

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**  
**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**  
**UNIVERSITE KASDI MERBAH - OUARGLA**

**Faculté des Hydrocarbures, des Energies Renouvelables et des Sciences de la Terre et de  
L'Univer**

**Département de Forage et Mécanique des Chantiers Pétroliers**



Mémoire pour l'obtention du diplôme  
**MASTER PROFESSIONNEL**  
Domaine : Sciences Technique  
Filière : Hydrocarbures  
Spécialité : MCP

Préparé par :

**BOUKHATEM Djalal et BELKACEM Amine**

**Thème:**

**L'effet de la température ambiante sur la  
performance d'une turbine à gaz**

Soutenu publiquement le 13/06/2019 devant le jury:

M.KHELIFA Chrief

President

Mme. REZAAIGUIA Yamina

Examineur

M.MEBROUK Ridha

Encadreur

2018/2019

# Sommaire

## Chapitre I : Généralités sur la turbina a gaz

I.1. Introduction.....	1
I.2. Généralité sur la turbina a gaz.....	1
I.3. Classification des turbines à gaz.....	1
I.3.1. Par le mode de travail.....	2
I.3.2. Par le mode de fonctionnement thermodynamique.....	3
I.3.3. Par le mode de construction.....	4
I.4. Principe de travail.....	5
I.5. Domain d'application.....	6
I.6. Principaux composants de la turbine.....	7
I.6.1. Section d'admission.....	7
I.6.2. Section de compression.....	7
I.6.2.1. Le stator.....	9
I.6.2.2. Le rotor.....	9
I.6.2.3 Aubages.....	9
I.6.3. Section de combustion.....	10
I.6.3.1. Corps de combustion.....	11
I.6.3.2. Injecteur de combustible.....	11
I.6.3.3. Bougie d'allumage.....	11
I.6.3.4. Détecteur de flamme ultraviolet.....	12
I.6.3.5. Le rôle de la chambre de combustion.....	12
I.6.4. Section turbine.....	13
I.7. les systèmes de l'installation de turbine à gaz.....	13
I.7.1. Système de démarrage.....	13
I.7.2. Système de lubrification et graissage d'huile.....	14
I.7.2.1. Pompe principale.....	14
I.7.2.2. Pompe auxiliaire.....	14
I.7.2.3. Pompe de secours.....	14
I.7.3. Système de refroidissement et d'étanchéité.....	15
I.7.4. Système de commande de combustible.....	16

I.8. Avantages et inconvénients des turbines à gaz.....	17
---	----

## **Chapitre II : Maintenance de la TAG SGT-400**

Introduction.....	18
II.1. Définition de la maintenance.....	18
II.1.1. AFNOR X 60-010.....	18
II.1.2 CEN projet WI 319-003.....	18
II.2. But de la maintenance.....	18
II.3. Les formes de la maintenance.....	19
II.3.1. La maintenance corrective.....	19
II.3.1.1. Les dépannages.....	20
II.3.1.2. Les réparations.....	20
II.3.1.3. Avantage et inconvénients de la maintenance corrective.....	20
II.3.2. La maintenance préventive.....	20
II.3.2.1. Maintenance préventive systématique.....	21
II.3.2.2. Maintenance préventive conditionnelle ou prévisionnelle.....	21
II.3.2.3. Les opération de maintenance préventive.....	21
II.3.2.3.1. Les inspections.....	21
II.3.2.3.2. Les visites.....	21
II.3.2.3.3. Les contrôles.....	22
II.3.2.4. Avantages et inconvénients de la maintenance préventive.....	22
II.3.3. La maintenance d'amélioration.....	22
II.4. Les inspections appliquées sur la turbine à gaz SGT 400 SIEMENS.....	23
II.4.1. Caractéristiques de la turbine à gaz SGT-400.....	23
II.4.2. Types d'inspection.....	24
II.4.2.1. Inspection en fonctionnement.....	24
II.4.2.2. Inspections préventive périodique.....	24
II.4.2.2.1. Inspection en cas de la machine pas démontée.....	24
II.4.2.2.2. Inspection en cas de la machine démontée (maintenance préventive systématique).....	25

## **Chapitre III : Calcul thermodynamique**

III.1. Rappel thermodynamique.....	30
III.2. Calcul thermodynamique de la TAG .....	31
III.2.1. D'après les données du constructeur.....	31

III.2.2. D'après les données de départ.....	33
III.3. Influence des facteurs sur les performances de la turbine à gaz.....	41
III.3.1. Les facteurs extérieurs.....	42
III.3.1.1. La température ambiante.....	42
III.3.1.2. La pression ambiante.....	42
III.3.1.3. Les poussières.....	42
III.3.1.4. L'humidité relative.....	42
III.3.2. Les facteurs intérieurs.....	42
III.3.2.1. Chute de pression dans la section d'aspiration du compresseur.....	42
III.3.2.2. Chutes de pression dans le système d'échappement.....	43
III.3.2.3. Influence du type de combustible.....	43
Conclusion	
Résumé	

## Liste des symboles :

$C$  : Vitesse à l'entrée et à la sortie du diffuseur [m/s]  
 $N$  : Vitesse de rotation de la Turbine [tr/min]  
 $\eta_{cc}$  : Rendement de chambres de combustion [%]  
 $\eta_{ic}$  : Rendement du compresseur [%]  
 $\eta_{mec}$  : Rendement du Compresseur – Turbine [%]  
 $\eta_i$  : Rendement de la Turbine [%]  
 $\eta_{th}$  : Rendement thermique [%]  
 $P$  : La pression [Pa]  
 $PC$  : Pouvoir calorifique du combustible [Kcal/m<sup>3</sup>]  
 $P$  : Puissance [KW]  
 $P_u$  : Puissance utile [KW]  
 $\Delta P$  : les pertes de charge [Pa]  
 $\rho$  : la masse volumique [Kg/m<sup>3</sup>]  
 $Q$  : la quantité de chaleur transférée [J/s]  
 $q_c$  : Débit massique de combustible [kg/s]  
 $q_r$  : Débit massique relatif de l'air de refroidissement [kg/s]  
 $q_f$  : Débit massique relatif des fuites [kg/s]  
 $T$  : la température [K]  
 $W$  : Travail massique [J/Kg]  
 $\varepsilon$  : Taux de compression  
 $\alpha$  : Coefficient d'excès d'air

## Les Indices :

TAG : turbina a gaz  
*amb* : Ambiante  
*atm* : Atmosphérique  
BP : base pression  
HP : haut pression

## Liste des figures :

<b>Figure.I.1</b> : classification des turbines à gaz .....	2
<b>Figure I.2</b> : Mode de travail.....	3
<b>Figure I.3</b> : Représentation de cycle fermé et ouvert.....	4
<b>Figure I.4</b> : Turbines à gaz à un arbre et à deux arbres.....	5
<b>Figure I.5</b> : principe de fonctionnement.....	6
<b>Figure I.6</b> : section d'aspiration.....	8
<b>Figure I.7</b> : corps de compresseur .....	9
<b>Figure I.8</b> : Schéma de section de combustion.....	10
<b>Figure I.9</b> : schéma de chambre de combustion.....	11
<b>Figure I.10</b> : bougie d'allumage .....	12
<b>Figure I.11</b> : Rotors HP, BP "TAG SGT400" .....	13
<b>Figure I.12</b> : schéma de système de graissage.....	15
<b>Figure I.13</b> : Schéma de système de refroidissement d'étanchéité.....	16
<b>Figure I.14</b> : Schéma de système de commande de combustible.....	16
<b>Figure II.1</b> : Les méthodes de maintenance.....	19
<b>Figure II.2</b> : Turbine à gaz SGT-400.....	23
<b>Figure III.1</b> : schéma de cycle thermodynamique de turbine bi-arbre.....	31
<b>Figure III.2</b> : Schéma de cycle thermodynamique de BRAYTON.....	31
<b>Figure III.3</b> : Représentation schématique d'une turbine à gaz à deux arbres.....	33
<b>Figure III.4</b> : la dégradation du performance de la turbine.....	41

## Liste des tableaux :

<b>Tableau II.1</b> : Plan de maintenance typique .....	<b>26</b>
<b>Tableau II.2</b> : Inspection type 'A' pour Générateur de gaz .....	<b>26</b>
<b>Tableau II.3</b> : Inspection type 'A' pour Système de Combustion .....	<b>27</b>
<b>Tableau II.4</b> : Inspection type 'A' Pour Turbine de puissance .....	<b>27</b>
<b>Tableau II.5</b> : Inspection type 'A' Pour Systèmes auxiliaires du moteur .....	<b>27</b>
<b>Tableau II.6</b> : Plan de maintenance type B .....	<b>28</b>
<b>Tableau II.7</b> : Plan de maintenance type C .....	<b>28</b>
<b>Tableau II.8</b> : Plan de maintenance type D .....	<b>28</b>
<b>Tableau III.1</b> : Les principaux de la thermodynamique.....	<b>30</b>
<b>Tableau III.2</b> : Les résultats de calcul d'après les données réelles .....	<b>40</b>
<b>Tableau III.3</b> : comparatif des résultats obtenus.....	<b>40</b>
<b>Tableau III.4</b> :la température et le rendement à chaque variation de la température d'entré..	<b>41</b>

# Remerciement

*Louange à dieu qui nous a aidé à  
terminer ce travail et nous a donné le  
courage et la patience*

*Nous remercions notre encadreur:  
Mabrouk Ridha, et Chouicha  
Samira, pour leurs guides et leurs  
bagages scientifiques*

*Nous remercions notre famille pour tout.  
Mes chères camarades et amies surtout  
Djeboua Oussama et Sahraoui Ali,  
dans notre passage éducatif*



# Introduction Générale

---

## Introduction Générale :

La turbine à gaz est l'un des moyens de production de puissance les plus révolutionnaires, son invention a permis aux ingénieurs d'atteindre des niveaux de puissance jamais égalés par des moteurs thermiques conventionnels. L'utilisation de ce mécanisme de production de l'énergie est très répandue dans différents domaines industriels, production de l'électricité, la propulsion aéronautique, l'industrie pétrochimique dans la production du pétrole et de gaz, compte tenu la facilité d'adaptation du faible rapport cout, puissance unitaire développée et une large gamme de régime de fonctionnement.

De nombreux progrès ont été réalisés ces dernières décennies concernant le développement des turbines à gaz. Ces améliorations dues aux progrès rapides de technologie, sont incorporés aux groupes déjà fonctionnels et on permet de diversifier la gamme des turbines à gaz et d'étendre leur champs d'application et ont ainsi conduit à une augmentation de la durée de vie, à l'allongement des intervalles d'entretiens, à l'amélioration du rendement et par conséquent à l'augmentation de la puissance générée.

La grande puissance et le bon fonctionnement ainsi que les hautes performances des turbines à gaz font d'elles des moyens les plus sollicitant pour l'entraînement des charges mécaniques.

Dans ce travail, on va étudier les performances d'une turbine à gaz de type SGT-400, en plus d'une introduction générale et une conclusion générale ce mémoire est constitué de trois parties :

- Description générale des turbines à gaz.
- Maintenance de la turbine SGT-400 pour connaître les différentes phases d'entretien et d'inspection.
- Etude thermodynamique qui a pour objet l'influence de la température ambiante sur les performances de la turbine.

### **I.1. Introduction :**

Les turbines à gaz sont des groupes de force dont l'utilisation dans l'industrie des hydrocarbures est très répandue, compte tenu de ses excellentes performances (rendement varie entre 25% à 35 % utilisée seule, et supérieur à 55 % en cycle combiné), à de faciles adaptations, à des régimes variables des processus d'exploitation et à de modes de démontage en blocs qui permettent des périodes de fonctionnement entre réparations de plus en plus élargies.

### **I. 2. Généralité sur la turbina a gaz :**

La turbine à gaz (TAG) est un moteur alternatif à combustion interne de haute technologie à quatre cycles, dont le rôle est la reconversion de l'énergie thermique due à la combustion d'un hydrocarbure en énergie mécanique (couple mécanique sur l'arbre de la turbine).

Cette machine à une grande vitesse de rotation (3000-30000rpm) utilisé dans des applications industrielles elle peut mener des générateur (entraînement des générateur), ou des pompes et des compresseurs (entraînement mécanique), elle est utilisée dans des applications mobile comme des avions des bateaux etc...

Nous sommes considérées par leur utilisation dans l'industries a plage d'alimentation de la TAG est entre 100 kW et 350 MW son rendement est entre 25% et 40%.

- Elle a une haute puissance massique (machine légère et puissante)
- Elle peut utiliser une large gamme de combustibles (des types liquides ou gazeux)
- Elle peut fonctionner perpétuellement (sans arrêt) pendant une année.

### **I.3. Classification des turbines à gaz :**

On peut classer les turbines selon différents points :

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

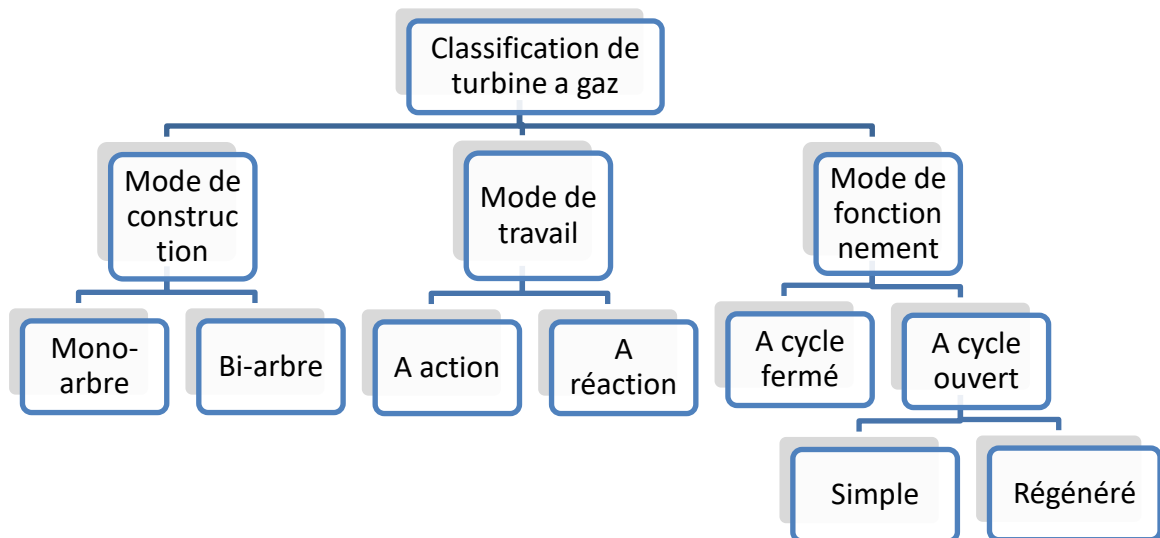


Figure I.01 : classification des turbines à gaz

### I.3.1. Par le mode de travail :

On distingue deux types de turbine :

- Turbine à action : Où l'énergie thermique est transformée complètement en énergie cinétique dans la directrice. L'évolution des gaz dans la roue se fait sans variation de pression statique  $P_0 > P_1 = P_2$ .
- Turbine à réaction : Une partie de l'énergie thermique est transformée dans la roue en énergie cinétique et mécanique. L'évolution des gaz dans la roue se fait avec variation de la pression statique  $P_0 > P_1 > P_2$ . Le taux de réaction  $\epsilon$  caractérisera le % d'énergie thermique totale.

