

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE



FACULTÉ DES SCIENCES DE L'INGÉNIEUR
DEPARTEMENT MAINTENANCE INDUSTRIELLE

MEMOIRE DE MASTER

Filière : Génie mécanique

SPECIALITE : MECATRONIQUE

Thème

***OPTIMISATION DES PERFORMANCES D'UN
TURBOREACTEUR POUR UN
DEVLOPPEMENT DURABLE DES MOTEURS***

Réalisé par :

TICEMLAL Fella

BOUHADDI Amina

Supervisé par :

Dr. GUAHLOUZ

2016/2017

Remerciements

On tient à remercier tout d'abord notre promotrice Mme GUAHLOUZ, pour sa patience, et surtout pour sa confiance, ses remarques et ses conseils, sa disponibilité et sa bienveillance.

Qu'elle trouve ici le témoignage de notre profonde gratitude.

On voudrait également remercier les membres du jury pour avoir accepté d'évaluer ce travail et pour toutes leurs remarques et critiques sachant qu'elles ne seront que positifs

On tient à remercier particulièrement monsieur le chef du département de maintenance à l'université de Boumerdes : Dr CHELLIL pour sa grande participation ainsi que tout le personnel et les enseignants du département pour leur soutien inestimable.

A tous mes enseignants qui m'ont initié aux valeurs authentiques durant toute ma carrière, en signe d'un profond respect et d'un profond amour !

Merci à vous tous

Résumé

Ce travail consiste en l'analyse de la performance du moteur de turboréacteur, en utilisant des valeurs optimales des variables d'exploitation (rapport pression rp et température d'entrée de la turbine TIT) pour améliorer les performances du turboréacteur (augmentant la poussée spécifique FS et en minimisant la consommation spécifique de carburant SFC), en plus du travail d'analyse, le programme C++ a été utilisé pour le calcul du cycle de propulsion, et le logiciel de LINGO pour l'optimisation. L'analyse montre que la température d'entrée de turbine (TIT) affecte fortement la poussée spécifique (FS), où une réduction de 10 % et 20 % de la température d'entrée de turbine (TIT) entraîne une diminution de 11,74 % et 24,83 % dans la poussée spécifique (Fs) respectivement. Aussi la valeur optimale pour le rapport de pression (rp) au point de nombre de Mach $Ma = 0,8$, altitude = 13000m et entrée de la turbine température TIT conception = 1700K se trouve 14.

Mots clés: optimisation, technologie verte, turboréacteur durable, grill de performance.

Abstract

This work consists of the analysis of the turbojet engine performance, using optimum values of the operating variables (pressure ratio rp and turbine inlet temperature TIT) to enhance the turbojet engine performance (increasing the specific thrust FS and minimizing the specific fuel consumption SFC), in addition to the analytical work, the C++ program was used for the propulsive cycle calculation, and the LINGO software for the optimization. The analysis shows that the turbine inlet temperature (TIT) affects strongly the specific thrust (FS), where a 10% and 20% reduction in the turbine inlet temperature (TIT) results an 11.74% and 24.83% decrease in the specific thrust (Fs) respectively. Also the optimum value for the pressure ratio (rp) at design point of Mach number $Ma=0.8$, altitude=13000m and turbine inlet temperature TIT=1700K is found to be 14.

Key words: Optimization, Green technology, Sustainable turbojet engine, Performance carpets.

Dédicace

Je dédie ce travail

*À ma chère mère ma raison d'être, ma raison de vivre, la lanterne qui éclaire
mon chemin.*

*À mon cher père en signe d'amour de reconnaissance et de gratitude pour
tout le soutien et les sacrifices dont la fait preuve à mon égard.*

*À mes chers frères et chères sœurs aucun mot ni aucun signe ne pourront
décrire votre implication dans a leur soutien pour moi.*

*À mon fiancé a tous les remerciements et l'appréciation de son soutien
pour moi dans ma vie,*

*À tous mes amis en témoignage de l'amitié sincère et du soutien
inébranlable que vous m'avez apporté et merci pour tous les professeurs*

Amina

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

A mon cher père, pour mon éducation les efforts fournis jour et nuit depuis mon enfance ta prière et ta bénédiction m'ont été d'un grand secours pour mener à bien mes études

A ma mère qui représente pour moi la source de tendresse qui n'a pas cessé de m'encourager, ce travail est le fruit de tes sacrifices que tu as consentis pour ma formation.

A mes chers et adorables frères Zakaria, Acil et ma précieuse Yalhan en témoignage de mon affection fraternelle, je vous souhaite une vie pleine de bonheur et de succès

A ma grand-mère chérie qui m'a accompagné par ses prières, puisse Dieu lui prêter longue vie et de santé et de bonheur dans les deux vies

A mes toute amies et surtout à ma copine de vie ma chérie Warda

A tous les membres de ma famille, et ma belle-famille veuillez trouver dans ce modeste travail l'expression de mon affection

A mon fiancé SHEMSEDDINE, qui a été toujours à mes cotes m'a aidé, guidé et m'a orienté et pour qui je porte beaucoup de respect et de joie

FELLA

Sommaire

Introduction générale.....	1
Chapitre I : généralités du moteur à réaction	
1.1.1. Introduction	2
1.1.2. Les moteurs à réaction fonctionnent.	3
1.1.3. Types de moteurs à réaction	3
1.1.3.1. Ramjet	3
1.1.3.2. Turbofan	4
1.1.3.3. Turboropulseur	4
1.1.3.4. Turboshift	5
1.1.3.5. Turbojet	5
1.1.4. Le turboréacteur	6
1.1.4.1. Turbo-propulseur avec Afterburner	7
1.1.4.2. Composants turbojet	8
A)Compresseur	8
A) .1. Le compresseur basse pression (LPC)	8
A) .2. Le compresseur haute pression (HPC)	8
B). Brûleur	9
C). Turbine	9
C) .1. La turbine à haute pression (HPT)	9
C) .2. La turbine basse pression (LPT)	10
D). Buse d'échappement	10
1.1.5. Optimisation du turbomoteur	10
1.2. Revue de la littérature	11
1.2.1. Introduction	11
1.2.3. Conclusion	11
Chapitre II: La turbine à gaz	
2.1. Introduction	12
2.2. Turbine à gaz	12
2.2.1 Détails de la pièce de la turbine à gaz	13
2.2.1.1 Bell Mouth	13
2.2.1.2. Lame de compresseur	13

2.2.1.3. Vane	13
2.2.1.4. Disque	13
2.2.1.5. Ensemble de doublure	13
2.2.1.6. Ensemble d'échappement	13
2.2.2. La turbine à gaz à arbre unique	14
2.2.3. La turbine à gaz à deux puissances	14
2.2.4. Effet de la température de la turbine	15
2.2.5. Effets des conditions atmosphériques	15
2.2.6. Avantages de la turbine à gaz	16
2.2.7 Inconvénients de la turbine à gaz	16
2.2.8. Micro turbines	16
2.2.9. La différence entre une turbine à gaz et un moteur à combustion interne	17
2.3. Cycle de la turbine à gaz	17
2.3.1. Cycle de Brayton	18
2.3.2. Brayton cycle avec la régénération	20
2.3.3. Cycle de Brayton avec intercooling	20
2.3.4. Cycle de Brayton avec réchauffage	21
2.3.5. Cycle de Brayton avec intercooling, réchauffage et régénération	22
2.4. Combustible à cycle combiné	22
2.4.1. Les centrales électriques à turbines à gaz alimentent	23
2.4.2. Cycle combiné avec (CAES)	23
2.4.3. Combinaison combinée avec chambre de combustion à lit fluidisé sous pression	24
2.5. Conclusion	25
Chapitre III: Modélisation mathématique	
3.1. Introduction	26
3.2. Contexte	26
3.2.1. Moteur à réaction	26
3.2.2. Cycle de Brayton	27
3.3. Paramètres de performance du moteur turbojet	27
3.3.1. La poussée	27
3.3.2. Propulsion spécifique	28
3.3.3. Consommations de carburant spécifiques à la poussée	28

3.3.4 Efficacité du moteur	29
3.3.5. Dénatation pour écoulement compressible	30
3.4. Analyse de la turbine à gaz ouverte à cycle simple	31
3.4.1. (A-1) Diffuseur	33
3.4.2. (1-2) Compresseur	34
3.4.3. (2-3). Combustor	34
3.4.4. (3-4) Turbine	35
3.4.5. (4-5) Buse	35
3.5. Conclusion	36
Chapitre IV : Résultats et discussion	
4.1. Introduction	37
4.2. La relation entre les variables de fonctionnement et les paramètres.....	37
4.2.1. Rapport de pression (r_p)	37
4.2.2. Température d'entrée de la turbine (TIT)	38
4.2.3. Numéro de Mach (Ma)	39
4.2.5. Altitude	40
4. 3.10% de réduction des variables opérationnelles	41
4.3.1. Rapport de pression (r_p)	41
4.3.2. Température d'entrée de la turbine (TIT)	42
4.3.3. Numéro de Mach (Ma)	43
4.3.4. Altitude	44
4.4. 20% de réduction des variables opérationnelles	45
4.4.1. Rapport de pression (r_p)	45
4.4.2. Température d'entrée de la turbine (TIT)	46
4.4.3. Numéro de Mach (Ma)	47
4.4.4. Altitude	48
4.5. Performances optimales sur une large gamme de conditions de fonctionnement	49
4.6. Optimisation	52
4.7. Discussion générale	57
4.8. Conclusion	58
Conclusion générale	59

Liste des figures

Chapitre I

Figure 1.1. Conception de base d'un moteur à réaction	2
Figure 1.2. Moteur Ram jet	3
Figure 1.3. Moteur Turbo fan	4
Figure 1.4. Turbopropulseur	5
Figure 1.5. Turboshift engin	5
Figure 1.6. Turbo jet moteur	6
Figure 1.7. Composants de base du moteur à réaction	7
Figure 1.8. Turbo jet avec postcombustion	8

Chapitre II

Figure 2.1. Moteurs à turbine à gaz	12
Figure 2.2. Disposition schématique d'une turbine à gaz à un seul arbre	14
Figure 2.3. Disposition schématique d'une turbine à gaz à deux arbres avec une turbine de puissance	15
Figure 2.4. Micro turbine	16
Figure 2.5. Schéma d'un cycle de turbine à gaz	17
Figure 2.6. Un cycle Brayton ouvert	18
Figure 2.7. Un cycle Brayton fermé	18
Figure 2.8. Brayton cycle avec régénération	19
Figure 2.9. Cycle de Brayton avec intercooling	20
Figure 2.10. Cycle de Brayton avec réchauffage	20
Figure 2.11. Interruption, réchauffage et régénération du cycle de Brayton	21
Figure 2.12. Combustible à cycle combiné	23

Figure 2.13. Schéma de principe du système CAES	23
Figure 2.14. Configuration du cycle de la chambre de combustion à lit fluidisé pressurisé	25

Chapitre III

Figure 3.1. Composants du turbomoteur	25
Figure 3.2. Schéma T-S d'un cycle Brayton idéal	26
Figure 3.3. Schéma d'un cycle Brayton ouvert	30

Chapitre IV

Figure 4.1. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec variable (r_p)	37
Figure 4.2. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec variable (TIT)	40
Figure 4.3. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec variable (Ma)	41
Figure 4.4. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec altitude variable	42
Figure 4.5. L'effet de réduction de 10% dans (r_p) sur (F_s) et (SFC)	43
Figure 4.6. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction TIT de 10%	44
Figure 4.7. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de 10% de Ma	45
Figure 4.8. L'effet de 10% de réduction d'altitude sur (F_s) et (SFC)	46
Figure 4.9. L'effet de réduction de 20% dans (r_p) sur (F_s) et (SFC)	47
Figure 4.10. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de TIT de 20%	48
Figure 4.11. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de 20% de Ma	49
Figure 4.12. L'effet de 20% de réduction d'altitude sur (F_s) et (SFC)	50
Figure 4.13. Tapis de performance à Alt = 13000 m et Ma = 0,8	51
Figure 4.14. Tapis de performance à Alt = 13000 m et Ma = 0,6	52
Figure 4.15. Tapis de performance à Alt = 8000 m et Ma = 0,8	53

Figure 4.16. La ligne de course optimale (ORL) superposée au tapis de performance	54
Figure 4.17. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) qui donnent le maximum (Fs) et le minimum (SFC)	55
Figure 4.18. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) qui donnent le maximum (Fs), à l'altitude 13000m et Ma = 0.8(Analytiquement)	55
Figure 4.19. Propulsion spécifique (Fs) en fonction du rapport de pression optimal (rf) en utilisant le modèle LINGO	56
Figure 4.20. Comparer des points sur l'ORL en utilisant le modèle analytique de ce travail avec celui de LINGO	57
Figure 4.21. Comparer des points sur l'ORL en utilisant le modèle analytique de ce travail avec celui de GAMS	58

LISTE DES TABLEAUX

Chapitre IV

Tableau 4.1. La gamme de conditions de fonctionnement du turboréacteur	47
Tableau 4.2. Propulsion spécifique (Fs) et consommation de carburant spécifique avec la variable rp	48
Tableau 4.3. Consommation spécifique (Fs) et consommation de carburant spécifique (TIT) variable	49
Tableau 4.4. Propulsion spécifique (Fs) et consommation de carburant spécifique (SFC) avec la variable Ma	50
Tableau 4.5. Propulsion spécifique (Fs) et consommation de carburant spécifique avec une variable d'altitude	51
Tableau 4.6. L'effet de réduction de 10% dans (rp) on (Fs) et (SFC)	52
Tableau 4.7. L'effet d'une réduction de 10% (TIT) sur (Fs) et (SFC)	53
Tableau 4.8. L'effet de réduction de 10% dans Ma on (Fs) et (SFC)	53
Tableau 4.9. L'effet de 10% de réduction d'altitude sur (Fs) et (SFC)	54
Tableau 4.10. Effet relatif de la réduction de 10% des variables de fonctionnement du point de conception sur la performance	55
Tableau 4.11. L'effet de réduction de 20% en (rp) sur (Fs) et (SFC)	56
Tableau 4.12. L'effet d'une réduction de 20% de TIT sur (Fs) et (SFC)	56
Tableau 4.13. L'effet de réduction de 20% dans Ma on (Fs) et (SFC)	57
Tableau 4.14. L'effet de 20% de réduction d'altitude sur (Fs) et (SFC)	58
Tableau 4.15. Effet relatif de la réduction de 20% des variables de fonctionnement du point de conception sur la performance paramètres.....	58
Tableau 4.16. Tapis de performance à 13000m et 0.8 Ma	59
Tableau 4.17. Résultats du tapis de performance à 13 000 mètres d'altitude et 0,6 Ma	60
Tableau 4.18. Résultats du tapis de performance à Alt = 8000 m et Ma = 0,8	61
Tableau 4.19. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) En fonction de (FS) et (SFC)	63

Tableau 4.20. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) 64

Tableau 4.21. Ratio de pression optimal (RF) en utilisant à la fois des analyses et des LNGO pour la modélisation 65

Tableau 4.22. Effet relatif de 10% et 20% de réduction (TIT) sur la performance le long du (ORL)66

LISTE DES SYMBOLES

A	Diamètre (m^2)
a	Une vitesse de son (m/s)
Alt	Altitude (m)
Ca	Vitesse de l'air d'entrée (m/s)
C ₅	Sortie de la vitesse de l'air (m/s)
C _p	Chauffage spécifique à pression constante (KJ/Kg.k)
F	Emporter (N)
F _s	Propulsion spécifique (N.s/kg)
fac	Ratio actuel du carburant (---)
f _{th}	Ratio d'air de carburant théorique (---)
H _v	Valeur de chauffage (kJ/Kg)
h	Enthalpie (kJ/Kg)
Ma	Numéro de Mach (---)
m	Débit massique (Kg/s)
ORL	Ligne de course optimale (---)
P	Pression (bar)
P _x	Pression à certains points x (bar)
R	Constante de gaz idéale (J/Kg.K)
r _f	Rapport de pression optimum du compresseur (---)
r _p	Rapport de pression du compresseur (---)
SFC	Consommation de carburant spécifique (Kg/N.h)

T	Température (K)
T_x	Température à un certain point x (K)
$T_i T$	Température d'entrée de la turbine (K)
W_c	Travail du compresseur (KJ/Kg)
W_t	Travaux de turbine (KJ/Kg)
W_{tc}	Travaux de turbine nécessaires pour conduire le compresseur (KJ/KG)

Lettres grecques

Γ	Rapport de chauffe spécifique (---)
η	Efficacité isentropique (---)
ρ	La densité du fluide (Kg/m ³)

Sous-rubriques

a	Air
C	Compresseur
CC	Chambre de combustion
D	diffuseur
g	Gaz
j	Buse
m	Mécanique
Pr	Propulsive
t	Turbine
th	Thermal
ov	global

INTRODUCTION GENERALE

Introduction générale

Le turboréacteur est la turbine à essence de base. C'est un générateur de gaz chaud avec une buse à jet pour créer suffisamment d'énergie cinétique pour la propulsion. Le turboréacteur produit une poussée élevée et la gamme de vitesses à laquelle il fonctionne est très large, mais c'est toujours le moteur le plus inefficace, il consomme plus de carburant que ses homologues, en particulier par rapport aux moteurs à turbopropulseurs et à turbopropulseurs. En raison de cette inefficacité, de nombreuses études réalisées sur l'optimisation du turboréacteur, les ingénieurs et les développeurs concentrent leurs recherches sur le maintien de la haute performance du moteur, en réduisant la consommation de carburant.

Dans le turboréacteur, l'air est le fluide de travail, la turbine à gaz extrait l'énergie chimique du carburant et la convertit en énergie mécanique pour conduire le compresseur et fournir la poussée, la turbine fonctionne en fonction du cycle Bryton ouvert, l'utilité du Brayton Le cycle est remarquable en raison du fait qu'il est l'épine dorsale dans la conduite du moteur à réaction.

La nécessité d'une efficacité élevée dans le moteur devient plus importante car les carburants deviennent plus coûteux. L'efficacité du moteur est principalement définie par la consommation de carburant spécifique (SFC) du moteur dans un ensemble de conditions donné. De nombreux facteurs affectent à la fois l'efficacité et les performances du moteur. En plus du débit massique de l'air, le rapport de pression du compresseur (r_p) et les températures de fonctionnement du moteur (température d'entrée de la turbine) affectent à la fois la performance et l'efficacité du moteur global. Ces facteurs sont pris en compte lors de la conception du moteur. Un rapport de pression optimal (R_F) et une température d'entrée de la turbine (TIT) sont sélectionnés pour obtenir les performances requises de la manière la plus efficace.

Ce travail représente l'effet des variables de fonctionnement (température d'entrée de la turbine TIT et rapport de pression r_p) sur les paramètres de performance (les F_s de poussée spécifiques et la consommation de carburant spécifique SFC).

Le travail est organisé en quatre chapitres :

Le premier chapitre se compose des généralités des moteurs à réaction et de la revue de la littérature des travaux antérieurs sur l'optimisation du turboréacteur. Dans le deuxième chapitre, nous décrivons la turbine à gaz, ses composants, son cycle et son intégration. Le troisième chapitre concerne la modélisation mathématique du cycle propulsif du turboréacteur dans des conditions de vol subsoniques. Dans le quatrième chapitre, nous allons discuter des résultats obtenus et finir par une conclusion

CHAPITRE I :

Généralité sur le turboréacteur

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

1.1. Introduction

La puissance des jets était connue pour l'homme depuis longtemps, mais il ne pouvait y avoir rien à faire avec le manque de progrès technologique de cette époque. Comme l'homme a conquis la difficulté de vol, l'avion à propulsion est devenu l'ordre du jour. Mais bientôt, les aviateurs se sont rendus compte que les hélices ne pouvaient jamais dépasser la barrière sonore et resteraient ainsi inertes lentement. Cela a mené à la revendication de méthodes alternatives de propulsion.

Les premiers moteurs à réaction pratiques, également appelés moteurs à turbine à gaz, ont été construits au 20ème siècle, en Grande-Bretagne et en Allemagne. Frank Whittle et Hans Von Ohain sont souvent crédités comme inventeurs du moteur à réaction. Les deux avaient construit des moteurs semblables vers 1937, ne connaissant pas le travail de l'autre, mais Ohain était le premier à alimenter un avion - le Heinkel He 178. Les moteurs à réaction sont vraiment apparus après la Seconde Guerre mondiale, ce qui a été marqué par la Lutte entre les Messerschmitt propulsés par propulsion et Spitfires dans la bataille d'Angleterre. Au cours des années 1960, la plupart des avions commerciaux avaient installé des moteurs à réaction sur leurs flottes. Divers types de moteurs à réaction sont maintenant utilisés pour alimenter des engins spatiaux et des missiles balistiques.

1.2. Les moteurs à réaction fonctionnent

Les moteurs à réaction fonctionnent selon la troisième loi de mouvement de Newton : chaque action a une réaction égale et opposée. Ce principe est utilisé dans les moteurs à réaction pour générer une poussée de propulsion par jet. Ils sont propulsés vers l'avant (réaction) par le flux vers l'arrière du jet d'échappement (action).

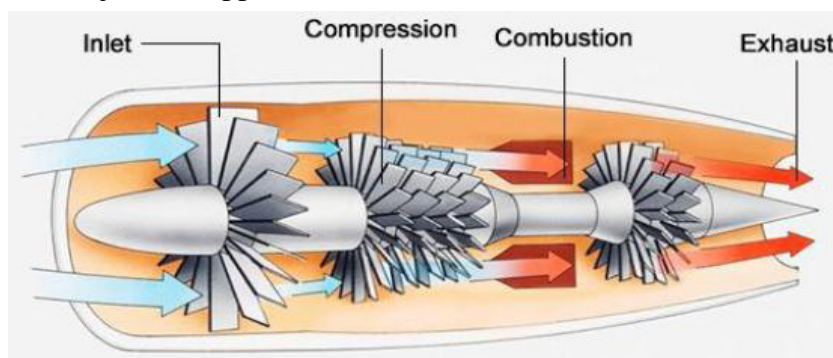


Figure 1.1. Conception de base d'un moteur à réaction.

La fonction du moteur à réaction en fonction de la compression, de la combustion et de l'échappement, mais dans différentes sections. L'admission est responsable de l'extraction constante à l'air frais. Le compresseur, situé dans une partie plus étroite du moteur, comprime l'air, ce qui le rend plus dense et plus chaud. Dans la chambre de combustion, le carburant est ajouté à l'air comprimé et le mélange carburant-air est allumé. L'explosion résultante de gaz

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

Chauds et extrêmement denses est alors poussée hors de la buse de propulsion, qui est le composant le plus essentiel d'un moteur à réaction. La buse de propulsion est responsable de la concentration et de la direction des gaz d'échappement dans un jet linéaire et puissant. Ces gaz d'échappement chauds et rapides sont utilisés pour transformer un ensemble de turbines. Ces turbines sont reliées aux ventilateurs de compression par un arbre, ce qui permet d'extraire de l'air frais.

1.3. Types de moteurs à réaction

Selon leur tâche, il existe différents types de moteurs. Une distinction est faite en référence aux caractéristiques de conception telles que le nombre de bobines, le principal de compression, la distribution du flux d'air dans le moteur, l'utilisation des gaz d'échappement. Fondamentalement, il existe quatre types de turbomachines utilisées dans les avions : turbo réacteur, turbo machins, turbopropulseur, turbo shaft.

1.3.1. Ram jet

Le moteur à réaction le plus simple est le ram jet, ce moteur n'est utilisé que dans des applications à très grande vitesse et n'est pas capable de décoller autopropulsé. Le ram jet est simple car il n'a pas de pièces mobiles, le moteur se déplace par rapport à l'air avec une vitesse d'air entre dans le diffuseur, où la pression d'air augmente considérablement en raison de la grande vitesse de l'air. L'air entre dans la chambre de combustion ensuite et se mélange avec le carburant et les brûlures, ce qui augmente la température. Enfin, les gaz chauds et expansés sont accélérés et laissent le moteur à travers la buse, ce qui provoque une poussée. Parce que le moteur doit se déplacer par rapport à l'air ambiant pour développer une augmentation de pression devant le brûleur, ce moteur ne peut pas fonctionner de manière statique.

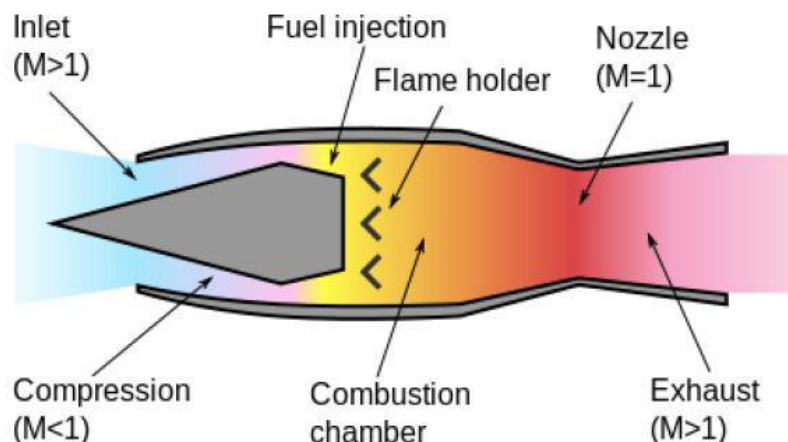


Figure 1.2. Ram jet moteur.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

1.3.2. Turbo fan

Le moteur à turbo-fan a d'abord été conçu comme une méthode pour améliorer l'efficacité de propulsion du moteur à réaction en réduisant la vitesse moyenne du jet, en particulier pour un fonctionnement à des vitesses subsoniques élevées.

Dans le turbo fan, une partie de l'écoulement total contourne une partie du compresseur, de la chambre de combustion, de la turbine et de la buse avant d'être éjectée par une buse séparée. Ainsi, la poussée se compose de deux composants, de la poussée du flux froid et de la poussée du courant chaud, mais il est parfois souhaitable de mélanger les deux flux et de les éjecter en un seul jet de vitesse réduite. Les moteurs turbo fans sont généralement décrits en termes de taux de dérivation, définis comme le rapport du débit par le conduit de dérivation (flux froid) au débit à l'entrée du compresseur haute pression (flux chaud).

