1 (en marche)** à  $P_1 = 1.026$  bar

Avec: PCI= 44671,  $\dot{m}=2.79$  Kg/s,  $\rho= 1.8$  m<sup>3</sup> /s.

T <sub>1</sub> [C°]	T <sub>1</sub> [K°]	T <sub>2</sub> [K°]	T <sub>3</sub> [K°]	P <sub>2</sub> [bar]	T <sub>4</sub> [K°]
4	277	618	1413	12	812
8	281	623	1413	12	815
11	284	626	1413	11.8	816
16	289	634	1413	11.8	815
20	293	640	1413	11.4	822
22	295	646	1413	11.3	825
26	299	648	1413	11	827
27	300	651	1413	10.9	829
32	305	658	1413	10.7	832
35	308	664	1413	10.5	836
39	312	672	1413	10.4	836
41	314	676	1413	10.2	838

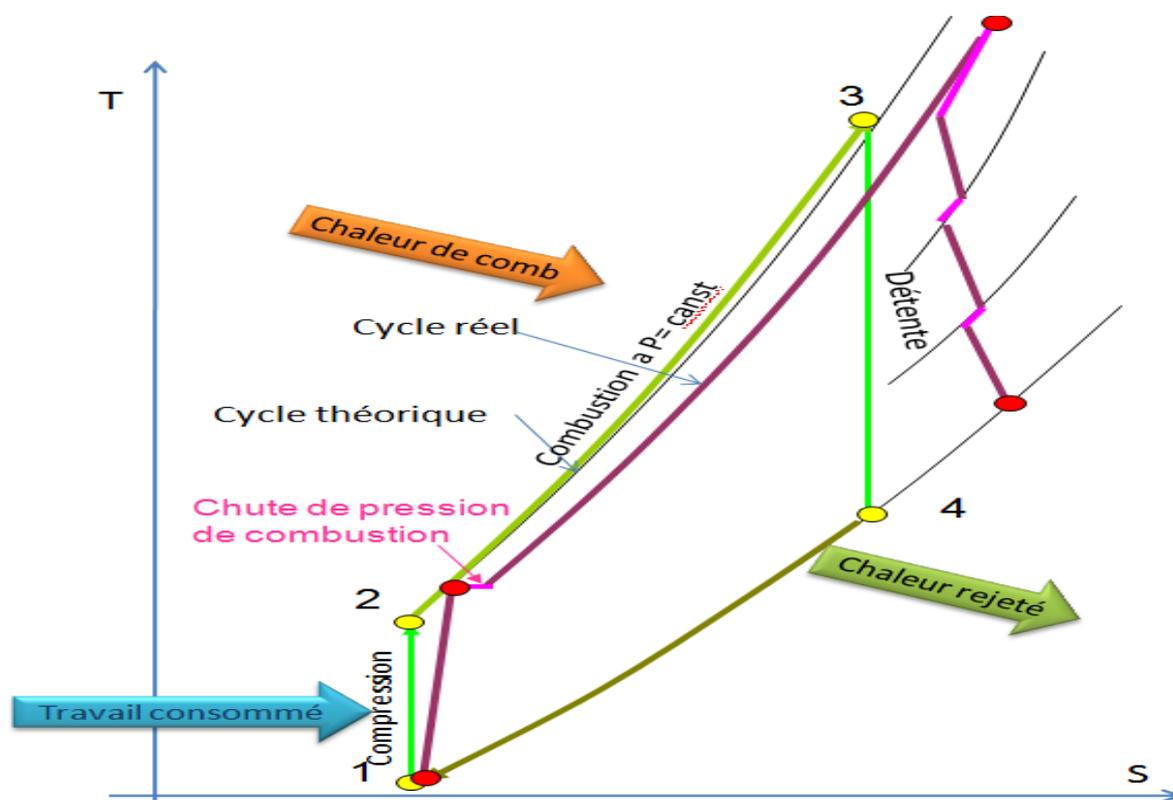
**Tableau III.1:**Relever des Paramètres mesuré de laTG1pour différentes températures ambianteet à la pression ambiante P1 = 1.026 bar.

	Froid (air)	Chaud (air+combustible)
Indice adiabatique	$\gamma=1.4$	$\gamma'=1.33$
Chaleur Spécifique (KJ/Kg°)	$C_p=1.005$	$C_p'=1.13$

**Tableau III.2:**Valeur de  $\gamma$  et  $C_p$  au Froid et au Chaud.

T[C°]	T <sub>1</sub> [K°]	T <sub>2s</sub> [K°]	T <sub>2</sub> [K°]	T <sub>3</sub> [K°]	T <sub>4s</sub> [K°]	T <sub>4</sub> [K°]	Q [KJ/Kg]	Wc [KJ/Kg]	Wt [KJ/Kg]	Wu [KJ/Kg]	η %
4	277	559.28	618	1413	703.87	812	998.16	349.69	591.92	242.22	24.26
8	281	567.36	623	1413	703.87	815	991.88	350.72	588.97	238.24	24.01
11	284	570.67	626	1413	707.33	816	988.12	350.72	587.98	237.26	24.01
16	289	580.71	634	1413	707.33	815	978.07	353.80	587.00	233.19	23.84
20	293	582.98	640	1413	714.48	822	970.54	355.85	582.07	226.22	23.30
22	295	585.48	646	1413	716.32	825	966.77	356.87	579.12	219.16	22.98
26	299	588.87	648	1413	721.97	827	960.50	357.90	577.15	219.24	22.82
27	300	589.31	651	1413	723.90	829	956.73	359.95	575.18	215.22	22.49
32	305	595.96	658	1413	727.83	832	947.94	362.00	572.22	210.22	22.17
35	308	598.59	664	1413	731.85	836	940.41	365.08	568.28	203.20	21.60
39	312	604.71	672	1413	733.91	836	930.36	369.18	568.28	199.10	21.40
41	314	605.22	676	1413	738.09	838	925.34	371.23	566.317	195.08	21.08

