SOMMAIRE

Introduction générale

Liste des figures

Liste des équations

Nomenclature

Chapitre I : Généralités sur les turbines à gaz

I.1 Introduction 2

I.2 Définition 3

I.3 L'évolution de la turbine à gaz 5

I.4 Composants de la turbine à gaz 8

I.4.1 Compresseur 8

I.4.2 Chambre de combustion 11

I.4.3 Turbine 13

I.5 Disposition des turbines à gaz 15

I.5.1 Turbine à gaz à un seul arbre 15

I.5.2 Turbine à gaz à deux arbres 16

I.6 Applications de la turbine à gaz 17

I.6.1 Applications aéronautiques 18

I.6.2 Applications industrielles 19

I.6.3 Applications dans les véhicules 20

I.6.4 Applications dans la production d'électricité 21

I.6.5 Applications maritimes 21

I.7 Avantages et inconvénients des turbines à gaz 22

I.8 Conclusion 23

Chapitre II : Présentation du champ Hassi Messaoud

II.1 Introduction 25

II.2 Situation géographique 25

II.3 Historique de la découverte de gisement 26

II.4 Différents structures de la direction régionale 29

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

II.5 Différents installations pétrolières avec leurs capacités 31
II.6 Complexe industriel SUD (CIS) 31
II.6.1 Service programmation 31
II.6.2 Service traitement 31
II.6.3 Service compression 32
II.6.4 Service satellite 32
II.6.5 Service GPL 33
II.6.6 Service raffinerie 33
II.6.7 Service contrôle 34
II.7 Stations de compression 34
II.8 Présentation de la direction de maintenances SH/ HMD 35
II.8.1 Objectifs 35
II.8.2 Missions 35
II.8.3 politique 37
II.8.4 Matériel géré 38
II.8.5 Champ d'action 39
II.9 Organigramme du centre industriel sud 41
II.10 Conclusion 43
Chapitre 3 : Description de la turbine à gaz MS5002C
III.1 Introduction 45
III.2 Système d'admission d'air 45
III.3 Section compresseur 46
III.3.1 Rotor du compresseur 46
III.3.2 Stator du compresseur 47
III.4 Section combustion 49
III.4.1 Enveloppe de combustion 49
III.4.2 Chambre de combustion 50
III.4.3 Bougie d'allumage 51
III.4.4 Détecteur de flamme ultraviolet 52
III.4.5 Injecteurs de combustible 52

III.4.6 Système de combustible gazeux 53
III.4.7 Tubes-foyers 53
III.5 Section turbine 55
III.5.1 Rotor de la turbine 55
III.5.2 Stator de la turbine 56
III.6 Section échappement 59
III.7 Paliers 59
III.8 Graissage 59
III.9 Système de lancement 60
III.10 Séquence et fonction de lancement 60
III.11 Système d'air de refroidissement et d'étanchéité 61
III.12 Données sur les équipements 61
III.13 Conclusion 62
Chapitre IV : Cycles thermodynamiques et bilan thermique
IV.1 Introduction 64
IV.2 Rappels théoriques 64
IV.2.1 Loi des gaz parfaits 64
IV.2.2 Premier principe de la thermodynamique 64
IV.2.3 Energie cinétique 65
IV.2.4 Triangle de vitesse 65
IV.3 Cycle de la turbine à gaz 68
IV.3.1 Cycle de Brayton idéal 68
IV.3.2 Cycle réel de Brayton 71
IV.4 Bilan thermique de la turbine à gaz 5002C 72
IV.4.1 Cycle réel de la turbine à gaz MS5002C 72
IV.4.1.1 Compresseur 75
IV.4.1.2 Chambre de combustion 76
IV.4.1.3 La turbine haute pression 78
IV.4.1.4 La turbine basse pression 79
IV.5 Conclusion 80

Chapitre V : Calcul thermodynamique de la TAG MS5002C 81
V.1 Introduction 82
V.2 Cycle réel de la turbine à gaz MS5002C 82
V.3 Les données de la turbine à gaz MS5002C 84
V.4 Calcul des paramètres de fonctionnement de la TAG MS5002C 85
V.4.1 Compresseur 85
V.4.2 Chambre de combustion 87
V.4.3 Turbine haute pression 92
V.4.4 Turbine de puissance 94
V.4.5 Tableau récapitulatif des calculs thermodynamique 96
V.5 Performances de la turbine à gaz 96
V.6 Paramètres influançentes sur le rendement de la turbine à gaz 97
V.6.1 Pertes mécaniques 97
V.6.2 Pertes chimiques 97
V.6.3 pertes thermodynamiques: 98
V.6.4 Pertes thermiques 98
V.6.5 Pertes visqueuses 98
V.6.6 Effet de la température ambiante 98
V.6.7 Effet de la pression atmosphérique 99
V.7. Turbine a gaz et l'envirennement 100
V.8. Amélioration du rendement de la turbine à gaz MS5002C: 100
V.8.1. Cycle avec regénération: 100
V.9 Conclusion 100
Conclusion générale
Bibliographie
Annexes

Liste des figures

Chapitre I : Généralités sur les turbines à gaz

Figure I.1 : Schéma d'une turbine à gaz 4

Figure I.2 : turbine à gaz 4

Figure I.3: Compresseur centrifuge 9

Figure I.4: compresseur axial 11

Figure I.5: Chambre de combustion 12

Figure I.6 : Rotor de turbine 13

Figure I.7: Turbine d'impulsion et turbine de réaction 14

Figure I.8 Turbine à gaz à un seul arbre 16

Figure I.9 : Turbine à gaz à deux arbres 17

Figure I.10 : Turbine à gaz aéronautique 19

Chapitre II : Présentation du champ Hassi Messaoud

Figure II.1 : Situation Géographique 26

Figure II.2 : Centre industriel Sud (C.I.S) 29

Figure II.3 : Organigramme de la division production (C.I.S) 30

Figure II.4 : Organigramme de la direction maintenance 40

Figure II.5 : Organigramme du centre Sud (C.I.S) 41

Figure II.6 : Organigramme du centre industriel HMD 42

Chapitre III : Description de la turbine à gaz 44

Figure III.1 : Système d'admission d'air 46

Figure III.2 : Rotor du compresseur axial 47

Figure III.3 : Chemise de combustion 51

Figure III.4 : Injecteur de combustible 52

Figure III.5 : Tube d'interconnexion 54

Figure III.6 : Vue générale de la chambre de combustion 54

Figure III.7 : Rotor de la turbine HP 56

Figure III.8 : Directrice de premier étage 57

Figure III.9 : Directrice de deuxième étage 58

Chapitre IV : Cycles thermodynamique et bilan thermique

Figure IV.1 : Triangle de vitesses 68

Figure IV.2 : Diagrammes théoriques P-V et T-S de la turbine à gaz 69

Figure IV.3 : Diagramme réel P-V et T-S de la turbine à gaz 71

Figure IV.4 : Schéma de la turbine à gaz MS5002C 72

Figure IV.5 : Diagramme T-S de la turbine à gaz MS5002C 73

Figure IV.6 : Evolution des paramètres de fonctionnement au cours du cycle 74

Chapitre V : Calcul thermodynamique de la TAG MS5002C

Figure V.1 : Schéma de l'installation de la turbine à gaz MS5002C 82

Figure V.2 : Cycle thermodynamique de la turbine à gaz MS5002C 83

Figure V.3 : Pertes chimiques 97

Figure V.4 : Cycle avec regénération 99

Liste des tableaux

TableauV.1: Analyses chromatographiques du fuel gaz 88

Tableau V.2: Formules chimiques de la combustion des compositions des gaz 91

Tableau V.3 : Tableau récapitulatif des calculs thermique 96

Liste des Equations

Chapitre IV : Cycle thermodynamique et bilan thermique

Équation IV.1: La loi des gaz parfaits 64
Équation IV.2 : Le premier principe de la thermodynamique 64
Équation IV.3 : L'enthalpie 65
Équation IV.4 : L'énergie cinétique 65
Équation IV.5 : Le travail du compresseur 69
Équation IV.6 : Le travail de la turbine 69
Équation IV.7 : La quantité de chaleur fournie 70
Équation IV.8 : Le travail net 70
Équation IV.9 : Le rendement 70
Équation IV.10 : Le rendement isentropique de compression 72
Équation IV.11 : Le rendement isentropique de détente 72
Équation IV.12: Pression atmosphérique en fonction d'altitude 75
Équation IV.13 : Pression à l'admission du compresseur 75
Équation IV.14: Température à la fin de compression 75
Équation IV.15 : Puissance du compresseur 75
Équation IV.16 : L'exposant isentropique de l'air 75
Équation IV.17 : Chaleur spécifique 75
Équation IV.18 : Chaleur spécifique moyenne 76
Équation IV.19 : Pression de refoulement du compresseur 76
Équation IV.20 : Rendement isentropique de compression 76
Équation IV.21 : Chaleur spécifique dans la chambre de combustion 76
Équation IV.22 : Température à la fin de la combustion 77
Équation IV.23 : Pression à la fin de la combustion 77
Équation IV.24 : Puissance de la chambre de combustion 77
Équation IV.25 : Pouvoir calorifique inférieur 77
Équation IV.26 : Coefficient d'excès d'air 77

Rapport-Gratuit.com

Équation IV.27 : Masse d'air stœchiométrique 77
Équation IV.28 : Masse d'air 77
Équation IV.29 : Masse du combustible 78
Équation IV.30 : Masse d'air réelle 78
Équation IV.31 : Puissance de la turbine haute pression 78
Équation IV.32 : Puissance développé par la turbine haute pression et consommée par le compresseur 78
Équation IV.33 : Température à la fin de détente 78
Équation IV.34 : Rendement isentropique de la turbine haute pression 79
Équation IV.35 : Pression à la fin de détente 79
Équation IV.36 : Pression à la fin de détente basse pression
Équation IV.37 : Température à la fin de détente basse pression 79
Équation IV.38 : Température réel à la fin de détente basse pression 79
Équation IV.39 : Puissance utile de l'installation 79
Équation IV.40 : Rendement thermique de l'installation 80
80

NOMENCLATURE

Symbole	Désignation	Unité en S.I.
Q	debit	kg/s
P	pression	bar
T	temperature	K
P_{cs}	Pouvoir calorifique du combustible	$kcal/m^3$
P_{ci}	Pouvoir calorifique inferieur	$kcal/m^3$
ΔP	Perte de charge	bar
N	Vitesse de rotation	Tr/min
Z	altitude	m
M	Masse atomique	g/mol
V	volume	m^3
m_c	Masse du combustible	g
n	Nombre de mole	mol
Pu	Puissance utile	kw
R	Constante des gaz parfait	J/mol.k
U	Energie interne	J
W	Travail des force exterieur	J
Q	Chaleur reçu de l'exterieur	J
h	Enthalpie	J
$\vec{u}$	Vitesse de rotation des pâles	m/s
$\vec{v}$	Vitesse absolue d el'air	m/s
$\vec{w}$	Vitesse relative de l'air	m/s
	Terme LATIN	
τ_c	Taux de compression	
η	rendement	
γ	Exposant isentropique de l'air	
λ	Coefficient d'exes d'air	
	Indices	
adm	Admission	
t	turbine	
c	compresseur	
Hp	Haute pression	
Bp	Basse presion	
c.c	Chambre de combustion	
th	thermique	
inj	injection	

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Introduction générale

Le monde de l'industrie est devenu très complexe. L'enjeu aujourd'hui privilégie la rentabilité et contribue au développement de la société, en assurant les performances technologiques satisfaisantes, tout en mettant les capacités humaines et matérielles pour aboutir à une recherche scientifique assez poussée.

Pour réaliser une production optimale du gaz il est nécessaire d'augmenter la pression du gisement avec la réinjection du gaz naturel dans les puits. La solution primordiale pour opérer à la réinjection du gaz naturel est d'utiliser les turbines à gaz pour alimenter les stations de compression et assurer l'alimentation en gaz comprimé de tous les gisements des champs de Hassi Messaoud.

Les turbines à gaz utilisées à Hassi Messaoud sont du type MS5002C à cause de leur bon fonctionnement, grande puissance et un des moyens les plus sollicités pour l'entrainement des charges mécaniques.

Dans le premier chapitre, des généralités sur les turbines à gaz sont présentées dans le premier chapitre.

Ce travail m'a nécessité un stage sur le site au champ sud, de Hassi Messaoud, que j'ai effectué, pour une durée de deux semaines, ce qui présente l'objectif du chapitre deux.

L’étude de la turbine à gaz type MS5002C quand à son fonctionnement sur site de Hassi Messaoud est donné dans le chapitre trois.

Dans le quatrième et le cinquième chapitre on à effectué des calculs de vérification de la turbine à gaz MS5002C

Chapitre I: Généralités sur les turbines à gaz

I.1 Introduction:

Depuis l'invention de la turbine à gaz, l'industrie a connu des bouleversements considérables dans le domaine énergétique.

Ces appareils qui ont remplacé les moteurs alternatifs sont actuellement employés dans la production d'énergie thermique et électrique.

Aux fils des années, chercheurs et ingénieurs ont perfectionné ces turbines à tel point qu'elles sont devenues indispensables à l'industrie et à la technologie électrique.

Ces turbines présentent aujourd'hui la solution appropriée aux besoins de diversification des ressources de production énergétique qui réduit l'utilisation de l'énergie nucléaire.

Les turbines à gaz peuvent être utilisées en cogénération c'est à dire qui consistent à produire simultanément l'énergie électrique et thermique.

Les turbines à gaz sont utilisées généralement pour les grosses installations, plutôt que pour les petites puissances. L'enjeu majeur necéssite donc l'extension des domaines d'application des turbines à gaz vers les petites puissances du fait que ces dernières présentent assurément un avantage technique non négligeable dans la maintenance et la durée de vie.

I.2 Définition [1]:

La turbine à gaz est une centrale thermique qui produit une grande quantité d'énergie (voir figures I.1 et I.2).

Elle est constituée de trois éléments principaux:

- un compresseur d'air qui comprime l'air à haute pression et haute température.
- une chambre de combustion dans laquelle on introduit un combustible liquide ou gazeux qui, en brûlant, consomme partiellement l'air amené par le compresseur et élève la température de mélange de combustion.
- une turbine dans laquelle les gaz sortant de la chambre de combustion à la pression obtenue après compression se détend dans plusieurs étages pour produire de l'énergie mécanique. Cette énergie sert à entraîner le compresseur d'air et à fournir à l'arbre une puissance utilisable.

Du fait de cette double fonction, les étages destinés à l'entraînement du compresseur peuvent être séparés des étages produisant la puissance récupérable sur l'arbre.

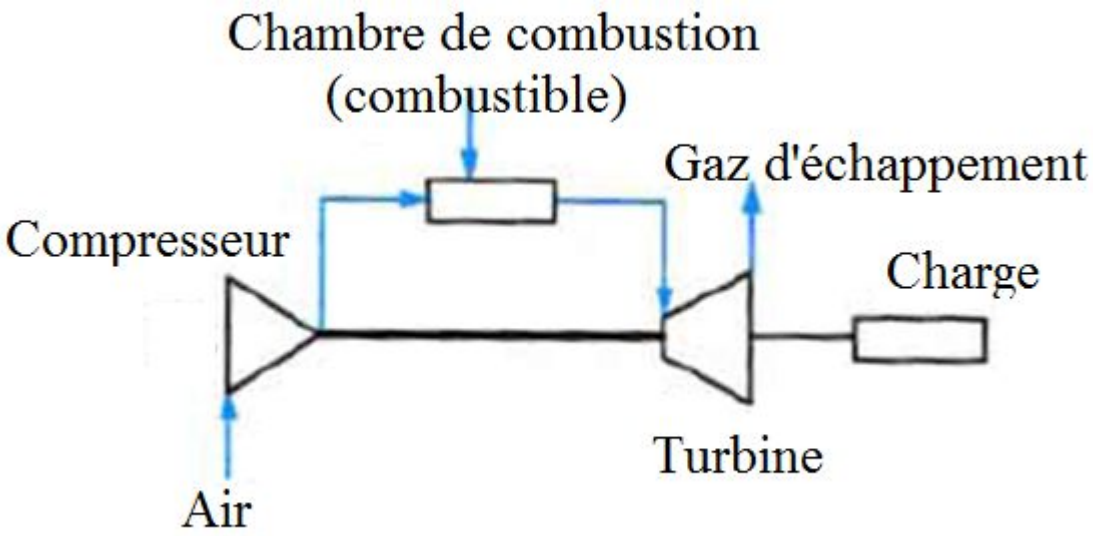


Figure I.1: Schéma d'une turbine à gaz

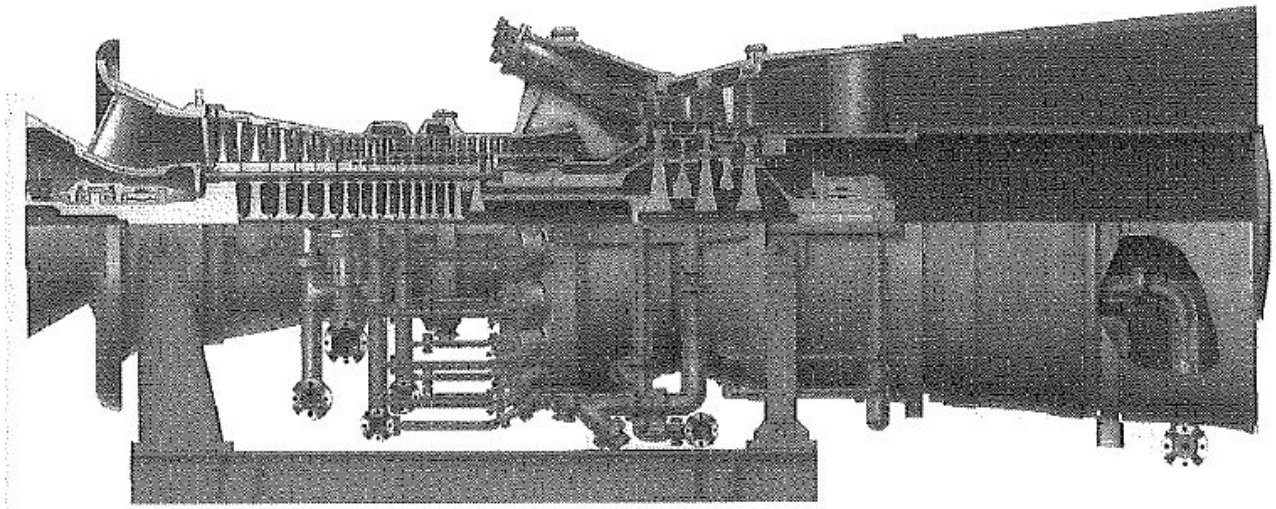


Figure I.2 : turbine à gaz [2]

I.3 L'évolution de la turbine à gaz [3]:

De nos jours, on distingue aisément les similitudes entre la turbine à vapeur et la turbine à gaz qui ont été conçues simultanément pour les besoins énergétiques.

•Dès 1791, John Barber considéré comme le pionnier des inventeures des moteurs à combustion, conçut la première turbine à gaz grâce à la combustion du charbon comprimé combiné à l'air. Les expériences menées sur ce procédé connurent des entraves causées par les lames radiales qui génèrent la roue de la turbine.

•Ces turbines à gaz portent aujourd'hui le nom de (turboexpanders).

Durant presqu'un siècle, les idées relatives à la turbine à gaz ont longtemps germé, mais personne n'est vraiment parvenu à une conception matérielle de cette théorie mise à l'essai par John Barber à la fin du 18ème siècle, et par Besson au début du 19ème siècle, sans réels succès.

•Dès 1808, John Dumball réalisa une turbine à gaz à étages avec des lames mobiles, sans profil stationnaire pour transformer l'écoulement du fluide à chaque étage.

•Sur la lancée de Dumball, le Français Bresson eut l'idée en 1837 à Paris d'employer une vanne pour acheminer l'air pressurisé dans une chambre de combustion en combinant l'air à du gaz combustible. La fusion de ces deux

éléments refroidis étaient utilisés pour faire tourner les aubes de la turbine.

•En 1850, l'Anglais Fernimough a suggéré la combinaison d'une turbine à gaz à une turbine à vapeur, dans lesquelles l'air soufflé par une grille de charbon additionné à l'eau pulvérisée à l'air à l'aide de gaz chauds, fit tourner un rotor bipale.

•En 1903, Rene Armengaud et Charles Lemale conçurent avec succès une turbine à gaz en utilisant un compresseur rotatif. A l'origine, ils mirent à l'éssai une turbine à vapeur à l'aide de gaz pressurisés par une chambre de combustion et alimentée par un compresseur.

•En 1905, la première turbine à gaz inventée par Brown Boveri fut installée dans Marcus Hook Refinery de Sun Oil Company près de Philadelphie avec une capacité de 5300 Kw.

•Plus tard, Brown et ses collaborateurs réalisèrent une turbine à gaz de 500 HP avec un compresseur centrifuge à trois étages de 25 roues à aube chacune.

Ce compresseur spécialement construit pour une application de turbine à gaz fut baptisé: A.C.Rateau Conception.

•Boveri a également conçu la première turbine à gaz pour la production de l'électricité dans une centrale à Neuchatel en Suisse.

•La première guerre mondiale a démontré le potentiel de l'avion comme arme militaire efficace.

Rapport-Gratuit.com

•Entre 1918 et 1920, le moteur à essence alternatif était développé en tant que centrale pour les petits avions. La turbine à gaz était trop grande et encombrante comme moteur d'avion. Cependant, le turbopropulseur est devenu fortement développé.

•Les travail d'A.C. Rateau, Stanford, Moss ont permis de développer le turbopropulseur à échappements en1921, qui a mené à l'utilisation des avions turbopropulsés durant la deuxième guerre mondiale.

