



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET
POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIAL
DEPARTEMENT DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE

Mémoire de fin d'étude

En vue de l'obtention du Diplôme d'un Master Académique

Option : Propulsion

**ETUDE THERMO-ENERGETIQUE DUN TURBUREACTEUR A
DOUBLE FLUX CFM56-7B**

Présentée par : TRARI Abderrahman et TLEMCANI Mamoune

Sous la direction de :

ABADA Omar

MCA

U. Blida

Encadrant

Devant le jury :

U. Blida

Président

U. Blida

Examinateur

U. Blida

Examinateur

Année universitaire : 2024/2025

Remerciements

Je remercie sincèrement Allah pour la santé, la force et la détermination qu'il m'a accordées, me permettant de réaliser bien des choses au-delà de mes capacités habituelles.

Je tiens tout d'abord à exprimer ma profonde gratitude à M. O. ABADA et S. HAIF, qui ont supervisé mon travail avec attention et patience, malgré les défis rencontrés. Leur modestie et leur engagement sont des exemples à suivre.

Enfin, je souhaite remercier tout l'institut d'aéronautique de mon université.

À toutes les personnes que j'ai croisées et qui m'ont apporté leur aide, je vous remercie chaleureusement.

TRARI Abderrahman

Et

TLEMCANI Mamoune

DEDICACE

Rien n'est aussi précieux à offrir que le fruit d'un travail acharné, dédié avec sincérité à ceux que l'on aime et que l'on remercie. Ce travail est dédié à mes parents, qui m'ont soutenu tout au long de mon parcours ; j'espère qu'il sera à la hauteur de leur dévouement. À mon père, mon pilier, qui m'a toujours épaulé. À la famille TRARI et DJEDJLI, ainsi qu'à tous ceux que j'ai croisés et qui m'ont aidé de près ou de loin. Enfin, je veux rendre hommage à mes êtres chers disparus, notamment à mes grands-parents, Ce travail est dédié à sa mémoire.

TRARI Abderrahmane

DEDICACE

J'offre ce modeste travail avec une grande fierté à mes chers parents, qui m'ont soutenu tout au long de mes études. Je dédie également ce travail à mes frères, ainsi qu'à ma sœur. Je tiens à remercier tous les professeurs d'institut d'aéronautique de Blida, ainsi que les membres de la famille TLEMCANI. Une pensée spéciale pour toute la promotion propulsion 2024. Enfin, je n'oublie pas mes amis.

TLEMCANI Mamoune

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	14
CHAPITRE I : GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION	16
1.1 INTRODUCTION	16
1.2 HISTORIQUE	17
1.3 REVUE BIBLIOGRAPHIQUE CONCERNANT LA CONCEPTION DES MOTEURS À RÉACTION	18
1.4 FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR A REACTION	20
1.4.1 CYCLE THERMODYNAMIQUE	22
1.4.2 COMPOSITION D'UN MOTEUR A REACTION	23
1.5 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION.....	29
1.5.1 Turboréacteurs (turbojet).....	30
1.5.2 Turbosoufflante (Turbofan) :	33
1.5.3 Turbomoteur (Turboshaft).....	34
1.5.4 Turbopropulseur (turboprop)	35
1.6 CONCLUSION	36
CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION	37
1.7 INTRODUCTION	37
1.8 ETUDE AÉROTHERMODYNAMIQUE DU MOTEUR A RÉACTION	37
1.9 EQUATION GOUVERNANTES DES ÉCOULEMENTS À TRAVERS UN TURBORÉACTEUR	37
1.9.1 Théorème de quantité de mouvement	37
1.9.2 Equation d'Euler.....	38

1.9.3	Equation de continuité	38
1.9.4	Equation de conservation d'énergie.....	39
1.9.5	Nombre de Mach.....	39
1.9.6	Vitesse du son.....	39
1.10	DEFINITION DES PARAMETRES REGISSANT LE FONCTIONNEMENT D'UN TURBOREACTEUR	40
1.10.1	Pousse	40
1.10.2	Poussée spécifique	40
1.10.3	La pousse de propulsion	40
1.10.4	Consommation horaire	40
1.10.5	Consommation spécifique	41
1.10.6	Taux de dilution	41
1.10.7	Taux de compression	41
1.10.8	Les puissances.....	41
1.10.9	Rendement	43
1.11	ELEMENTS D'UN TURBOREACTEUR	43
1.11.1	L'entrée d'air.....	44
1.11.2	Compresseur.....	45
1.11.3	Chambre de combustion	48
1.11.4	Turbine.....	51
1.11.5	Tuyère	54
1.12	CONCLUSION	55
CHAPITRE III : MODELISATION DU CAS D'ETUDE DU TURBOFAN CFM56-7B		56
1.13	INTRODUCTION	56
1.14	LOGICIEL GASTURB14	56

1.15	DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-7B.....	57
1.16	CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR CFM56-7B	58
1.17	FONCTIONNEMENT DU MOTEUR CFM56-7B	60
1.18	CONCEPTION GÉNÉRALE (CFM56-7B).....	62
1.19	LES DIFERENTS MODULES DU MOTEUR CFM56-7B	63
1.19.1	Le module major fan and booster	64
1.19.2	Module major core	64
1.19.3	Module major LPT	67
1.19.4	Module d'entraînement d'accessoires	68
1.20	CAPOTAGES.....	70
1.21	LES STATIONS AÉRODYNAMIQUES	71
CHAPITRE IV : RESULTAT ET DISCUSSION.....		73
1.22	INTRODUCTION.....	73
1.23	CAS DE L'UTILISATION DE LA POUSSE MAX (100%) (POINT FIXE).....	73
1.24	DANS LE CAS DE L'UTILISATION DE 75%DE LA POUSSE	76
1.25	Cycle thermodynamique	83
1.26	Rapport Air/carburant en fonction de OPR	86
1.27	Rapport Carburant/Air (f) [%] vs OPR.....	87
1.28	Température de sortie compresseur (T3) vs OPR	88
1.29	Coefficient d'excès d'air (λ) vs OPR	89
1.30	Travail compresseur spécifique vs OPR	90

1.31	Température adiabatique de flamme vs OPR.....	91
CONCLUSION GENERALE	92	

Liste des Figures

Figure 1-1 Fonctionnement d'un moteur à réaction [5]	20
Figure 1-2 Cycle thermodynamique d'un moteur à réaction [6].....	23
Figure 1-3 Differentes parties d'un turboréacteur [7]	24
Figure 1-4 Soufflante d'un moteur a réaction (turboréacteur)	25
Figure 1-5 Description d'un compresseur [9]	26
Figure 1-6 La chambre de Combustion	27
Figure 1-7 La turbine	28
Figure 1-8 Tuyère	29
Figure 1-9 Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec mono corps	31
Figure 1-10 Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec double corps	32
Figure 1-11 Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC	32
Figure 1-12 Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec	34
Figure 1-13 Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec, Soufflante arrière.....	34
Figure 1-14 Schéma d'un turbomoteur	35
Figure 1-15 Turbopropulseur	36
Figure 2-1 Différents station d'un turboréacteur	44
Figure 2-2 Stator et rotor d'un compresseur axial.....	46
Figure 2-3 Diagramme des triangles de vitesse d'un étage.....	47
Figure 2-4 Répartition du flux d'air	50