**Tableau III.3:** Résultats des calculs de performance TG1.

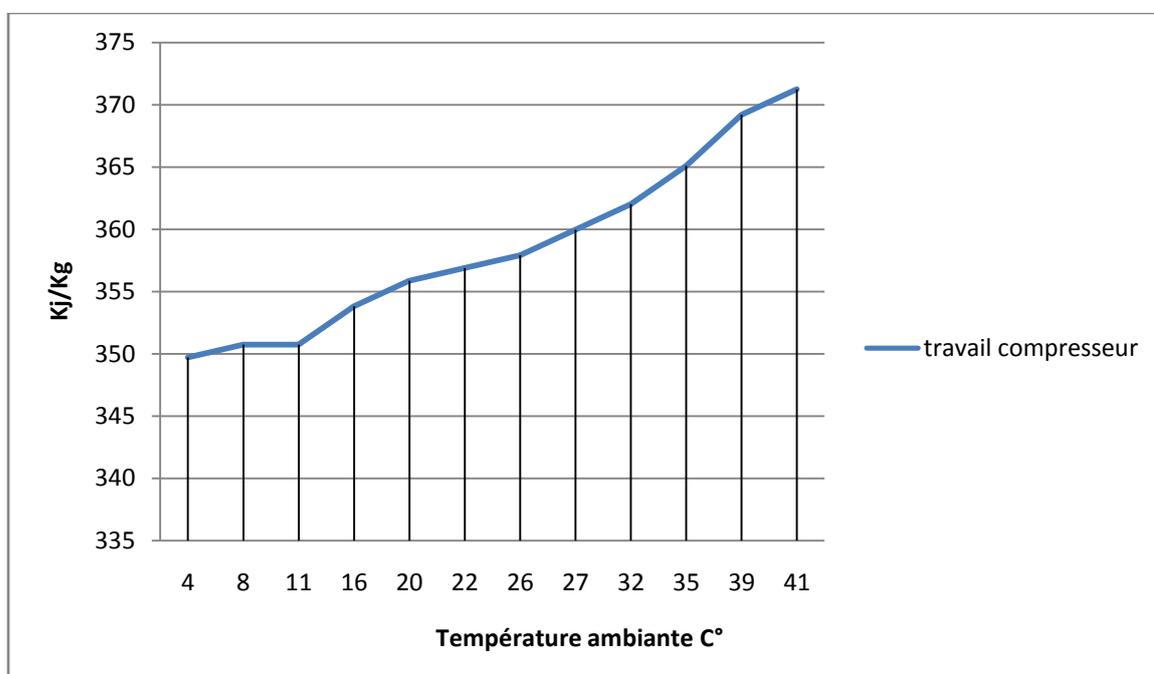


**Figure III.1 :** Cycle thermodynamique d'une TG MS 6001-b « Cycle de Brayton ».

**Travail compresseur :**

T[C°]	Wc[KJ/Kg]
4	349.69
8	350.72
11	350.72
16	353.80
20	355.85
22	356.87
26	357.90
27	359.95
32	362.00
35	365.08
39	369.18
41	371.23

**Tableau III.4 :** Variation de Travail compresseur de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

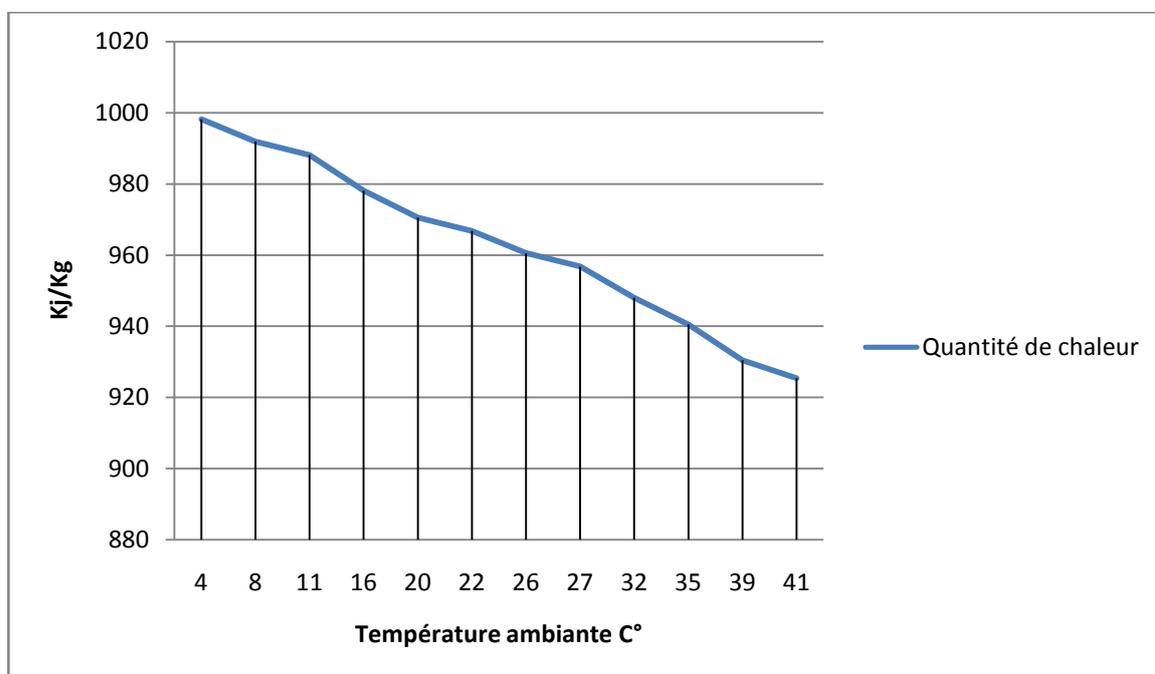


**Courbe III.1 :** Variation de Travail compresseur de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

**Quantité de Chaleurs :**

T[C°]	Q[KJ/Kg]
4	998.16
8	991.88
11	988.12
16	978.07
20	970.54
22	966.77
26	960.50
27	956.73
32	947.94
35	940.41
39	930.36
41	925.34

**Tableau III.5:** Variation de Quantité de Chaleur de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

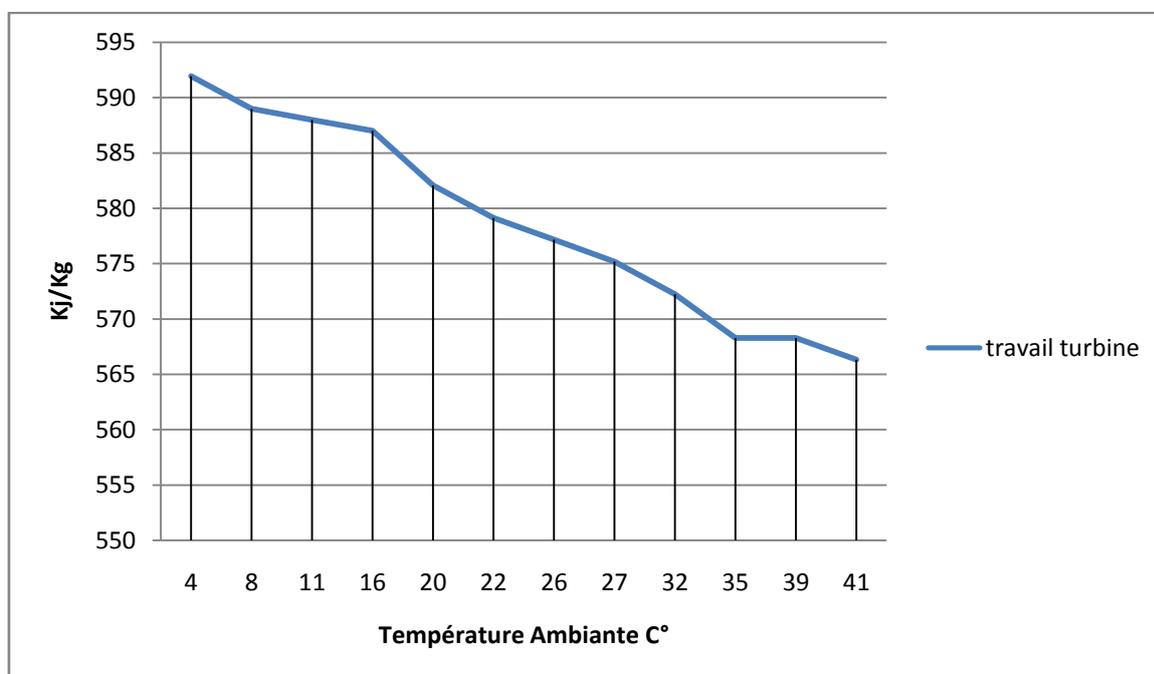


**Courbe III.2 :** Variation de Quantité de Chaleur de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

**Travail Turbine :**

T[C°]	Wt[KJ/Kg]
4	591.92
8	588.97
11	587.98
16	587.00
20	582.07
22	579.12
26	577.15
27	575.18
32	572.22
35	568.28
39	568.28
41	566.31