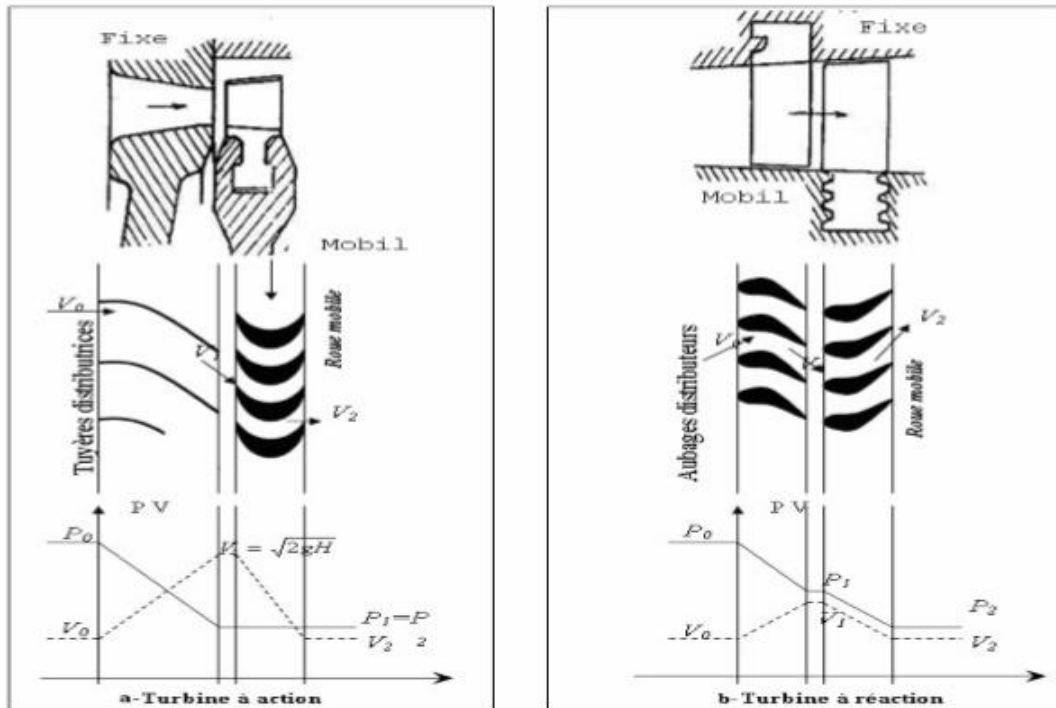


Figure I.02 : Mode de travail [1]

### I.3.2. Par le mode de fonctionnement thermodynamique :

Il existe deux cycles thermodynamiques :

- **Turbine à gaz à cycle fermé** : dans laquelle le même fluide est repris après chaque cycle.
- **Turbine à gaz à cycle ouvert** : c'est une turbine dont l'aspiration et l'échappement s'effectuent directement dans l'atmosphère. Ce type de turbine qui est le plus répandu se divise en deux classes :
  - **Turbine à cycle simple** : c'est une turbine utilisant un seul fluide pour la production d'énergie mécanique, après la détente les gaz possédant encore un potentiel énergétique sont perdus dans l'atmosphère à travers l'échappement.
  - **Turbine à cycle régénéré** : c'est une turbine dont le cycle thermodynamique fait intervenir plusieurs fluides moteurs dans le but d'augmenter le rendement de l'installation.

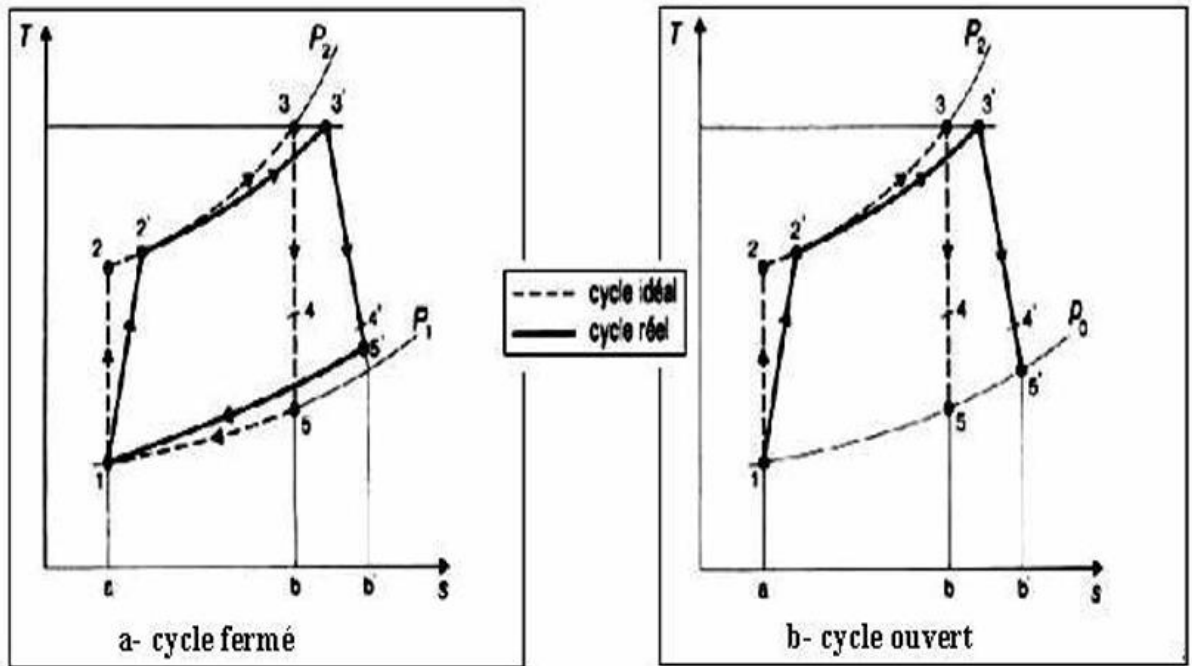


Figure I.03 : Représentation de cycle fermé et ouvert. [1]

### I.3.3. Par le mode de construction :

L'objectif pour lequel, on utilise la turbine à gaz définit le type qu'on doit choisir. Dans l'industrie, on trouve les turbines à un seul arbre, dites aussi mono-arbre. Elles sont généralement utilisées dans le cas où on cherche un fonctionnement avec une charge constante (pour entraîner les générateurs d'électricité). Un deuxième type, englobe les turbines à deux arbres (bi-arbres) ; elles ont l'avantage d'entraîner des appareils à charges variables (pompes, compresseur,). Elles se composent de deux parties, la première assure l'autonomie de la turbine, la deuxième est liée à la charge. Un troisième type peut être aussi cité, ce sont les turbines dites dérivées de l'aéronautique ; Elles ont une conception spéciale suivant le domaine dans lequel elles sont utilisées.

Dans ce troisième type, la partie qui assure l'autonomie de la turbine existe toujours, et l'énergie encore emmagasinée dans les gaz d'échappement est utilisée pour créer la poussée, en transformant cette énergie (thermique et de pression) en une énergie cinétique de jet dans une tuyère.

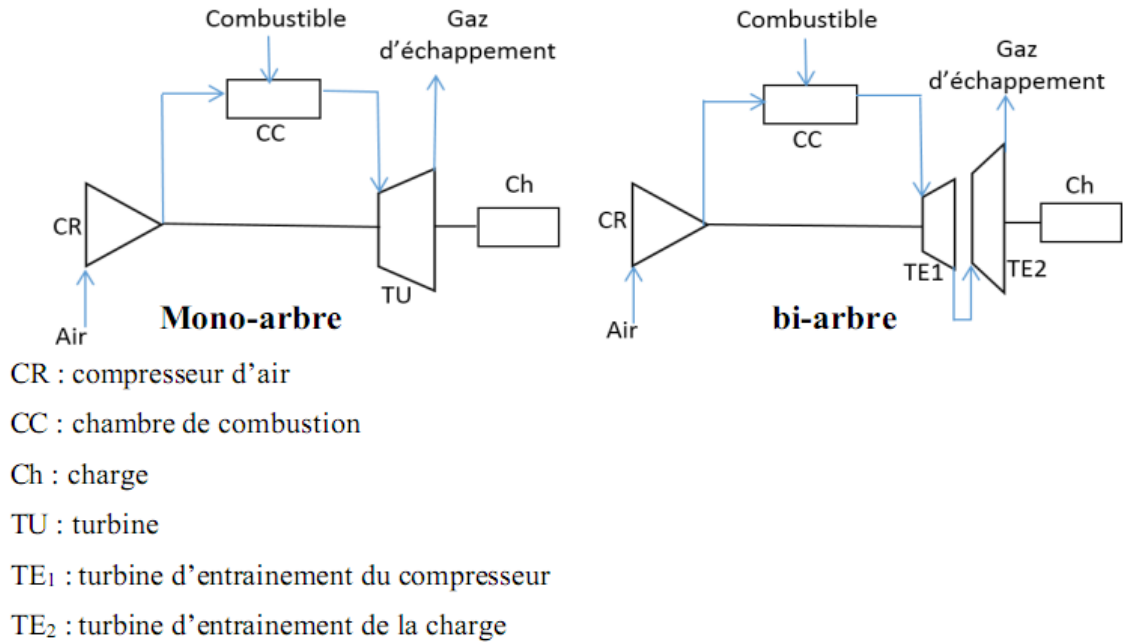


Figure I.04 : Turbines à gaz à un arbre et à deux arbres

#### I.4. Principe de fonctionnement :

Une turbine à gaz fonctionne de la façon suivante :

- Elle extrait de l'air du milieu environnant ;
- Elle le comprime à une pression plus élevée ;
- Elle augmente le niveau d'énergie de l'air comprimé en ajoutant et en brûlant le combustible dans une chambre de combustion ;
- Elle achemine les gaz brûlés à pression et à température élevées vers la section de la Turbine, qui convertit l'énergie thermique en énergie mécanique pour faire tourner l'arbre (l'énergie nette).

L'énergie récupérée au niveau de la turbine sert, en partie, à faire fonctionner le compresseur, par une liaison mécanique adéquate, permettant de mener de l'air à une pression et température de combustion, et le reste de l'énergie est transmise pour entraîner un quelconque organe (alternateur, compresseur... etc). Elle décharge dans l'atmosphère, les gaz à basse pression et température résultant de la transformation mentionnée ci-dessus.

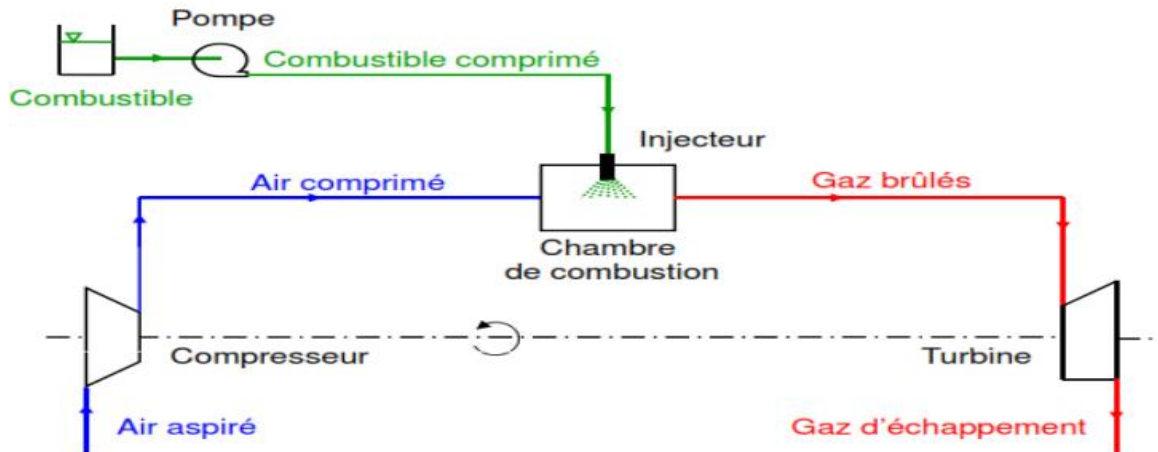


Figure I.05 : principe de fonctionnement. [9]

### 1.5. Domain d'application :

C'est dans l'aéronautique que la turbine à gaz s'est imposée en priorité. Les turboréacteurs sont utilisés de façon quasi universelle pour la propulsion des appareils à voilure fixe : avions et missiles, pour les voilures tournantes, de façon similaire, les turbomoteurs équipent aussi la quasi-totalité des différents types d'hélicoptères.

Parmi les utilisations non aéronautiques, très diversifiées la turbine à gaz connaît une large utilisation dans différents domaines et en particulier dans le domaine des hydrocarbures à cause de leur grande gamme de puissance et leurs propres avantages.

Elles peuvent être utilisées comme :

- les turboalternateurs, destinés aux centrales de pointe et aux groupes de secours, bénéficient au mieux des qualités fondamentales de la turbine à gaz que sont la rapidité de démarrage, la facilité de mise en œuvre, la fiabilité élevée.
- les machines utilisées dans les stations de pompage et de compression des gazoducs et oléoducs, ainsi que sur les plates-formes pétrolières off-shore qui bénéficient des mêmes avantages avec en plus l'emploi d'un carburant local bon marché.
- la traction terrestre, qu'elle soit ferroviaire avec les turbotrains ou d'application militaire pour les véhicules blindés, utilise en outre la grande puissance volumique de la turbine à gaz comparée à celles des moteurs Diesel.

• Les installations industrielles dites à énergie totale, où le turbomoteur peut fournir simultanément trois formes d'énergie : électrique (alternateur), pneumatique (par prélèvement d'air sur le compresseur), calorifique (récupérateur de chaleur des gaz d'échappement). [10]

## **I.6. Principaux composants de la turbine :**

On trouve dans la TAB plusieurs sections principales et des parties auxiliaires, on peut définir ces sections dans 5 grandes sections.

- Section admission.
- Section compression.
- Section combustion.
- Section turbine.
- Section échappement.

### **I.6.1. Section d'admission :**

La section d'aspiration est utilisée pour orienter l'air vers le compresseur de la turbine, l'air entre dans le filtre, traverse la conduite, le silencieux, le coude et le caisson d'admission et enfin le compresseur, et pour obtenir un bon fonctionnement de la turbine il faut avoir Une bonne filtration de l'air pour assurer l'absence des particule solides pour éviter les perte de rendement du compresseur et l'augmentation de la consommation spécifique de la turbine à cause de collage des particule solide sur les bouts d'ailettes de compresseur, ainsi que sur la base des aubes de stator par effet des forces centrifuges.

Le filtre d'admission : qui assure l'absence des particules solides pour protégé les composant du turbine contient un système de filtration pour la région et le filtrage clairement garantie, ce qui empêche l'entrée de certains matériaux étrangers inutiles, mais cela est une perte de charge qui varient de 0,3% à 1,3% en fonction de la saleté, refroidissement



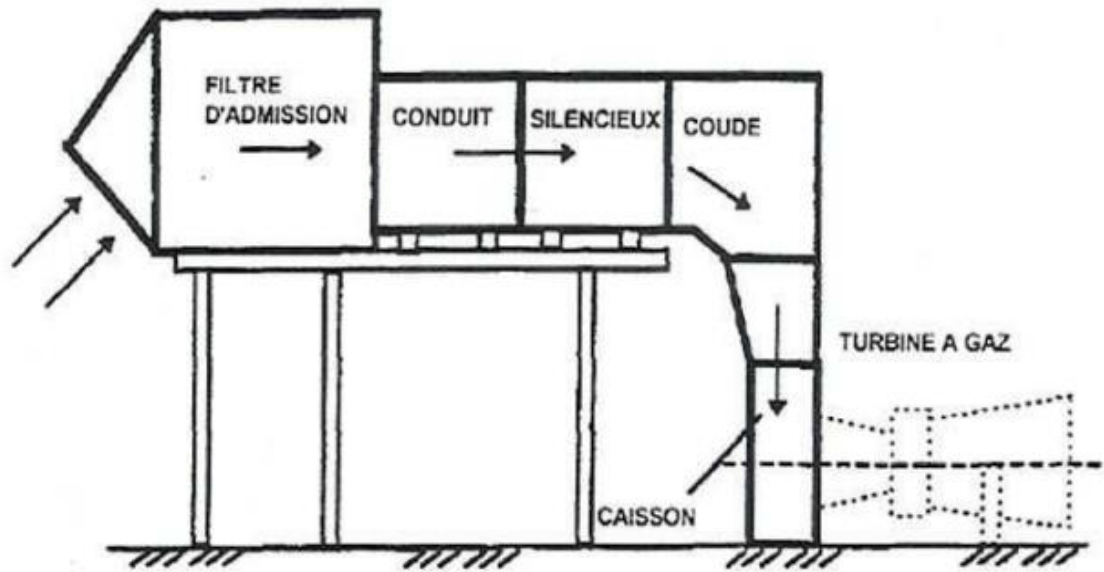


Figure I.06 : section d'aspiration.[6]

### I.6.2. Section de compression :

Les compresseurs axiaux sont utilisés dans les machines de grande puissance, à cause des grands débits qu'ils produisent, ces débits sont nécessaires pour produire des puissances utiles élevées avec des dimensions réduites.