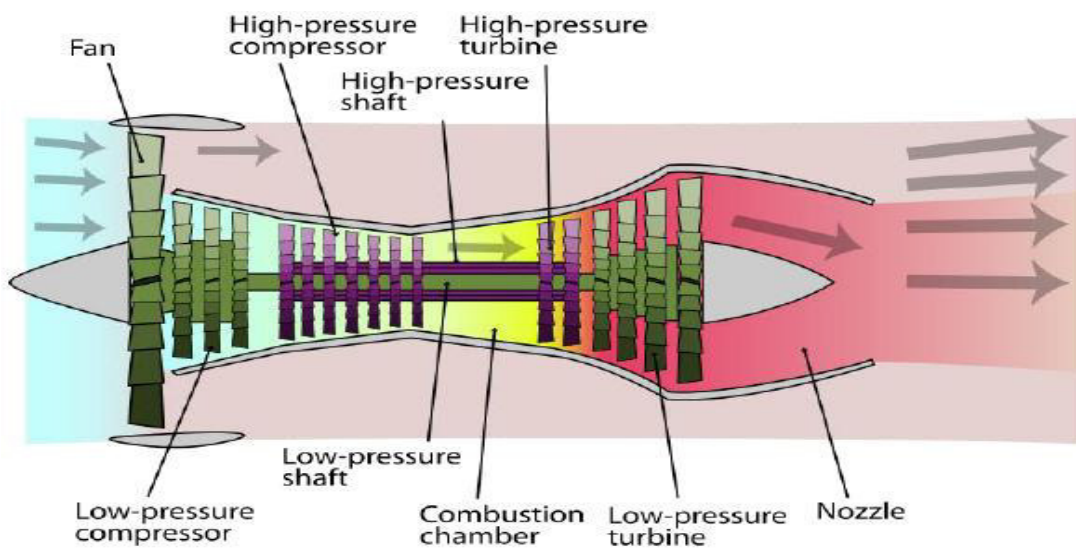


Figure 1.3. Moteur Turbo fan.

1.3.3. Turbopropulseur

Pour ce type, le noyau du moteur est similaire à celui d'un turboréacteur, à savoir un diffuseur, un compresseur et une turbine sont utilisés. Le flux d'air du noyau est accéléré à travers la buse d'échappement, ce qui produit un composant de la poussée. Une deuxième composante de la poussée, et généralement la plus grande, est obtenue à partir de l'hélice. La puissance de l'hélice est extraite de l'arbre turbo dans le noyau qui fait partie du travail de la turbine que l'hélice tourne à un bas entraîne l'hélice.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

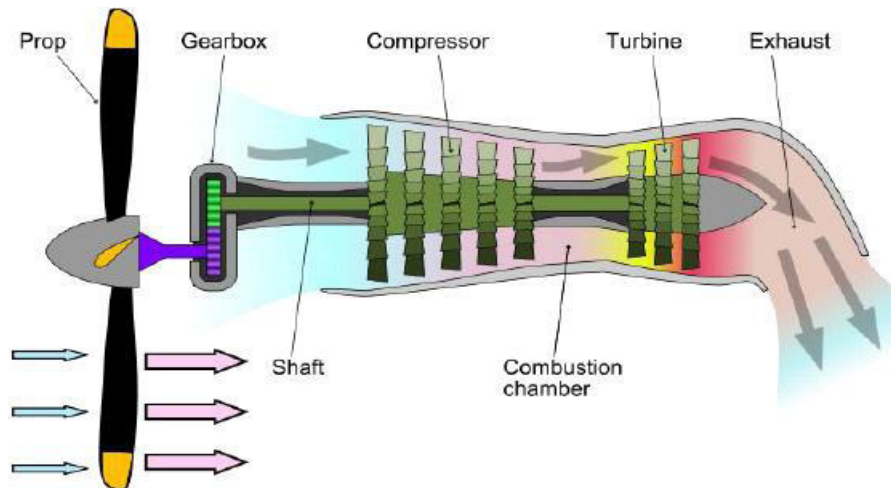


Figure 1.4. Turbopropulseur.

1.3.4. Turbo shaft

Il est essentiellement le même que le turbopropulseur sauf cette poussée n'est pas dérivée de l'échappement. Le gaz provenant du noyau s'échappe à une faible vitesse et, par conséquent, une poussée supplémentaire n'est pas obtenue. Ces moteurs sont utilisés en grande partie pour des applications d'hélicoptères, bien qu'il soit remarquable que les moteurs à turbopropulseur soient utilisés pour conduire des citernes et d'autres véhicules au sol avec une transmission attachée à l'arbre à la place des pales rotatives.

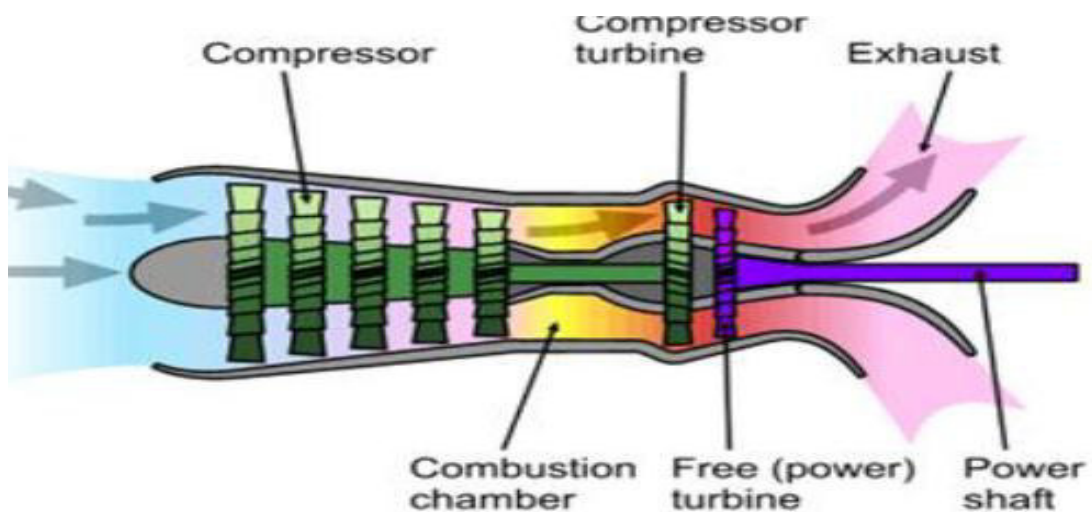


Figure 1.5. Turbo shaft moteur.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

1.3.5. Turbo jet

Le turboréacteur représente le niveau de complexité du moteur suivant, le turboréacteur possède également un diffuseur, ce qui diminue la vitesse du fluide et augmente la pression d'air entrante. L'air entre dans le compresseur ensuite, où le fluide est travaillé et la densité est augmentée, et ce processus sont accompagnés d'une élévation de la pression et d'une augmentation modérée de la température. L'air pénètre ensuite dans la chambre de combustion, où le carburant injecté brûle avec l'air. La température et le volume spécifique du gaz augmentent de manière significative. Enfin, l'air chaud et expansé, toujours à pression modérée, s'écoule à travers la buse et accélère à une vitesse élevée pour produire la poussée.

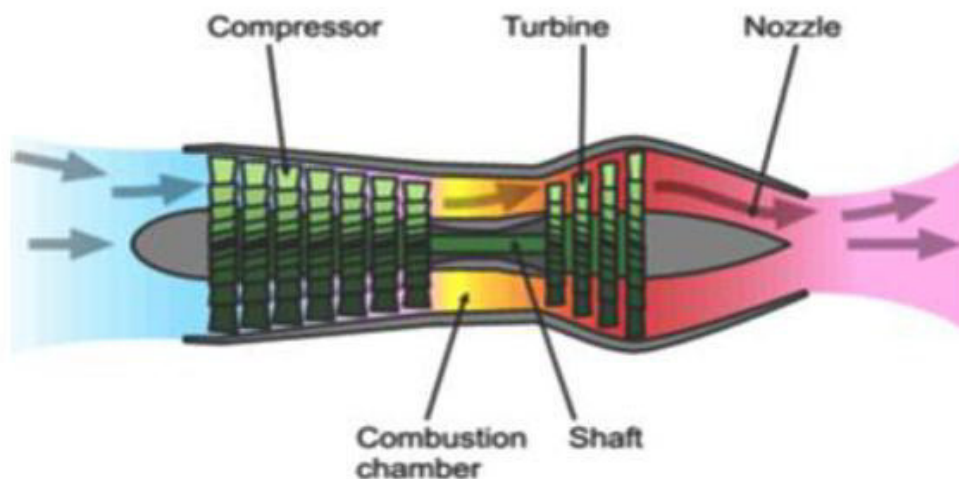


Figure 1.6. Turbo jet engine

1.4. Le turboréacteur

L'idée de base du turboréacteur est simple. L'air prélevé à partir d'une ouverture à l'avant du moteur est comprimé de 3 à 12 fois sa pression d'origine dans le compresseur. Le carburant est ajouté à l'air et brûlé dans une chambre de combustion pour augmenter la température du mélange fluide. L'air chaud résultant passe à travers une turbine qui entraîne le compresseur. Si la turbine et le compresseur sont efficaces, la pression à la décharge de la turbine sera à peu près deux fois la pression atmosphérique, et cet excès de pression est envoyé à la buse pour produire un flux de gaz à grande vitesse qui produit une poussée.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

Le turboréacteur est un moteur de réaction. Dans un moteur de réaction, les gaz en expansion poussent fortement contre l'avant du moteur. Le turboréacteur suce dans l'air et le comprime ou le presse. Les gaz traversent la turbine et font tourner. Ces gaz se renversent et sortent de l'arrière de l'échappement, poussant l'avion vers l'avant.

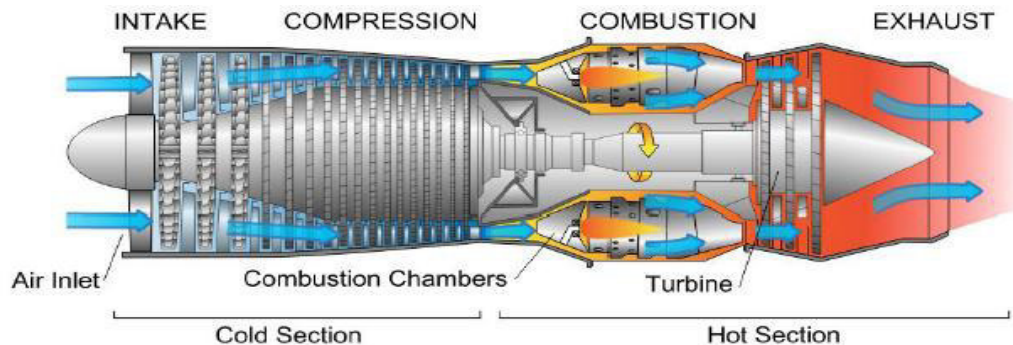


Figure 1.7. Basique composants du moteur à réaction.

1.4.1. Turbocompresseur avec après brûlure

Une augmentation de la puissance pour les turbines à réaction pourrait être réalisée en utilisant un moteur plus grand, mais en raison de l'augmentation du poids, de la surface frontale et de la consommation globale de carburant, le postcombustion fournit la meilleure méthode d'augmentation de poussée pour de courtes périodes de temps. Le carburant dans un moteur à turbine brûle dans une quantité excessive d'air, fournissant des quantités suffisantes d'oxygène pour supporter une nouvelle combustion. Pour cette raison, il est possible d'injecter du carburant supplémentaire pour brûler en aval de la turbine et d'augmenter la poussée globale du moteur à réaction.

Étant donné que la température d'un postcombustion peut atteindre 1700 degrés C, la flamme est généralement concentrée autour de l'axe du tuyau de jet, permettant à une partie du gaz de décharge de circuler le long de la paroi du tuyau de jet et donc maintenir une température de paroi sûre. Un tuyau de jet de postcombustion est plus grand qu'un tuyau de jet normal serait de manière à obtenir un flux de gaz à vitesse réduite. Par conséquent, un tuyau de jet de postcombustion est équipé d'une buse à deux positions ou variable pour assurer l'opération dans toutes les conditions. La buse s'ouvre ou se ferme pour donner une zone de sortie adaptée au volume du courant de gaz, ce qui empêche toute augmentation de pression dans le tuyau de jet. Le postcombustion est réalisé sur les moteurs à faible dérivation en mélangeant les courants de by-pass et de turbine avant l'injection du carburant postcombustion. Avec cela, la combustion a lieu dans le flux d'échappement mixte. Une autre méthode est d'injecter le carburant et de stabiliser la flamme individuellement dans les courants de dérivation et de turbine, en brûlant les gaz disponibles à une température de sortie commune à la sortie de la buse.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

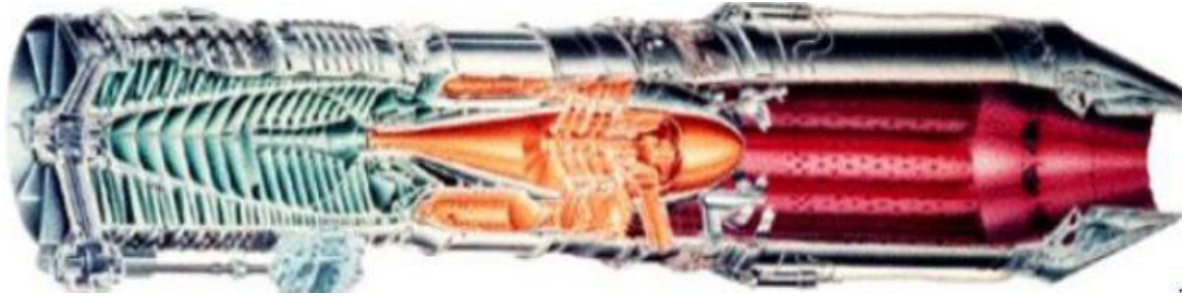


Figure 1.8. Turbojet avec post-brûleur.

1.4.2. Composants turboréacteurs

A). Compresseur

Un compresseur sert à augmenter la pression de l'air entrant dans l'entrée. L'air est forcé à travers plusieurs rangées de lames tournantes et fixes. Au fur et à mesure que l'air passe chaque rangée, l'espace disponible est considérablement réduit, et l'air qui existe est une tension de trente ou quarante fois supérieure à celle de l'extérieur du moteur. La température de l'air augmente également en raison de l'augmentation de la pression. Le compresseur à flux axial et le compresseur centrifuge sont les deux principaux types de compresseurs utilisés dans les turboréacteurs. Le compresseur est monté devant la chambre de combustion.

A) .1. Le compresseur à basse pression (LPC)

Le LPC est directement connecté à la turbine à basse pression (LPT) par l'arbre à basse pression. Le LPC a des rangées de pales qui retournent l'air dans les moteurs.

Lorsque l'air est forcé vers l'arrière, la surface transversale du LPC diminue, ce qui réduit le volume d'air. De la loi idéale sur le gaz, cela implique que l'air devient pressurisé et que la température augmente. Immédiatement après que l'air traverse le LPC, il entre dans le compresseur haute pression.

A) .2. Le compresseur à haute pression (HPC)

Le compresseur à haute pression (HPC) est situé directement en aval du LPC et directement en amont de la chambre de combustion. Le HPC est directement connecté à la turbine à haute pression par l'arbre haute pression. Comme le LPC, le HPC dispose de deux rangées de lames de filage qui forcent l'air vers l'arrière vers une pression plus élevée et une température plus élevée.

B). Chambre de combustion

Le brûleur est le composant dans lequel se produit la réaction réelle (combustion). L'air chaud à haute pression sortant du compresseur est combiné avec le carburant et brûlé pour la combustion. La combustion entraîne des gaz à très haute température avec des vitesses élevées.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

Ces gaz d'échappement à haute température sont utilisés pour entraîner des turbines, des brûleurs, mis en place après les compresseurs et fabriqués à partir de matériaux pouvant résister aux températures élevées de combustion.

C). Turbine

La turbine est située à côté du brûleur. La puissance utilisée pour conduire les compresseurs est obtenue à partir de turbines. La turbine extrait l'énergie du flux de gaz à haute température qui sort du brûleur en tournant les lames. Cette énergie est transférée aux compresseurs en reliant les arbres. L'air sortant de la turbine a une basse température et une pression par rapport à l'air sortant du brûleur en raison de l'extraction d'énergie. Les lames de turbine doivent contenir des matériaux spéciaux qui peuvent résister à la chaleur ou doivent être refroidis activement. Il peut y avoir plusieurs étages de turbine pour entraîner différentes parties du moteur indépendamment, comme le compresseur.

C) .1. La turbine à haute pression (HPT)

La turbine à haute pression (HPT) est située directement en aval de la chambre de combustion et directement en amont de la turbine à basse pression. Le HPT est piloté par l'air haute pression qui le traverse. La surface transversale du HPT est initialement petite, puis augmente en aval. Ce changement de surface permet à l'air de se développer, en augmentant son volume en diminuant la pression et la température. Cette diminution de la pression et de la température, ainsi que l'énergie utilisée pour tourner la turbine, correspondent à une diminution de l'énergie globale dans le flux d'air. L'air sortant du HPT est nettement plus frais et moins pressurisé que l'entrée d'air. Cependant, il a encore une énergie viable qui sera extraite par la turbine à basse pression. Comme mentionné précédemment, le HPT est connecté au HPC par l'arbre à haute pression. L'arbre à haute pression tourne le HPC lorsque le HPT est filé par l'air qui le traverse. Cette interaction garantit que le HPC tirera de l'air dans la chambre de combustion en continu, alimentant ainsi le HPT fortement alimenté, brûlant l'air en continu.

C) .2. La turbine à basse pression (LPT)

La turbine basse pression (LPT) est située directement en aval du HPT et directement en amont de la buse d'échappement. Le LPT fonctionne exactement comme le HPT, mais il est connecté au LPC par l'arbre à basse pression. Par conséquent, lorsque le LPT est entraîné par l'air qui le traverse, il entraîne également le LPC et produit la poussée en accélérant l'air de dérivation hors du moteur. L'air sortant du LPT est nettement plus frais qu'en entrant, mais il est encore plus chaud que l'air ambiant. Cet air chaud sort du LPT et entre immédiatement dans la buse d'échappement.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

D). Buse d'échappement

Une buse est un tube spécialement formé par lequel les gaz chauds s'écoulent. La poussée réelle nécessaire pour déplacer les moteurs vers l'avant est produite dans cette buse qui est positionnée après l'étage de la turbine dans le moteur. La poussée est développée en conduisant les gaz d'échappement chauds à travers cette buse vers le flux libre d'air extérieur. La vitesse et le débit de l'air sortant de la buse offrent à l'avion une poussée. La température et la pression de l'air des gaz plutôt chauds diminuent considérablement en passant par la buse. Les parois intérieures de la buse sont conformées de sorte que les gaz d'échappement continuent d'augmenter leur vitesse lorsqu'ils sortent du moteur. Sur la base de la géométrie de la buse, elle peut être classée sous la coque annulaire, convergente de la buse convergent-divergent (CD).

1.5. Optimisation du turboréacteur

Pour l'optimisation du moteur à réaction, on considère généralement deux paramètres : la poussée spécifique (FS) du moteur et la consommation de carburant spécifique (SFC), le débit massique du carburant requis pour produire une unité de poussée.

D'une manière générale, le concepteur de turbine a deux variables thermodynamiques pour optimiser ces deux entités : le rapport de pression du compresseur (r_p) et la température d'entrée de la turbine (TIT). Les effets de ces deux variables sur SFC et ST seront considérés à leur tour. (FS) dépend fortement (TIT) et (TIT) doit être maximisé afin de garder le moteur aussi petit que possible pour une poussée spécifique. Cependant, une augmentation de (TIT) entraînera une SFC plus grande à une constante (r_p). D'autre part, un gain en (Fs) est généralement plus important que la pénalité de plus haut (SFC), surtout à des vitesses de vol élevées où un petit moteur est essentiel pour minimiser le poids et la traînée. Augmenter (r_p) entraîne toujours une réduction (SFC) et donc assurer des étapes de compression efficaces est essentiel pour un moteur économique. Pour une valeur fixe de (TIT) augmentant le R (r_p) entraîneront d'abord plus (Fs) mais finiront par diminuer (Fs). Ainsi, il existe une valeur optimale de (r_p). En outre, le rapport de pression optimal (r_f) pour le maximum (Fs) augmente avec l'augmentation (TIT). Cette optimisation de R et (TIT) ne peut évidemment pas être séparée de la conception mécanique du moteur. Le démarrage (TIT) nécessite l'utilisation d'alliages beaucoup plus chers et de pales de turbine refroidies, ce qui entraîne toujours une augmentation de coût, une complexité mécanique ou une réduction de la durée de vie du moteur. L'augmentation de R nécessitera des compresseurs et des turbines plus importants qui encourent des pénalités de poids, de coût et de complexité mécanique.

Enfin, pour différentes vitesses de vol et altitudes de vol, les performances du turboréacteur varieront puisque le débit massique et le mouvement de l'inertie varient selon la densité de l'air et de la vitesse d'avancement. La poussée brute diminue considérablement avec l'augmentation de l'altitude en raison de la diminution de la densité ambiante et de la pression, mais une poussée spécifique peut augmenter en raison d'une baisse de la température d'admission du moteur. (SFC) est cependant réduit pour augmenter l'altitude.

CHAPITRE I : Généralité sur le moteur à réaction

1.6. Conclusion :

À partir des travaux antérieurs publiés, nous concluons qu'il existe plusieurs méthodes pour améliorer la performance du moteur à réaction (conservation et récupération d'efficacité énergétique, postcombustion, intégration et alimentation du cycle thermodynamique).

Comme il existe des avantages du moteur de l'avion, il y a des inconvénients Aussi, comme polluer l'environnement et le bruit.

Après la présentation des différents travaux publiés dans le développement des moteurs à réaction, nous concluons que :

- De nombreuses études ont été réalisées et publiées sur l'optimisation des performances des moteurs à réaction.
- La poussée spécifique (FS) et La consommation de carburant spécifique (SFC) est le principal paramètre de performance pour les études.
- En plus des coûts, les auteurs ont accordé une grande importance à la protection de l'environnement puisque le moteur à réaction est considéré comme source de pollution.

CHAPTER II :

Propriétés sur la turbine à gaz

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.1. Introduction

L'histoire enregistre plus d'un siècle et demi d'intérêt pour le travail de la turbine à gaz, l'histoire de la turbine à gaz en tant que dispositif viable de conversion d'énergie a commencé avec le brevet de Frank Whittle sur le moteur à réaction en 1930 et son essai statique d'un moteur à réaction 1937. Peu de temps après, en 1939, Hans Von Ohain a mené une démonstration allemande d'un vol à moteur à réaction, et la société Brown Boveri a introduit un système d'alimentation électrique à turbine à gaz de 4 MW à Neuchâtel, en Suisse.

Le succès de la turbine à gaz dans le remplacement du moteur en va-et-vient en tant que centrale électrique pour les avions à grande vitesse est bien connu. Le développement de la turbine à gaz a été moins rapide en tant que centrale stationnaire en concurrence avec la vapeur pour la production d'électricité et avec les moteurs à allumage par étincelles et diesel dans les transports et les applications stationnaires.

Néanmoins, les applications des turbines à gaz augmentent rapidement à mesure que la recherche et le développement produisent des performances et des augmentations de fiabilité et des avantages économiques

2.2. Turbine à gaz

La turbine à gaz est un moteur à combustion interne qui utilise l'air comme fluide de travail, extrayant l'énergie chimique du carburant et le convertit en énergie mécanique à l'aide de l'énergie gazeuse du fluide de travail (air), la puissance de sortie de la turbine est utilisée pour tourner le compresseur (qui peut également avoir un ventilateur ou une hélice associé), le flux d'air chaud sortant de la turbine est ensuite accéléré dans l'atmosphère à travers une buse d'échappement pour fournir un pouvoir de poussée ou de propulsion.

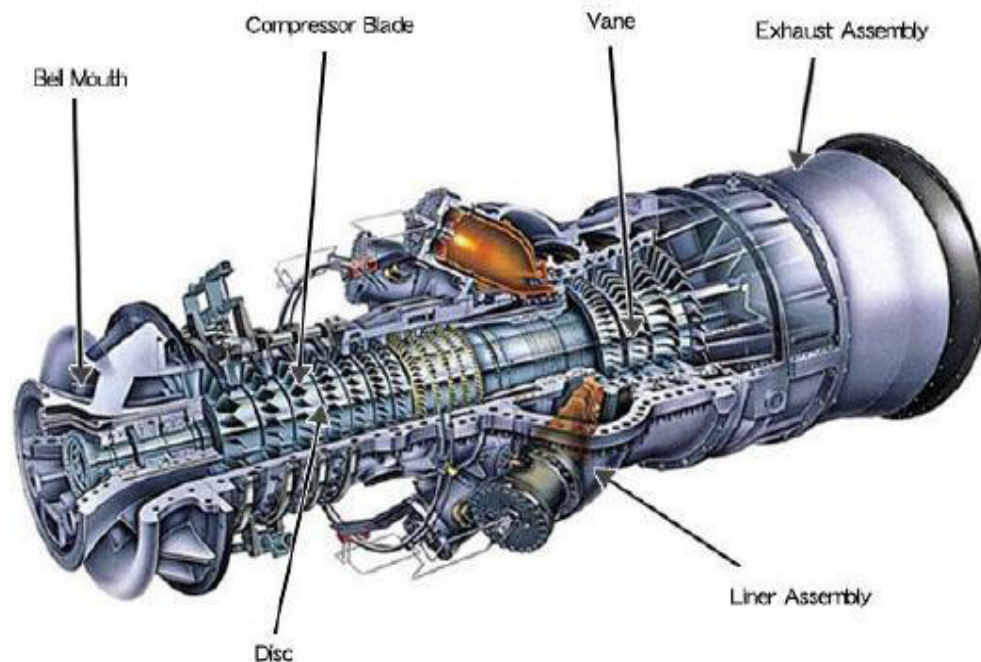


Figure 2.1. Moteurs à turbine à gaz.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.2.1 Détails de la pièce de la turbine à gaz

2.2.1.1 Bouche de Cloche

Ce composant s'appelle une cloche, une partie d'admission d'air d'un moteur à turbine à gaz. Il est composé de deux matériaux moulés en demi-cercle qui forment un gros composant en forme de rond. Le traitement d'une cloche de cloche nécessite une technologie d'usinage de haute précision, car un composant de palier de rotor très important est assemblé à cette partie plus tard.

2.2.1.2. Lame de compresseur

Il s'agit d'une pale de rotor d'un compresseur, située près de l'admission d'air d'un moteur. Le traitement de précision à haute dimension est essentiel, car ses caractéristiques dimensionnelles ont un impact important sur les performances du moteur.

2.2.1.3. Girouette

Vane est une partie aérodynamique pour le tournage d'un compresseur d'écoulement d'air. À l'instar d'une lame, la fabrication d'une aube nécessite des processus d'usinage de précision dimensionnelle élevée.