**Tableau III.6:** Variation de Travail Turbine de cycle réel par rapport à la température ambiante.

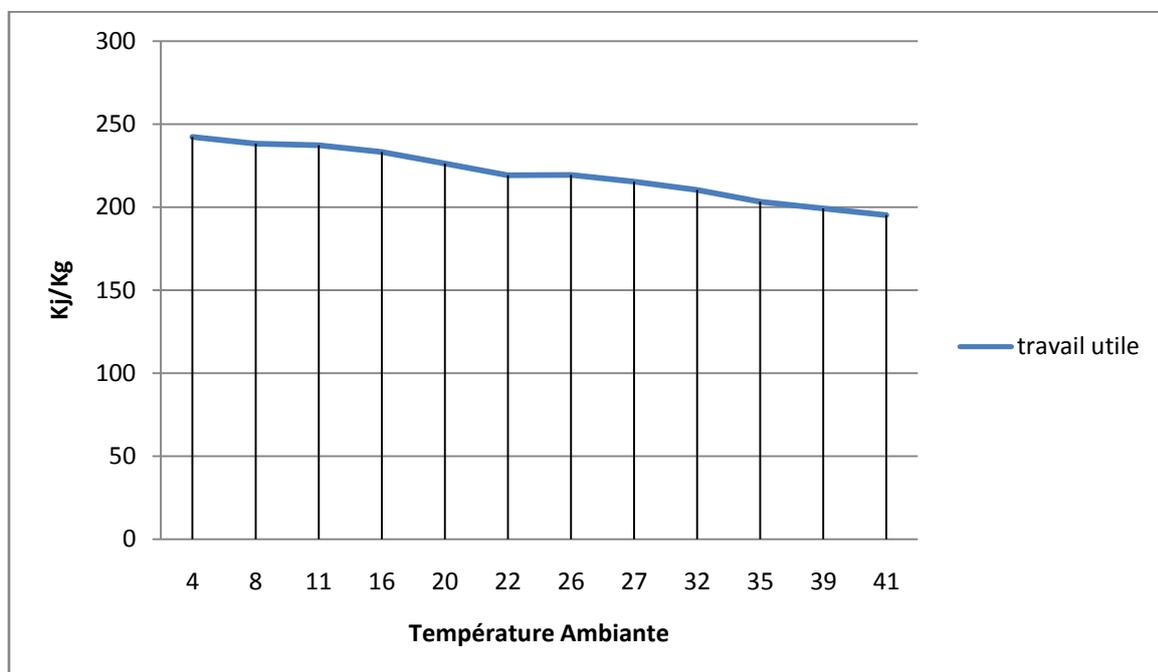


**Courbe III3 :** Variation de Travail Turbine de cycle réel par rapport à la température ambiante.

**Travail Utile :**

T[C°]	Wu[KJ/Kg]
4	242.22
8	238.24
11	237.26
16	233.19
20	226.22
22	219.16
26	219.24
27	215.22
32	210.22
35	203.20
39	199.10
41	195.08

**Tableau III.7:** Variation de Travail Utile de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

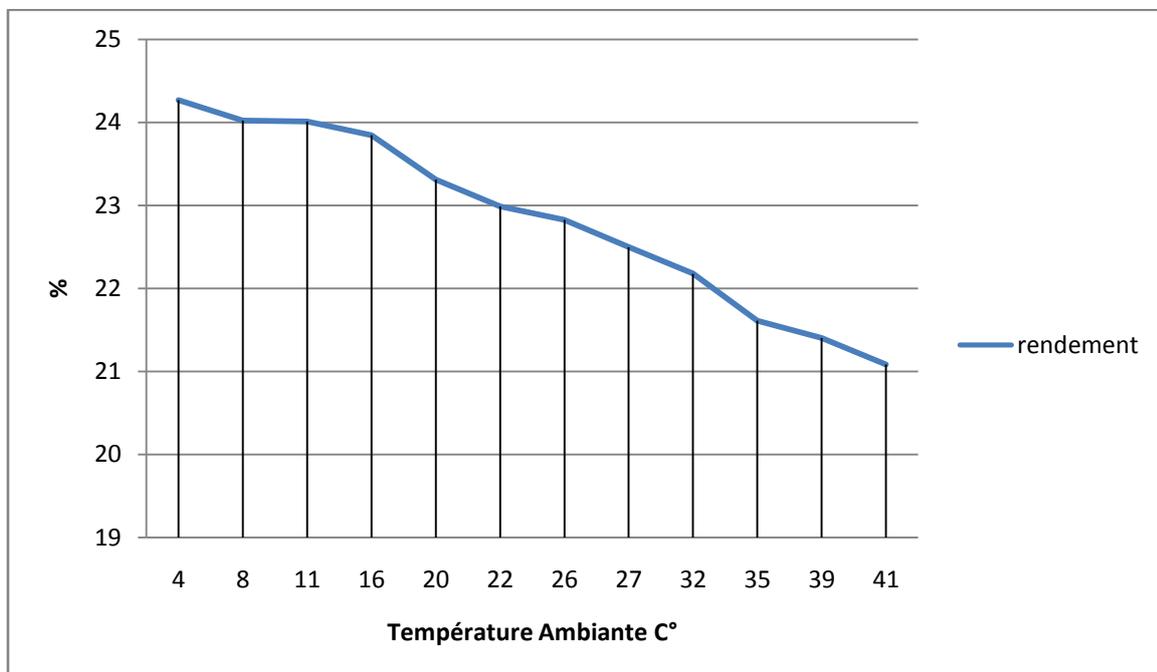


**Courbe III.4 :** Variation de Travail Utile de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

**Rendement :**

T[C°]	$\eta$ %
4	24.26
8	24.01
11	24.01
16	23.84
20	23.30
22	22.98
26	22.82
27	22.49
32	22.17
35	21.60
39	21.40
41	21.08