Ce mécanisme est destiné à augmenter la pression d'un fluide (l'air ambiant) par leur rotation et sa forme qui mais l'aire entré forcement qui garantir l'augmentation de pression pour fournir la quantité nécessaire d'aire pour la combustion.

Le rôle du compresseur axial est essentiel, il se résume en :

- Assurer l'alimentation des chambres de combustion avec l'air comprimé, pour l'opération de combustion.
- Assurer un débit et une pression aussi élevé pour avoir une grande puissance utile.
- Assurer l'air utilisé pour le refroidissement des pièces exposées aux fortes contraintes thermiques et assurer étanchéité des palies.

Le compresseur axial est une machine compris par deux partie stator et rotor.



Rotor du compresseur axial

stator du compresseur axial

Figure I.07 : corps de compresseur. [5]

### I.6.2.1. Le stator :

Est la chasse ou le cadre de compresseur la partie qui ne tourne pas contient plusieurs étages, ces étages est classés par deux à leur dimension et position entre l'entrée et sortie.

La première partie est appelé IGV avec des chambres un peu grand et variable juste au l'entrai a le premier contact avec l'aire, la deuxième partie est appelé EGV avec des chambres identique. [1]

### I.6.2.2. Le rotor :

Un arbre a certaine dimension avec plusieurs rangées des pales crée par des matières spéciales de haute résistance, cette partie est mobile.

### I.6.2.3 Aubages :

Les aubages du rotor du compresseur et du stator sont dessinés pour fournir un rapport de compression efficace. L'aube est en forme d'ailettes et sa base est en queue d'aronde. Les aubes du rotor sont montées dans une rainure usinée en forme de queue d'arondes semblables dans le pourtour du disque du rotor et elles sont ensuite bloquées par matage. Les aubes du stator, dans le corps côté aspiration, sont glissées dans la rainure d'un demi-anneau. L'ensemble des aubes et de l'anneau est ensuite monté dans la glissière en queue d'aronde qui est usinée dans la paroi du corps intérieur. Les aubages du stator du corps de la partie refoulement sont encastrées directement dans les fentes en queue d'aronde usinées dans la paroi du corps. [8]

### I.6.3. Section de combustion :

La section de combustion de la TAG comporte l'enveloppe de combustion qui est composée des corps de combustion extérieure, des ensembles chapeau et chemises de combustion, des ensembles de pièces de transition et des injecteurs de combustible, des bougies d'allumage, des détecteurs de flamme, des tubes à foyer et diverses garnitures.

L'enveloppe de combustion soutient les corps de combustion et renferme les pièces de transition. C'est un élément soudé entourant la partie arrière du corps de refoulement du compresseur et recevant l'air de refoulement du compresseur à flux axial.

Le combustible est envoyé dans chaque chemise des chambres de combustion par un injecteur de combustible monté dans le couvercle de cette dernière et pénétrant dans la chemise. Lorsque l'allumage se produit dans les tubes foyer, ils vont allumer le mélange air combustible des autres chambres.

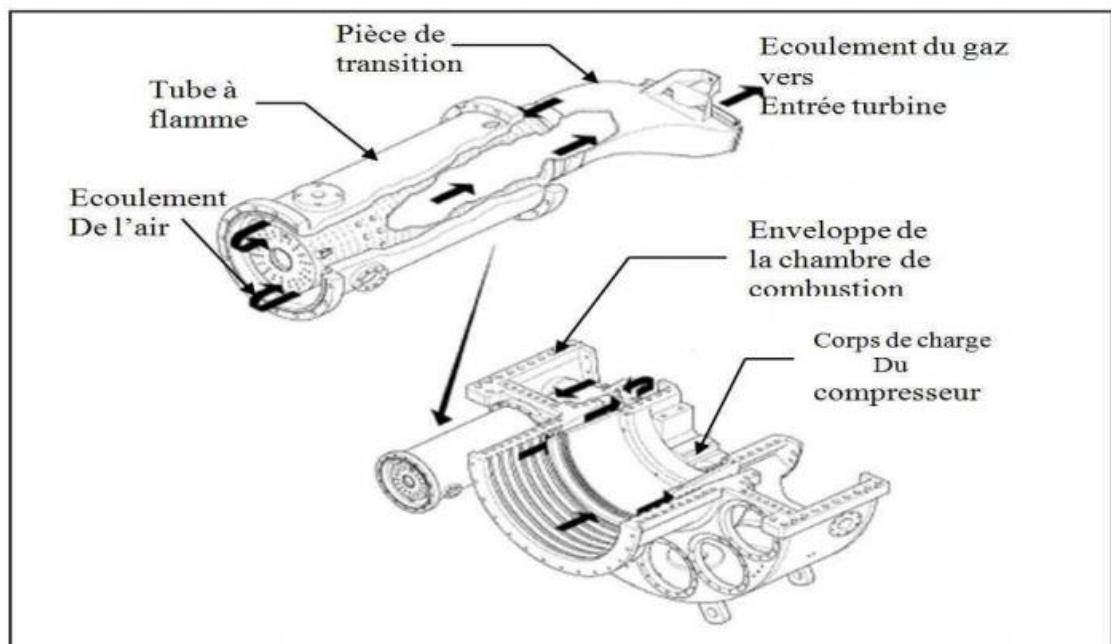


Figure I.08 : Schéma de section de combustion. [7]

### I.6.3.1. Corps de combustion :

La chambre de combustion est conçue pour brûler un mélange de fuel et d'air et pour délivrer à la turbine les gaz résultant à une température la plus élevée possible afin d'optimiser son fonctionnement. Mais la température des gaz ne doit pas dépasser la température maximale autorisée pour la turbine car sinon, cette dernière risque d'être endommagée. Afin d'optimiser la combustion, on doit doser correctement le rapport carburant/air.

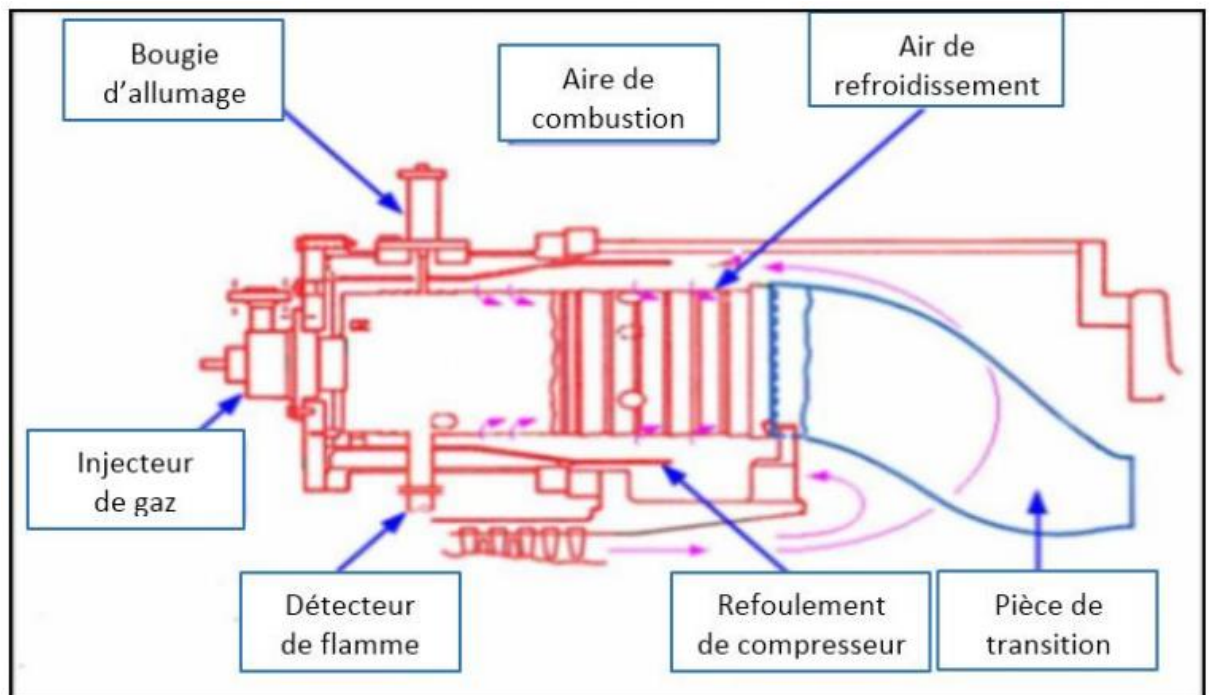


Figure I.09 : schéma de chambre de combustion. [6]

### I.6.3.2. Injecteur de combustible :

Chacune des chambres de combustion est équipée d'un injecteur de combustible qui pulvérise sous forte pression une quantité donnée de combustible dans la chambre de combustion.

Le combustible gazeux est admis directement dans chaque chambre par les trous de dosage positionnés au rebord extérieur du bout des injecteurs de combustible.

### I.6.3.3. Bougie d'allumage :

La combustion du mélange de combustible et d'air est déclenchée par les bougies avec électrodes rétractiles. Pour la TAB ms5002 Deux bougies sont installées dans chacune des

deux chambres de combustion, (N°9 et N°10) et reçoivent l'énergie des transformateurs d'allumage. Les autres chambres sans bougies, sont allumées à travers les tubes-foyers d'interconnexion.



Figure I.10 : bougie d'allumage. [6]

#### **I.6.3.4. Détecteur de flamme ultraviolet :**

Pendant la séquence de lancement, on envoie une indication de présence ou d'absence de flamme au système de commande, géré par le système de contrôle de flamme.

Le capteur de flamme est sensible à la présence des radiations ultraviolettes émises par la flamme aux hydrocarbures.

#### **I.6.3.5. Le rôle de la chambre de combustion :**

Le rôle de la chambre de combustion est de fournir la quantité de chaleur nécessaire pour le cycle de la turbine à gaz. La forme des chambres de combustion est conçue pour remplir les conditions suivantes :

- La durée de vie la plus longue possible.
- Avoir un encombrement minimal.
- Garantir un bon allumage et une stabilité de la flamme.
- Assurer une combustion la plus complète possible.
- Eviter le dépôt de carbone sur les brûleurs et les parois, ainsi que des fumées.
- Réduire les pertes de charges

### I.6.4. Section turbine :

La turbine convertit une partie de l'énergie cinétique des gaz générés qui sortent de la chambre de combustion 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.

Les turbines peuvent tourner jusqu'à 60000 tr/min et baignent dans un flux de gaz dont la température avoisine 1500 °C. Cette température dépasse parfois de 200°C la température de fusion des matériaux constituant les aubes. Cette performance est possible grâce au refroidissement des aubes par de l'air prélevé au niveau du compresseur propulsé à grande vitesse et sous haute pression. [3] [4]

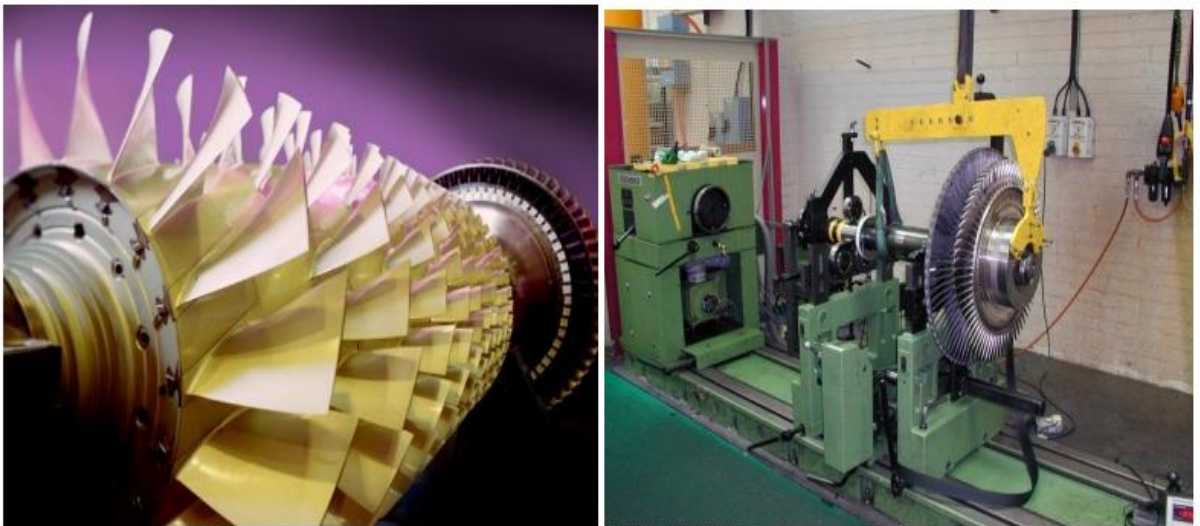


Figure I.11: Rotors HP, BP "TAG SGT400" [2]

### I.7. les systèmes de l'installation de turbine à gaz :

Parmi les systèmes de l'installation de turbine à gaz il y'a :

#### I.7.1. Système de démarrage :

Le but principal du système de démarrage est d'accélérer la turbine jusqu'à la vitesse minimale d'autonomie. Le lancement de la turbine est assuré par le moteur asynchrone qui fonctionne au travers d'un convertisseur de couple pour assurer le couple de démarrage nécessaire pour la turbine.

Le moteur de lancement fait croître la vitesse du rotor de la turbine jusqu'à 22% de sa vitesse nominale dans une minute, l'ensemble se stabilisé pendant les cinq minutes qui suivent à la vitesse de 22%, afin de permettre le balayage des gaz résiduels, et l'alimentation avec le gaz combustible.

Après le balayage, la flamme est ensuite enflammée, et le processus de démarrage commence l'accélération jusqu'à une vitesse de 60% de la vitesse nominale. Le passage de 22% à 60% se fait dans environ 8mn. A cette vitesse le moteur de lancement est découplée du compresseur axial et la turbine atteint la phase de son autonomie, où elle accélère jusqu'à sa vitesse nominale.

### **I.7.2. Système de lubrification et graissage d'huile :**

Huile lubrifiante minérale est utilisée pour lubrifier et refroidir le tourillon de turbine et les paliers lisses et des butées, les roulements moteur et les unités auxiliaires roulements de boîte de vitesses d'engrenages et cannelures.

C'est un système d'huile sous pression en boucle fermée, comprenant un bac à huile, des pompes, des échangeurs de chaleur (réfrigérants huile), filtres, vannes et des dispositifs divers qui contrôlent et protègent le système.

L'huile de graissage conditionné par le système circule jusqu'à atteindre les paliers de la turbine, et les équipements de charge entraînés.

Le système de graissage est équipé de 3 pompes :

#### **I.7.2.1. Pompe principale :**

C'est une pompe volumétrique, montée et entraînée par le réducteur auxiliaire. Elle pompe l'huile de graissage du réservoir vers les différents points de graissage de l'installation durant la marche normale.

#### **I.7.2.2. Pompe auxiliaire :**

Elle est entraînée par un moteur à courant alternatif, sa fonction est de fournir de l'huile aux paliers et l'accouplement lors du démarrage et l'arrêt de la turbine quand la pompe principale ne peut fournir une pression suffisante pour le fonctionnement en conditions de sécurité.