Figure 2-5 Diagramme des vitesses d'un rotor et d'un stator d'une turbine	52
Figure 2-6 Le logiciel GazTurb14	57
Figure 2-7 Distribution des moteurs CFM56-7B sur Boeing	58
Figure 2-8 CFM56-7B	59
Figure 2-9 conception général	61
Figure 2-10 Les modules du moteur cfm56-7b	63
Figure 2-11 Le module major fan and booster	64
Figure 2-12 Module major core	65
Figure 2-13 Compresseur haute pression HP	65
Figure 2-14 Chambre de combustion annulaire	66
Figure 2-15 Turbine haute pression	67
Figure 2-16 Module major LPT	68
Figure 2-17 Module d'entraînement d'accessoires	69
Figure 2-18 Capotages	71
Figure 2-19 Les stations aérodynamiques	72
Figure 4-1 Variation de la Température Totale et Statique dans le CFM56-7B	74
Figure 4-2 Variation de la pression (statique et totale) dans le CFM56-7B	75
Figure 4-3 récapitulatifs des différents paramètres énergétique à 75% des performances	77
Figure 4-4 courbes de variation des pressions (statique et totale) et des températures (statique et totale) dans CFM56-7B	78

Figure 4-5 Performances en fonction de la poussée nette en accélération	79
Figure 4-6 Performances en fonction de la poussée nette en décélération (75%).....	80
Figure 4-7 Schemas de Fonctionnement du compresseur BP en décélération	81
Figure 4-8 histogramme des rendements isentropique du moteur dans les 2 cas.....	82
Figure 4-9 Histogramme des rendements polytropique du moteur dans les 2cas	83
Figure 4-10 Diagramme T-S du CFM56-7B	84
Figure 4-11 Diagramme P-V du CFM56-7B.....	85
Figure 4-12 Rapport Air/carburant en fonction de OPR	86
Figure 4-13 Rapport Carburant/Air (f) [%] vs OPR.....	87
Figure 4-14 Température de sortie compresseur (T3) vs OPR.....	88
Figure 4-15 Coefficient d'excès d'air (λ) vs OPR.....	89
Figure 4-16 Travail compresseur spécifique vs OPR.....	90
Figure 4-17 Température adiabatique de flamme vs OPR	91

ملخص

شكل تطوير المحرك النفاث تقدماً كبيراً في صناعة الطيران، حيث تميز بقدراته على تقليل استهلاك الوقود والتلوث، مع توفير أقصى قوة دفع. من بين المحركات الأكثر شيوعاً في قطاع الطيران، يتميز المحرك التوربيني المروحي CFM56-7B، الذي طورته شركة GENERAL ELECTRIC بسهولة استخدامه.

عند نقطة ثابتة عند مستوى سطح البحر، يركز هذا العمل على دراسة الديناميكا الهوائية والطاقة الحرارية للمحرك بعد مقدمة للمبادئ الأساسية للمحركات النفاثة ووصف تفصيلي وتصنيف لهذه المحركات، بهدف بحثنا لتعزيز فهم عملها وتحليل تطور العوامل المختلفة (الضغط ودرجة الحرارة والسرعة وتدفق الكتلة) داخل المكونات المختلفة.

الهدف هو تزويد الباحثين المستقبليين بمراجع مفيدة لمشاريعهم المتعلقة بـ تكنولوجيا المحركات النفاثة.

Résumé

Le développement du turboréacteur a constitué une avancée majeure dans l'industrie aéronautique, se distinguant par sa capacité à réduire la consommation de carburant et la pollution, tout en offrant une poussée maximale. Parmi les moteurs les plus répandus dans le secteur aéronautique, la turbosoufflante birotor CFM56-7B, développé par GENERAL ELECTRIC, se démarque par sa convivialité.

Ce travail se concentre sur l'étude de l'aérodynamique et de la thermo-énergétique du CFM56-7B à un point fixe, au niveau de la mer. Après une introduction aux principes fondamentaux des turboréacteurs et une description détaillée ainsi qu'une classification de ces moteurs, nos recherches visent à approfondir la compréhension de leur fonctionnement et à analyser l'évolution de divers paramètres (pression, température, vitesse, débit massique) au sein des différents composants.

L'objectif est de fournir aux futurs chercheurs une référence utile pour leurs projets portant sur la technologie des moteurs à réaction.

Abstract

The development of the turbojet engine has been a major breakthrough in the aeronautics industry, distinguished by its ability to reduce fuel consumption and pollution, while providing maximum thrust. Among the most widespread engines in the aeronautics sector, the CFM56-7B twin-rotor turbofan, developed by GENERAL ELECTRIC, stands out for its user-friendliness.

This work focuses on the study of the aerodynamics and thermo-energetics of the CFM56-7B at a run-up, at sea level. After an introduction to the fundamental principles of turbojet engines and a detailed description and classification of these engines, our research aims to deepen the understanding of their operation and to analyze the evolution of various parameters (pressure, temperature, speed, mass flow) within the different components.

The objective is to provide future researchers with a useful reference for their projects on jet engine technology.

INTRODUCTION GENERALE

Voler est le plus ancien rêve de l'humanité, devenu réalité avec l'invention de l'avion.

Au fil des découvertes, diverses formes et structures ont été développées pour répondre à nos besoins. Depuis sa création il y a un siècle, l'avion a conquis le monde, s'imposant comme un moyen de transport essentiel. Initialement utilisé comme appareil militaire durant les deux guerres mondiales, il a rapidement évolué en avion de ligne. Toujours plus puissants, rapides et nombreux, les avions continuent de progresser.

Le moteur, cœur de l'avion, est un organe complexe et coûteux, et le turboréacteur en est la forme la plus sophistiquée, nécessitant une maîtrise approfondie de sa conception, fondée sur des calculs délicats.

Aujourd'hui, l'industrie aéronautique est très concurrentielle. Le succès commercial d'un aéronef repose sur plusieurs facteurs, tels que le poids, le bruit du moteur et la consommation de carburant, influençant les coûts d'exploitation et les tarifs de voyage. La conception du moteur joue un rôle clé dans ces aspects.

Parallèlement, les enjeux écologiques sont cruciaux. L'objectif est de minimiser la consommation de carburant et les émissions de gaz polluants. Les ingénieurs et chercheurs s'efforcent donc de rendre les moteurs plus respectueux de l'environnement.

Notre étude porte sur un turboréacteur double flux, le CFM56-7B, avec pour objectif d'analyser ses performances énergétiques, notamment les rendements et l'impact de paramètres tels que le taux de compression et la température de combustion.

Notre travail se divise en quatre chapitres :

- Un historique succinct, une revue de la littérature sur l'état de l'art des moteurs à réaction, leur classification et leur composition.

- Une présentation des outils mathématiques utilisés pour la modélisation thermodynamique des différents composants du moteur.
- La modélisation du cas d'étude du turbo fan CFM56-7B et la description du logiciel GASTURB 14.
- Une présentation des résultats et une discussion sur la variation des paramètres thermo-énergétiques au point fixe (décollage) à travers les différents organes du moteur.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

CHAPITRE I : GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

1.1 INTRODUCTION

Les moteurs à réaction, également appelés moteurs à réaction ou réacteurs, sont des dispositifs qui produisent une poussée en expulsant des gaz à grande vitesse dans une direction opposée à celle désirée. Ils sont principalement utilisés dans l'aviation, mais également dans d'autres applications telles que la propulsion spatiale et la production d'électricité.