**Tableau III.8:** Variation de Rendement de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.



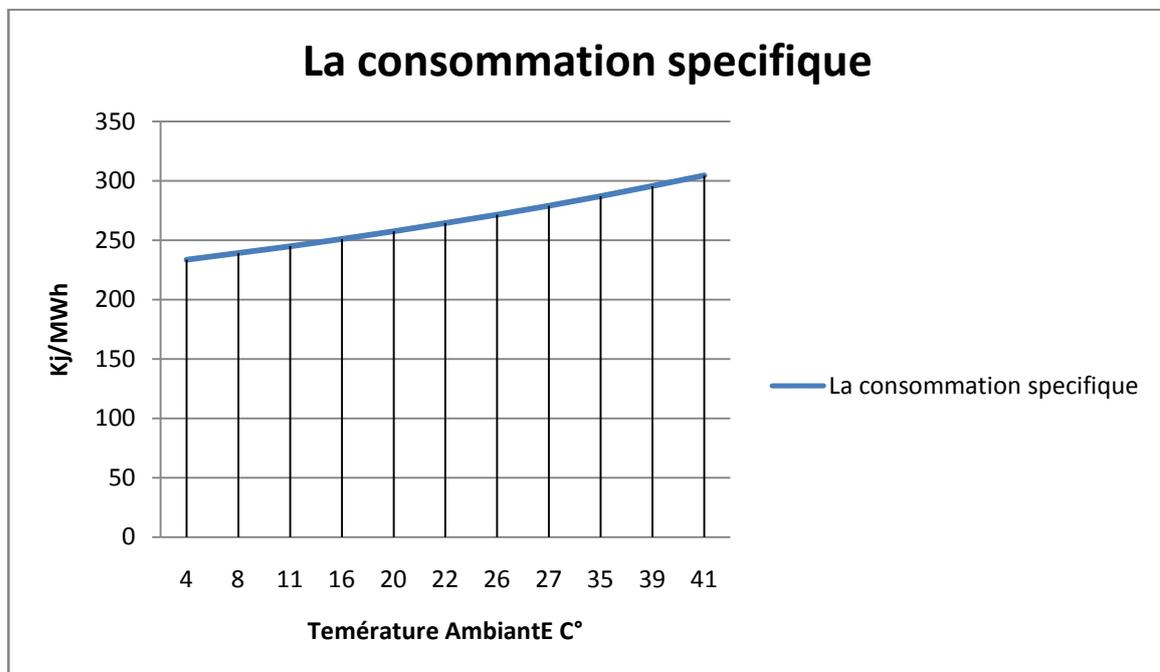
**Courbe III.5 :** Variation de Rendement de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

**III.4 L'influence de la variation de température ambiante sur la consommation spécifique et la quantité d'air consommé :**

**La Consommation Spécifique :**

T[C°]	P [MW]	Cs [KJ/MW h]
4	43	233.58
8	42	239.14
11	41	244.97
16	40	251.10
20	39	257.53
22	38	264.31
26	37	271.46
27	36	279.00
35	35	286.97
39	34	295.41
41	33	304.36

**Tableau III.9:** Variation de Consommation Spécifique de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

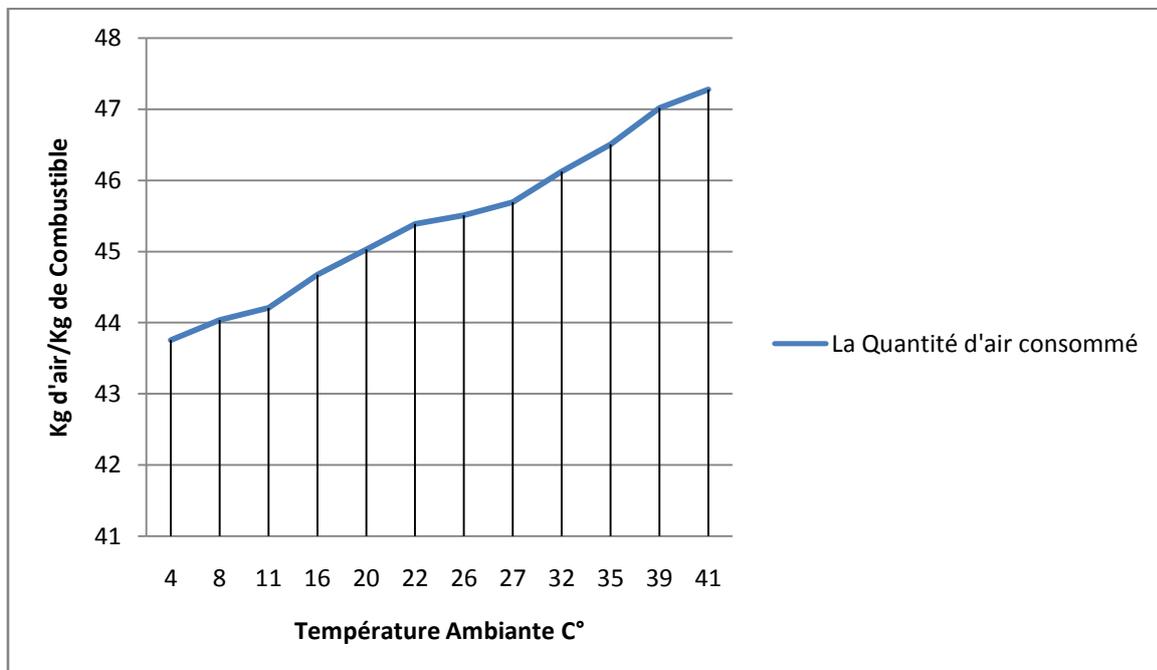


**Courbe III.6 :** Variation de Consommation Spécifique de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

## La Quantité d'air consommé

T[C°]	A [Kg d'air/Kg Combustible]
4	43.7530
8	44.0363
11	44.2080
16	44.6722
20	45.0267
22	45.3868
26	45.5081
27	45.6912
32	46.1241
35	46.5016
39	47.0144
41	47.2750

**Tableau III.10:** Variation de Quantité d'air consommé de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

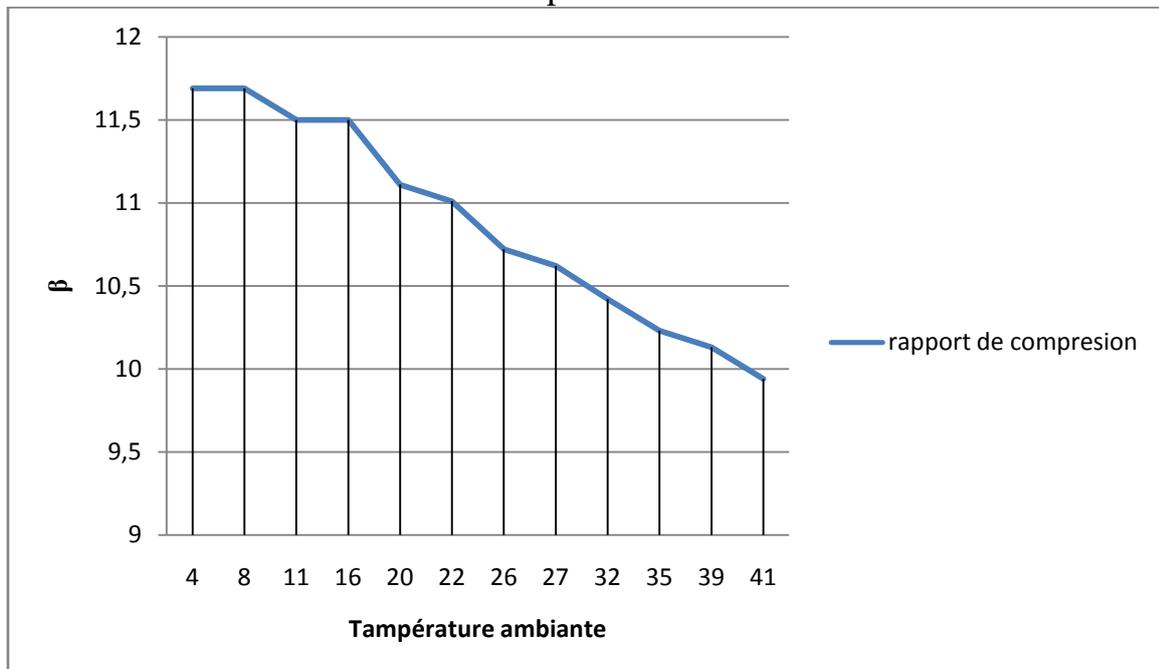


**Courbe III.7 :** Variation de Quantité d'air consommé de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

**III.5 L'influence de la variation température ambiante sur rapport de compression de la turbine à gaz :**

T[C°]	$\beta$ [bar]
4	11.69
8	11.69
11	11.50
16	11.50
20	11.11
22	11.01
26	10.72
27	10.62
32	10.42
35	10.23
39	10.13
41	9.94

**Tableau III.11:** Variation de rapport de compression de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.



**Courbe III.8 :** Variation de rapport de compression de cycle réel TG par rapport à la température ambiante.

### **III.5 Conclusion :**

On conclut que l'augmentation de la température ambiante influe négativement sur tous les paramètres de la turbine à gaz : le travail turbine et compresseur et la quantité de chaleur. Donc l'augmentation de la température va affecter et affaiblir le rendement.