2.2.1.4. Disque

La technologie de haute précision utilisée pour fabriquer des disques comprend des procédés d'usinage, de brochage et de forage en CN. En particulier, la forme caractéristique des fentes de montage de lame d'un disque est réalisée par brochage.

2.2.1.5. Ensemble de doublure

Liner assemblé a généralement une forme cylindrique complexe avec beaucoup de trous minuscules sur sa surface. Fabriqué à partir d'alliages spéciaux résistant à la chaleur, un ensemble de doublure constitue une chambre de combustion du moteur et nécessite divers procédés, y compris le pressage, le soudage, le découpe laser et la finition.

2.2.1.6. Ensemble d'échappement

Il s'agit d'un composant de sortie de gaz d'échappement relativement important constitué de deux matériaux moulés semi-circulaires. Une fois assemblés, certains peuvent prendre plusieurs mètres de hauteur, pesant plusieurs tonnes. Les compétences et l'expérience dans la configuration des outils, la conception des gabarits ou des accessoires, le soudage et d'autres procédés ont une grande importance dans le traitement d'un grand composant comme celui-ci.

2.2.2. La turbine à gaz à un seul arbre

La turbine à gaz à un seul arbre se compose d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine, comme le montre la figure 2.2. Le compresseur attire l'air et augmente sa pression. Cet air comprimé est ensuite introduit dans la chambre de combustion, où la chaleur est ajoutée par combustion de carburant. Les gaz chauds à haute pression sont ensuite expansés dans une turbine pour extraire une puissance utile. Une partie de la puissance de sortie de la turbine est absorbée par le compresseur, fournissant ainsi une alimentation

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

électrique pour le processus de compression à travers l'arbre reliant le compresseur et la turbine. La puissance de sortie restante de la turbine est utilisée pour entraîner une charge telle qu'un générateur.

Les turbines à gaz à un seul arbre sont les plus adaptées au fonctionnement à vitesse fixe, comme la génération d'énergie à base de charge. Les turbines à gaz à un seul arbre ont l'avantage d'éviter les conditions de survitesse en raison de la puissance élevée requise par le compresseur et peuvent agir comme un frein efficace si la perte de charge électrique se produit.

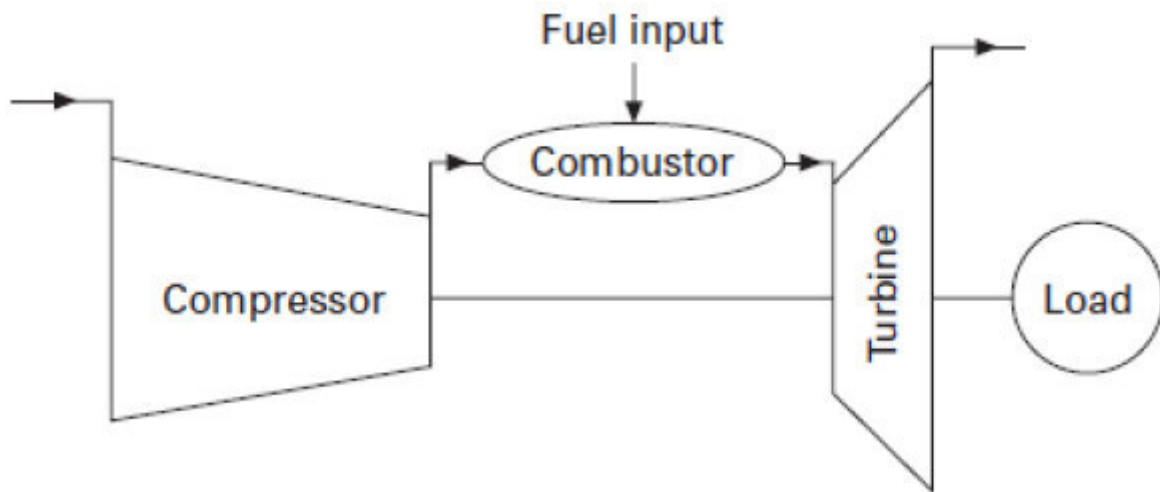


Figure 2.2. Disposition schématique d'une turbine à gaz à un seul arbre.

2.2.3. Les deux essieux turbine à gaz

La turbine à gaz à deux arbres est utilisée pour résoudre les problèmes de conception des turbomachines et des problèmes de performance à faible encombrement ou hors conception, dont le compresseur est entraîné par une turbine et la charge par une deuxième turbine. Les deux arbres peuvent être contenus dans une structure unique, ou les turbines peuvent être emballées séparément. La turbine qui entraîne le compresseur s'appelle la turbine à compresseur. Le compresseur, la chambre de combustion, la combinaison compresseur-turbine est appelée générateur de gaz, ou gazéificateur, car sa fonction est de fournir un gaz chaud et à haute pression pour conduire la deuxième turbine, la turbine de puissance.

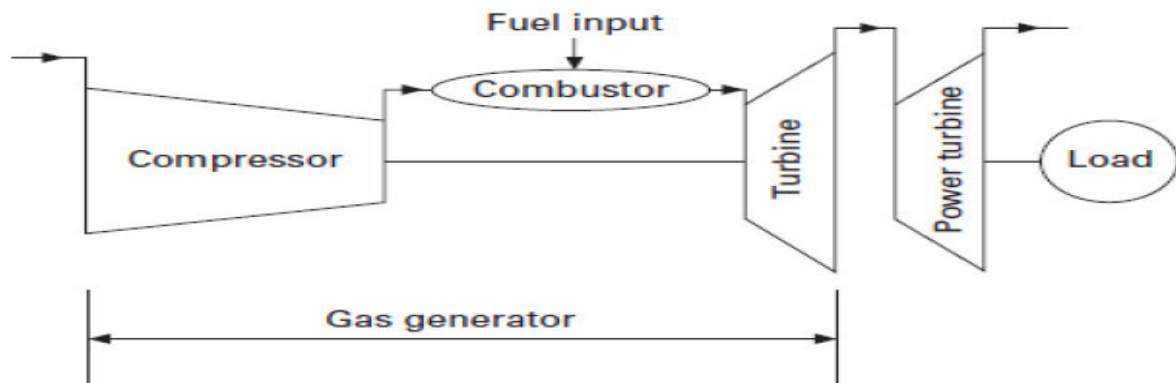


Figure 2.3. Disposition schématique d'une turbine à gaz à deux arbres avec une turbine de puissance.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.2.4. Effet de la température de la turbine

Les matériaux utilisés dans la section de turbine du moteur limitent la température maximale à laquelle un moteur à turbine à gaz peut fonctionner. Le premier métal que les gaz chauds de la section de combustion frappe est l'entrée de la turbine. La température du flux de gaz est soigneusement surveillée pour s'assurer que la surchauffe ne se produit pas. Exemple de moteurs Les compromis sont réalisés dans la conception de la turbine pour atteindre l'équilibre optimal de puissance, d'efficacité, de coût, de durée de vie du moteur et d'autres facteurs.

À titre d'exemple, certains moteurs peuvent fonctionner à une température d'entrée supérieure de la turbine que les autres modèles en raison de matériaux et de conception améliorés. La température plus élevée permet une puissance accrue et une efficacité améliorée tout en ajoutant un coût plus élevé pour le refroidissement direct des premiers profilés de l'étage de la turbine et d'autres composants.

2.2.5. Effets des conditions atmosphériques

La performance du moteur à turbine à gaz dépend de la masse d'air entrant dans le moteur. À une vitesse constante, le compresseur pompe un volume d'air constant dans le moteur sans tenir compte de la masse ou de la densité de l'air. Si la densité de l'air diminue, le même volume d'air contiendra moins de masse, donc moins de puissance est produite. Si la densité de l'air augmente, la puissance de sortie augmente aussi lorsque le débit de masse d'air augmente pour le même volume d'air.

Les conditions atmosphériques affectent la performance du moteur car la densité de l'air sera différente dans des conditions différentes. Lors d'une journée froide, la densité de l'air est élevée, de sorte que la masse de l'air entrant dans le compresseur augmente. En conséquence, une puissance supérieure est produite. En revanche, lors d'une journée chaude ou à haute altitude, la densité de l'air diminue, ce qui entraîne une diminution de la puissance de l'arbre de sortie.

2.2.6. Avantages de la turbine à gaz

Les turbines à gaz sont très élevées en rapport puissance / poids par rapport aux moteurs alternatifs. Moins que la plupart des moteurs à pistons de même puissance. Se déplace dans une seule direction, avec beaucoup moins de vibrations qu'un moteur à mouvement alternatif et moins de pièces mobiles que les moteurs alternatifs. Une plus grande fiabilité, en particulier dans les applications où une puissance élevée soutenue est requise. La chaleur résiduelle est dissipée presque entièrement dans l'échappement, ce qui entraîne un flux d'échappement à haute température qui est très utilisable pour l'ébullition d'eau dans un cycle combiné ou pour la cogénération. Faibles pressions de fonctionnement. Vitesse d'utilisation élevée et faible coût et consommation d'huile lubrifiante. Peut courir sur une grande variété de carburants avec des émissions toxiques très faibles de CO et HC en raison de l'excès d'air, de la combustion complète et de la «désactivation» de la flamme sur des surfaces froides.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.2.7 Inconvénients de la turbine à gaz

Le coût des turbines à gaz est très élevé, moins efficace à la vitesse de ralenti, un démarrage plus long et moins réactif aux changements de la demande de puissance par rapport aux moteurs alternatifs.

2.2.8. Micro turbines

Les micros turbines sont de petits générateurs d'électricité qui brûlent des combustibles liquides et gazeux pour créer une rotation à grande vitesse qui tourne un générateur électrique. La technologie de la micro turbine d'aujourd'hui est le résultat du travail de développement dans les petites turbines à gaz stationnaires et automobiles, les équipements auxiliaires et les turbocompresseurs, dont une grande partie a été poursuivie par l'industrie automobile à partir des années 1950. Les micro turbines sont entrées dans les essais sur le terrain en 1997 et ont commencé le service commercial initial en 2000.

Les micros turbines sont idéales pour les applications de production distribuées en raison de leur flexibilité dans les méthodes de connexion, de la capacité à être empilés en parallèle pour servir des charges plus importantes, une capacité à fournir une puissance stable et fiable et de faibles émissions. Les types d'applications incluent :

- Puissance de pointe et puissance de charge de base (grille parallèle)
- Combinaison de chaleur et d'électricité
- Un pouvoir autonome
- Alimentation de sauvegarde / veille
- Connexion au passage
- Recouvrement des ressources



Figure 2.4. Micro turbine.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.2.9. La différence entre une turbine à gaz et un moteur à combustion interne

Une turbine à gaz, également appelée turbine à combustion, est un moteur rotatif qui extrait l'énergie d'un flux de gaz de combustion. Il a un compresseur en amont couplé à une turbine en aval, et une chambre de combustion entre les deux. (La turbine à gaz peut également désigner uniquement l'élément de la turbine). L'énergie est relâchée lorsque de l'air est mélangé avec du carburant et est allumé dans la chambre de combustion. Les gaz résultants sont dirigés sur les lames de la turbine, Faire tourner la turbine et alimenter le compresseur, et finalement passer à travers une buse, générant une poussée supplémentaire en accélérant les gaz d'échappement chauds par l'expansion vers la pression atmosphérique. L'énergie est extraite sous forme de puissance d'arbre, d'air comprimé et de poussée, en combinaison et utilisée pour alimenter des avions, des trains, des navires, des générateurs et même des réservoirs.

Et le moteur à combustion interne est un moteur thermique dans lequel le brûlage d'un Le carburant se produit dans un espace confiné appelé chambre de combustion. Cette réaction exothermique d'un combustible avec un oxydant crée des gaz de haute température et de pression, qui sont autorisés à se développer. La caractéristique définissante d'un moteur à combustion interne est que le travail utile est effectué par l'expansion des gaz chauds agissant directement pour provoquer un mouvement, par exemple en agissant sur des pistons, des rotors, ou même en appuyant sur et en déplaçant l'ensemble du moteur lui-même. Cela contraste avec les moteurs à combustion externe tels que les machines à vapeur qui utilisent le processus de combustion pour chauffer un fluide de travail séparé, typiquement de l'eau ou de la vapeur, ce qui fonctionne à son tour, par exemple en appuyant sur un piston actionné par la vapeur

2.3. Cycle de turbine à gaz

Le fonctionnement de base de la turbine à gaz est représenté schématiquement à la figure 2.5. Il commence par le débit du gaz à travers un compresseur au point 1 qui l'entraîne à une pression plus élevée. L'énergie est ensuite ajoutée par pulvérisation de carburant dans le gaz et l'allumeur de sorte que la combustion génère un écoulement à haute température au point 2. Ce gaz à haute température à haute pression entre dans une turbine jusqu'au point 3, où il se dilate par le point 4, produisant un Production de l'arbre dans le processus. Le travail de l'arbre de la turbine est utilisé pour entraîner le compresseur et d'autres dispositifs tels qu'un générateur électrique qui peut être couplé à l'arbre. L'énergie qui n'est pas utilisée pour le travail de l'arbre apparaît dans les gaz d'échappement, de sorte que ceux-ci ont une température élevée ou une grande vitesse.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

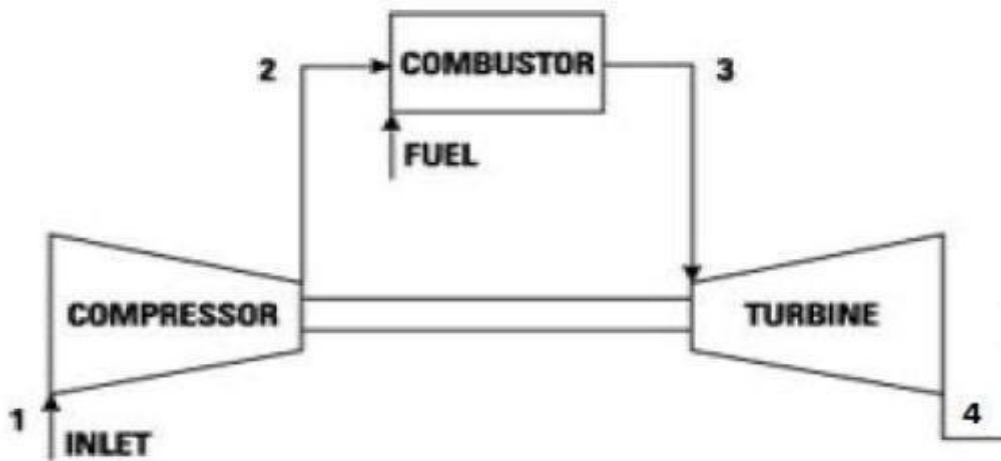


Figure 2.5. Schéma d'un cycle de turbine à gaz.

2.3.1. Cycle Brayton

Le cycle de Brayton est à la base de l'opération de la turbine à gaz, le moteur à réaction fonctionne avec un cycle ouvert, ce qui signifie que l'air frais est aspiré par le compresseur et que les produits sont épuisés de la turbine et ne sont pas réutilisés. Un système typique consiste en un compresseur, une chambre de combustion et une turbine. Le compresseur et la turbine sont sur le même arbre, l'énergie chimique de l'étirage de la turbine du combustible et la conversion en énergie mécanique qui entraîne le compresseur.

Le processus de compression dans lequel le travail se produit sur le fluide mécaniquement et la pression et l'enthalpie augmentent idéalement de manière isentropique, le processus de combustion dans lequel le carburant brûle avec de l'air augmente considérablement l'enthalpie et le processus d'expansion que la pression et l'enthalpie diminuent de manière idéale et mécaniquement Extrait du fluide.

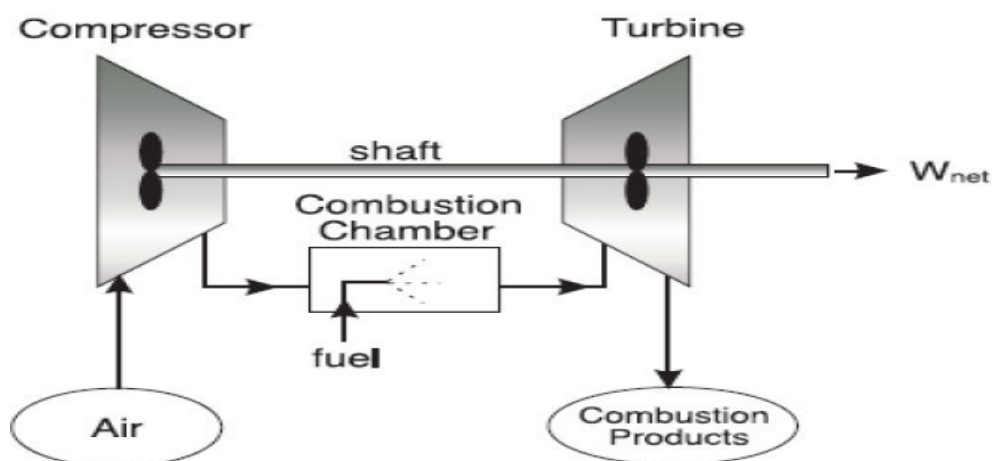


Figure 2.6. Un cycle Brayton ouvert.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

Certaines applications de génération d'énergie utilisent le cycle combiné fermé, le gaz à cycle fermé est chauffé avec un échangeur de chaleur et le gaz chaud épuisé de la turbine refroidie avec un échangeur de chaleur et renvoyé au compresseur. Généralement, l'échangeur de chaleur est très lourd, ce qui rend le cycle fermé inapproprié pour les moteurs à réaction et entraîne une température d'échappement trop fraîche pour propulsion.

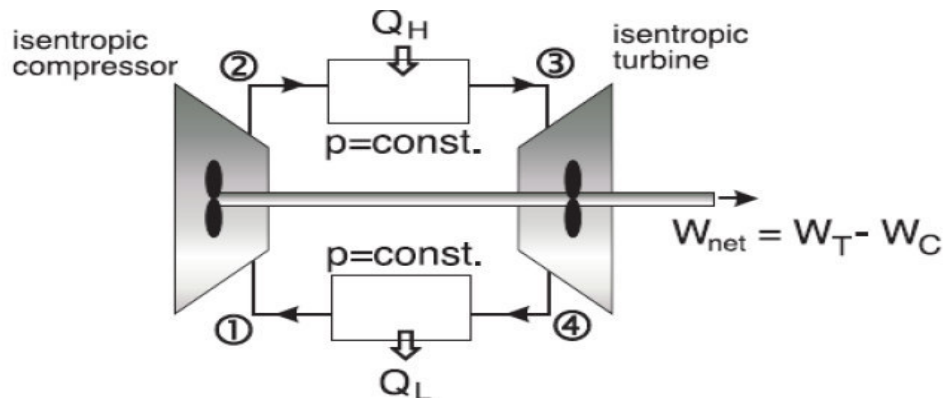


Figure 2.7. Un cycle Brayton fermé.

2.3.2. Cycle de Brayton avec régénération

Étant donné que la température de l'air à la sortie du compresseur est inférieure aux gaz sortant de la turbine, le procédé de ce cycle utilise le gaz chaud qui est épuisé de la sortie de la turbine pour chauffer le gaz sortant du compresseur avant d'atteindre l'entrée de la chambre de combustion. La régénération entraîne une réduction de la consommation de carburant, car une plus petite quantité de carburant sera nécessaire pour chauffer l'air provenant du compresseur. Ce type de cycle utilise uniquement pour l'application au sol, comme la production d'énergie électrique et non pour les avions en raison du poids de l'échangeur de chaleur.

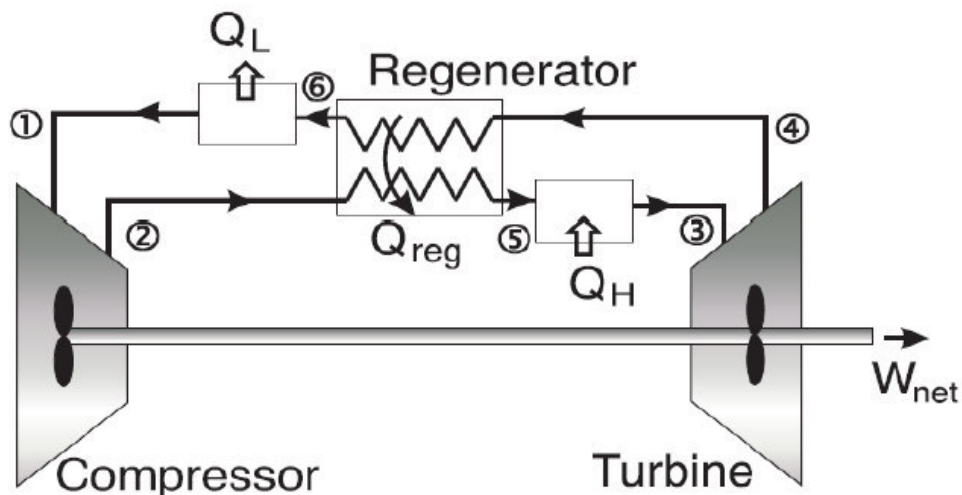


Figure 2.8. Brayton cycle avec régénération.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.3.3. Brayton Cycle avec intercooling

Le système d'intercooling est utilisé pour la génération d'énergie, ce cycle fonctionne en augmentant la pression de gaz de travail à une valeur intermédiaire par un compresseur à basse pression, puis refroidi en réduisant sa température, le gaz est ensuite comprimé jusqu'à ce qu'il atteigne la pression nominale, en diminuant la température du gaz réduit la puissance requise pour augmenter la pression à un niveau donné. Par conséquent, l'intercooling réduit la puissance du compresseur requise pour le cycle, ce qui augmente la puissance nette ainsi que l'efficacité thermique nette. Le système d'intercooling fonctionne généralement en combinaison avec le système de régénération pour améliorer l'efficacité thermique.

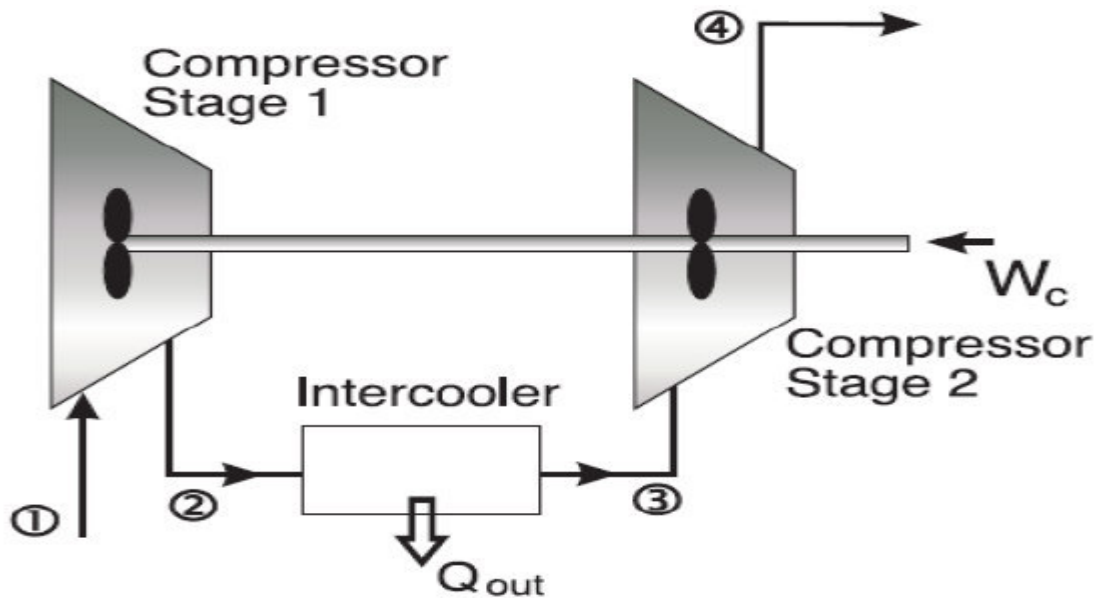


Figure 2.9. Brayton cycle avec intercooling.

2.3.4. Cycle de Brayton avec réchauffage

Ce processus vise à réduire les pertes d'expansion pour devenir éventuellement proche du processus d'expansion isotherme. Cela peut se faire par chauffage continu du gaz au fur et à mesure qu'il se dilate dans la turbine. Le chauffage continu n'est pas pratique et il se fait par étapes. Dans ce cas, les gaz peuvent se dilater partiellement avant d'entrer dans la chambre de combustion, où la chaleur est ajoutée à une pression constante jusqu'à ce que la température limite soit atteinte. L'utilisation de la réchauffe augmente la production de la turbine sans changer le travail du compresseur ni la température limite maximale. L'utilisation de la réchauffe de la turbine augmente la sortie du cycle entier.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

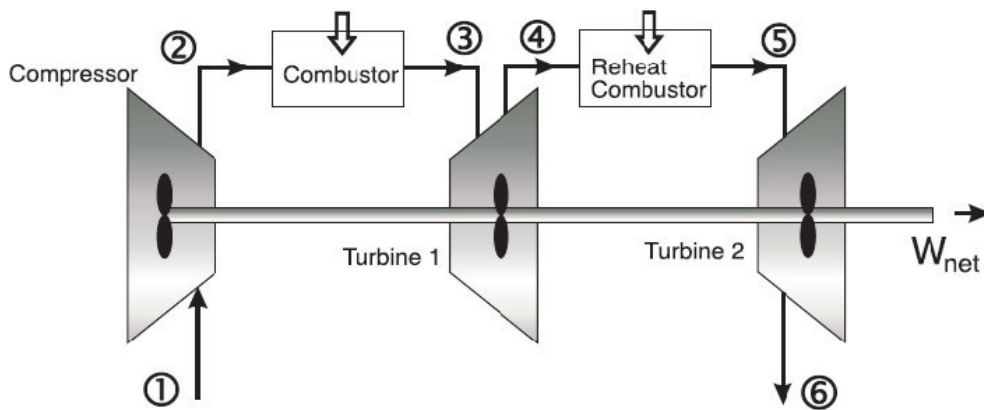


Figure 2.10. Cycle de Brayton avec réchauffage

2.3.5. Cycle de Brayton avec intercooling, réchauffage et régénération

Une combinaison d'intercooling et de réchauffement augmentera essentiellement la production nette de travail d'un cycle de Brayton. Parce qu'il augmente la production nette de travail en utilisant l'intercooling et le réchauffement. L'utilisation de l'intercooling seul ou du réchauffage seul ne suffit pas, il est également nécessaire d'utiliser une certaine quantité de régénération, de sorte que l'efficacité globale du cycle puisse être améliorée, l'intercooling plus le réchauffement avec la régénération est l'une des méthodes ou mécanismes qui peuvent augmenter l'efficacité d'un cycle de Brayton significativement.