#### **I.7.2.3. Pompe de secours :**

La pompe centrifuge d'huile de graissage de secours fonctionne en cas où la pompe auxiliaire a été forcée hors service ou elle est incapable de maintenir la pression adéquate de l'huile de graissage. Elle est entraînée par un moteur à courant continu (alimentée par des batteries).

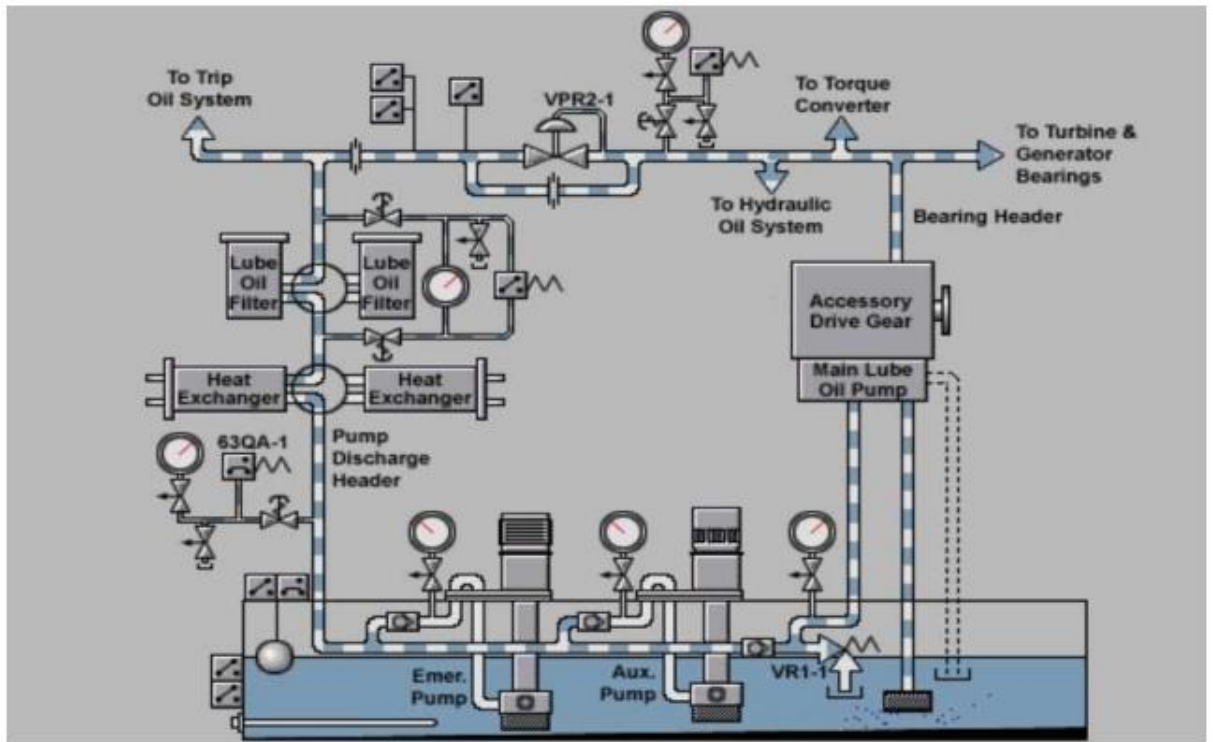


Figure I.12 : schéma de système de graissage. [6]

### I.7.3. Système de refroidissement et d'étanchéité :

Dans une turbine à gaz, certaines parties sont exposées à des contraintes thermiques très élevées. Leur refroidissement est indispensable, afin d'éviter leur détérioration. Pour cette raison, une partie de l'air frais soutirée du compresseur axial, ainsi qu'une deuxième partie aspirée de l'atmosphère sont envoyées pour le refroidissement des endroits critiques, et servir aussi à l'étanchéité (pressuriser les joints d'huile des paliers).

Les pièces refroidies sont :

- Les roues de la turbine du premier et deuxième étage ;
- La directrice du premier étage.
- Le carter du rotor de la turbine.

En effet, un excédent d'air de refroidissement serait positif pour la durée de vie des pièces, mais négatif pour le rendement de la machine, et vice-versa. En plus, l'air de refroidissement soutiré du compresseur, ne va pas participer à la combustion, donc il va réduire le travail utile obtenu.



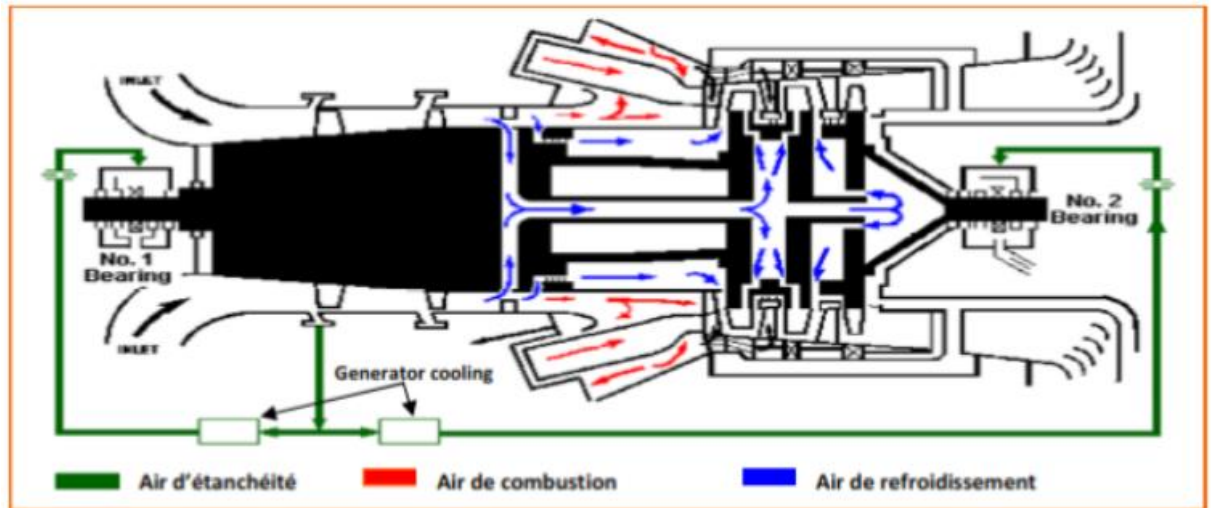


Figure I.13 : Schéma de système de refroidissement d'étanchéité. [6]

#### I.7.4. Système de commande de combustible :

Le rôle de ce système est d'assurer l'alimentation des chambres de combustion par la combustible (le gaz naturel pour le cas de la turbine étudiée), avec la pression et le débit appropriés pour satisfaire à toutes les exigences de lancement.

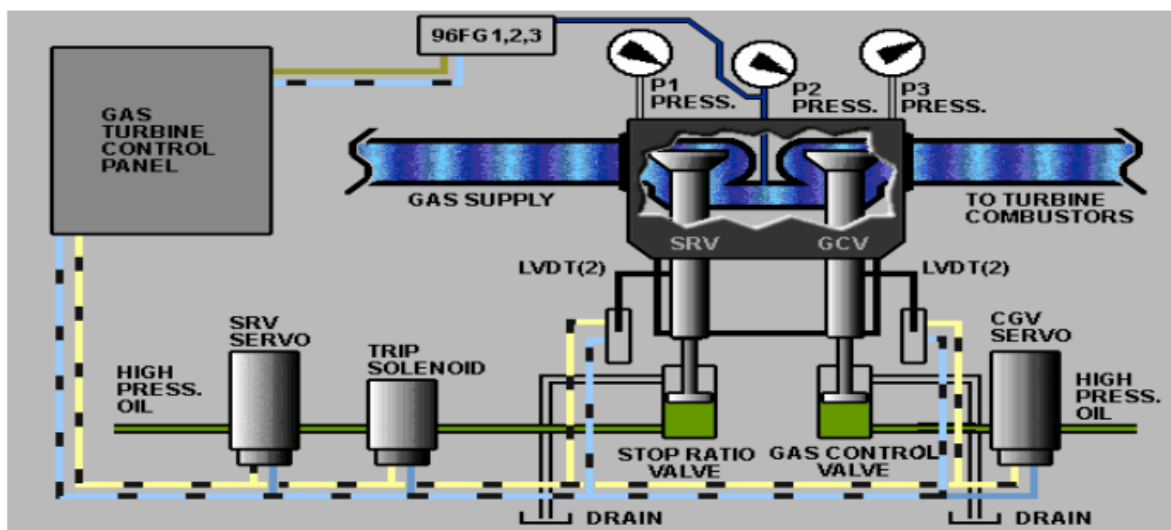


Figure I.14 : Schéma de système de commande de combustible. [6]

Le gaz doit arriver à la turbine sous pression, après filtrage, à travers deux vannes situées en série : la vanne arrêt /détente SRV et la vanne de contrôle du combustible GCV (SRV servo commander la vanne SRV et CGV servo commander la vanne GCV). Le combustible, parfaitement dosé, parvient au brûleur (1 par chambre de combustion) à travers un distributeur annulaire. La vanne arrêt / détente a la double fonction d'arrêter et de régler la pression du gaz en aval (cette vanne étant commandée par le système de protection de la turbine).

A cette régulation il faut ajouter celle exercée par la vanne de contrôle du combustible

(GCV) laquelle s'ouvre en fonction linéaire par rapport au signal qu'elle reçoit de l'armoire de commande et de contrôle.

### **I.8. Avantages et inconvénients des turbines à gaz :**

➤ **Avantage :**

- Une puissance élevée dans un espace restreint dans lequel un groupe diesel de même puissance ne pourrait pas être logé.
- A l'exception de démarrage et arrêt, la puissance est produite d'une façon continue.
- Démarrage facile même à grand froid.
- Diversité de combustible pour le fonctionnement.
- Possibilité de fonctionnement à faible charge. **[5]**

➤ **Inconvénients :**

- Au-dessous d'environ 3000KW, prix d'installation supérieur de celui d'un groupe diesel.
- Temps de lancement beaucoup plus long que celui d'un groupe diesel ; à titre indicatif : 30 à 120 s pour une turbine, 8 à 20 s pour un groupe diesel.
- Rendement inférieur à celui d'un moteur diesel (cycle simple). À titre indicatif : 28 à 33 % pour une turbine de 3000 KW, 32 à 38 % pour un group diesel. **[5]**

## **Introduction :**

La maintenance s'exerce sur des équipements industriels de production placés dans le contexte économique de l'entreprise.

Chaque équipement plus ou moins complexe, constitue un système technique, conçu pour mettre en œuvre un procédé et destiné à réaliser, partiellement ou totalement, un produit ou un service.

les ingénieurs ont mis en place une maintenance Pour améliorer la bonne conduite et la production des différents équipements, dont ils ne peuvent s'en passer, car elle est devenue indispensable pour les entreprises.

## **II.1. Définition de la maintenance :**

### **II.1.1. AFNOR X 60-010 :**

La maintenance est l'ensemble des activités destinées a maintenir ou rétablir un bien dans un état ou dans des condition données de sûreté de fonctionnement pour accomplir une fonction requise. Ces activités sont une combinaison de fonctions techniques, administratives et de management. [15]

### **II.1.2 CEN projet WI 319-003 :**

La maintenance est l'ensemble de toutes les actions technique, administratives et de gestion durant le cycle de vie d'un bien, destiné à le maintenir ou à le rétablir dans un état dans lequel il peut accomplir la fonction requise. [16]

## **II.2. But de la maintenance :**

Les principaux objectifs de la maintenance sont :

- Maintenir l'équipement dans un bon état de marche, dans les meilleures conditions de qualité, de délai et de prix de revient.
- Assurer à l'équipement des performances de haut qualité.
- Améliorer la sécurité du travail.
- Diminuer le temps d'arrêt en cas de panne.
- Faciliter la gestion des stocks.
- Prolonger la durée de vie du matériel.

- Diminuer le temps d'arrêt en cas de panne. [13] [2]

### II.3. Les formes de la maintenance :

On distingue deux types de maintenance : la maintenance corrective et la maintenance préventive.

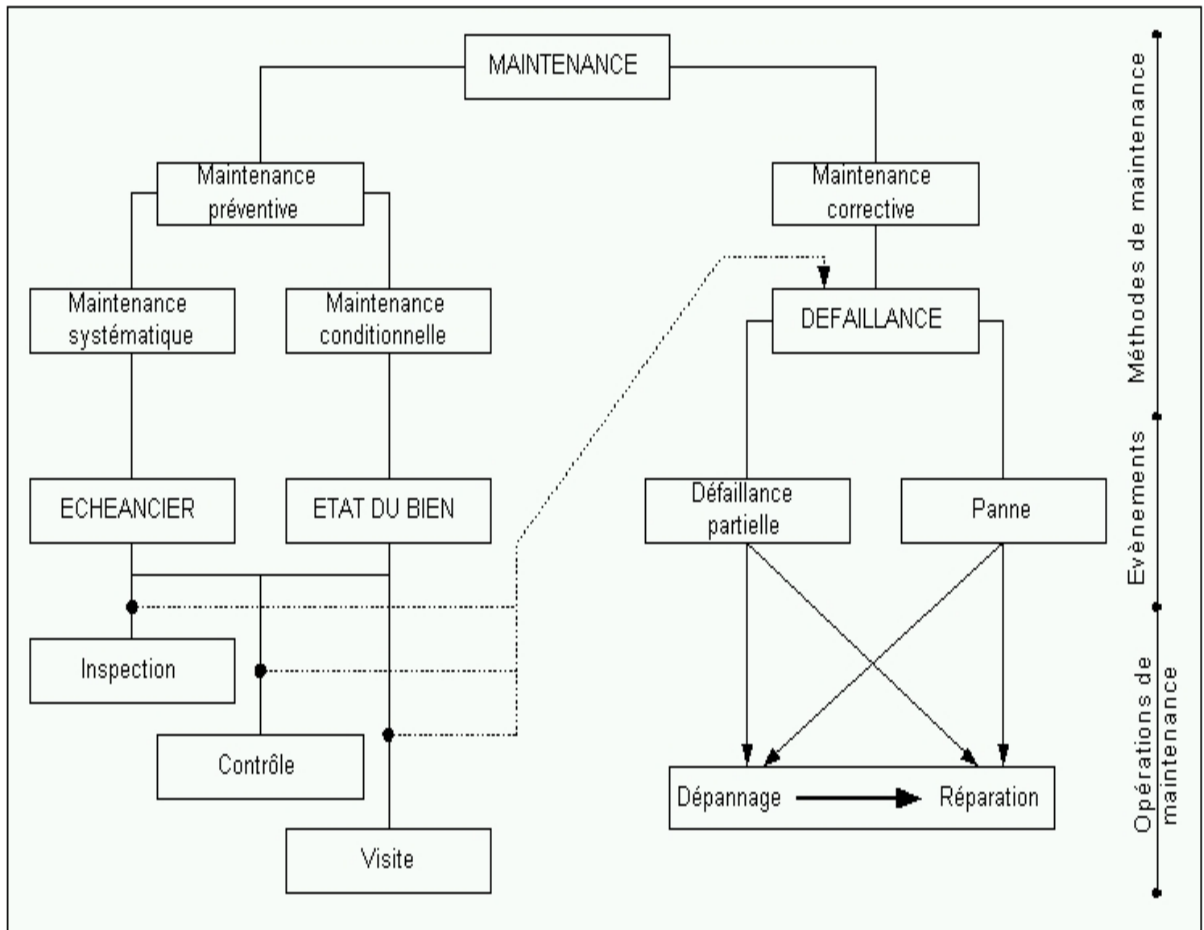


Figure II.1: Les méthodes de maintenance. [15]

#### II.3.1. La maintenance corrective :

Elle s'applique après la panne et consiste au dépannage ou à la réparation.

-Selon AFNOR :

« Opération de maintenance effectuée après détection d'une défaillance ».

Elle consiste à remettre l'équipement en état de marche lors d'une panne.

La maintenance corrective divise à deux types d'intervention. [2]

### II.3.1.1. Les dépannages :

Ils Consistent à la remise en marche provisoire de l'équipement. Le dépannage n'a pas de conditions d'applications particulières, cette opération et toujours suivit par la réparation.