La consommation spécifique de la turbine à gaz augmente avec l'augmentation de la quantité d'air consommé à l'augmentation de la température.

## IV .Amélioration de l'efficacité d'une turbine à gaz par humidification de l'air d'admission

### IV.1 Introduction :

Les turbine à gaz sont pas souvent installées dans des environnements idéaux, et avec leur exploitation elles peuvent subir différents climats tels que les climats chaud, le climat exposé au brouillard, aux tempêtes de sable etc....

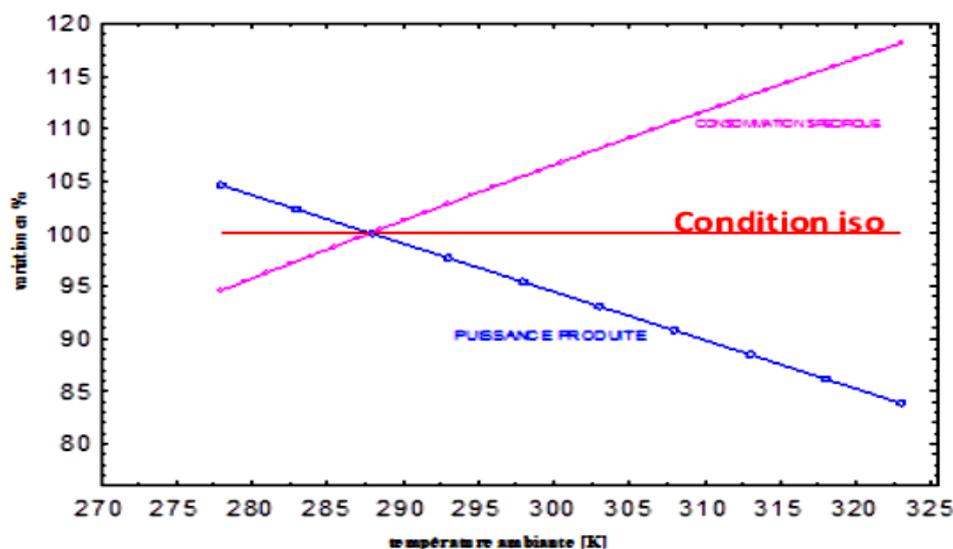
Les performances de l'installation ne sont pas fixées, elles varient d'une région à une autre et d'une saison a une autre. La température ambiante influe directement sur le rendement et la puissance produite par la turbine à gaz et le débit massique de l'air admis par le compresseur.

### IV.2 influence d'agent externe sur la performance de la turbine :

Une turbine à gaz emploie de l'air atmosphérique, donc ses performances sont considérablement influencées par tous les facteurs qui ont un effet sur le débit massique de l'air aspiré par le compresseur.

#### IV.2.1 Effet de la température ambiante :

A mesure que la température d'admission du compresseur augmente, le travail spécifique de compresseur augmente, tandis que le débit massique d'air diminue en raison d'une diminution de la masse spécifique  $\gamma$ . En conséquence le rendement de turbine et travail utile et donc puissance diminuent. si la température diminue, le phénomène inverse se produit.



**Figure IV.1 :** Influence de la température sur la performance d'une turbine à gaz.

### IV.2.2 Effet de la pression atmosphérique :

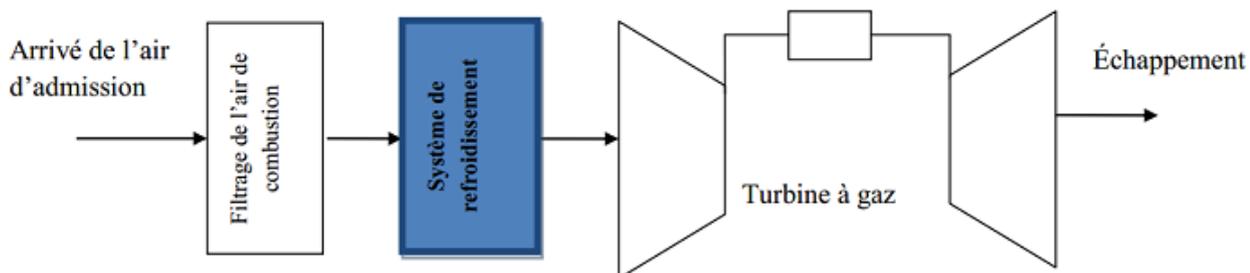
Si la pression atmosphérique diminue par rapport à la pression de référence ISO, le débit massique de l'air diminue (en raison d'une réduction de sa masse spécifique) et la puissance utile est proportionnellement réduite parce qu'elle est proportionnelle au débit massique du gaz.

### IV.3 Les Techniques de Refroidissement :

Plusieurs techniques sont utilisées pour refroidir l'air d'admission sur une turbine à gaz. Parmi les systèmes on trouve :

- ❖ le refroidissement par évaporation (par ruissellement et par injection de brouillard) ;
- ❖ le refroidissement par l'utilisation des systèmes de réfrigération ;
- ❖ le refroidissement par stockage de l'énergie thermique ;

l'emplacement de ces systèmes de refroidissement est montré sur la figure :



**Figure IV.2 :** Représentation schématique d'une installation d'une turbine à gaz avec refroidissement de l'air de combustion.

#### IV.3.1 Refroidissement évaporatif [6] :

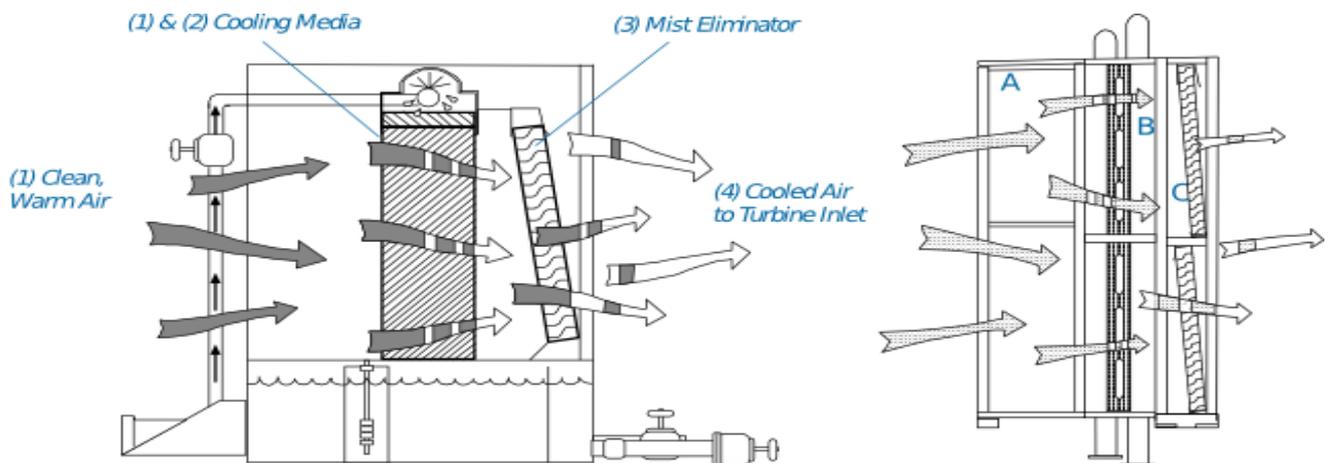
##### ❖ Principe de fonctionnement :

