

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان -

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme** de **MASTER**

En : Génie Mécanique

Spécialité : Energétique

Par : BOUSSOUAR Ghizlene

Sujet

Influence des paramètres atmosphériques sur les performances aérodynamiques du groupe turboréacteur CFM56-7B

Soutenu à distance, le 27/11/2021 , devant le jury composé de :

M. M. BENRAMDANE	MCA	Univ. Tlemcen	Président
M. A. ALIANE	MCB	Univ. Tlemcen	Directeur de mémoire
Mme. H. SAIB	MAA	Univ. Tlemcen	Examineur

Année Universitaire 2020-2021

Remerciement:

Avant de démarrer ce travail qui représente la fin d'un parcours d'étude riche en expérience humaines et académiques, il m'apparaît opportun de remercier le bon Dieu, le tout puissant et miséricordieux, qui m'a donné la force, l'intelligence et la patience d'accomplir ce modeste travail. Mes remerciements sont destinés tout d'abord au monsieur ALLIANE Abdennour pour avoir accepté de m'encadrer, pour ses précieux conseils et son engagement tout au long de ce travail.

Je remercie le professeur BENRAMDANE.M pour l'honneur qu'il me fait en acceptant d'être le président de ce mémoire.

Mon remerciement ira également vers Mme SARI HASSOUN.H qui a accepté de jury ce mémoire.

Enfin, j'adresse mes sincères remerciements à l'ensemble des enseignants du département Génie Mécanique.

Dédicace:

Je dédie ce mémoire à;

Mes parents qui ont œuvrés pour ma réussite, qui ont toujours cru en moi et ont mis à ma disposition tous les moyens nécessaires pour ma réussite, sont soutiens, tous les sacrifices consentirent et sont précieux conseils, merci pour tous votre assistantes et votre présences dans ma vie, pour les valeurs nobles.

Ma sœur Nawel, et Djazia qui aussi crue en moi ont mise à ma disposition tous les moyens nécessaires pour réussir.

A mes chères amies (Farah, Nour lhouda, Aya, Rania, Asya).

Nomenclature :

Abréviation

C_{BP}	Compresseur Basse Pression	
CC	Chambre de Combustion	
Ch	Consommation horaire	Kg/h
C_{HP}	Compresseur Haute pression	
C_p	Chaleur Spécifique	J/kg/k
EC	énergie cinétique	m/s
C_{sp}	Consommation Spécifique	Kg/h/daN
F_s	Poussé Spécifique	N/kg/s
PCI	Pouvoir Calorifique	Kg/Kj
T_{BP}	Turbine Basse Pression	
T_{HP}	Turbine Haute Pression	
ISA	International Standard Atmosphere	

Lettres Grecques

γ	Coefficient isentropique
ρ	Masse volumique de l'air au point
λ	Taux de dilution
η_c	Rendement du compresseur
η_{BC}	Rendement du compresseur basse pression
η_{HC}	Rendement du compresseur haute pression
η_{CC}	Rendement de la chambre de combustion
η_0	Rendement global
η_{is}	Rendement isentropique

η_p Rendement de propulsion

η_T Rendement de la turbine

η_{TBP} Rendement de la turbine basse pression

η_{THP} Rendement de la turbine haute pression

η_{th} Rendement thermique

η_{tuy} Rendement de la tuyère

ρ Masse volumique statique

Kg/m^3

τ_c Taux de compression

Lettres

a Vitesse du son

m/s

C_{p_a} Chaleur spécifique à pression constante de l'air

C_{p_g} Chaleur spécifique à pression constante des gaz

C_{p_m} Chaleur spécifique à pression constante du mélange (flux secondaire flux primaire)

F Poussée nette

N

h Altitude

M Nombre de mach

Q Débit totale d'air

Kg/s

r Constante des gas

J/kg/k

C_w le taux de travail net

\dot{W}_c La puissance de compresseur

W

\dot{W}_T La puissance de turbine

W

\dot{m}_a Débit d'air

m^3/s

Table des matières

REMERCIEMENT:	2
DEDICACE:.....	2
NOMENCLATURE :	3
ملخص	7
ABSTRACT	7
RESUME.....	7
LISTE DES FIGURES.....	8
LISTE DES TABLEAUX.....	10
INTRODUCTION GENERAGLE	1
CHAPITRE I : ETAT DE L'ART DES MOTEURS A REACTION.....	3
I .1 INTRODUCTION	4
I.2 BREF HISTORIQUE.....	4
I .3 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION	7
I.3.1 Turboréacteur.....	7
I.3.2 Turbopropulseur	8
I.3.3 Turbomoteur	9
I.3.4 Statoréacteur (Ramjet).....	9
I.3.5 Superstatoréacteur (Scramjet).....	10
I.4 FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR A REACTION	11
I.4.1 Entrée de l'air	11
I.4.2 Soufflante.....	12
I.4.3 Compresseur	12
I.4.4 Chambre de combustion	14
I.4.5 Turbine.....	14
I.4.5 Tuyère	15
I.4.6 Paliers et enceintes.....	16
I.4.7 Boîtiers d'accessoires.....	16
CHAPITRE II : THERMODYNAMIQUE DES TURBOREACTEURS.....	18
II.1 INTRODUCTION	19

II.2 EVOLUTION DES GAZ DANS UN TURBOREACTEUR	19
II.2.1 Entrée du moteur (diffuseur)	19
II.2.2 Compresseur	20
II.2.3 Chambre de combustion	21
II.2.4 Turbine	23
II.2.5 Tuyère.....	24
II.2.6 Cycle thermodynamique.....	25
II.3 PARAMETRES DE PERFORMANCE D'UN MOTEUR A REACTION	25
II.3.1 Poussée	26
II.3.2 Poussée spécifique.....	26
II.3.3 Consommation spécifique	27
II.4 CONCLUSION	28
CHAPITRE III : INFLUENCE DES PARAMETRES ATMOSPHERIQUES SUR LES PERFORMANCES DU GROUPE	
TURBOREACTEUR CFM56-7B	29
III.1 INTRODUCTION	30
III.2 DESCRIPTION DU PROGRAMME DE CALCULE EES	30
III.3 PRESENTATION DE TURBOREACTEUR CFM56-7B.....	30
III.4 CALCUL DES PARAMETRES DE PERFORMANCES DU CFM56-7B	31
III.4.1 Données et hypothèse de calcul	31
III.4.2 Model d'atmosphère :	32
III.5 ETUDE PARAMETRIQUE DES PERFORMANCES DU TURBOREACTEUR	34
III.5.1 Influence des paramètres atmosphériques.....	34
III.5.2 Influence du rapport de compression	38
III.5.3 Influence de la température maximale du cycle.....	41
III.6 Influence de la température de fin de combustion a diff2.....	45
III.8 CONCLUSION	53
CONCLUSION GENERALE	54
BIBLIOGRAPHIE	56

الغرض من هذه الأطروحة هو إجراء دراسة ديناميكية حرارية لمحرك نفاث من طراز CFM56 7B من خلال استهداف تأثير العوامل الجوية على أدائه. بناءً على نموذج ديناميكي حراري، يتم تقديم نموذج جوي معتمد يحدد تباين ظروف الغلاف الجوي للضغط ودرجة الحرارة. يتم نسخ النموذج الذي تم الحصول عليه بهذه الطريقة في بيئة رقمية EES من أجل دراسة، من ناحية، تأثير الظروف الجوية من خلال التباين في الارتفاع. اقتصر تأثير معاملات التصميم على دراسة تأثير نسبة الضغط لوحدة الضاغط وتأثير نهاية درجة حرارة الاحتراق (الحد الأقصى) على أداء الآلة بما في ذلك الظروف الجوية. تمت مناقشة النتائج التي تم الحصول عليها وتقديم التفسيرات

Abstract

The purpose of this dissertation is to carry out a thermodynamic study of a CFM56.7B turbojet by targeting the influence of atmospheric parameters on its performance. Based on a thermodynamic model, the adopted atmospheric model specifying the variation of atmospheric conditions of pressure and temperature is presented. The model thus obtained is transcribed under EES environment in order to study, on the one hand, the influence of atmospheric conditions through the variation in altitude. The influence of the design parameters was limited to the study of the influence of the compression ratio of the compressor unit and the influence of the end of combustion temperature (maximum) on the performance of the machine including the conditions atmospheric. The results obtained were discussed and interpretations are provided.

Résumé

Ce mémoire a pour but de mener une étude thermodynamique d'un turboréacteur CFM56.7B en ciblant l'influence des paramètres atmosphériques sur ses performances. En se basant sur un modèle thermodynamique, le modèle d'atmosphère adopté spécifiant la variation des conditions atmosphériques de pression et de température est présenté. Le modèle ainsi obtenu est transcrit sous environnement EES afin d'étudier d'un côté l'influence des conditions atmosphériques à travers la variation d'altitude. L'influence des paramètres de conception a été limitée à l'étude de l'influence du rapport de compression du groupe compresseur et l'influence de la température de fin de combustion (maximale) sur les performances de l'engin en incluant les conditions atmosphériques. Les résultats obtenus ont été discutés et des interprétations sont fournies.

LISTE DES FIGURES

FIGURE I. 1 : LE FLYER 1 DES FRERES WRIGHT	4
FIGURE I. 2 : WHITTLE ET VON OHAINOF EN 1978.....	5
FIGURE I. 3 : LE MOTEUR W1 DE WHITTLE 1941.....	5
FIGURE I. 4 : MODELE J31 DE GENERAL ELECTRIC 1942	6
FIGURE I. 5 : MESSERSCHMITT ME 262 EQUIPE DU MOTEUR JUNKERS JUMO	6
FIGURE I. 6 : TURBOREACTEUR A SIMPLE FLUX	7
FIGURE I. 7 : TURBOREACTEUR DOUBLE-FLUX MELANGES	7
FIGURE I. 8 : TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX SEPARES	8
FIGURE I. 9 : TURBOPROPULSEUR	8
FIGURE I. 10 : TURBOMOTEUR.....	9
FIGURE I. 11 : STATOREACTEUR [WIKI]	10
FIGURE I. 12 : SUPERSTATOREACTEUR (SCRAJET)	11
FIGURE I. 13 : ELEMENTS COMPOSANTS LA SOUFFLANTE.....	12
FIGURE I. 15 : COMPRESSEUR AXIAL	13
FIGURE I. 16 : ZONES DE LA CHAMBRE A COMBUSTION.....	14
FIGURE I. 17 : TURBINE (A) AXIALE, (B) CENTRIPETE	15
FIGURE I. 18 : COMPOSANTS DE BASE D'UN ETAGE DE TURBINE.....	15
FIGURE I. 19 : PALIERS DANS UN TURBOREACTEUR.....	16
FIGURE I. 20 : POINTS FIGURATIFS DES ETATS THERMODYNAMIQUES DES GAZ.....	16
FIGURE II. 1 : POINTS FIGURATIFS DES ETATS THERMODYNAMIQUES DES GAZ	19
FIGURE II. 2 : DIAGRAMME (H-S) DE L'ENTREE DU MOTEUR	20
FIGURE II. 3 : PROCESSUS DE COMPRESSION	21
FIGURE II. 4 : BILAN DANS LA CHAMBRE DE COMBUSTION	22
FIGURE II. 5 : PROCESSUS REEL DE COMBUSTION.....	23
FIGURE II. 6 : PROCESSUS DE DETENTE DAN LA TURBINE.....	23
FIGURE II. 7 : EXPANSION DES GAZ DANS LA TUYERE.....	24
FIGURE II. 8 : CYCLE THERMODYNAMIQUE DU TURBOREACTEUR.....	25
FIGURE III. 1 :TURBOREACTEUR CFM56-7B.....	31
FIGURE III. 2 : VARIATION DE LA PRESSION ET DE LA TEMPERATURE DANS LA TROPOSPHERE.....	34
FIGURE III. 3 : INFLUENCE DE L'ALTITUDE SUR LES PUISSANCES.....	35
FIGURE III. 4 : POUSSEE ET POUSSEE SPECIFIQUE EN FONCTION DE L'ALTITUDE.....	32
FIGURE III. 5 : RENDEMENTS EN FONCTION DE L'ALTITUDE	37

FIGURE III. 6 : LA CONSOMMATION SPECIFIQUE ET LE COEFFICIENT DE TRAVAIL EN FONCTION DE L'ALTITUDE	38
FIGURE III. 7 LA PUISSANCE EN FONCTION DE RAPPORT DE PRESSION.....	38
FIGURE III. 8 LA POUSSEE ET LA POUSSEE SPECIFIQUE EN FONCTION DE RAPPORT DE COMPRESSION.....	39
FIGURE III. 9 LE RENDEMENT EN FONCTION DE RAPPORT DE COMPRESSION	40
FIGURE III. 10 LA CONSOMMATION SPECIFIQUE ET LE COEFFICIENT DE TRAVAIL EN FONCTION DE RAPPORT DE COMPRESSION	41
FIGURE III. 11 LA PUISSANCE EN FONCTION DE TEMPERATURE MAXIMALE.....	42
FIGURE III. 12 LA POUSSEE ET LA POUSSEE SPECIFIQUE EN FONCTION DE TEMPERATURE MAXIMALE.....	43
FIGURE III. 13 LES RENDEMENTS EN FONCTION DE TEMPERATURE MAXIMALE	43
FIGURE III. 14 LA CONSOMMATION SPECIFIQUE ET LE COEFFICIENT DE TRAVAIL EN FONCTION DE TEMPERATURE MAXIMALE	44
FIGURE III. 15: RENDEMENT INTERNE EN FONCTION DE L'ALTITUDE	45
FIGURE III. 16 LES COURBES DE RENDEMENT PROPULSIF EN FONCTION D'ALTITUDE.....	46
FIGURE III. 17 LES COURBES DE RENDEMENT THERMIQUE EN FONCTION D'ALTITUDE	47
FIGURE III. 18 LES COURBES DE POUSSEE EN FONCTION D'ALTITUDE	48
FIGURE III. 19 LES COURBES DE CONSOMMATION SPECIFIQUE EN FONCTION DE LA HAUTEUR	48
FIGURE III. 20 LES COURBES DE RENDEMENT GLOBAL EN FONCTION DE LA HAUTEUR.....	49
FIGURE III. 21 ; COURBES DU RENDEMENT THERMIQUE THEORIQUE	50
FIGURE III. 22 LE RENDEMENT PROPULSIF EN FONCTION DE RAPPORT DE COMPRESSION	51
FIGURE III.23 LA FIGURE DE RENDEMENT GLOBAL EN FONCTION DE RAPPORT DE COMPRESSION	52
FIGURE III. 24 LA FIGURE DE CONSOMMATION SPECIFIQUE EN FONCTION DE RAPPORT DE COMPRESSION.....	53

LISTE DES TABLEAUX

TABLEAU III. 1 : DIMENSIONS DU MOTEUR CFM56-7B.....	31
TABLEAU III. 2 : DONNEES DE CALCUL DU TURBOREACTEUR CFM56-7B.....	32
TABLEAU III. 3 : CONDITIONS AU NIVEAU DE LA MER.....	33

INTRODUCTION GENERAGLE

Les moteurs à réaction, inventés en 1930 par Frank Whittle (1907-1996), sont devenus la forme dominante de propulsion pour l'industrie du transport aérien commercial [1]. La capacité des avions à réaction à fournir des produits et des services à des vitesses rapides a changé la façon dont les affaires sont menées, et son prix abordable a permis à plus de personnes de voyager en avion. Avant le développement des moteurs à réaction, l'industrie aéronautique avait une limite absolue sur la vitesse, la distance et la hauteur à laquelle leurs avions pouvaient voler, et combien ils pouvaient transporter.

Whittle a exploré de nouvelles possibilités de propulsion, ce qui, en 1929, a conduit à son idée d'utiliser une turbine à gaz pour la propulsion par réaction.

Par ailleurs, le succès commercial d'un avion dépend fortement de son poids qui doit être allégé, du bruit produit par son moteur qui doit être faible, de sa consommation de carburant qui doit être compétitive, et à la fin des coûts d'exploitation et des tarifs de voyage. Un facteur qui contribue à atteindre cet objectif est la conception du moteur.

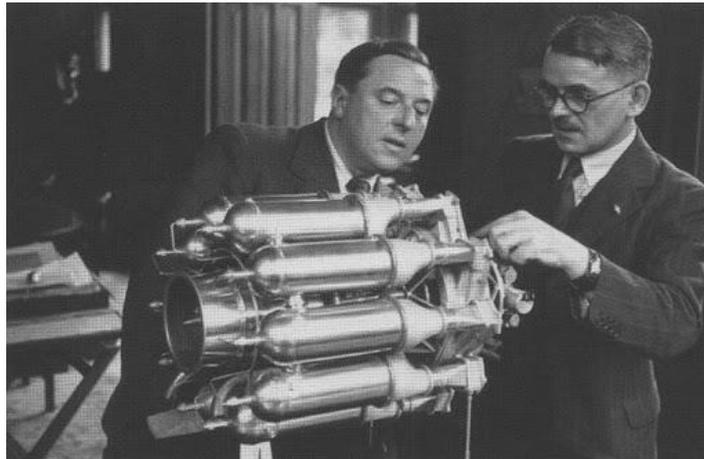


Figure 1 : L'ingénieur britannique Frank Whittle (1907-1996), pionnier de l'aviation à réaction, à droite, explique, en 1948, le fonctionnement de son turboréacteur W2B.