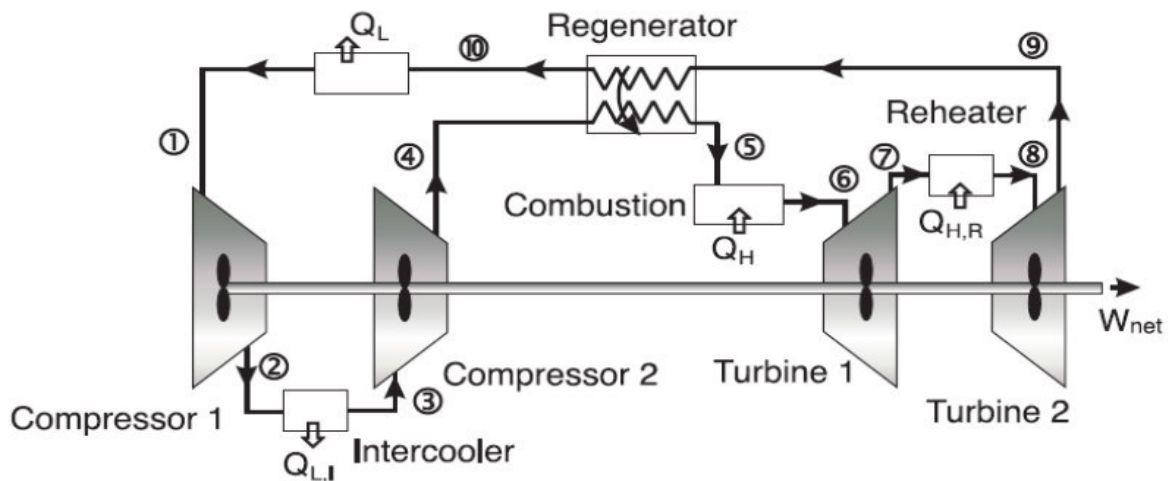


Figure 2.11. Interruption, réchauffage et régénération du cycle de Brayton.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.4. Combustible à cycle combiné

L'installation à cycle combiné peut être utilisée uniquement pour la production d'électricité ou pour la production d'électricité et de chaleur, c'est un mode prometteur de récupération et de conservation d'énergie avec une amélioration de l'efficacité à toutes les charges et une grande fiabilité de fonctionnement à relativement faible coût. Le cycle combiné utilise la chaleur d'échappement du moteur de la turbine à gaz pour augmenter l'efficacité globale à environ 55%, sensiblement supérieur à celui du cycle simple et même plus élevé que celui des centrales à vapeur à réchauffage sous pression supercritique. La disponibilité d'une centrale à cycle combiné dépend fortement de la fiabilité de la turbine à gaz (température d'entrée de la turbine).

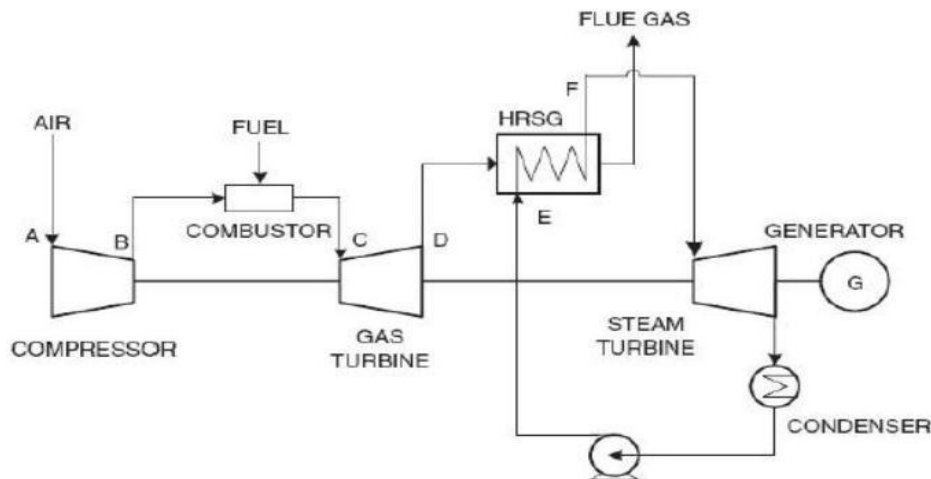


Figure 2.12. Combustible à cycle combiné.

2.4.1. Les centrales électriques à turbine à gaz alimentent

Les centrales électriques à carburant peuvent être alimentées par plusieurs types de carburants, mais le gaz naturel est le plus approprié, car il est le moins coûteux et cause moins de pollution. Si le gaz naturel est trop coûteux ou pas facilement disponible, les centrales à gaz peuvent fonctionner à l'aide de la plupart des combustibles liquides. Par exemple, le fuel-oil n° 2, également appelé huile de chauffage, est un substitut courant du gaz naturel. Le fuel-oil n° 2 est un dérivé du pétrole très similaire au carburant diesel. Il est utilisé pour alimenter les fours, les chaudières et les turbines à gaz. Le biogaz, qui est créé lorsque la matière organique se décompose en l'absence d'oxygène, est également utilisé pour alimenter les centrales électriques à turbine à gaz. Le biogaz peut être généré dans les sites d'enfouissement et les stations d'épuration, ou en décomposant les déchets agricoles. Le gaz est collecté et utilisé dans la chambre de combustion à la place du gaz naturel.

Lors du choix des carburants, il est souvent nécessaire d'examiner l'impact sur les émissions que ce carburant particulier aura. Alors que les combustibles tels que le n° 2 sont utilisables dans les turbines à gaz, les émissions accrues de la combustion peuvent ne pas constituer une alternative appropriée pour l'utilisation à long terme. Certains des autres principaux polluants surveillés de près sont : les oxydes d'azote (NOX), le monoxyde de carbone (CO) et les composés organiques volatils (COV). Certains des polluants sont tout simplement des sous-produits des réactions de combustion, certains sont dus à des combustions

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

incomplètes, et certains sont dus à des caractéristiques spécifiques du carburant. Toutes ces choses doivent être prises en compte lors du choix d'une source de carburant pour chaque application de turbine à gaz. Par exemple, les faibles émissions de CO₂ sont l'une des raisons pour lesquelles le gaz naturel est le principal type de carburant dans les turbines à gaz.

2.4.2 Cycle combiné avec (CAES)

Le stockage de l'énergie de l'air comprimé (CAES) est apparu comme une méthode innovante pour satisfaire les exigences de la demande de pointe des services publics d'électricité. L'excès de puissance produite pendant les périodes de faible charge est utilisée pour comprimer l'air et le stocker, l'énergie stockée est ensuite retournée au système pendant les périodes de charge maximale. Le principe de CAES repose sur l'idée de séparer la compression et les processus d'expansion d'une turbine à gaz normale, et pour stocker l'air comprimé. Par conséquent, l'usine de CAES devrait avoir une production nette accrue de deux à trois fois la turbine à gaz à cycle simple disponible à la période de pointe.

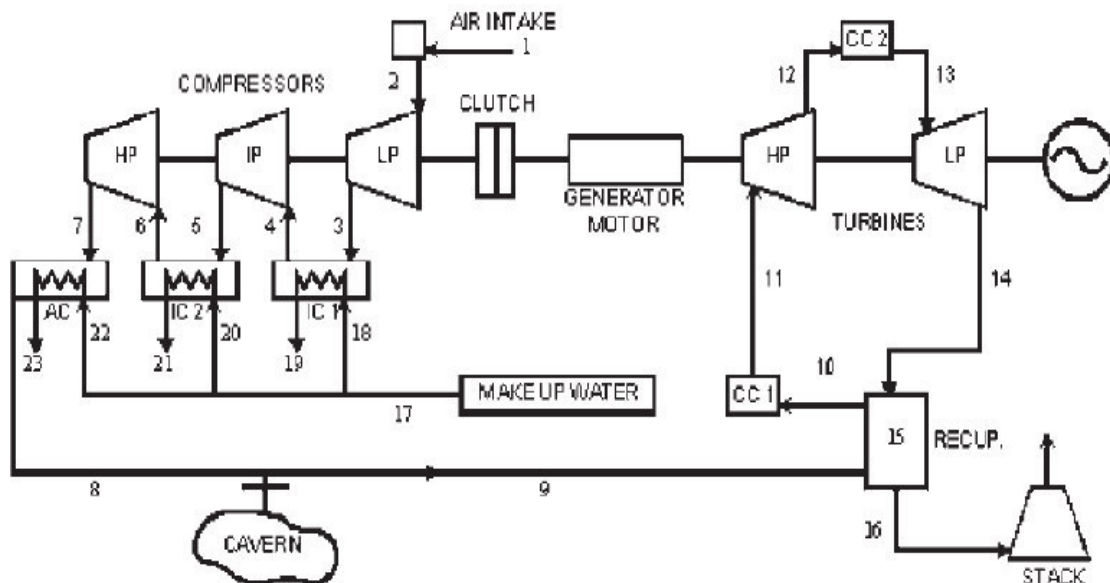


Figure 2.13. Schéma de principe du système CAES.

2.4.3. Cycle combiné avec la chambre de combustion à lit fluidisé sous pression

Les installations de chambre à combustion à lit fluidisé sous pression (PFBC) combinent les avantages des lits fluidisés. Tels que la flexibilité du carburant et les émissions réduites, avec une efficacité accrue des plantes à cycle combiné. En outre, ils peuvent être construits dans des espaces plus petits en raison de leur nature compacte. La pressurisation augmente la quantité d'air et de charbon qui peut être fournie à un lit fluidisé, à des vitesses de fluidisation similaires. Un niveau de lit plus élevé peut également être utilisé, ce qui augmente le temps de contact entre les phases solide et gazeuse, ce qui conduit à un rendement de combustion plus élevé.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

En outre, une désulfuration très efficace est obtenue dans le lit fluidisé, où la dolomie ou le calcaire fonctionne comme un soufre Sorbant.

La formation d'oxyde d'azote est faible en raison de la turbine à gaz du Capitaine II32 à la température modérée du lit de 850-880 ° C, et en raison de la dégradation des oxydes d'azote, ainsi que des composés hydrocarbonés, à la surface des solides du lit.

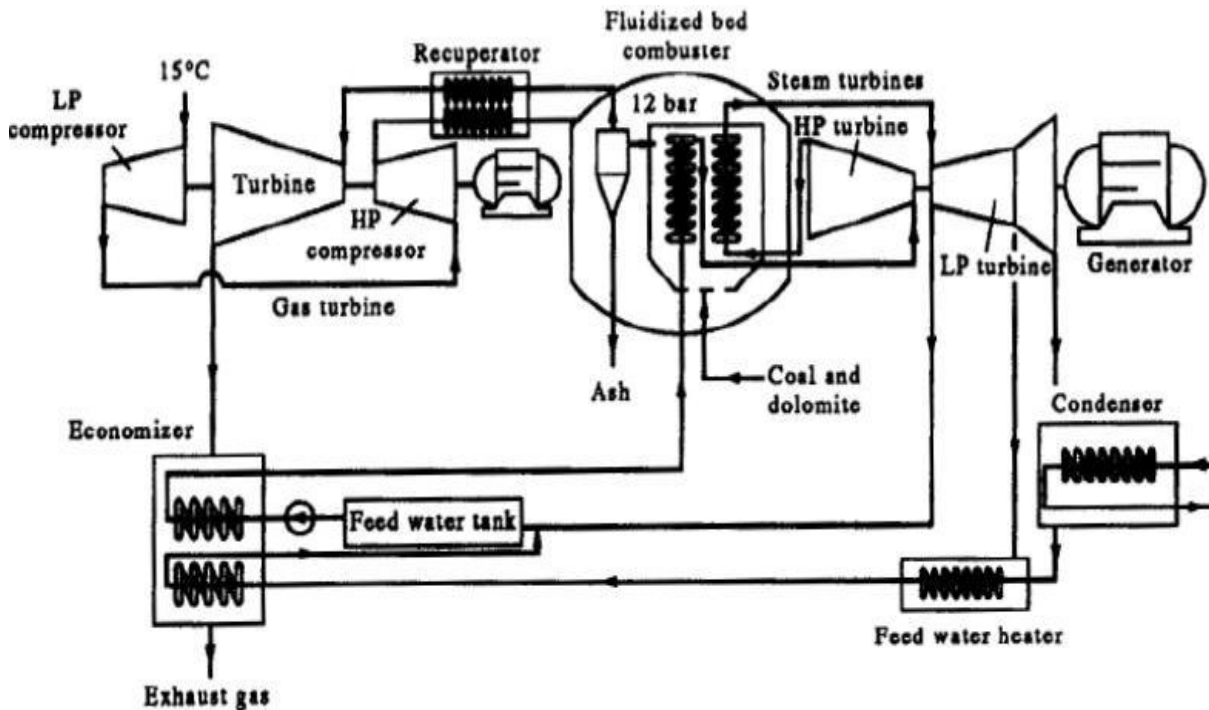


Figure 2.14. Configuration du cycle de la chambre de combustion à lit fluidisé sous pression.

CHAPTER II : Propriétés sur la turbine à gaz

2.5. Conclusion

Une turbine à gaz fonctionne sur la base d'un cycle Bryton ouvert, il est très élevé en poids par rapport aux moteurs réciproques, plus petit, mais son coût est très élevé, moins efficace à la vitesse d'interférence, un démarrage plus long et moins réactif aux changements de puissance. La turbine à gaz à deux arbres utilise les problèmes de performance de la turbine à gaz à un seul arbre. Le maintien d'une température spécifique pour la turbine est nécessaire pour maintenir l'équilibre entre l'efficacité et la durée de vie du moteur. L'efficacité de la turbine à gaz est influencée par les conditions atmosphériques.

Le système de génération de cycle combiné présente une efficacité thermique élevée, une faible coût d'installation, une flexibilité de carburant avec une large gamme de carburants gazeux et liquides, faible fonctionnement et maintenance, flexibilité opérationnelle à la base, milieu de gamme et quotidienne début, haute fiabilité et disponibilité, temps d'installation courts et efficacité élevée dans des incréments de petite capacité.

CHAPTER III

Modélisation Mathématique

3.1. Introduction

Ce chapitre est consacré à la formulation analytique et aux équations d'une analyse de cycle d'un turboréacteur dans des conditions de vol subsoniques, cette analyse basée sur des variables de fonctionnement telles que le nombre de Mach (Ma), le rapport de pression du compresseur (r_p), la température d'entrée de la turbine (TIT) Et l'altitude, ainsi que d'autres paramètres de performance, tels que la poussée spécifique et la consommation de carburant spécifique, au point de conception et à d'autres conditions hors conception. L'analyse comprendra tous les composants des moteurs à réaction, qui pourront ensuite être utilisés pour développer, analyser, intégrer et optimiser les performances du système.

3.2. Contexte

3.2.1. Moteur d'avion

Le moteur à réaction appartient à un type de turbine à gaz et sert à générer un jet à grande vitesse à des fins propulsives. Il accélère et décharge un jet de fluide à grande vitesse pour générer une poussée conformément à la troisième loi de mouvement de Newton. Les exemples de turbine à gaz utilisés pour les applications de propulsion d'aéronefs comprennent le turboréacteur, le turbo fan, les turbopropulseurs et le ramjet.

Généralement, une turbine à gaz est constituée d'un compresseur amont couplé à une turbine en aval, et d'un brûleur (également appelé chambre de combustion) entre les deux, comme le montre la figure (III.1). Ces trois composants comprennent le «cœur» d'une turbine à gaz, à savoir, le générateur de gaz, dans la plupart des moteurs de propulsion à air comprimé.

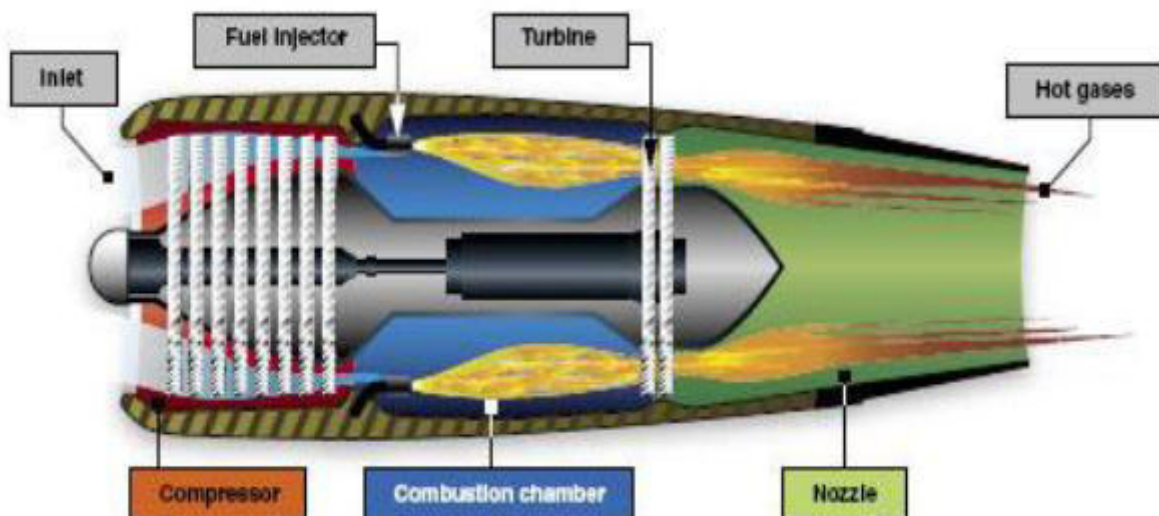


Figure 3.1. Turboréacteur

3.2.2. Cycle Brayton

Le cycle thermodynamique fondamental sur lequel sont basés les moteurs à turbine à gaz s'appelle Cycle Brayton ou Cycle Joule. Un diagramme température-entropie pour ce cycle idéal est illustré à la figure 3.2. Le cycle consiste en une compression isentropique du gaz de l'état 1 à l'état 2, une addition de chaleur à pression constante à l'état 3, une expansion isentropique à l'état 4, dans lequel le travail est terminé, et une fermeture isobarique du cycle à l'état 1

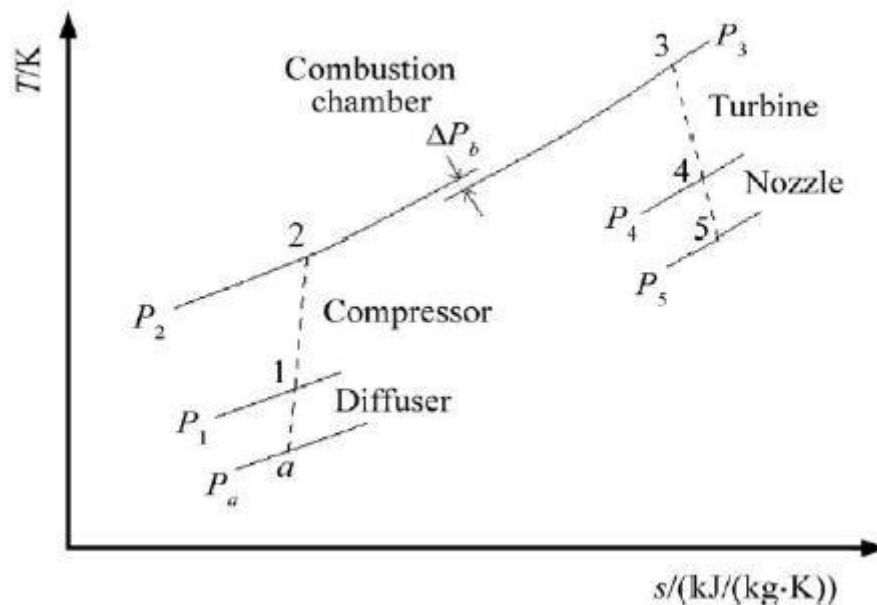


Figure 3.2. Schéma T-S d'un cycle Brayton idéal.

3.3. Paramètres de performance du moteur Turbojet

3.3.1. Poussée

La poussée est une force mécanique générée par un moteur à réaction pour déplacer l'avion dans l'air. Pour un système de propulsion, il doit être en contact physique avec un fluide de travail pour produire une poussée. La poussée dépend de la quantité de gaz accélérée et de la différence de vitesse du gaz à travers le moteur (produite à partir de la sommation du momentum et de la composante de pression). Pour les moteurs à turboréacteurs, l'analyse de la poussée totale est décrite mathématiquement dans l'équation (3.1). C'est la force utilisée pour supporter le vol (poussée = traînée), accélérer le vol (poussée > traînée), accélérer le vol (poussée < traînée).

$$F = m (C_5 - C_a) + A_5 (P_5 - P_a) \quad (3.1)$$

Où :

m : débit massique d'air.

A_5 : Zone de la buse.

C_a , C_5 sont des vitesses d'air à l'entrée et à la sortie respectivement.

P_a , P_5 sont une pression à l'entrée et à la sortie respectivement.

3.3.2. Poussé spécifique

Une mesure de la poussée par unité de masse d'air qui traverse le moteur. Comme il est donc indépendant de la masse, il est utilisé pour comparer l'efficacité des moteurs de différentes tailles. Un moteur avec une poussée spécifique plus élevée est plus efficace. Pour obtenir l'équation de division de poussée spécifique de la poussée par débit massique.

$$F_s = (C_5 - C_a) + \left(\frac{A_5}{m}\right) (P_5 - P_a) \quad (3.2)$$

3.3.3. Consommations de carburant spécifiques à la poussée

La consommation de carburant spécifique (SFC) est le débit de carburant divisé par la poussée ou la puissance de sortie. Pour les moteurs à longue portée, les avions civils, un SFC faible est essentiel car le coût du carburant est généralement de 15 à 25 pour cent des coûts d'exploitation des aéronefs. Pour l'analyse des moteurs à turboréacteurs, la SFC est mathématiquement décrite par :

$$SFC = \frac{\dot{m}_{fuel}}{F_s} \quad (3.3)$$

3.3.4 Efficacité du moteur

Certains des paramètres suivants seront largement utilisés dans ce programme, à savoir l'efficacité propulsive, l'efficacité thermique et l'efficacité globale.

L'efficacité propulsive définit le rapport entre la puissance de sortie du moteur et la puissance utilisée pour faire fonctionner l'avion.

$$\eta_{pr} = \frac{F V_0}{W_{out}} \quad (3.4)$$

Où :

η_{pr} : efficacité propulsive du moteur.

F : la poussée du système

V_0 : Vitesse de l'avion.

W_{out} : le travail net hors du moteur.

Par conséquent, l'efficacité propulsive du turboréacteur lié à la consommation de carburant spécifique est donnée par :

$$\eta_{pr} = \frac{2}{(1 + (C_5 + C_a))} \quad (3.5)$$

L'efficacité thermique caractérise la sortie d'énergie nette extraite (travail de l'arbre) du moteur divisée par l'énergie thermique disponible (carburant).

$$\eta_{th} = \frac{W_{out}}{Q_{in}} \quad (3.6)$$

Une performance globale d'un système de propulsion est donnée par la combinaison entre efficacités thermiques et propulsives.

$$\eta_0 = \eta_{th} \cdot \eta_{pr}$$

Où : η_0 = l'efficacité globale

3.3.5. Dénotation pour écoulement compressible

Une notation de quantité utile pour le flux compressible sera utilisée dans ce rapport, à savoir la température totale, la pression totale et le nombre de Mach.

La température totale T est définie comme la température obtenue lorsque le fluide s'effectue de manière constante après la mise en marche adiabatique sans implémentation des travaux. L'application de la première loi du thermodynamique au gaz par rapport à la chaleur donne :

$$h_t = h + \frac{C^2}{2} \quad (3.8)$$

Où :

h = Enthalpie statique

h_t = Enthalpie à la stagnation ou aux conditions totales

C = Vitesse

Avec le coefficient de chaleur spécifique constant des hypothèses, l'équation ci-dessus peut être écrite comme suit :

$$T = T_s + \frac{C^2}{2C_p} \quad (3.9)$$

Où :

T = Température totale

T_s = *Temperature* statique

M = Nombre de mach

γ = Rapport de la chaleur spécifique

La participation ou la pression totale P est définie comme la pression atteinte lorsqu'un fluide continu se déplace de manière adiabatique et réversible. En utilisant la relation isentropique, la pression totale est donnée par :

$$P = P_s (1 + \gamma - 1) M^{\gamma / (\gamma - 1)} \quad (3.10)$$

3.4. Analyse de la turbine à gaz ouverte à cycle simple

Une turbine à gaz à cycle simple possède une turbine entraînant un compresseur et une charge consommatrice de puissance. Des configurations plus complexes sont discutées plus tard. On suppose que l'état d'entrée du compresseur, le rapport de pression du compresseur et la température d'entrée de la turbine sont connus comme précédemment. La température d'entrée de la turbine est habituellement déterminée par les limites du matériau à lame à turbine à haute température. Les métaux spéciaux ou les céramiques sont habituellement choisis pour leur capacité à résister à la fois à des contraintes élevées à haute température et à l'érosion et à la corrosion causée par des composants indésirables du carburant. Comme le montre la figure 3.2.

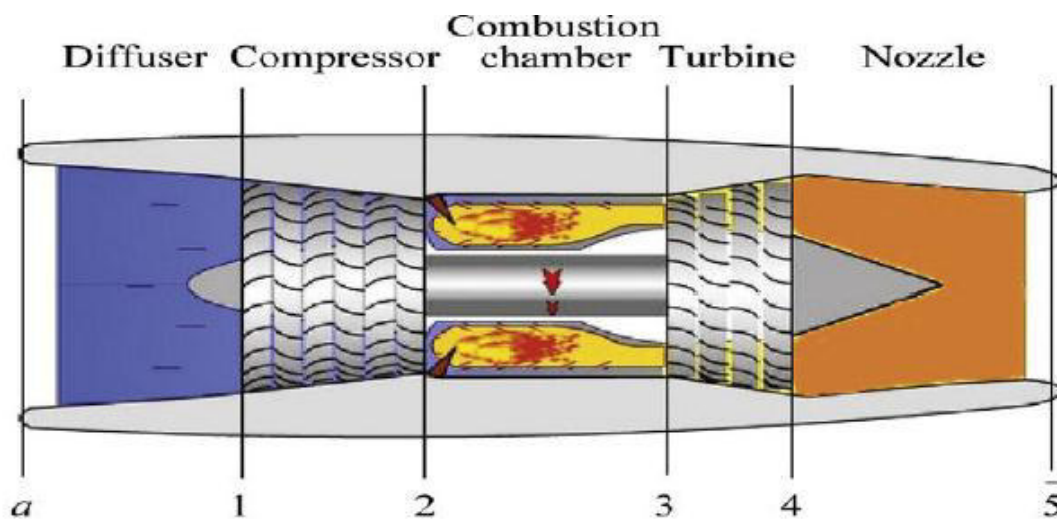


Figure 3.3. Schéma d'un cycle Brayton ouvert.