•Tout au long des années de guerre, divers changements ont touché la conception de ces moteurs : turbines radiales et axiales, chambres de combustion et spécialement les compresseurs axiaux.

•Depuis la deuxième guerre mondiale, des améliorations sont introduites dans l'industrie aérienne.

•Aujourd'hui les turbines à gaz sont disponibles sur le marché pour la production d'électricité, la production combinée, et les applications aéronautiques et pour l'entraînement mécanique.

I.4 Les composants de la turbine à gaz [4]:

La turbine à gaz se compose de trois éléments principaux: (figure I.1)

I.4.1 Compresseur:

Le rôle du compresseur est d'augmenter la pression d'air pour que les processus de combustion et d'extraction de puissance puissent être effectués de façon plus éfficace.

Plus la pression de l'air augmante et plus son volume diminue, ce qui signfie que la combustion de la combinaison carburant/air s'opère en petite quantité.

A) Compresseur centrifuge (figure I.3):

L'Anglais Sir Frank Whittle a résolu le problème du compresseur qui constituait le principal obstacle durant les premières années du développement de la turbine à gaz à l'aide d'un compresseur centrifuge.

Ce modèle est, de nos jours, employé dans beaucoup de turbines à gaz plus petites.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Le compresseur se compose de trois éléments éssentiels:

Une roue à aubes, un diffuseur et une tubulure de compresseur.

L'air pénètre dans le compresseur près du moyeu de la roue à aubes puis est comprimé par le mouvement de rotation de la roue à aubes.

La compression se produit par augmentation de la vitesse de l'air (par rotation) et la dispersion de l'air, ce qui implique la diminution de la vitesse et l'accélération de la pression.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Le diffuseur redresse l'écoulement de l'air, et la tubulure fait office de collecteur pour introduire l'air dans la chambre de combustion.

Les compresseurs centrifuges à un seul étage ont une éfficacité limitée et un taux de compression trés élevé. Par contre, ceux à plusieurs étages sont légerment meilleurs, mais les compresseurs axiaux offrent plus d'avantages.

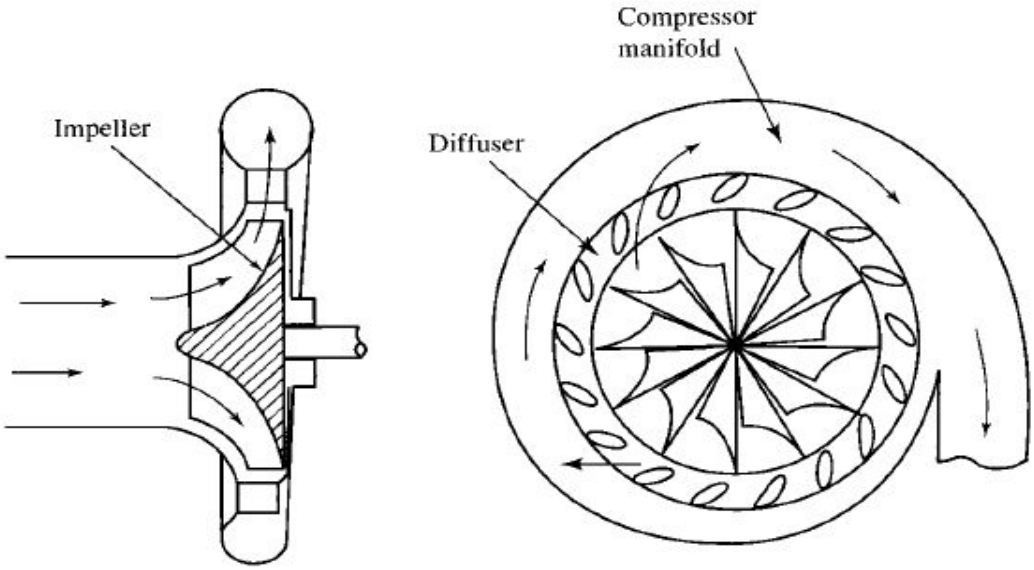


Figure I.3: Compresseur centrifuge [2]

B) Compresseur axial (figure I.4):

Dans un compresseur axial l'air entre dans une direction axiale par une série de lames de rotor tournantes et d'ailettes du stator stationnaires qui sont concentriques avec l'axe de rotation. Chaque ensemble composé de lames du rotor et d'ailettes du stator forme un étage. Le chemin d'écoulement dans un compresseur axial diminue dans la section transversale en direction de

l'écoulement.

La diminution du section est proportionnelle à la grande densité d'air lorsque la compression progresse d'un étage à un autre.

Chaque étage d'un compresseur axial produit un petit rapport de compression contre un rendement élevé. Par conséquent, le compresseur à plusieurs étages est employé pour un rapport de compression plus élevé.

Le compresseur axial qui a des avantages supplémentaires est également plus compact et possède une section frontal plus petit qu'un compresseur centrifuge.

Un compresseur axial simple n'est pas aussi éfficace qu'un double compresseur axial au taux de compression très élevé. Pour une vitesse de rotation simple, l'opération d'équilibre est limitée entre le premier et le dernier étage. Pour obtenir plus de flexibilité et un chargement plus uniforme à chaque étage du compresseur, un double compresseur avec deux vitesses de rotation différentes est généralement utilisé dans les compresseurs axiaux d'un rapport de compression très élevé.

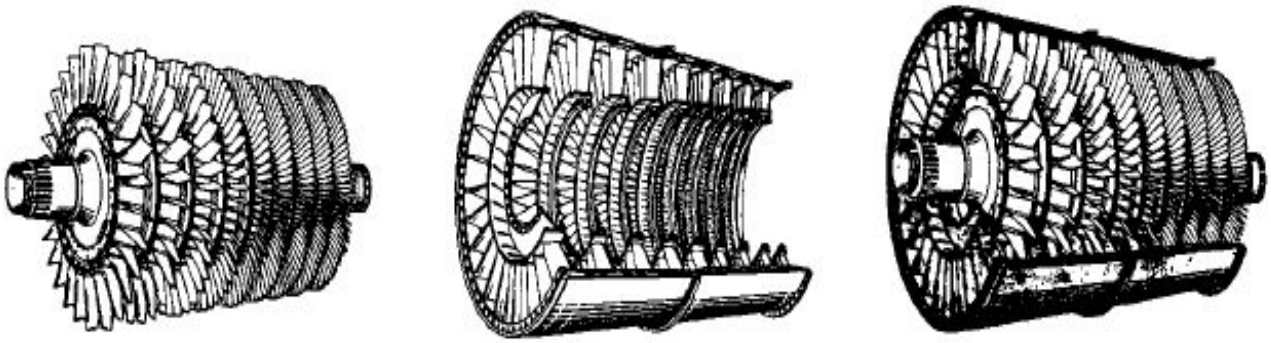


Figure I.4: compresseur axial [2]

I.4.2 Chambre de combustion (figure I.5):

La chambre de combustion est conçue pour brûler le mélange (air/carburant) et fournir les gaz à la turbine à une température stable.

La température de gaz ne doit pas dépasser la température structurelle tolérée à la turbine.

Environ la moitié du volume d'air entrant dans le brûleur est consumée en se mélangeant à du carburant. La quantité d'air restante est utilisée pour le refroidissement des produits du combustion et les surfaces du brûleur.

La combustion doit avoir lieu entièrement dans le brûleur.

Figure I.5: Chambre de combustion [2]

I.4.3 Turbine (figure I.6):

La turbine est un ensemble de palettes concentriques avec l'axe de la turbine placées sous un angle pour former une série becs qui déversent les gaz sur les lames de la roue de la turbine.

Comme le compresseur axial, la turbine axiale est formée de plusieurs étages, mais en nombre inférieur par rapport au compresseur parce que la pression est décroissante (processus de détente) alors que dans le compresseur, la pression augmente (processus de compression).

La turbine transforme l'énergie des gaz en énergie cinétique qui découle de la chambre de combustion. Cette énergie permet d'actionner le compresseur et les accessoires.

Dans la conception des turbines, la vitesse de rotation de l'axe, le débit de gaz, la température d'admission, la pression d'admission, la vitesse d'échappement et la puissance de sortie doivent être pris en compte.

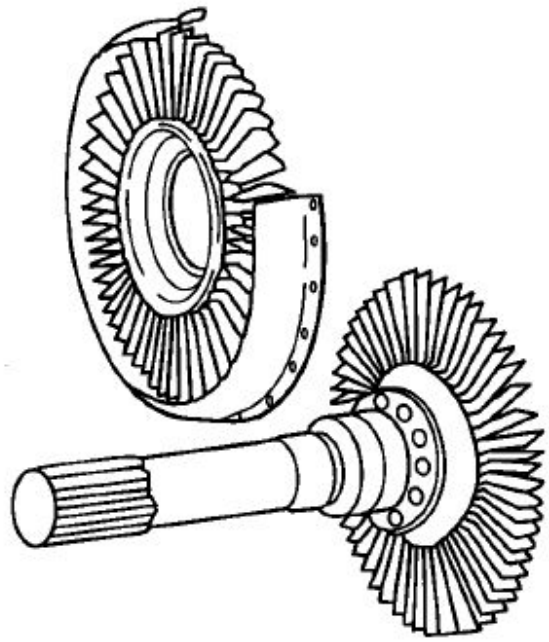


Figure I.6 : Rotor de turbine [2]

Turbine d'impulsion et turbine de réaction (figure I.7) :

La turbine d'impulsion et la turbine de réaction sont les deux types de base de turbines axiales

A) Turbine d'impulsion (figure I.7 a):

Dans le type de turbine d'impulsion, la vitesse relative de déchargement est identique à la vitesse d'entrée car il n'y a aucun changement notable de pression.

Les becs du redresseur de la turbine d'impulsion sont placés pour augmenter la vitesse et réduire la pression des gaz d'échappement.

B) Turbine de réaction (figure I.7 b):

Dans la turbine de réaction, la vitesse de décharge du rotor augmente, et la pression diminue lors du passage de gaz entre les lames du rotor.

La plupart des turbines dans des moteurs à réaction sont une combinaison des turbines d'impulsion et de réaction.

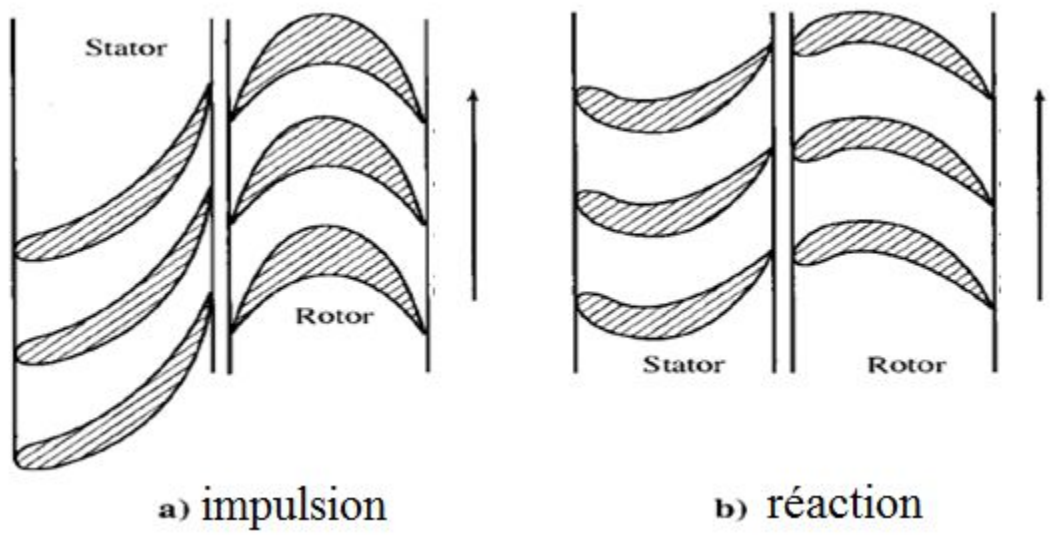


Figure I.7: Turbine d'impulsion et turbine de réaction [2]

I.5 La disposition des turbines à gaz [5]:

Les diverses dispositions des composants de turbine à gaz ont évolué au cours des dernières années.

Certaines sont mieux appropriées à la production d'éléctricité, d'autres par contre, sont plus adaptées aux applications d'entrainement mécanique où la turbine à gaz est utilisée pour entraîner un compresseur ou une pompe dont la vitesse peut varier avec la charge.

I.5.1. Turbine à gaz à un seul arbre (figure I.8):

Une turbine à gaz à un seul arbre se compose d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine.

Le compresseur comprime l'air et augmente sa pression.

Cet air pressurisé passe dans la chambre de combustion à très forte chaleur.

Les gaz chauds, à haute pression, sont alors propulsés dans une turbine pour fournir la puissance nécessaire au processus de compression par l'intermédiaire d'un axe reliant le compresseur à la turbine.

Une partie de cette puissance est employée pour conduire une charge (générateur).

Les turbines à gaz à un seul arbre ont l'avantage d'empêcher la survitesse due à la puissance élevée exigée par le compresseur et peuvent agir en tant que frein efficace.

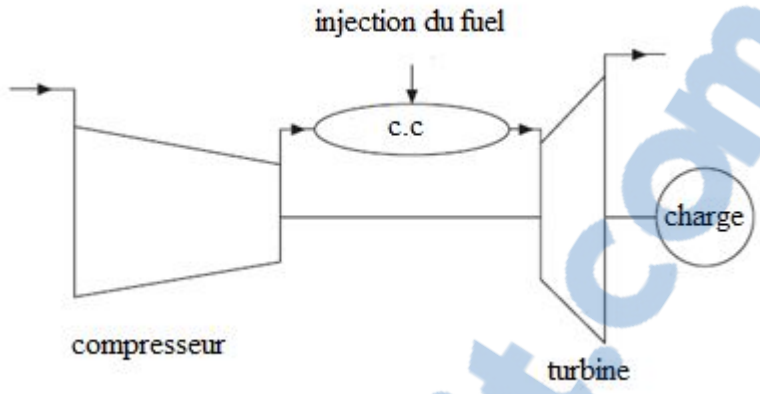


Figure I.8: Turbine à gaz à un seul arbre [5]

I.5.2. Turbine à gaz à deux arbres (figure I.9):

Les turbines à gaz à deux arbres fonctionnant avec une turbine de puissance, sont employées souvent pour conduire des charges où il y a une variation importante dans la vitesse avec la demande de puissance.

Le processus d'expansion dans la turbine à gaz à deux arbres est formé de deux turbines distinctes:

La première est utilisée pour entraîner le compresseur et la deuxième pour produire la charge.

Celle-ci, mécaniquement indépendante, est appeleé turbine de puissance.

L'autre turbine ou turbine à haute pression, le compresseur et la chambre de combustion forment le générateur de gaz.

La fonction du générateur de gaz est de produire les gaz à haute pression et à hautes températures pour actionner la turbine de puissance qui est capable de

Rapport-Gratuit.com

dépasser la vitesse ordinaire du générateur de gaz.

La turbine à gaz, elle, maitrise ce problème et n'utilise que de petites puissances par rapport à celle ayant un seul arbre.

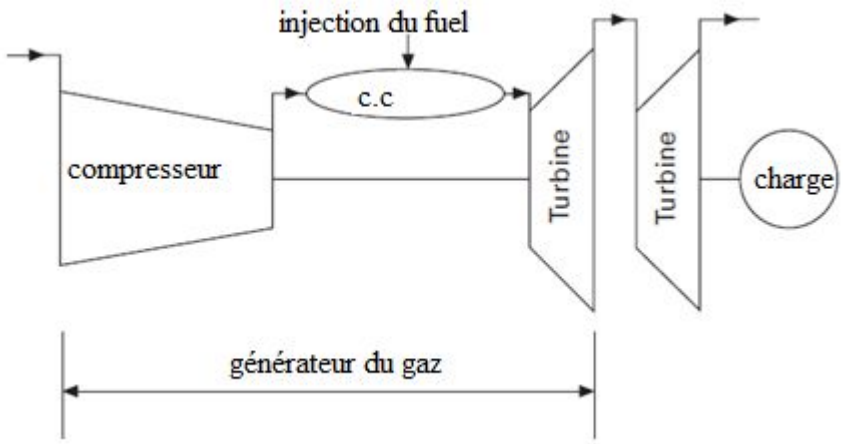


Figure I.9: Turbine à gaz à deux arbres [5]

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

Les turbines à gaz sont utilisées dans des services diversifiés des moteurs à réaction et des commandes mécaniques (terre, mer, air)

Pour sa simplicité, la turbine à gaz sera considérée pour des applications aéroportées et des applications basées de surface (terre et mer).

Dans les applications aéroportées, ces moteurs sont désignés sous le nom des jets, des turboréacteurs, et des turbopropulseurs. Par contre, sur terre et sur les applications marines, ils sont appelés turbines à gaz d'entraînement mécanique.

La liste des applications est limitée par les contraintes suivantes [11]:

- Taux de compression.
- Température de combustion.
- Chute du rendement pour une faible charge.
- Inaptitude aux changements de régime.

I.6.1 Applications aéronautiques (figure I.10):

Dans le sens strict, toutes les turbines à gaz sont des générateurs de gaz. Leurs gaz chauds se détendent par une turbine pour développer la puissance d'arbre ou par une tuyère pour créer la poussée.

Quelques turbines à gaz détendent leurs gaz chauds seulement par une tuyère pour produire la poussée: ces unités sont comme des moteurs à réaction .

D'autres turbines à gaz détendent une partie du gaz chaud par une tuyère pour créer la poussée et le reste du gaz se détend par une turbine pour conduire un ventilateur: ces unités s'appellent les turboréacteurs.

Quand une unité détend pratiquement tous ses gaz chauds par la turbine conduisant le compresseur et aucune poussée n'est créée par la tuyère, c’est un turbopropulseur.

Le turboréacteur est la forme la plus simple des turbines à gaz parce que les gaz chauds sont produits dans l'évasion du processus de combustion par une tuyère.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Tandis que la propulsion par réaction est l'utilisation la plus commune pour le turboréacteur.

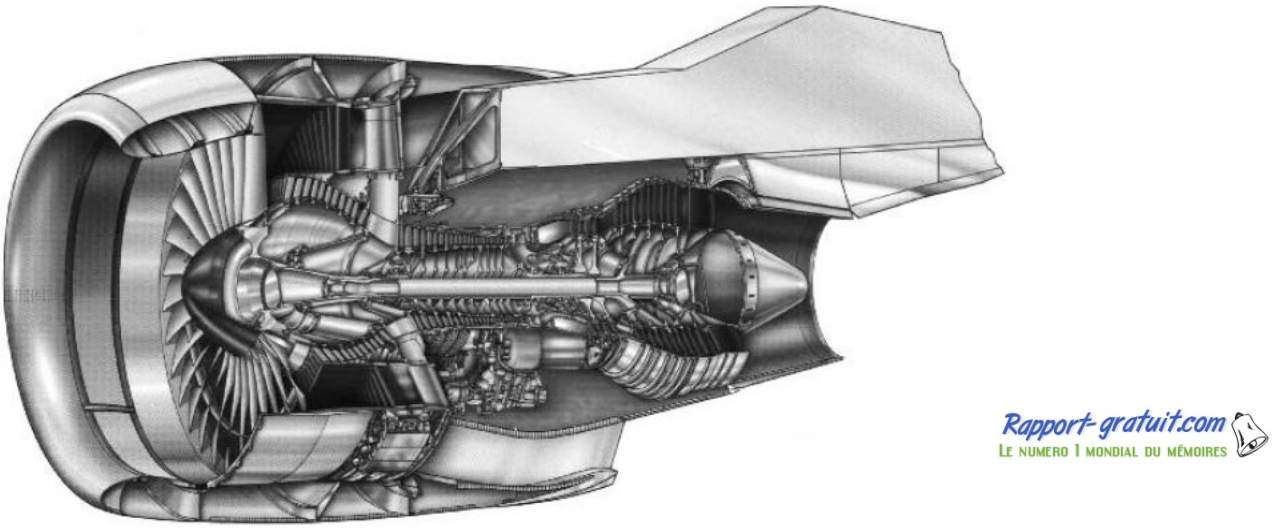


Figure I.10 : Turbine à gaz aéronautique [1]

I.6.2 Applications industrielles:

L'application la plus prolifique est dans l'industrie pétrolière. La majorité des moteurs sont installés onshore.

Dans ce cas, la turbine à gaz est utilisée pour conduire une pompe ou un compresseur et également un générateur de courant électrique.

Le gaz ou le pétrole sont pompés d'une tête de puits aux consommateurs industriels et des raffineries.

Les gazoducs ou les oléoducs peuvent se prolonger au-delà des milliers de kilomètres, avec des stations de compression approximativement tous les 200

kilomètres.

Une autre utilisation pour des turbines à gaz est de pomper l'eau dans les gisements de gaz naturel épuisés, pour augmenter l'extraction de gaz.

Aussi, l'extraction du pétrole à partir du puits peut impliquer le pompage du gaz vers le bas pour soulever la pression et forcer le pétrole vers le haut du tuyau d'extraction (la réinjection).

Pour les têtes de puits offshore, la turbine à gaz doit être placée sur une plate-forme.

Tandis que le gaz ou le pétrole peut avoir une haute pression pendant qu'ils sortent de la terre. La turbine à gaz a besoin invariablement davantage de pressurisation pour les pousser de retour onshore.

Le moteur peut conduire l'unité de compression mécaniquement et parfois par l'intermédiaire d'un moteur électrique pour assurer la puissance pour d'autres besoins, tels que l'électricité ou chauffage des locaux.

I.6.3 Applications dans les véhicules [6]:

Le premier véhicule à moteur propulsé de turbine à gaz était Rover JET 1 produit au Royaune-Uni, en 1950, par une équipe de créateurs menée par Maurice Wilks et Frank Bell.