Le principe de fonctionnement de refroidissement évaporatif est le même qui se déroule dans la nature. On évapore une masse d'eau traitée dans le canal d'admission, la chaleur latente nécessaire à l'évaporation provient de l'air lui-même. L'air qui sort après ce système de refroidissement est donc refroidi et humidifié. Le processus de refroidissement n'exige pas un apport d'énergie. Les refroidisseurs par évaporation d'eau appropriés dans les zones chaudes et sèche. Deux techniques existent assurent le refroidissement par évaporation d'eau.

- **Refroidisseur évaporatif par module humidifié :**

Refroidissement par écoulement d'eau consiste à faire passer l'air après filtrage par un média humidifié composé de surfaces ondulées en papier de cellulose traité. Ce média joue le rôle d'évaporateur conventionnel. L'eau s'écoule sur la surface ondulée du panneau évaporant. Une partie de l'eau est évaporée sous l'action de l'air sec chaud qui traverse le panneau évaporant. Le reste de l'eau va tomber dans un bac situé en dessous de l'évaporateur. L'air à la sortie de refroidisseur est refroidi et avant de passer par le compresseur de la turbine à gaz, il passe par un système d'élimination des gouttelettes d'eau pour assurer un bon fonctionnement du compresseur de la turbine à gaz. L'élément principal du refroidissement par ruissellement d'eau est le média humide, il est en papier ondulé sous forme d'un nid d'abeille. L'eau s'écoule par un système de distribution positionné en dessus du média.

L'efficacité des refroidisseurs évaporatifs avec média humidifié peut atteindre jusqu'à 90%.



**Figure IV.3 :** refroidisseur évaporatif

Généralement, il est recommandé de placer le refroidisseur évaporatif après le filtre à air d'admission et non pas avant. Cet arrangement protégera les médias contre la poussière et d'autres contaminations aéroportées.

**Avantage :**

- ❖ Facile et rapide à installer ;
- ❖ Le coût estimatif pour l'installation est de 1/8 à 1/2 par rapport au coût de climatisation frigorifiée ;
- ❖ Le coût estimatif de l'opération (exploitation) est de 1/4 de celui d'air frigorifié ;
- ❖ Il fonctionne comme un laveur et nettoyeur d'air d'admission ;
- ❖ Une augmentation de puissance produite par la turbine à gaz permet de couvrir les pics de demande surtout dans les périodes chaudes

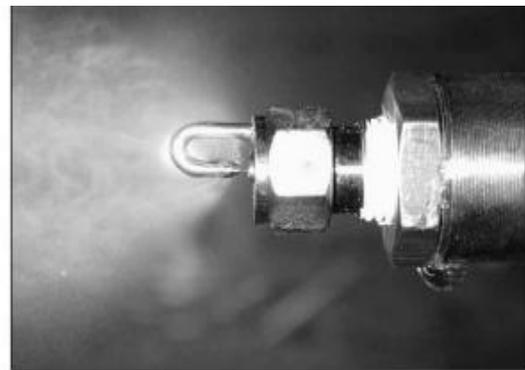
**Inconvénients :**

- ❖ Limitation sur l'amélioration de capacité ;
- ❖ Il n'est pas adapté aux sites humides ;
- ❖ Consomme une quantité d'eau ;
- ❖ L'eau doit être traitée avant utilisation ;

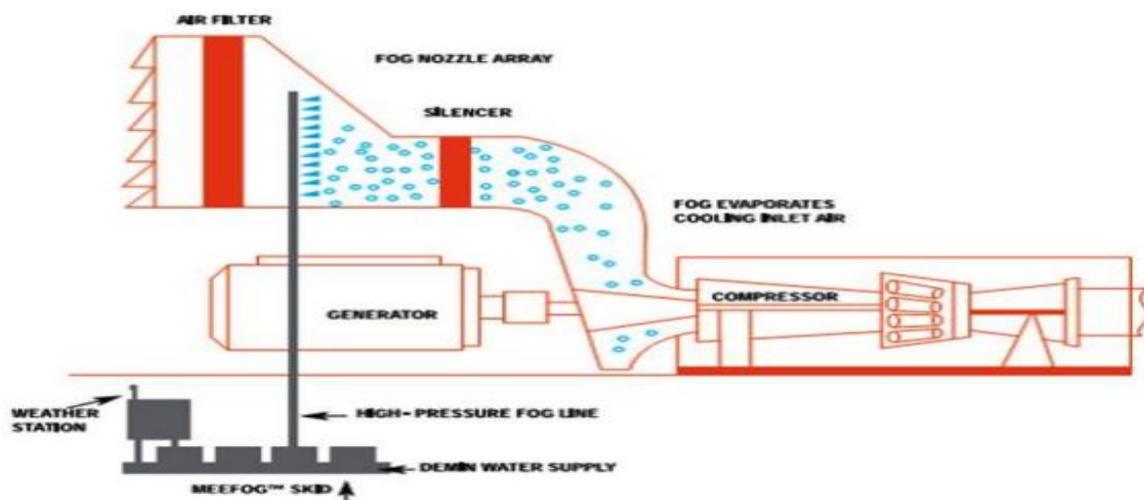
• **Refroidissement par atomisation ou pulvérisation ou pulvérisation d'eau :**

Dans ce système l'humidification est réalisée à partir de pulvérisation d'eau sous forme de petites particules au moyen de buses d'atomisation a haute pression (60 à 140 bar). l'eau s'évapore dans l'air, la température d'air diminue et l'humidité spécifique augmente. L'efficacité des humidificateurs à pulvérisation peut atteindre 100%.

La taille de gouttelette d'eau est très fine (environ 10  $\mu\text{m}$  à 20  $\mu\text{m}$ ) donc elle s'évapore facilement dans l'air.