En outre, en raison de l'impact de plus en plus sensible des préoccupations environnementales sur l'aviation civile, la législation concernant les émissions fixées par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) sont de plus en plus strictes [2]. Les compagnies aériennes doivent réduire en permanence leurs coûts d'exploitation, qui, combinés avec les législations d'émissions strictes relèvent de nouveaux défis pour l'industrie des moteurs à réaction. Les nouveaux moteurs doivent être mis au point pour atteindre des coûts d'exploitation réduits, ainsi qu'un impact environnemental réduit. Une réduction de la consommation de carburant, qui est directement proportionnelle aux émissions de CO₂, peut être réalisée principalement en augmentant l'efficacité des composants, en augmentant le

rapport de la pression totale et la température d'admission dans la turbine et réduire sa poussée spécifique et la taille du moteur et son poids. Un certain nombre de nouveaux concepts de moteurs palliant à ces questions ont été proposées au fil des années. Cependant, la mise en œuvre de ces concepts implique un grand risque financier pour les constructeurs.

Le développement du moteur à réaction est un processus multidisciplinaire couvrant la thermodynamique, l'aérodynamique et la mécanique des solides, où les exigences d'une discipline peuvent très bien contredire les exigences d'une autre, et des compromis entre la performance, la taille, le poids et les coûts doivent en permanence être réalisés.

Ce travail vise à mener une étude de l'influence des facteurs atmosphériques lors de la conception d'un moteur à réaction et les étapes de conception préliminaire.

Après un bref historique et une revue bibliographique sur l'état de l'art des moteurs à réaction, le premier chapitre concerne la classification, la composition des moteurs à réaction, les retombées environnementales ainsi que les méthodes d'augmentation de la poussée.

Le second chapitre présente les outils mathématiques utilisés dans la modélisation thermodynamique des différents composants du moteur à réaction.

Le troisième chapitre constitue le vif du sujet et consiste à mener une étude paramétrique concernant l'influence des conditions atmosphériques à travers un modèle d'atmosphère. En se basant sur le modèle thermodynamique présenté au chapitre second, le modèle d'atmosphère adopté spécifiant la variation des conditions atmosphériques de pression et de température est présenté. Le modèle ainsi obtenu est transcrit sous environnement EES afin d'étudier d'un côté l'influence des conditions atmosphériques. En plus, l'influence des paramètres de conception a été limitée à l'étude de l'influence du rapport de compression du groupe compresseur et l'influence de la température de fin de combustion (maximale) sur les performances de l'engin en incluant les conditions atmosphériques. Les résultats obtenus sont discutés et des interprétations sont fournies.

Chapitre I : Etat de l'art des moteurs à réaction

I.1 Introduction

Un moteur à réaction est un type de moteur produisant un jet rapide qui génère une poussée par propulsion. Bien que cette définition large puisse inclure la propulsion par fusée, jet d'eau et hybride, le terme moteur à réaction fait généralement référence à un moteur à réaction à combustion interne qui aspire de l'air [3].

Les moteurs en cours de développement pour les applications à très grande vitesse éliminent le besoin d'un compresseur motorisé. Dans un moteur "béliet" tel qu'un statoréacteur ou un scramjet, l'air entrant dans le moteur est comprimé en raison de la géométrie de la section d'admission et du compresseur et de la vitesse d'avancement élevée de l'avion. En conséquence, ces types de moteurs ne nécessitent pas de compresseur ni de turbine pour les entraîner mais le moteur ne peut pas fonctionner lorsque l'avion est à l'arrêt [3].

La poussée d'un moteur d'avion de ligne typique est passée de 22 kN (*turboréacteur de Havilland Ghost*) dans les années 50 à 510 kN (*General Electric GE90*) dans les années 90, et leur fiabilité est passée de 40 à moins de 1 pour 100 000 à la fin des années 90. Ceci, combiné à une consommation de carburant considérablement réduite, a permis des vols transatlantiques de routine par des avions de ligne bimoteurs au tournant du siècle, où auparavant un voyage similaire aurait nécessité plusieurs arrêts de carburant [4].

I.2 Bref historique

De 1903, l'année du premier vol des frères Wright au bord du Flyer motorisé par un moteur à piston à essence à quatre cylindres de 12 chevaux, jusqu'à la fin des années 1930, le moteur à combustion interne alternatif à essence avec une hélice était le seul moyen utilisé pour propulser les avions.



Figure I. 1 : Le Flyer 1 des frères Wright [5]

L'anglais Frank Whittle et l'allemand Hans Von Ohainof sont brevetés d'avoir inventé le moteur à réaction. Le moteur de Whittle de 1930 se compose d'un compresseur axial bi-étagé suivi d'un étage centrifuge, une chambre de combustion axiale et une turbine axiale à deux étages.



Figure I. 2 : Whittle et von Ohainof en 1978 [6]

Whittle a eu beaucoup de mal à obtenir du soutien pour poursuivre son invention révolutionnaire.

Il a pu tester avec succès le W1 alimenté au kérosène en 1937, le premier moteur à réaction au monde ayant propulsé le Gloster E.28/39 lors de son vol inaugural le 15 mai 1941.



Figure I. 3 : Le moteur W1 de Whittle 1941 [7]

Le modèle de moteur W2 amélioré incorporait un compresseur centrifuge à double aspiration, une chambre de combustion canulaire axiale à flux inversé, une turbine axiale à un étage et produisait une poussée de 1560 lb (6930 N).

Le moteur Whittle W2 a été rebaptisé Welland après que le moteur est devenu le premier moteur à réaction en production du Royaume-Uni.

Le Bell XP-59A Airacomet effectua son premier vol le 1^{er} octobre 1942, propulsé par deux moteurs GE I-A.

Inconnu des Alliés, Hans von Ohain, un étudiant en ingénierie, avec le soutien continu de la compagnie d'aviation Heinkelthe, avait développé un moteur à réaction à essence en mars 1938, peu de temps après Whittle.

Cela a abouti au premier vol propulsé par jet pendant l'été 1939 à la veille de la Seconde Guerre mondiale. Le moteur de von Ohain avait un inducteur de flux axial en amont de l'étage de turbine centrifuge, une chambre de combustion à flux inversé et une turbine à flux radial. L'énergie des gaz d'échappement était d'environ 50 ch pour chaque lb/s de débit d'air d'admission, similaire à Whittle.



Figure I. 4 : Modèle J31 de General Electric 1942 [8]

Pendant la Seconde Guerre mondiale, le Junkers Jumo engine alimentant l'avion à réaction Messerschmitt Me 262 a été le premier chasseur à réaction en service-avril 1944.



Figure I. 5 : Messerschmitt Me 262 équipé du moteur Junkers Jumo [9]

Les moteurs Jumo de cet avion étaient montés dans des nacelles plutôt qu'à l'intérieur du fuselage de l'avion. Il a utilisé un compresseur à flux axial, une turbine à flux axial et une chambre de combustion à flux direct pour réduire la surface frontale

Cette première configuration est devenue un précurseur de la façon dont les futurs moteurs à réaction seraient configurés par rapport à la conception globale.

I.3 Classification des moteurs à réaction

I.3.1 Turboréacteur

Un turboréacteur est un moteur à réaction qui produit l'intégralité de sa poussée en éjectant un flux gazeux à haute énergie depuis la tuyère d'échappement du moteur. Les éléments constitutifs d'un turboréacteur sont l'admission, le moteur à turbine à gaz, constitué d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine, et la tuyère d'échappement. [10]

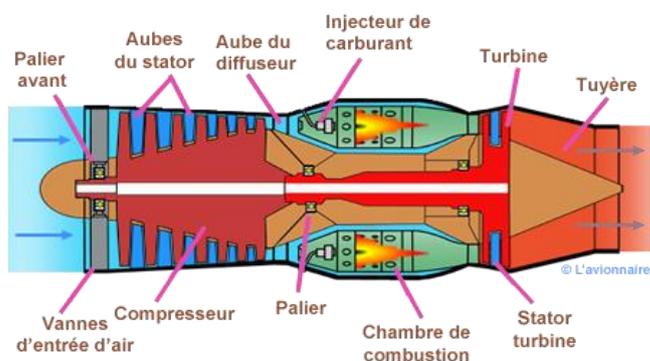


Figure I. 6 : Turboréacteur à simple flux

L'air aspiré dans le moteur est comprimé et chauffé par le compresseur. Le carburant est ensuite injecté dans la chambre de combustion et le mélange est brûlé. Cette combustion ajoute de l'énergie au flux d'échappement en chauffant et en dilatant l'air. Une énergie suffisante pour entraîner le compresseur est extraite du flux d'échappement par la turbine.

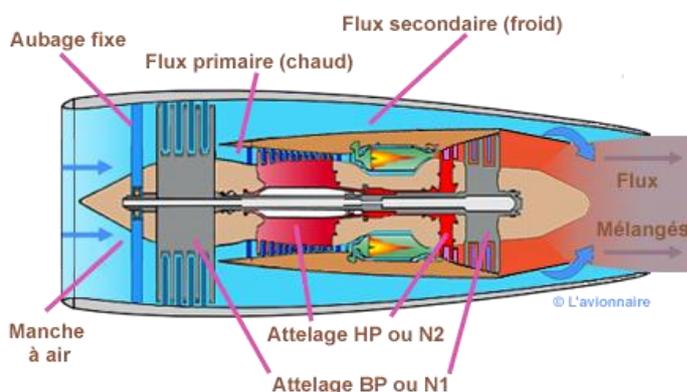


Figure I. 7 : Turboréacteur double-flux mélangés

Le reste de l'énergie d'échappement est utilisé pour produire une poussée, un processus qui est amélioré par la géométrie de la tuyère d'échappement. Lorsque les gaz d'échappement traversent la

tuyère, ils sont accélérés en fournissant ainsi la propulsion. La poussée produite par le moteur peut être augmentée de manière sélective en incorporant une postcombustion ou un réchauffage dans la conception du moteur.

Un turboréacteur peut être mono-flux ou double-flux (séparés ou mélangés).

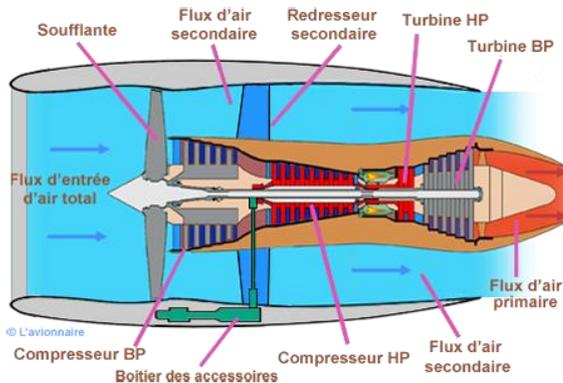


Figure I. 8 : Turboréacteur double flux séparés

I.3.2 Turbopropulseur

Aux États-Unis, en 1939, plusieurs ingénieurs innovèrent. Ils utilisèrent un nouveau mécanisme enclenchant la rotation des hélices : une turbine à gaz. Le 1^{er} moteur turbopropulseur fut le *Rolls-Royce Trent* construit en 1945 [11].

Aujourd'hui, un avion turbopropulseur est facilement reconnaissable grâce à ses hélices. Qu'elles soient au niveau des ailes ou sur le bec, les pales sont les éléments déterminant permettant le décollage de l'avion.

La différence fondamentale entre un jet privé et un turbopropulseur est le fonctionnement du moteur.

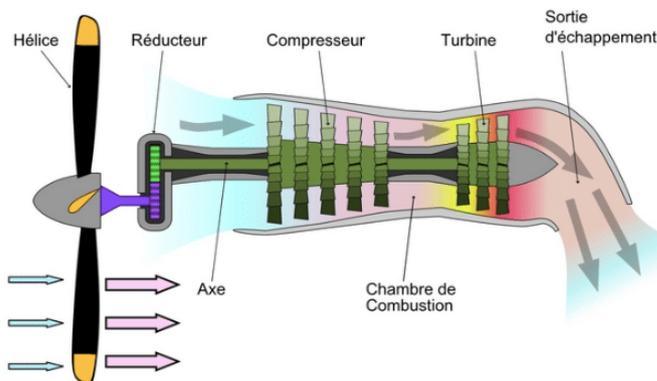


Figure I. 9 : Turbopropulseur

Le passage de l'air dans le moteur est la clé de la mise en marche. L'air passe par les compresseurs puis la chambre de combustion. Le carburant est alors injecté et brûlé provoquant une augmentation de chaleur. Cela actionne la turbine ainsi que l'hélice. Plus l'air entre vite, plus la turbine tourne vite

et propulse l'appareil. Les gaz d'échappements et l'énergie résiduelle non récupérée par les ailettes des turbines apportent une poussée supplémentaire.

I.3.3 Turbomoteur

Un turbomoteur est une variante d'un moteur à réaction optimisé pour produire de la puissance à un arbre pour entraîner des machines au lieu de produire une poussée. Les turbomoteurs sont le plus souvent utilisés dans les applications qui nécessitent un moteur léger, petit mais puissant, y compris les hélicoptères et les groupes auxiliaires de puissance. [10]

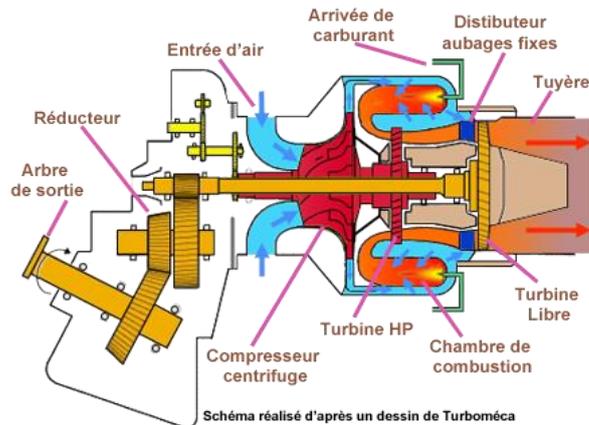


Figure I. 10 : Turbomoteur

Un turbomoteur utilise les mêmes principes qu'un turboréacteur pour produire de l'énergie, c'est-à-dire qu'il intègre un compresseur, une chambre de combustion et une turbine au sein du générateur de gaz du moteur. La principale différence entre le turbomoteur et le turboréacteur est qu'une section de puissance supplémentaire, composée de turbines et d'un arbre de sortie, a été intégrée dans la conception. Dans la plupart des cas, la turbine de puissance n'est pas liée mécaniquement au générateur de gaz. Cette conception, appelée "turbine de puissance libre", permet d'optimiser la vitesse de la turbine de puissance pour les machines qu'elle alimentera sans avoir besoin d'un réducteur supplémentaire au sein du moteur. La turbine de puissance extrait la quasi-totalité de l'énergie du flux d'échappement et la transmet via l'arbre de sortie aux machines qu'elle est destinée à entraîner.

I.3.4 Statoréacteur (Ramjet)

Un statoréacteur est une forme de moteur à réaction à respiration aérienne qui utilise le mouvement vers l'avant du moteur pour comprimer l'air entrant sans compresseur axial ni compresseur centrifuge. Parce que les statoréacteurs ne peuvent pas produire de poussée à vitesse nulle, ils ne peuvent pas déplacer un avion à partir d'un arrêt. Un véhicule propulsé par statoréacteur nécessite donc un décollage assisté comme une fusée pour l'accélérer à une vitesse où il commence à produire

de la poussée. Les statoréacteurs fonctionnent le plus efficacement à des vitesses supersoniques autour de Mach 3 (3 700 km/h). Ce type de moteur peut fonctionner jusqu'à des vitesses de Mach 6 (7 400 km/h) [12].

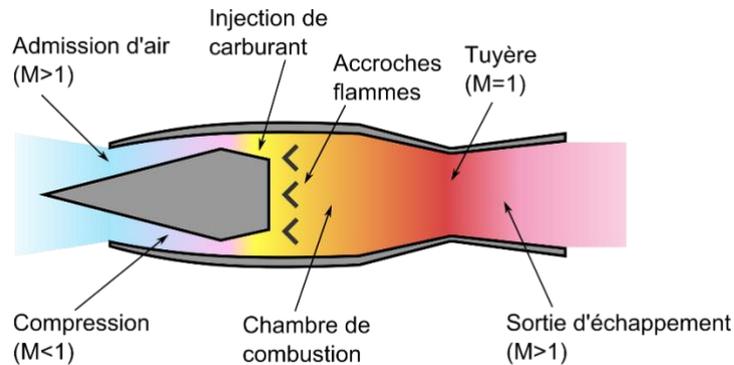


Figure I. 11 : Statoréacteur [Wiki]

Les statoréacteurs peuvent être particulièrement utiles dans les applications nécessitant un mécanisme petit et simple pour une utilisation à grande vitesse, comme les missiles. Les États-Unis, le Canada et le Royaume-Uni disposaient de défenses antimissiles à statoréacteur à grande échelle à partir des années 1960, telles que le CIM-10 Bomarc et le Bloodhound. Les concepteurs d'armes cherchent à utiliser la technologie statoréacteur dans les obus d'artillerie pour augmenter la portée ; on pense qu'un obus de mortier de 120 mm, s'il est assisté par un statoréacteur, peut atteindre une portée de 35 km (22 mi) [13]. Ils ont également été utilisés avec succès, mais pas efficacement, comme jets de pointe sur les extrémités des rotors d'hélicoptère.

I.3.5 Superstatoréacteur (Scramjet)

Le superstatoréacteur ou statoréacteur à combustion supersonique, aussi appelé de manière abrégée superstato (*scramjet* pour *supersonic combustion ramjet* en anglais), est une évolution du statoréacteur, système de propulsion par réaction des aéronefs, pouvant atteindre des vitesses de fonctionnement supérieures à Mach 6.

Le statoréacteur classique (à combustion subsonique) est limité en vitesse par l'efficacité de son divergent d'entrée. Celui-ci doit ramener la vitesse de l'air aux environs de mach 0,5 pour pouvoir obtenir une combustion stable et efficace.