A partir des décennies suivantes, l'effort important a été consacré sur des programmes des véhicules à turbines à gaz. Toutefois, les moteurs de diesel et

d'essence ont continué à dominer, avec la turbine à gaz réalisant seulement une présence dans des applications spécialisées, comme (Les supercars “voiture de course”, les camions et les chars de bataille).

I.6.4. Applications dans la production d'électricité:

La première turbine à gaz pour l’application dans la production du courant électrique a été présentée par Brown Boveri (Suisse en 1937).

Aujourd'hui, la turbine à gaz joue un rôle important sur le marché de la production d'électricité.

Cette application est extrêmement courante : l’arbre de la turbine entraîne un réducteur, dont l’arbre à petite vitesse, entraîne un alternateur.

Le système mécanique est simple et peut être comparé à un groupe turboalternateurs à vapeur.

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

L’installation d’une centrale de turbine à gaz pour produire elle même de l’électricité n’est à envisager que si l’on récupère l’énergie contenue dans les gaz d’échappement afin d’obtenir un rendement global élevé et, par conséquent, une rentabilité maximale.

I.6.5 Applications maritimes [1]:

La propulsion marine emploie les moteurs diesel et les turbines à gaz.

La première application de la propulsion navale utilisant des turbines à gaz fut engagée en 1947 au R-U.

Les moteurs de bateau conduisent un propulseur conventionnel ou un waterjet par l'intermédiaire d'une boîte de vitesse. Ce dernier se compose d'une pompe incluse qui envoie un jet de l'eau à l'arrière.

I.7 Avantages inconvénients des turbines à gaz [7]:

Les applications des turbines à gaz sont très variées et leur fonctionnement n'exige qu'une alimentation en combustible et des systèmes de démarrage et d'échappement

I.7.1 Avantages [10]:

A) Par rapport les moteurs à pistons :

- suppression des pièces à mouvements alternatifs.
- détente plus complète des gaz brûlés.
- suppression des pièces frottantes (graissage moins onéreux)
- rendement de l'ordre de 25%.

B) Par rapport aux turbines à vapeur :

- frais de première installation bas, pas de chaudière ni de condenseur
- Amélioration du rendement et suppression du fluide intermédiaire.

- Mise en marche rapide.

I.7.2 Inconvénients [10]:

- Difficulté d'obtenir des matériaux résistants aux hautes températures.
- Nécessité d'un compresseur et d'une pompe à combustible (ou d'un compresseur de gaz).

I.8 Conclusion:

Dans ce chapitre, nous avons présenté une panoplie d'informations relatives à la turbine à gaz avec une liste détaillée concernant ses éléments et ses applications dans le domaine énergétique. Nous avons de même mis en évidence les différentes évolutions de cette machine.

Chapitre II: Présentation du champs Hassi Messaoud

II.1 Introduction :

L'objet de notre étude, au complexe industriel sud (CIS), sis Hassi Messaoud, dans une unité de station de compression, qui utilise de turbine à gaz MS5002C pour la réinjection des gaz au puits pétroliers est de faire connaissance avec les différents étapes d'exploitation des hydrocarbures et la maintenance des machines et de perfectionner nos compétences dans le milieu industriel.

II.2 Situation Géographique (figure II.1) [14]:

Le champ de Hassi Messaoud est situé à 850 Km au Sud Est d'Alger et à 350 Km de la frontière ALGERO-TUNISIENNE. Les dimensions du champ atteignent 2500 Km avec une surface imprégnée d'huile d'environ 2500 Km^2. Sa localisation en coordonnées Lambert Sud Algérie (LSA) est la suivante:

Longitude: 06° 32' EST.

Latitude: 31° 42' nORD

L'altitude 144 m

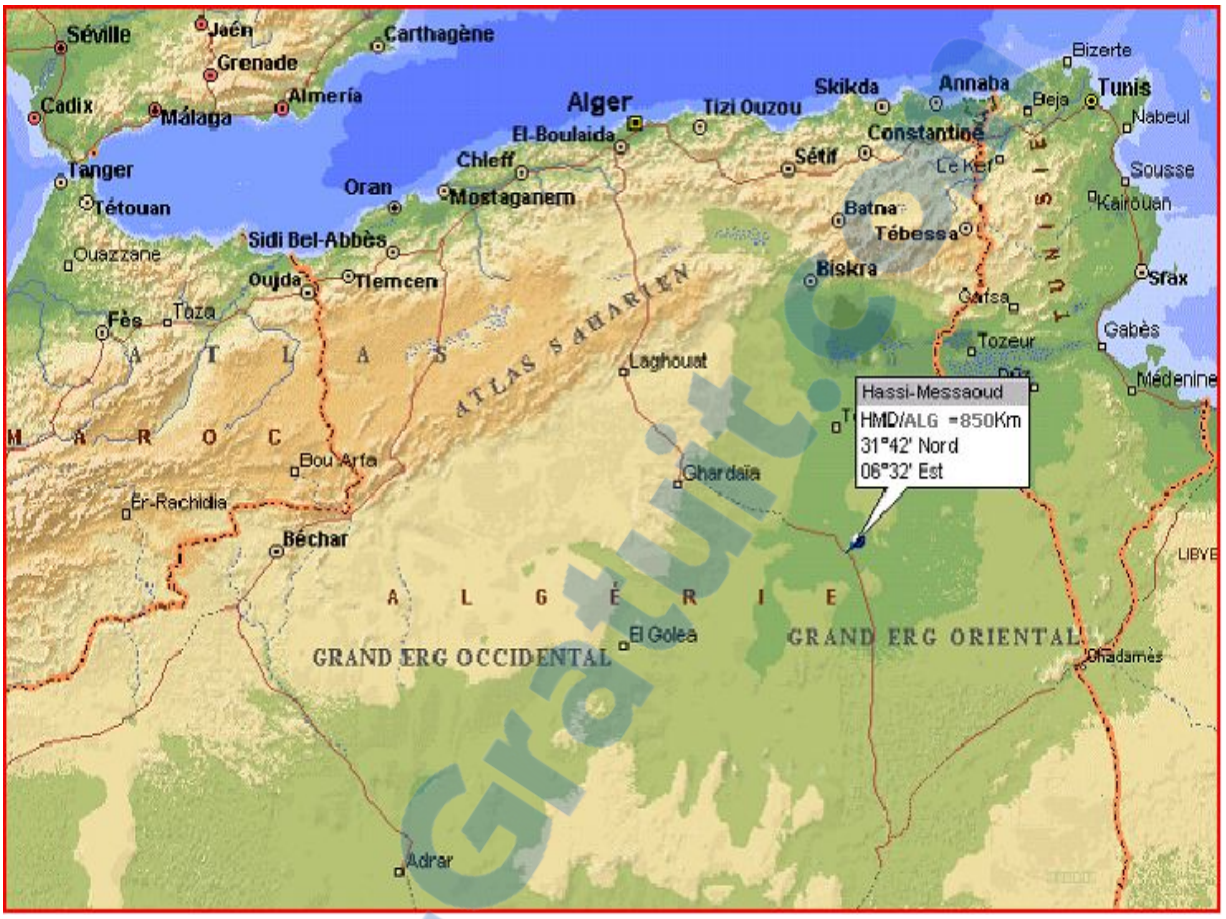


Figure II.1: Situation Géographique

II.3 Historique de la découverte du gisement (figure II.2):

Le 15 janvier 1956, la SN.REPAL a amorcé le premier forage du puits appelé MD1, non loin du puits chamelier de HASSI-MESSAOUD.

Le 15 juin de la même année, ce forage est mis en évidence à 3338 m de profondeur des grés, d'âge Cambrien productif de pétrole.

En Mai 1957, la C.F.P.A confirmait l'existence d'un important gisement par le forage des puits OM1 situé à 07 Km au nord de HASSI-MESSAOUD.

Depuis sa découverte à ce jour, le gisement de HASSI-MESSAOUD compte

Rapport-Gratuit.com

environ 1330 puits dont la majeure partie est représentées par des nappes pétrolifères. L'autre partie est constituée de puits injecteurs de gaz ou d'injecteurs d'eau pour le maintien de la pression de gisement en vue d'une exploitation optimale d'hydrocarbures. Il existe aussi des puits fermés acause d'un débit très faible, mais ceux-ci font actuellement l'objet de reprise en forage dévié. A l'origine, le gisement de HASSI-MESSAOUD était scindé en (02) deux parties :

- ✓ Le champ Nord (ex CFP (A)).
- ✓ Le champ Sud (ex SN REPAL).

Le 24 /02/1971, ces (02) deux concessions sont nationalisées par l'état Algérien et sont exploitées à ce jour par l'entreprise nationale SONATRACH.

Concernant la production, le champ de HASSI-MESSAOUD à été subdivisé en zones de production relativement indépendantes l'une de l'autre, et sont au nombre de 25.

Chacune de ces zones correspond à un nombre de puits communiquant entre eux.

La stratégie de développement en cours, mise en place par l'entreprise SONATRACH pour le champ de HASSI-MESSAOUD, est axée sur les forages de puits horizontaux et la reprise en short radius d'anciens puits dont

le débit est faible.

Le nombre de forages horizontaux est d'environ 122 puits. Les deux (02) derniers puits verticaux forés sur le champ de HASSI-MESSAOUD sont :

- OMO243 (15/10/01) – champ Nord
- Md531 (02/02/01) – champ Sud

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Figure II.2: Centre Industriel Sud (C.I.S)

II.4 Différentes structures de la direction régionale :

- Direction Engineering et production.
- Direction Exploitation.
- Direction Maintenance.
- Direction Technique.
- Direction Logistique.
- Division Finance.
- Division Sécurité.
- Division Approvisionnement.

- Division Ressources Humaines.
- Division Intendance.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

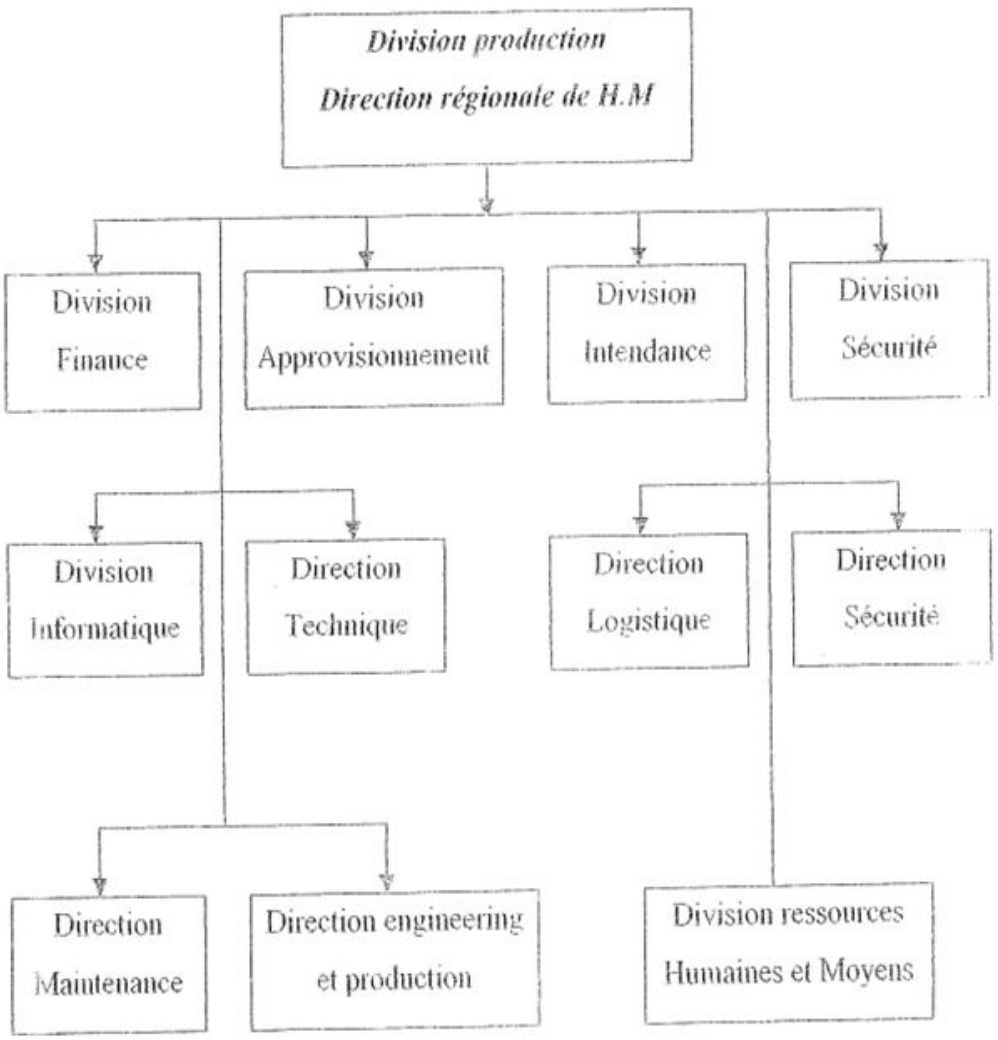


Figure II.3: Organigramme de la division production (C.I.S)

II.5 Différentes installations pétrolières avec leurs capacités :

- Complexe industriel Sud CIS
- Complexe industriel Nord CINA
- 05 Satellites Sud (E1C - E2A - S1A - W2A-W1A)
- 09 Satellites Nord (OMP53 - OMN77 - OMP73 - ONM13 - OMP75 - OMP57 - OMJ82 - OMO13 - OMP 73)

II.6 Complexe industriel SUD (CIS) :

II.6.1 Service Programmation :

Le Service Programmation est structuré comme suit :

- Section Programmation
- Cellule Etudes

II.6.2 Service Traitement :

C'est le service le plus important du CIS, il reçoit l'ensemble de la production d'hydrocarbures du champ SUD.

Le Service Traitement regroupe les unités suivantes :

- Unité de séparation par détente
- Unité de dessalage du brut
- Unité de stabilisation du brut
- Unité de distillation atmosphérique "Topping"
- Unité de fractionnement de condensats "UFC"

- Unités de compression LDBP 1 et LDBP 2
- Unités de compression 2ème et 3ème étage
- Stockage des produits finis
- Stockage et expédition du brut.

II.6.3 Service Compression :

Le Service Compression regroupe les unités suivantes :

- Unité de compression "Station n° 2"
- Unité de compression "Stations n° 3 et n° 4"
- Unité de compression "Stations n° 5 et n° 6"
- Unité de compression "Stations n° 7 et n° 8"
- Unité de compression " Stations n° 9, 10, 11, et 12
- Station d'alimentation du réseau d'air instrument.

II.6.4 Service Satellite :

Le Service Satellites regroupe les unités suivantes :

- Unité de séparation et de recompression "S1A"
- Unité de séparation et de recompression "W1A"
- Unité de séparation et de recompression "W2A"
- Unité de séparation et de recompression "W1C"
- Unité de séparation et de recompression "E2A"
- Unité de séparation et de recompression "E1C"

- Unité d'injection d'eau "E2A"

II.6.5 Service GPL :

Le complexe industriel Sud est composé des unités suivantes :

GPL1 : Cette unité a été mise en service en 1973 pour extraire le GPL contenu dans le gaz, elle produit actuellement environ 1200 tonnes/j du GPL.

GPL2 : Cette unité a été mise en service en 1997 pour extraire le GPL contenu dans le gaz, elle produit actuellement environ 4200 tonnes/j du GPL.

Le Service GPL regroupe les unités suivantes :

- Section pré-refroidissement et déshydratation
- Section compression
- Section refroidissement et détente
- Section distillation
- Section stockage et pompage d'hydrocarbures.

II.6.6 Service Raffinerie :

Le Service Raffinerie regroupe les unités suivantes :

- Unité de distillation atmosphérique "Topping"
- Unité de prétraitement et Reforming catalytique
- Unité de stockage et de transfert des produits finis
- Unité utilités.

II.6.7 Service Contrôle :

Le Service Contrôle regroupe :

- Unité de traitement des eaux
- 04 laboratoires d'analyses des produits pétroliers.

II.7 Stations de compression :

Le centre industriel sud (CIS) de Hassi Messaoud comporte douze stations de compression de gaz pour la réinjection dans le gisement afin de maintenir la pression de ce dernier. Ces stations sont :

- Station N°1 : mise en service en 1963 avec une capacité de 2,4. 10^6 m^3/jour (Mise à l'arrêt définitif).
- Station N°2 : mise en service en 1973 avec une capacité de 4. 10^6 m^3/jour (Arrêt pour modification).
- Station N°3 et N°4 : mise en service en 1976 avec une capacité de 5.800000 m^3/jour chacune.
- Station N°5 et N°6 : mise en service en 1987 avec une capacité de 5000000 m^3/jour chacune.
- Station N°7 et N°8 : mise en service en 1991 avec une capacité de 5000000 m^3/jour chacune.
- Station N°9, 10, 11, et N°12 : mise en service en 1999 avec une capacité de 9000000 m^3/jour chacune.

Le gaz est comprimé de 28 bars à 400bars, par des compresseurs centrifuges entrainés par des turbines à gaz.

La quantité injectée est d'environ 50 millions de m3/j.

II.8 Présentation de la direction maintenance SH/HMD (figure II.4):

II.8.1 Objectifs :

Assurer en permanence les performances optimales des installations et veiller aux bonnes conditions de fonctionnement des équipements de production de la région de Hassi Messaoud.

II.8.2 Missions :

La Direction Maintenance a pour mission de :

A) Assurer la disponibilité et la tenue en bon état de fonctionnement de tous les équipements et installations des complexes industriels et unités satellites du champ de Hassi Messaoud:

- La planification, le développement, l'organisation et la mise en œuvre des services de maintenance.

-La préparation et la mise à jour des programmes et planning pour les révisions et les modifications.

-L'exécution des différents travaux de Maintenance : contrôle,

dépannage, réparation, révision, remise à neuf, mise à la reforme, modification, fabrication de pièces…

-Le lancement d'appels d'offres et préparation des cahiers de charge pour les grands travaux et les prestations de services de maintenance.

-La supervision des travaux de maintenance sous-traités.

-La collecte et l'analyse de l'historique des équipements.

-L'analyse des causes de défaillance et étude des problèmes techniques liés à la maintenance.

-L'amélioration des procédures de travail et de gestion.

B) Mise en place des ressources pour les travaux de maintenance et acquisition de nouvelles technologies, de moyens et outils modernes de gestion et d'engineering de la maintenance.

C) Assurer une production à moindre coût :

-Optimiser et prévoir les coûts des travaux, de réparation et de sous-traitance.

-Gérer le budget de maintenance.

Rapport-Gratuit.com

-Réduire les coûts de stock.

D) Gérer les stocks (équipements, pièces de rechange, consommables et outillage) :

-Tenue des stocks (entrées et sorties).

-Etablissement des plans d'approvisionnement.

-Préconisation et commande des pièces de rechange et équipements nécessaires.

E) Gestion et développement des ressources humaines de la direction:

-Perfectionnement du personnel en adéquation avec l'évolution des technologies, des méthodologies de travail et de management en assurant une formation continue dans les différentes filières : mise à niveau, formations spécifiques, management.

F) Gestion des ateliers de maintenance : machines-outils, moteurs thermiques, chaudronnerie, électromécanique, électronique, instrumentation des différents ateliers d'intervention.

G) Sécurisation et protection du matériel, du personnel et l'environnement

II.8.3 Politique :

A) Maintenance Préventive systématique (Révisions périodiques) : Selon un programme tracé annuellement à la base du cumul horaire de fonctionnement des machines tournantes et de réglementation légale pour les appareils soumis à la pression (APG).

B) Maintenance curative (accidentelle) : Suite à une défaillance ou une panne soudaine ou progressive sur un équipement.

C) Maintenance prédictive (conditionnelle) : Selon le comportement vibratoire qui permet de se prononcer sur la dégradation de l'état d'une machine tournante.

D) Maintenance améliorative : opération de modification permettant d'introduire des technologies plus fiables.

II.8.4 Materiel géré :

- Equipements dynamiques : turbines, compresseurs, moteurs, pompes.
- Equipements statiques : ballons, colonnes, échangeurs,

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

fours,…

- Equipements électriques.
- Equipements instrumentation.
- Equipements électroniques.

II.8.5 Champs d'action :

Unités industrielles appartenant à la Division Production de SONATRACH dans la région de Hassi Messaoud :

- Complexe Industriel Sud (CIS) et UTBS
- Complexe Industriel Nord (CINA) ET ZCINA
- Champs satellites Sud et Nord.
- Secteurs de Mesdar et d'El-Borma.