Buses d'atomisation



**Figure IV.4:** Refroidissement par pulvérisation d'eau.

Avant d'utiliser un système de pulvérisation d'eau pour refroidir l'air de combustion des turbines à gaz,

**Avantage :**

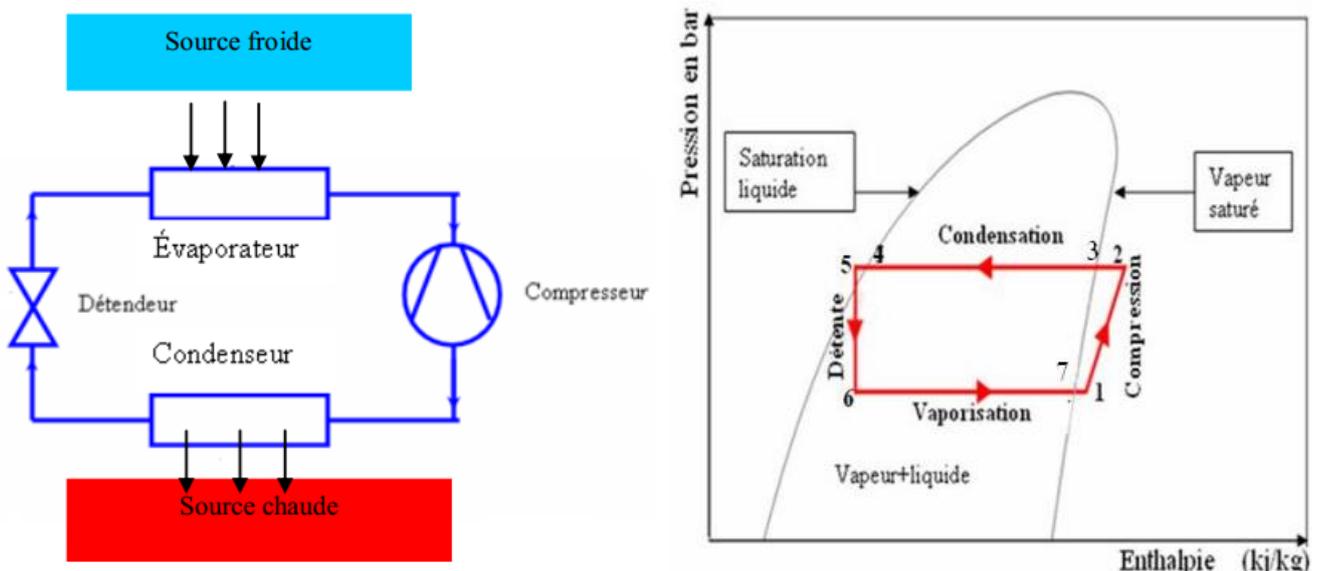
- ❖ Installation facile ;
- ❖ Bas cout d'investissement ;
- ❖ Peut augmenter les performances des turbine à gaz mieux que le refroidissement par évaporation ;

**Inconvénients :**

- ❖ L'amélioration de capacité est limitée ;
- ❖ Il s'adapte qu'avec les sites secs ;
- ❖ Il nécessite une pompe de grande puissance ;

**IV.3.2 Système de réfrigération mécanique :**

Dans ce système la chaleur est prélevée par l'utilisation d'un échangeur de chaleur ou un fluide plus froid absorbe la chaleur de l'air, ce qui résulte à son refroidissement. Le cycle thermodynamique de référence est réalisé dans une machine frigorifique à compression.



**Figure IV.5 :** Cycle d'une machine frigorifique par compression : (à gauche composants - à droite cycle thermodynamique).

Cette machine thermodynamique est constituée d'un circuit fermé et étanche dans lequel circule un fluide frigorigène à l'état liquide ou gazeux selon les organes qu'il traverse, ces organes sont au

nombre de quatre : l'évaporateur, le compresseur, le condenseur et le détendeur. L'utilisation des systèmes de refroidissement mécanique est applicable dans les lieux où l'humidité relative est élevée.

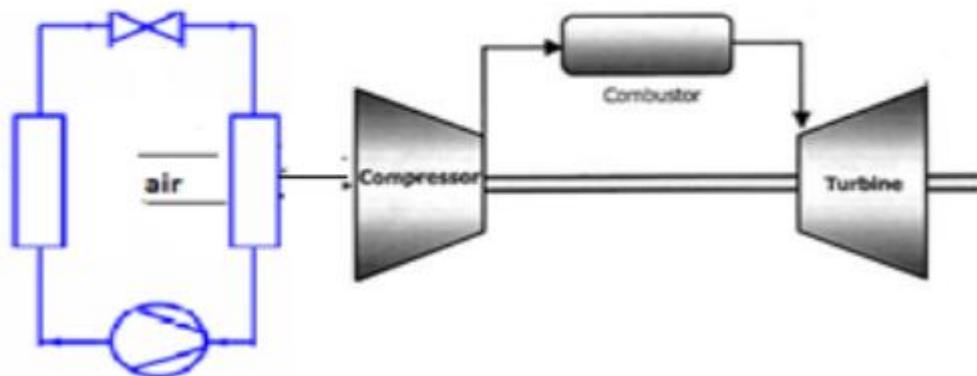
L'air échange directement la chaleur avec le fluide frigorigène qui circule dans la machine, donc l'air qui passe à travers l'évaporateur va refroidir.

**Avantage :**

- ❖ Ils donnent une meilleure amélioration que les systèmes par évaporation d'eau ;
- ❖ Une température d'air à l'admission constante ;

**Inconvénients :**

- ❖ Le prix d'installation est d'exploitation élevé ;
- ❖ Il demande une charge supplémentaire afin de faire fonctionner le groupe frigorifique ;
- ❖ Il est nocif aux composantes de la turbine à gaz en cas de fuites ;
- ❖ Il nécessite une maintenance périodique ;



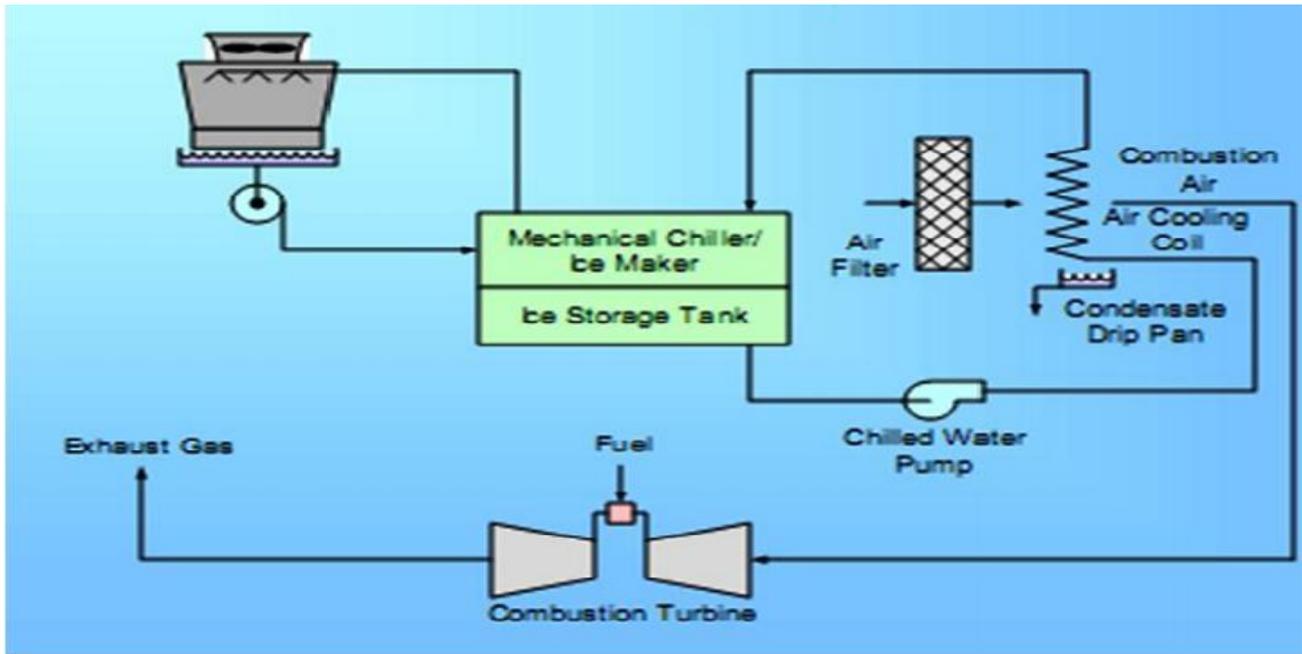
**Figure IV.6 :** refroidissement de l'air de combustion par machine à compression.