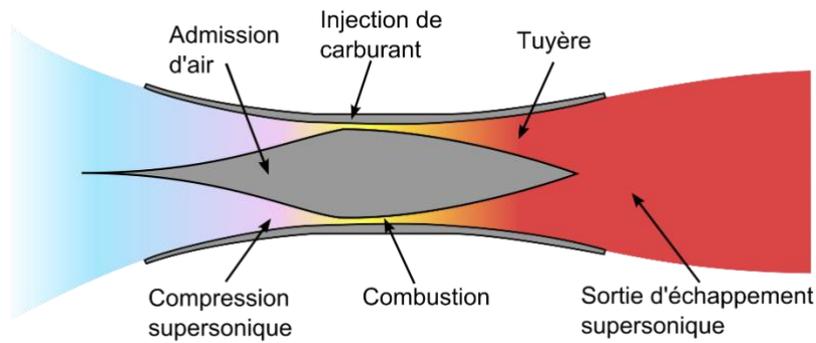


Figure I. 12 : Superstatoréacteur (Scrajjet)

Dans le superstatoréacteur, la différence est que la combustion, à l'intérieur du moteur, s'effectue à des vitesses supersoniques (de l'ordre de mach 2 pour l'avion expérimental sans pilote américain X-43A). Cela limite le ralentissement nécessaire de l'air extérieur et permet donc théoriquement d'atteindre des vitesses supérieures. Théoriquement, car il faut que cette combustion génère suffisamment de poussée pour maintenir de telles vitesses.

I.4 Fonctionnement d'un moteur à réaction

Tous les moteurs à réaction fonctionnent selon le même principe. Le moteur aspire l'air à l'avant avec un ventilateur. Un compresseur augmente la pression de l'air. Le compresseur est composé de nombreuses pales fixées à un arbre. Les ailettes tournent à grande vitesse et compriment l'air. L'air comprimé est ensuite aspergé de carburant et une étincelle électrique allume le mélange. Les gaz brûlants se dilatent et s'échappent par la tuyère, à l'arrière du moteur. Alors que les jets de gaz tirent vers l'arrière, le moteur et l'avion sont poussés vers l'avant. Lorsque l'air chaud se dirige vers la tuyère, il traverse une turbine. La turbine est fixée au même arbre que le compresseur. La rotation de la turbine fait tourner le compresseur.

L'air traverse le noyau du moteur ainsi qu'autour du noyau. Cela fait qu'une partie de l'air est très chaude et d'autres plus froides. L'air plus frais se mélange alors à l'air chaud au niveau de la zone de sortie du moteur.

I.4.1 Entrée de l'air

Son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions avant la soufflante où le premier compresseur soit régulier. Elle est conçue selon le type de turbine. Une entrée de turboréacteur sera complètement différente d'une entrée de turbopropulseur. Ces entrées d'air axiales sont dégivrées par de l'air chaud provenant généralement du compresseur haute pression. Si des ailettes directrices d'entrée d'air sont utilisées, elles disposeront également d'un système antigivrage. L'entrée contient également des matériaux réduisant le son, qui absorbent le bruit du FAN et permet de rendre le moteur plus silencieux.

I.4.2 Soufflante

Une soufflante est placée à l'avant du compresseur basse pression. Elle est constituée de pales de grandes dimensions dont l'incidence varie du pied de pale au bout de pale. La figure I.8 représente les éléments composants la soufflante

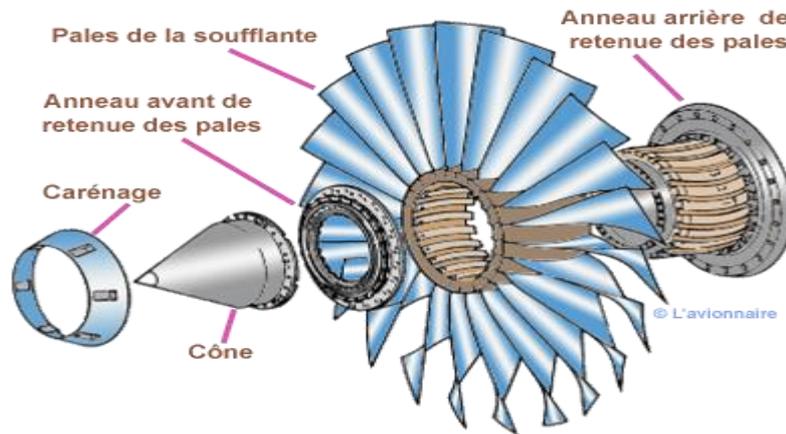


Figure I. 13 : Eléments composants la soufflante

Son rôle est d'assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur, ce flux va être séparé en deux. La majeure partie appelée flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. L'autre partie appelée flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression.

I.4.3 Compresseur

Le rôle de compresseur est élevé initialement la température et la pression du mélange air kérosène entre l'entrée et la chambre de combustion par transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression.

Il existe trois sortes de compresseurs :

- les compresseurs centrifuges ;
- les compresseurs axiaux ;
- le compresseur mixte ;

a. Compresseur Centrifuge

Il est constitué d'une grille d'aubes mobile suivie un diffuseur fixe. Dans la grille à aube mobile, l'air pénètre axialement et s'écoule ensuite radialement. La vitesse augmente du fait de l'accélération centrifuge et la pression du fait de la section divergente entre les aubes. L'air quitte

l'extrémité des pales à très grande vitesse. Dans le diffuseur (stator), une partie de la vitesse est transformée en pression du fait de la section divergente des aubes.

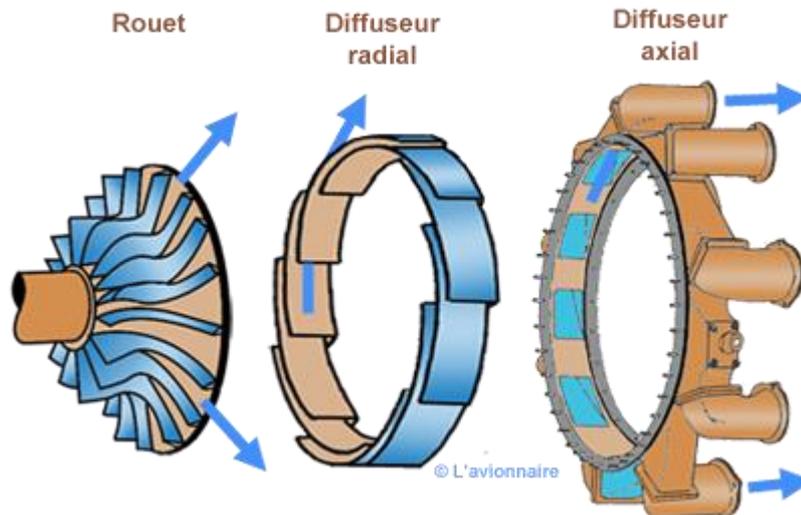


Figure I. 14 : Compresseur centrifuge

b. Compresseur axial

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aube mobile (rotor) et une roue à aube fixe stator (ou redresseur). La vitesse d'écoulement de l'air augmente dans chaque rangée d'aubes mobile ; elle est transformée en augmentation de pression dans chaque rangée d'aubes fixes.

Le compresseur axial est parfaitement adapté aux machines de grande puissance.



Figure I. 15 : Compresseur axial

La figure I.10 représente que le flux d'air étant de plus en plus comprimé va occuper un volume de plus en plus restreint. C'est pour cette raison que la hauteur des aubes est de plus en plus faible. À noter que de l'entrée à la sortie du compresseur le débit d'air reste constant si on ne tient pas compte

des prélèvements pour le refroidissement des turbines, climatisation de la cellule, étanchéité des paliers etc.

I.4.4 Chambre de combustion

L'air qui sort du compresseur se répartit en deux circuits :

- le premier circuit, environ 80 % du débit massique rentre directement dans le tube à flammes, et dans l'injecteur pour contribuer à la combustion ;
- le deuxième circuit, environ 20 % du débit massique d'air est pour refroidir les parois, et diluer et mélanger l'écoulement d'air dans le foyer (tube a flamme);

On peut considérer qu'une chambre de combustion peut être partagée en trois zones : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution.

- La première zone : l'air pénètre la chambre de combustion aux alentours de 500 °C.
- La deuxième zone : l'air se réchauffe jusqu'à 2000 °C.
- La troisième zone : l'air se refroidit aux environs de 1200°C, à la sortie de la chambre de combustion.

La figure ci-dessus représente les trois zones de la chambre à combustion ;

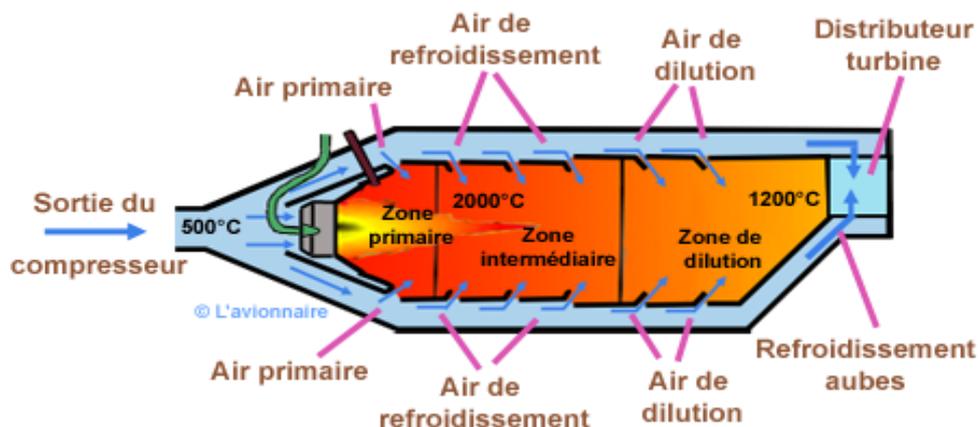


Figure I. 16 : Zones de la chambre à combustion

I.4.5 Turbine

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines :

I.4.5.1 Turbine axiale

C'est le cas le plus courant, la turbine HP est destinée à faire tourner le compresseur HP, la ou les turbines BP étant destinées à faire tourner le compresseur BP et la soufflante (quand il y en a une).

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe (distributeur) suivi d'un aubage mobile ou roue mobile.

Le distributeur accélère l'écoulement en le déviant. La roue mobile tourne, sous l'effet de cet écoulement. A la sortie de la turbine, l'air se sera détendu en contrepartie de l'énergie qu'il aura communiquée à cette turbine.

(On notera que les déviations de l'écoulement et les variations de pression sont beaucoup plus importantes dans un étage de turbine que dans un étage de compresseur, ainsi qu'un seul étage de turbine HP peut entraîner près (ou plus) d'une dizaine d'étages de compresseur HP).

I.4.5.2 Turbine centripète

Très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances.

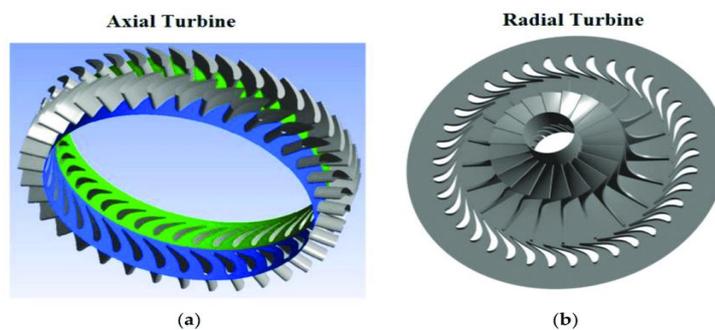


Figure I. 17 : Turbine (a) axiale, (b) centripète

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe distributeur ou stator, suivi d'un aubage mobile ou rotor.

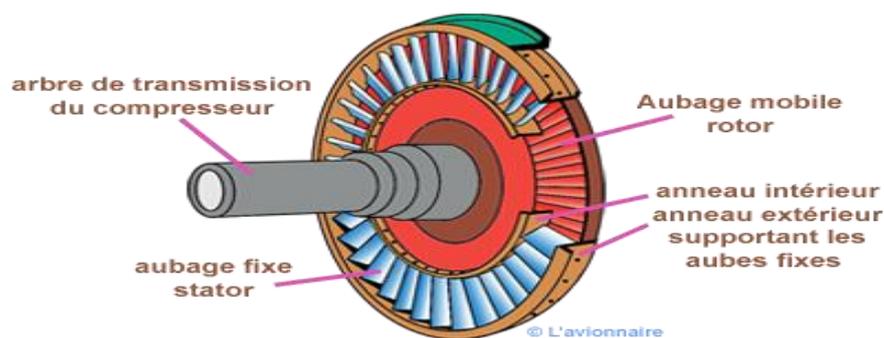


Figure I. 18 : Composants de base d'un étage de turbine

I.4.5 Tuyère

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. La conception du système

d'échappement exerce donc une influence considérable sur les performances du moteur. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente.

I.4.6 Paliers et enceintes

Les arbres qui relient compresseur et turbine doivent pouvoir tourner à très grandes vitesses. Leur tenue mécanique est fondamentale.

Même à grandes vitesses, ils doivent pouvoir rester rigoureusement rectilignes, parfaitement dans l'axe moteur, ils doivent pouvoir supporter des efforts de plusieurs tonnes ainsi qu'un minimum de balourds accidentels.

Des paliers, constitués de roulements à billes ou à rouleaux, soutiennent ces arbres en s'appuyant sur les structures fixes du turboréacteur. Selon le nombre de corps : simple-corps, double-corps ou triples-corps, ils sont respectivement au nombre de 3, 4 (ou 5) et 8(ou 9). Dans le cas des moteurs à corps multiples, il y a plusieurs paliers inter arbres.

Pour éviter de déplacement vers l'avant ou vers l'arrière des ensembles mobiles, le palier amont est un palier de butée, monté sur roulement à billets. Le déplacement longitudinal des arbres, Et donc celui des corps. Est contrôlé dans enceintes pressurisées. Celles-ci contiennent des pistons, solidaires des arbres, sur lesquels s'exercent des efforts de pression appropriés et variables selon les cas de vol.

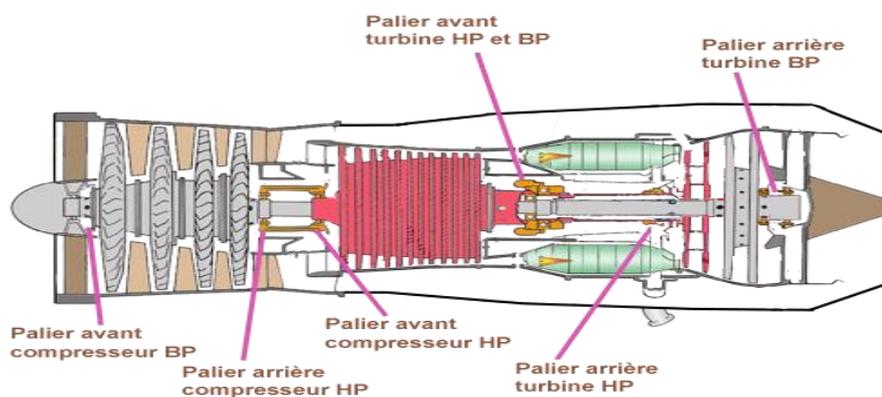


Figure I. 19 : Paliers dans un turboréacteur

I.4.7 Boîtiers d'accessoires

Un boîtier d'accessoires comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que :

- Générateurs électriques ;
- Pompes mécaniques pour l'hydraulique ;

- Pompes de carburant haute pression ;
- Pompes pour lubrification ;

L'emplacement du ou des boitiers d'accessoires internes au sein du noyau d'un moteur est dicté par les difficultés d'amener un arbre de transmission radialement vers l'extérieur et par l'espace disponible au sein du noyau du moteur.

Chapitre II : Thermodynamique des turboréacteurs

II.1 Introduction

Ce chapitre est consacré à introduire le formalisme nécessaire pour une modélisation du fonctionnement du turboréacteur. Les processus élémentaires sont présentés et les efficacités reflétant la performance de chaque composant est également introduite. [14]

II.2 Evolution des gaz dans un turboréacteur

La figure II.1 illustre le type adopté dans cette étude, il se compose d'un diffuseur d'un compresseur axial bi-étagé, une chambre de combustion, d'une turbine bi-étagée et une tuyère d'éjection.

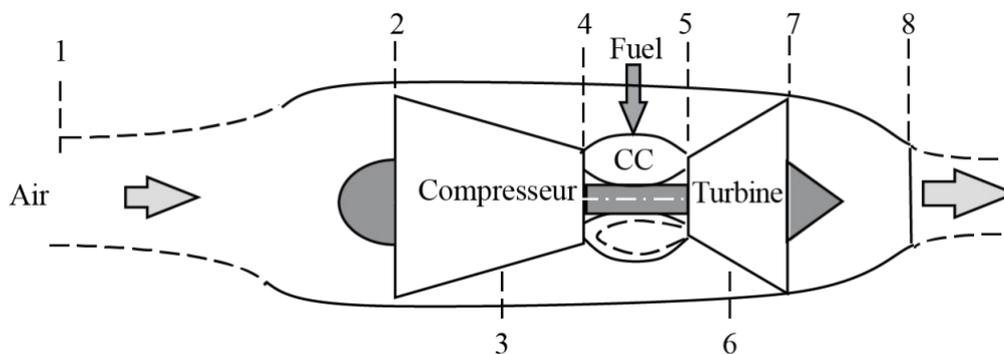


Figure II. 1 : Points figuratifs des états thermodynamiques des gaz

II.2.1 Entrée du moteur (diffuseur)

La fonction de base de l'entrée d'un turboréacteur est de fournir l'air au ventilateur/compresseur au bon nombre de Mach, M_2 , et à faible distorsion. Les compresseurs subsoniques sont conçus pour un nombre de Mach axial de $M_2 = 0.5 - 0.6$. Par conséquent, si le vol Mach nombre est supérieur à 0.5 ou 0.6, ce qui inclut tous les transports commerciaux et militaires, alors l'entrée est nécessaire pour décélérer l'air efficacement.

La décélération de l'écoulement s'accompagne de l'augmentation de la pression statique, ce qui crée un gradient adverse de pression. Pour empêcher la séparation de la couche limite d'admission, la géométrie de l'entrée est conçue de façon à éviter une diffusion rapide ou éventuellement par une conception d'entrée à géométrie variable.