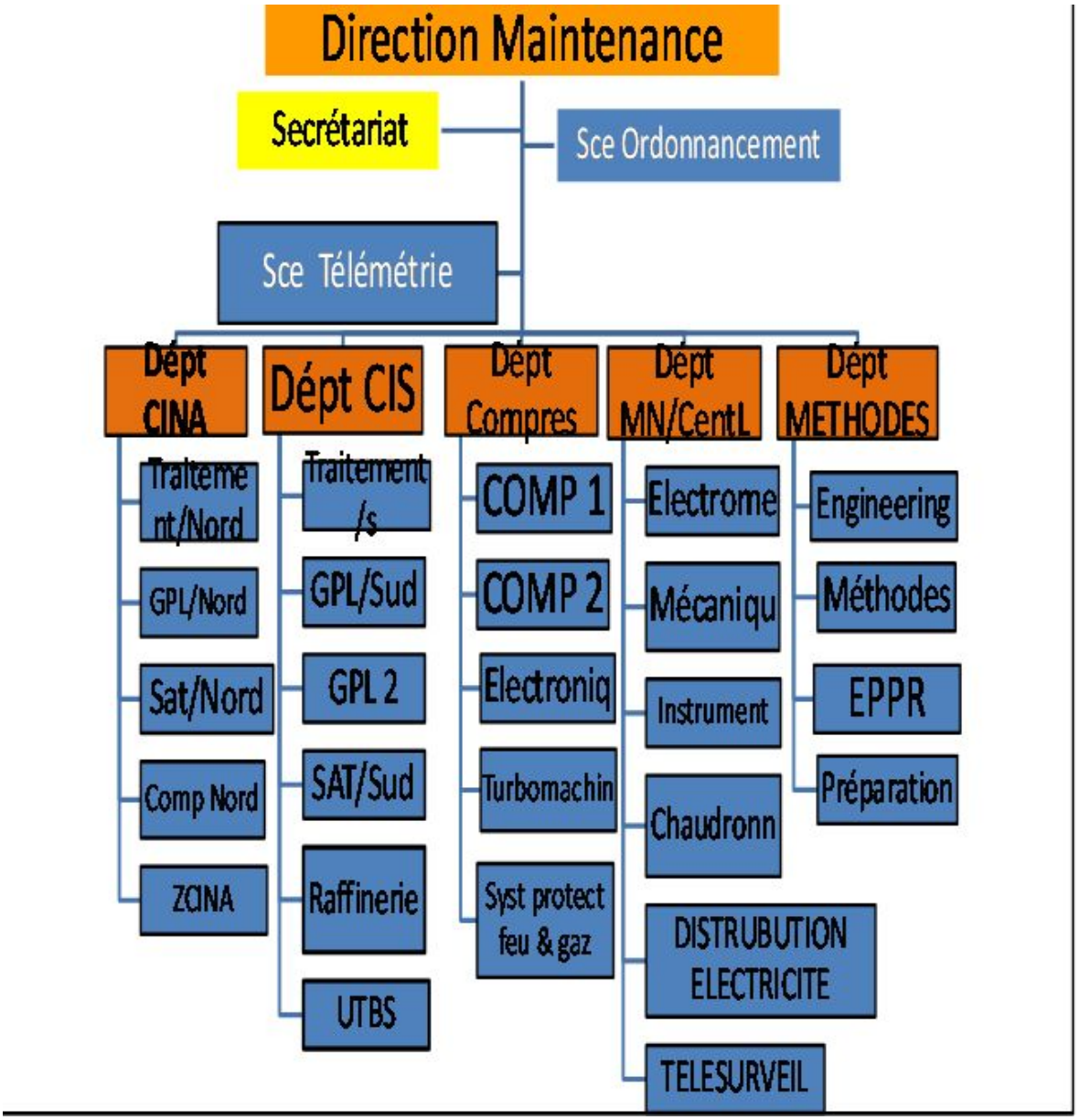


Figure II.4: Organigramme de la direction maintenance

II.9. Organigramme du centre industriel sud (figure II.5 et II.6):

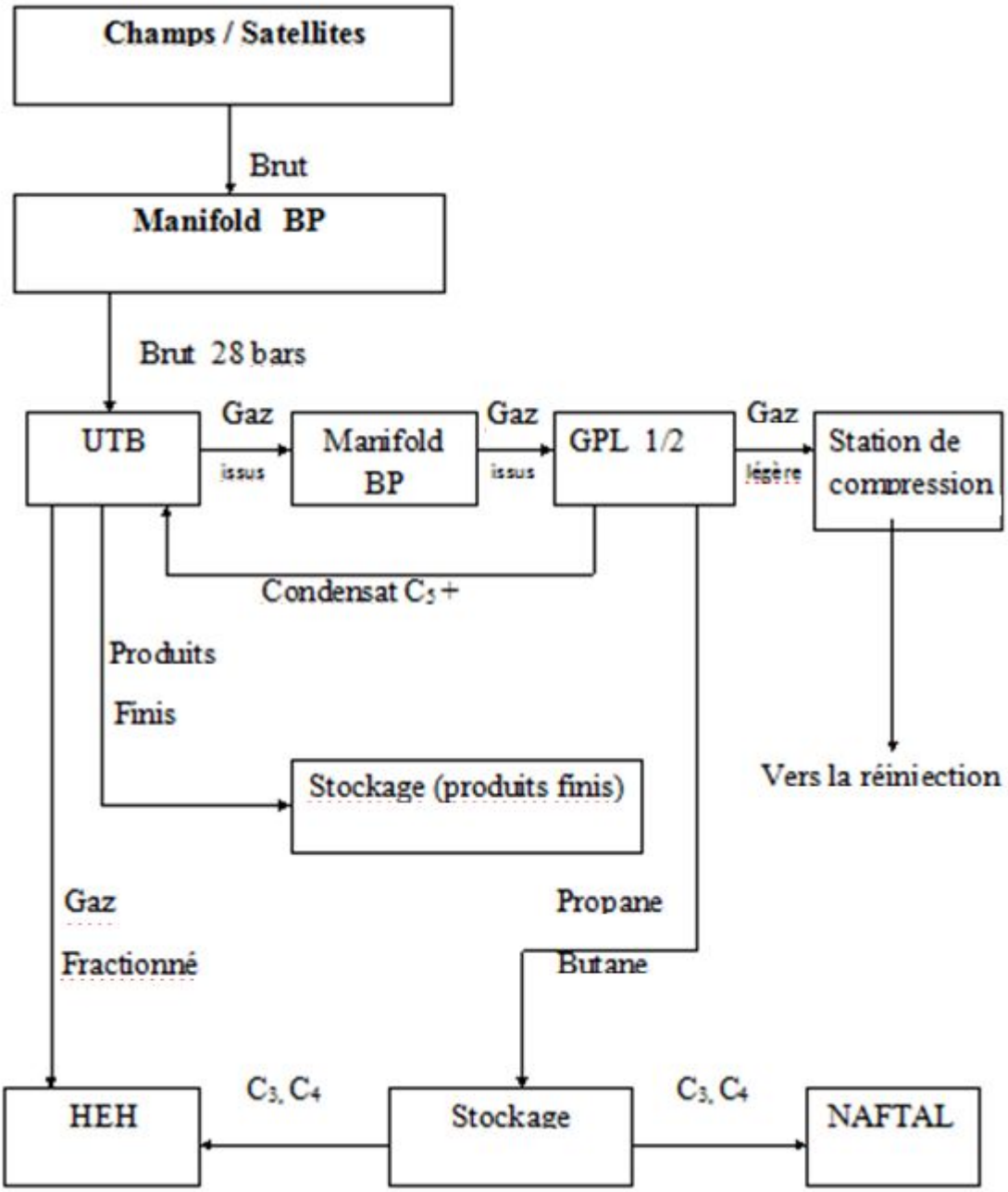
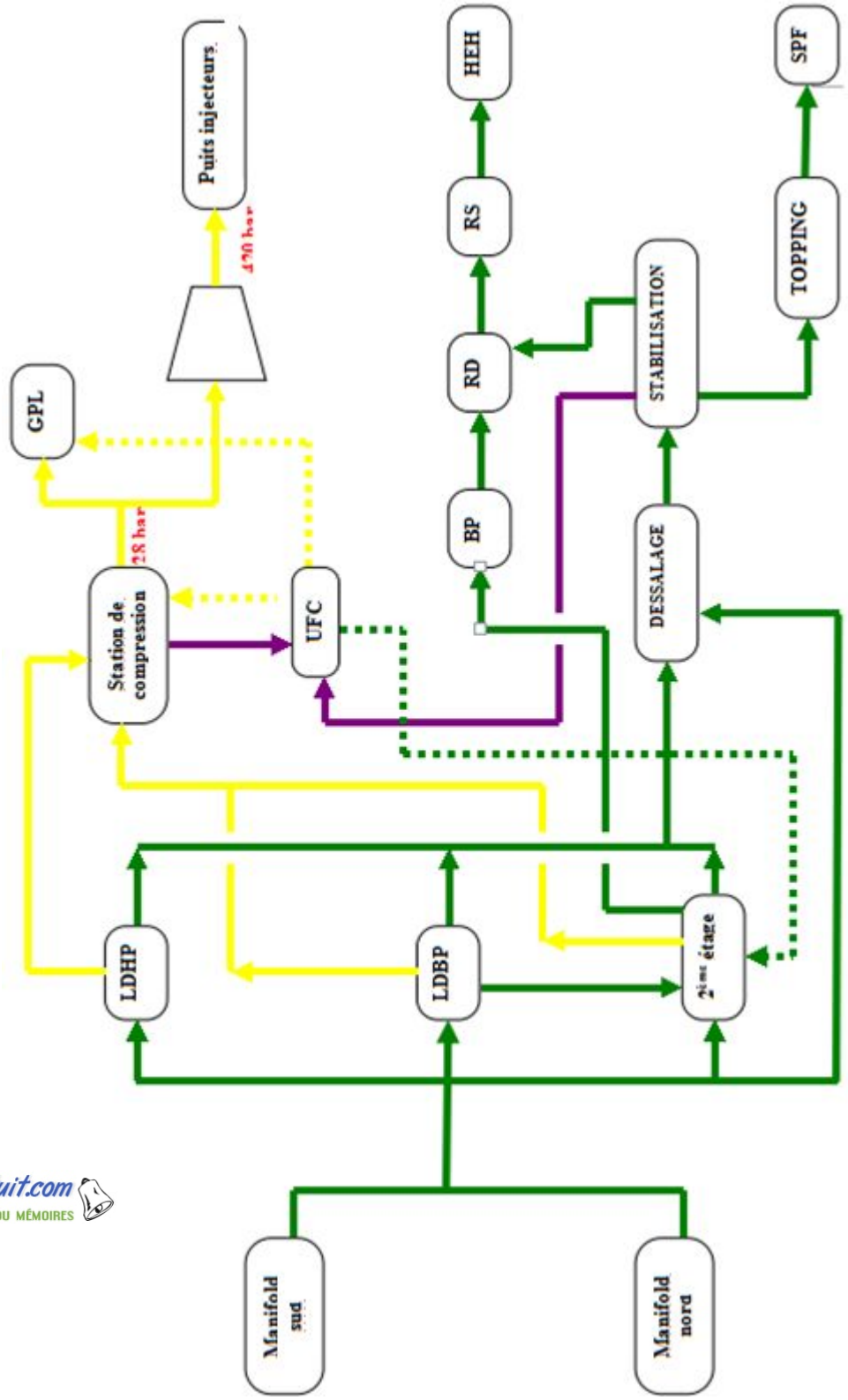


Figure II.5: Organigramme du centre industriel sud (C.I.S)



Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Figure II.6: Organigramme du centre industriel HMD

II.10 Conclusion:

Concernant le camp HMD nous avons passé en revue le site sus-indiqué par la présentation de sa situation géographique, son historique, les différent services de son organisation et sa gestion.

Chapitre III: Description de la turbine à gaz MS5002C

III.1 Introduction:

La turbine à gaz à deux arbres à entraînement mécanique modèle série 5002 est une machine utilisée pour entraîner un compresseur centrifuge de charge.

L'extrémité avant du socle de la turbine à gaz comprend une chambre d'admission de l'air et le conduit contenant le silencieux à l'entrée qui atténue le bruit haute fréquence et un séparateur air inertiel éliminant les matières étrangères avant l'admission de l'air dans la turbine.

III.2 Système d'admission d'air (figure III.1) [12]:

La turbine à gaz est une machine qui "respire" et dont les performances et la fiabilité dépendent donc de la qualité et de la propreté de l'air.

Il faut traiter l'air qu'elle reçoit à diverse température, divers taux d'humidité et des degrés de contamination variables.

C'est le système d'admission d'air, avec ses conduites, filtres et chicanes, qui fournissent de l'air propre à la turbine.

Le système d'admission d'air se compose d'un compartiment élevée d'admission d'air et de conduite à dispositifs anti-bruit, reliées au caisson d'admission de la turbine.

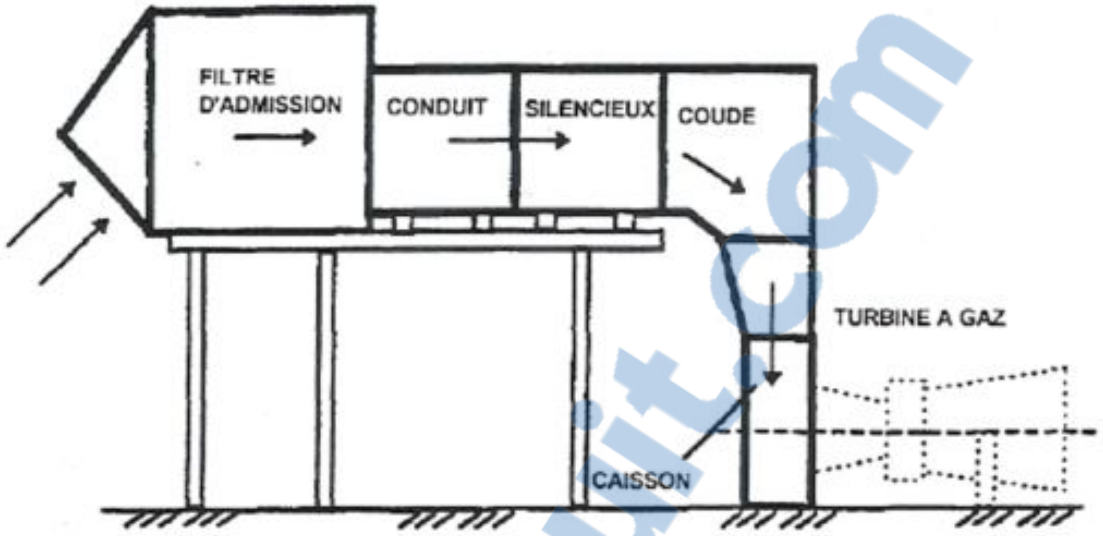


Figure III.1: Système d'admission d'air [12]

III.3 Section compresseur [12]:

Le compresseur à flux axial comprend le rotor du compresseur et le corps qui comporte les seize étages de compression.

Dans le compresseur l'air et confiné dans l'espace entre le rotor et les aubages du stator, où il est comprimé en plusieurs étapes, par une série d'aubes alternativement tournantes (rotor) et fixes (stator).

III.3.1 Rotor du compresseur (figure III.2):

Le rotor du compresseur est un ensemble composé de seize roues.

Les aubes du rotor ont un profil aérodynamique et sont conçues pour bien comprimer l'air à des vitesses élevées à l'extrémité des aubes.

Les roues et les demi-arbres sont montés les uns sur les autres par l'intermédiaire de rainures concentriques, et maintenus par des tirants.

Rapport-Gratuit.com

Le choix de la position des roues se fait lors du montage, de manière à réduire les corrections d'équilibre.

Après le montage le rotor est équilibré dynamiquement de manière plus précise.

Figure III.2: photographie du Rotor du compresseur axial

III.3.2 Stator du compresseur:

Le stator du compresseur comprend trois sections principales.

Ces sections et la caisse de la turbine forment la structure externe de la turbine à gaz.

Ils supportent le rotor à l'endroit des paliers et constituent la paroi externe de l'espace annulaire de la veine des gaz.

A) Corps d'admission:

Le corps d'admission se trouve à l'avant de la turbine à gaz. Sa fonction principale est de diriger l'air de manière uniforme dans le compresseur.

Le corps soutient également l'ensemble des paliers.

B) Corps avant:

Le corps avant du compresseur contient les dix premiers étages du stator du compresseur. Il transfère également les charges structurales du corps adjacent au support avant.

Les aubes du stator situées dans le corps avant sont montées dans des segments demi-circulaires rainurés.

Les ensembles aubes et segments sont montés alors dans des rainures en queu d'aronde, usinées dans la paroi du corps d'admission.

C) Corps de refoulement:

Le corps de refoulement du compresseur est la dernière partie de la section compresseur. C'est le corps simple le plus long, il se trouve à égales distance entre les supports avant et les supports arrière de la turbine.

Les foncions du corps de refoulement du compresseur sont d'équilibrer les pompages du compresseur, de former les parois interne et externe du diffuseur

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

et de relier le compresseur aux stators de la turbine.

Il sert également de support à la directrices de la turbine de premier étage.

III.4 Section combustion (figure III.6)[12]:

La section combustion de la turbine à gaz comprend l'enveloppe de combustion, douze corps de combustion extérieurs, douze chemises de combustion douze ensemble de pièces de transition, douze injecteurs de combustible, deux bougies, deux transformateurs d'allumage, quatre détecteur de flammes et douze tubes-foyers.

L'enveloppe de combustion 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.

III.4.1 Enveloppe de combustion:

L'enveloppe de combustion soutient les douze corps de combustion et renferme les douze pièces de transition.

C'est une enceinte soudée qui reçoit l'air de refoulement du compresseur à flux axial et le transfert aux chambres de combustion.

La moitié supérieure et la moitié inférieure de l'enveloppe sont montées autour de la partie arrière du corps de refoulement du compresseur.

III.4.2 Chambre de combustion (figure III.3):

Les brides arrière des douze corps de combustion sont montées sur la surface verticale avant de l'enveloppe de combustion avec chaque corps relié par les tubes-foyers.

Les ensembles chapeau-chemise se trouvent à l'intérieur de chaque corps.

Les injecteurs du combustible montés dans les couvercles des corps de combustion pénétrant dans les chambres et les alimentent en combustible.

Pendant le service, l'air du compresseur va dans l'enveloppe de combustion et dans l'espace annulaire entre la chemise et la paroi de protection.

Cet air comprimé passe dans la chemise, s'y mélange avec le combustible et est allumé.

Les gaz chauds qui en résultant descendent dans la chemise, puis dans la pièce de transition qui est fixée à la directrice de premier étage.

Les détecteurs de flamme installés dans deux des chambres envoient un signal au système de commande pour lui indiquer qu'il y a eu allumage.

Figure III.3: photographie du Chemise de combustion

III.4.3 Bougie d'allumage:

La combustion du mélange de combustible et d'air est déclenchée par les bougies avec électrodes rétractiles.

Deux bougies sont installées dans chacune des deux chambre de combustion, et reçoit l'énergie des transformateurs d'allumage. Les autres chambres sans bougies, sont allumées à travers les tubes- foyers d'interconnexion.

III.4.4 Détecteur de flamme ultraviolet:

Pendant la séquence de lancement il faut envoyer une indication de présence ou d'absence de flamme au système de commande.

Le capteur de flamme ultraviolet comprend un capteur de flamme, contenant un détecteur rempli de gaz.

Ce détecteur est sensible à la présence des radiations ultraviolettes émises par la flamme aux hydrocarbures.

III.4.5 Injecteurs de combustible (figure III.4):

Chaque chambre de combustion est pourvue d'un injecteur de combustible émettant une quantité mesurée de combustible dans la chemise de combustion.

Le combustible gazeux entre directement dans chaque chambre à travers des trous.

Figure III.4: photographie d'Injecteur du combustible

III.4.6 Système de combustible gazeux:

Le système de combustible gazeux est étudié pour envoyer le combustible gazeux aux chambres de combustion de la turbine à la pression et aux débits appropriés pour satisfaire à toutes les exigences de lancement, accélération et montée en puissance de la turbine. L'élément principale du système de combustible gazeux est l'ensemble vanne de commande; avec cette vanne il y a aussi les manomètres et la tuyauterie de distribution aux injecteurs de combustible.

III.4.7 Tubes-foyers (figure III.5):

Les douze chambres de combustion sont interconnectées par les tubes-foyers. Ces tubes fais que la flamme des chambres allumées contenants les bougies d'allumages s'entend aux chambres pas allumées.

Figure III.5: photographie du Tube d'interconnexion

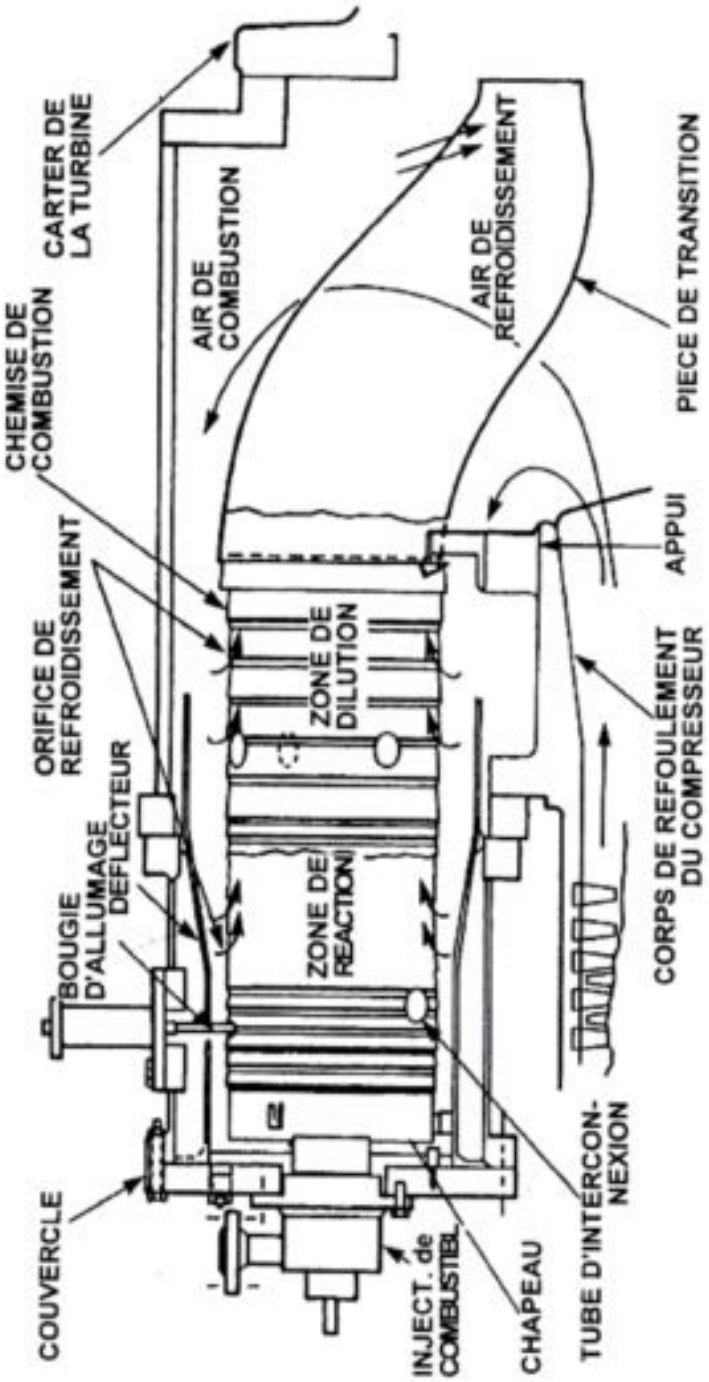


Figure III.6: Vue générale de la chambre de combustion [12]

III.5 Section turbine [12]:

La section turbine est celle où les gaz chauds venant de la section combustion sont convertis en énergie mécanique.