### II.3.1.2. Les réparations :

Dans ce cas la maintenance sera une intervention définitive et limitée, elles caractérisent la maintenance curative. Donc la maintenance corrective assure :

- Une mise en mémoire de l'intervention permettra une amélioration ultérieure.
- Une amélioration éventuelle (correction), visant à éviter la répétition de panne ou à minimiser ses effets sur le système (surveillance par analyse de vibrations).

### II.3.1.3. Avantage et inconvénients de la maintenance corrective :

➤ Avantage :

- Frais de gestion de stocks non important.
- Coût direct minimisé.
- Un budget d'entretien moyen.

➤ Inconvénient :

- Achats des pièces de rechange à un prix élevé.
- Coût de maintenance élevée.
- Temps d'arrêt et d'intervention trop élevé. [2]

### II.3.2. La maintenance préventive :

Pour diminuer la probabilité de défaillance d'un système et pour éviter les conséquences graves d'une panne, donc il est nécessaire de prévoir la panne avant qu'elle se produit, et pour cela on applique la maintenance préventive.

But de la maintenance préventive : [15]

- Augmenter la durée de vie des matériels.
- Diminuer la probabilité des défaillances en service.
- Diminuer le temps d'arrêt en cas de révision ou de panne.
- Prévenir et aussi prévoir les interventions de la maintenance corrective coûteuse.
- Permettre de décider la maintenance corrective dans de bonnes conditions.

- Eviter les consommations anormales d'énergie, de lubrifiant...etc.
- Diminuer le budget de la maintenance.
- Supprimer les causes d'accidents graves.

La maintenance préventive se divise en deux formes essentielles :

- La maintenance préventive systématique.
- La maintenance préventive conditionnelle.

### **II.3.2.1. Maintenance préventive systématique :**

On applique cette maintenance à une périodicité fixe, cette périodicité est choisie d'une façon que la probabilité de défaillance =5%, donc cette maintenance se pratique quand on souhaite procurer à un équipement une sécurité de fonctionnement.

Parmi les travaux dans cette maintenance : lubrification, changement de filtres, remplacement des roulements ...etc.

### **II.3.2.2. Maintenance préventive conditionnelle ou prévisionnelle :**

Cette forme de maintenance permet d'assurer une surveillance continue des points sensibles (température, pression, vibration, usure intense...) de l'équipement au cours des visites préventives dont le rôle est d'éliminer les pannes accidentelles ou de les réduire à un niveau acceptable.

Avant ce type de maintenance été appliquée uniquement pour les équipements vitaux, mais actuellement sa domaine d'application est plus large.

### **II.3.2.3. Les opération de maintenance préventive:**

#### **II.3.2.3.1. Les inspections :**

Activités de surveillance consistant à relever périodiquement des anomalies et exécuter des réglages simples ne nécessitant pas d'outillage spécifique, ni d'arrêt de l'outil de production ou des équipements. [15]

#### **II.3.2.3.2. Les visites : [15]**

Opérations de surveillance qui, dans le cadre de la maintenance préventive systématique, s'opèrent selon une périodicité déterminée. Ces interventions correspondent à une liste

d'opérations définies préalablement qui peuvent entraîner des démontages d'organes et une immobilisation du matériel. Une visite peut entraîner une action de maintenance corrective.

#### **II.3.2.3.3. Les contrôles :**

Vérifications de conformité par rapport à des données préétablies suivies d'un jugement.

Le contrôle peut :

- Comporter une activité d'information
- Inclure une décision : acceptation, rejet, ajournement
- Déboucher comme les visites sur des opérations de maintenance corrective. [15]

#### **II.3.2.4. Avantages et inconvénients de la maintenance préventive : [2]**

➤ Avantage :

- Bonne préparation de l'intervention.
- Durée de mobilisation du matériel minimisée.
- Facilité de programmation et de planification des travaux.

➤ Inconvénients :

- Frais de gestion des stocks importants.
- Frais dus à la planification.
- Charges supplémentaires dues formation du personnel

#### **II.3.3. La maintenance d'amélioration :**

Dans ce type de maintenance on fait des modifications, des changements et des transformations sur un dispositif. Ces améliorations peuvent avoir comme objectif :

- L'augmentation des performances.
- L'augmentation de la fiabilité.
- L'amélioration de la rentabilité, et la sécurité du personnel.

Parmi les opérations de maintenance d'amélioration

- La rénovation.
- La reconstruction.
- La modernisation.
- Les travaux neufs.
- la sécurité.

## II.4. Les inspections appliquées sur la turbine à gaz SGT 400 SIEMENS :



Figure II.2 : Turbine à gaz SGT-400.[2]

### II.4.1. Caractéristiques de la turbine à gaz SGT-400 :

Cette turbine à gaz est construite par les éléments suivants :

Une entrée conditionnent de l'aire (admission de gaz), compresseur axial (11 étages) avec des Aubes de guidage d'entrée variables ET stators et Rapport de pression: (ISO) 16,7: 1, la Vitesse nominale du compresseur est: 14 100 tr / min avec un Débit d'air de : (ISO) 38,9 kg /s, et le Taux de compression=16,8: 1.

Elle contient 6 chambres de combustion, avec unique allumeur haute énergie Dans chaque chambre, et DLE (Dry Low Emissions) comme un System de Combustion.

la TAG SGT-400 est composé par deux axes (deux turbines HP et BP) au même niveau et un axe de ces deux est liée par le moteur de démarrage et l'autre a une extrémité qui manoeuvrais le générateur d'électricité et quelque autre équipement.

Le Débit de gaz d'échappement : 39,4 kg / s, et la température d'échappement : 555 ° C

La Transmission mécanique de cette TAG est 13.40 MW avec un rendement de l'arbre 36.2%

➤ Système de carburant :

- Gaz naturel - liquide carburant - à double carburant.
- Combustibles Autres Capacité sur demande.



## II.4.2. Types d'inspection :

Il y'a deux types principaux ont été distingués pour les pièces les plus sujettes à l'action des gaz de combustions, on peut les classer comme suit :

### II.4.2.1. Inspection en fonctionnement :

Elle consiste en la surveillance continue et générale de l'unité et des auxiliaires pendant que la turbine est en marche

Pour avoir des valeurs de référence sur la consommation, les performances, etc., quand la machine est neuve, Il est conseillé d'enregistrer les paramètres principaux pendant les premiers démarrages de la turbine pour avoir la meilleure évaluation de tout changement de fonctionnement de la turbine à gaz au cours de sa vie, et aidera à découvrir les causes des défauts possibles et à choisir la solution appropriée.

Les paramètres principaux de l'inspection en marche sont :

- Vitesse de la roue HP et BP.
- Charge.
- Nombre de démarrage.
- Nombre d'heures de fonctionnement.
- Pression et température aux différents points de la turbine.
- Température et pression ambiante.
- Pression d'huile et du combustible ainsi que les différents filtres.
- Vibrations des rotors de la turbine HP et BP. [11]

### II.4.2.2. Inspections préventive périodique : [11]

#### II.4.2.2.1. Inspection en cas de la machine pas démontée :

Les taches principales selon inspection préventive périodique sont :

- Tous les jours
  - Vérifier l'étanchéité de la turbine
  - Vérifier l'étanchéité des systèmes hydraulique, de Carburant et d'huile de lubrification
  - Vérifier le niveau de l'huile de lubrification

- Vérifier tous les auxiliaires de la turbine (autonettoyant, système d'aération)
- Chaque semaine
  - Effectuer un lavage à chaud ou de préférence un lavage à froid.
- Tous les mois
  - Effectuer un lavage à froid
  - Vérifier la pression du tuyau du reniflard
  - Vérifier le niveau du produit extincteur et vérifier le bon état du système
  - Tester le système gaz et incendie
  - Vérifier que le conduit d'admission d'air n'est pas rouillé ni endommagé, nettoyer avec le dispositif de nettoyage à impulsions.
  - Actionner le système d'huile de lubrification d'urgence pour tester son intégrité
- Tous les trois mois
  - Effectuer une vérification des vibrations
  - Vérifier l'intégrité des pompes d'huile de lubrification d'urgence, auxiliaire et principale
  - Vérifier que tous les boulons de fixation de l'unité entraînée et de la turbine sont serrés
- Tous les six mois
  - Vérifier que les dispositifs anti-retours de flammes sont propres
  - Vérifier que le désembueur d'huile n'est pas obstrué

#### **II.4.2.2.2. Inspection en cas de la machine démontée (maintenance préventive systématique) : [11]**

la société SIEMENS a met des recommandations pour les inspection, et la L'inspection programmée est structuré en un plan d'entretien basé sur cet recommandations. les contrôles de service du turbomoteur sont réalisés sur la base d'un nombre équivalent d'heures (type de turbomoteur, conditions d'exploitation, type de carburant, charge, heures de fonctionnement), et les vérifications de service de l'ensemble sont effectuées tous les ans.

Les inspections peuvent être distinguées comme suite :

- Inspection type A « 9000 heures » visite du système de combustion et générateur de gaz et la zone de la turbine par boroscope.

- Inspection type B «27000 heures » visite du système de combustion et générateur de gaz et la zone de la turbine par boroscope et déposé.
- Inspection type C « 54000 heures » visite et remplacer des composants du système de combustion et visite générateur de gaz.
- Inspection type D « 54000 heures » révision complète sur la Turbine de puissance, selon l'état remplacement des composants arrivés en fin de vie.

Année	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Bloc (package)	A	A	B	A	A	C	A	A	B	A	A	D
Heures équivalents :	9000	18000	27000	36000	45000	54000	63000	72000	81000	90000	99000	108000
Générateur de gaz	A	A	B	A	A	C	A	A	B	A	A	C
combustion	A	B	C	A	B	C	A	B	C	A	B	C
Zone de la turbine	A	A	B	A	A	D	A	A	B	A	A	D

Tableau II.1 : Plan de maintenance typique

➤ Inspection type A:

Système/ Composant	Tâche
Ensemble rotor	- Effectuer la vérification endoscopique des ailettes du compresseur et des ailettes de la turbine du compresseur.
Aube de stator variable Tringlerie	- Effectuer le contrôle visuel du mécanisme de fonctionnement de l'actuateur et des leviers d'ailettes. - Vérifier l'intégrité des fixations. - Contrôler/relever les positions de fonctionnement/arrêt de la couronne de liaison.
Carter d'entrée d'air	- Effectuer le contrôle de la grille d'entrée d'air.
Moteur de turbine	- Vérifier que les récipients ne présentent pas de traces de dommage externe ni de corrosion.

Tableau II.2 : Inspection type 'A' pour Générateur de gaz

<b>Systeme/ Composant</b>	<b>Tâche</b>
Généralités	Effectuer le contrôle visuel des circuits de combustion dynamiques pour vérifier l'absence de dommages ou de traces de corrosion.
Tubes à flamme de la chambre de combustion	Effectuer l'inspection endoscopique des tubes à flamme.
Pièces de transition	Effectuer l'inspection endoscopique des pièces de transition.

Tableau II.3 : Inspection type 'A' pour Système de Combustion

<b>Systeme/ Composant</b>	<b>Tâche</b>
Ensemble turbine	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Inspection des aubes avec l'endoscope.</li> <li>- Vérifier que les récipients ne présentent pas de traces de dommage externe ni de corrosion.</li> </ul>

Tableau II.4 : Inspection type 'A' Pour Turbine de puissance

<b>Systeme/ Composant</b>	<b>Tâche</b>
Électrovanne, Soupape de surpression	- Vérifier le bon fonctionnement.
Filtre, eau de nettoyage	- Vérifier et nettoyer
Clapet combiné d'isolement et ventilation/étalonnage	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Vérifier visuellement qu'il n'y a pas de dommages.</li> <li>- Vérifier l'étanchéité.</li> <li>- Vérifier la position et le bon fonctionnement.</li> </ul>
Orifice d'échappement, Ventilation d'électrovanne de Surpression	- Vérification
Tuyauterie du système	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Vérifier visuellement qu'il n'y a pas de fentes, fuites et autres dommages.</li> <li>- Vérifier qu'il existe un espace suffisant entre les tuyaux.</li> </ul>
Actuateur de système d'aubes directrices variables	<ul style="list-style-type: none"> <li>Étalonnage de l'actuateur</li> <li>- Déplacer l'actuateur, vérifier son bon fonctionnement.</li> <li>- Vérifier les angles de fonctionnement/démarrage.</li> <li>- Vérifier que le feed-back est conforme aux valeurs affichées.</li> <li>- Faire évoluer lentement et vérifier que la force est</li> </ul>

	dans les limites requises
Vanne de purge interétages et vanne pilote	- Vérifier qu'il n'y a pas d'huile ni de contaminant, nettoyer si nécessaire. - Vérifier le bon fonctionnement au démarrage de la turbine.

Tableau II.5 : Inspection type 'A' Pour Systèmes auxiliaires du moteur

➤ Inspection type B:

Pour Générateur de gaz, Système de Combustion et Turbine de puissance.

Système/ Composant	Tâche
Composants de l'extrémité chaude pour GG	- Vérification les Composants.
Tubes à flamme de la chambre de combustion	- Déposer un brûleur/tube à flamme principal pour faciliter l'inspection.
Ensemble turbine	- Déposer des échantillons d'aube pour analyse. - Vérifier l'état des aubes. Remplacement des composants, selon l'état

Tableau II.6 : Plan de maintenance type B

➤ inspection type C et D (Inspection Général) :

Inspection type C pour Générateur de gaz et Système de Combustion, l'inspection type D pour la turbine de puissance.

<b>Système/ Composant</b>	<b>Tâche</b>
Moteur de turbine GG	- Révision/échange.
Tubes à flamme de la chambre de combustion	- Remplacer les tubes à flammes en fonction du nombre d'heures de durée de vie prévu.
Pièces de transition	- Remplacer les tubes de passage en fonction du nombre d'heures de durée de vie prévue.

Tableau II.7: Plan de maintenance type C

Système/ Composant	Tâche
Ensemble turbine	- Révision complète, selon l'état. Remplacement de composants arrivés en fin de vie
Flexible, sortie de soupape de	- Remplacer flexible, sortie de soupape de surpression

Surpression	
Flexible, alimentation en eau de nettoyage	- Remplacer Flexible, alimentation en eau de nettoyage
Transmetteurs de pression	- Remplacer
Actuateur de système d'aubes directrices variables	- Remplacer
Vanne de purge interétages et vanne pilote	- Remplacer

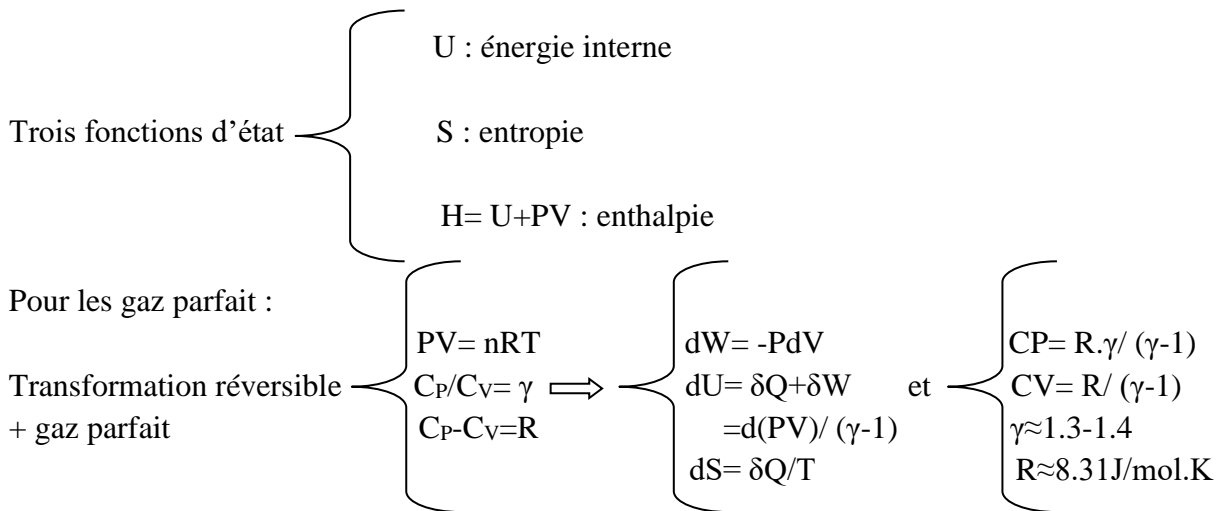
Tableau II.8: Plan de maintenance type D

**III.1. Rappel thermodynamique :**

La thermodynamique est un sujet curieux. La première fois qu'on l'aborde, on ne le comprend pas du tout. La deuxième fois, on pense qu'on le comprend, sauf l'un ou l'autre point.