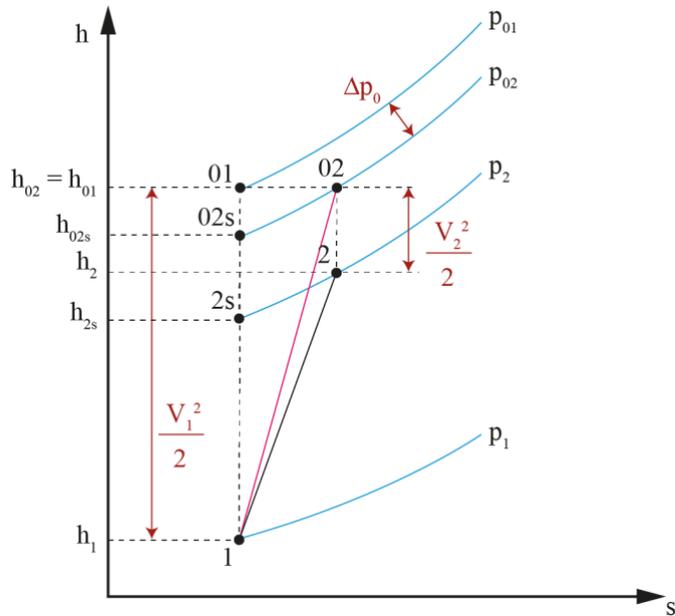


Figure II. 2 : Diagramme (h-s) de l'entrée du moteur

Le rapport de $\frac{p_{02}}{p_{01}}$ est le rapport de pression totale d'admission. L'efficacité adiabatique d'entrée, η_d est définie :

$$\eta_d = \frac{h_{02s} - h_1}{h_{02} - h_1} \quad \text{II.1}$$

En divisant le numérateur et le dénominateur par h_1 :

$$\eta_d = \frac{\frac{h_{02s}}{h_1} - 1}{\frac{h_{02}}{h_1} - 1} = \frac{\frac{T_{02s}}{T_1} - 1}{\frac{T_{01}}{T_1} - 1} = \frac{\left(\frac{p_{02}}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \quad \text{II.2}$$

qui peut être formulée par :

$$\frac{p_{02}}{p_1} = \left\{ 1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{II.3}$$

II.2.2 Compresseur

L'efficacité adiabatique du compresseur, η_c décrit un processus de compression « réel » sur un diagramme h-s, par rapport à un processus idéal isentropique. La figure représente le processus de compression sur un diagramme h-s.

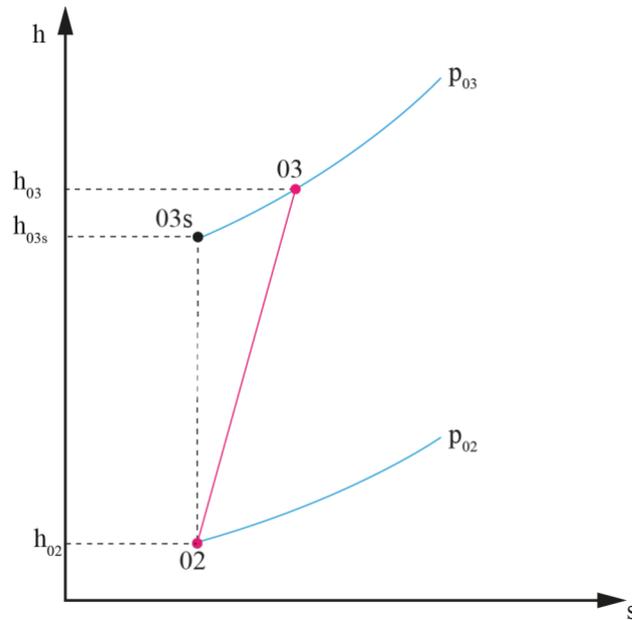


Figure II. 3 : Processus de compression

L'efficacité adiabatique du compresseur est le rapport entre la puissance idéale requise et la puissance consommée par le compresseur, c'est-à-dire :

$$\eta_{\text{cBP}} = \frac{h_{03s} - h_{02}}{h_{03} - h_{02}} = \frac{T_{03s} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} \quad \text{II.4}$$

Où

$$\eta_{\text{cBP}} = \frac{\pi_{\text{cBP}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_{\text{cBP}} - 1} \quad \text{II.5}$$

Où $\pi_{\text{cBP}} = \frac{p_{03}}{p_{02}}$ et $\tau_{\text{cBP}} = \frac{T_{03}}{T_{02}}$

De même :

$$\eta_{\text{cHP}} = \frac{\pi_{\text{cHP}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_{\text{cHP}} - 1} \quad \text{II.6}$$

Où $\pi_{\text{cHP}} = \frac{p_{04}}{p_{03}}$ et $\tau_{\text{cHP}} = \frac{T_{04}}{T_{03}}$

II.2.3 Chambre de combustion

Dans la chambre de combustion, l'air est mélangé au combustible et une réaction chimique exothermique s'ensuit, entraînant un dégagement de chaleur. Le brûleur idéal est considéré comme

se comportant comme un réchauffeur réversible, c'est-à-dire à combustion très lente, ($M_b = 0$), et sans frottement sur ses parois. Dans de telles circonstances, la pression totale de la chambre de combustion reste constante. Dans une vraie chambre de combustion, cependant, en raison du frottement des parois, du mélange turbulent et de la réaction chimique à un nombre de Mach fini, la pression totale chute. Kerrebrock (1992) donne une expression approximative de du rapport de dépression en termes de nombre de Mach dans le brûleur, M_b :

$$\pi_b = 1 - \varepsilon \frac{\gamma}{2} M_b^2 \quad 1 \leq \varepsilon \leq 2 \quad \text{II.7}$$

Où $\pi_b = \frac{P_{05}}{P_{04}}$

Le bilan énergétique appliqué à la chambre de combustion est résumé par la figure II.3:

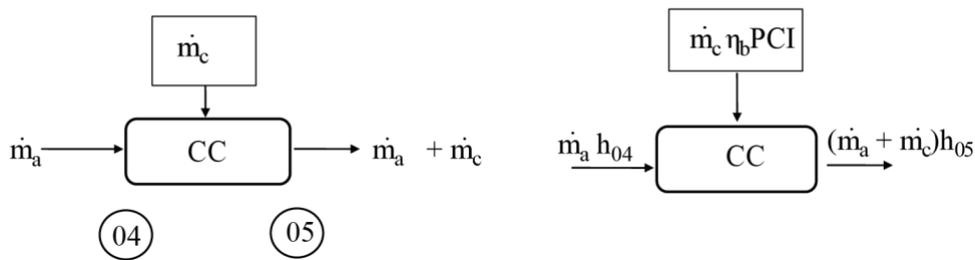


Figure II. 4 : Bilan dans la chambre de combustion

Ainsi,

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_a + \dot{m}_c = \dot{m}_a \left(1 + \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \right) = \dot{m}_a (1 + f) \quad \text{II.8}$$

Où $f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a}$ est le rapport fuel/air. Le bilan d'énergie donne

$$h_{04} + f \eta_b \text{PCI} = (1 + f) h_{05} \quad \text{II.9}$$

qui peut s'écrire sous la forme :

$$f = \frac{h_{05} - h_{04}}{\eta_b \text{PCI} - h_{05}} \quad \text{II.10}$$

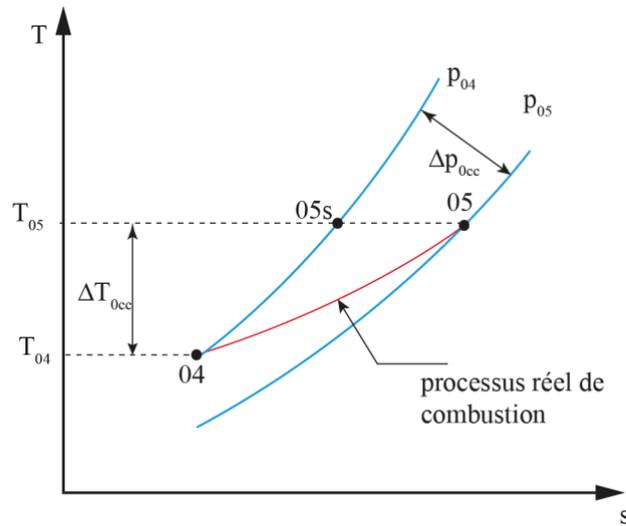


Figure II. 5 : Processus réel de combustion

II.2.4 Turbine

Le gaz à haute pression et haute température qui quitte la chambre de combustion est dirigé vers une turbine. La turbine est reliée au compresseur via un arbre commun, qui fournit la puissance de l'arbre au compresseur.

Le processus de détente dans une turbine est illustré sur le diagramme h-s, figure II.5

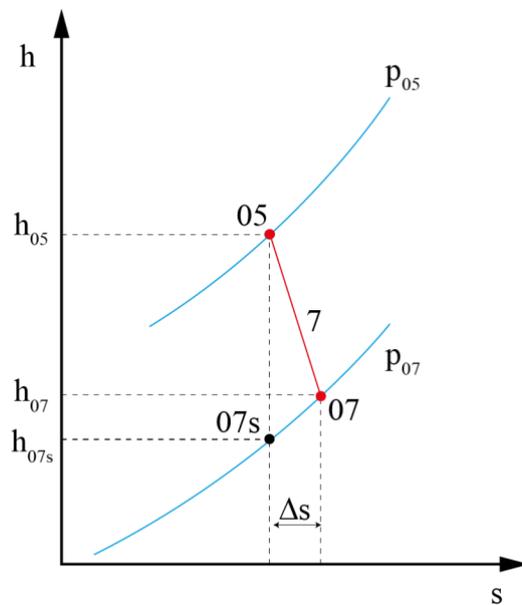


Figure II. 6 : Processus de détente dans la turbine

L'efficacité isentropique de chaque étage de la turbine est donnée comme suit :

$$\eta_{tHP} = \frac{h_{05} - h_{06}}{h_{05} - h_{06s}} = \frac{1 - \frac{T_{06}}{T_{05}}}{1 - \frac{T_{06s}}{T_{05}}} \quad \text{II.11}$$

ou

$$\eta_{tHP} = \frac{1 - \tau_{tHP}}{1 - \pi_{tHP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad \text{II.12}$$

où $\pi_{tHP} = \frac{p_{06}}{p_{05}}$ et $\tau_{tHP} = \frac{T_{06}}{T_{05}}$

De même :

$$\eta_{tBP} = \frac{1 - \tau_{tBP}}{1 - \pi_{tBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad \text{II.13}$$

où $\pi_{tBP} = \frac{p_{07}}{p_{06}}$ et $\tau_{tBP} = \frac{T_{07}}{T_{06}}$

II.2.5 Tuyère

Le processus d'expansion du gaz à une pression de sortie (statique), p_8 , est représenté sur un diagramme h-s, très similaire l'entrée. Les gaz entrent à un état total 07 et se détendent jusqu'à la condition statique de sortie, p_8 .

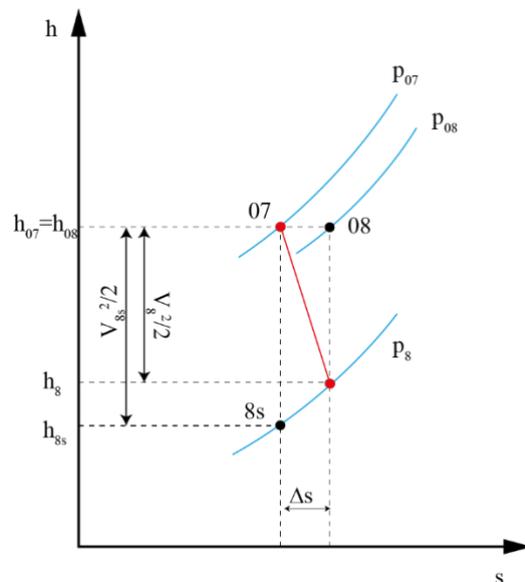


Figure II. 7 : Expansion des gaz dans la tuyère

L'efficacité adiabatique de la tuyère, η_n , très similaire à l'efficacité adiabatique de l'entrée, est définie :

$$\eta_n = \frac{h_{07} - h_8}{h_{07} - h_{8s}} \quad \text{II.14}$$

En divisant le numérateur et le dénominateur par h_1 :

$$\eta_n = \frac{1 - \frac{h_8}{h_{07}}}{1 - \frac{h_{8s}}{h_{07}}} = \frac{1 - \frac{T_8}{T_{07}}}{1 - \left(\frac{P_8}{P_{07}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{1 - \tau_n}{1 - \pi_n^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad \text{II.15}$$

où $\pi_n = \frac{P_8}{P_{07}}$ et $\tau_n = \frac{T_8}{T_{07}}$

II.2.6 Cycle thermodynamique

Pour conclure cette section, il convient de présenter le cycle réel sur un diagramme T-s. Ceci est illustré par la figure :

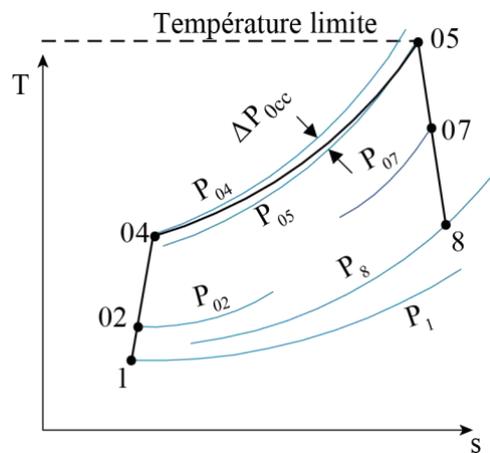


Figure II. 8 : Cycle thermodynamique du turboréacteur

II.3 Paramètres de performance d'un moteur à réaction

Les deux paramètres de performance les plus intéressants pour un système de propulsion sont la force qu'il produit dite poussée, F, et le rendement global de l'utilisation de l'énergie pour produire cette force, η_0 . La production de poussée est déduite en utilisant la forme intégrale du théorème de la quantité de mouvement.

Les paramètres de performances varient relativement d'un turboréacteur à un autre selon le type.

II.3.1 Poussée

La poussée est en grande partie composée du changement net de quantité de mouvement de l'air entrant et sortant du moteur, avec un ajustement généralement faible pour les différences de pression entre l'entrée et la sortie. La poussée est la force de réaction à l'action des gaz chauds accélérés et éjectés sur l'air ambiant :

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) V_8 - \dot{m}_a V_1 + (p_8 - p_0) A_8 \quad \text{II.16}$$

ou

$$F = \dot{m}_a [(1+f) V_8 - V_1] + (p_8 - p_0) A_8 \quad \text{II.17}$$

Si la tuyère est adaptée ($p_8 = p_0$), donc l'équation de poussée devient :

$$F = \dot{m}_a [(1+f) V_8 - V_1] \quad \text{II.18}$$

II.3.2 Poussée spécifique

C'est le rapport entre la poussée et le débit massique total (débit massique d'air + débit massique du carburant) :

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} \quad \text{II.19}$$

ou

$$F_s = [(1+f) V_8 - V_1] + \frac{(p_8 - p_0) A_8}{\dot{m}_a} \quad \text{II.20}$$

En considérant le débit à la sortie :

$$\dot{m}_a = \frac{\dot{m}_8}{1+f} = \frac{p_8 A_8 V_8}{r T_8 (1+f)} \quad \text{II.21}$$

En remplaçant cette équation dans la précédente :

$$F_s = (1+f) V_8 - V_1 + \frac{r T_8 (1+f)}{V_8} \left(1 - \frac{p_1}{p_8} \right) \quad \text{II.22}$$

La contribution principale à la poussée spécifique dans un moteur aérobic provient des deux premiers termes de l'équation, c'est-à-dire la contribution de la quantité de mouvement. Le dernier

terme disparaîtrait si la tuyère est parfaitement adaptée, c'est-à-dire $p_8 = p_1$. Sinon, sa contribution est faible par rapport à celle de la quantité de mouvement.

Cette équation pourrait être écrite sous la forme :

$$F_s = (1+f) V_8 \left[1 + \frac{1}{\gamma M_8^2} \left(1 - \frac{p_1}{p_8} \right) \right] - V_1 \quad \text{II.23}$$

II.3.3 Consommation spécifique

C'est le rapport entre la consommation massique horaire et la poussée :

$$C_s = \frac{\dot{m}_c}{F} = \frac{f}{F_s} \quad \text{II.24}$$

II.3.4 Rendement propulsif

L'augmentation de la vitesse entre le flux entrant dans le moteur et celui sortant par le jet entraîne une augmentation de l'énergie cinétique. Cette augmentation d'énergie cinétique est l'effet du travail fourni par le moteur à réaction. Le taux de variation de l'énergie cinétique de l'écoulement à travers le moteur de bien d'amont en aval du jet est donné par :

$$\Delta EC = \dot{m}_a \left[(1+f) \frac{V_8^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right] \quad \text{II.25}$$

Alors que la puissance de propulsion de l'avion est donnée par :

$$P_p = V_1 \times F = \dot{m}_a [(1+f) V_8 - 1] V_1 \quad \text{II.26}$$

L'efficacité propulsive compare la puissance fournie à l'avion avec le taux d'augmentation de l'énergie cinétique de l'air à travers le moteur. L'efficacité propulsive η_p est définie par :

$$\eta_p = \frac{[(1+f) V_8 - V_1] V_1}{(1+f) \frac{V_8^2}{2} - \frac{V_1^2}{2}} \quad \text{II.27}$$

Si l'on néglige le débit du combustible devant celui de l'air, le rendement se résume à :

$$\eta_p = \frac{2V_1}{V_1 + V_8} \quad \text{II.28}$$

Cette équation est communément connue sous le nom d'équation de Froude de la propulsion.