Cette section comprend les éléments suivants: le corps de la turbine, la directrice de premier étage, la roue de la turbine première étage (haute pression), la directrice à aubes variables de deuxième étage et la roue de deuxième étage (basse pression).

III.5.1 Rotor de la turbine (figure III.7):

La turbine à gaz dispose de deux rotors séparés: celui de la turbine de premier étage (haute pression), qui entraîne le compresseur à flux axial et les accessoires entraînés par les arbres, et le rotor de la turbine deuxième étage (basse pression), qui entraîne la charge.

Les deux rotors de la turbine sont alignés dans la section turbine, mais sont mécaniquement indépendants l'un de l'autre, ce qui permet aux deux turbines de marcher à des vitesses différentes.

Aubes de la turbine:

Les aubes de la turbine sont montées dans les roues, dans des queues d'aronde axiales, en forme de sapin avec les couvercles installés sur les "échasses" de l'aube.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Figure III.7: photographie du Rotor de la turbine HP

III.5.2. Stator de la turbine:

La caisse de la turbine est un des principaux éléments structuraux de la turbine à gaz.

Dans la caisse de la turbine se trouvent les ensembles qui établissent la veine des gaz de la chambre de combustion au cadre d'échappement, en passant par les roues de la turbine.

Rapport-Gratuit.com

A) Directrice de premier étage (figure III.8):

La directrice de premier étage comprend les segments d'aube directrice montés dans une bague de retenue, soutenue dans la veine des gaz par un dipositif de fixation de la caisse de la turbine. La conception de l'ensemble de la directrice et la disposition de son support dans la caisse tiennent compte de la dilatation thermique due aux gaz chauds, et maintiennent l'ensemble correctement aligné dans la veine des gaz.

Une autre caractéristique particulière de conception permet de démonter facilement la moitié inférieure de la directrice sans retirer le rotor.

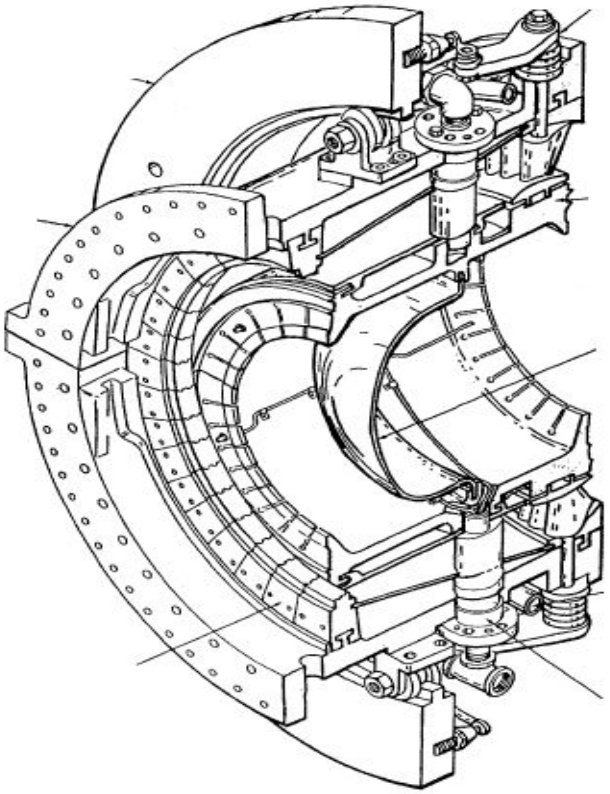


Figure III.8: Directrice de premier étage [12]

B) Directrice de deuxième étage (figure III.9):

La directrice de deuxième étage comprend les cloisons formant une directrice à angle variable dans l'espace circulaire de la veine des gaz, juste à l'avant de la turbine de deuxième étage.

Ces cloisons peuvent être déplacées même temps grâce à un arbre saillant dans la caisse de la turbine à travers des douilles.

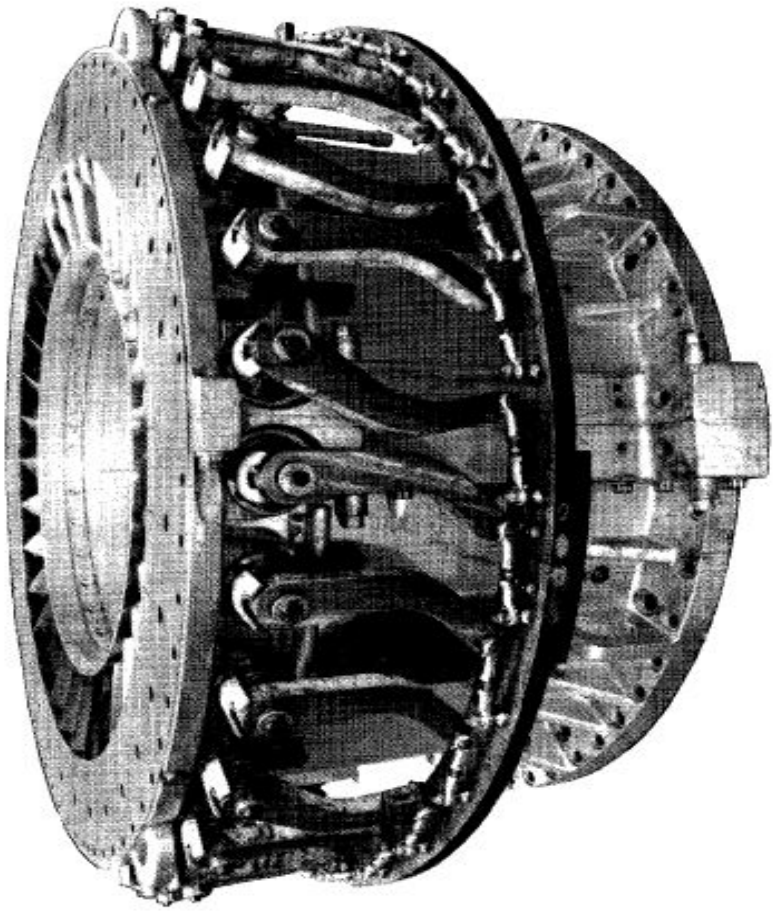


Figure III.9 : Directrice de deuxième étage [12]

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

III.6 Section échappement [12]:

La section échappement comprend essentiellement la chambre d'échappement et le caisson d'échappement. Lorsque la turbine marche, les gaz d'échappement venant de la turbine sont déchargés dans la section des déflecteurs de la chambre d'échappement puis dans le caisson d'échappement.

III.7 Paliers [13]:

La turbine à gaz a quatre paliers principaux soutenant les rotors du compresseur et de la turbine. Ces paliers sont numérotés 1, 2, 3 et 4.

Le palier N°1 se trouve dans le corps d'admission du compresseur; le palier N°2 se trouve dans le corps de refoulement du compresseur; et les paliers N°3 et N°4 se trouvent dans des longement séparés boulonné à la partie arrière du cadre d'échappement.

Les paliers N°1 et 2soutiennent le rotor du compresseur/turbine (haute pression) et les paliers N°3 et 4 soutiennent le rotor de la turbine de puissance (basse pression).

III.8 Graissage [13]:

Tous les paliers principaux de la turbine à daz son graissés sous pression par l'huile de graissage fournie par le collecteur. Les branche de la tuyauterie d'alimentation et de vidange d'huile de graissage relient le collecteur et le canal de vidange à chaque longement de palier où se trouvent les éléments du

coussinet lisse et palier de butée.

III.9 Système de lancement [13]:

Avant que la turbine à gaz peut être activée et démarrée, elle doit être tournée ou démarrée à la mais par équipement accessoire.

On peut accomplir tout cela par un moteur à induction électrique en opérant par un convertisseur de couple afin de pouvoir le couple de démarrage et la vitesse nécessaire pour le démarrage de la turbine.

Les composants du système de démarrage prévoient aussi une rotation de vitesse lente de la turbine pour le refroidissement après l'arrêt de la même.

Les composants du système de démarrage du moteur électrique comprennent: le moteur d'induction, le convertisseur de couple, embrayage de démarrage, et un système de rochet hydraulique.

Il y'a beaucoup de composants supplémentaire nécessaires pour la mise en séquence et le fonctionnement du système de démarrage de la turbine.

III.10 Séquence et fonction de lancement [13]:

Dans le cycle de démarrage il y a trois fonctions primaires fournies par l'équipement de lancement:

- Démarrage initial: démarrer le roulage de la turbine à gaz.

-Accélérer la turbine à gaz jusqu'à une vitesse de lancement

-Accélérer jusqu'à une vitesse autonome (une vitesse par laquelle la

turbine à gaz développe une puissance nette positive).

III.11 Système d'air de refroidissement et d'étanchéité [13]:

L'air ambiant et l'air d'extraction provenance du compresseur à flux axial de la turbine servent à refroidir certaines pièces de la turbine et à pressuriser les joints d'huile du palier.

Les éléments de la turbine à gaz refroidis à l'air sont:

Roues du premier et deuxième étages, ensemble de la directrice de premier étage et bague de retenue, carter du rotor.

Les tube à flamme des chambres de combustion, les coudes et les pièces de transitions sont efficacement refroidis par l'air de combustion (air du compresseur).

III.12 Données sur les équipements dans les conditions ISO [13]:

Turbine à gaz, modelsérie	MS5002C
Puissance débitée	38000hp (conditions ISO)
Température à l'entrée	59°F 15°C
Pression d'échappement	14.7 PSI
Application de la turbine	Entrainnement mécanique
Cycle	Simple
Rotation de l'arbre	sense inverse des aiguilles d'une montre

fonctionnement	Continu
Vitesse de l'arbre	5100 trs/min (haute pression)
Vitesse de l'arbre	4670 trs/min (basse pression)
Nombres d'étages du compresseur	16 étages
Type de compresseur	flux axial
Type des aubes de la directrice	Variables
Nombre d'étage de la turbine	2 étages
Chambres de combustion	12 chambres de combustion a débit inversé
Disposition des chambres	concentriques autour du compresseur
Injecteurs de combustible	type combustible gazeux, 1par chambre
Bougies	2, type électrodes à ressort, autorétractile
Détecteur de flamme	4, type ultraviolet

III.13 Conclusion:

La description que nous avons présentée concernant la turbine à gaz MS5002C a été élaborée de façon approfondi et détaillée pour mettre en exergue les composants de cette machine et sa mise en marche.

Cette description va nous permettre de tracer les cycles thermodynamiques et bilan thermique ce qui fait l'objet du chapitre suivant.

Tableau III.1 Différents types de turbines à gaz utilisés dans les entreprises de production en Algérie

		puissance		Rende ment (%)	Vitesse de rotation de la turbine (tr/min)	Poids (kg)	Dimensions (m)	Application	
		kw	CV					Production d'électricité	Production hydro carbure
	MS5001	26830	12687	28,4	5094	87430	11,6x3,2x3,7	X	
	MS5002C	28340	38005	28,8	4670	110000	15x3,2x3,8		X
	MS5002D	32580	43690	29,4	4670	110000	15x3,2x3,8		X
	MS5002E	32000	42912	36	5714	117000	17x3,4x4	X	X
	MS6001B	43530	58380	33,3	5111	96000	15,9x3,2x3,8	X	X
	MS7001EA	86226	115630	33	3600	121000	11,6x3,3x3,8	X	X
	MS9001E	130140	174520	34,6	3000	256000	16x4,5x5	X	X

Chapitre IV: Cycles Thermodynamiques et bilan thermique

IV.1 Introduction:

La puissance échangée entre le fluide et la machine est due à la conversion de l'énergie thermique de combustion en énergie mécanique.

Pour les machines à flux continu (compresseurs ou turbines), on obtient la puissance par la mesure des pressions et températures (en entrée et en sortie) du système.

IV.2 Rappels théoriques:

Les formules et notions théoriques rappelées ci-après sont nécessaires aux calculs des cycles et performances des turbines à gaz.

IV.2.1 Loi des gaz parfaits:

La loi des gaz parfaits est définie par la relation :

$$p\,V = n\,R\,T \qquad (1)$$

- R la constante des gaz parfaits en $J.mol^{-1}.K^{-1}$ " Elle vaut 8,314 en $J.mol^{-1}.K^{-1}$ "

IV.2.2 Premier principe de la thermodynamique :

$$\Delta E_p + \Delta U + \Delta E_c = Q + W \qquad (2)$$

où U est l'énergie interne, E_c l'énergie cinétique (macroscopique), W le travail des forces extérieures, Q la chaleur reçue de l'extérieur par le système.

Appliquant le premier principe aux turbines à gaz, il s'écrit entre l'entrée (1)

et la sortie (2) du fluide :

$$W + Q = \Delta h = h_2 - h_1 \quad \text{(Energie potentielle négligeable)}$$

En écoulement adiabatique $(Q = 0)$, cette relation devient :

$$W = \Delta h = h_2 - h_1$$

- pour un compresseur :

$$W_c = \Delta h = h_2 - h_1 > 0$$

- pour une turbine :

$$W_t = \Delta h = h_2 - h_1 < 0$$

L'enthalpie:

$$H = h + \frac{v^2}{2} \tag{3}$$

$$h_i = Cp_{(T)} \cdot T_i$$

IV.2.3 Energie cinétique:

$$E_c = \frac{1}{2} m\, v^2 \tag{4}$$

IV.2.4 Triangle de vitesse [15]:

Pour analyser l'écoulement dans un rotor de turbomachine, il est commode d'exprimer la vitesse tantôt dans un repère lié aux parties fixes de la machine appelée vitesse absolue et notée $\vec{v}$, tantôt dans un repère lié aux parties

Rapport-Gratuit.com

tournantes de la machine appelée vitesse relative et notée $\vec{w}$.

La relation entre ces vitesses est: $\vec{v} = \vec{u} + \vec{w}$

où $\vec{u}$ est la vitesse d'entraînement correspondant au mouvement du repère tournant.

$\vec{v}$ = vitesse absolue de l'air = vitesse de l'air dans le stator ou à l'exterieur.

$\vec{u}$ = vitesse de rotation des pâles = vitesse de translation.

$\vec{w}$ = vitesse relative de l'air = vitesse de l'air dans le rotor.

L'air entre avec la vitesse $\vec{v}_1$.

* l'aube du stator attaque l'air sous un certain angle à l'entrée et lui communique une vitesse relative $\vec{w}_1$ tel que: $\vec{v}_1 = \vec{w}_1 + \vec{u}$

* Dans le rotor, l'air a aquis une vitesse $\vec{w}$.

Effet de tuyère ====> $\vec{w}$ diminue et P augmente (tassement de l'air).

* A la sortie du rotor, l'air a la vitesse $\vec{w}_2$. On a $\vec{w}_2 < \vec{w}_1$.

L'air sort donc avec une vitesse absolue $\vec{v}_2$ telle que $\vec{v}_2 = \vec{w}_2 + \vec{u}$.

On a $\vec{v}_2 > \vec{v}_1$.

* Entre le rotor et le stator, l'air conserve la vitesse $\vec{v}_2$.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

* A l'entrée du stator, l'air a la vitesse $\vec{v}_3 = \vec{v}_2$.

* Dans le stator, effet de tuyère ====> $\vec{v}$ diminue et la pression augmente.

* A la sortie du stator, l'air a donc une vitesse $\vec{v}_4$ telle que $\vec{v}_4 < \vec{v}_3$.

On fait en sort que $\vec{v}_4 = \vec{v}_1$.

Ainsi dans un étage, la vitesse ne varie pas, mais la pression a augmenté.

Pour avoir une pression suffisante, on utilise plusieurs étages, chaque étage peut avoir un taux de compression de l'ordre 1,2 à 1,3.

La masse volumique du gaz augmente au fur et à mesure de la compression, pour conserver le même débit à l'entrée et à la sortie du compresseur, on doit donc compenser cette augmentation de masse volumique par une diminution de la section.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

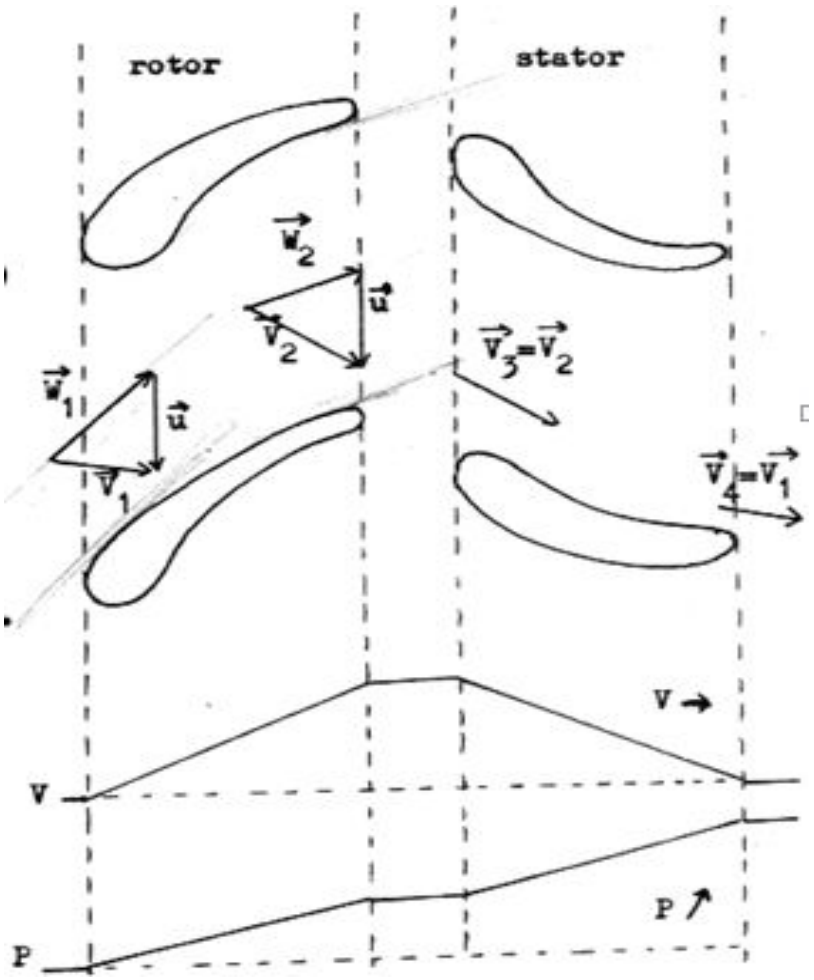


Figure IV.1: Triangle de vitesses.

IV.3 Les cycles de la turbine à gaz:

IV.3.1 Cycle de Brayton idéal (figure VI.2) [8]:

Le cycle Brayton, populairement utilisé pour des centrales de turbine à gaz comporte le processus de compression adiabatique, l'addition de la chaleur à pression constante, processus détente adiabatique et le procédé de dégagement de chaleur à pression constante.

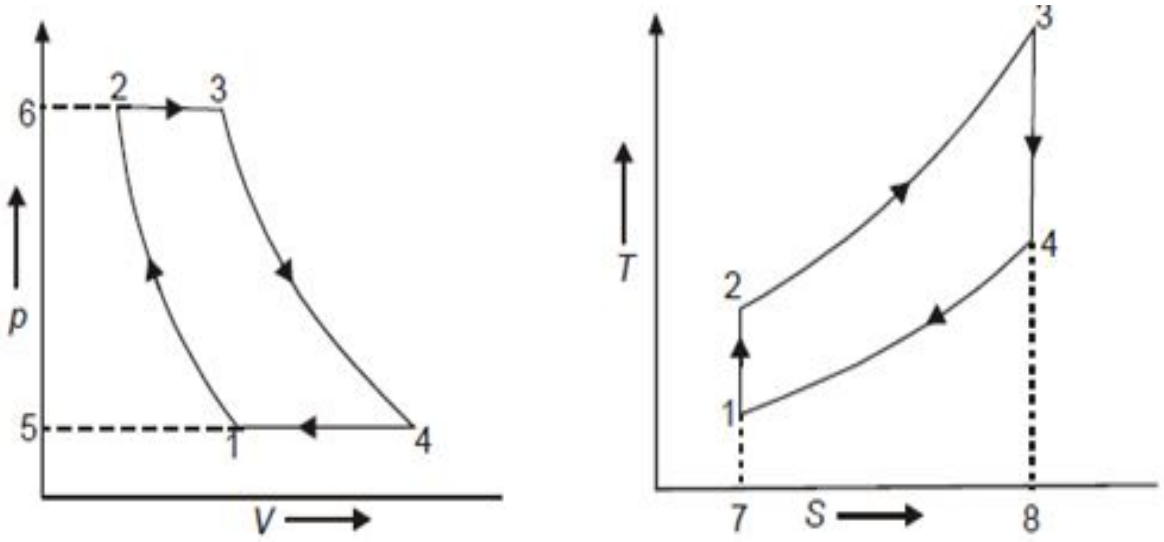


Figure IV.2: Diagramme théoriques P-V et T-S de la turbine à gaz.