Modèle atmosphérique :

Selon l'ISA, l'altitude de pression n'est pas définie par l'élévation du point au-dessus du niveau de la mer. La température de jour standard tombe à un taux d'environ 60 ° C pour 1000 m [8] jusqu'à une altitude de pression de 1100 m qui est appelée tropopause (la région ci-dessous est la troposphère et celle ci-dessus la stratosphère) et est donnée comme suit:

- 1) Si l'altitude ≤ 1100

$$T_{as} = T_{sl} - 0.00649 * \text{altitude} \quad (3.11)$$

$$P_{as} = P_{sl} (T_{as}/T_{sl})^{5.256} \quad (3.12)$$

- 2) Si $1100 < \text{altitude (m)} \leq 2500$

$$T_{as} = 216.66 \quad (3.13)$$

$$P_{as} = 0.2265 \cdot e^{(1.73 - (0.000157 * \text{altitude}))} \quad (3.14)$$

- 3) Si altitude (m) > 2500

$$T_{as} = 141.89 + (0.002991 * \text{altitude}) \quad (3.15)$$

$$P_{as} = 0.02488 (T_{as} * 216.66)^{5.256} \quad (3.16)$$

Paramètres d'air à l'entrée :

Vitesse de Son :

$$aa = \sqrt{\gamma a R T_{as}} \quad (3.17)$$

Vitesse de l'air :

$$Ca = aa Ma \quad (3.18)$$

Température totale à l'entrée du diffuseur :

$$Ta = T_{as} (1 + (\gamma a - 1) M^2) \quad (3.19)$$

Pression totale à l'entrée du diffuseur :

$$Pa = P_{as} ((1 + (\gamma a - 1) M^2)^{\gamma a / (\gamma a - 1)}) \quad (3.20)$$

3.4.1. Diffuseur

Afin de tenir compte des pertes inhérentes aux systèmes réels, nous voulons définir l'efficacité de la composante adiabatique. Pour le diffuseur (entrée, admission), en passant de l'environnement hors conditions atmosphériques à l'entrée du compresseur, η_d sera placé comme le rapport entre l'idéal et le changement d'enthalpie de stagnation réelle par le processus de diffusion

$$\eta_d = \frac{h_{t1\text{ideal}} - h_a}{h_{t1} - h_a} \quad (3.21)$$

Où à l'entrée du compresseur mécanique :

$$h_{t1} = C_p T_{t1} \quad (3.22)$$

Notez que l'enthalpie statique est utilisée à la limite de l'air ambiant,

$$h_a = C_p T_a \quad (3.24)$$

$$\eta_d = \frac{T_{t1\text{ideal}} - T_a}{T_{t1} - T_a} \quad (3.25)$$

Les valeurs typiques pour η_d peuvent aller de 0,7 à 0,9 ou plus, en fonction en partie des conditions de vol données Ma et à quelle distance est éloignée du point de conception (hors conception par rapport à la conception). Pour le flux adiabatique (absence de chaleur ou entrée dans le système), la conservation de l'énergie donne

$$T_{1n} = (\eta_d * (T_a - T_{as})) + T_{as} \quad (3.26)$$

$$P_{1n} = P_{as} \left(\frac{T_{1n}}{T_{as}} \right)^{\frac{\gamma a}{\gamma a - 1}} \quad (3.27)$$

Température totale :

$$T_1 = T_a + \frac{Ca^2}{2C_{pa}} \quad (3.28)$$

Pression totale

$$\left(\frac{P_1}{P_a} \right) = \left(\frac{T_{1s}}{T_a} \right)^{\gamma a / (\gamma a - 1)} \quad (3.29)$$

Efficacité du diffuseur :

$$\eta_d = \frac{T_{1s} - T_a}{T_1 - T_a} \quad (3.30)$$

Par conséquent :

$$P_1 = P_a \left(1 + \frac{\eta_d Ca^2}{2C_p T_a} \right)^{(\gamma_a / (\gamma_a - 1))} \quad (3.31)$$

3.4.2. Compresseur

Pour le compresseur mécanique, définissez l'efficacité de la composante adiabatique comme le rapport du travail requis dans un procédé isentropique à celui du processus réel

$$\eta_c = \frac{h_{t2,ideal} - h_{t1}}{h_{t2} - h_{t1}} \quad (3.32)$$

$$h_{t2} = C_{pa} T_{t2} \quad (3.33)$$

$$h_{t1} = C_{pa} T_{t1} \quad (3.34)$$

L'efficacité isentropique du compresseur est définie comme suit :

$$\eta_c = \frac{(T_{t2,ideal} - T_{t1})}{(T_{t2} - T_{t1})} \quad (3.35)$$

Qui disent

$$T_{t2} - T_{t1} = \frac{1}{\eta_c} (T_{t2, ideal} - T_{t1}) \quad (3.36)$$

Les valeurs typiques pour η_c sont de 0,85 à 0,9 On peut spécifier le rapport de pression total du compresseur r_p de sorte que, à la sortie du compresseur

$$P_2 = r_p P_1 \quad (3.37)$$

Où :

r_p : est le rapport de pression du compresseur.

La température de décharge du compresseur idéale T_2 est donnée par la relation isentropique :

À la sortie du compresseur, notons que :

$$T_{2s} = T_1 r_p^{(\gamma_a - 1) / \gamma_a} \quad (3.38)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_{2s}}{T_1} \right)^{\gamma_a / (\gamma_a - 1)} \quad (3.39)$$

Ici, l'équation d'énergie à débit constant a été appliquée pour obtenir des expressions pour le travail d'un compresseur adiabatique irréversible :

$$T_2 = T_1 + T_1 / \eta_c (P_2 - P_1)^{(\gamma_a - 1) / \gamma_a} \quad (3.40)$$

Par conséquent, le travail requis par le compresseur est :

$$W_c = C_p (T_1 - T_2) = \frac{C_p (T_1 - T_2)}{\eta_c} \quad (3.41)$$

$$T_{2n} = T_1 * (rp)^{(\gamma_a - 1) / \gamma_a} \quad (3.42)$$

$$T_2 = T_1 + \frac{T_{2n} - T_1}{\eta_c} \quad (3.43)$$

$$P_2 = rp * P_1 \quad (3.44)$$

3.4.3. Combustion

Dans le brûleur (chambre de combustion principale), on peut définir l'efficacité de la composante adiabatique η_{cc} comme mesure de l'exhaustivité de la combustion, comme illustré dans l'équation suivante de conservation de l'énergie :

$$(1 + f_{th}) C_{pg} (T_3 - 298) + f_{Hv} + C_{pa} (298 - T_2) = 0 \quad (3.45)$$

$$f_{th} = \frac{C_{pg} (T_3 - 298) + C_{pa} (298 - T_2)}{(-H_v + C_{pg} (298 - T_3))} \quad (3.46)$$

H : valeur de brulure, $H_v = 43100$ kJ / kg

Les valeurs typiques pour η_{cc} peut vont de 0,95 à 0,99 pour de bonnes à excellentes conceptions de chambre de combustion fonctionnant près de leurs conditions de conception. On devrait probablement tenir compte d'une perte de pression totale dans la section de combustion du moteur.

Lorsque f est le rapport masse-carburant-air, le terme $ma (1 + f)$ est la somme des débits massiques de l'air et du carburant, ce qui équivaut également au débit massique des gaz de combustion.

Par conséquent, l'efficacité de la chambre de combustion est donnée par :

$$\eta_{cc} = \frac{f_{th}}{f_{ac}} \quad (3.47)$$

Et :

$$P_3 = P_2 (1 - \frac{\Delta P_{cc}}{P_2}) \quad (3.48)$$

ΔP_{cc} : la perte de pression dans la chambre de combustion prise comme 2% de P_2

$$f_{th} = \frac{(C_{pa} * (T_3 - T_2))}{(\eta_{cc} * H_v) - (C_{pg} * T_3)} \quad (3.49)$$

$$f_{ac} = f_{th} * \eta_{cc} \quad (3.50)$$

$$P_3 = P_2 - \Delta P_{cc} \quad (3.51)$$

$$m_f = f_{th} * m_a \quad (3.52)$$

3.4.4. Turbine

Dans la turbine, on peut définir l'efficacité de la composante adiabatique comme rapport du travail réel effectué par le gaz sur la turbine à ce travail correspondant à l'expansion isentropique

$$\eta_t = \frac{h_{t3} - h_{t4}}{h_{t3} - h_{t4,ideal}} \quad (3.53)$$

Qui dit

$$T_{t3} - T_{t4} = \eta_t (T_{t3} - T_{t4, ideal}) \quad (3.54)$$

Les valeurs typiques pour η_t peuvent aller de 0,9 à 0,95. Pour l'opération en régime permanent, la turbine fournit la puissance requise par le compresseur, de sorte que pour le débit adiabatique (et la comptabilité pour les machines à turbo portant un frottement à travers une efficacité mécanique, environ 0,99 en valeur)

La turbine dans le moteur à cycle ouvert fonctionne entre la pression P_3 et la pression atmosphérique $P_4 = P_1$, avec une température d'entrée de T_3 . Si la turbine était isentropique, la température de décharge serait :

$$T_{4s} = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{(\gamma_g - 1) / \gamma_g} \quad (3.55)$$

De l'équation d'énergie à écoulement constant, la turbine fonctionne pour conduire le compresseur peut être écrite comme suit :

$$W_{tc} = \frac{W_c}{\eta_m} \quad (3.56)$$

$$C_{pg} (T_3 - T_4) = \frac{C_{pa} (T_2 - T_1)}{\eta_m} \quad (3.57)$$

$$T_4 = T_3 - \frac{C_{pa} (T_2 - T_1)}{\eta_m C_{pg}} \quad (3.58)$$

Et de la relation isentropique :

$$\eta_t = \frac{T_3 - T_4}{(T_3 - T_{4s})} \quad (3.59)$$

Par conséquent :

$$T_{4s} = T_3 - \frac{T_3 - T_4}{\eta_t} \quad (3.60)$$

Et :

$$P_4 = P_3 \left(\frac{P_3}{T_{s4}} \right)^{\gamma_g / (\gamma_g - 1)} \quad (3.61)$$

La valeur moyenne pour γ_g dans la turbine restera similaire à celle observée à son entrée, à proximité de 1,33 ou un peu plus haut.

$$T_4 = T_3 - \frac{T_2 - T_1}{\eta_m} \quad (3.62)$$

$$T_{4n} = T_3 - \frac{T_3 - T_4}{\eta_t} \quad (3.63)$$

$$P_4 = P_3 \left(\frac{T_3}{T_{4n}} \right)^{\gamma_g / (\gamma_g - 1)} \quad (3.64)$$

3.4.5. Buse

Température de sortie de la buse de sortie à l'état de flux sonique :

$$T_c = T_4 \left(\frac{2}{(\gamma_g + 1)} \right) \quad (3.65)$$

La buse étouffe si : $P_4 P_a > \frac{P_4}{P_c}$

L'efficacité de la composante adiabatique η_{ab} peut aller de 0,85 à 0,95.

Quitter la pression statique de la buse pour le flux étouffé :

$$P_c = P_4 \left[\frac{\left(1 - \frac{1}{\eta_j}\right) (\gamma_g - 1)}{(\gamma_g + 1)} \right]^{\gamma_g / (\gamma_g - 1)} \quad (3.66)$$

Alors :

$$P_5 = P_c, T_5 = T_c \quad (3.67)$$

$$C_5 = C_4 (RT_5)^{0,5} \quad (3.68)$$

$$P = \frac{P_5}{RT_5} \quad (3.69)$$

$$\frac{A_5}{m_a} = \frac{1}{\rho C_5} \quad (3.70)$$

$$T_{5n} = T_4 \left(\frac{P_4}{P_{5s}} \right)^{\gamma_g / (\gamma_g - 1)} \quad (3.71)$$

$$T_{5s} = T_{4-} (\eta_j * (T_{4-} - T_{5n})) \quad (3.72)$$

$$M_5 = \sqrt{2 / (\gamma_g - 1)} * (P_5 / P_{5s})^{(\gamma_g - 1) / \gamma_g} - 1 \quad (3.73)$$

$$C_5 = M_5 * \sqrt{\gamma_g * R * T_{5s}} \quad (3.74)$$

$$P_5 = \frac{(P_{5s} * 100000)}{(R * T_{5s})} \quad (3.75)$$

$$A_5 = \frac{m_a}{(\rho_5 * C_5)} \quad (3.76)$$

3.5. Conclusion

L'objectif de ce chapitre est de calculer l'énergie transférée de la section d'entrée à la section de sortie pour chaque composant du turboréacteur (diffuseur, compresseur, turbine, chambre de combustion, buse), en utilisant les variables de fonctionnement données pour calculer la poussée spécifique et La consommation de carburant spécifique qui nous permet d'estimer les valeurs du rapport de pression et de la température d'entrée de la turbine utilisée dans l'optimisation pour le chapitre suivant

CHAPTER IV

Résultats et discussions

4.1. Introduction

Ce chapitre est consacré à l'analyse énergétique des différents composants du turboréacteur, afin d'obtenir une performance optimale incluant une poussée spécifique maximale (F_s) et une consommation minimale de carburant spécifique (SFC), des analyses analytiques ont été réalisées à l'aide d'Excel, le développeur C++ pour le calcul des étapes de propulsion et le logiciel LINGO pour optimisation et comparaison.

Dans ce travail, la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC) sont calculées à des points de conception et autres conditions hors conception, en utilisant des variables de fonctionnement, à savoir le rapport de pression (rp), la température d'entrée de la turbine (TIT), le nombre de Mach (Ma) Et l'altitude (Alt) comme indiqué dans le tableau 4.1

rp	$F_s(Ns/Kg)$	$SFC(Kg/(h.N))$
9	835,0531	0,1512
11	844,9567	0,144
13	849,5047	0,1404
14	850,7967	0,1368
15	850,4717	0,1358
16	848,6003	0,1338

Tableau 4.1. La gamme de conditions de fonctionnement du turboréacteur

4.2. La relation entre les variables opérationnelles et les paramètres de performance

4.2.1. Rapport de pression (rp)

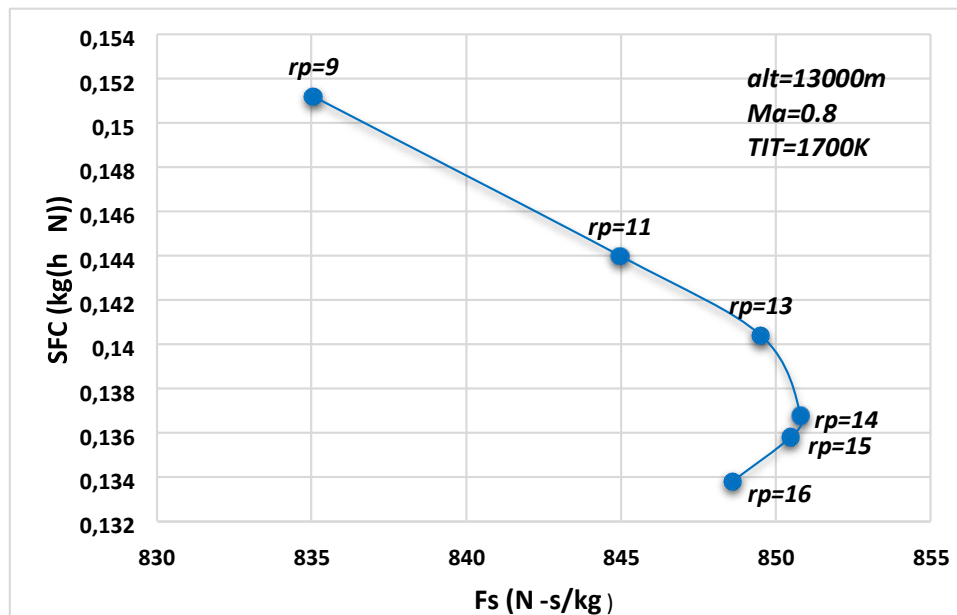


Figure 4.1. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec variable (rp).

Tableau 4.2. Consommation spécifique (F_s) et consommation de carburant spécifique (SFC) avec (rp) variable.

rp	Fs	SFC
9	835,0531	0,1512
11	844,9567	0,144
13	849,5047	0,1404
14	850,7967	0,1365
15	850,47178	0,1358
16	848,6003	0,1338

Variant le rapport de pression (rp) tout en fixant les autres variables, à savoir la température d'entrée de la turbine (TIT), le nombre de Mach (Ma) et l'altitude au point de conception, les résultats indiqués dans le tableau 4.2.

Le rapport de pression optimal (rp) pour la poussée spécifique maximale (Fs) et la consommation minimale de carburant spécifique (SFC) est 14. L'inflexion à ce point devrait être due à l'augmentation relative du rapport de travail (compresseur / turbine) Comme le montre la figure 4.1.

4.2.2. Température d'entrée de la turbine (TIT)

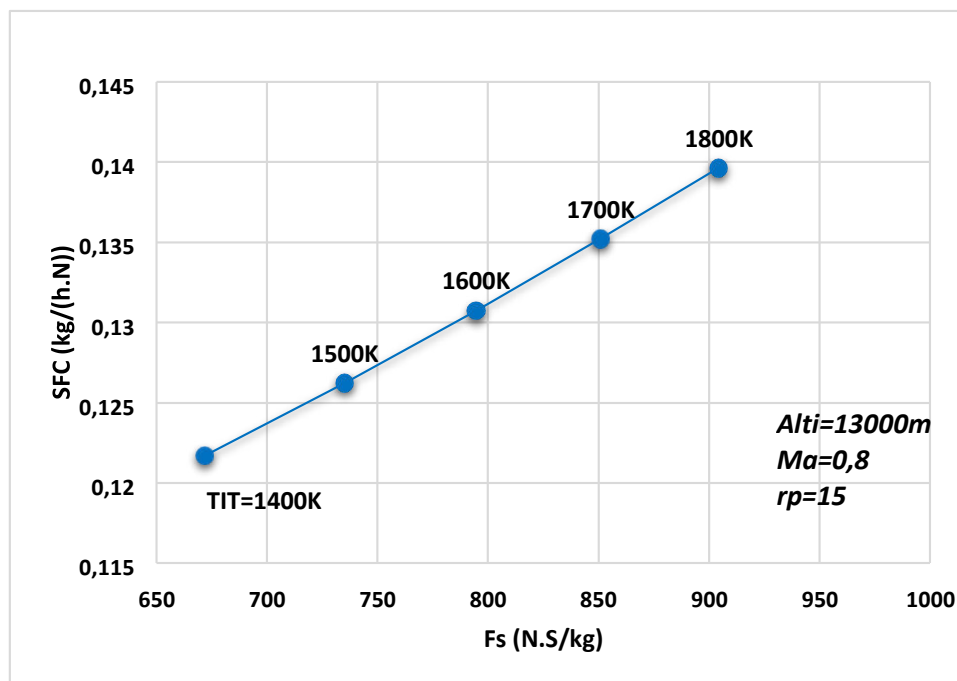


Figure 4.2. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec variable (TIT).

Tableau 4.3. Propulsion spécifique (F_s) et consommation de carburant spécifique (SFC) avec (TIT) variable.

TIT (K)	Fs (Ns/Kg)	SFC(kg/(h.N))
1400	671,7604	0,121692
1500	735,1799	0,126224
1600	794,6896	0,13075
1700	850,9413	0,135228
1800	604,4233	0,139644

Effectuer la variation de la température d'entrée de la turbine (TIT) tout en fixant les autres paramètres, à savoir le rapport de pression (rp), le nombre de Mach (Ma) et l'altitude au point de conception, les résultats indiqués dans le tableau 4.3.

La figure 4.2 montre que l'augmentation de la température d'entrée de la turbine (TIT) augmente la poussée spécifique (F_s) à une valeur spécifique liée à la limite métallurgique des pales de la turbine.

4.2.3. Numéro de Mach (Ma)

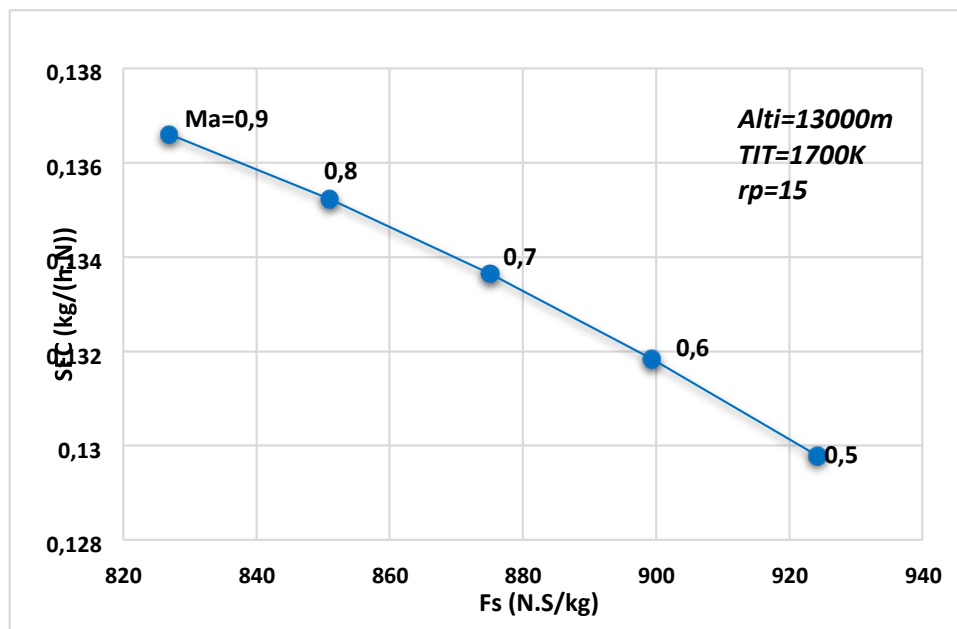


Figure 4.3. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec variable (Ma).

Tableau 4.4. Propulsion spécifique (F_s) et consommation de carburant spécifique (SFC) avec (Ma) variable.

Ma	Fs(Ns/kg)	SFC(Kg/(h.N))
0,9	826,7945	0,136606
0,8	850,9413	0,135228
0,7	875,0352	0,133649
0,6	899,3539	0,131843
0,5	924,1772	0,129791

Effectuer la variation du nombre de Mach (Ma) tout en fixant les autres variables, à savoir la température d'entrée de la turbine (TIT), le rapport de pression (rp) et l'altitude au point de conception, les résultats indiqués dans le Tableau 4.4.

La figure 4.3 montre que l'augmentation du nombre de Mach (Ma) provoque une diminution de la poussée spécifique (Fs) et une augmentation de la consommation de carburant spécifique (SFC), car le freinage du moteur augmente avec la vitesse de l'avion.

4.2.5. Altitude

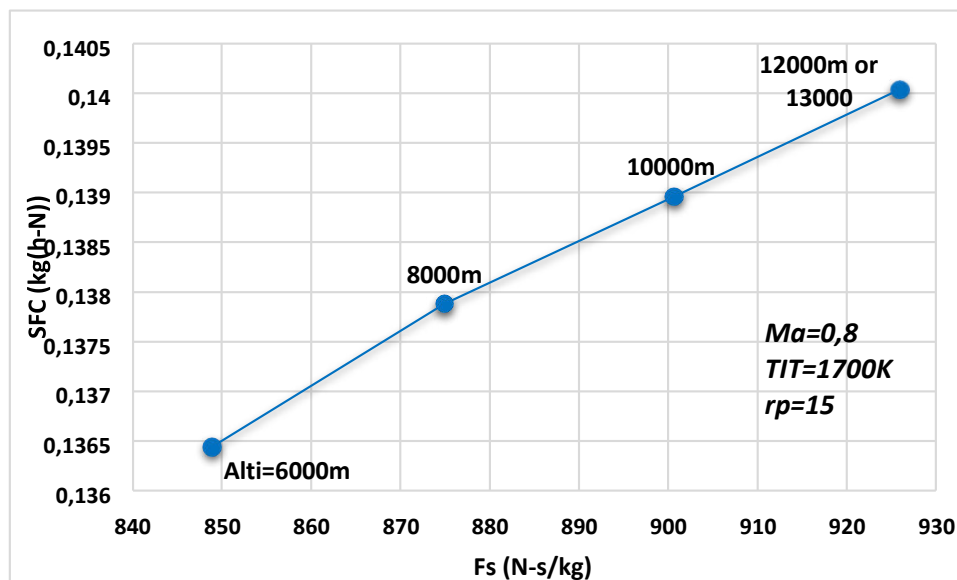


Figure 4.4. Relation de (Fs) avec (SFC) au point de conception, avec altitude variable

Tableau 4.5. Propulsion spécifique (Fs) et consommation de carburant spécifique (SFC) avec une altitude variable.

Altitude(m)	Fs	SFC
6000	848,894	0,13644
8000	874,94	0,13788
10000	900,639	0,13896
12000	925,943	0,14004

Effectuer la variation de l'altitude tout en fixant les autres variables, à savoir la température d'entrée de la turbine (TIT), le rapport de pression (rp) et le nombre de Mach (Ma) au point de conception, les résultats indiqués dans le Tableau 4.5.

La figure 4.4 montre que l'augmentation de l'altitude entraîne une augmentation de la poussée spécifique (Fs) et de la consommation de carburant spécifique (SFC), mais après une altitude de 12 000 m, la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC) restent constantes car la température ambiante et la vitesse du son restent constantes.