II.3.5 Rendement global

Le rendement propulsif relie le travail effectué pour propulser l'avion à la variation de l'énergie cinétique à travers le moteur, mais elle ne relie pas le travail à l'énergie thermique rendue disponible par la combustion du carburant. Pour cela on définit une **efficacité thermique** par :

$$\eta_{th} = \frac{\Delta EC}{P_{cal}} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \frac{V_8^2}{2} - \dot{m}_a \frac{V_1^2}{2}}{\dot{m}_c \times PCI} \quad \text{II.29}$$

Le rendement global compare la puissance de propulsion à la puissance calorifique apportée par le combustible et est donné par :

$$\eta_0 = \frac{V_1 [(\dot{m}_a + \dot{m}_c) V_8 - \dot{m}_a V_1]}{\dot{m}_c \times PCI} = \eta_p \eta_{th} \quad \text{II.30}$$

qui peut être exprimé par :

$$\eta_0 = \frac{V_1}{C_s \times PCI} \quad \text{II.31}$$

Un coefficient très important C_w qui sous forme adimensionnelle mesure le taux de travail net rapporté aux conditions d'entrée :

$$C_w = \frac{\dot{W}_{net}}{\dot{m} C_p T_1} \quad \text{II.32}$$

Tel que :

$$\dot{W}_{net} = \dot{W}_T - \dot{W}_C$$

\dot{W}_T : puissance de la turbine

\dot{W}_C : puissance du compresseur

II.4 Conclusion

Dans ce chapitre, un modèle mathématique basé sur les équations de comportement des gaz à travers le groupe turboréacteur a été présenté. Toutefois, des simplifications et hypothèses seront adoptées pour la transcription sous EES.

**Chapitre III : Influence des paramètres
atmosphériques sur les performances du groupe
turboréacteur CFM56-7.**

III.1 Introduction

Dans ce chapitre, l'influence des paramètres atmosphérique sur les performances des groupes turboréacteurs CFM56.7B est abordée. On a divisé ce chapitre en deux partie la première partie on a étudié les paramètres de performance au point fixe et une deuxième partie où l'influence des paramètres atmosphériques déterminés à la base d'un modèle d'atmosphère (atmosphère standard) sur les performances du CFM56.7B est étudié pour des vitesses de croisière variables. Aussi, l'influence du rapport de compression et de la température maximale du cycle (température de fin de combustion) est aussi discutée.

III.2 Description du programme de calcul EES

EES est l'abréviation de Engineering Equation Solver ou Solveur d'équations pour l'ingénierie. EES est un logiciel de résolution d'équations qui peut résoudre numériquement des milliers d'équations algébriques et différentielles non linéaires couplées. Le programme peut également être utilisé pour résoudre des équations différentielles et intégrales, effectuer des optimisations, fournir des analyses d'incertitude, effectuer des régressions linéaires et non linéaires, convertir des unités, vérifier la cohérence des unités et générer des graphiques de qualité publication. Une caractéristique majeure de l'EES est la base de données de haute précision des propriétés thermodynamiques et de transport qui est fournie pour des centaines de substances d'une manière qui lui permet d'être utilisée avec la capacité de résolution d'équations.

III.3 Présentation de turboréacteur CFM56-7B

Le moteur CFM56 a établi la norme pour les moteurs à réaction commerciaux monocouloirs. En raison de son succès grâce à sa fiabilité et ses performances exceptionnelles, le CFM56 s'est construit sur plus de quatre décennies d'expérience et d'excellence technologique. Avec plus de 30000 moteurs livrés à ce jour, il alimente plus de 550 opérateurs dans le monde [15].

Le CFM56-7 est évalué avec une poussée au décollage de 86.7 kN à 121 kN. Il a des plages de poussée plus élevées, une efficacité améliorée et des coûts de maintenance inférieurs à ceux de son prédécesseur (la série CFM56-3). Il intègre des fonctionnalités de la série CFM56-5 telles que le FADEC (Full Authority Digital Engine Control) [16], une chambre de combustion double annulaire (en option) et une conception interne améliorée. L'agencement mécanique de base est identique à la série -3, mais tous les aspects ont été améliorés aérodynamiquement à partir de ce modèle. Par exemple, l'amélioration des aubes de ventilateur à large corde a permis de réduire le nombre total d'aubes de ventilateur de 44 à 24. D'autres améliorations sont venues des avancées matérielles, telles que l'utilisation d'aubes de turbine monocristallines dans la turbine haute pression.



Figure III. 1 :Turboréacteur CFM56-7B

Le tableau III.1 récapitule les dimensions du moteur CFM56-7B.

Compresseur	Ventilateur : un étage	Compresseur BP : quatre étages	Compresseur HP : neuf étages
Chambre à combustion	SAC annulaire (option DAC)		
Turbine	Turbine HP : un étage		Turbine BP : quatre étages
Dimensions	Longueur : 2.51m	Hauteur : 1.83m	Largeur : 2.12m
Performance	Poussée au décollage : 86.7-121.4 kN	Température nominale au décollage : 30 /150 °C	Poussée de montée : 265 kN
Poids	2384 Kg		

Tableau III. 1 : Dimensions du moteur CFM56-7B

III.4 Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B

III.4.1 Données et hypothèse de calcul

Les hypothèses assumées dans ce calcul sont comme suit :

- La combustion est complète et isobare ;
- Les transferts de chaleur avec l'air atmosphérique sont négligés ;
- Les variations de l'énergie potentielle sont négligeables ;
- L'énergie cinétique est négligeable aux points de 1 à 7' ;
- L'écoulement est unidimensionnel (selon l'axe de rotation du turboréacteur), en régime permanent, sans action des forces de volume et sans rayonnement ;
- La tuyère fonctionne en régime adapté ;
- L'air et les gaz de combustion sont assimilables à des gaz parfaits ;
- La compression dynamique au niveau du diffuseur est négligeable ;
- Le turboréacteur CFM56-7B fonctionne selon le cycle thermodynamique à dilution.

Les données de calcul sont comme suit :

- Constante des gaz parfaits : $r = 287.15 \text{ j}/(\text{Kg K})$;
- Coefficient isentropique : $\gamma = 1.4$;

- Chaleur spécifique à pression constante de l'air : $C_{p_a} = 1008.7 \text{ J/(Kg K)}$;
- Chaleur spécifique à pression constante des gaz : $C_{p_g} = 1253 \text{ J/(Kg K)}$;
- Chaleur spécifique à pression constante du mélange (flux secondaire flux primaire) : $C_{p_m} = 1047.478 \text{ J/(Kg K)}$;
- Masse volumique de l'air au point 1 : $\rho_1 = 1.29 \text{ Kg/m}^3$;
- Taux de dilution : $\lambda = 5.3$;
- Débit massique d'air total : $m_e + m_i = 408 \text{ Kg/s}$;
- Rendement de compression de la soufflante : $\eta_s = 0.88$;
- Rendement de compresseur basse pression : $\eta_{CBP} = 0.84$;
- Rendement de compresseur haute pression : $\eta_{CHP} = 0.82$;
- Rendement de la turbine haute pression : $\eta_{TBHP} = 0.90$;
- Rendement de la turbine basse pression : $\eta_{TBP} = 0.88$;
- Rendement de la tuyère d'éjection : $\eta_{TUY} = 0.88$;
- Température de fin de combustion : $T_5 = 1563 \text{ K}$;
- Rendement mécanique turbine-compresseur : $\eta_{T-C} = 0.95$;
- Le pouvoir calorifique du carburant : $PCI = 43920 \text{ KJ/Kg}$;
- Taux de compression global : $t = P_B/P_A = 29$.

Points	Températures (K)	Pression (Kpa)	Vitesse (m/s)
1	$T_1=300$	$P_1 = 101.325$?
2	?	?	$V_2=0$
3	?	?	$V_4=0$
5	$T_5=1563$?	$V_5=0$
7	?	?	$V_7=0$
7'	?	?	$V_{7'}=0$
8	?	$P_8 = 101.325$?

Tableau III. 2 : Données de calcul du turboréacteur CFM56-7B

III.4.2 Model d'atmosphère:

La modélisation atmosphérique est une méthode importante pour générer des mesures physiques et numériques des paramètres climatiques, quantifier les changements spatio-temporels des phénomènes atmosphériques dans l'espace et le temps, et prédire leurs occurrences. Avec des jeux de données simulés à partir de modèles atmosphériques. [17]

Un modèle atmosphérique de référence décrit comment les propriétés des gaz parfaits (à savoir : pression, température, densité et poids moléculaire) d'une atmosphère changent, principalement en fonction de l'altitude, et parfois aussi en fonction de la latitude, du jour de l'année, etc. Un modèle atmosphérique statique a un domaine d'application plus limité. Une atmosphère standard est définie par l'Organisation Météorologique Mondiale comme « une distribution verticale hypothétique de la température, de la pression et de la densité atmosphériques qui, selon un accord international, est à peu près représentative des conditions de latitude moyenne tout au long de l'année ».

Les premiers modèles atmosphériques standard ont été développés dans les années 1920 en Europe et aux Etats-Unis. Les différences minimales qui existaient entre ces modèles ont été réconciliées et un système unifié est adopté en 1952 par l'Organisation Internationale d'Aviation Civile.

Il existe plusieurs modèles atmosphériques qui sont d'un commun usage tels que le *International Standard Atmosphere*, le *US Standard Atmosphere*, le *Jet Standard Atmosphere*, et le *Jacchia Reference Atmosphere*, etc [18].

L'atmosphère standard internationale assume les conditions du niveau de la mer comme suit :

Pression	$P_0 = 101.325 \text{ kPa}$
Densité	$\rho_0 = 1.22 \text{ kg/m}^3$
Température	$T_0 = 288.15 \text{ K}$
Vitesse du son	$a_0 = 340 \text{ m/s}$
Gravité	$g_0 = 9.8066 \text{ m/s}^2$

Tableau III. 3 : Conditions au niveau de la mer

III.3.2.1 Modèle de température

La température décroît avec l'altitude à un taux constant de $-6.5 \text{ }^\circ\text{C}$ tous les 1000 m jusqu'à la tropopause qui commence à 11000 m. L'air peut être considéré comme un gaz parfait dans la troposphère selon le modèle de l'ISA (International Standard Atmosphere) :

$$T = T_0 - \frac{6.5}{1000}h \quad \text{III.1}$$

La température reste constante et égale à $-56.35 \text{ }^\circ\text{C}$ de la tropopause jusqu'à 20000 m.

III.4.2.2 Modèle de pression

La relation entre la pression au niveau de la mer et la pression en altitude dans la troposphère est exprimée selon l'ISA par :

$$p = p_0 \left(1 - 0.0065 \frac{h}{T_0} \right)^{5.2561} \quad \text{III.1}$$

La figure III.2 montre la variation des paramètres atmosphériques dans la troposphère selon l'approche de l'ISA.

III.5 Etude paramétrique des performances du turboréacteur

Le modèle thermodynamique présenté au chapitre précédent a été transcrit sous environnement EES en respectant les données de fonctionnement telles que présentées avec l'introduction du modèle atmosphérique de l'ISA.

III.5.1 Influence des paramètres atmosphériques

L'effet des paramètres atmosphériques est reflété par l'influence de l'altitude de vol telle que reliée à la température et à la pression de l'environnement à l'altitude considérée.

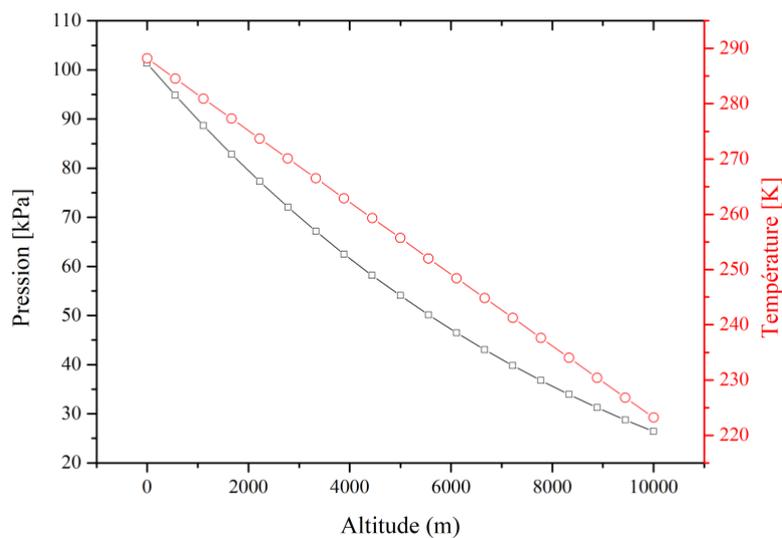


Figure III. 2 : Variation de la pression et de la température dans la troposphère

III.5.1.1 Puissances

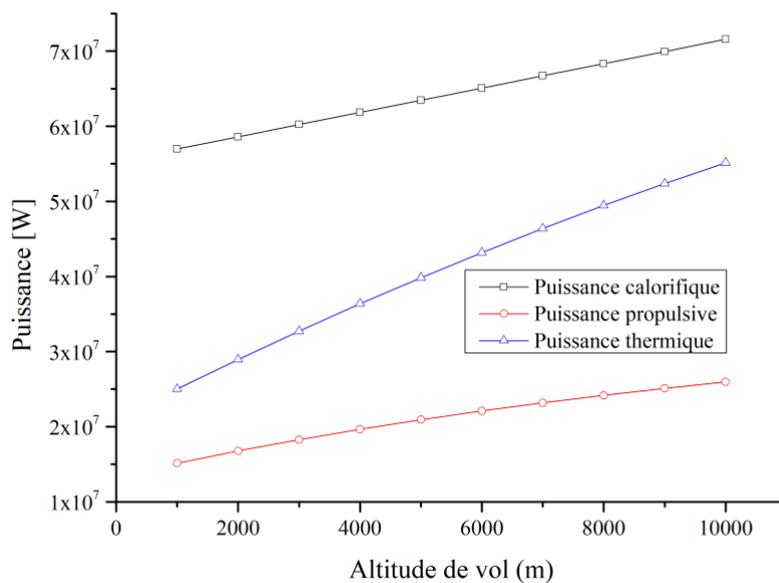


Figure III. 3 : Influence de l'altitude sur les puissances

La figure III.3 montre l'influence de l'altitude sur les puissances. On remarque que toutes les courbes sont croissantes donc l'augmentation de puissance suit l'augmentation de l'altitude donc inversement avec les conditions atmosphériques. Pour le même point d'altitude on remarque que la puissance calorifique est la plus élevée par rapport à la puissance propulsive et thermique, par exemple pour le point 1000 m de hauteur on a une puissance propulsive de 1.5×10^7 W, 2.5×10^7 W pour la puissance thermique et 5.5×10^7 W pour la puissance calorifique.

III.5.1.2 Poussée et poussée spécifique

La figure III.4 montre l'influence de l'altitude sur la poussée et la poussée spécifique. Suite à l'augmentation de la vitesse V_8 des gaz à la sortie de l'engin, la poussée qui est proportionnelle à cette vitesse augmente en conséquence. Par contre, le rendement propulsif diminue avec l'augmentation de l'altitude donc avec la diminution de la pression et de la température et ce à cause de sa proportionnalité inverse vis-à-vis de la vitesse de sortie. La poussée spécifique varie de même que la poussée.

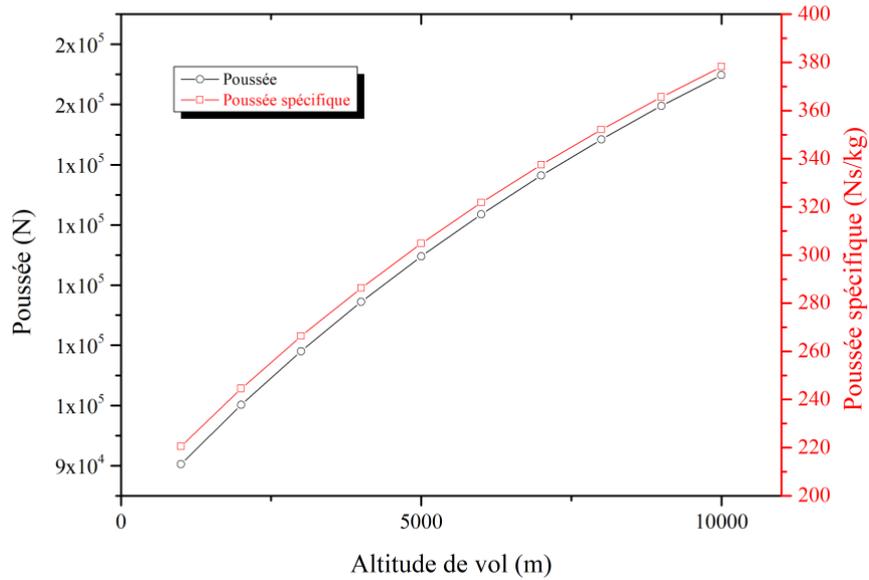


Figure III. 4 : Poussée et poussée spécifique en fonction de l'altitude

pour le même point d'altitude 5000m la poussée est de 10^5 N par contre la poussée spécifique est de 300Ns/KG.

III.5.1.3 Rendements

La figure III.5 montre l'influence de l'altitude sur les rendements. On remarque que pour le rendement globale et thermique les courbes sont ascendantes donc l'augmentation de l'altitude (diminution de pression et de température) mène à l'augmentation du rendement, par contre pour le rendement propulsif la courbe est descendante donc la diminution de pression et température mène à la diminution du rendement propulsif.