La troisième fois, on sait qu'on ne le l'autre point. La troisième fois, on sait qu'on ne le comprend pas, mais à ce stade on y est tellement habitué qu'on ne s'en préoccupe plus.

-Arnold Sommerfeld-



	Isobare	Isochore	Isotherme	Adiabatique
	P	V	T	$T^\gamma P^{1-\gamma}, PV^\gamma, TV^{\gamma-1}$
dQ	$nC_p dT = P \cdot dV / (\gamma - 1)$	$nC_v dT = V \cdot dP / (\gamma - 1)$	P.dV	0
dW	-P.dV	0	-P.dV	-P.dV
dU	$nC_p dT - P \cdot dV = P \cdot dV / (\gamma - 1)$	$nC_v dT = V \cdot dP / (\gamma - 1)$	0	-P.dV
dS	$nC_p dT/T = P \cdot dV / T \cdot \gamma / (\gamma - 1)$	$nC_v dT/T = V \cdot dP / T \cdot (\gamma - 1)$	P.dV/T	0
Q	$nC_p \cdot (T_2 - T_1) = P \cdot (V_2 - V_1) \cdot \gamma / (\gamma - 1)$	$nC_v \cdot (T_2 - T_1) = V(P_2 - P_1) / (\gamma - 1)$	$-P_1 V_1 \cdot \ln P_2 / P_1$	0
W	$-P \cdot (V_2 - V_1)$	0	$P_1 V_1 \cdot \ln P_2 / P_1$	$(P_2 V_2 - P_1 V_1) / (\gamma - 1) = nC_v \cdot (T_2 - T_1)$
ΔU	$P(V_2 - V_1) / (\gamma - 1)$	$nC_v \cdot (T_2 - T_1) = V(P_2 - P_1) / (\gamma - 1)$	0	$(P_2 V_2 - P_1 V_1) / (\gamma - 1) = nC_v \cdot (T_2 - T_1)$
ΔS	$nC_p \cdot \ln T_2 / T_1 = nR \cdot \gamma / (\gamma - 1) \cdot \ln V_2 / V_1$	$nC_v \cdot \ln T_2 / T_1 = nR / (\gamma - 1) \cdot \ln P_2 / P_1$	$nR \cdot \ln V_2 / V_1$	0

Tableau III-1 : Les principaux de la thermodynamique (gaz parfait).

### III.2. Calcul thermodynamique de la TAG:

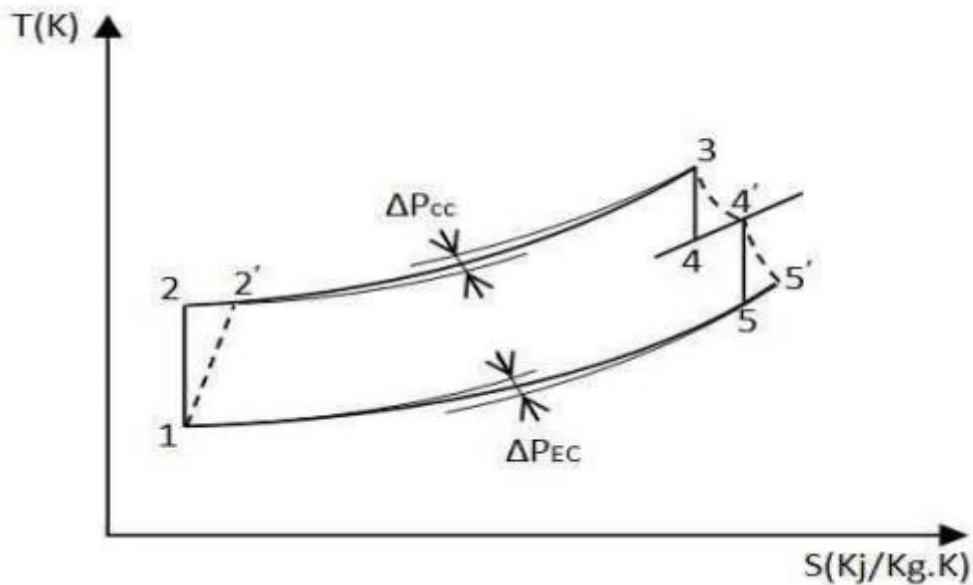


Figure III.01 : schéma de cycle thermodynamique de turbine bi-arbre. [6]

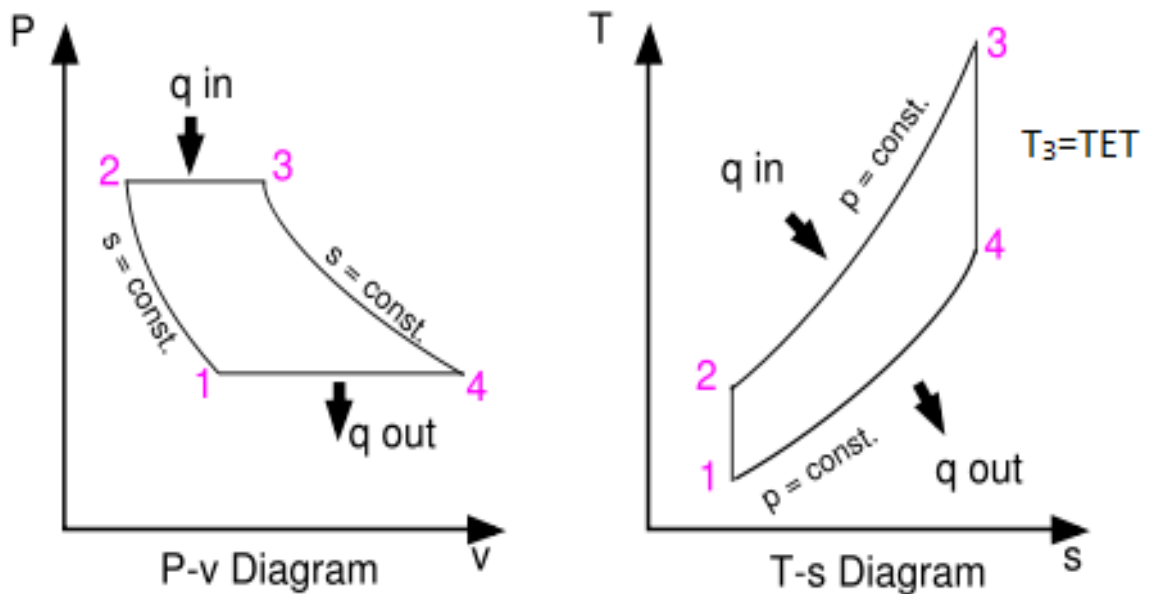


Figure III.02 : Schéma de cycle thermodynamique de BRAYTON [6]

#### III.2.1. D'après les données du constructeur : [11]

La turbine à deux lignes d'arbre est très largement utilisée par les sociétés pétrolières dans tous les domaines (produire d'électricité, compression des gaz ...).

On a pris une ITG de  $\epsilon=16,8$  et de puissance de 13400kW, les données du constructeur sont:

➤ Paramètres de l'air ambiant :



- Température de l'air ambiant :  $T_1=15^\circ\text{C} \Rightarrow T_1= 288 \text{ K}$ .
- Pression de l'air ambiant :  $P_1= 1\text{atm} \Rightarrow P_1 = 1.013 \text{ bars}$ .
- Paramètres de fonctionnement de compresseur, de chambres de combustion et de la turbine haute pression :
  - Taux de compression du compresseur axiale :  $\varepsilon = 16.8$
  - Rendement du compresseur :  $\eta_{ic} = 0.87\%$
  - Rendement de chambres de combustion :  $\eta_{cc} = 0.97\%$
  - Température à la sortie des chambres de combustion :  $T_3= 1256^\circ\text{C} \Rightarrow T_3= 1529 \text{ K}$ .
    - Rendement mécanique de la transmission :
      - Rendement compresseur – Turbine THP :  $\eta_{mec} = 0.98\%$
      - Rendement de la turbine THP :  $\eta_{iTHP} = 0.88\%$
      - Vitesse de rotation de la THP :  $N = 14100 \text{ tr/min}$ .
- Paramètre de fonctionnement de la turbine de puissance (TBP) :
  - Rendement de la turbine TBP :  $\eta_{iTBP} = 0.88\%$
  - Puissance utile  $P_u= 13400 \text{ KW}$ .
    - Rendement mécanique de la transmission :
      - Turbine TBP – Charge :  $\eta_m= 0.98$
      - Vitesse de rotation de la turbine TBP :  $N = 9000 \text{ tr/min}$ .
- Caractéristique du fluide moteur :
  - Pouvoir calorifique inférieur du combustible
  - $PC_i=8500 \text{ Kcal/m}^3 \cdot ^\circ\text{C} = 12898.33 \text{ Kcal/Kg } ^\circ\text{C} = 53915.022 \text{ KJ/Kg } ^\circ\text{C}$
- Rendement thermique global :
  - Le rendement :  $\eta_{th} = 36,2\%$
- Les points particuliers du cycle de l'installation : [16]
  - 1 : Entrée dans le filtre.
  - 1a, 1b : Entrée et sortie du diffuseur à l'entrée du compresseur.
  - 2a, 2b : Entrée et sortie du diffuseur à la sortie du compresseur.
  - 2 : Entrée de la chambre de combustion.
  - 3 : Sortie de chambre de combustion.
  - 3a, 3b : Entrée et sortie du diffuseur à l'entrée de la THP.
  - 4a, 4b : voix de passage entre les deux roues de la TAG.
  - 5a, 5b : Entrée et sortie du diffuseur à la sortie de la TBP.
  - 1b : Section avant le premier étage du compresseur.

2a : Section après le dernier étage du compresseur.

3b : Section avant le premier étage de la THP.

4a : Section après le dernier étage de la THP.

4b : Section avant le premier étage de la TBP.

5a : Section après le dernier étage de la TBP

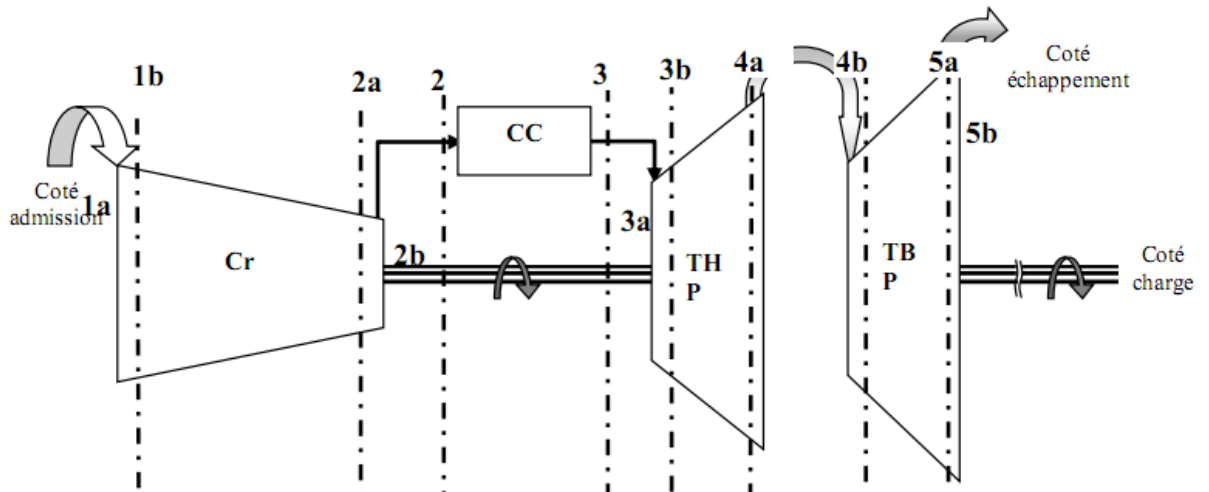


Figure III.03 : Représentation schématique d'une turbine à gaz à deux arbres. [2]

Calcul thermodynamique à deux lignes d'arbre, en tenant compte les différentes pertes dans les différents éléments de l'installation et sans récupération « sur site » :

### III.2.2. D'après les données de départ :

- Température ambiante:  $ab=29\text{ }^{\circ}\text{C}=302\text{K}$  ;
- La pression atmosphérique :  $P_{\text{atm}}=1,013\text{ bar}$  ;
- Taux de compression:  $\varepsilon=16.8$ ;
- Coefficient d'excès d'air :  $\alpha=3$

Calcul de la masse volumique :

La masse volumique de l'air à l'entrée du filtre :

$T_{1*} = T_1 = 302\text{ }^{\circ}\text{K}$ .

$$\rho_1 = \rho_1^* = \frac{P_1^*}{T_{1*.r}} = \frac{1,013 \cdot 10^5}{302 \cdot 287} \Rightarrow \rho_1 = \rho_1^* = 1.16\text{ Kg/m}^3 \quad (1)$$

$$P_1^* = 1,013\text{bar}$$

$$T_1^* = 302^{\circ}\text{K}$$

$$\rho_1^* = 1.16\text{ Kg/m}^3$$

Paramètres de l'air avant le premier étage du compresseur :

$$P_{1b}^* = P_1^* - \Delta P \quad (2)$$

$$\Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2 + \Delta P_3 \quad (2')$$

Avec :

$\Delta P_1$  : Pertes de pression d'arrêt dans le filtre d'air.

$\Delta P_2$  : Pertes de pression dans la conduite.

$\Delta P_3$  : Pertes de pression dans le diffuseur à l'entrée du compresseur

-La résistance aérodynamique du filtre d'air d'une TAG moderne est très faible :

$$\Delta P_1 = 0,015 \cdot 10^5 \text{ Pa.}$$

- Les pertes de pression dans conduites d'air dépendent de la vitesse d'air ( $Ca$ ) qui est de 30 à 50 m/s.

Dans notre cas  $Ca = 40 \text{ m/s}$ .

Les pertes de pression :

$$\Delta P_2 = \xi \frac{L}{d} \rho \frac{Ca^2}{2} \quad (3)$$

Avec :

$L$  et  $d$  sont la longueur et le diamètre de la conduite.

$\xi$  Coefficient d'expérience.

Admettant que la perte de pression dans cette conduite est égale à :  $\Delta P_2 = 0,005 \cdot 10^5 \text{ Pa}$ .

Pertes de pression dans le diffuseur à l'entrée du compresseur :

$$\Delta P_3 = \frac{1 - \eta}{\eta} \rho \frac{C_{1b}^2 - C_{1a}^2}{2} \quad (4)$$

Avec :

$\eta$  : Rendement de diffuseur.

$C_{1a}$  Et  $C_{1b}$  : Vitesse à l'entrée et à la sortie du diffuseur.

Le rendement de diffuseur varie de 0,85 à 0,95.