4.3. 10% de réduction des variables opérationnelles

4.3.1. Rapport de pression (rp)

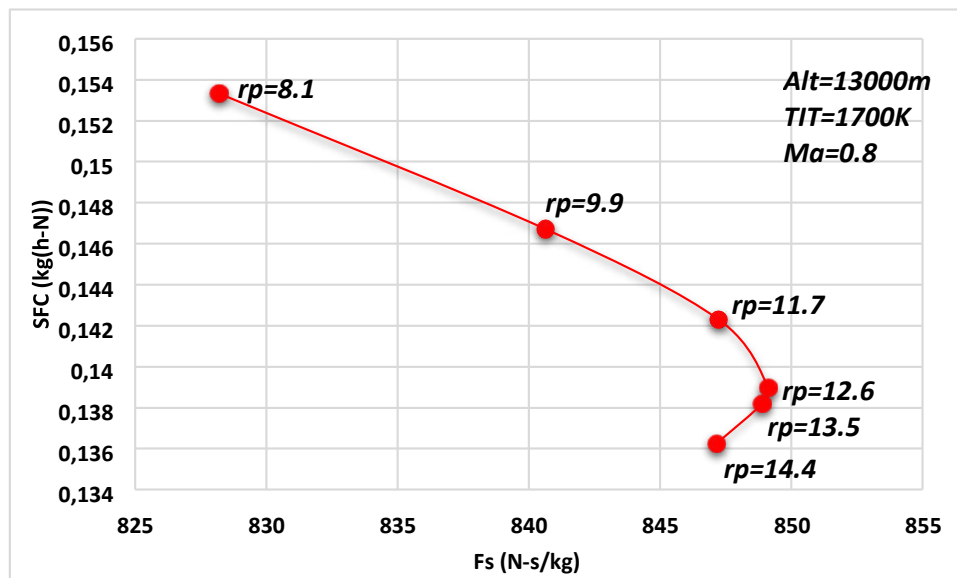


Figure 4.5. L'effet de réduction de 10% dans (rp) sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

Tableau 4.6. L'effet de réduction de 10% dans (rp) sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

rp	FS	SFC
8,1	828,166	0,153336
9,9	840,6212	0,14672
11,7	847,2206	0,14231
12,6	849,1138	0,13899
13,5	848,8852	0,138205
14,4	847,1429	0,136253

Le tableau 4.6 représente l'effet d'une réduction de 10% du rapport de pression (rp) à la fois sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

La réduction de 10% (rp) entraîne une diminution de la poussée spécifique (Fs) et une augmentation de la consommation de carburant spécifique (SFC), qui affaiblit la performance du moteur, comme le montre la figure 4.5.

4.3.2. Température d'entrée de la turbine (TIT)

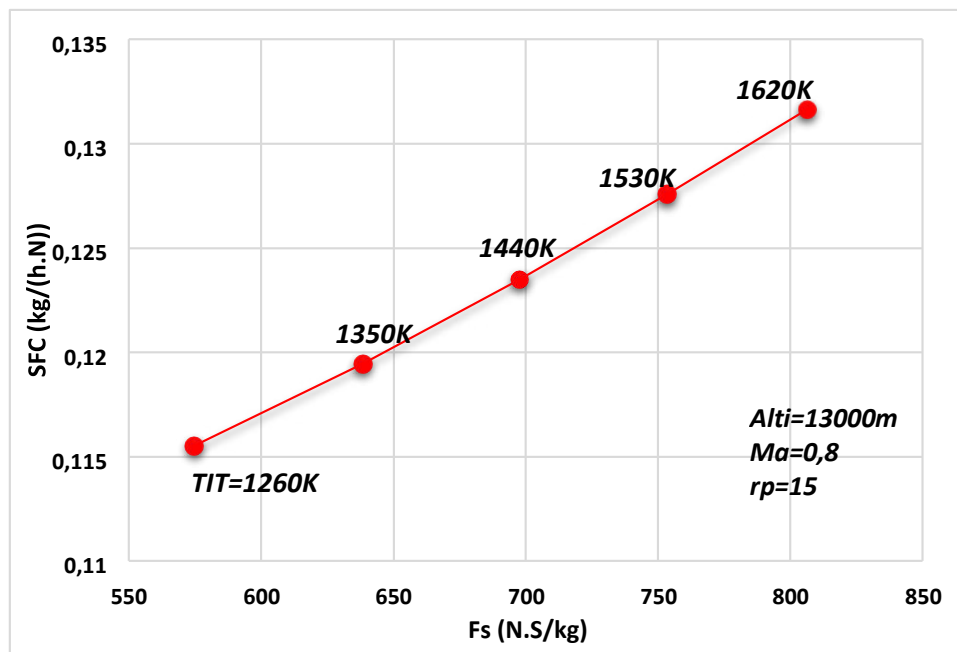


Figure 4.6. Relation de (Fs) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de 10% (TIT)

Tableau 4.7. L'effet de 10% de réduction (TIT) sur la poussée spécifique (Fs) et (SFC).

TIT	FS	SFC
1260	574,606	0,115516
1350	638,3151	0,119447
1440	697,6484	0,123502
1530	753,4098	0,127585
1620	806,183	0,131649

La réduction de la température d'entrée de la turbine (TIT) de 10% par rapport au point de conception provoque une diminution de la poussée spécifique (Fs) et de la consommation de carburant spécifique (SFC), comme le montre la Figure 4.6.

4.3.3. Nombre de Mach (Ma)

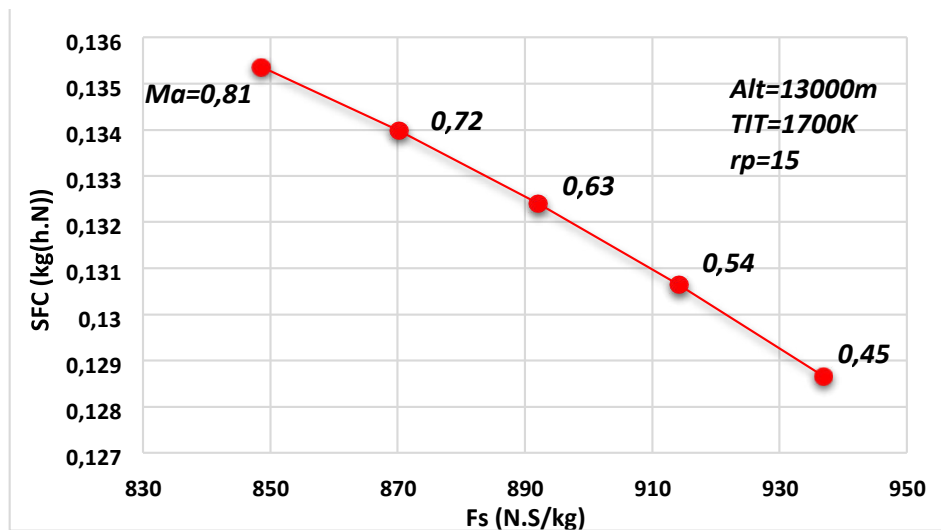


Figure 4.7. Relation de (Fs) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de 10% (Ma).

Tableau 4.8. L'effet de 10% de réduction sur Ma sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

Ma	Fs	SFC
0,45	936,865	0,128667
0,54	914,1707	0,130642
0,63	892,0191	0,13241
0,72	870,2086	0,133982
0,81	848,5348	0,135375

Le tableau 4.8 représente l'effet de la réduction de 10% du nombre de Mach (Ma) à la fois sur la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

La réduction de 10% du nombre de Mach (Ma) entraîne une augmentation de la poussée spécifique (F_s) et une diminution de la consommation de carburant spécifique (SFC), comme le montre la figure 4.7.

4.3.4 Altitude

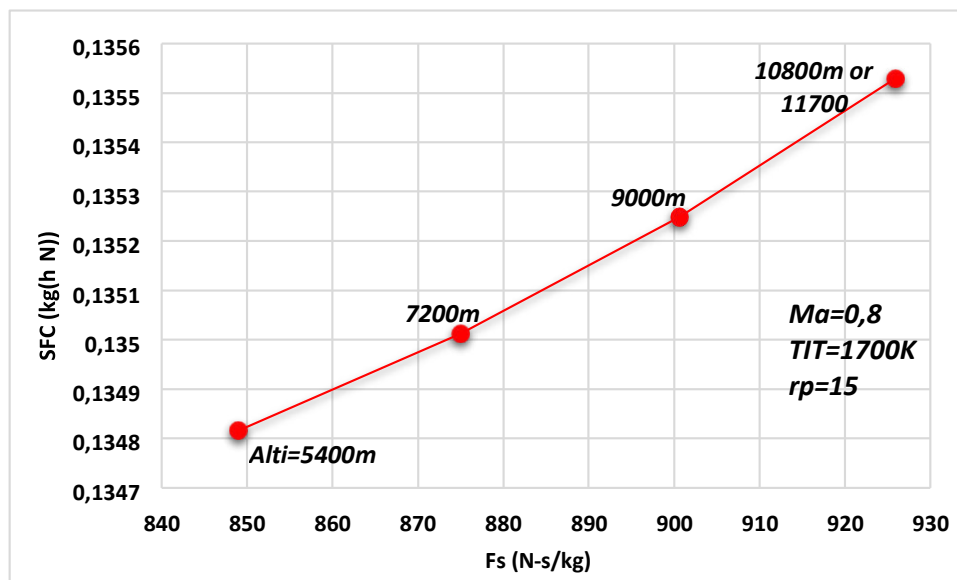


Figure 4.8. L'effet de 10% réduction en altitude sur la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

Tableau 4.9. L'effet de 10% de réduction d'altitude sur (F_s) et (SFC).

Altitude(m)	F_s	SFC
5400	848,8931	0,134816
7200	874,9395	0,135012
9000	900,6381	0,135249
10800	925,9432	0,13553

Le tableau 4.9 représente l'effet d'une réduction de 10% de l'altitude à la fois sur la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

La figure 4.8 montre que la réduction d'altitude de 10% n'affecte pas les paramètres spécifiques de la performance (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

Tableau 4.10. Effet relatif de la réduction de 10% des variables de fonctionnement du point de conception sur les paramètres de performance

Variables	Fs(N.s/kg)	SFC((kg/h.N))
rp	-0,35%	+0,61%
TIT/K	-5,43%	-5,45%
Ma	+1,91%	-0,90%
Alt/m	pas d'effet	pas d'effet

En effectuant l'analyse de sensibilité, il a été possible de calculer les effets relatifs de la baisse de 10% des variables opérationnelles à partir du point de conception sur la performance, comme le montre le tableau 4.10. Les résultats montrent que la réduction du rapport de pression (rp) affecte la performance du moteur de manière critique en réduisant sa poussée spécifique (Fs) et en augmentant sa consommation de carburant spécifique (SFC) en même temps. La réduction de la température d'entrée de la turbine entraîne une diminution de la poussée spécifique (Fs) et de la consommation de carburant spécifique (SFC). La réduction du nombre de Mach entraîne une augmentation de la poussée spécifique (Fs) ainsi que la diminution de la consommation de carburant spécifique (SFC). Et l'altitude n'a aucun effet sur les paramètres de performance.

4.4. Réduction des 20% des variables opérationnelles

4.4.1. Rapport de pression (rp)

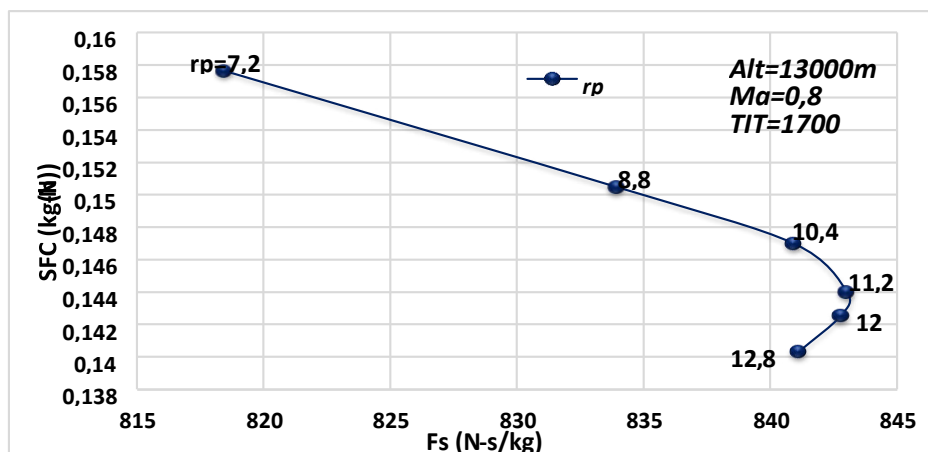


Figure 4.9. L'effet de réduction de 20% dans (rp) sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC)

Tableau 4.11.L'effet de la réduction de 20% de (rp) en (FS) et (SFC)

rp	FS	SFC
7,2	818,4426	0,157659
8,8	833,9249	0,150499
10,4	840,9167	0,147118
11,2	843,0177	0,144038
12	842,7987	0,142587
12,8	841,1104	0,140326

Le tableau 4.11 représente l'effet d'une réduction de 20% du rapport de pression (rp) à la fois sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

Cette réduction de 20% entraîne une diminution de la poussée spécifique (Fs) et une augmentation de la consommation de carburant spécifique (SFC), comme le montre la Figure 4.9.

4.4.2. Température d'entrée de la turbine (TIT)

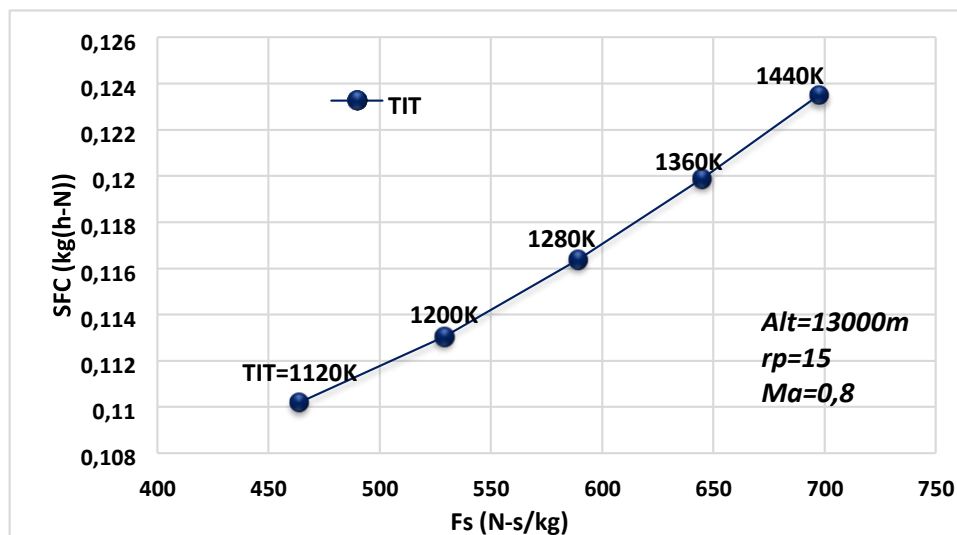


Figure 4.10. Relation de (F_s) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de 20% (TIT)

Tableau 4.12. L'effet de réduction de 20% (TIT) sur (F_s) et (SFC).

TIT(K)	Fs	SFC
1120	463,8743	0,110194
1200	529,1496	0,113045
1280	589,1938	0,116371
1360	645,1066	0,119894
1440	697,6484	0,123502

Le tableau 4.12 représente l'effet d'une réduction de 20% de la température d'entrée de la turbine (TIT) sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

La réduction de 20% (TIT) provoque une diminution de la poussée spécifique (Fs) et aussi de la consommation spécifique de carburant (SFC), comme le montre la figure 4.10.

4.4.3. Numéro de Mach (Ma)

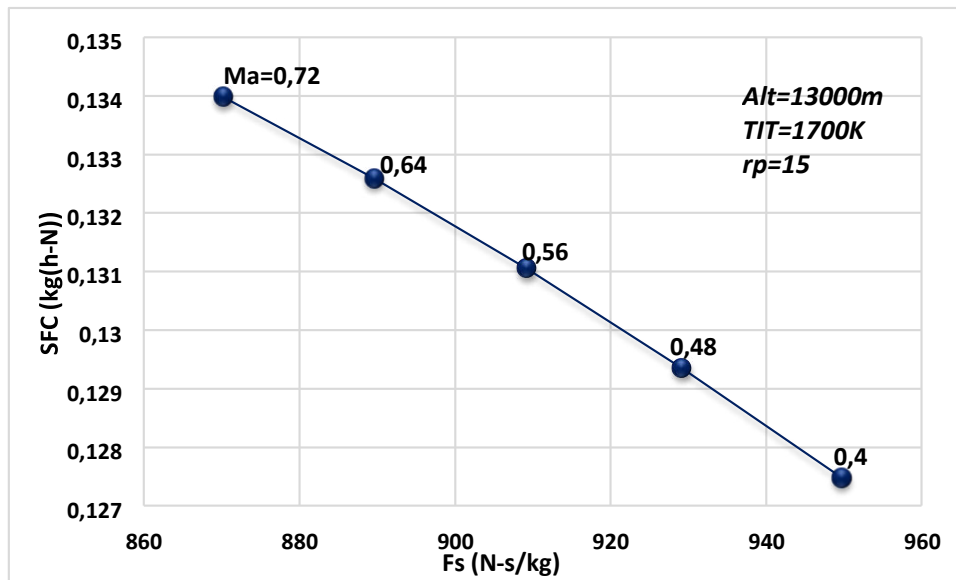


Figure 4.11. Relation de (Fs) avec (SFC) au point de conception, avec une réduction de 20% de Ma.

Tableau 4.13. L'effet de réduction de 20% dans Ma on (Fs) et (SFC).

Ma	FS	SFC
0,4	949,7769	0,127478
0,48	929,2267	0,129349
0,56	909,2071	0,131053
0,64	889,5815	0,132594
0,72	870,2074	0,133982

Le tableau 4.13 représente l'effet de réduction de 20% du nombre de Mach (Ma) sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

La réduction de 20% du nombre de Mach (Ma) provoque une augmentation de la poussée spécifique (Fs) et une diminution de la consommation de carburant spécifique (SFC), comme le montre la figure 4.11.

4.4.4. Altitude

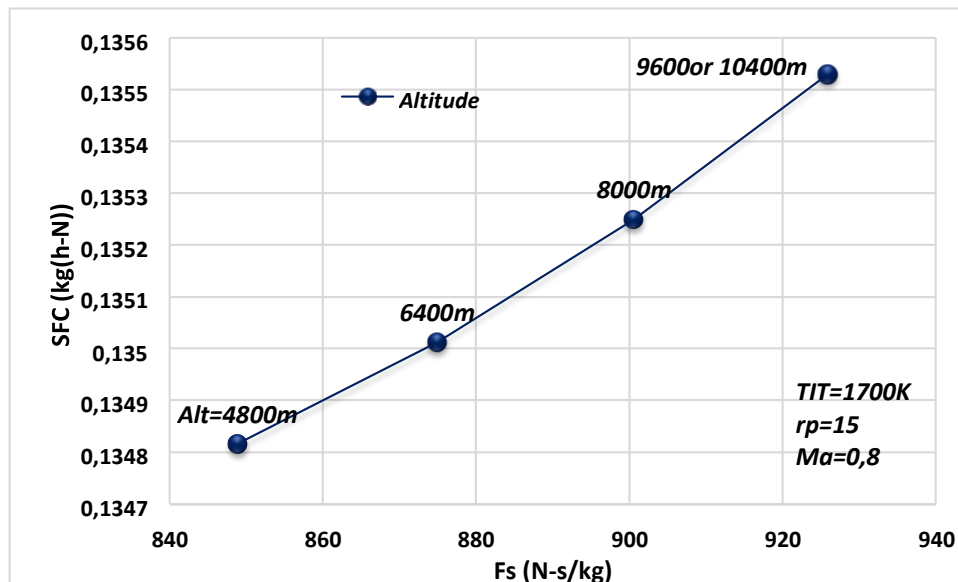


Figure 4.12. L'effet de 20% de réduction d'altitude sur (Fs) et (SFC).

Tableau 4.14. L'effet de 20% de réduction d'altitude sur (Fs) et (SFC).

Altitude	Fs	SFC
4800	848,8931	0,134816
6400	874,9395	0,135012
8000	900,6381	0,135249
9600	925,9423	0,13553

Le tableau 4.14 représente l'effet d'une réduction de 20% de l'altitude à la fois sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC).

La figure 4.12 montre que la réduction de 20% de l'altitude n'altère pas les paramètres de performance (FS, SFC).

Le tableau 4.15. Effet relatif de la réduction de 20% des variables de fonctionnement du point de conception sur les paramètres de performance.

Variables	FS	SFC
rp	-1,18%	3,10%
TIT/K	-10,78%	-10,79%
Ma	3,77%	-1,89%
Alt/m	pas d'effet	pas d'effet

Les effets relatifs de la baisse de 20% des variables d'exploitation du point de conception sur la performance représenté au tableau 4.15 montre que l'effet de la réduction de 20% est presque le double de l'effet de la réduction de 10%.

4.5. Performances optimales sur de larges conditions de fonctionnement

Un tapis de performance représenté à la figure 4.13 représente la relation entre la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC) sur une large gamme de conditions de fonctionnement, y compris la température d'entrée de la turbine (TIT) et le rapport de pression (rp) tout en fixant l'autres variables au point de conception (13000 m d'altitude et un nombre de Mach 0.8 (Ma)).

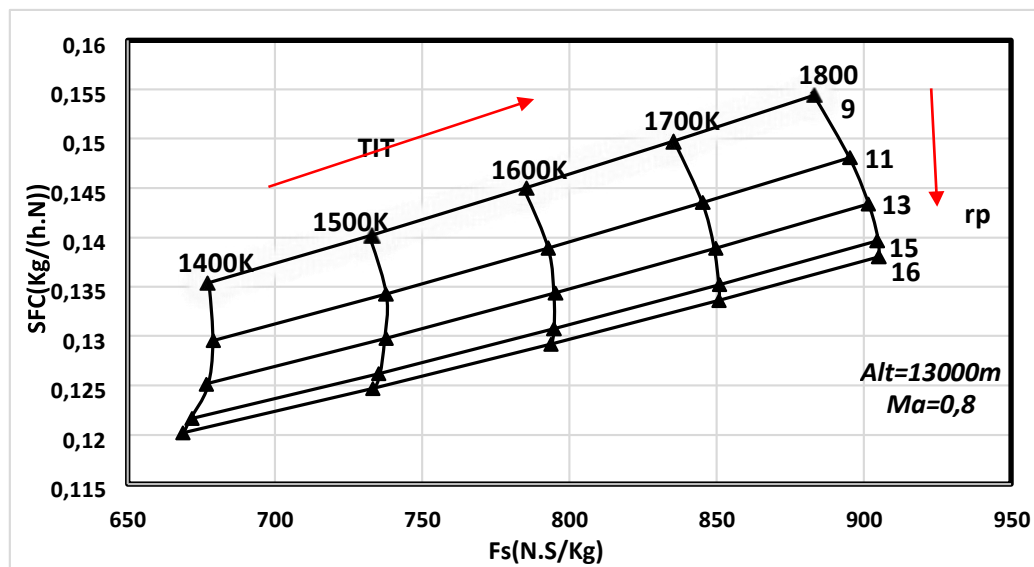


Figure 4.13. Tapis de performance à Alt = 13000 m et Ma = 0,8.

Tableau 4.16. Tapis de performance à 13000m et 0.8 M

	$rp=9$		$rp=11$		$rp=13$		$rp=15$		$rp=16$	
TIT(K)	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC
1400	718,85	0,1332	725,178	0,126	726,396	0,1224	724,56	0,1188	722,862	0,1152
1500	773,037	0,1368	782,26	0,1296	785,98	0,126	786,378	0,1224	785,722	0,1188
1600	824,289	0,1404	836,123	0,1355	842,07	0,1296	844,437	0,126	844,692	0,123
1700	873,044	0,1476	887,261	0,1404	895,221	0,1368	899,353	0,1332	900,422	0,1296
1800	919,638	0,1512	936,052	0,144	945,856	0,1404	951,594	0,1368	953,398	0,1332

Un tapis de performance représenté à la figure 4.14 représente la relation entre la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC) sur une large gamme de conditions de fonctionnement, y compris la température d'entrée de la turbine (TIT) et le rapport de pression (rp) tout en fixant le D'autres variables au point de conception (13000 m d'altitude et un nombre de Mach 0.6 (Ma)).

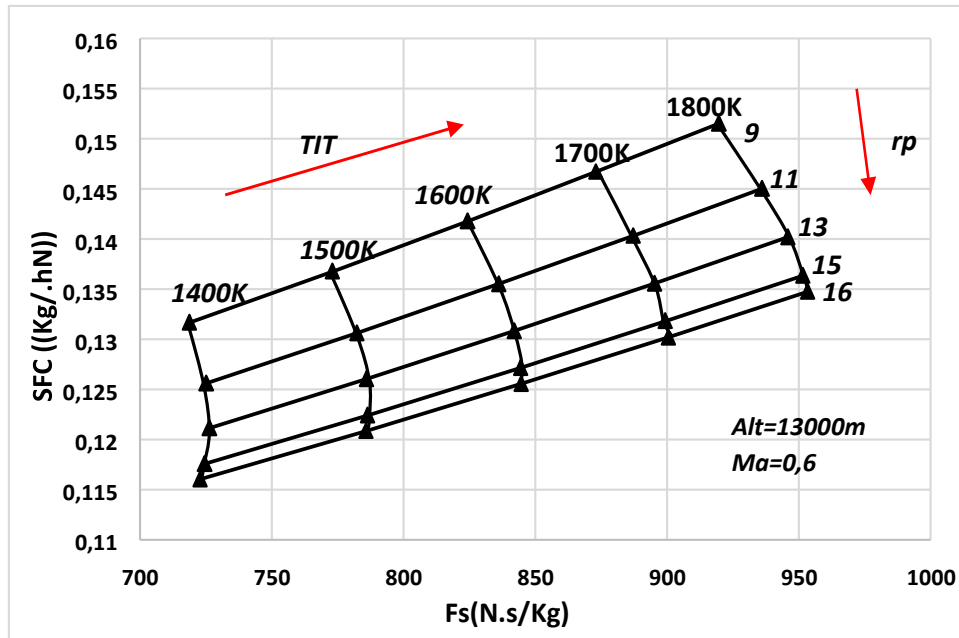


Figure 4.14. Tapis de performance à Alt = 13000 m et Ma = 0,6.

Tableau 4.17. Résultats du tapis de performance à 13000m d'altitude et 0.6 Ma.

	$rp=9$		$rp=11$		$rp=13$		$rp=15$		$rp=16$	
TIT(K)	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC
1400	718,85	0,1332	725,178	0,126	726,396	0,1224	724,56	0,1188	722,862	0,1152
1500	773,037	0,1368	782,26	0,1296	785,98	0,126	786,378	0,1224	785,722	0,1188
1600	824,289	0,1404	836,123	0,1355	842,07	0,1296	844,437	0,126	844,692	0,123
1700	873,044	0,1476	887,261	0,1404	895,221	0,1368	899,353	0,1332	900,422	0,1296
1800	919,638	0,1512	936,052	0,144	945,856	0,1404	951,594	0,1368	953,398	0,1332

Un tapis de performance représenté à la figure 4.15 représente la relation entre la poussée spécifique (F_s) et la consommation de carburant spécifique (SFC) sur une large gamme de conditions de fonctionnement, y compris la température d'entrée de la turbine (TIT) et le rapport de pression (rp) tout en fixant le D'autres variables au point de conception (8000 m d'altitude et un nombre de Mach 0.8 (Ma)).