Le principe fondamental des moteurs à réaction repose sur la troisième loi de Newton, qui stipule que pour chaque action, il existe une réaction égale et opposée. Dans un moteur à réaction, l'action est la propulsion des gaz vers l'arrière, ce qui crée une force de poussée vers l'avant.

Le processus de propulsion dans un moteur à réaction commence par l'admission d'air ambiant, qui est ensuite comprimé et mélangé avec du carburant dans la chambre de combustion. Ce mélange est ensuite enflammé, produisant une expansion rapide des gaz chauds. La pression élevée résultante expulse les gaz à travers une tuyère à grande vitesse, créant une poussée.

Il existe plusieurs types de moteurs à réaction, notamment les turboréacteurs, les turbopropulseurs, les turbofans et les statoréacteurs. Chacun de ces types a ses propres caractéristiques et applications spécifiques, mais tous suivent le même principe de base de la propulsion par réaction.

Les moteurs à réaction offrent des avantages significatifs en termes de vitesse, d'efficacité et de capacité à fonctionner à haute altitude. Cependant, ils ont également des

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

inconvénients tels que la consommation élevée de carburant et les émissions de gaz à effet de serre. Malgré cela, leur développement et leur utilisation continuent de progresser, avec des avancées constantes visant à améliorer leur efficacité et leur durabilité environnementale [1].

1.2 HISTORIQUE

L'histoire des moteurs à réaction remonte au début du 20e siècle, avec des contributions significatives de nombreux pionniers de l'aviation et ingénieurs. Voici un aperçu des étapes clés de cette évolution :

Débuts théoriques : Les premières idées sur les moteurs à réaction ont émergé dès le 17e siècle avec les travaux du physicien britannique Isaac Newton. Cependant, les concepts modernes de propulsion à réaction ont commencé à être explorés au début du 20e siècle.

Théorie de la propulsion à réaction : En 1903, l'ingénieur français René Lorin a publié un brevet décrivant un moteur à réaction à propulsion par réaction. Plus tard, en 1910, l'ingénieur russe Igor Sikorsky a développé un concept de moteur à réaction, bien que ses idées n'aient pas été mises en pratique à l'époque.

Les premiers prototypes : En 1930, l'ingénieur britannique Frank Whittle a déposé un brevet pour un moteur à réaction. Ses recherches ont abouti à la création du premier moteur à réaction fonctionnel, le W.1, en 1937. Pendant ce temps, en Allemagne, Hans von Ohain travaillait également sur des moteurs à réaction et a développé le premier moteur à réaction opérationnel, le Heinkel HeS 3, qui a propulsé le premier avion à réaction, le Heinkel He 178, en 1939.

Seconde Guerre mondiale : Les moteurs à réaction ont joué un rôle crucial pendant la Seconde Guerre mondiale. Les avions à réaction allemands, comme le Messerschmitt Me 262, ont été les premiers à entrer en service opérationnel. Les Alliés, dirigés par les Britanniques et

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

les Américains, ont également développé des avions à réaction, comme le Gloster Meteor et le Bell P-59 Airacomet.

Après-guerre : Après la Seconde Guerre mondiale, les progrès dans la technologie des moteurs à réaction ont été rapides. Les avions commerciaux à réaction ont commencé à être développés, avec le De Havilland Comet devenant le premier avion de ligne à réaction à entrer en service commercial en 1952.

Avancées contemporaines : Depuis lors, les moteurs à réaction ont continué à évoluer, devenant plus puissants, plus efficaces et plus respectueux de l'environnement. Les développements comprennent l'introduction de moteurs à double flux et de moteurs à réaction à haut bypass, qui ont amélioré l'efficacité énergétique et réduit les émissions.

Aujourd'hui, les moteurs à réaction sont largement utilisés dans l'aviation commerciale et militaire, ainsi que dans d'autres applications telles que la propulsion spatiale et la génération d'électricité. Ils sont devenus un élément essentiel de la technologie moderne, révolutionnant le voyage aérien et ouvrant de nouvelles frontières dans l'exploration spatiale et la propulsion.

1.3 REVUE BIBLIOGRAPHIQUE CONCERNANT LA CONCEPTION DES MOTEURS À RÉACTION

Le perfectionnement des moteurs à réaction est confronté à de nouveaux défis tant en efficacité qu'en écologie surtout que la compétitivité commerciale est rude. Kyprianidis [2] a présenté une revue dans laquelle il mentionne que de nombreuses études se sont concentrées sur la faisabilité de réduire la consommation de carburant sur des futurs modèles de moteurs à réaction.

La recherche de performances plus élevées du point de vue de la poussée se concentre essentiellement sur deux voies : l'augmentation du taux de compression — les compresseurs

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

centrifuges et les premiers compresseurs axiaux atteignent difficilement un rapport de 6 — et l'augmentation de la température d'éjection. Aux États-Unis, en 1953, General Electric développe le J79, dont le compresseur comporte 17 étages, 6 des statots étant à incidence variable. Ce dernier sera produit en 16 500 exemplaires. En 1949, Pratt & Whitney développe le premier réacteur double corps qui amènera au développement du J57 militaire utilisé sur le Boeing B-52 et KC-135, ainsi que les Douglas Skywarrior [3].

Dans le domaine civil, sous la dénomination JT3C, il sera le propulseur originel des Boeing 707 et Douglas DC-8 et sera, au total, produit à 21 200 exemplaires. Au Royaume-Uni, Bristol développe à partir de 1949 l'Olympus, de technologie similaire. Initialement, il fournira une poussée de 5 000 daN portée vers 6 000 daN en 1957, près de 8 000 en 1960 et finalement 9 000 daN. Équipé de la postcombustion, il deviendra le propulseur du Concorde avec une poussée nominale de 17 240 daN [3].

En France, la Snecma développe la série des Atar, qui culminera avec le 9C à 6 400 daN, et équipera les Mirage III et 5. Enfin, l'URSS produit les Mikulin AM-5, AM-9 et RD-9 qui équipent les chasseurs MiG-19 et Yak-25. Les bombardiers Tu-16 et le transport civil Tu104 sont équipés de l'AM-3 (en) développé par Mikouline qui, bien qu'utilisant la technologie monocorps, atteint près de 10 000 daN [3].

Dans le cadre du programme de recherche VITAL (enVIronmenTALLY friendly aero engines, 2009) de l'Union Européenne, un certain nombre de technologies de composants du système basse pression a été étudié. Le progrès émergent permettra la conception de nouvelles machines capables de fournir une réduction de consommation de carburant et du bruit généré grâce à une géométrie réduite des ventilateurs de et par conséquent le poids des moteurs [4].

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

1.4 FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR A REACTION

Les moteurs à réaction peuvent fonctionner selon différents modes, en fonction des composants de la machine, du parcours des gaz à travers celle-ci, et du mode de génération de la poussée. La figure I.1 présente un exemple typique de moteur à réaction, qui est classé comme un moteur thermique.