Processus:

1-2 : compression adiabatique (S=cste)

2-3 : combustion isobare (p=cste)

3-4 : détente adiabatique (S=cste)

4-1 : refroidissement isobare (p=cste)

Le travail du compresseur est donné par la relation suivante:

$$W_{compresseur} = (h_2 - h_1) = Cp(T_2 - T_1) \quad (5)$$

Le travail de la turbine est donné par la relation suivante:

$$W_{turbine} = (h_3 - h_4) = Cp(T_3 - T_4) \quad (6)$$

La chaleur fournie dans la chambre de combustion:

$$Q_{C.C} = (h_3 - h_2) = Cp(T_3 - T_2) \quad (7)$$

Le travail net de l'installation:

$$W_{net} = W_{turbine} - W_{compresseur} \quad (8)$$

Le rendement de l'installation:

$$\eta = \frac{W_{net}}{Q_{C.C}} \quad (9)$$

$$\eta = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{(h_3 - h_2)}$$

$$\eta = 1 - \frac{(h_4 - h_1)}{(h_3 - h_2)}$$

$$\eta = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)}$$

On à: $\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ et $\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

Sachant que $p_2 = p_3$ et $p_1 = p_4$

Donc: $\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} = \tau_c$

Remplaçons T_3 et T_2 nous trouvons: $\eta = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{T_4 \tau^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - T_1 \tau^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_4 - T_1)\tau^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$

Finalement on abouti à la relation suivante: $\eta = 1 - \frac{1}{\tau^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$

IV.3.2 Cycle réel de Brayton [9]:

Nous venons de constater les limites du modèle idéal de Brayton. Nous devons donc envisager un modèle plus représentatif et convaincant.

Il faut améliorer le modèle sans trop le compliquer en tenant compte des rendements isentropiques de compression et de détente.

Lors des compressions et détentes, les irréversibilités (viscosité de l'air, frottements et chocs sur les aubages) sont génératrices d'entropie et provoquent un échauffement du gaz plus élevé que prévu avec le cycle de Brayton idéal.

Ainsi, le travail de compression réel est plus important que celui de compression isentropique. Par contre le travail réellement transmis à la turbine est inférieur à celui de détente isentropique (voir figure IV.3).

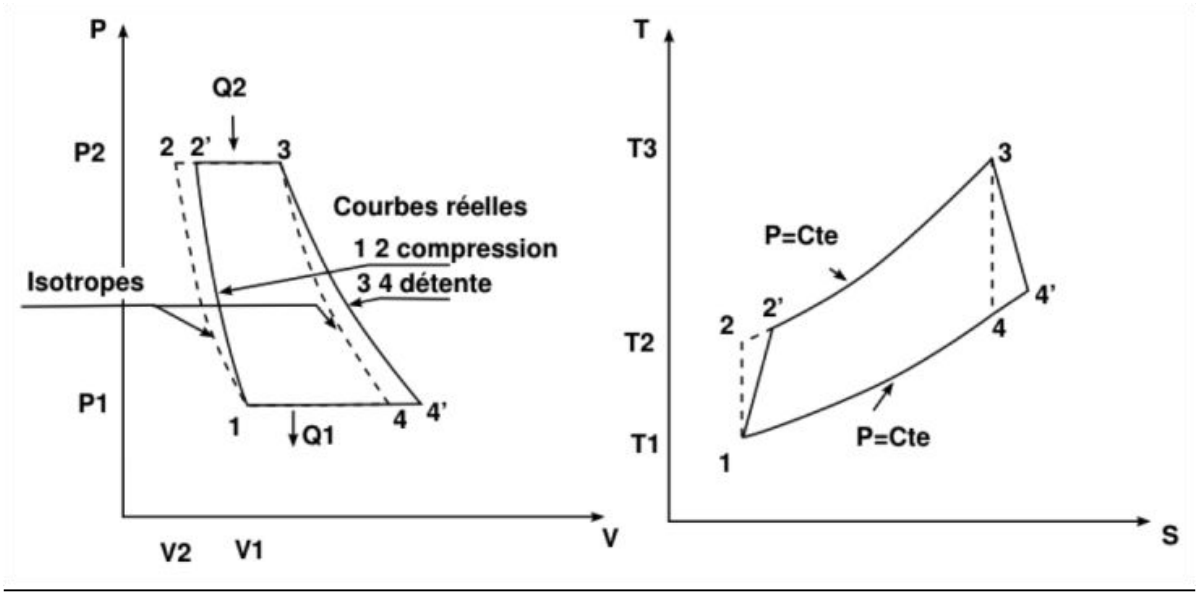


Figure IV.3: Diagramme réel p-V et T-S de la turbine à gaz.

Rendement isentropique de compression:

$$\eta_{is.comp} = \frac{W_{théo}}{W_{réel}} = \frac{h_2 - h_1}{h_{2'} - h_1} \quad (10)$$

Rendement isentropique de détente:

$$\eta_{is.\det ente} = \frac{W_{réel}}{W_{théo}} = \frac{h_3 - h_{4'}}{h_3 - h_4} \quad (11)$$

IV.4 Bilan thermique de la turbine à gaz 5002C:

IV.4.1 Cycle réel de la turbine à gaz MS5002C (Figure IV.4et IV.5):

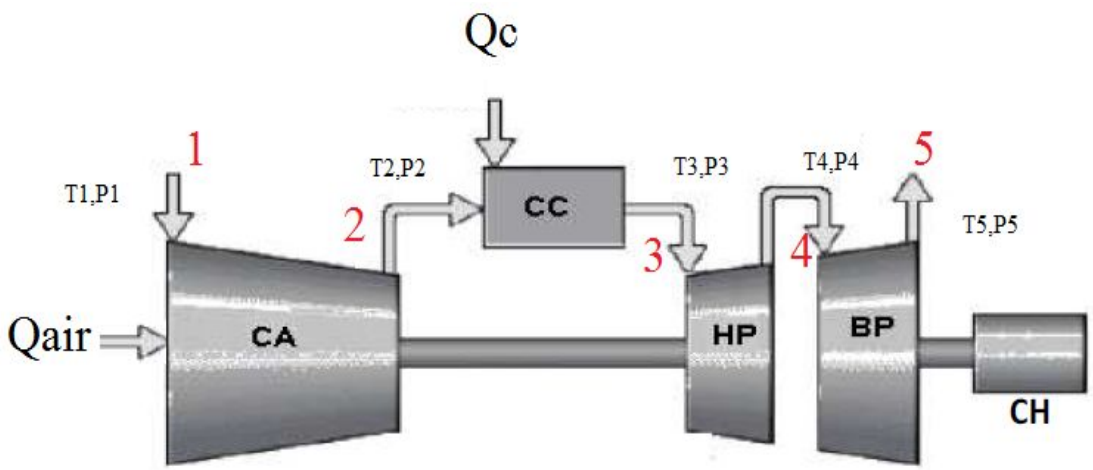


Figure IV.4: Schéma de la turbine à gaz MS5002C

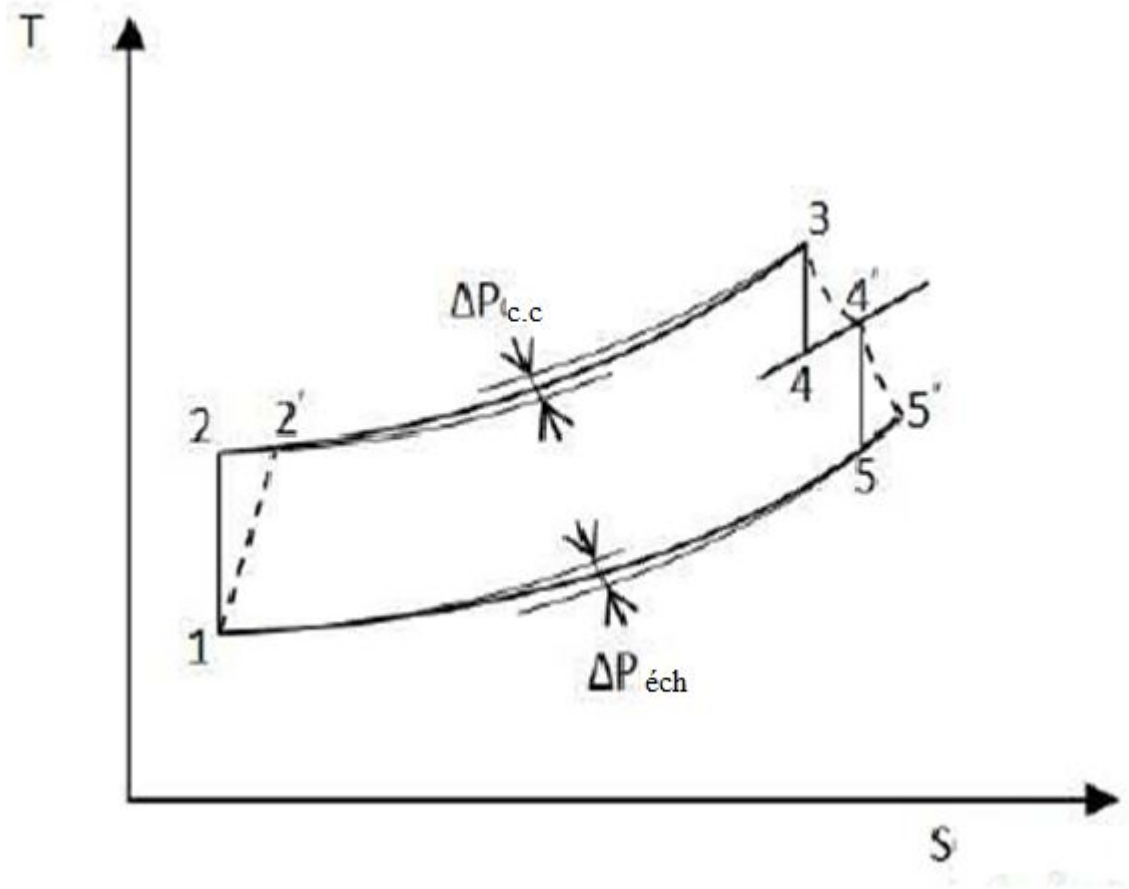


Figure IV.5: diagramme T-S de la turbine à gaz MS5002C

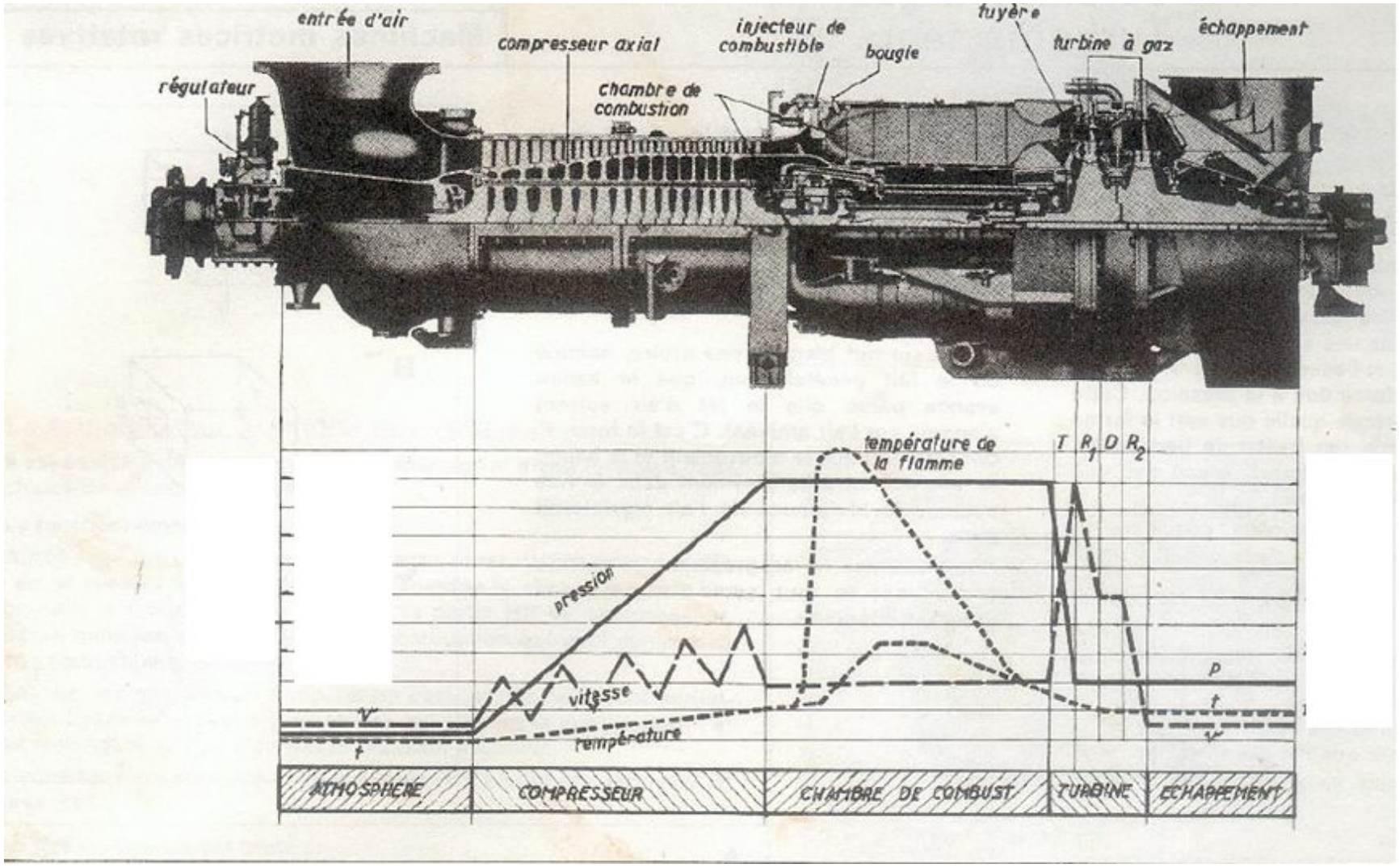


Figure IV.6: Evolution des paramètres de fonctionnement au cours du cycle [2]

IV.4.1.1 Compresseur:

La pression atmosphérique en fonction de l'altitude p_{atm} :

$$p_{atm} = \left[1 - \left(\frac{0{,}0065}{288{,}15}\right) Z\right]^{5{,}255} \tag{12}$$

La pression à l'admission du compresseur p_1 :

$$p_1 = p_{atm} - \Delta p_{adm} \tag{13}$$

La température à la fin de compression T_2 :

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma_{air}-1}{\gamma_{air}}} \qquad T_2 = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma_{air}-1}{\gamma_{air}}} \tag{14}$$

La puissance du compresseur P_C :

$$P_C = Q_{air}\, Cp_{(T1,T2')}\, (T_{2'} - T_1) \tag{15}$$

L'exposant isentropique de l'air γ_{air} :

$$\gamma_{air} = \frac{Cp_{(T)}}{Cp_{(T)} - r} \quad \text{avec r = 0,287kJ/kg.K} \tag{16}$$

La chaleur spécifique $Cp_{(T)}$:

$$Cp_{(T)} = 0{,}9648 + 0{,}099 \frac{T}{1000} \quad [16] \tag{17}$$

La chaleur spécifique moyenne entre 1 et 2 est donnée par $Cp_{(T1,T2')}$:

$$Cp_{(T1,T2')} = \frac{Cp_{(T2')}(T_{2'} - 273{,}15) - Cp_{(T1)}(T_1 - 273{,}15)}{(T_{2'} - T_1)} \text{[16]} \qquad (18)$$

La pression de refoulement du compresseur P_2 :

$$\tau_c = \frac{P_2}{P_1} \qquad P_2 = \tau_c P_1 \cdot \qquad (19)$$

Le rendement isentropique de compression $\eta_{is.compresseur}$:

$$\eta_{is.compresseur} = \frac{Cp_{(T2,T1)}(T_2 - T_1)}{Cp_{(T2',T1)}(T_{2'} - T_1)} \qquad (20)$$

IV.4.1.2 Chambre de combustion:

Soit le bilan thermique dans la chambre de combustion:

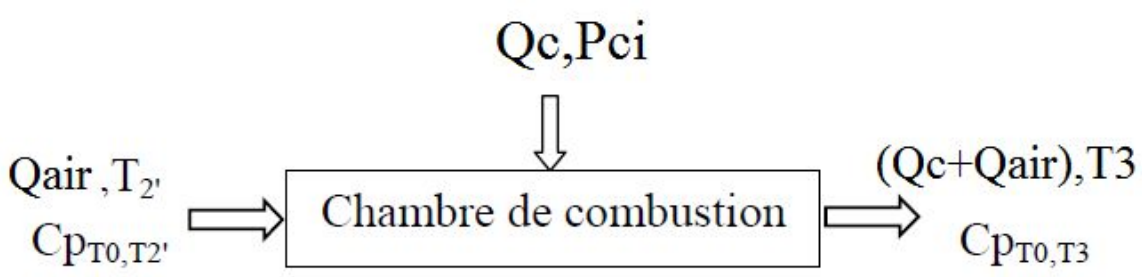


Figure IV.7: Bilan thermique dans la chambre de combustion

Le bilan au niveau de la chambre de combustion:

$$Q_{air}.Cp_{(T_{2'},T_1)}(T_{2'} - T_1) + \eta_{c.c}.Q_c.P_{ci} = (Q_{air} + Q_c).Cp_{(T_1,T_3)}(T_3 - T_1)$$

La chaleur spécifique dans la chambre de combustion $Cp_{(T_3)}$:

$$Cp_{(T_3)} = 0{,}9718 + \frac{0{,}0414}{\lambda} + \left(\frac{0{,}0536}{\lambda} + 0.0927\right)\frac{T_3}{1000} \qquad (21)$$

La température à la fin de combustion T_3 :

$$T_3 = T_1 + \frac{Q_{air}.Cp_{(T_{2'},T_1)}(T_{2'} - T_1) + \eta_{c.c}.Q_c.P_{ci}}{(Q_{air} + Q_c).Cp_{(T_1,T_3)}} \quad (22)$$

La pression à la fin de la combustion p_3 :

$$p_3 = p_2 - \Delta p_{c.c} \quad (23)$$

La puissance de la chambre de combustion $\mathrm{P}_{c.c}$:

$$\mathrm{P}_{c.c} = Q_c \; P_{ci} \; \eta_{c.c} \quad (24)$$

Le pouvoir calorifique inferieur P_{ci} :

$$P_{ci} = P_{cs} - L_v \quad (25)$$

Calcul du coefficient d'excès d'air λ :

$$\lambda = \frac{m_{air,r}}{m_{air,st}} \quad (26)$$

La masse d'air stœchiométrique $m_{air,st}$:

$$m_{air,st} = \frac{m_{air}}{m_c} \quad (27)$$

$$m_{air} = \frac{m_{O2}}{0,232} \quad (28)$$

La formule générale de la combustion:

$$C_m H_n + (m + \frac{n}{4}) O_2 \rightarrow m CO_2 + (\frac{n}{2}) H_2 O$$

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

$$m_{O2} = n_{O2} \cdot M_{O2}$$

La masse du combustible m_c est donnée par la relation suivante m_c :

$$m_c = \sum x_i \cdot M_i \qquad (29)$$

La masse d'air réelle $m_{air,r}$:

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

$$m_{air,r} = \frac{Q_{air}}{Q_c} \qquad (30)$$

IV.4.1.3 La turbine haute pression:

La puissance de la turbine haute pression P_{THP} :

$$P_{THP} = (Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T3,T4')}\ (T_3 - T_{4'}) \qquad (31)$$

Toute la puissance développée par la turbine haute pression est consommée par le compresseur

$$P_C = P_{THP}\eta_m$$

$$Q_{air}\ Cp_{(T1,T2')}\ (T_{2'} - T_1) = (Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T3,T4')}\ (T_3 - T_{4'})\ \eta_m \qquad (32)$$

La température à la fin de détente $T_{4'}$:

$$T_{4'} = T_3 - \frac{Q_{air}\ Cp_{(T1,T2')}\ (T_{2'} - T_1)}{(Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T3,T4')}\ \eta_m} \qquad (33)$$

Le rendement isentropique de la turbine haute pression $\eta_{is_{THP}}$:

$$\eta_{is_{THP}} = \frac{Cp_{(T3,T4')}(T_3 - T_{4'})}{Cp_{(T3,T4)}(T_3 - T_4)} \tag{34}$$

$$T_4 = T_3 - \frac{Cp_{(T3,T4')}(T_3 - T_{4'})}{Cp_{(T3,T4)}\ \eta_{is_{THP}}}$$

La pression à la fin de détente p_4 :

$$\frac{p_4}{p_3} = \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{\gamma_{ghp}}{\gamma_{ghp}-1}} \qquad p_4 = p_3 \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{\gamma_{ghp}}{\gamma_{ghp}-1}} \tag{35}$$

IV.4.1.4 La turbine basse pression:

La pression à la fin de détente basse pression p_5 :

$$p_5 = p_4 - \Delta p_{éch} \tag{36}$$

La température à la fin de détente basse pression T_5 :

$$\frac{T_5}{T_{4'}} = \left(\frac{p_5}{p_{4'}}\right)^{\frac{\gamma_{gbp}-1}{\gamma_{gbp}}} \qquad T_5 = T_{4'} \left(\frac{p_5}{p_{4'}}\right)^{\frac{\gamma_{gbp}-1}{\gamma_{gbp}}} \tag{37}$$

La température réelle à la fin de détente basse pression $T_{5'}$:

$$\eta_{is_{TBP}} = \frac{Cp_{(T5',T4')}(T_{4'} - T_{5'})}{Cp_{(T5,T4')}(T_{4'} - T_5)} \tag{38}$$

$$T_{5'} = T_{4'} - \frac{Cp_{(T5,T4')}(T_{4'} - T_5)\ \eta_{is_{TBP}}}{Cp_{(T5',T4')}}$$

La puissance utile de l'installation P_u :

$$P_{TBP} = P_u = (Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T5',T4')}\ (T_{4'} - T_{5'}) \qquad (39)$$

Le rendement thermique de l'installation η_{th} :

$$\eta_{th} = \frac{P_u}{P_{c.c}} \qquad (40)$$

IV.5 Conclusion

En conséquence, nous pouvons affirmer que les processus réels de transformation de l'énergie thermique ou chimique d'un carburant en énergie mécanique ne sont jamais parfaits mais une partie de l'énergie est transformée en chaleur ou dissipée dans l'atmosphère.