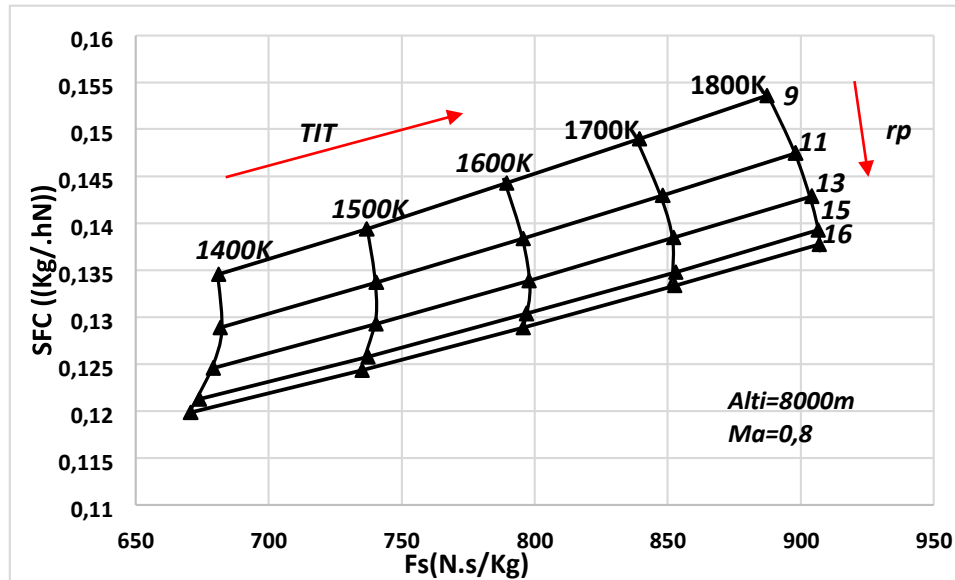


Figure 4.15. Tapis de performance à Alt = 8000 m et Ma = 0,8.

Tableau 4.18. Résultats du tapis de performance à Alt = 8000 m et Ma = 0,8

$rp=9$		$rp=11$			$rp=13$		$rp=15$		$rp=16$	
TIT	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC	F_s	SFC
1400	681,129	0,1346	681,803	0,1289	679,115	0,1246	673,824	0,1213	670,589	0,1198
1500	736,743	0,1394	740,351	0,1337	740,226	0,1293	737,247	0,1258	735,099	0,1243
1600	789,354	0,1443	795,585	0,1384	797,726	0,1339	796,768	0,1304	795,562	0,128
1700	839,406	0,149	848,015	0,143	852,193	0,1385	853,036	0,1348	852,665	0,1333
1800	887,241	0,1536	898,032	0,1475	904,066	0,1429	906,539	0,1393	906,918	0,1377

La figure 4.16 montre un tapis de performance de 13000 m d'altitude et un numéro de Mach 0.8 (Ma) avec la ligne de course optimale (superposition) sur celle-ci.

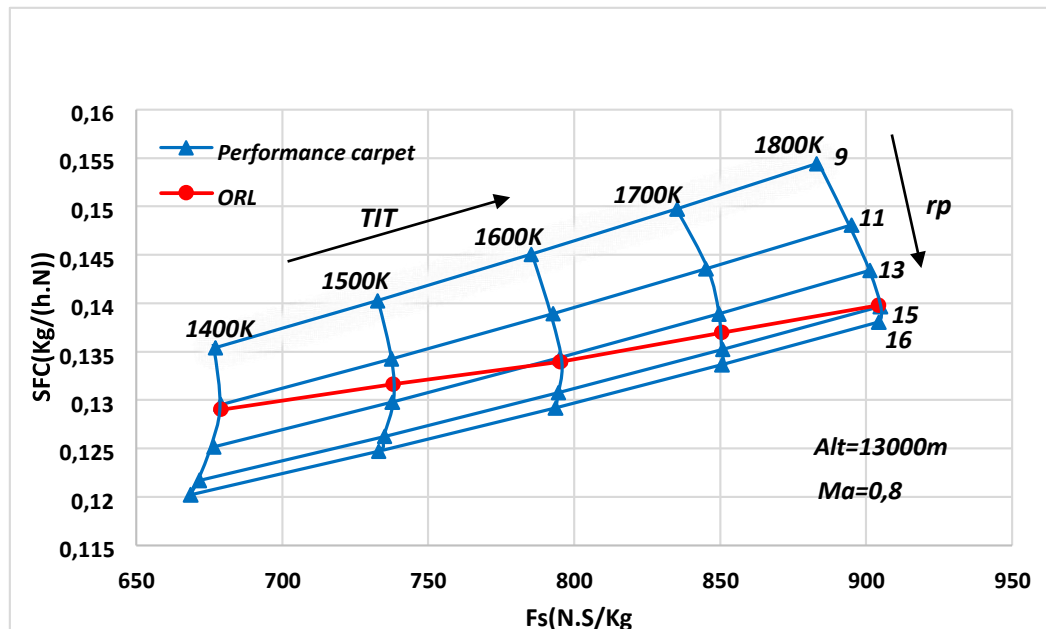


Figure 4.16. La ligne résultante optimale (ORL) superposée au tapis performant.

4.6. Optimisation

Pour l'optimisation du turboréacteur, il existe deux variables principales, la température d'entrée de la turbine (TIT) et le rapport de pression (rp). Le but du moteur l'optimisation permet d'atteindre une poussée spécifique maximale (Fs) et une consommation minimale de carburant spécifique (SFC).

La méthode d'optimisation utilisée dans ce travail recherche le rapport de pression optimum du compresseur (RF) à une température d'entrée de turbine (TIT) pour laquelle le turboréacteur présente une performance optimale qui procure une poussée spécifique maximale (Fs) et une consommation de carburant spécifique minimale (SFC). Pour chaque température d'entrée de la turbine (TIT), il existe un rapport de pression optimal (rf) qui donne une poussée spécifique maximale (Fs). Par conséquent, la ligne résultante optimale (ORL) a été formée sur une large gamme de conditions de fonctionnement, en utilisant le modèle analytique avec Excel, comme le montre la figure 4.16.

Les points résultants optimaux à différentes combinaisons de conditions de fonctionnement sont tracés dans la figure 4.17. En suivant les points de la ligne résultante optimale qui est superposée au tapis de performances, il est recommandé de suivre le moteur à turboréacteur.

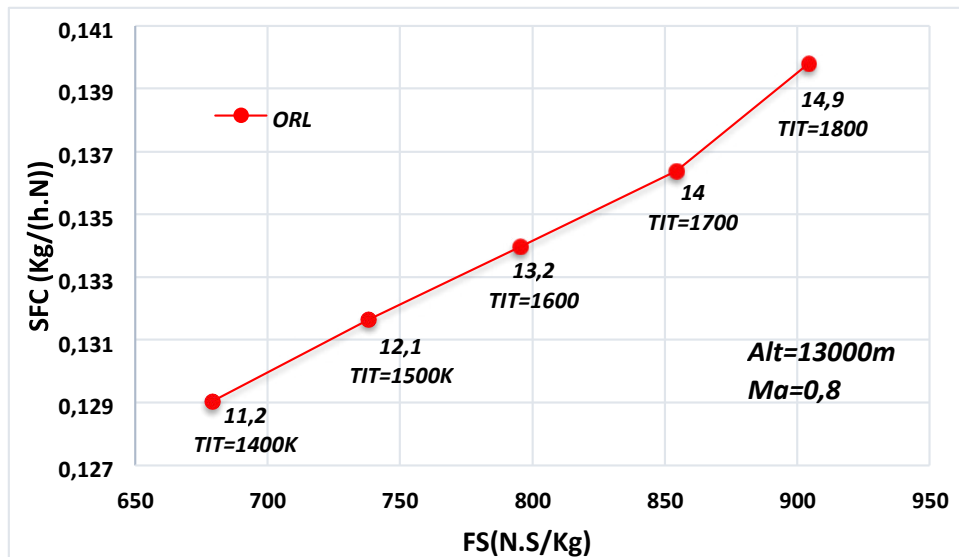


Figure 4.17. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) qui donnent le maximum (Fs) et le minimum (SFC).

Tableau 4.19. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) En fonction de (FS) et (SFC).

rf	TIT	Fs	SFC
(11,2	1400	678,958984	0,129042
12,1	1500	738,097534	0,13165
13,2	1600	795,293884	0,133971
14	1700	854,326111	0,13638
14,9	1800	904,3396	0,139813

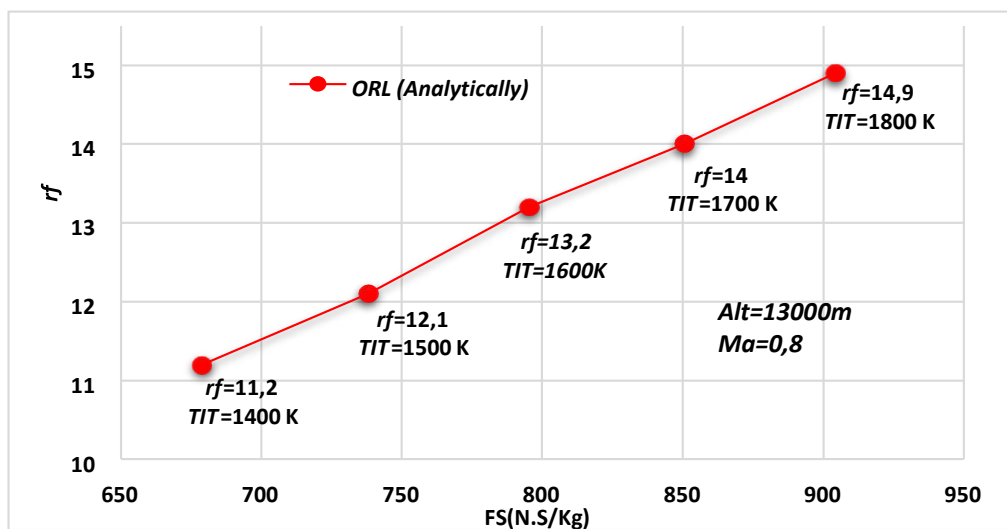


Figure 4.18. Valeurs optimales de (rf) et (TIT) qui donnent le maximum (Fs), à l'altitude 13000m et $\text{Ma} = 0.8$ (analytiquement).

Tableau 4.20. Valeurs optimales de (rf) et (TIT).

<i>rf</i>	<i>TIT(k)</i>	<i>Fs (Ns/kg)</i>
11,2	1400	678,959
12,1	1500	738,0975
13,2	1600	795,2939
14	1700	850,6296
14,9	1800	904,3396

Après avoir extrait la ligne résultante optimale du tapis de performance, nous définissons sa coordonnée dans le logiciel graphique 2D qui nous donne l'équation de la ligne résultante optimale (ORL), en fonction de la poussée spécifique (Fs) et de la consommation de carburant spécifique (SFC) comme Montré à la figure 4.17, nous traçons la poussée spécifique (Fs) en fonction de la ligne résultante optimale (ORL) comme illustré à la figure 4.18, afin que nous puissions faire notre optimisation en utilisant le logiciel LINGO a une fonction objective sera nécessaire pour l'optimisation.

$$4 \times 10^{-8}x^2 - 2 \times 10^{-5}x + 1.0208.$$

Considérant que le logiciel LINGO n'est pas un solveur multi-objectif, nous procédons séparément au processus de maximisation et au processus de minimisation pour différentes valeurs de la ligne optimale, ce qui signifie rechercher la valeur objective qui atteint une poussée maximale spécifique et la valeur objective qui atteint Rapport de pression minimum

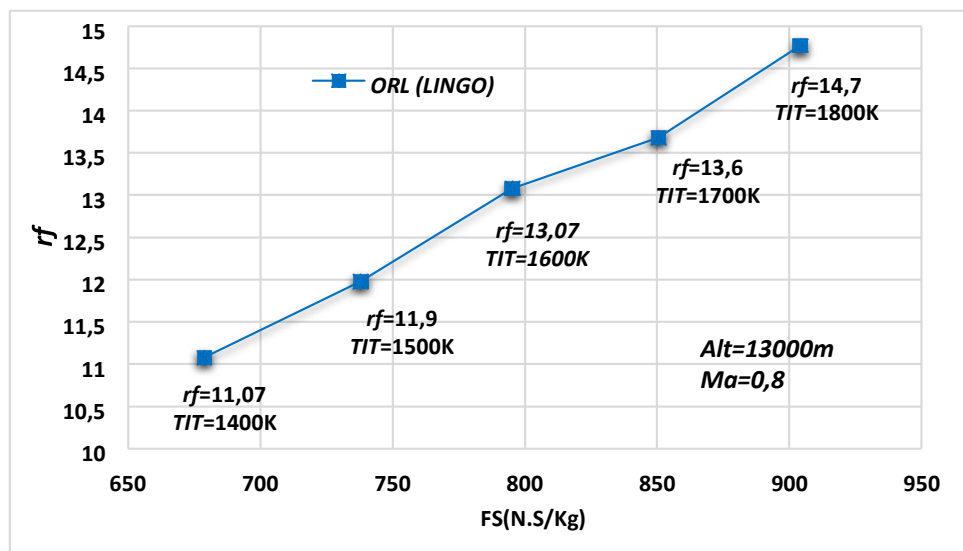


Figure 4.19. Propulsion spécifique (Fs) en fonction du rapport de pression optimal (rf) en utilisant le modèle LINGO.

La figure 4.19 représente la poussée spécifique (F_s) en fonction du rapport de pression optimal (rf) en utilisant le model de LINGO, qui forme la ligne de course optimale (ORL).

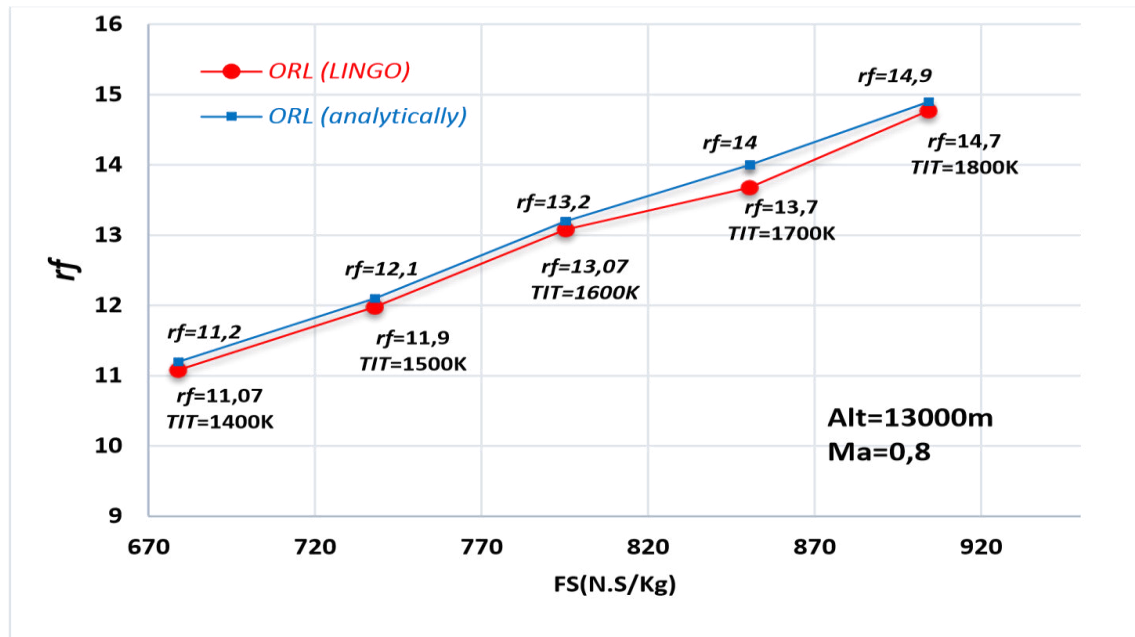


Figure 4.20. Comparer des points sur l'ORL en utilisant le modèle analytique de ce travail avec celui de LINGO.

À partir de la figure 4.20, nous notons une différence dans les valeurs optimales du rapport de pression (RF) entre LINGO et le modèle analytique, mais dans certains cas, les valeurs sont très proches. La différence entre LINGO et la méthode analytique est due à la grande précision du logiciel LINGO.

Tableau 4.21. Ratio de pression optimum (rf) à l'aide à la fois analytique et LINGO pour la modélisation.

rf (analytiquement)	F_s	rf (en utilisant LINGO)	F_s
11,2	678,959	11,07	678,8333
12,1	738,0975	11,9	737,9697
13,2	795,2939	13,07	795,2939
14	850,6296	13,6	850,4969
14,9	904,3396	14,7	904,2042

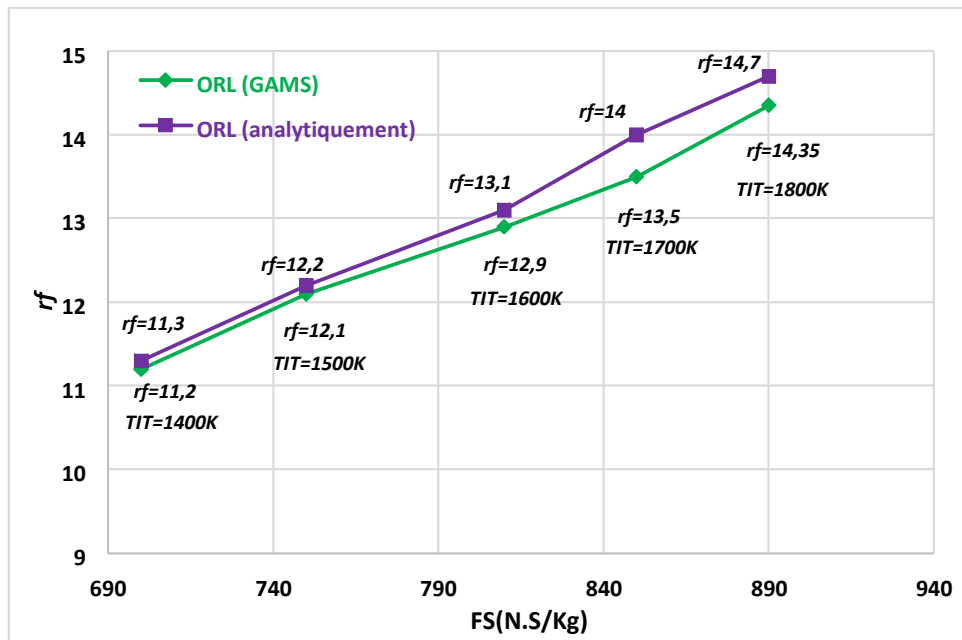


Figure 4.21. Comparer des points sur l'ORL en utilisant le modèle analytique du travail publié avec celui de GAMS.

La figure 4.21 représente la comparaison entre les modèles analytiques et les modèles GAMS des travaux publiés, nous constatons que l'optimisation utilisant le système général de modélisation algébrique (GAMS) est plus utile que l'optimisation de la modélisation LINGO, elle réduit les valeurs du ratio de pression optimale (rf) Avec de meilleures valeurs pour la poussée spécifique (F_s).

Tableau 4.22. Effet relatif de 10% et de réduction de 20% (TIT) sur la performance le long de la (ORL).

10% réduction		20% réduction	
variables	Effet	variables	Effet
rf	-10.45%	rf	-20.89%
F_s	-11.77%	F_s	-24.83%
SFC	-5.44%	SFC	-10.55%

L'analyse de la sensibilité pour l'effet de réduction de 10%, 20% de la température d'entrée de la turbine (TIT) sur la performance, c'était Il est possible d'obtenir la variation correspondante du rapport de pression optimum (rf), de la poussée spécifique (F_s) et de la

consommation de carburant spécifique (SFC), comme indiqué dans le tableau 4.22. Nous remarquons qu'en réduisant le (TIT) de 10% entraîne une diminution remarquable des trois paramètres (rf, FS et SFC).

4.7. Discussion générale

L'analyse de sensibilité montre que la réduction du taux de pression (rp) de 10% entraîne une diminution de 0,35% de la poussée spécifique (Fs) et une augmentation de 1,61% de la consommation de carburant spécifique (SFC).

Réduire le rapport de pression (rp) de 20% entraîne une diminution de 1,18% de la poussée spécifique (Fs) et une augmentation de 3,10% de la consommation de carburant spécifique (SFC).

Réduire la température d'entrée de la turbine du turboréacteur de 10% entraîne une diminution de 5,43% et 5,45% à la fois sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC) respectivement.

Réduire la température d'entrée de la turbine (TIT) du turboréacteur de 20% entraîne une diminution de 10,78% et de 10,79% à la fois sur la poussée spécifique (Fs) et la consommation de carburant spécifique (SFC) respectivement.

Réduire le nombre de Mach de 10% entraîne une augmentation de 1,91% de la poussée spécifique (Fs) et une diminution de 0,90% de la consommation de carburant spécifique.

En réduisant le nombre de Mach de 20%, une augmentation de 3,77% de la poussée spécifique (Fs) et une diminution de 1,89% de la consommation de carburant spécifique.

Une réduction de 10% de la température d'entrée de la turbine entraîne une diminution de 10,45% du rapport de pression optimal (Rf), une diminution de 11,77% de la poussée spécifique (Fs) et une diminution de 5,44% de la consommation de carburant spécifique (SFC).

Une réduction de 20% de la température d'entrée de la turbine entraîne une diminution de 20,89% du rapport de pression optimal (RF), une diminution de 24,83% de la poussée spécifique (Fs) et une diminution de 10,55% de la consommation de carburant spécifique (SFC).

4.8. Conclusion

L'augmentation de l'altitude de plus de 12000 m n'a aucun effet sur la poussée spécifique (F_s) ou la consommation de carburant spécifique (SFC), en raison de la vitesse du son et de la température ambiante qui restent constantes au-dessus de cette plage.

Après un rapport de pression optimal (r_f), la poussée spécifique diminue lorsque le rapport de pression (r_p) augmente, mais la consommation de carburant spécifique (SFC) diminue encore lorsque le rapport de pression (r_p) augmente. La valeur optimale du rapport de pression du compresseur (r_f) à 1700 K est 14. Toute réduction des variables de fonctionnement affecte directement les paramètres de performance.

De même, le rapport de pression (r_p) et la température d'entrée de la turbine sont des variables sensibles qui peuvent être utilisées dans l'optimisation de la performance du moteur à turboréacteur

CONCLUSION GENERALE

Conclusion générale

La thermodynamique d'un moteur à jet d'air typique est modélisée approximativement par un cycle de Brayton ouvert, ce qui signifie que l'air frais est aspiré sur le compresseur et que les produits sont épuisés de la turbine et qu'ils ne sont pas réutilisés. L'augmentation du rapport de pression global du système de compression augmente la température d'entrée de la chambre de combustion. Par conséquent, à un débit de carburant fixe et un débit d'air, il y a une augmentation de la température d'entrée de la turbine. Par conséquent, la poussée nette augmente, tandis que la consommation de carburant spécifique (débit de carburant / poussée du filet) diminue. Ainsi, les turboréacteurs peuvent être plus économes en carburant en augmentant le rapport de pression global et la température d'entrée de la turbine en union.

Ainsi, selon notre analyse des performances du moteur à turboréacteurs, nous concluons que son optimisation repose généralement sur la variation des variables de fonctionnement, à savoir (la température d'entrée de la turbine (TIT), le rapport de pression (r_p), le nombre de Mach (Ma) et l'altitude) Effet sur les paramètres de performance (poussée spécifique F_s et consommation de carburant spécifique SFC).

L'étude montre que le paramètre le plus important, la poussée spécifique (F_s) dépend fortement de la température d'entrée de la turbine (TIT) et du rapport de pression (r_p), où toute quantité de réduction de la température d'entrée de la turbine mène directement à une diminution de La poussée spécifique. Aussi au point de conception, 14 est la valeur pour le rapport de pression optimal (r_p).

Références bibliographiques

- [1] M. AK yurt, N.J. Lamfon, Y.S.H. Najjar, M.H. Habeebullah, T.Y. Alp, Modeling of waste heat recovery by looped water in-steel heat pipes, *The International Journal of Heat and Fluid Flow* 16 (4) (1995) 263-27.
- [2] Y.S.H. Najjar, M. AK yurt, Combined cycles with gas turbine engines, *Journal of Heat Recovery Systems & CHP* 14 (2) (1994) 93–103.
- [3] Y.S.H. Najjar, N. Jubeh, Comparison of performance of compressed - air energy - storage plant (CAES) with compressed - air storage with humidification (CASH), *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers (IMEchE)* 220, Part A, *Journal of Power and Energy* 220 (2006) 581–588.
- [4] Y.S.H. Najjar, Some performance characteristics of the gas turbine combustor using heavy fuels, *Journal of the Institute of Energy* LV 425 (1982) 187–194.
- [5] Y.A. Cengel, M.A. Boles, *Thermodynamics an Engineering Approach*, 7th ed., McGraw Hill, 2007.
- [6] F Noori, M Gorji, A. Kazemi, H. Nemati, Thermodynamic optimization of ideal turbojet with afterburner engines using non-dominated sorting genetic algorithm II, *Aerospace Engineering* 224 (2010) 1285–1296.
- [7] N.U. Rahman, J.F. Whidborne, A numerical investigation into the effect of engine bleed on performance of a singlespool turbojet engine, *Aerospace Engineering* 222 (2008) 939–949.
- [8] A. Cavcar, M. Cavcar, Impact of aircraft performance differences on fuel consumption of aircraft in air traffic management environment, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 76 (2004) 502–515.
- [9] D.P. Bakalis, A.G. Stamatis, Data analysis and performance model calibration of a small turbojet engine, *Aerospace Engineering* 1 (2011) 78–85.
- [10] A Wood, P. Pilidis, A variable cycle jet engine for ASTOVL aircraft, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 69 (1997) 534–539.
- [11] U.K. Saha, M. Miltra, S.J. Menon, N.T. Jhon, S.S. Gajapathi, Preliminary design analysis of a lightweight combat aircraft, *Aerospace Engineering* 222 (2008) 507–513.