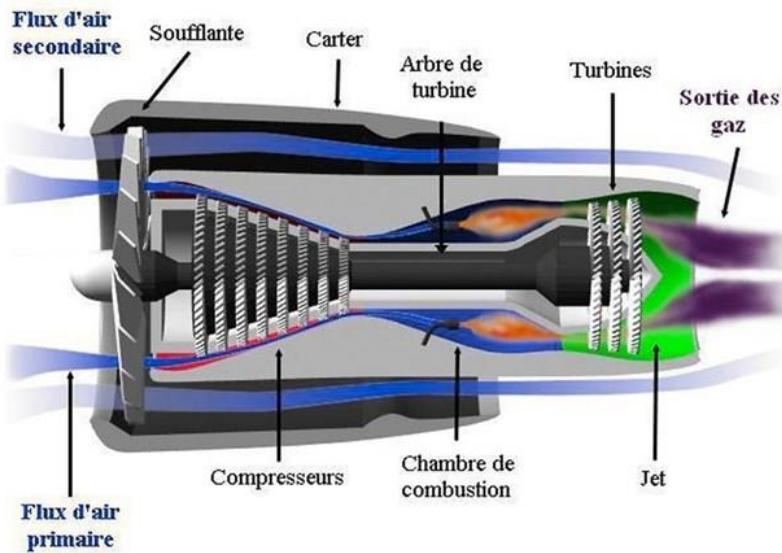


Figure 0-1 Fonctionnement d'un moteur à réaction [5]

Le moteur à réaction utilise un gaz comme fluide de travail pour générer une puissance mécanique et une poussée. La génération de poussée est possible uniquement lorsque la vitesse d'éjection du gaz dépasse la vitesse d'entrée de l'air dans le moteur. Pour accélérer le gaz, de l'énergie doit être ajoutée à l'écoulement d'air à l'intérieur du moteur, ce qui permet ensuite de la convertir en énergie cinétique.

Dans un moteur à réaction, cette augmentation d'énergie se fait en deux étapes consécutives, impliquant deux composants creux adjacents. Dans la première étape, la pression de l'air est augmentée par un compresseur, qui utilise l'énergie mécanique fournie par l'arbre. Ensuite, l'air comprimé est chauffé dans la chambre de combustion, où la température du gaz augmente considérablement.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

La turbine est la première section du moteur où l'énergie est extraite du gaz chaud. Le gaz en expansion fait tourner la turbine. Après être passé par la turbine, le gaz est accéléré dans la tuyère d'échappement, convertissant ainsi toute l'énergie thermique restante en énergie cinétique.

Le fonctionnement d'un moteur à réaction est souvent comparé à celui d'un moteur à quatre temps à pistons, comme illustré à la Figure I.1. Dans les deux cas, le gaz passe par quatre étapes : admission, compression, combustion, et détente. La différence majeure est que, dans un moteur à pistons, ces quatre étapes se déroulent successivement dans un même cylindre, tandis que dans un moteur à réaction, chaque étape est réalisée dans un composant distinct, permettant ainsi un cycle continu, contrairement au cycle intermittent du moteur à pistons.

Le processus d'admission dans un moteur à pistons est comparable à celui du moteur à réaction, et la compression est similaire à l'action d'un compresseur rotatif dans la turbine. Cependant, la combustion diffère significativement. Dans un moteur à pistons, la combustion se produit à volume constant, avec un pic de pression lorsque le piston est en position supérieure. En revanche, dans un turboréacteur, la combustion se fait à pression constante, ce qui permet de traiter de grandes quantités d'air avec une chambre de combustion légère et d'utiliser des carburants à faible indice d'octane.

Enfin, comparer la phase de détente d'un moteur à pistons à celle d'un moteur à réaction est inexact. Les gaz d'échappement du moteur à pistons ne sont pas réutilisables, alors que, dans un moteur à réaction, ils produisent la force propulsive essentielle. En ce sens, le moteur à pistons se rapproche davantage d'un turbomoteur.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

1.4.1 CYCLE THERMODYNAMIQUE

Les variations des paramètres thermodynamiques du gaz lors de son passage à travers le moteur peuvent être représentées sur un diagramme de Clapeyron p-v. Sur ce diagramme, la zone délimitée par les quatre courbes représente la quantité de chaleur ajoutée, qui est responsable de la génération de travail et de la poussée propulsive (voir Figure I.2).

Cependant, le diagramme enthalpie-entropie (h-s) est une représentation graphique plus couramment utilisée. Dans ce diagramme, les différentes formes d'énergie (mécanique, cinétique, thermique) sont illustrées par des distances, ce qui facilite grandement l'évaluation (Figure I.2).

Dans ces deux diagrammes, le point A représente la condition atmosphérique de l'air entrant dans le moteur. Le processus de compression est illustré par la ligne A-B, où le point B indique l'état du flux d'air à la sortie du compresseur.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

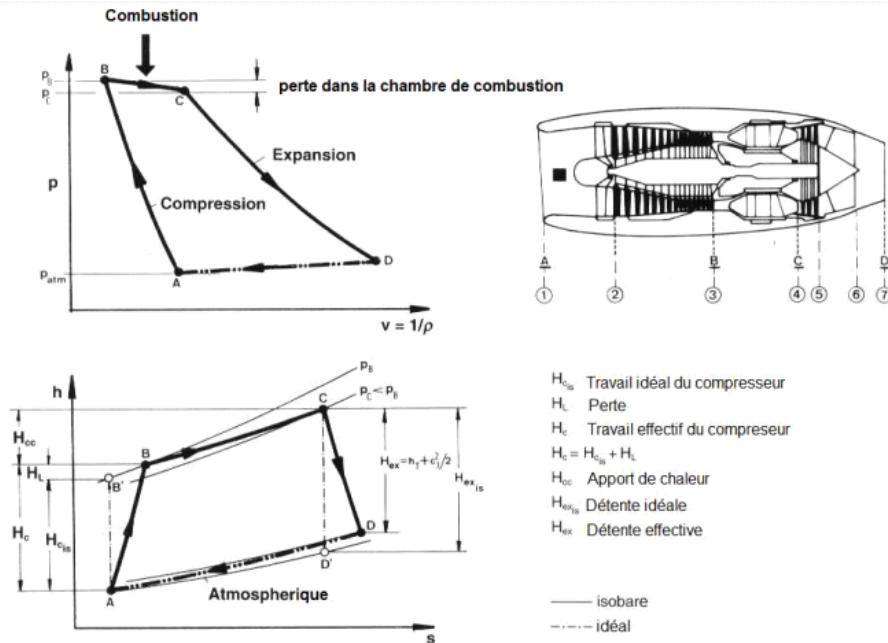


Figure 0-2 Cycle thermodynamique d'un moteur à réaction [6]

De plus, en raison de la friction du gaz le long de son parcours, un travail mécanique supplémentaire est nécessaire pour atteindre la pression requise au point B, comparé à ce qui aurait été nécessaire si le gaz était idéal (point B').

La chaleur est ajoutée à l'air comprimé tout au long de la ligne B-C. Pour optimiser l'efficacité du processus de combustion, la pression dans la chambre de combustion doit être maintenue constante. Toutefois, en raison du frottement dynamique des fluides et de la turbulence, une légère chute de pression se produit toujours dans la chambre de combustion (point C).

La détente dans la turbine et la tuyère d'échappement se fait le long de la ligne C-D. De même, l'énergie disponible est inférieure à ce qu'elle serait dans un écoulement sans frottement (point D')

1.4.2 COMPOSITION D'UN MOTEUR A REACTION

Un moteur à réaction est équipé d'un système de compression, d'une chambre de combustion, d'une turbine, et d'une tuyère de détente. L'air est aspiré par l'avant, comprimé,

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

chauffé par la combustion d'un carburant, détendu dans la turbine, puis expulsé à grande vitesse vers l'arrière à travers la tuyère. Les gaz d'échappement, rejetés dans l'atmosphère à grande vitesse, génèrent la poussée en transformant l'énergie interne du moteur en énergie cinétique [7].