Dans notre cas :  $C_{1b} = 100 \text{ m/s}$  et  $\eta = 0,9$ .

$$\Delta P_3 = \frac{1-0,9}{0,9} \cdot 1,16 \cdot \frac{100^2 - 40^2}{2} \Rightarrow \Delta P_3 = 574 \text{ Pa}$$

$$\Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2 + \Delta P_3$$

$$\Delta P = 0,015 \cdot 10^5 + 0,005 \cdot 10^5 + 574$$

$$\Rightarrow \Delta P = 0,0257 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

Les paramètres d'entrée au point b :

$$P_{1b}^* = P_1^* - \Delta P = 1,013 \cdot 10^5 - 0,0257 \cdot 10^5 = 0,987 \cdot 10^5$$

$$\Rightarrow P_{1b}^* = 0,987 \cdot 10^5 \text{ Pa} = 0,987 \text{ bar}$$

$$T_{1b}^* = T_1^* = 302^\circ K$$

$$\rho_{1b}^* = \frac{P_{1b}^*}{T_{1b}^* \cdot r} = \frac{0,987 \cdot 10^5}{302 \cdot 287} = 1,13 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_{1b}^* = 0,987 \text{ bar} \quad T_{1b}^* = 302^\circ k \quad \rho_{1b}^* = 1,13 \text{ Kg/m}^3$$

Paramètres de l'air après le dernier étage du compresseur (point 2a) :

$$\text{La pression d'arrêt : } P_{2a}^* : P_{2a}^* = \varepsilon \cdot P_{1b}^* = 16,8 \cdot 0,987 = 16,58 \text{ bar} = 16,58 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

Evaluons la température à la sortie du compresseur à :  $T_{2a} = 645,21^\circ K$  . donc la moyenne de la température dans le compresseur est :

$$T_{mc} = \frac{T_{1b} + T_{2a}}{2} = \frac{302 + 645,21}{2} = 473,6 \text{ K} \quad (5)$$

D'après les graphiques  $C_p = f(t)$  et  $\gamma = f(t)$  et l'utilisation de la température moyenne-t-on deduire les valeurs  $C_p$  et  $\gamma$

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma = 1,395 \\ m = \frac{\gamma - 1}{\gamma} = 0,283 \\ C_p = 1010 \text{ J/Kg.K} \end{array} \right.$$

$$\text{Avec } R = C_p \cdot m = 1010 \times 0,283 = 286 \text{ J/kg.k}$$

La température d'arrêt :

$$T_{2a}^* = T_{1b}^* \left( 1 + \frac{\varepsilon^m - 1}{\eta_{ic}} \right) \quad (6)$$

$$\text{Donc : } T_{2a}^* = 302 \left[ 1 + \frac{(16,8)^{0,283} - 1}{0,87} \right] = 726,22^\circ K$$

$$\rho_{2a}^* = \frac{P_{2a}^*}{T_{2a}^* \cdot r} = \frac{16,8 \cdot 10^5}{726,22 \cdot 286} = 8,08 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_{2a}^* = 16,58 \text{ bar} \quad T_{2a}^* = 726,22^\circ K \quad \rho_{2a}^* = 8,08 \text{ Kg/m}^3$$

Les paramètres de l'air avant la chambre de combustion :

$$P_2^* = P_{2a}^* - \Delta P \quad \text{avec} \quad \Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2$$

$-\Delta P_1$  : Pertes de pression d'arrêt dans le diffuseur après le dernier étage du compresseur.

$$\Delta P_1 = (1 - \eta) \rho_{2b}^* \frac{C_{2a}^2 - C_{2b}^2}{2} \quad (7)$$

$\eta = 0,6$  : rendement du diffuseur à la sortie du compresseur.

$$C_{2a}^* = \frac{40m}{s}$$

$$\rho_{2b}^* = \rho_{2a}^* = 8,08 \text{ Kg/m}^3$$

$$\Delta P_1 = (1 - 0,6) 8,08 \times \frac{120^2 - 40^2}{2} = 20684,8 \text{ Pa}$$

$\Delta P_2$  : pertes de pression dans la conduite entre le compresseur et la chambre de Combustion :

$$\Delta P_2 = 0,01 \cdot P_{2a}^* = 0,01 \times 16,58 \cdot 10^5 = 16580 \text{ Pa}$$

$$\Delta P = 20684,8 + 16580 = 37264,8 \text{ Pa}$$

Donc :

$$P_2^* = P_{2a}^* - \Delta P = 16,58 - 0,372648 = 16,207 \text{ bar}$$

$$P_2^* = 16,207 \text{ bar} \quad T_2^* = 726,22^\circ\text{K} \quad \rho_2^* = 8,08 \text{ Kg/m}^3$$

Les paramètres du gaz après la chambre de combustion :

Les pertes aérodynamiques sont évalué a 1% de la pression de l'arrêt à l'entrée de la chambre de combustion.

$$P_3^* = P_2^* - \xi P_2^* = 16,207 - 0,01 \times 16,207 = 16,044 \text{ bar}$$

$$T_3^* = 1529^\circ\text{K} \quad \begin{cases} \gamma = 1,305 \\ C_p = 1230 \text{ j/Kg}^\circ\text{K} \end{cases} \quad \begin{cases} m = 0,2337 \\ r = 287,47 \text{ j/Kg}^\circ\text{K} \end{cases}$$

$$\rho_3^* = \frac{P_3^*}{T_3^* \cdot r} = \frac{16,044 \cdot 10^5}{1529 \times 287,47} = 3,65 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_3^* = 16,044 \text{ bar} \quad T_3^* = 1529^\circ\text{K} \quad \rho_3^* = 3,65 \text{ Kg/m}^3$$

Les paramètres du gaz avant le premier étage de la turbine THP :

$$P_{3b}^* = P_3^* - \Delta P \quad \text{avec} \quad \Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2$$

$\Delta P_1$  : Pertes de pression d'arrêt dans la conduite.

$$\Delta P_1 = 0,005 \cdot P_3^* = 0,005 \times 16,044 = 0,08022 \text{ bar}$$

$\Delta P_2$  : Pertes de pression d'arrêt dans le diffuseur d'entrée de la conduite.

$$\Delta P_2 = \frac{1 - \eta}{\eta} \rho_3^* \frac{C_{3b}^* - C_{3a}^*}{2} = \frac{1 - 0,9}{0,9} \cdot 3,65 \frac{110^2 - 40^2}{2} = 2129,1 Pa = 0,02129 bar$$

$$P_{3b}^* = 16,044 - (0,0802 + 0,02129) = 15,9425 bar$$

$$T_{3b}^* = 1529^\circ K$$

$$\rho_{3b}^* = \frac{P_{3b}^*}{T_{3b}^* \cdot r} = \frac{15,9425 \cdot 10^5}{1529 \times 287,47} = 3,627 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_{3b}^* = 15,9425 \text{ bar} \quad T_{3b}^* = 1529^\circ K \quad \rho_{3b}^* = 3,627 \text{ Kg/m}^3$$

Les paramètres du gaz après le dernier étage de la THP :

Le rapport de pressions de la THP peut être déterminé en faisant le bilan énergétique du générateur du gaz (compresseur axial – Turbine).

$$\mathfrak{S}_{cr} = \mathfrak{S}_{THP}$$

$$M_a \cdot W_{cr} \cdot \frac{1}{\eta_{mec(cr)}} = M_g \cdot W_{THP} \cdot \eta_{mec(THP)} \quad (8)$$

Avec :

$M_a, M_g$  : Débits massiques de l'air et des gaz.

$W_{cr}, W_{THP}$  : Travail mécanique du compresseur et de la turbine THP, qui tiennent compte les pertes mécaniques.

Sachant que  $\eta_{mec(cr)} = \eta_{mec(THP)} = 0,98$  et  $M_a \approx M_g$  donc

$$W_{cr} = W_{THP} \cdot \eta_{mec(THP)} \cdot \eta_{mec(cr)} \quad (9)$$

$$m = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \quad ; \quad r = m C_p$$

$$(C_p)_a \cdot T_{1b}^* \cdot \frac{1}{\eta_{cr}} \cdot ((\varepsilon_{cr})^{m_{air}} - 1) = \eta_{mec(cr)} \cdot \eta_{mec(THP)} \cdot C_p_g \cdot T_{3b}^* \cdot \eta_{iTHP} \cdot (1 - (\varepsilon_{THP})^{-m_g}) \quad (10)$$

$$C_p_a = 1010 \text{ j/Kg} \cdot \text{k} \quad \left\{ \begin{array}{l} T_{1b}^* = 302^\circ K \\ T_{2b}^* = 726,22^\circ K \end{array} \right\} ; T_m = 514,11^\circ K \quad \left\{ \begin{array}{l} \gamma = 1,395 \\ m = 0,283 \\ r = 286 \text{ j/Kg} \cdot \text{k} \end{array} \right.$$

$$C_p_g = 1165 \text{ j/Kg} \cdot \text{k} \quad \text{pour } T_{m_g} = 943,71^\circ K$$

$$\gamma = 1,33 \Rightarrow m = \frac{\gamma - 1}{\gamma} = 0,2481$$

$$r = 0,2481 \times 943,7 = 288,2 \text{ j/Kg} \cdot \text{K}$$

Donc :

$$1010 \times 302 \times \frac{1}{0,87} \cdot (16,8^{0,283} - 1) = 0,98 \times 0,98 \times 1165 \times 1529 \times 0,88(1 - (\varepsilon_{THP})^{-0,2481})$$

$$\varepsilon_{THP} = 5,43$$

$$\frac{P_{3b}^*}{P_{4a}^*} = \varepsilon_{THP} \Rightarrow P_{4a}^* = \frac{15,9425}{5,43} = 2,936 \text{ bar}$$

$$(T_{4a})_s^* = \frac{T_{3b}^*}{(\varepsilon_{THP})^{mg}} = \frac{1529}{5,43^{0,2424}} = 1014,59^\circ K$$

$$T_{4a}^* = T_{3b}^* - \eta_{THP} \cdot (T_{3b}^* - (T_{4a})_s^*)$$

$$T_{4a}^* = 1529 - 0,88 \cdot (1529 - 1014,59)$$

$$T_{4a}^* = 1076,32^\circ K$$

$$\rho_{4a}^* = \frac{P_{4a}^*}{T_{4a}^* \cdot r} = \frac{2,936 \cdot 10^5}{1076,32 \times 287,47} = 1,247 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_{4a}^* = 2,936 \text{ bar} \quad T_{4a}^* = 1076,32^\circ K \quad \rho_{4a}^* = 1,247 \text{ Kg/m}^3$$

Les paramètres avant le premier étage de la TBP :

La pression d'arrêt :

$$P_{4b}^* = P_{4a}^* - \Delta P \quad \text{et} \quad \Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2 + \Delta P_3$$

$\Delta P_1$  : Les pertes dans les diffuseurs de sortie de la THP.

$$\Delta P_1 = (1 - \eta) \cdot \rho_{4a}^* \cdot \frac{C_{4a}^2 - C_{4b}^2}{2} = (1 - 0,6) \cdot 1,247 \cdot \frac{90^2 - 40^2}{2} = 1621,1 \text{ Pa}$$

$\Delta P_2$  : Les pertes de pression dans la conduite 4b ;4c

$$\Delta P_2 = 0,005 \cdot P_{4a}^* = 0,005 \times 2,936 \cdot 10^5 = 1468 \text{ Pa}$$

$\Delta P_3$  : Les pertes dans les diffuseurs à l'entrée de la TBP.

$$\Delta P_3 = \left( \frac{1 - \eta}{\eta} \right) \cdot \rho_{4a}^* \cdot \frac{C_{4b}^* - C_{4c}^*}{2} =$$

$$\Delta P_3 = \left( \frac{1 - 0,9}{0,9} \right) \cdot 1,247 \cdot \frac{120^2 - 40^2}{2} = 886,75 \text{ Pa}$$

$$\Delta P = 1621,1 + 1468 + 886,75 = 3975,85 \text{ Pa}$$

$$P_{4b}^* = 2,936 - 3975,85 \cdot 10^{-5} = 2,896 \text{ bar}$$

$$T_{4b}^* = T_{4a}^* = 1076,32^\circ K$$

$$\rho_{4b}^* = \frac{P_{4b}^*}{T_{4b}^* \cdot r} = \frac{2,896 \cdot 10^5}{1076,32 \times 287,98} = 1,225 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_{4b}^* = 2,896 \text{ bar} \quad T_{4b}^* = 1076,32^\circ K \quad \rho_{4b}^* = 1,225 \text{ Kg/m}^3$$

Les paramètres après le dernier étage de la TBP :

La pression dans la sortie du silencieux  $P_5$  est égale à la pression atmosphérique  $P_1$ .

Si la vitesse à la sortie du silencieux  $C_5 = 20$  m/s et  $\rho_5 = 0,95$  Kg/m<sup>3</sup>, donc :

$$P_5^* = P_5 + \rho \cdot \frac{C_5^2}{2} = 1,013 \cdot 10^5 \times \frac{0,95 \times 20^2}{2} = 1,014 \cdot 10^5 Pa$$

On connaitre que la vitesse à la sortie du dernier étage de la TBP est  $C_{5a} = 90$  m/s et que les pertes de pression dans les parties 5a, 5b et 5b, 5 sont égale à 1,5% :

$$P_5^* = P_{5a}^* \cdot (1 - 0,015) \Rightarrow P_{5a}^* = \frac{P_5^*}{(1 - 0,015)} = \frac{1,014 \cdot 10^5}{1 - 0,015}$$

$$P_{5a}^* = 1,028 \text{ bar}$$

Le rapport de pression dans la TBP :

$$\varepsilon_{TBP}^* = \frac{P_{4b}^*}{P_{5a}^*} = \frac{2,896}{1,028} = 2,817$$

D'où :

$$(T_{5a}^*)_s = \frac{T_{4b}^*}{(\varepsilon_{TBP})^{mg}} = \frac{1076,32}{2,817^{0,247}} = 833,38^\circ K$$

$$T_{5a}^* = T_{4b}^* - \eta_{THP} \cdot (T_{4b}^* - (T_{5a}^*)_s) = 1076,32 - 0,88(1076,32 - 833,38) = 862,53^\circ K$$

$$\rho_{5a}^* = \frac{P_{5a}^*}{T_{5a}^* \cdot r} = \frac{1,028 \cdot 10^5}{862,53 \times 286,71} = 0,415 \text{ Kg/m}^3$$

$P_{5a}^* = 1,028 \text{ bar}$	$T_{5a}^* = 833,38^\circ K$	$\rho_{5a}^* = 0,415 \text{ Kg/m}^3$
--------------------------------	-----------------------------	--------------------------------------

Débits massiques et rendements :

-Travaux massiques de la TBP :

$$W_{TBP} = (C_p)_g \cdot T_{4b}^* \cdot \eta_{TBP} \cdot [1 - (\varepsilon_{TBP})^{-mg}] \cdot (11)$$

$$\left. \begin{array}{l} T_{4b}^* = 1076,32^\circ K \\ T_{5a}^* = 833,38^\circ K \end{array} \right\} \Rightarrow T_m^* = 954,85^\circ K \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \gamma = 1,328 \\ C_p = 1098,44 \text{ j/Kg} \cdot \text{deg} \\ r = 288,9 \text{ j/kg} \cdot \text{deg} \\ m = 0,2469 \end{array} \right.$$

$$W_{TBP} = 1098,44 \times 1076,32 \times 0,88 \cdot [1 - (2,817)^{-0,2469}] = 234747,15 \text{ kJ/Kg}$$

La puissance égale à 13,4MW sur l'arbre de la machine réceptrice

Trouvant le débit massique des gaz  $(G_g)_{TBP}$

$$\mathfrak{J}_{eff} = \eta_m \cdot G_g \cdot W_{TBP} \cdot (12) \Rightarrow G_g = \frac{\mathfrak{J}_{eff}}{W_{TBP} \cdot \eta_m} = \frac{13,4 \cdot 10^6}{0,98 \times 234747,15} = 58,257 \text{ Kg/s}$$

$$(G_g)_{TBP} = 58,257 \text{ Kg/s}$$



Avec :

$\eta_{cc}$  : Le rendement thermique de la chambre de combustion qui tient compte la combustion incomplète et les pertes de chaleur vers le milieu extérieur.