Pour procéder au calcul thermodynamique de la turbine à gaz MS5002C, on est appelé à tenir compte de toutes les transformations d'énergie et les énergies déssipées sous plusieurs formes, c'est l'objet du cinquième et dernier chapitre.

Chapitre V: Calcul thermodynamique de la Turbine à gaz MS5002C

V.1 Introduction:

Les calculs thermodynamiques ont pour finalité de définir les performances de l'exploitation des machines MS5002Cen utilisant les paramètres réels de fonctionnement sur le site. Ils permettent également de déterminer le rendement global de l'installation et les performances de la machine en prenant en considération les éventuelles pertes.

V.2 Cycle réel de la turbine à gaz MS5002C:

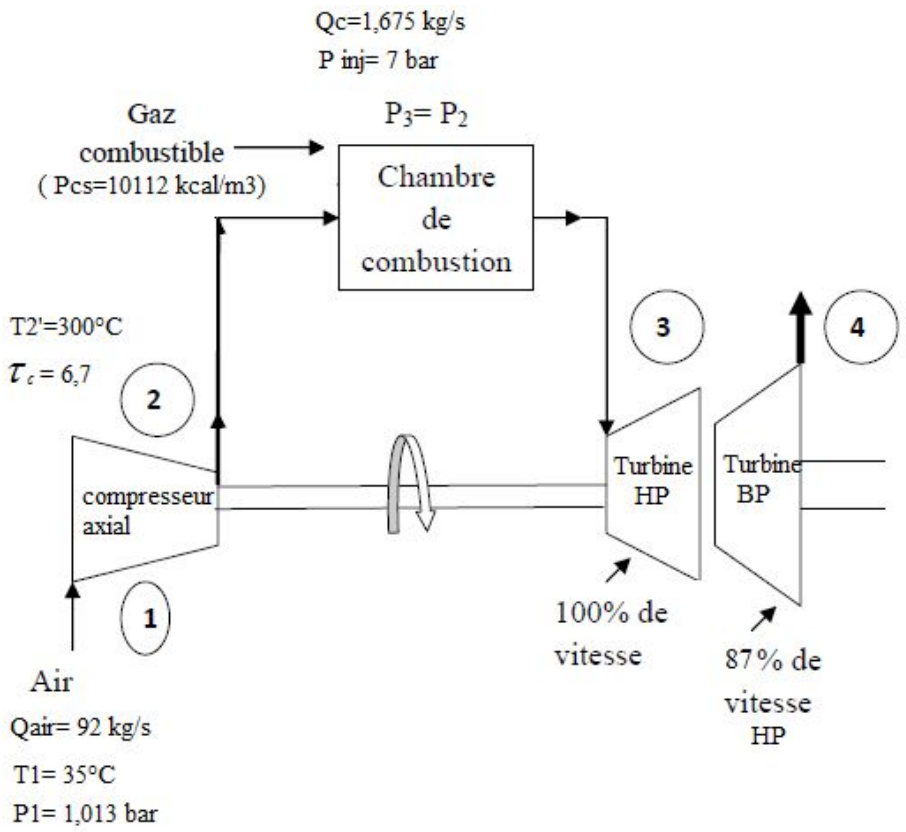


Figure V.1: Schéma de l'installation de la turbine à gaz MS5002C

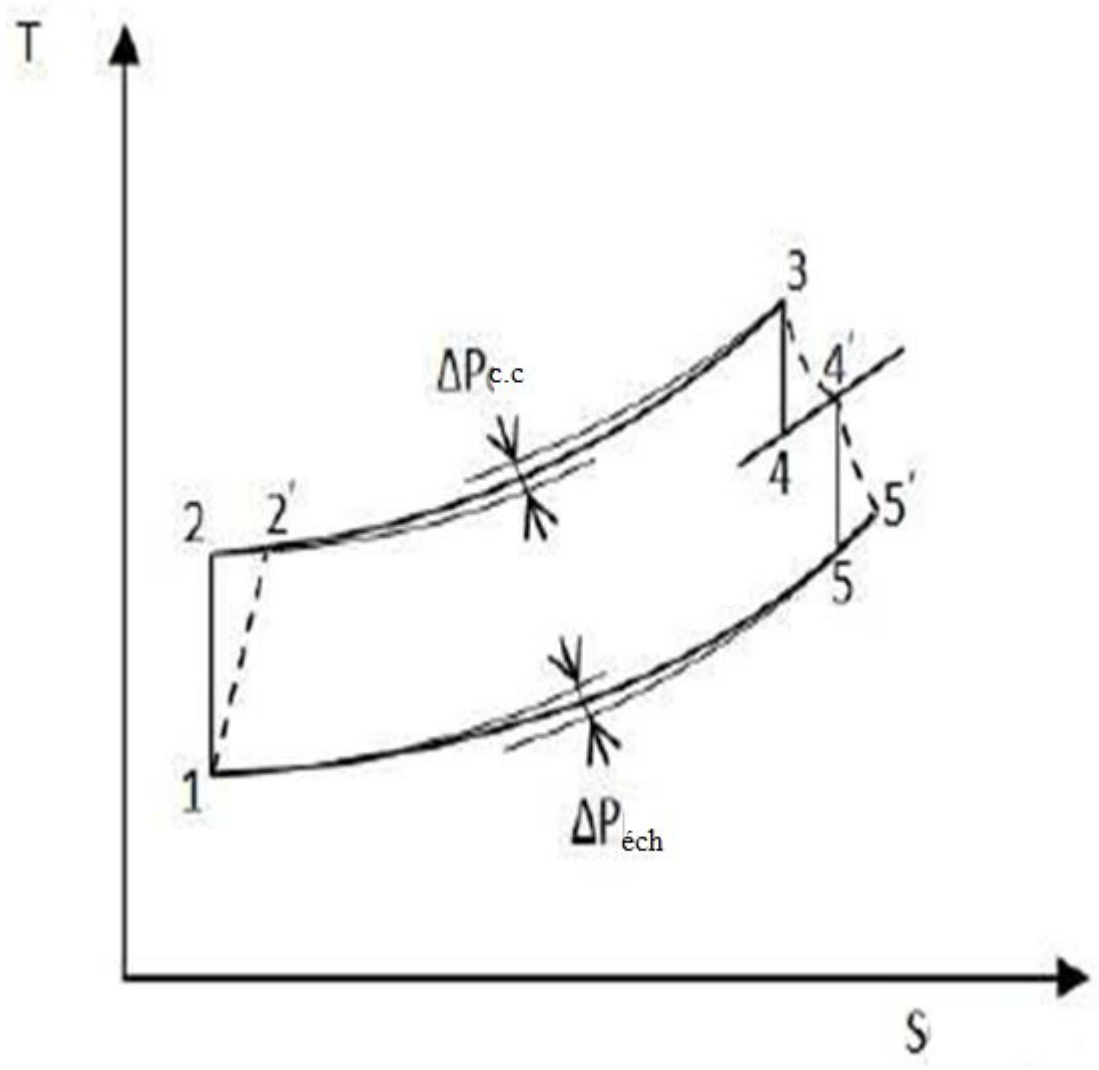


Figure V.2: Cycle thermodynamique de la turbine à gaz MS5002C

V.3 Les données de la turbine à gaz MS5002C:

Température ambiante: $T_{amb} = 35° = 308{,}15K$

Le taux de compression: $\tau_c = 6{,}7$

Débit d'air: $Q_{air} = 92kg/s$

Température de refoulement du compresseur $T_{2'}$: $T_{2'} = 300°C = 573{,}15K$

L'altitude: $Z = 144m$

Pertes de charge dans le canal d'admission: $\Delta p_{adm} = 0{,}0119bar$

Débit du combustible: $Q_c = 6030kg/h = 1{,}675kg/s$

Pression d'injection du combustible: $p_{inject,c} = 7bar$

Le pouvoir calorifique du combustible: $p_{cs} = 10112Kcal/m^3$

Pertes de charge dans la chambre de combustion: $\Delta p_{c,c} = 0{,}224bar$

Rendement de la combustion: $\eta_{c.c} = 0{,}98$

Le rendement mécanique de transmission: $\eta_m = 0{,}98$

Vitesse de rotation de la turbine HP: $N_{THP} = 5100tr/\min$ (100%)

Rendement isentropique de la turbine HP: $\eta_{THP} = 0{,}88$

Vitesse de rotation de la turbine BP: $N_{TBP} = 4048tr/\min$ (87%)

Rendement isentropique de la turbine BP: $\eta_{TBP} = 0{,}88$

Pertes de charge dans la tuyère d'échapement: $\Delta p_{éch} = 9{,}81.10^{-3}bar$

V.4 Calcul des paramètres de fonctionnement de la TAG MS5002C:

V.4.1 Compresseur:

La pression atmosphérique en fonction de l'altitude:

$$p_{atm} = \left[1 - \left(\frac{0,0065}{288,15}\right)Z\right]^{5,255} \quad \text{avec} \quad Z = 144m$$

$$p_{atm} = 0,983bar$$

La pression à l'admission du compresseur p_1:

$$p_1 = p_{atm} - \Delta p_{adm}$$

$$p_1 = 0,971bar$$

La température à l'admission du compresseur T_{adm}:

$$T_{adm} = T_1 = 308,15K$$

La pression de refoulement du compresseur p_2:

$$\tau_c = \frac{P_2}{P_1} = 6,7 \qquad p_2 = 6,505bar$$

La température de refoulement du compresseur $T_{2'}$:

$$T_{2'} = 573,15K$$

A partir de l'équation (6) la chaleur spécifique à la température T_1 et $T_{2'}$:

$$Cp_{(T1)} = 0,9953kj/kg.K \qquad \text{et} \quad Cp_{(T2')} = 1,0215kj/kg.K$$

A partir de l'équation (7) la chaleur spécifique moyenne entre T_1 et $T_{2'}$:

Rapport-Gratuit.com

$$Cp_{(T1,T2')} = 1{,}025 kj/kg.K$$

L'exposant isentropique de l'air γ_{air} :

A partir de l'équation (5) on calcule γ_{air} moyen au niveau du compresseur:

$$\gamma_{air} = \frac{Cp_{(T1,T2')}}{Cp_{(T1,T2')} - r} \qquad \text{avec r=0,287KJ/Kg.K}$$

$$\gamma_{air} = 1{,}388$$

La relation entre la pression et la température pour une transformation isentropique est donnée par l'équation (3):

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \qquad T_2 = T_1\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

On remplace dans l'équation précédente et on obtient

$$T_2 = 524{,}88K$$

A partir de l'équation (6):

$$Cp_{(T2)} = 1{,}0167 kj/kg.K$$

A partir de l'équation (7):

$$Cp_{(T1,T2)} = 1{,}0201 kj/kg.K$$

Le rendement isentropique du compresseur $\eta_{is.compresseur}$:

D'après les résultats obtenus on calcule le rendement isentropique du

compresseur:

$$\eta_{is.compresseur} = \frac{Cp_{(T2,T1)}(T_2 - T_1)}{Cp_{(T2',T1)}(T_{2'} - T_1)} = 0{,}814$$

V.4.2 Chambre de combustion:

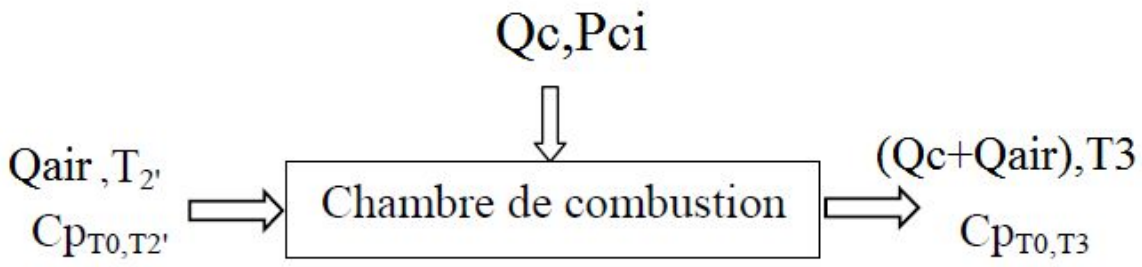


Figure: V.3: Bilan thermique dans la chambre de combustion

Le bilan au niveau de la chambre de combustion:

$$Q_{air}.Cp_{(T_{2'},T_1)}(T_{2'} - T_1) + \eta_{c.c}.Q_c.P_{ci} = (Q_{air} + Q_c).Cp_{(T_1,T_3)}(T_3 - T_1)$$

La pression à la fin de combustion p_3 :

$$p_3 = p_2 - \Delta p_{c.c}$$

$$P_3 = 6{,}505 - 0{,}224 = 6{,}281 bar$$

Analyses chromatographiques du fuel gaz(Tableau V.1) (Annexe 1):

Constituants	Symbole	Formule chimique	Fraction molaire(x)%	Masse molaire (M)
Méthane	C1	CH_4	72.95	16.049

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Ethane	C2	C_2H_6	19.92	30.08
Propane	C3	C_3H_8	2.0	44.11
Iso-butane	iC4	C_4H_{10}	0.06	58.14
Normal-butane	nC4	C_4H_{10}	0.17	58.14
Iso-pentane	iC5	C_5H_{12}	0.02	72.17
Normal-pentane	nC5	C_5H_{12}	0.01	72.17
Hexane	C6	C_6H_{14}	0.04	86.17
Azote	N_2	N_2	2.61	28.03
Dioxyde de carbone	CO_2	CO_2	2.22	44.01
Poids moléculaire	20.47			
P.C.S (Kcal/m^3)	10112			

Tableau V.1: Analyses chromatographiques du fuel gaz

D'après le tableau périodique des éléments la masse atomique (Annexe 2):

M_H =1,007 g/mol

M_C =12,0107 g/mol

M_O =15,999 g/mol

M_N =14,006 g/mol

Le pouvoir calorifique inferieur P_{ci} :

$$P_{ci} = P_{cs} - L_v$$

D'après l'analyse chromatographiques du fuel gaz, les traces d'eau sont négligeable, donc on peut dire que:

$$P_{ci} = P_{cs}$$

$$P_{ci} \text{ [Kcal/m}^3\text{]} = P_{ci} \cdot V_m \text{ [Kcal/Kg]}$$

le volume molaire aux conditions standards=22.4 m^3

Le volume massique aux conditions standards:

$$V_m = \frac{V_{mol}}{m_c}$$

$$V_m = \frac{22,4}{20,47} = 1,094 m^3 / kg$$

$$P_{ci} = 42308,6 kj / kg$$

Coefficient d'exes d'air λ:

$$\lambda = \frac{m_{air,r}}{m_{air,st}}$$

La masse du combustible m_c est donnée par la relation suivante:

$$m_c = \sum x_i \cdot M_i = 20,47 g$$

La masse d'oxygène nécessaire m_{O2}:

$$m_{O2} = n_{O2} \cdot M_{O2}$$

$$n_{O2} = 2(0,7295) + \frac{7}{2}(0,1992) + 5(0,02) + \frac{13}{2}(0,0006 + 0,0017)$$
$$+ 8(0,0002 + 0,0001) + \frac{19}{2}(0,0004)$$

Le nombre de moles de l'oxygène constituant le combustible est n_{O2} :

$$n_{O2} = 2,2773 mol$$

Donc la masse d'oxygène m_{O2} :

$$m_{O2} = 72,86 g$$

L'air est composé de l'oxygène et de l'azote avec les proportions suivante:

76,8 % d'azote et 23,2 % d'oxygène

La masse d'air nécessaire pour la combustion m_{air} :

$$m_{air} = \frac{m_{O2}}{0,232} = 314,09 g$$

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

La formule générale de la combustion (Tabeau V.2):

$$C_m H_n + (m + \frac{n}{4}) O_2 \rightarrow m CO_2 + (\frac{n}{2}) H_2O$$

Méthane	$C H_4 + 2 O_2 \rightarrow CO_2 + 2 H_2O$
Ethane	$C_2H_6 + \frac{7}{2} O_2 \rightarrow 2 CO_2 + 3 H_2O$
Propane	$C_3H_8 + 5 O_2 \rightarrow 3 CO_2 + 4 H_2O$

Iso-butane	$C_4H_{10}+\frac{13}{2}O_2 \rightarrow 4\ CO_2+5\ H_2O$
Normal-butane	$C_4H_{10}+\frac{13}{2}O_2 \rightarrow 4\ CO_2+5\ H_2O$
Iso-pentane	$C_5H_{12}+8\ O_2 \rightarrow 5\ CO_2+6\ H_2O$
Normal-pentane	$C_5H_{12}+8\ O_2 \rightarrow 5\ CO_2+6\ H_2O$
Hexane	$C_6H_{14}+\frac{19}{2}O_2 \rightarrow 6\ CO_2+7\ H_2O$

Tableau V.2: Formules chimiques de la combustion des compositions du gaz

La masse d'air stœchiométrique:

$$m_{air,st}=\frac{m_{air}}{m_c}=\frac{314,09}{20,47}=15,34$$

$$m_{air,r}=\frac{Q_{air}}{Q_c}=\frac{92}{1,675}=54,92$$

Le coefficient d'ecxès d'air λ:

$$\lambda=\frac{m_{air,r}}{m_{air,st}}=3,58$$

La température de combustion:

D'après le bilan thermique au niveau de la chambre de combustion la

température à la fin de combustion est donnée par:

$$T_3 = T_1 + \frac{Q_{air}.Cp_{(T_{2'},T_1)}(T_{2'} - T_1) + \eta_{c.c}.Q_c.P_{ci}}{(Q_{air} + Q_c).Cp_{(T_1,T_3)}}$$

La chaleur spécifique à la température T_3 est donnée par la relation (10):

$$Cp_{(T_3)} = 0{,}9718 + \frac{0{,}0414}{\lambda} + \left(\frac{0{,}0536}{\lambda} + 0{,}0927\right)\frac{T_3}{1000}$$

On suppose que la température à la fin de combustion est égale à 1200K:

D'après les équations (6) et (7):

$$Cp_{(T_3)} = 1{,}1125 kj/kg.K \quad \text{et} \quad Cp_{(T_1,T_3)} = 1{,}117 kj/kg.K$$

On refait les calculs, et après plusieurs itérations jusqu'a la stabilisation des résultats on obtient:

$$T_3 = 1265{,}79K \quad \text{et} \quad Cp_{(T_3)} = 1{,}1196 kj/kg.K$$

V.4.3 Turbine haute pression:

Toute la puissance développée par la turbine haute pression est consommée par le compresseur (générateur de gaz)

$$P_C = P_{THP}\eta_m$$

$$Q_{air}\ Cp_{(T1,T2')}\ (T_{2'} - T_1) = (Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T3,T4')}\ (T_3 - T_{4'})\ \eta_m$$

La température à la fin de détente turbine HP $T_{4'}$:

A partir de l'équation (22) la température à la fin de détente $T_{4'}$est donnée par:

$$T_{4'} = T_3 - \frac{Q_{air}\ Cp_{(T1,T2')}\ (T_{2'} - T_1)}{(Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T3,T4')}\ \eta_m}$$

On suppose que: $Cp_{(T_3,T_{4'})} = Cp_{(T_{2'},T_3)}$

$$Cp_{(T_{2'},T_3)} = 0{,}9102 + \frac{0{,}1187}{\lambda} + 0{,}1187\frac{(T_{2'} + T_3)}{1000}\ [16]$$

Donc

$Cp_{(T_{2'},T_3)} = 1{,}1607 kj/kg.K$

Et $T_{4'} = 1031{,}28K$

Avec les résultats obtenus on refait les calcules jusqua la stabilisation de la température $T_{4'}$, et on obtient:

$T_{4'} = 1057{,}4K$

A partir des équations (6) et (7):

$Cp_{(T_{4'})} = 1{,}0692 kj/kg.K$ et $Cp_{(T_3,T_{4'})} = 1{,}306 kj/kg.K$

A partir du rendement de la turbine HP (24) la température T_4 est:

$$T_4 = T_3 - \frac{Cp_{(T3,T4')}(T_3 - T_{4'})}{Cp_{(T3,T4)}\ \eta_{is_{THP}}}$$

On suppose que: $Cp_{(T_3,T_{4'})} = Cp_{(T_3,T_4)}$

on fait le calcul et après plusieurs itérations:

$T_4 = 993{,}04K$

Et a partir des équation (6) et (7):

$$Cp_{(T_4)} = 1{,}0631 kj/kg.K \qquad \text{et} \qquad Cp_{(T_3,T_4)} = 1{,}2885 kj/kg.K$$

La pression à la sortie de la turbine HP P_4:

A partir de l'équation (26) $$P_4 = P_3 \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{\gamma_{ghp}}{\gamma_{ghp}-1}}$$

L'exposant isentropique des gaz brulés est donnée par la relation (5):

$$\gamma_{ghp} = \frac{Cp_{(T_3,T_4)}}{Cp_{(T_3,T_4)} - r} = 1{,}2923$$

Donc $P_4 = 2{,}148 bar$

V.4.4 Turbine de puissance (BP):

La pression à la sortie de la turbine BP est donnée par la relation (27):

$$P_5 = 0{,}9611 bar$$

La température à la sortie de la turbine BP sera calculée à partir de l'équation

(28): $$T_5 = T_{4'} \left(\frac{P_5}{P_{4'}}\right)^{\frac{\gamma_{gbp}-1}{\gamma_{gbp}}}$$

On suppose que: $\gamma_{gbp} = \gamma_{ghp} = 1.2923$

Après le calcule on obtient:

$T_5 = 881{,}5 K$

Remplaçant la valeur de la température trouvée dans les équations (6) et (7):

$$Cp_{(T_5)} = 1{,}052 kj/kg.K \qquad \text{et} \qquad Cp_{(T_5,T_{4'})} = 1{,}1285 kj/kg.K$$

L'exposant isentropique des gaz brulé

$$\gamma_{gbp} = 1{,}341$$

Finalement et après les résultats précédents la température T_5:

$$T_5 = 861{,}83K$$

La température réelle à la sortie de la turbine HP $T_{5'}$:

D'après l'équation (30):

$$T_{5'} = T_{4'} - \frac{Cp_{(T5,T4')}(T_{4'} - T_5)\ \eta_{is_{TBP}}}{Cp_{(T5',T4')}}$$

On suppose que: $Cp_{(T_{4'},T_5)} = Cp_{(T_{4'},T_{5'})} = 1{,}1285 kj/kg.K$

Et on obtient

$$T_{5'} = 876.49K$$

Remplaçant dans les équations (6) et (7):

$$Cp_{(T_{5'})} = 1{,}0515 kj/kg.K \qquad \text{et} \qquad Cp_{(T_5,T_{4'})} = 1{,}128 kj/kg.K$$

Recalculant avec les résultats précédents on obtient:

$$T_{5'} = 885{,}23K$$

Rapport-Gratuit.com

V.4.5 Tableau récapitulatif des calculs thermodynamiques:

Le tableau représenté ci-dessous résume les opérations effecuées relatives aux calculs thermodynamiques (tableau V.3):

Points	Température T (K)	Pression p (bar)
1	308,15	0,971
2’	573,15	6,505
3	1265,79	6,281
4’	993,04	2,148
5’	885,23	0,9611

Tableau V.3: Tableau récapitulatif des calculs thermodynamique

V.5 Performances de la turbine à gaz:

La puissance utile de l’installation:

$$P_{TBP} = P_u = (Q_{air} + Q_c)\ Cp_{(T5',T4')}\ (T_{4'} - T_{5'})$$

$$P_u = 18074{,}67 kw$$

La puissance de la chambre de combustion:

$$P_{c.c} = Q_c \cdot P_{ci} \cdot \eta_{c.c}$$

$$P_{c.c} = 75924{,}89 kw$$

Le rendement thermique de l'installation

$$\eta_{th} = \frac{P_u}{P_{c.c}} = 0,238 = 23,8\%$$

V.6 Paramètres influançentes sur le rendement de la turbine à gaz:

Les paramètres qui influent sur le rendement de la machine sont nombreux, nous pouvons en citer les plus importants:

V.6.1 pertes mécaniques:

Elles sont dues aux frottements des pièces mécaniques entre-elles ou avec le lubrifiant des paliers.