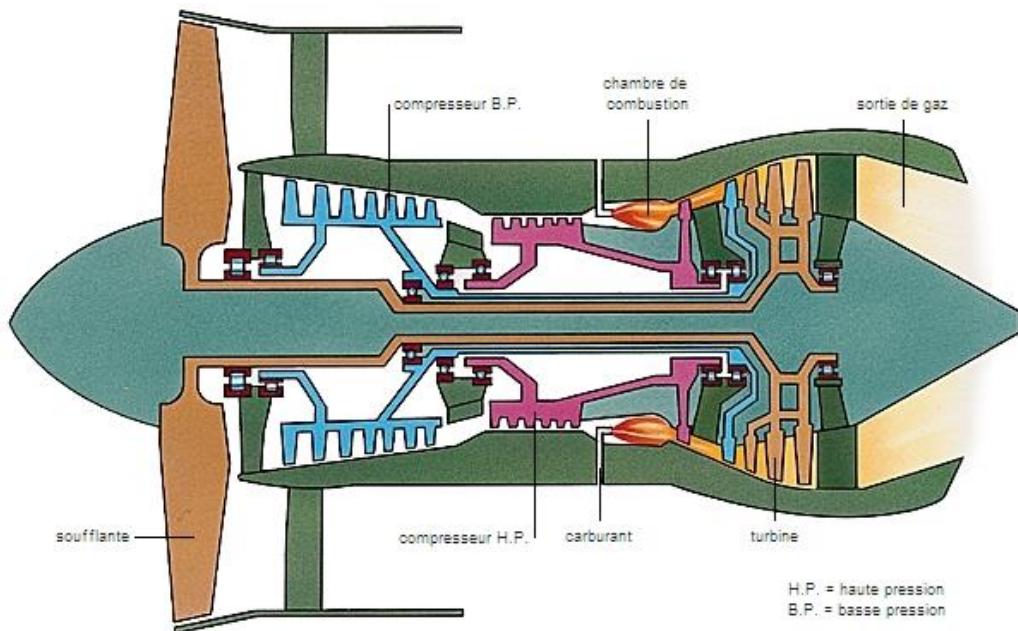


Figure 0-3 Differentes parties d'un turboréacteur [7]

1.4.2.1 Soufflante (Diffuseur)

Une soufflante est un élément constitutif d'un turboréacteur à double flux. C'est elle que voit un observateur placé devant le moteur. Elle est constituée de pales et d'aubes.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION



Figure 0-4 Soufflante d'un moteur a réaction (turboréacteur)

Un moteur à réaction est équipé d'un système de compression, d'une chambre de combustion, d'une turbine, d'une tuyère de détente. L'air aspire par l'avant est comprimé, chauffé par la combustion d'un carburant, détendu dans la turbine, rejeté vers l'arrière à grande vitesse à travers la tuyère. Les gaz d'échappements rejetés dans l'atmosphère à grande vitesse produisent la poussée qui est le résultat de la transformation de l'énergie interne du moteur en énergie cinétique [8].

1.4.2.2 Compresseur

Dans un compresseur, de l'énergie mécanique est convertie en énergie de pression. La quantité d'énergie exigée, et la qualité de la conversion d'énergie réalisée, et les paramètres d'optimisation caractérisent le compresseur. Les paramètres importants sont :

- Efficacité de compresseur
- Rapport de pression totale de compression
- Taux de flux d'air

Un compresseur commence toujours par un rotor, plus précisément par un grille d'aubes rotor, les aubages directeurs (ou aubages de pré-rotation) n'étant là que pour améliorer le fonctionnement du compresseur dans certaines conditions.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

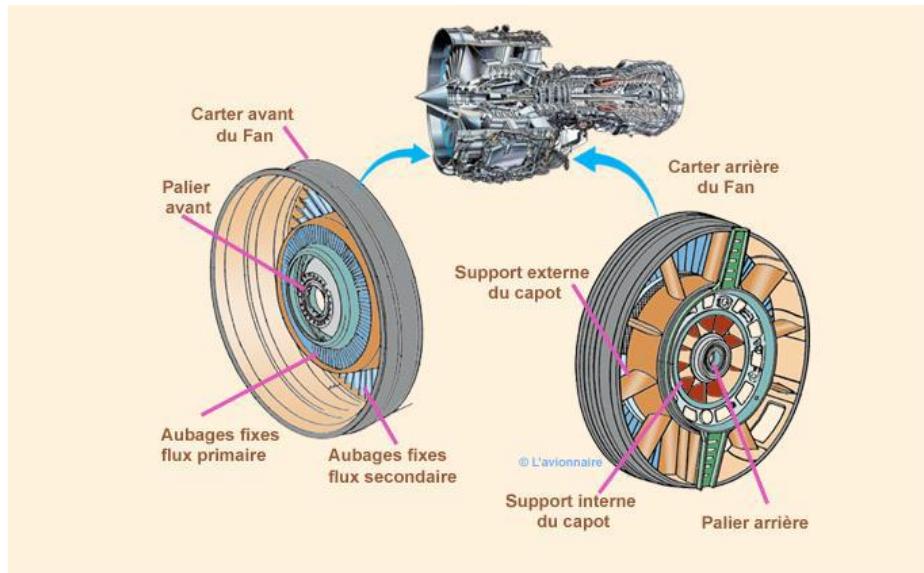


Figure 0-5 Description d'un compresseur [9]

Le compresseur a pour rôle d'aspirer et de comprimer l'air afin d'atteindre des vitesses, pressions, et températures optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

Il existe principalement deux types de compresseurs :

les compresseurs centrifuges,

les compresseurs axiaux.

Il existe également une solution mixte : le compresseur axial-centrifuge.

Pour éviter toute confusion ou malentendu, les termes suivants sont utilisés dans le jargon motoriste :

Rouet : partie mobile du compresseur centrifuge,

Diffuseur : partie fixe du compresseur centrifuge,

Rotor : partie mobile du compresseur axial,

Redresseur : partie fixe du compresseur axial.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

1.4.2.3 La chambre de Combustion

La chambre de combustion a pour fonction de chauffer l'air en provenance du dernier étage du compresseur haute pression (HP) pour fournir l'énergie nécessaire au mouvement des turbines et produire suffisamment de poussée à travers la tuyère. Cette chaleur est générée par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, généralement du kérósène (un hydrocarbure). La combustion doit être aussi complète que possible, et la répartition des températures dans les gaz doit être aussi homogène que possible.

Placée entre le compresseur basse pression (BP) et la turbine haute pression (HP), la chambre de combustion est composée d'un tube à flamme ou foyer, généralement de forme torique. Ce foyer est enfermé dans un carter également en forme de tore.