- [12] J. Cooper, L. Dingle, Engineering an afterburner for a miniature gas turbine engine, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 77 (2005) 104–108.
- [13] J. Yin, P. Pilidis, K.W. Ramsden, S.D. Probert, Assessment of variable-cycle propulsion systems for ASTOVL, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 72 (2000) 537–544.
- [14] R.M. Denning, N.A. Mitchell, Trends in military aircraft propulsion, *Aerospace Engineering* 203 (1989) 11–23.
- [15] S.C. Kaushika, R.V. Siva, S.K. Tyagib, Energy and exergy analyses of thermal power plants, *Review, Renewable and Sustainable Energy Reviews* 15 (2011) 1857–1872.
- [16] Y.S.H. Najjar, S.F. Al-Sharif, Thermodynamic optimization of turbofan cycle, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 78 (2006) 467–480.
- [17] D.S. Pascovici, S. Sorato, S.O. Ogaji, P. Pilidis, Overview of coupling noise prediction for turbofans engine and aircraft performance, *Aerospace Engineering* 222 (2008) 515–529.
- [18] A. Zanj, A. Kalabkhani, M.A. Abdous, H. Karimi, Modelling, simulation, and optimization of a hot pressurization system for a liquid propellant space engine and comparison with experimental results, *Aerospace Engineering* 224 (2010) 1141–1150.
- [19] Aircraft propulsion second edition saeed Faroukhi .
- [20] Introduction to Flight Fifth Edition John D. Anderson, Jr. Curator for Aerodynamics, National Air and Space Museum Smithsonian Institution.
- [21] Thermal analysis of a GAS turbine cycle for a turbojet engine. Rana Adil Abdul-Nabe, Dr.Mohammad.Tariq.

Annexes

Annexe I

Programme du

Code C++

```
#include <iostream>
```

```
#include <math.h>
```

```
/* run this program using the console pauser or add your own getch, system ("pause") or  
input loop*/
```

```
int main (int argc, char** argv) {
```

```
Float
```

```
Aa,Ca,Ta,Tas,Pas,Pa,R,Cpa,Gam_a,T1s,T1,P1s,P1,Pi_d,P2,T2,Pi_c,Cpg,Gam_g,Hv,  
f_th,T3,T4,T4s,P4,Pi_t,Pi_m,T5,P5,density_a,ma,delt_Pcc,rp,Pi_j,F,Wc,A5,Pc,Tc,Fs,  
SFC,Ma,P3,Alti,C5,fab,Pi_cc,f_ac,M5,Ain,T2s,Tsi,Psi,density_5,T5s,mf,P5s,a5,T1n,  
P1n,Mm,Gam_b,Gam_c,Gam_d,T2n,T4n,T5n;
```

```
//-----Atmospheric Model-----//
```

```
Tsi=288.15; rp=15;
```

```
Ma=0.8;
```

```
Printf("introduce value of Alti");
```

```
scanf("%f",&Alti); if
```

```
(1100<Alti<=2500)
```

```
{
```

```
Tas =247;
```

```
Pas=0.2265*(exp (1.73-(0.000157*Alti)));
```

```
}
```

```
else if(Alti<=1100)
```

```
{
```

```
Tas=Tsi-0.0049*Alti;
```

```
Pas=Psi*pow((Tas/Tsi),5.256) ;
```

```
}
```

```
Gam_a=1.403;
```

```
R=287.1;
```

```
Cpa=1.148;
```

```
Hv=43100;
```

```
Cpg=1.004;
```

```
Pi_m=0.99;
```

```
Gam_g=1.33; ma=45;
```

```
Pi_c=0.85;
```

```
Pi_d=0.9; Pi_cc=0.95;
```

```
delt_Pcc=0.07;
```

```
Pi_m=0.98;
```

```
Pi_t=0.90;
```

```
Pi_j=0.95;
```

```
Gam_c=Gam_a/((Gam_a)-1);
```

```
Gam_d=((Gam_a)-1)/(Gam_a); for
```

```
(T3=1400;T3<=1700;T3=T3+100)
```

```
{
```

```
printf("\n"); //----- The diffuser model-----//
```

```
Aa=sqrt(Gam_a*R*Tas);
```

```
Ca=Ma*Aa;
```

```
Ma=Ca/Aa;
```

```
Mm=pow(Ma,2);
```

```
Gam_b=((Gam_a)-1)/2;
```

```
Ta=Tas*(1+(Gam_b*Mm));
```

```
T1=Ta;
```

```
T1n=(Pi_d*(T1-Tas))+Tas;
```

```
P1n=Pas*pow((T1n/Tas),Gam_c);
```

```
P1=P1n;
```

```
//----- The compressor model-----//
```

```
T2n=T1*pow(rp,(Gam_d));
```

```
T2=T1+((T2n-T1)/Pi_d);
```

```
P2=rp*P1;
```

```
//-----The burner model-----//
```

```
f_th=(Cpa*(T3-T2))/((Pi_cc*Hv)-(Cpg*T3)); f_ac=f_th*Pi_cc; P3=P2-  
delt_Pcc; mf=f_th*ma;
```

```
//-----the turbine model-----//
```

```
T4=T3-((T2-T1)/Pi_m);
```

```
T4n=T3-((T3-T4)/Pi_t);  
P4=P3/(pow((T3/T4n),(Gam_c)));
```

```
//----- the nozzle model-----//
```

```
P5s=Pas;
```

```
P5=P4;
```

```
T5n=T4/pow((P4/P5s),Gam_d);
```

```
T5s=T4-(Pi_j*(T4-T5n));
```

```
M5=sqrt((2/(Gam_g-1))*(pow((P5/P5s),Gam_d)-1));
```

```
C5=M5*sqrt(Gam_g*R*T5s); density_5=(P5s*10000)/(R*T5s);
```

```
A5=ma/(density_5*C5);
```

```
//----- Overall performances-----//
```

```
F=((ma+mf)*(C5-Ca))+(A5*(P5-Pa));
```

```
Fs=(C5-Ca)+((A5/(ma+mf))*(P5-Pa)); SFC=(f_th/Fs)*3600;
```

```
printf(" specific thrust for %f is   =%f \n",T3,Fs); printf(" "
```

```
specific fuel consumption for %f is   =%f \n",T3,SFC);
```

```
}
```

```
return 0;
```

```
}
```

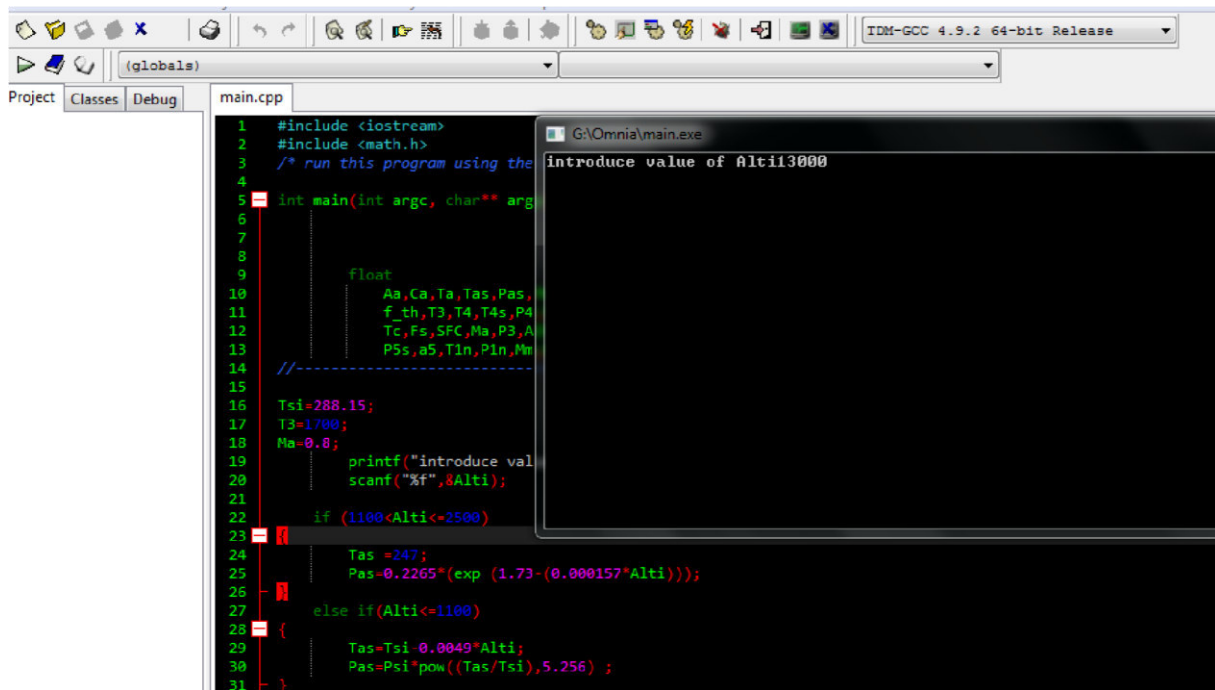
Annexes II

Guide de C++ et programme de LINGO

Partie 1. Programme C ++

Après avoir écrit le code C ++ dans une nouvelle application de console, nous sélectionnons exécuter à partir du panneau, puis nous compilons et exécutons.

Puisque nos variables ont déjà été entrées dans le programme, en utilisant une boucle si, les résultats apparaîtront directement après l'exécution du programme et entrent la valeur d'altitude comme indiqué dans les figures ci-dessous.

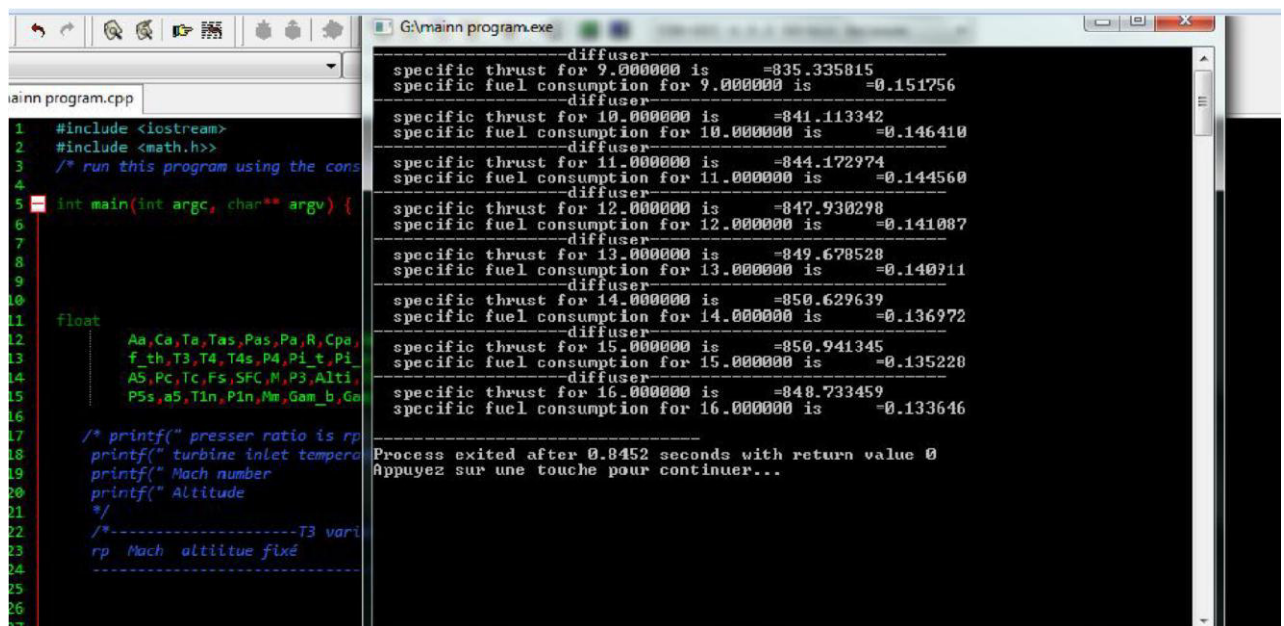


The screenshot shows a C++ IDE with the file `main.cpp` open. The code defines a `main` function that takes an altitude value and calculates various parameters based on a series of conditional statements. The output window shows the program's execution, starting with the prompt "Introduce value of Alt: 13000".

```
1 #include <iostream>
2 #include <math.h>
3 /* run this program using the
4
5 int main(int argc, char** argv)
6
7
8
9     float
10     Aa,Ca,Ta,Tas,Pas,
11     f_th,T3,T4,T4s,P4
12     TC,Fs,SFC,Ma,P3,A
13     P5s,a5,T1n,P1n,Mm
14
15 //-----
16 Tsi=288.15;
17 T3=1700;
18 Ma=0.8;
19 printf("introduce val
20 scanf("%f",&Alti);
21
22 if (1100<Alti<=2500)
23 {
24     Tas =247;
25     Pas=0.2265*(exp (1.73-(0.000157*Alti)));
26 }
27 else if(Alti<=1100)
28 {
29     Tas=Tsi-0.0049*Alti;
30     Pas=Psi*pow((Tas/Tsi),5.256) ;
31 }
```

Output window: `G:\Omnia\main.exe`
Introduce value of Alt: 13000

1^{er} cas : le rapport de pression



The screenshot shows the `main program.cpp` file and its execution output. The code defines a `main` function that calculates various parameters for a diffuser. The output window shows the program's execution, displaying the specific thrust and specific fuel consumption for a diffuser at various altitudes.

```
1 #include <iostream>
2 #include <math.h>
3 /* run this program using the console window
4
5 int main(int argc, char** argv) {
6
7
8
9     float
10     Aa,Ca,Ta,Tas,Pas,Pa,R,Cpe,
11     f_th,T3,T4,T4s,P4,Pi_t,Pi_
12     AS,PC,Tc,Fs,SFC,M,P3,Alti,
13     P5s,a5,T1n,P1n,Mm,Gam_b,Gam
14
15
16
17 /* printf(" presser ratio is rp
18 printf(" turbine inlet tempera
19 printf(" Mach number
20 printf(" Altitude
21 */
22 /*-----T3 vari
23 rp Mach altitue fixé
24
25
26
27
```

Output window: `G:\main program.exe`

Altitude (m)	specific thrust (N/kg)	specific fuel consumption (kg/N.s)
9.000000	-835.335815	-0.151756
10.000000	-841.113342	-0.146410
11.000000	-844.172974	-0.144560
12.000000	-847.930298	-0.141087
13.000000	-849.678528	-0.140711
14.000000	-850.629639	-0.136972
15.000000	-850.941345	-0.135220
16.000000	-848.733459	-0.133646

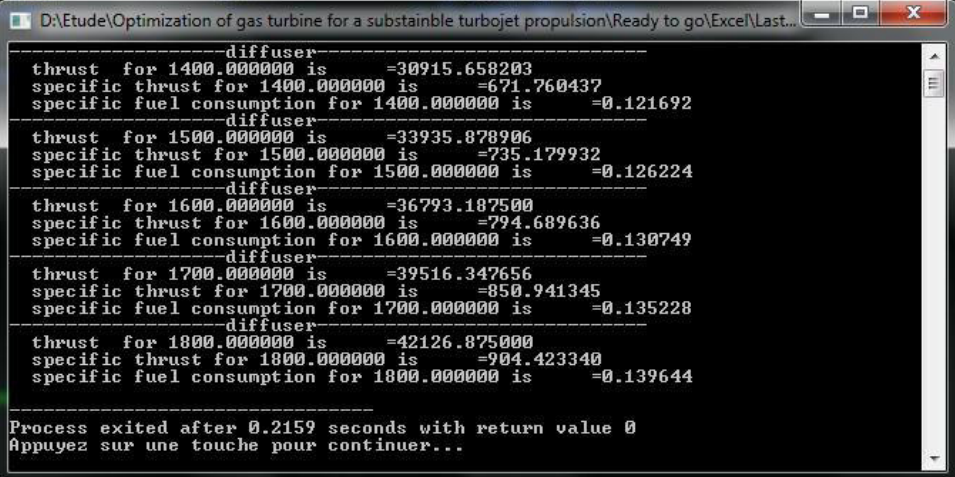
Process exited after 0.8452 seconds with return value 0
Appuyez sur une touche pour continuer...

2^{ème} cas : température d'entrée de la turbine

```

19 printf(" Mach number      is M      = "),scanf("%f",&M);
20 printf(" Altitude      is Alt      = "),scanf("%f",&Alt);
21 /*
22 */
23 rp Mach alt
24
25
26
27 rp=15;
28 M=0.8;
29 Alt=13000;
30
31
32
33
34
35
36
37 Tas=247;
38 Pas=0.2265*(e
39 Gam_a=1.403;
40 R=287.1;
41 Cpa=1.148;
42 Hv=43100;
43 Cpg=1.004;
44 Pi_m=0.99;
45 Gam_g=1.403;
46 Ma=4;
47 Pi_c=0.85;
48 Pi_d=0.9;
49 Pi_cc=0.92;

```



```

-----diffuser-----
thrust for 1400.000000 is      =30915.658203
specific thrust for 1400.000000 is      =671.760437
specific fuel consumption for 1400.000000 is      =0.121692
-----diffuser-----
thrust for 1500.000000 is      =33935.878906
specific thrust for 1500.000000 is      =735.179932
specific fuel consumption for 1500.000000 is      =0.126224
-----diffuser-----
thrust for 1600.000000 is      =36793.187500
specific thrust for 1600.000000 is      =794.689636
specific fuel consumption for 1600.000000 is      =0.130749
-----diffuser-----
thrust for 1700.000000 is      =39516.347656
specific thrust for 1700.000000 is      =850.941345
specific fuel consumption for 1700.000000 is      =0.135228
-----diffuser-----
thrust for 1800.000000 is      =42126.875000
specific thrust for 1800.000000 is      =904.423340
specific fuel consumption for 1800.000000 is      =0.139644
-----diffuser-----
Process exited after 0.2159 seconds with return value 0
Appuyez sur une touche pour continuer...

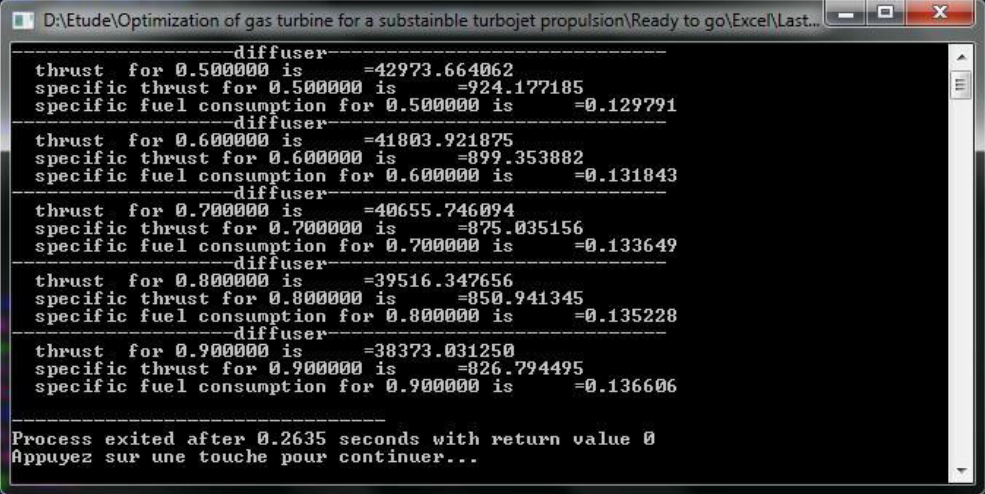
```

3^{ème} cas: Nombre de Mach

```

22 /*-----T3 varie de 9 jusqu'a 16-----*/
23 rp Mach alt+un Etud
24
25
26
27 rp=15;
28 T3=1700;
29 Alt=13000;
30
31
32
33
34
35
36
37 Tas=
38 Pas=
39 Gam
40 R=287.1;
41 Cpa=
42 Hv=43100;
43 Cpg=
44 Pi_m=
45 Gam
46 Ma=4;
47 Pi_c=0.85;
48 Pi_d=0.9;
49 Pi_cc=0.92;
50 deIt_Pcc=0.07;
51 Pi_m=0.98;
52 Pi_t=0.89;
53 Pi_t=0.98;

```

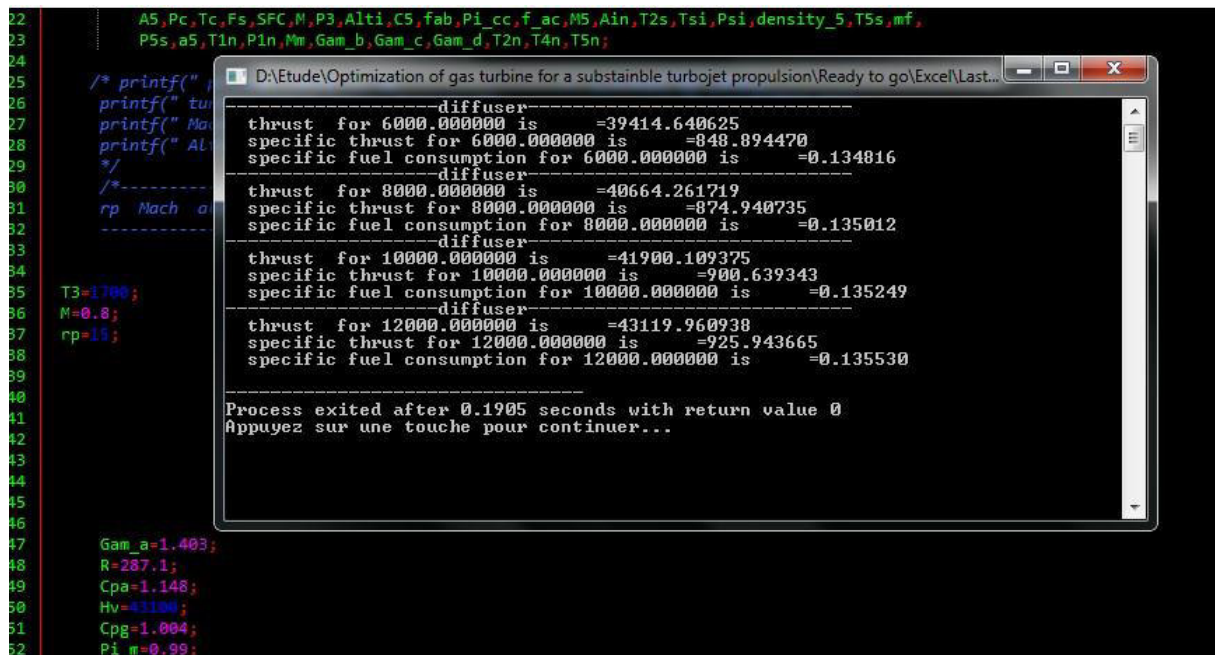


```

-----diffuser-----
thrust for 0.500000 is      =42973.664062
specific thrust for 0.500000 is      =924.177185
specific fuel consumption for 0.500000 is      =0.129791
-----diffuser-----
thrust for 0.600000 is      =41803.921875
specific thrust for 0.600000 is      =899.353882
specific fuel consumption for 0.600000 is      =0.131843
-----diffuser-----
thrust for 0.700000 is      =40655.746094
specific thrust for 0.700000 is      =875.035156
specific fuel consumption for 0.700000 is      =0.133649
-----diffuser-----
thrust for 0.800000 is      =39516.347656
specific thrust for 0.800000 is      =850.941345
specific fuel consumption for 0.800000 is      =0.135228
-----diffuser-----
thrust for 0.900000 is      =38373.031250
specific thrust for 0.900000 is      =826.794495
specific fuel consumption for 0.900000 is      =0.136606
-----diffuser-----
Process exited after 0.2635 seconds with return value 0
Appuyez sur une touche pour continuer...

```

4ème cas : Altitude



```
22 A5,Pc,Tc,Fs,SFC,M,P3,Alti,CS,fab,Pi_cc,f_ac,M5,Ain,T2s,Tsi,Psi,density_5,T5s,mf,
23 P5s,a5,T1n,P1n,Mm,Gam_b,Gam_c,Gam_d,T2n,T4n,T5n;
24
25 /* printf("
26 printf(" tu
27 printf(" Ma
28 printf(" AL
29 */
30 /*-----
31 rp Mach a
32 -----
33
34
35 T3=1700;
36 M=0.8;
37 rp=18;
38
39
40
41
42
43
44
45
46
47 Gam_a=1.403;
48 R=287.1;
49 Cpa=1.148;
50 Hv=41100;
51 Cpg=1.004;
52 Pi=0.99;
```

```
-----diffuser-----
thrust for 6000.000000 is =39414.640625
specific thrust for 6000.000000 is =848.894470
specific fuel consumption for 6000.000000 is =0.134816
-----diffuser-----
thrust for 8000.000000 is =40664.261719
specific thrust for 8000.000000 is =874.940735
specific fuel consumption for 8000.000000 is =0.135012
-----diffuser-----
thrust for 10000.000000 is =41900.109375
specific thrust for 10000.000000 is =900.639343
specific fuel consumption for 10000.000000 is =0.135249
-----diffuser-----
thrust for 12000.000000 is =43119.960938
specific thrust for 12000.000000 is =925.943665
specific fuel consumption for 12000.000000 is =0.135530
-----
Process exited after 0.1905 seconds with return value 0
Appuyez sur une touche pour continuer...
```

Partie 2. Programme LINGO

Un modèle d'optimisation LINGO se composera des trois éléments suivants :

1. Fonction Objectif

La fonction objective est une formule qui exprime exactement ce que vous voulez optimiser. Dans les modèles axés sur les entreprises, ce sera généralement une fonction de profit que vous souhaitez maximiser ou une fonction de coût que vous souhaitez minimiser. Les modèles peuvent avoir, au plus, une fonction objective. Dans notre cas, la fonction objective est $4 \times 10^{-8}x^2 - 2 \times 10^{-5}x + 1.0208$.

2. Variables

Les variables sont les quantités que vous avez sous votre contrôle. Vous devez décider quelles sont les meilleures valeurs des variables. Pour cette raison, les variables sont parfois appelées variables de décision. L'objectif de l'optimisation est de trouver les valeurs des variables d'un modèle qui génèrent la meilleure valeur pour la fonction objective, sous réserve des conditions limites imposées aux variables. Dans notre cas, la variable est un, le rapport de pression optimal (rf).

3. Constraints

Presque sans exception, il y aura une limite sur les valeurs que les variables d'un modèle peuvent supposer au moins une ressource sera limitée. Ces limites sont exprimées en termes de formules qui sont fonction des variables du modèle. Ces formules sont appelées contraintes car elles limitent les valeurs que les variables peuvent prendre. Dans notre cas, les contraintes sont les valeurs minimales et maximales que rf peut prendre.

Après avoir configuré les trois composants principaux, nous choisissons Max ou Min en fonction de notre besoin, puis on exécute l'optimisation des résultats dans les détails illustrés dans la figure ci-dessous.