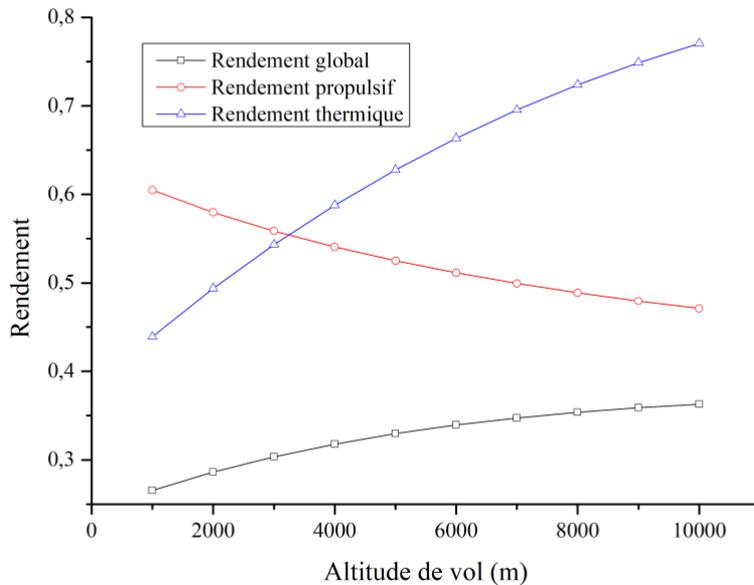


Figure III. 5 : Rendements en fonction de l'altitude

III.5.1.4 Consommation spécifique et coefficient de travail

La figure III.6 montre l'influence de l'altitude sur la consommation spécifique et le coefficient de travail. On remarque que la courbe de la consommation spécifique est descendante donc l'augmentation de l'altitude menée à une diminution de consommation spécifique et ce à cause de la diminution de la température extérieure (contrairement à la poussée), par contre pour la courbe de coefficient de travail la courbe est ascendante on remarque que l'augmentation de l'altitude donc la diminution de température et de pression donne une augmentation de coefficient de travail ce qui peut être interprétée par l'écart de température entre les sources de chaleurs.

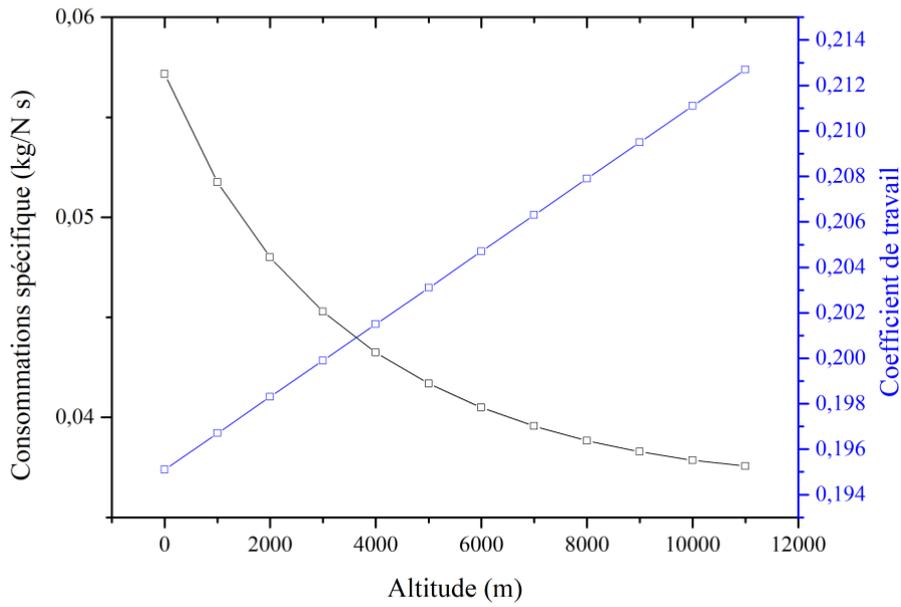


Figure III. 6 la consommation spécifique et le coefficient de travail en fonction de l'altitude

III.5.2 Influence du rapport de compression

III.5.2.1 Puissances

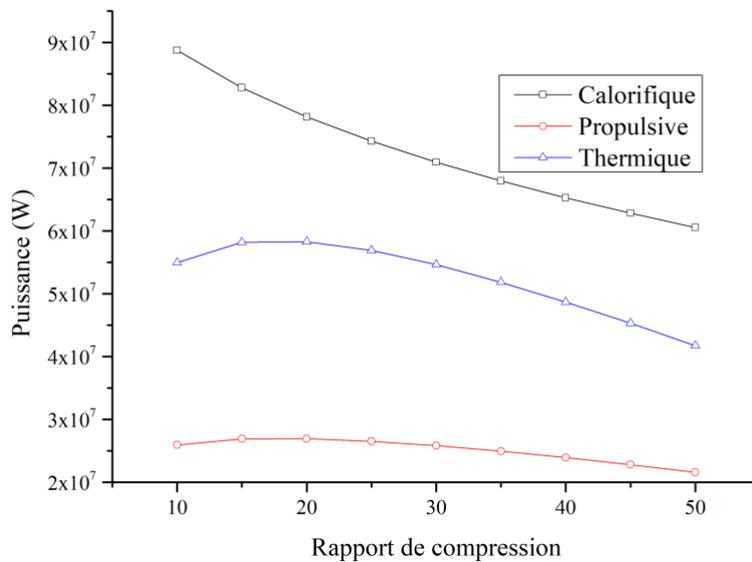


Figure III. 7 La puissance en fonction de rapport de pression

La figure III.7 représente l'influence de rapport de pression sur la puissance. On Remarque que la courbe de puissance calorifique est descendante donc on atteint une puissance importante si on a un

rapport de compression petit. Par contre on remarque que les courbes de puissance propulsive et thermique sont croissantes dans un certain intervalle de rapport de compression (entre 10 et 30) mais si on dépasse cette valeur, la puissance diminue et les courbes deviennent décroissantes, on remarque aussi que la puissance calorifique elle est importante par rapport à la puissance thermique. Ce la veut dire aussi qu'un groupe compresseur d'un rapport de compression élevé ne mène pas automatiquement à une performance meilleure. Un rapport de compression modéré entre 20 et 30 est suffisant à réaliser une performance optimale. Cette variation peut être décelée à travers l'étude des rendements.

III.5.2.2 Poussée et poussée spécifique

La figure III.8 représente l'influence de rapport de compression sur la poussée et la poussée spécifique. On Remarque que les deux courbes sont ascendantes dans l'intervalle 10 jusqu'à 20 par contre si le rapport de compression est supérieur de 20 les courbes devient descendantes donc une diminution de la poussée et la poussée spécifique. On conclut que l'influence de rapport de compression sur la poussée est le même par rapport à la puissance thermique et propulsive. Un rapport de compression optimal est crucial quant à la performance du système.

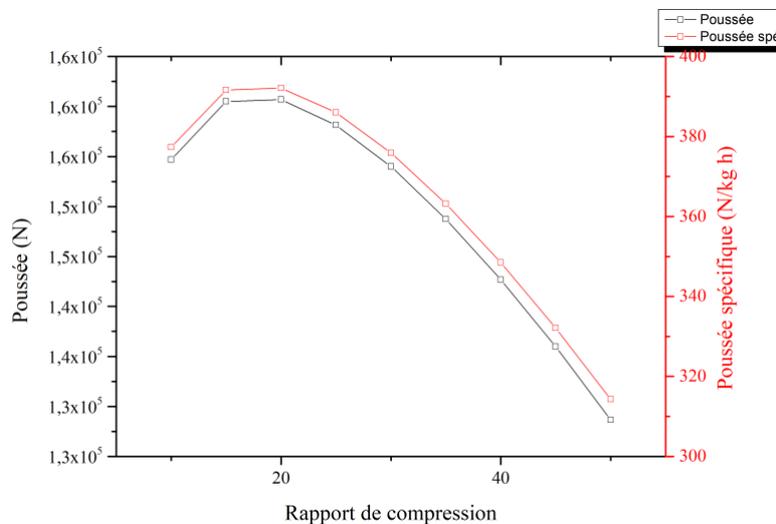


Figure III. 8 La poussée et la poussée spécifique en fonction de rapport de compression

III.5.2.3 Rendements

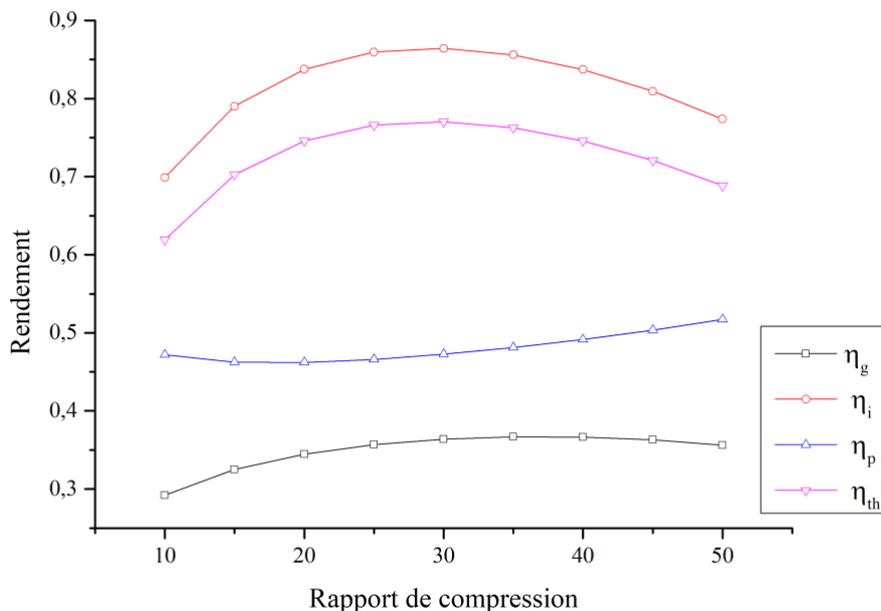


Figure III. 9 le rendement en fonction de rapport de compression

La figure III.9 représente l'influence de rapport de compression sur les différents rendements. On Remarque que les courbes de rendement interne et thermique sont ascendantes jusqu'à environ de 25 de rapport de compression après les courbes devient descendantes, par contre pour le rendement propulsif on remarque que la courbe est descendante jusqu'à la valeur de 20 de rapport de compression, après la courbe devient ascendante donc une augmentation de rendement propulsive. Pour le rendement global la courbe est ascendante, donc une augmentation de rapport de compression menée a une augmentation de rendement, mais, on remarque aussi qu'il a une petite chute de rendement si le rapport de compression dépasse 45. On conclut que la courbe de rendement globale est la somme des trois autres rendements (interne, propulsive et thermique).

III.5.2.4 Consommation spécifique et coefficient de travail

La figure III.10 montre l'influence de rapport de compression sur la consommation spécifique et le coefficient de travail. On Remarque que la courbe de coefficient de travail est ascendante, donc si le coefficient de travail est supérieur on obtient une consommation spécifique supérieure et vice versa. La courbe de consommation spécifique est descendante jusqu'à la valeur 35 de rapport de compression après la courbe devient ascendante. Donc on obtient une consommation spécifique importante si on à un rapport de compression qui dépasse 35. Il est à noter que l'influence négative d'un rapport de compression important est aussi assise par l'étude de la consommation spécifique qui est optimale pour un rapport entre 30 et 40.

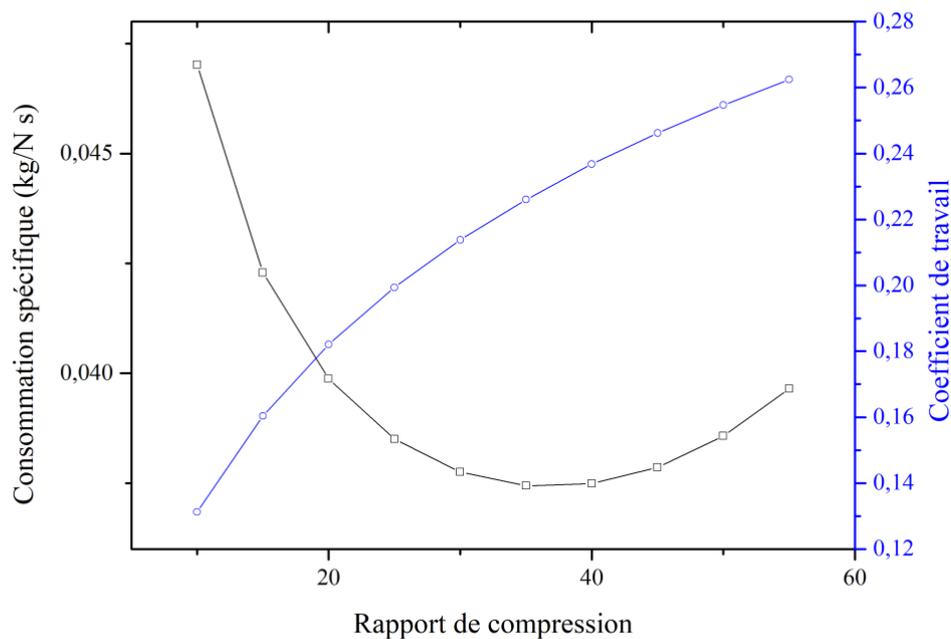


Figure III. 10 la consommation spécifique et le coefficient de travail en fonction de rapport de compression

On Remarque aussi que les courbe de rapport de compression est similaire que les courbe de l'altitude.

III.5.3 Influence de la température maximale du cycle

III.5.3.1 Puissances

La figure III.11 montre l'influence de temperature maximale (de fin de combustion) sur la puissance. O n Remarque que toutes les courbes sont ascendantes est linéaires, donc on aura une grande puissance si la temperature de fin de combustion est supérieure. La valeur de la puissance propulsive est minimale par rapport a la puissance thermique, et la valeur de la puissance thermique est minimale par rapport a la puissance calorifique. Par exemple pour la meme valeur de temperature maximale 1600K on a une valeur de puissance propulsive 3×10^7 , 6.5×10^7 de puissance thermique, et de 8×10^7 de puissance calorifique.

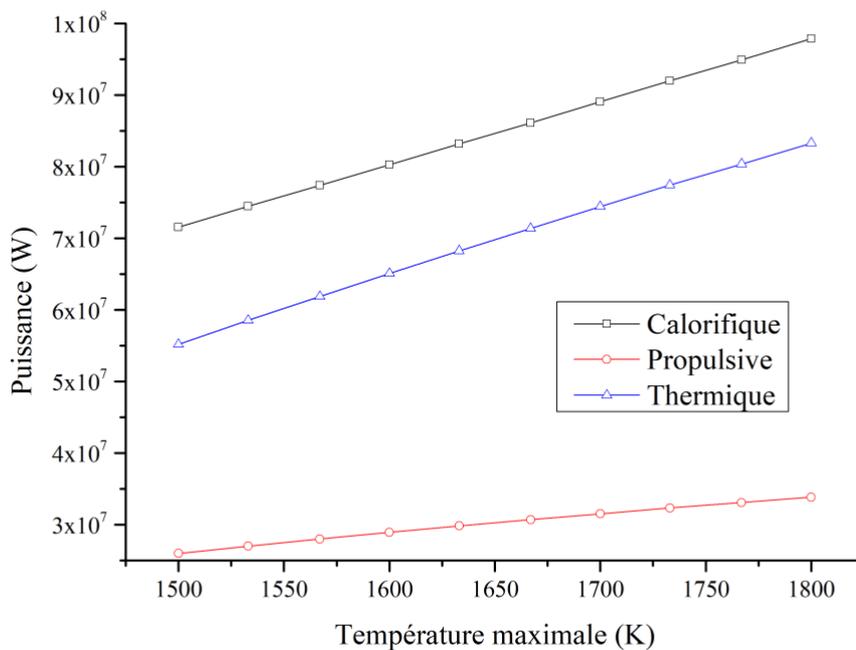


Figure III. 11 la puissance en fonction de température maximale

On conclut que l'influence de température de fin de combustion sur les différentes puissances est la même que l'influence de l'altitude sur les différentes puissances, qui signifie que l'augmentation de l'altitude et la température de fin de combustion mènent à l'augmentation des puissances.

III.5.3.2 Poussée et poussée spécifique

La figure III.12 montre l'influence de température maximale sur la poussée et la poussée spécifique. On remarque que les courbes sont ascendantes, donc l'augmentation de température mène à une augmentation de poussée et la poussée spécifique. On conclut que l'influence de température de fin de combustion sur la poussée et la poussée spécifique est la même que l'influence de l'altitude sur la poussée et la poussée spécifique, cela signifie que l'augmentation de l'altitude et la température de fin de combustion mènent à l'augmentation de poussée et poussée spécifique vice versa.