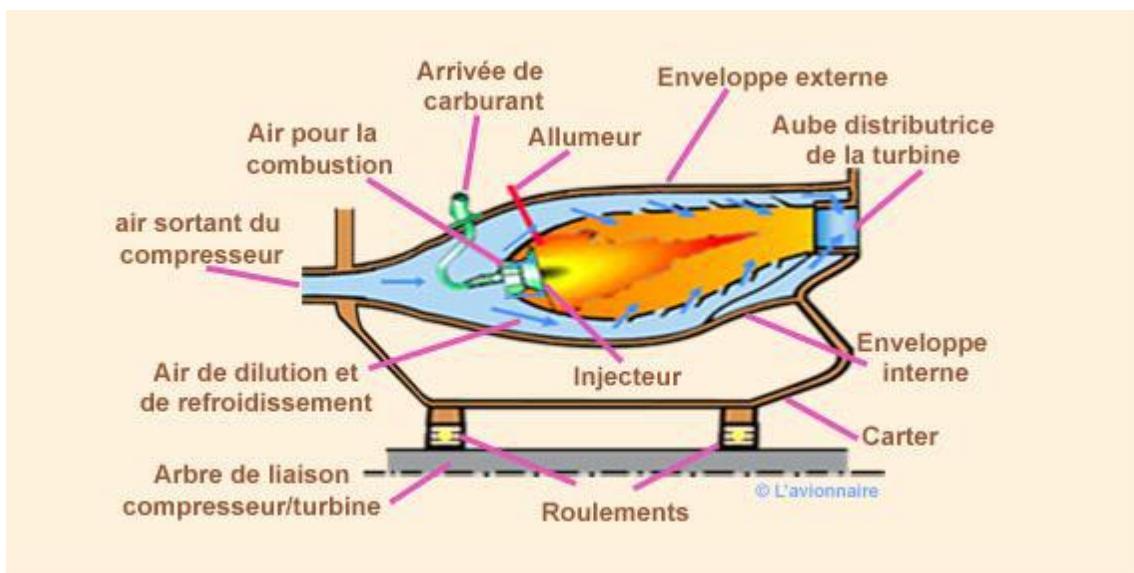


Figure 0-6 La chambre de Combustion

L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une partie rentre directement dans le tube à flammes et dans l'injecteur pour contribuer à la combustion. Une autre partie contourne le tube à flammes et sert à la fois pour refroidir les parois et pour diluer et mélanger l'écoulement de l'air dans le foyer [10].

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

1.4.2.4 La Turbine

Sur un turboréacteur la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires.

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines :

- les turbines centripètes très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances ;
- Les turbines axiales, solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine HP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante FAN.

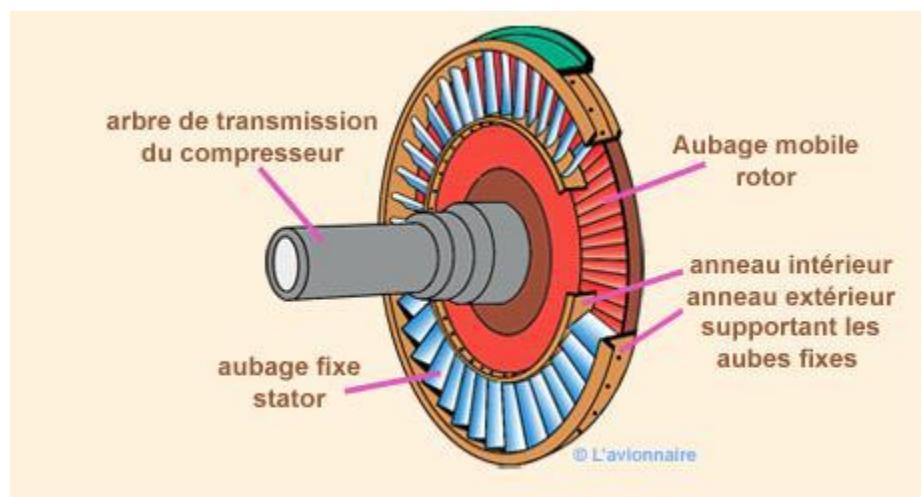


Figure 0-7 La turbine

Les composants de base de la turbine sont :

- les aubes directrices de la tuyère ;
- les disques de la turbine ;
- les aubes de la turbine.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

L'ensemble rotatif est porté par des roulements montés dans le carter de la turbine et l'arbre de la turbine peut être commun à l'arbre du compresseur ou relié à celui-ci par un accouplement à alignement automatique.

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

1.4.2.5 Tuyère

Le dispositif d'échappement permet d'évacuer les gaz de la turbine vers l'atmosphère, dans la direction nécessaire pour générer la poussée. Dans un turboréacteur, les variations de la vitesse et de la pression des gaz d'échappement créent la poussée. En revanche, dans un turbopropulseur, les gaz d'échappement contribuent à la génération de la poussée, mais la majeure partie de l'énergie est utilisée par la turbine pour entraîner le propulseur. Par conséquent, la conception du dispositif d'échappement a une influence significative sur les performances du moteur [11].



Figure 0-8 Tuyère

1.5 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION

Un moteur à réaction, également appelé moteur à combustion, est une machine tournante thermodynamique qui fait partie de la famille des moteurs à combustion interne.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

Son rôle est de produire de l'énergie mécanique (rotation d'un arbre) à partir de l'énergie contenue dans un hydrocarbure (comme le fuel ou le gaz). Le turboréacteur est un type spécifique de turbine à gaz qui utilise le principe de la réaction pour propulser certains avions à grande vitesse.

1.5.1 Turboréacteurs (turbojet)

Classification des turboréacteurs : Ce type de propulseurs qualifiés de direct développe une force dirigée vers l'avant dite poussée.

Ils sont généralement rassemblés sous l'appellation générale de Groupe Turbo Réacteur (GTR).

On les classe suivant leur apparition:

1.5.1.1 Turboréacteurs simple flux, sec, mono corps

Un Turbo est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval.

Un Turbo est sec s'il n'est pas équipé de la post combustion.

Un Turbo est mono corps si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps où l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

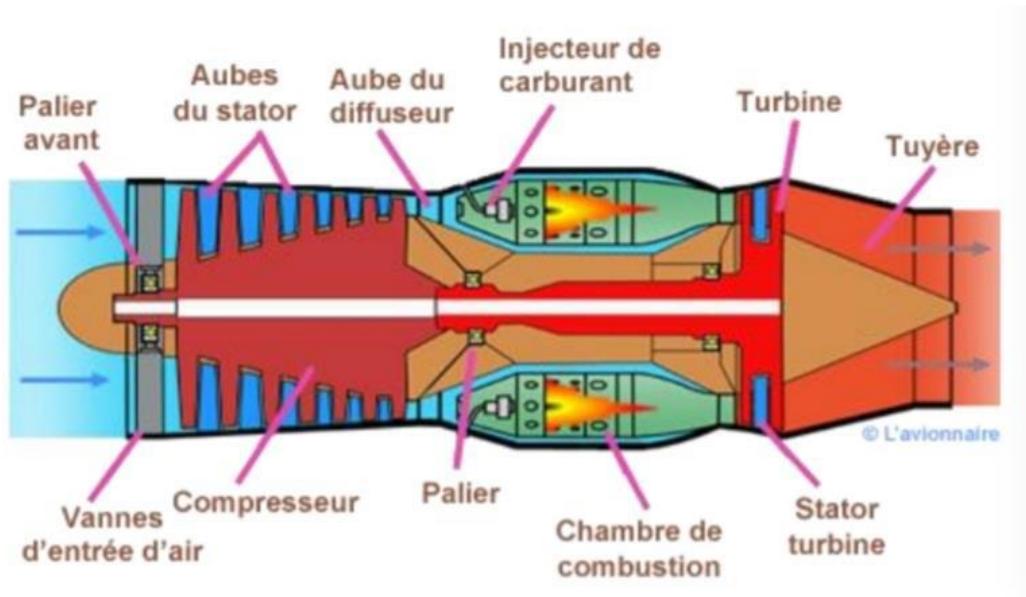


Figure 0-9 Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec mono corps

Exemple: Avon RA29 de Rolls Royce.