**IV.3.3 Le refroidissement par stockage de l'énergie thermique [6] :**

Deux techniques de stockage du froid sont utilisées. Le stockage de glace et le stockage de l'eau froide.

• **Stockage de la glace :**

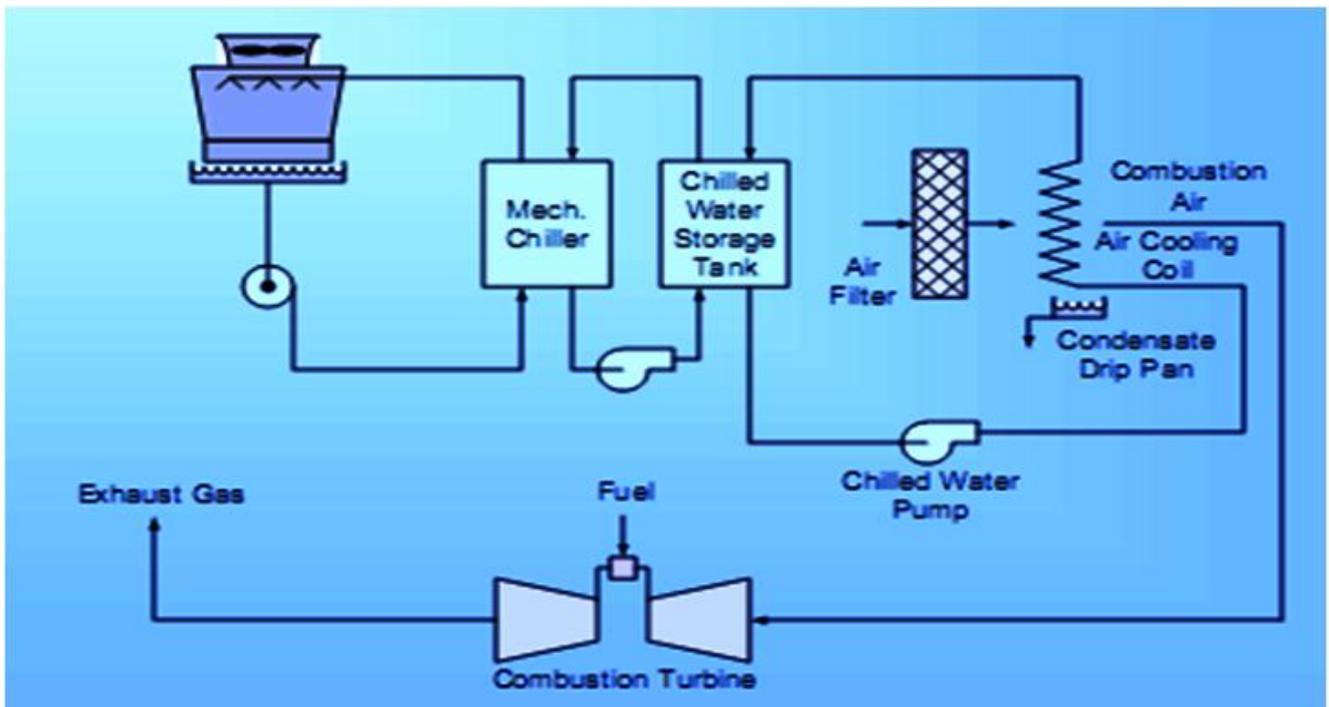
La glace est fabriquée par un groupe frigorifique à compression et stockée dans un réservoir (voir figure au-dessous). ensuite l'eau passe par le réservoir et sera refroidie et transporte ce froid à l'air de combustion par échangeur de chaleur.



**Figure IV.7 :** Systèmes de réfrigération mécanique avec stockage de glace.

- **Stockage de l'eau froide :**

Il porte sur le même principe que stockage de glace sauf que dans ce système on stocke l'eau froide dans le réservoir.



**Figure IV.8 :** Systèmes de réfrigération mécanique avec stockage d'eau froide

#### **IV.5 Conclusion :**

Plusieurs systèmes de refroidissement existent pour le conditionnement des turbines à gaz, mais il faut étudier le choix du système adapté avec le site d'installation (condition ambiantes) parce que les conditions ambiantes (température et humidité relative) variant d'une région à une autre et chaque système à des priorités par rapport à un autre.

### **Conclusion Générale :**

Lorsque la température d'admission du compresseur diminue avec un débit volumique constant, le débit massique sera augmenté ce qui influe directement sur l'accroissement de la puissance produite ainsi que le rendement thermique, qui diminue par la suite les émissions des oxydes d'azote dans la chambre de combustion. Donc les conditions environnementales ont un impacte directe sur les performances des installations de turbine a gaz. Pour cela des systèmes de refroidissement sont développés afin d'améliorer les performances des installations de turbine gaz.

# La Bibliographie

N°	La source
[1]	<a href="http://fr.wikipedia.org/wiki/Innovation_en_Europe">http://fr.wikipedia.org/wiki/Innovation en Europe</a> .
[2]	GE Energy Products – Europe TG 6001-b
[3]	Technique de l'ingénieur turbomachine (Mise en œuvre des <b>turbines à gaz</b> dans l'industrie).
[4]	TURBO MACHINE- GAZODYNAMIQUE ÉCOLE DOCTORALE DE MÉCANIQUE DE LYON (UCBL/INSA/ECL) par Amadou Ciré SALL.
[5]	<a href="http://fr.wikipedia.org/wiki/Turbine">http://fr.wikipedia.org/wiki/Turbine</a> .
[6]	Amélioration de la performance d'une installation de turbine a gaz par refroidissement de l'air d'admission (Babari Sliman).
[7]	Heavy-Duty Gas Turbine David Balevic Steven Hartman Ross Youmans GE Energy.
[8]	Relève des Paramètres mesuré de la turbine gaz TG1 en marche (Sonelgaz SPE).
[9]	Handbook of Turbomachinery Arizona State University, Tempe, Arizona, U.S.A. Selection of a Gas Turbine Cooling System Boris Glezer Optimized Turbine Solutions ,San Diego, California, U.S.A.
[10]	Triangles des vitesses pour un écoulement axial Conception et fonctionnement par Michel VINCENT DE PAUL Ingénieur de l'École centrale de Paris.
[11]	Turbines à gaz par Max GIRAUD Ingénieur de l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace et Joël SILET Ingénieur de l'École Nationale Supérieure d'Ingénieurs en Constructions Aéronautiques .