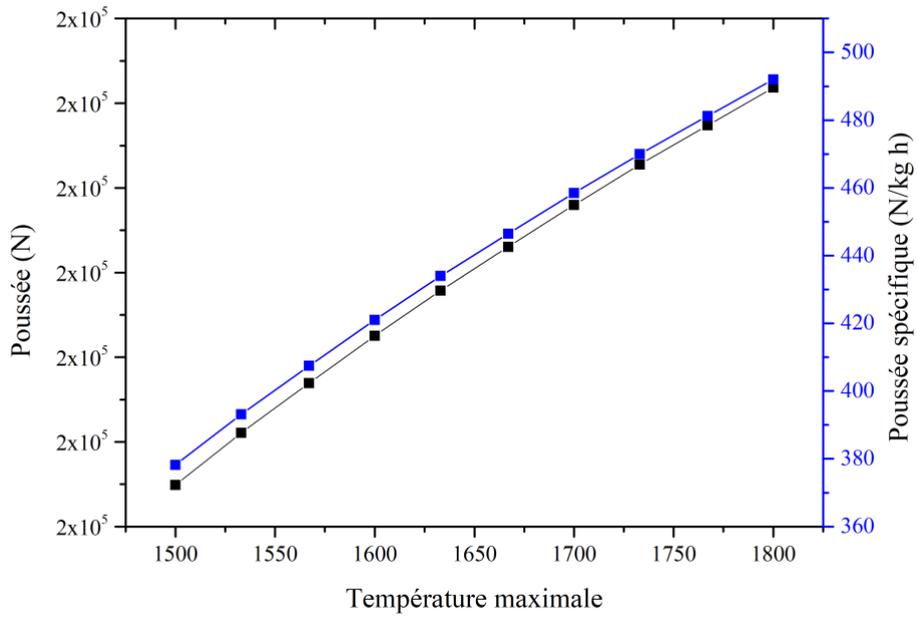


Figure III. 12 La poussée et la poussée spécifique en fonction de température maximale

III.5.3.3 Rendements

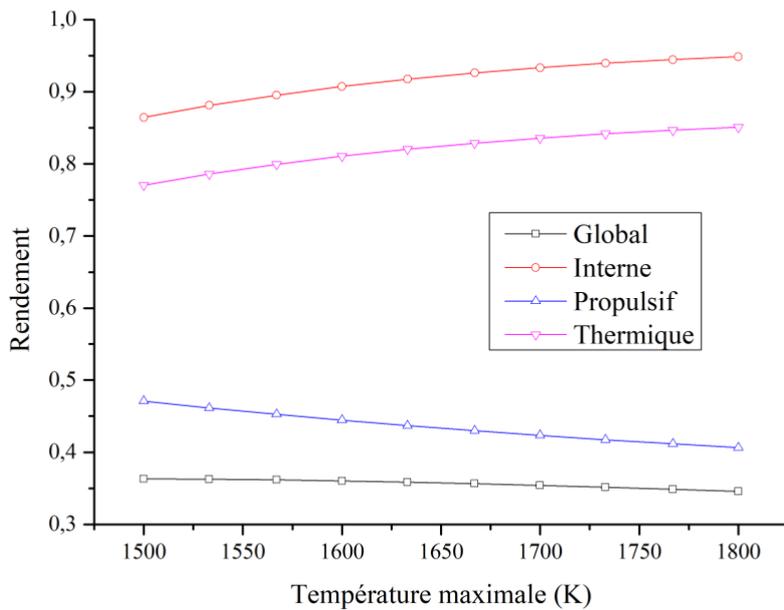


Figure III. 13 les rendements en fonction de température maximale

La figure III.13 montre l'influence de température de fin de combustion sur le rendement interne, propulsif, thermique, et globale, ie. On remarque que les deux courbes de rendement interne et

thermique sont ascendantes, donc l'augmentation de température maximale mener a un rendement thermique et interne important. Par contre la courbe de rendement propulsif est descendante, donc l'augmentation de température de fin de combustion mener a un rendement propulsif moins important. On remarque aussi que la courbe de rendement globale est presque linéaire est égale la somme des trois autres rendements.

III.5.3.4 Consommation spécifique et coefficient de travail

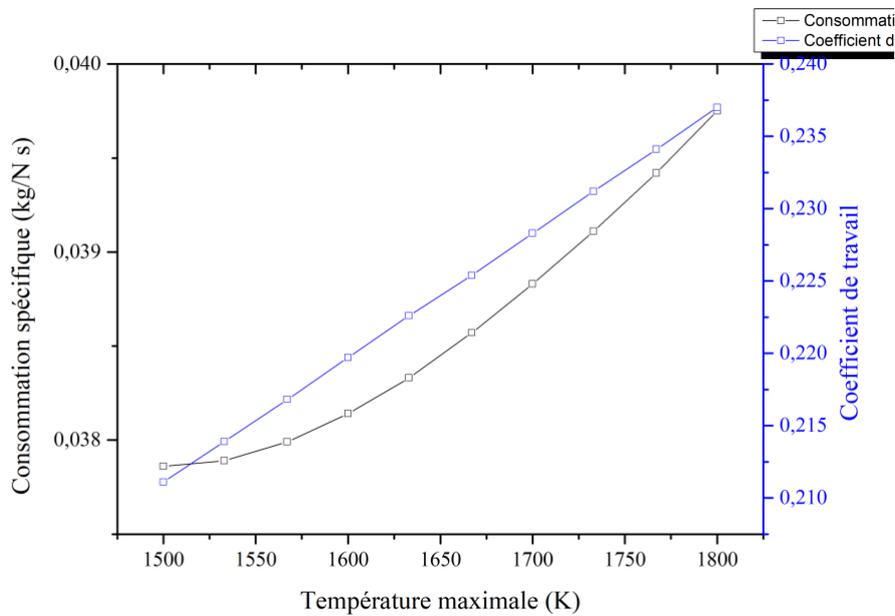


Figure III. 14 La consommation spécifique et le coefficient de travail en fonction de température maximale

La figure III.14 montre l'influence de température maximale sur la consommation spécifique et le coefficient de travail. On remarque que les courbes de coefficient de travail et la consommation spécifique sont ascendantes, donc l'augmentation de température de fin de combustion mener a une augmentation de coefficient de travail et le consommation spécifique.

III.6 Influence de la température de fin de combustion a diff2

III.6.1 Analyse du rendement interne

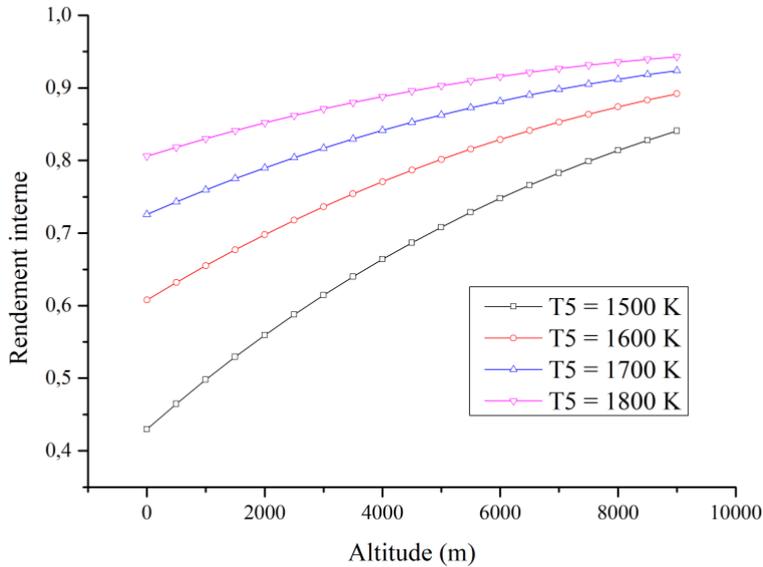


Figure III. 15: Rendement interne en fonction de l'altitude

La figure III.15 montre l'influence de l'altitude sur le rendement interne pour différentes valeurs de la température de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont ascendantes, ie. Le rendement interne augmente avec l'augmentation de l'altitude donc avec une diminution de la température et de la pression. Pour une altitude donnée, plus la température de fin de combustion est importante plus on obtient un rendement interne important. Mais après un certain point d'altitude la température elle n'influence pas beaucoup sur le rendement interne, alors que on premier quand on aura une température plus élevée on obtient un rendement interne plus important et vice versa, par exemple pour un point 0 le rendement interne égale 0.8 pour une température de 1800K, alors que pour une température de 1500 dans le même point d'altitude le rendement est presque la moitié.

III.6.2 Analyse du rendement propulsif

La figure III.16 montre l'influence de l'altitude sur le rendement propulsif pour différentes valeurs de la température de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont descendantes, Le rendement propulsif diminue avec l'augmentation de l'altitude donc avec une diminution de la température et de la pression. Nous constatons que plus la température à de fin de combustion est

moins importante, plus le rendement propulsif est important. Contrairement avec le rendement interne.

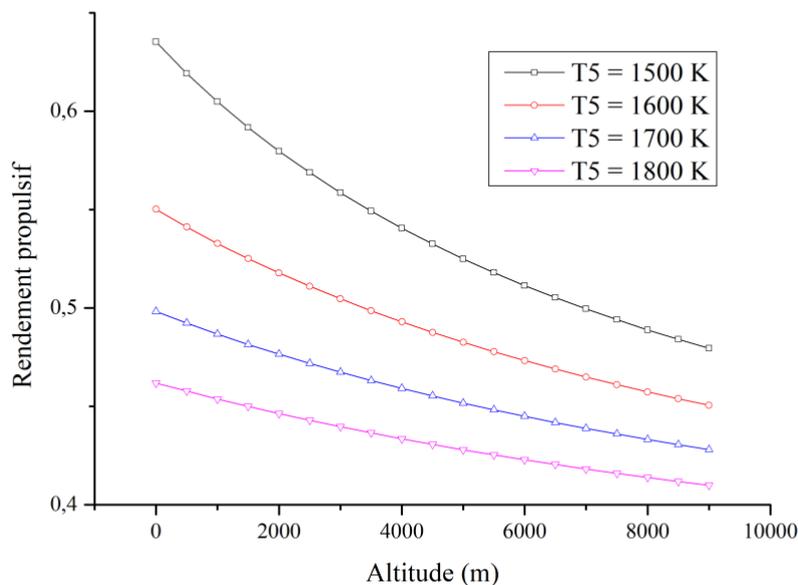


Figure III. 16 les courbes de rendement propulsif en fonction d'altitude

Le rendement est de 63% quand on aura une température de 1500K, par contre pour une température de 1800K le rendement est de 46% au même point d'altitude 0.

III.6.3 Analyse du rendement thermique

La figure III.17 montre l'influence de l'altitude sur le rendement thermique pour différentes valeurs de la température de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont ascendantes, ie. Le rendement thermique augmente avec l'augmentation de l'altitude donc avec une diminution de la température et de la pression, comme le rendement interne.

On observe que pour une température de fin de combustion égale 1500 K sur une altitude nulle on obtient un rendement thermique de 36%, alors que pour le même point d'altitude et une température plus élevée 1800k on aura un rendement de 72%, cela signifie que la température de fin de combustion et l'altitude influence sur le rendement thermique d'une façon que le rendement thermique est important quand la température de fin de combustion et le point d'altitude est plus élevée.

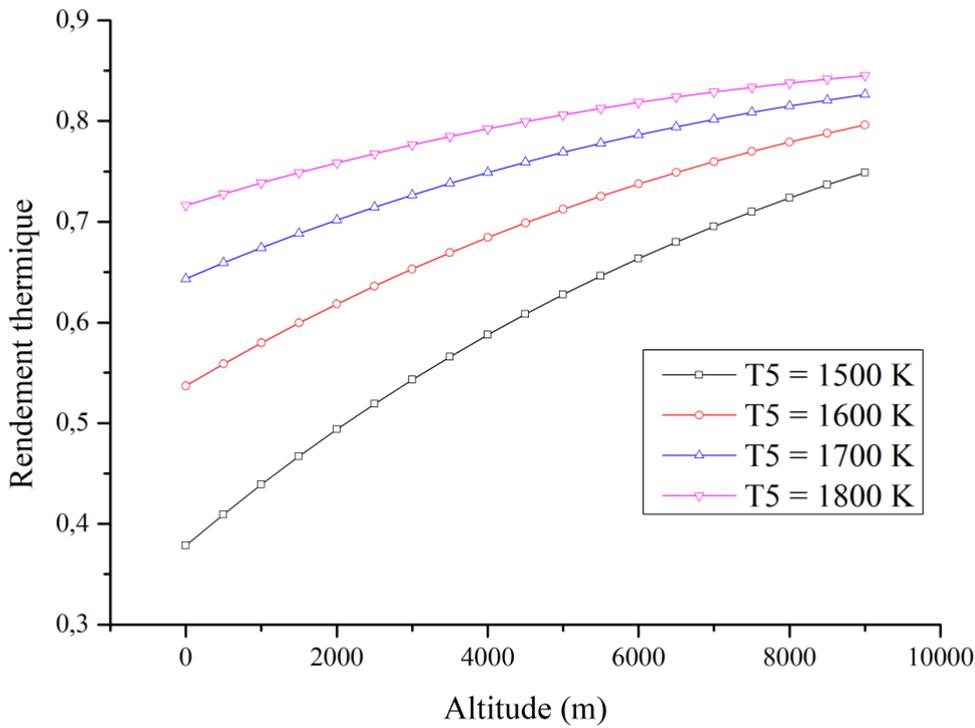


Figure III. 17 les courbes de rendement thermique en fonction d'altitude

III.6.4 Analyse de la poussée

La figure III.18 montre l'influence de l'altitude sur la poussée pour différentes valeurs de la température de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont ascendantes, ie. La poussée augmente avec l'augmentation de l'altitude donc avec une diminution de la température et de la pression. Pour une altitude donnée, plus la température de fin de combustion augmente plus on obtient une poussée plus élevée, par exemple pour un point de 5000m la poussée égale 122 KN a une température de 1500K, alors que on obtient une poussée de 182KN a une température 1800K au même point d'altitude.

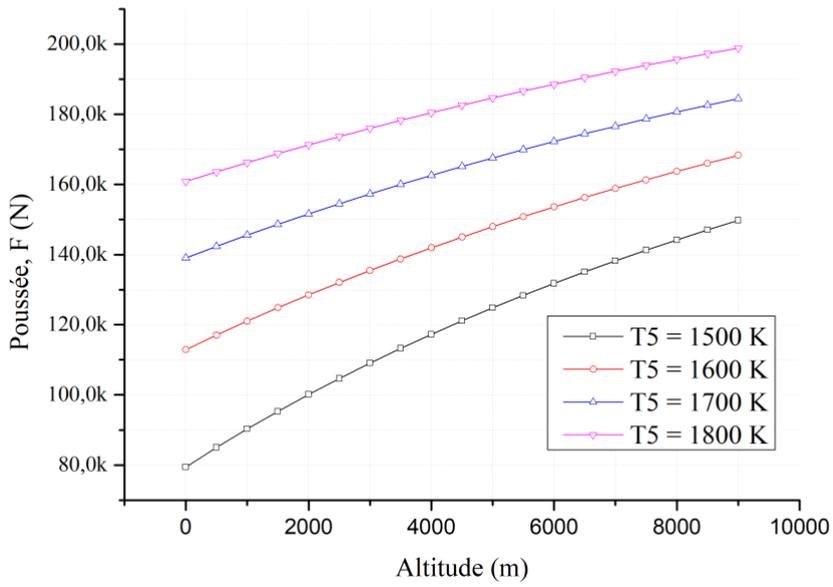


Figure III. 18 les courbes de poussée en fonction d'altitude

III.6.5 Analyse de la consommation spécifique

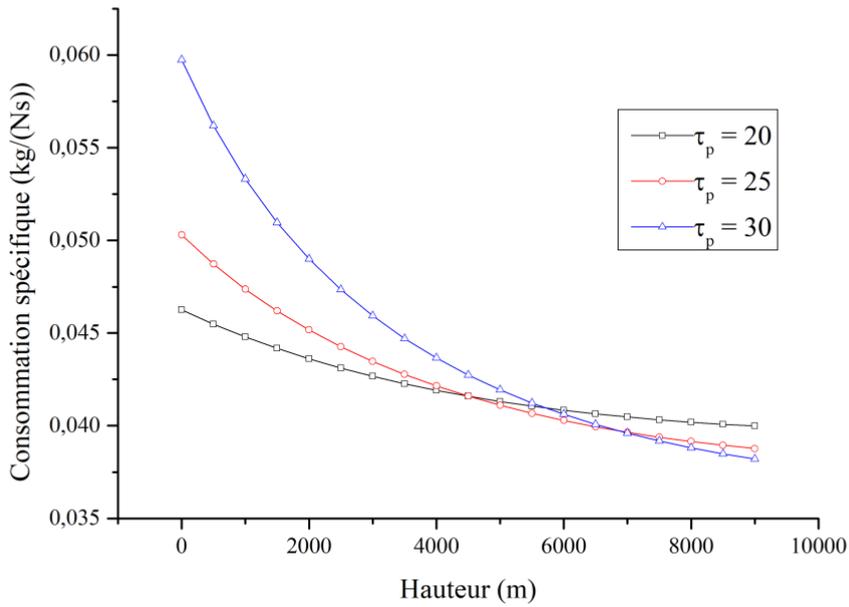


Figure III. 19 les courbes de consommation spécifique en fonction de la hauteur

La figure III.19 montre l'influence de la hauteur sur la consommation spécifique pour différentes valeurs de taux de pression. On remarque que toutes les courbes sont descendantes, ie. eprésente trois courbes pour différent taux de compression, sur l'influence de la hauteur sur la consommation

spécifique. On constate que plus l'altitude est minimale et le taux de pression est maximal plus on obtient une consommation plus élevée dans un certain intervalle de hauteur. Exemple pour un point de 0m de hauteur et un $\tau_p = 30$, on obtient une consommation de 0.06 Kg/Ns, par contre pour le même point de hauteur et un $\tau_p = 20$ on obtient une consommation spécifique de 0.045. Alors qu'après un certain intervalle de hauteur qui dépasse [400 ; 10000] on aura une consommation spécifique de 0.042 pour un $\tau_p = 30$, et une consommation spécifique de 0.0425 pour un taux de $\tau_p = 20$, dans un même point d'altitude (7000m).