C'est le moteur équipant les premières Caravelles. L'ensemble compresseur turbine est lié mécaniquement et tourne à la même vitesse, c'est l'attelage compresseur turbine. Il développe une poussée de 52090 Newton à 8100 tr/min au décollage en condition standard.

1.5.1.2 Turboréacteurs simple flux, sec, double corps:

L'ensemble turbine HP, compresseur HP constitue l'attelage haut pression. L'ensemble turbine BP, compresseur BP constitue l'attelage bas pression. Les deux attelages ont leur arbre de liaison concentrique et tournent à des vitesses de rotation différentes

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

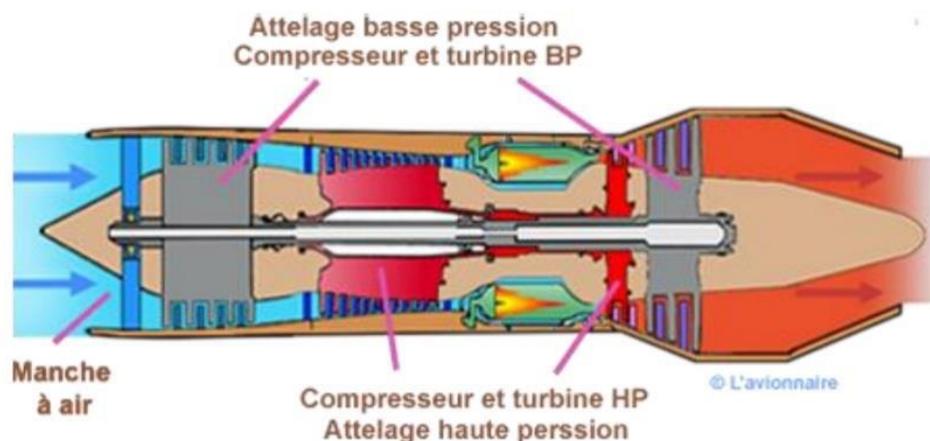


Figure 0-10 Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec double corps

Exemple: JT4A11 de PRATT&WHITNEY

Equipant les premiers Boeing 707, il développait une poussée au décollage de 74752 Newtons.

1.5.1.3 Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC:

Cette conception est utilisée surtout sur les moteurs militaires, elle permet d'obtenir des poussées élevées au détriment du potentiel des mobiles tournants.

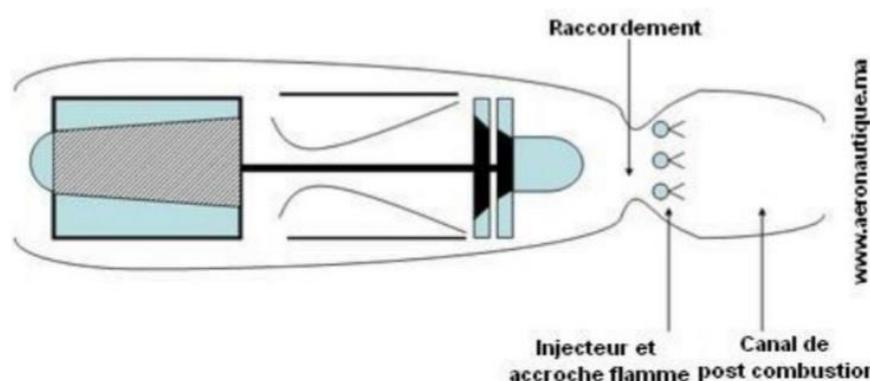


Figure 0-11 Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC

Exemple: ATAR 9D

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

Equipant les avions MIRAGE, d'une poussée de 58860 Newtons à 8400 tr/min, avec la post combustion. Il existe aussi des moteurs simple flux double corps à PC tel que le moteur équipant le supersonique CONCORDE OLYMPUS 593 avec une poussée de 18,6 tonnes

1.5.2 Turbosoufflante (Turbofan) :

Le réacteur à turbo fan est une version améliorée du turboréacteur. Seule une partie de l'air qui pénètre dans le moteur est comprimée et ensuite détournée vers une enveloppe extérieure. Cet air est ensuite mélangé avec les gaz très chauds sortant de la turbine, avant d'atteindre la tuyère. Un turbo fan a une plus grande poussée pour le décollage et l'ascension, et une efficacité accrue!; la dérivation refroidit le moteur et diminue son niveau sonore.

1.5.2.1 Soufflante avant:

Ce moteur est dénommé ainsi car deux flux le traversent, un flux chaud ou interne et un flux froid ou externe. Le fan ou soufflante fait partie intégrale du compresseur basse pression et est entraîné par les turbines basse pression. Certains constructeurs appellent les moteurs double flux : turbo fan.

Exemple : CFM56-7B

Equipant les avions AIRBUS, Dc10 et certains B747. Ce moteur développe une poussée de l'ordre de 23 tonnes force (225600 Newton) au régime de décollage en condition standard.

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION

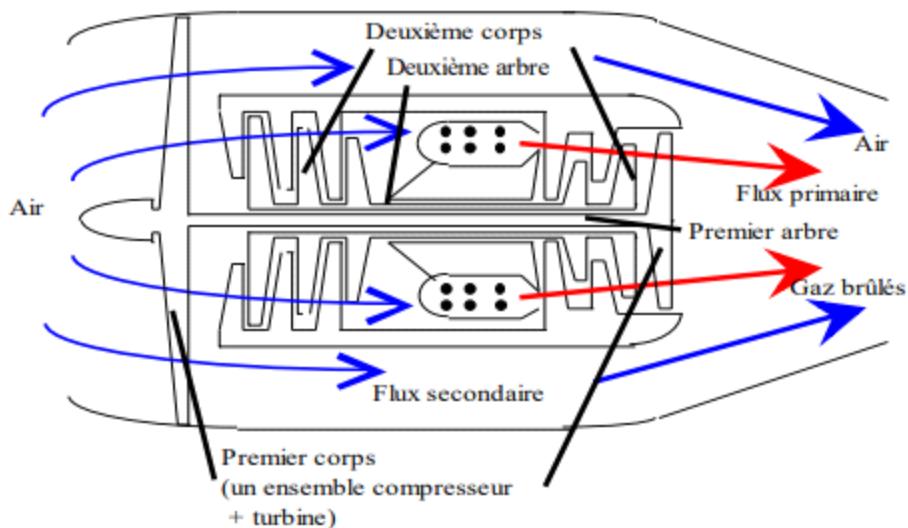


Figure 0-12 Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec

1.5.2.2 Soufflante arrière:

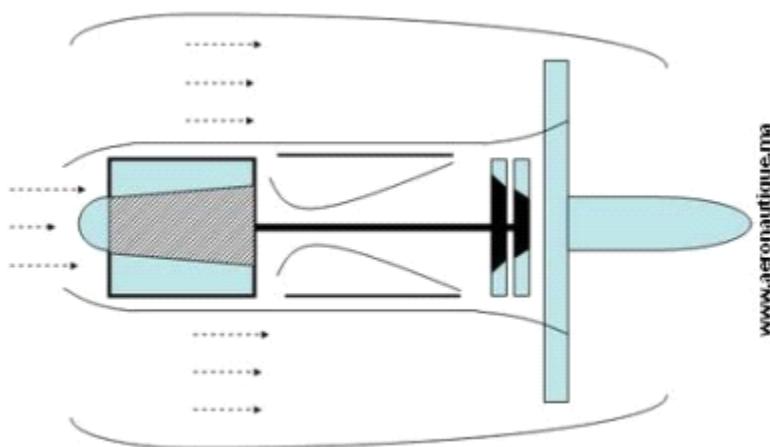


Figure 0-13 Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec, Soufflante arrière.