V.6.2 pertes chimiques:

Elles sont dues à la combustion incomplète du combustible révélées par la présence d'imbrûlés dans les fumées.

Dans le cas général une quantité du carburant n'a pas été entièrement consommée elle s'est transformée en autres combustibles appélés imbrûlés.

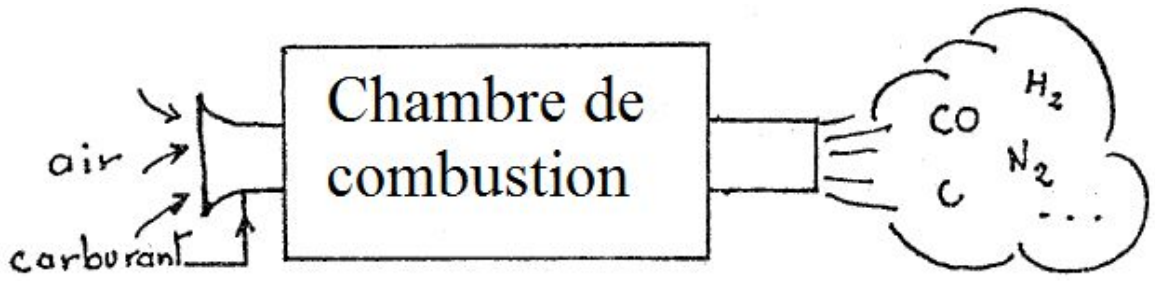


Figure V.3 : Pertes chimiques

La puissance réellement dégagée par la combustion est donc réduite du fait de

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

la puissance calorifique restante dans les produits d'échappement.

V.6.3 pertes thermodynamiques:

Sont inhérentes à la transformation de la chaleur en travail.

V.6.4 Pertes thermiques:

Elles sont dues aux échanges thermiques du fluide avec le milieu extérieur à travers les parois de la machine.

* **En convection naturelle**
* **En rayonnement:**

V.6.5 Pertes visqueuses:

Elles sont dues au frottement du fluide sur les parois de la machine.

V.6.6 Effet de la température ambiante:

A mésure que la température d'admission du compresseur augmente, le travail de compression augmente. Tandis que le débit massique d'air diminue.

En conséquence, le travail utile diminue et le rendement de la turbine à gaz diminue.

V.6.7 Effet de la pression atmosphérique:

Si la pression atmosphérique diminue par rapport à la pression de référence, le débit massique d'air diminue et la puissanceutile réduite.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

V.7. Turbine a gaz et l'environnement:

Tous les systèmes de combustion relatifs aux turbines à gaz produisent des polluants tels les oxydes de l'azote (NOx), les oxyde de carbone (CO) et les hydrocarbures non brûlés (UHC).

La formation de NOx résulte de la pression et des températures élevées de combustion entrainant l'oxydation de l'azote atmosphérique.

Quant à celle du Co et de l'UHC elle est généralement due à une combustion pauvre.

Le NOx et le CO2 sont des des produits chimiques toxiques responsables des pluies acides et du brouillard enfumé du fait de la déterioration de la couche d'ozone.

Bien que le CO2 et le H2O soient considérés non toxiques, ce sont des gaz à effet de serre et sont responsables du réchauffement climatique.

La nécessité de réduire les émissions des gaz toxiques est aujourd'hui d'une imporance primordiale dans la protection de l'environnement et la santé et constitue un défit majeur pour l'humanité.

La dernière décennie a vu une amélioration rapide et efficace des réglements des émissions des turbines à gaz qui fonctionnent aujourd'hui en utilisant des chambres de combustion.

Bien que les systèmes de combustion réduisent senssiblement les émissions de NOx, du CO2 et UHC pour un carburant donné, la réduction du CO2 et du H2O peut se réalisée par l'amélioration de l'éfficacité thermique de l'installation

V.8. Amélioration du rendement de la turbine à gaz MS5002C:

Il existe plusieurs méthodes pour améliorer le rendement de l'installaion de la turbine à gaz, on peut siter:

V.8.1. Cycle avec regénération:

La température d'échappement de la turbine est normalement beaucoup plus élevée que la température ambiante.

Ainsi, l' existence du potentiel d'énergie calorifique perdue des gaz d'échappement peut être recupérer à l'aide d'un échangeur thermique appelé le regénérateur.

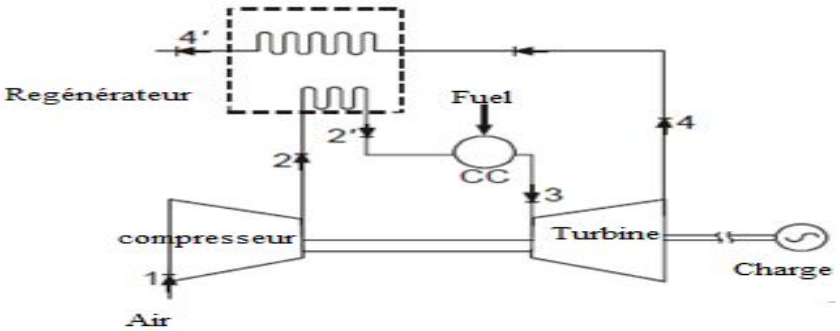


Figure V.4 : Cycle avec regénération

V.9. Conclusion:

En conclusion, le calcul thermodynamique effectué nous a permis de déceler le rendement de la machine conjugué aux conditions climatiques exercées sur le site (température et pression) et au fuel utilisé a donné les résultats révélateur.

Conclusion générale

En conclusion, ce projet nous a permis de connaitre les généralités relatives aux diverses turbines à gaz et de découvrir les différentes applications et leur fonctionnement .

Notre stage pratique sur le site de Hassi Messaoud nous a été d'une grande utilité puisqu'il nous a permis d'aquirir les différentes techniques de fonctionnement et de comprendre au mieux le rôle des turbines à gaz de type MS5002C .

Durant le stage nous avons réalisé des calculs avec des paramètres réels pris sur le site qui ont abouti à des résultats concordants à ceux du constructeur.

Cependant, il est utile d'améliorer le rendement thermique de l'installaion par la récupération des gaz d'échappement au moyen d'un échangeur thermique.

Notre pays, en voie de développement, étoffe tous les sites de production de grande ampleur, par ces différents types de turbines à gaz MS 5002A, 5002C, 5002C,…, selon les différents besoins demandés par la charge et suivant la température ambiante du site.

Une investigation approfondie des turbines utilisées, en Algérie, doit montrer jusqu'à quel point notre industrie s'est développée pour améliorer sa production et confirmer son indépendance industrielle.

Dans l'avenir les étudiant pourraients'intêresser à développer les téchniques d'amélioration de la turbine à gaz MS5002C.

[1] Y. LORANCHET, Directeur de la société tume Systems de la série Techniques de l'ingénieur, Document B4 425,Mise en oeuvre des turbines à gaz dans l'industrie

[2] M. P. BOYCE, Gas Turbine Engineering, British Library Cataloguing-in-Publication Data, Second Edition, 2001

[3] A. GIAMPAOLO, Gas Turbine Handbook (Principles and Practices), Third Edition, 2006

[4] J. D. MATTINGLY, Elements of Propulsion Gas Turbines and Rockets, American institute of Aeronautics and Astronautics, Seattle University, Seattle, Washington, 2006

[5] A.M.Y. RAZAK, Industrial gaz turbine performance and operability, Taylor and Francis group, LLC, 2007

[6] P.P. WALSH- P .FLETCHER, Gaz Turbine Performances, Library of Congress Cataloging-in-Publication Data, Second Edition, 2004

[7] La division de la gestion d'énergie et dans les entreprises et dans les secteurs gouvernementals, Ministère de l'Energie,des Mines et des Ressources Ottawa, Ontario,KIA OEA, 1986

[8] O. SINGH, Applied Thermodynamics, Hurcourt Butler Technological Institute, kanpur (U.P) India, Published by New Age International, Third

Edition, 2009

[9] http://agora.enim.fr consulté le 10/03/2016

[10] A.BOULAININE et S.MEKHABA, Séminaire sur l'exploitation des turbines à gaz , 19-24 Mars 2007, au centre de formation Hassi R'Mel

[11] O. PERROT, cours de Thermodynamique, Département Génie Thermique et énergie, I.U.T. de Saint-Omer Dunkerque, 2010/2011

[12] Nuovo Pignon, Manuel de service pour turbine à gaz (description et fonctionnement), Volume1, Hassi Messaoud, Algérie

[13] Nuovo Pignon, Manuel de formation et entretien pour turbine à gaz, Volume 4, Hassi Messaoud, Algérie

[14] Document technique, SONATRACH, Division Production, Hassi Messaoud, Centre de formation.

[15] Document technique, SONATRACH, Turbines à gaz, Principe de fonctionnement, BHP, Billiton

[16] J.KRYSINSKI, cours de turbomachines, (Théorie Générale), Office des Publications Universitaires, Alger, 1994

سوناطراك
sonatrach

Exploration-Production
Division Production
Direction Régionale
Hassi-Messaoud
Direction Exploitation
Service Contrôle

Hassi Messaoud, le 16/04/2016

ANALYSES CHROMATOGRAPHIQUES

FUEL GAZ COMPRESSION 1

CONSTITUANTS	Fuel Gaz Sortie BALLON
C1	72.95
C2	19.92
C3	2.0
ic4	0.06
nc4	0.17
iC5	0.02
nC5	0.01
C6	0.04
N2	2.61
CO2	2.22
D/air	0.707
P.M.	20.47
P.C.S.(Kcal/Nm3)	10112

Annexe 2

TABLEAU PÉRIODIQUE DES ÉLÉMENTS

http://www.periodni.com/fr/

GROUPE — PÉRIODE

MASSE ATOMIQUE RELATIVE (1) — GROUPE IUPAC — GROUPE CAS — NOMBRE ATOMIQUE — SYMBOLE — NOM DE L'ÉLÉMENT

Métaux — Métalloïdes — Non-métaux
Métaux alcalins — Chalcogènes
Métaux alcalino-terreux — Halogènes
Métaux de transition — Gaz nobles
Lanthanides
Actinides

ETAT PHYSIQUE (25 °C; 101 kPa)
Ne - gaz — Fe - solide
Hg - liquide — Tc - synthétique

Période	1 IA	2 IIA	3 IIIB	4 IVB	5 VB	6 VIB	7 VIIB	8 VIIIB	9 VIIIB	10 VIIIB	11 IB	12 IIB	13 IIIA	14 IVA	15 VA	16 VIA	17 VIIA	18 VIIIA
1	1 1.0079 H HYDROGÈNE																	2 4.0026 He HÉLIUM
2	3 6.941 Li LITHIUM	4 9.0122 Be BÉRYLLIUM											5 10.811 B BORE	6 12.011 C CARBONE	7 14.007 N AZOTE	8 15.999 O OXYGÈNE	9 18.998 F FLUOR	10 20.180 Ne NÉON
3	11 22.990 Na SODIUM	12 24.305 Mg MAGNÉSIUM											13 26.982 Al ALUMINIUM	14 28.086 Si SILICIUM	15 30.974 P PHOSPHORE	16 32.065 S SOUFRE	17 35.453 Cl CHLORE	18 39.948 Ar ARGON
4	19 39.098 K POTASSIUM	20 40.078 Ca CALCIUM	21 44.956 Sc SCANDIUM	22 47.867 Ti TITANE	23 50.942 V VANADIUM	24 51.996 Cr CHROME	25 54.938 Mn MANGANÈSE	26 55.845 Fe FER	27 58.933 Co COBALT	28 58.693 Ni NICKEL	29 63.546 Cu CUIVRE	30 65.38 Zn ZINC	31 69.723 Ga GALLIUM	32 72.64 Ge GERMANIUM	33 74.922 As ARSENIC	34 78.96 Se SÉLÉNIUM	35 79.904 Br BROME	36 83.798 Kr KRYPTON
5	37 85.468 Rb RUBIDIUM	38 87.62 Sr STRONTIUM	39 88.906 Y YTTRIUM	40 91.224 Zr ZIRCONIUM	41 92.906 Nb NIOBIUM	42 95.96 Mo MOLYBDÈNE	43 (98) Tc TECHNÉTIUM	44 101.07 Ru RUTHÉNIUM	45 102.91 Rh RHODIUM	46 106.42 Pd PALLADIUM	47 107.87 Ag ARGENT	48 112.41 Cd CADMIUM	49 114.82 In INDIUM	50 118.71 Sn ETAIN	51 121.76 Sb ANTIMOINE	52 127.60 Te TELLURE	53 126.90 I IODE	54 131.29 Xe XÉNON
6	55 132.91 Cs CÉSIUM	56 137.33 Ba BARYUM	57-71 La-Lu Lanthanides	72 178.49 Hf HAFNIUM	73 180.95 Ta TANTALE	74 183.84 W TUNGSTÈNE	75 186.21 Re RHÉNIUM	76 190.23 Os OSMIUM	77 192.22 Ir IRIDIUM	78 195.08 Pt PLATINE	79 196.97 Au OR	80 200.59 Hg MERCURE	81 204.38 Tl THALLIUM	82 207.2 Pb PLOMB	83 208.98 Bi BISMUTH	84 (209) Po POLONIUM	85 (210) At ASTATE	86 (222) Rn RADON
7	87 (223) Fr FRANCIUM	88 (226) Ra RADIUM	89-103 Ac-Lr Actinides	104 (267) Rf RUTHERFORDIUM	105 (268) Db DUBNIUM	106 (271) Sg SEABORGIUM	107 (272) Bh BOHRIUM	108 (277) Hs HASSIUM	109 (276) Mt MEITNERIUM	110 (281) Ds DARMSTADTIUM	111 (280) Rg ROENTGENIUM	112 (285) Cn COPERNICIUM	113 (. . .) Uut UNUNTRIUM	114 (287) Fl FLEROVIUM	115 (. . .) Uup UNUNPENTIUM	116 (291) Lv LIVERMORIUM	117 (. . .) Uus UNUNSEPTIUM	118 (. . .) Uuo UNUNOCTIUM

LANTHANIDES

57 138.91 La LANTHANE	58 140.12 Ce CÉRIUM	59 140.91 Pr PRASÉODYME	60 144.24 Nd NÉODYME	61 (145) Pm PROMÉTHIUM	62 150.36 Sm SAMARIUM	63 151.96 Eu EUROPIUM	64 157.25 Gd GADOLINIUM	65 158.93 Tb TERBIUM	66 162.50 Dy DYSPROSIUM	67 164.93 Ho HOLMIUM	68 167.26 Er ERBIUM	69 168.93 Tm THULIUM	70 173.05 Yb YTTERBIUM	71 174.97 Lu LUTÉTIUM

ACTINIDES

89 (227) Ac ACTINIUM	90 232.04 Th THORIUM	91 231.04 Pa PROTACTINIUM	92 238.03 U URANIUM	93 (237) Np NEPTUNIUM	94 (244) Pu PLUTONIUM	95 (243) Am AMÉRICIUM	96 (247) Cm CURIUM	97 (247) Bk BERKÉLIUM	98 (251) Cf CALIFORNIUM	99 (252) Es EINSTEINIUM	100 (257) Fm FERMIUM	101 (258) Md MENDELÉVIUM	102 (259) No NOBÉLIUM	103 (262) Lr LAWRENCIUM

(1) Pure Appl. Chem., **81**, No. 11, 2131-2156 (2009)
La masse atomique relative est donnée avec cinq chiffres significatifs. Pour les éléments qui n'ont pas de nucléides stables, la valeur entre parenthèses indique le nombre de masse de l'isotope de l'élément ayant la durée de vie la plus grande. Toutefois, pour les trois éléments (Th, Pa et U) qui ont une composition isotopique terrestre connue, une masse atomique est indiquée.

Copyright © 2012 Eni Generalić

Rapport-gratuit.com
LE NUMÉRO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

RÉSUMÉ

Ce projet concerne l'étude thermodynamique d'une turbine à gaz MS5002C à HASSI MESSAOUD .

Les turbines à gaz présente aujourd'hui la solution appropriée aux besoin de diversification des resources de production énergetique.

Le stage pratique effectué au sein de complexe industriel sud CIS -HASSI MESSAOUD nous a permis de faire connaissance avec differentes étapes d'exploitation d'hydrocarbure ainsi d'acquérir les differentes techniques de fonctionnement et de mieux comprendre le rôle des turbine a gaz de type MS5002C.

Les calculs thermodynamiques ont pour finalité de definir les performances d'exploitation des machines MS5002C et de determiner le rendement global de l'instalation .

Durant le stage, nous avons réalisé un dimenssionnement de la turbine à gaz avec des paramètres réels pris sur le site qui ont abouti à des résultats concordants à ceux du constructeur. Cependant, il est utile d'améliorer le rendement thermique de l'instalation par la récupération des gaz d'échappement au moyen d'un échangeur thermique.

MOTS CLES: thermodynamique, turbine a gaz MS5002c, exploitation hydrocarbure , rendement de l'instalation .

ABSTRACT

This project concerns the study of thermodynamics MS5002C gas turbine Hassi Messaoud.

The gas turbine today has the appropriate solution to the need for diversification of resources of energetic production.

The practical placement in South CIS industrial complex -HASSI Messaoud allowed us to get to know different hydrocarbon exploitation of steps and acquire the technical functioning of different and better understand the role of turbine MS5002C gas type.

The thermodynamic calculations are intended to define the operating performance of MS5002C machine and determine the overall performance of the instalation.

During the course we performed calculations with real parameters taken at the site which led to consistent results to those of the manufacturer. However, it is useful to improve the thermal efficiency of the instalation by the recovery of exhaust gas by means of a heat exchanger.

KEYWORDS: thermodynamics, gas turbine MS5002c, hydrocarbon exploitation, performance of the instalation.

ملخص

في حاسي مسعود *MS* 5002 *C* يتعلق هذا المشروه بدراسة ديناميك الحرارية لتوربينات الغاز
توربينات الغاز اليوم لديها الحل المناسب للحاجة الى تنويع مصادر انتاج الطاقة
الفترة الدراسية في المجمع الصناعي حاسي مسعود سمحت لنا بالتعرف على مختلف الخطوات لاستغلال الموارد
الهيدروكربونية و الحصول على مختلف الآداء التقني و فهم أفضل لدور توربينات الغازية نوع *MS* 5002 *C*
الغرض من هذه الحسابات الديناميكا الحرارية لتحديد فعالية الجهازوتحديد المردود وتحديد المردود العام.
أثناء الفترة الدراسية أجرينا حسابات مع المعطيات الحقيقية التي آخذت من الموقع مما أدى إلى نتائج متسقة لتلك المتسقة
من قبل الشركة المصنعة , مع ذلك فانه من المفيد تحسين الكفاءة الحرارية للجهاز من خلال استرداد الغاز العام عن
طريق مبادل حراري

الكلمات المفتاحية

توربينات الغاز *MS* , 5002*C* ديناميكا الحرارية, الكفاءة الحرارية , استغلال المواد الهيدروكاربونية