III.6.6 Analyse de rendement global pour différents rapports de compression

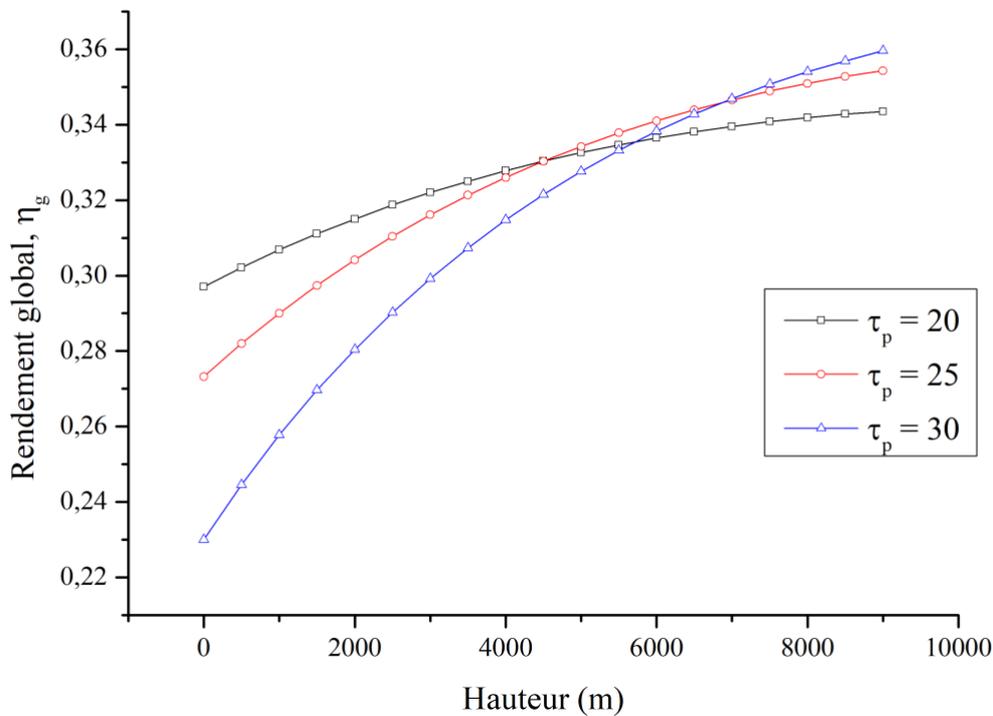


Figure III. 20 les courbes de rendement global en fonction de la hauteur

La figure III.20 montre l'influence de la hauteur sur le rendement global pour différentes valeurs de taux de compression. On remarque que toutes les courbes sont ascendantes, i.e. on constate que pour un $\tau_p = 20$ dans un intervalle de [0 ; 4000] m on obtient un rendement plus élevée par

rappor a un $\tau_p = 25$ ou bien $\tau_p = 30$. par contre pour un $\tau_p = 20$ dans l'intervalle de [4000 ;10000[on obtient un rendement moins important par rapport a un $\tau_p = 25$.

Cela signifie que le rendement global sera plus important dans un certain intervalle quand le τ_p est important, mais si on dépasse ce intervalle on obtient le contraire.

III.7.1 Analyse du rendement thermique

La figure III.21 représente l'influence de taux de compression sur le rendement théorique, pour différentes valeurs de la température de fin de combustion. On remarque que les courbes sont des courbes ascendantes dans un certain intervalle [5 ;8.5], mais si on dépasse ce intervalle les courbes devient descendantes donc le taux de compression influence négativement sur le rendement théorique. La différence de température de fin de combustion influence sur le rendement, d'une façon quand on aura une température plus élève on obtient un rendement important. Toutefois, il n'est pas possible de dépasser une certaine valeur de τ , a cause des limitations imposées par la résistance de matériaux.

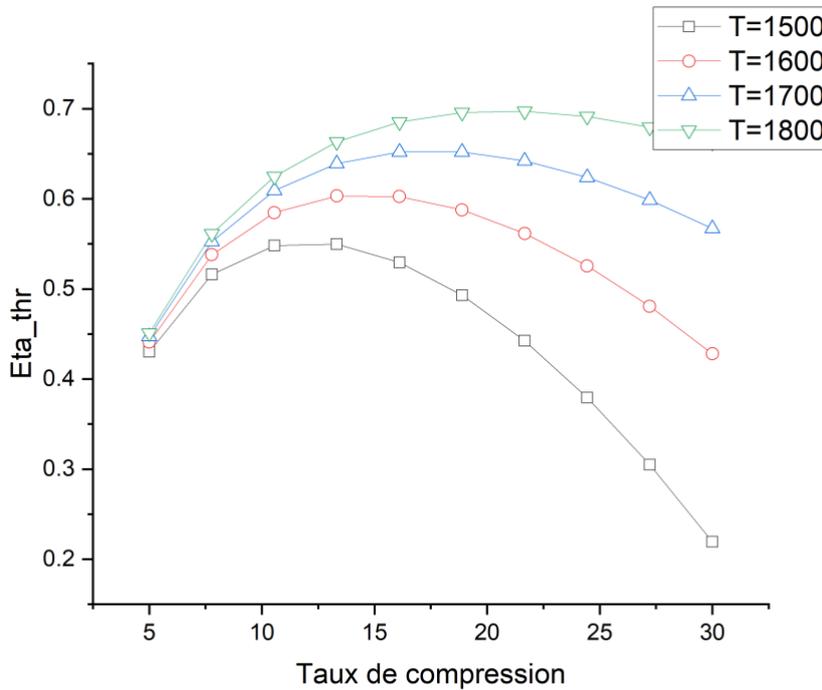


Figure III. 21 ; Courbes du rendement thermique théorique

III.7.2 Analyse de rendement propulsif

La figure III.22 montre l'influence de rapport de compression sur le rendement propulsif pour différentes valeurs de températures de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont descendantes dans un certain intervalle de rapport de compression après ils deviennent ascendantes.

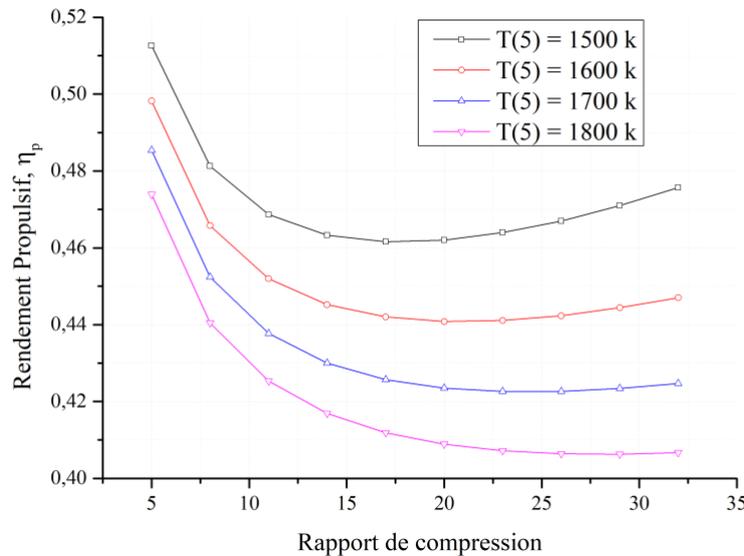


Figure III. 22 le rendement propulsif en fonction de rapport de compression

On constate que, quand on aura un rapport de pression varie de [5 ;17.5] toutes les courbes sont descendantes donc une diminution du rendement propulsif, alors que dans l'intervalle de [17.5 ;30[les courbes seront ascendantes.

III.7.3 Analyse du rendement global

La figure III.23 montre l'influence de rapport de compression sur le rendement globale pour différentes valeurs de températures de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont ascendantes, ie. On constate que on obtient un rendement global plus élevé quand on aura une température de fin de combustion moins importante, par exemple pour la même valeur de rapport de combustion (15) et une température de fin de combustion 1500K on obtiens un rendement global de 0.32, par contre pour une température plus élevée de 1800K on obtient un rendement global de 0.29. Mais on remarque aussi si on aura un rapport de pression plus de 27 températures elle n'influence pas beaucoup sur le rendement global.

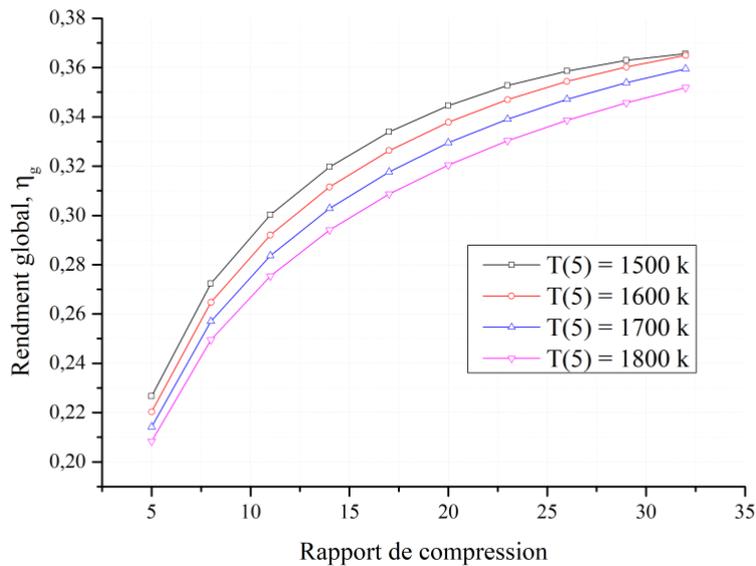


Figure III.23 La figure de rendement global en fonction de rapport de compression

III.7.4 Analyse de consommation spécifique

La figure III.24 montre l'influence de rapport de compression sur la consommation spécifique pour différentes valeurs de températures de fin de combustion. On remarque que toutes les courbes sont descendantes, ie. On voit que, quand on a une température de fin de combustion plus élevée on obtient une consommation plus importante, vice versa.

Par contre si le rapport de compression est plus de 28, les courbes deviennent plus stables donc la température de fin de combustion n'influence pas sur la consommation spécifique.

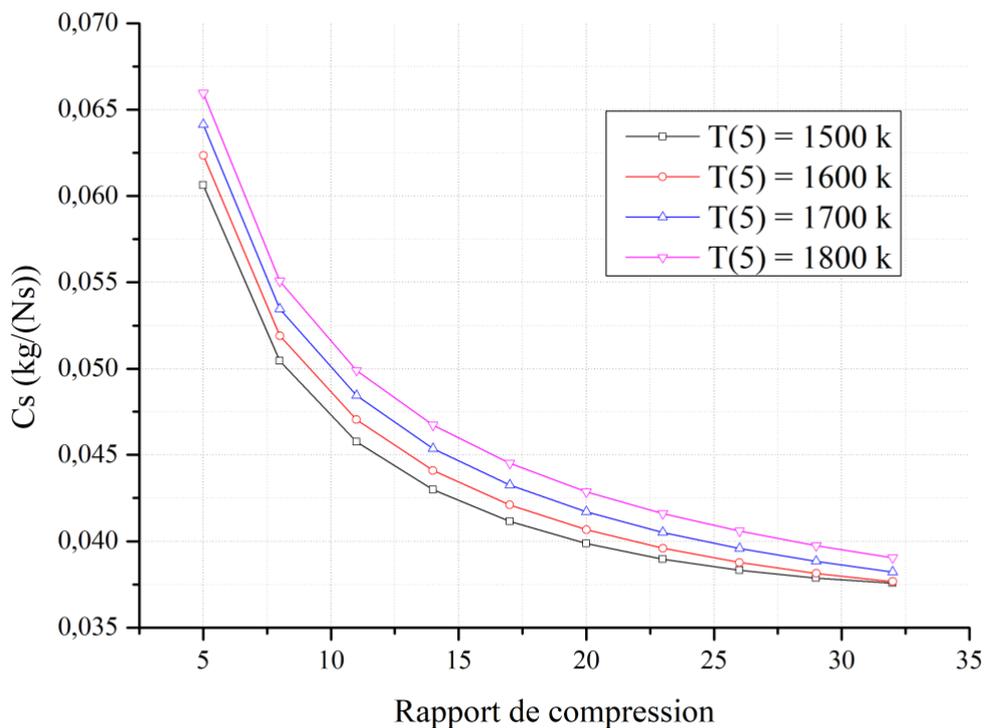


Figure III. 24 la figure de consommation spécifique en fonction de rapport de compression

III.8 Conclusion

Une étude de l'influence des paramètres atmosphériques sur les performances d'un turboréacteur a été réalisée. Cette étude est basée sur un modèle thermodynamique dudit turboréacteur et combinaison avec un modèle d'atmosphère standard.

Le modèle ainsi dressé est transcrit sous environnement EES et en considérant la base des propriétés de l'air natives. L'étude menée considère en premier lieu l'influence des paramètres atmosphériques à travers la notion d'atmosphère standard.

Ensuite l'influence du rapport de compression et de la température de fin de combustion est aussi investiguée.

Les résultats obtenus ont été présentés et commentés.

Conclusion Générale

Ce mémoire a pour but de mener une étude thermodynamique d'un turboréacteur CFM56.7B en ciblant l'influence des paramètres atmosphériques sur ses performances.

Il a fallu dans le premier chapitre définir les différentes turbomachines ainsi les fonctionnements des moteurs à réaction. Ensuite dans le deuxième chapitre on a concentré notre travail sur les paramètres de performances et le cycle thermodynamique des turboréacteurs.

En se basant sur le modèle thermodynamique présenté au chapitre 2, le modèle d'atmosphère adopté spécifiant la variation des conditions atmosphériques de pression et de température est présenté. Le modèle ainsi obtenu est transcrit sous environnement EES afin d'étudier d'un côté l'influence des conditions atmosphériques est étudiée à travers la variation d'altitude.

L'influence des paramètres de conception a été limitée à l'étude de l'influence du rapport de compression du groupe compresseur et l'influence de la température de fin de combustion (maximale) sur les performances de l'engin en incluant les conditions atmosphériques.

Les résultats obtenus ont été discutés et des interprétations sont fournies.

On remarque que toutes les puissances augmentent avec l'augmentation de l'altitude donc inversement avec les conditions atmosphériques de pression et de température. Cette augmentation du potentiel exergétique est expliqué par l'augmentation de l'écart de température entre la température de l'air environnant et de la température maximale de combustion.

Suite à l'augmentation de la vitesse V_8 des gaz à la sortie de l'engin, la poussée qui est proportionnelle à cette vitesse augmente en conséquence. Par contre, le rendement propulsif diminue avec l'augmentation de l'altitude donc avec la diminution de la pression et de la température et ce à cause de sa proportionnalité inverse vis-à-vis de la vitesse de sortie. La poussée spécifique varie de même que la poussée.

La consommation spécifique décroît avec l'augmentation de l'altitude contrairement à la poussée et au rendement thermique qui augmente favorisant ainsi une consommation de combustible moindre. Ce qui peut être expliqué par l'augmentation du coefficient de travail qui exprime une certaine mesure l'écart des températures entre la source chaude et la source froide.

Un groupe compresseur d'un rapport de compression élevé ne mène pas automatiquement à une performance meilleure. Un rapport de compression modéré entre 20 et 30 est suffisant à réaliser une performance optimale. Cette variation peut être décelée à travers l'étude des rendements aussi. L'engin est thermiquement performant avec un rapport de compression moyen entre 20 et 30.

Il est à noter que l'influence négative d'un rapport de compression important est aussi assise par l'étude de la consommation spécifique qui est optimale pour un rapport entre 30 et 40.

La température maximale du cycle autrement dite la température de fin de combustion agit proportionnellement sur les performances. Des températures maximales élevées conduisent à l'augmentation de l'écart entre les températures extrêmes du cycle, donc des performances thermiques meilleures.

Bibliographie

- [1] Y. BROCARD, « WHITTLE FRANK - (1907-1996),» Encyclopædia Universalis, [En ligne]. Available: <https://www.universalis.fr/encyclopedie/frank-whittle/>. [Accès le 15 novembre 2021].
- [2] «OACI,» [En ligne]. Available: https://www.icao.int/about-icao/Pages/FR/default_FR.aspx. [Accès le 15 novembre 2021].
- [3] T. J. Engine, «turbojet-engine,» 23 aout 2021. [En ligne]. Available: https://www.skybrary.aero/index.php/Jet_Engine..
- [4] L. Christophe et T. : Michel, «Flight operations briefing notes : A Tool For Flight Operations Safety Enhancement,» 01 Janvier 2005. [En ligne]. Available: <https://mms-safetyfirst.s3.eu-west-3.amazonaws.com/pdf/safety+first/flight-operations-briefing-notes.pdf>. [Accès le 25 10 2021].
- [5] [En ligne]. Available: https://fr.wikipedia.org/wiki/Wright_Flyer#/media/Fichier:Wrightflyer.jpg.
- [6] [En ligne]. Available: <https://www.f-16.net/forum/viewtopic.php?t=3878>.
- [7] [En ligne]. Available: https://airandspace.si.edu/collection-media/NASM-A19500082000_NASM2016-000438.
- [8] [En ligne]. Available: https://fr.wikipedia.org/wiki/General_Electric_J31#/media/Fichier:General_Electric_J31.jpg.
- [9] [En ligne]. Available: https://fr.wikipedia.org/wiki/Messerschmitt_Me_262#/media/Fichier:Messerschmitt_Me_262A_at_the_National_Museum_of_the_USAF.jpg.
- [10] V. Daniel. [En ligne]. Available: <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php>. [Accès le 12 10 21].
- [11] [En ligne]. Available: <https://aeroaffaires.fr/avion-turbopropulseur-comment-ca-fonctionne/>. [Accès le 23 09 2021].

- [12] W. contributors, «Ramjet,» Wikipedia, The Free Encyclopedia, 12 November 2021. [En ligne]. Available: <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ramjet&oldid=1054876141>. [Accès le 15 November 2021].
- [13] C. McNab et H. .. I. 9.-1. R. F. 1. 2. Keeter, «Death from a Distance Artillery". Tools of Violence: Guns, Tanks and Dirty Bombs,» p. p. 145., 2008.
- [14] C. Nicholas, A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines, Cambridge : Cambridge University Press.
- [15] «CFM56,» CFM International Jet Engines International , [En ligne]. Available: cfmaeroengines.com. [Accès le 19 2021].
- [16] [En ligne]. Available: <https://baesystems-ps.com/fadec.php>. [Accès le 19 2021].
- [17] A. T. THEODORE, INTRODUCTION TO THE AERODYNAMICS OF FLIGHT, WASHINGTON: NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION , 1975.
- [18] https://en.wikipedia.org/wiki/International_Standard_Atmosphere, «International Standard Atmosphere,» WIKIPEDIA, [En ligne]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/International_Standard_Atmosphere. [Accès le 10 2021].