$q_c$  : Débit massique de combustible

$q_r$  : Débit massique relatif de l'air de refroidissement

$q_f$  : Débit massique relatif des fuites

$q_c = 0,01788 \text{ kg/s}$

$q_r = 0,05 \text{ kg/s}$

$q_f = 0,01 \text{ kg/s}$

$$G_a = \frac{G_g}{1 - q_r - q_f + q_c} \cdot (13) = \frac{58,257}{1 - 0,05 - 0,01 + 0,01788} = 60,818 \text{ Kg/s}$$

Le débit massique du combustible  $G_c$

$$G_c = G_a \cdot q_c \cdot (14) = 60,818 \times 0,01788 = 1,087 \text{ Kg/s}$$

$$G_c = 1,087 \text{ Kg/s}$$

Le rendement thermique :

$$\eta_{th} = \frac{\mathfrak{S}_u}{Q_{cc}} = \frac{W_{TBP} \cdot G_g}{P_{c_i} \cdot G_c} \cdot (14) = \frac{234747,15 \times 58,257}{53,9150 \cdot 10^6 \times 1,087} = 0,353$$



Les pressions	Les températures	Les mass volumiques
$P_1 = 0,987 \text{ bar}$	$T_1 = 302^\circ \text{K}$	$\rho_1 = 1,13 \text{ Kg/m}^3$
$P_2 = 16,58 \text{ bar}$	$T_2 = 726,22^\circ \text{K}$	$\rho_2 = 8,08 \text{ Kg/m}^3$
$P_3 = 16,044 \text{ bar}$	$T_3 = 1529^\circ \text{K}$	$\rho_3 = 3,65 \text{ Kg/m}^3$
$P_4 = 2,936 \text{ bar}$	$T_4 = 1076,32^\circ \text{K}$	$\rho_4 = 1,247 \text{ Kg/m}^3$
$P_5 = 1,028 \text{ bar}$	$T_5 = 833,38^\circ \text{K}$	$\rho_5 = 0,415 \text{ Kg/m}^3$

$W_{TBP} = 234747,15 \text{ kJ/Kg}$
$G_a = 60,818 \text{ Kg/s}$
$G_c = 1,087 \text{ Kg/s}$
$G_g = 58,257 \text{ Kg/s}$
$\eta_{th} = 35,3\%$

Tableau III.2 : Les résultats de calcul d'après les données réelles

Résultats	$G_g$ Kg/s	$G_c$ Kg/s	$G_a$ Kg/s	$W_{TBP}$ J/Kg	$\eta_{th}$ %
Données					
Donnée du constructeur : $T_0 = 288 \text{ K}$ $P_u = 13,4 \text{ Mw}$	39,4	0,695	38,9	344276,15	36,2
Sur site : $T_0 = 302 \text{ K}$ $\varepsilon = 16,8$	58,257	1,087	60,818	234747,15	35,3

Tableau III.3 : comparatif des résultats obtenus

Calcul des diminutions du rendement :

$$\frac{\Delta\eta}{\eta} = \frac{\eta - \eta'}{\eta} = \frac{36,2 - 35,3}{36,2} = 0,02\%$$

Le résultat du rendement en fonction de la température d'entré :

T1	T2	T3	T4	rendement	rendement %
283,15	634,039913	1490,28389	828,15	0,36349917	36,3499169
288,15	645,236097	1490,28389	828,15	0,36098288	36,0982885
293,15	656,432281	1490,28389	828,15	0,35839903	35,8399028
298,15	667,628465	1490,28389	828,15	0,35574484	35,5744839
303,15	678,82465	1490,28389	828,15	0,35301741	35,3017408
308,15	690,020834	1490,28389	828,15	0,35021366	35,0213659
313,15	701,217018	1490,28389	828,15	0,34733035	34,7330345
318,15	712,413202	1490,28389	828,15	0,34436403	34,436403
323,15	723,609387	1490,28389	828,15	0,34131108	34,1311077

Tableau III.4 : la température et le rendement à chaque variation de la température d'entré

D'après les résultats précédents on a obtenus le diagramme suivant :

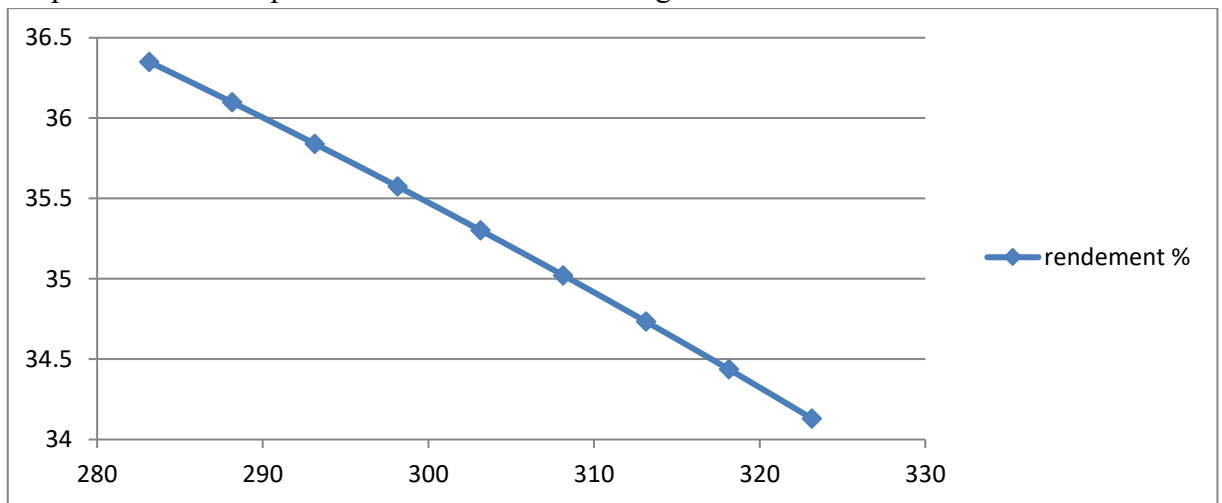


Figure III.4 : la dégradation du performance de la turbine

On remarque que quand la température d'entré augment, le rendement de la TAG diminue.

### III.3. Influence des facteurs sur les performances de la turbine à gaz : [14]

La turbine à gaz, comme tout autre moteur principal, subit une usure continue qui réduit son efficacité thermique, augmente les coûts de maintenance et d'exploitation en raison de l'augmentation de la consommation de carburant, à cause du plusieurs facteurs qui Influence sur les performances de la TAG, et Nous savons que la TAG emploie de l'air ambiante donc

ses performances sont considérablement influencées par tous les facteurs qui ont un effet sur le débit massique de l'air refoulé au compresseur, parmi ces facteurs :

- La température.
- La pression.
- L'humidité.
- Les poussières.

### **III.3.1. Les facteurs extérieurs :**

#### **III.3.1.1. La température ambiante :**

Quand la température d'admission du compresseur augmente, le débit massique d'air diminue par conséquent, le rendement de la turbine et la puissance utile diminue.

#### **III.3.1.2. La pression ambiante :**

Quand la pression atmosphérique diminue par rapport à la pression de référence, le débit massique de l'air diminue, la puissance utile reste la même.

#### **III.3.1.3. Les poussières :**

Pendant le vent de sable la concentration de la poussière dans l'air, et il peut former des couches sur les pales du compresseur, donc la quantité d'air admise dans le compresseur diminue ce qui fait diminuer la puissance de la turbine.

#### **III.3.1.4. L'humidité relative :**

L'air humide est moins dense que l'air sec, donc si l'humidité relative augmente, la puissance débitée diminue et la consommation spécifique augmente.

### **III.3.2. Les facteurs intérieurs :**

Ces facteurs sont liés aux systèmes auxiliaires de la turbine à gaz, ces facteurs sont :

- Chute de pression dans la section d'admission du compresseur ;
- Chute de pression dans le système d'échappement de la turbine ;
- Type de combustible.

#### **III.3.2.1. Chute de pression dans la section d'aspiration du compresseur :**

La section d'aspiration est composée d'un filtre à air, un silencieux, un coude..., ces derniers provoquent des chutes de pression.

Ces chutes causent une réduction de la puissance utile et l'augmentation de la consommation spécifique.

### III.3.2.2. Chutes de pression dans le système d'échappement :

Les gaz d'échappement traversant la section d'échappement (elle est composée : silencieux, de coudes, diffuseurs...etc.) sont soumis aux pertes dues aux frottements, ces derniers diminuent la pression.

Les pertes réduisent la détente dans la turbine, car cette dernière s'arrête à une isobare plus haute que celle de référence, et ceci a comme conséquence la réduction de la puissance utile et l'augmentation de la consommation spécifique.

### III.3.2.3. Influence du type de combustible :

L'utilisation du gaz naturel plutôt que le gasoil permet de obtenir des meilleures performances. En effet la puissance débitée quand la charge est basse et les autres conditions (température ambiante, chute de pression, ...etc.) sont identiques et supérieure d'environ 2%, tandis que la consommation spécifique est inférieure de 0,7 jusqu' à 1% selon le modèle de TAG. Ces différences deviendront d'autant plus remarquables si nous comparons les performances obtenues avec du gaz naturel et avec des types de combustible de plus en plus lourds, tel que les combustibles résiduels. Ce comportement est dû au pouvoir calorifique plus élevé des produits générés par la combustion du gaz naturel. [2]

# conclusion

Les turbines à gaz sont utilisées dans plusieurs domaines de l'industrie qui demande beaucoup d'énergie électrique comme les stations nucléaires, la pétrochimie et le raffinage etc....

Pour leur étanchéité et la facilité d'utilisation dans tous les endroits géographiques comme le pôle le désert avec des conditions climatiques variables de température, de pression et d'humidité.

La réalisation de cette mémoire nous permis de connaitre le rôle de turbine à gaz, et ces opérations de révision, Influence des facteurs extérieurs et intérieurs sur les performances de la turbine à gaz

L'étude thermodynamique de la turbine à gaz a montré que ses performances dépendent sensiblement à des conditions d'extérieurs notamment la température, elle présente la cause de chute de performance de turbine et par la suite au rendement théorique.

# Résumé

Dans les années passées la demande de l'énergie augmente par une manière très élevée surtout dans le domaine de l'industrie comme la pétrochimie il y a une machine qui est utilisée à la production de l'énergie électrique ou mécanique dans ce domaine est la turbine à gaz.

Elle joue un rôle important dans les systèmes de production de puissance et les centrales de production de gaz. Bien que les nombreux avantages de cet équipement, sa haute sensibilité à l'influence de variation de la température de l'air ambiant qui change considérablement entre les saisons et entre le jour et la nuit.

Dans ce travail on a fait une étude thermodynamique de la turbine à gaz SGT 400, et on a comparé les résultats obtenus par le constructeur à  $T=15^{\circ}\text{C}$  avec ceux retrouvés par le calcul sur site à  $T=29^{\circ}\text{C}$ , Les résultats de calcul montrent que le rendement à  $T=15^{\circ}\text{C}$ ,  $\eta=36.2\%$  et à  $T=29^{\circ}\text{C}$ ,  $\eta=35.3\%$  donc la puissance utile diminue et le rendement thermique est diminué par  $0.02\%$ .

**Mots clés :** turbine à gaz, étude thermodynamique, rendement thermique

# **Abstract**

In the last few years the demand for energy increases in a very high way especially in the field of industry like petrochemicals there is a machine that used to the production of electrical or mechanical energy in this area is the turbine gas.

It plays an important role in power generation systems and gas production plants. Although the many advantages of this equipment, its high sensitivities to the influence of varying ambient air temperature that changes significantly between the seasons and between day and night.

In this work, a thermodynamic study of the gas turbine SGT 400 was carried out, and the results obtained by the manufacturer at  $T = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$  were compared with those found by the on-site calculation at  $T = 29\text{ }^{\circ}\text{C}$ . calculation show that the efficiency at  $T = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $\eta = 36.2\%$  and at  $T = 29\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $\eta = 35,3\%$  so the useful power decreases and the thermal efficiency is decreased by 0,02%.

Key words: gas turbine, thermodynamic study, thermal efficiency

# المخلص

في السنوات القليلة الماضية ازداد الطلب على الطاقة بشكل كبير جدًا ، لاسيما في مجال الصناعة مثل البتروكيماويات ، وهناك آلة تستخدم لإنتاج الطاقة الكهربائية أو الميكانيكية في هذا المجال وهي التوربينات الغازية.. تلعب هذه الأخيرة دورًا مهمًا في أنظمة توليد الطاقة ومحطات إنتاج الغاز. على الرغم من المزايا العديدة لهذا الجهاز ، إلا أن حساسيته العالية لتأثير درجات حرارة الهواء المحيط المتفاوتة تتغير بشكل كبير بين الفصول وبين النهار والليل في هذا العمل، أجريت دراسة ديناميكية حرارية للتوربينات الغازية SGT 400 ، وتمت مقارنة النتائج التي حصلت عليها الشركة المصنعة عند  $T = 15^{\circ}\text{C}$  درجة مئوية بالنتائج التي تم إيجادها بعد الحساب، في الموقع عند  $T = 29^{\circ}\text{C}$  مئوية. أن الكفاءة عند  $T = 15^{\circ}\text{C}$  درجة مئوية  $\eta = 36.2\%$  ، وعند  $T = 29^{\circ}\text{C}$  درجة مئوية  $\eta = 35.3\%$  ، لذلك تنخفض الطاقة المفيدة وتقل الكفاءة الحرارية بنسبة 0,02 %.

الكلمات المفتاحية: التوربينات الغازية ، الدراسة الديناميكية الحرارية ، الكفاءة الحرارية



## Les références :

- [1] Mémoire master Présenté es par : **BENIDIR ABEDLAALI** ( Calcul énergétique de l'installation hybride thermique pour la production d'électricité)- 2013
- [2] Mémoire master présenté par: **BARIKI Mohammed** et **BENAOUN belgacem** (étude thermodynamique et maintenance de la turbine a gaz sgt400)- 2016
- [3] **Nuovo pignone** « Guide pratique des Turbine à gaz » - 1999.
- [4] Mémoire master Présenté par: **SACI HADEF FARES** (Amélioration des performances de la turbine à gaz par refroidissement d'air d'admission en amont de compresseur)-2017
- [5] Mémoire master présenté par : **A.Boulainine** et **S.Mekhaba** (Exploitation des turbines à gaz)-2007.
- [6] Mémoire master Présenté Par: **MORSLI HASSENE**, **BEN SEDDIK**, **DJAMAL EDDINE** et **BRAHIMI SMAIL** (Etude de Turbine à gaz MS5002b)- 2013
- [7] **Sonatrach SRGA2**, Manuel de formation pour la conduite et l'entretien, turbine à gaz MS5002C, **NUOVO PIGNONE**.
- [8] Mémoire master Présenté par: **libdri Mohammed El-amine**, **Benbouzaine Fatima** (Amélioration des Performances thermodynamiques de la Turbine à Gaz MS5002C Par Refroidissement d'air à l'entrée du compresseur axial et récupération de chaleur) -2012
- [9] **Ecole national des mines Sainte –Etienne**
- [10] **Max GIRAUD** et **Joël SILET**, 2000, “Techniques de l'ingénieur : ”Turbines à gaz aéronautiques et terrestres”, Avril 2000.
- [11] Manuel **SIEMENS SGT 400 Gas Turbine**
- [12] La norme **NF X 50-501**, février 1982
- [13] maintenance des équipements pétrolier, chapitre1 (**KASDI MERBAH OUERGLA**) 2018
- [14] **SLDixan** (Fluid mechanics ,thermodynamiques of turbomachenery) 1978
- [15] site **TPM** :Les différentes formes de Maintenance

- [16] [http://gte.univ-littoral.fr/sections/documents-pdagogiques/introduction-maintenance/downloadFile/file/Introduction\\_a\\_la\\_Maintenance\\_cours\\_2016.pdf?nocache=1481021284.21](http://gte.univ-littoral.fr/sections/documents-pdagogiques/introduction-maintenance/downloadFile/file/Introduction_a_la_Maintenance_cours_2016.pdf?nocache=1481021284.21)