1.5.3 Turbomoteur (Turboshaft)

Un moteur à turbine à gaz dont le fonctionnement est similaire à celui d'un turbopropulseur mais qui, au lieu d'être utilisé pour alimenter une hélice, est utilisé via un système de transmission pour alimenter d'autres dispositifs (tels que des rotors d'hélicoptère et des pompes) [12]

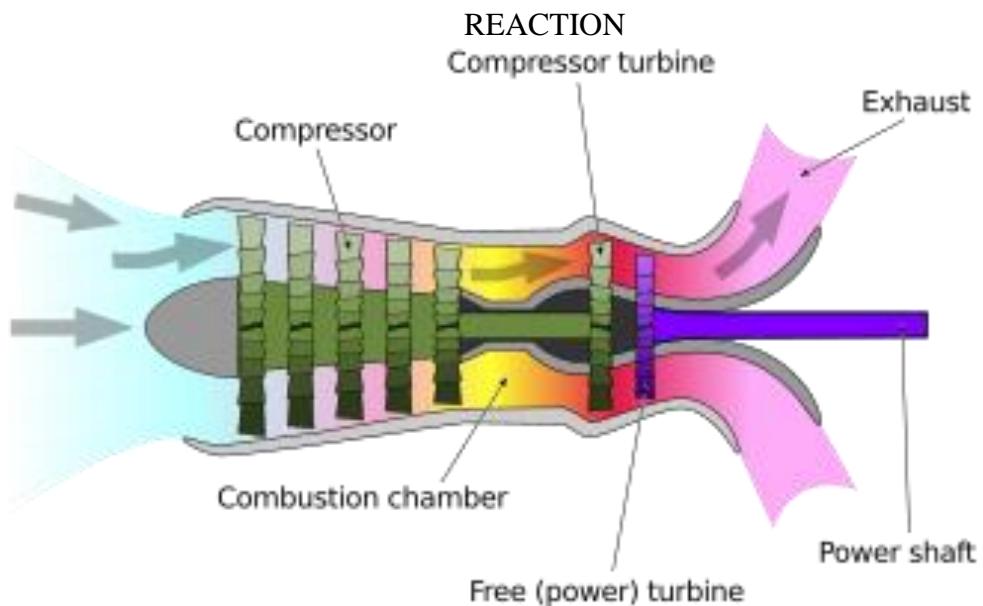


Figure 0-14 Schéma d'un turbomoteur

1.5.4 Turbopropulseur (turboprop)

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne une hélice. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur, mais son utilisation est limitée par la baisse de rendement de l'hélice au-delà de Mach 0.7 et au-delà de 8000 mètres d'altitude. C'est le mode de propulsion optimal pour les avions de transport commerciaux sur des distances courtes (une heure de vol, 400 km), quand la durée de vol à haute altitude est trop courte pour qu'un avion à réaction fasse la différence.

Le premier turbopropulseur en service commercial a été le Protheus de Bristol, développé en 1945, et qui équipait le Bristol Britannia. Les États-Unis n'ont disposé d'un turbopropulseur fiable qu'à partir de 1956, le T56 d'Allison qui équipe encore les avions cargo militaires Lockheed C-130 Hercules.

Le rendement de propulsion peut dépasser 80% à Mach 0,4. Le rendement de l'hélice décroissant rapidement avec l'altitude, le domaine d'exploitation des turbopropulseurs couvre

CHAPITRE I GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A

REACTION

les avions peu rapides tels que les avions de transport régionaux, les missions militaires telles que la patrouille maritime et les avions cargos militaires devant utiliser des pistes courtes.



Figure 0-15 Turbopropulseur

1.6 CONCLUSION

Ce chapitre offre un aperçu historique du développement des moteurs à réaction, tout en fournissant une classification détaillée et une analyse de leur composition.

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.7 INTRODUCTION

Les contraintes écologiques et économiques actuelles obligent les constructeurs aéronautiques à mener des recherches sur les paramètres fondamentaux et leurs applications dans la conception des moteurs à réaction. Il est donc essentiel de bien comprendre les processus physiques et chimiques qui se produisent à l'intérieur d'un moteur à réaction, afin d'améliorer les systèmes existants et de développer de nouvelles technologies.

Dans ce chapitre, nous allons nous familiariser avec les paramètres mathématiques indispensables à notre travail.

1.8 ETUDE AÉROTHERMODYNAMIQUE DU MOTEUR A RÉACTION

Le mécanisme de la propulsion par réaction repose sur le principe de prélever une grande masse d'air et de la propulser vers l'arrière à une très grande accélération. Cette accélération est obtenue par l'apport d'énergie, résultant de la combustion d'un carburant dans l'air prélevé, ce qui génère la poussée de l'appareil [13].

1.9 EQUATION GOUVERNANTES DES ÉCOULEMENTS À TRAVERS UN TURBORÉACTEUR

1.9.1 Théorème de quantité de mouvement

Elle traduit la loi de Newton appliquée à des particules de fluides qui est exprimée sous la forme :

$$\frac{d(m\vec{v})}{dt} = \sum \vec{F} \quad (\text{II.1})$$

L'équation générale d'un fluide ou moment permanent non visqueux sont des forces du volume dérivé uniquement d'un champ de pesanteur [13].

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.9.2 Equation d'Euler

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F} - \frac{1}{\rho} \overline{\text{grad}} P \quad (\text{II.2})$$

L'équation d'Euler est appliquée si l'énergie se conserve pour n'importe qu'elle mouvement d'un fluide [13].

Soit $\vec{I} = m\vec{v}$ quantité de mouvement

$$d\vec{I} = \vec{v} \cdot dm \quad (\text{II.3})$$

$$\frac{d\vec{I}}{dt} \int_V \frac{d\vec{V}}{dt} \cdot dV = \vec{F}_c + \vec{P}_e \quad (\text{II.4})$$

\vec{F}_c : Résultants des forces extérieures.

\vec{P}_e : Résultants des forces extérieures de pression.

1.9.3 Equation de continuité

Elle exprime la conservation de la masse d'une particule de fluide traversant différentes sections : la masse entrant doit être égale à la masse sortante, sans ajout ni retrait de matière entre l'entrée et la sortie. En considérant un volume V avec une surface extérieure S fixe dans l'écoulement, l'équation de conservation de la masse se présente sous sa forme intégrale comme suit [13].

$$\int \rho(\vec{V} \cdot \vec{n}) dS + \int \frac{d\rho}{dt} dV = 0 \quad (\text{II.5})$$

On peut écrire l'équation sous la forme différentielle de la façon suivante :

$$\rho S dV + \rho V dS + VS d\rho = 0 \quad (\text{II.6})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.9.4 Equation de conservation d'énergie

Elle exprime la conservation de l'énergie de la particule fluide. L'application générale de cette équation va nous permettre d'établir une relation entre les phénomènes mécanique et thermique. Voici l'équation de la conservation de l'énergie.

$$C_P T + \frac{1}{2} V^2 = Cte \quad (\text{II.7})$$

Dans ce cas l'énergie cinétique se transforme totalement en énergie interne thermique. En effet, comme valeur de constante on utilise de préférence la valeur de l'enthalpie h_0 qui correspond à : $V = 0$. Donc l'équation s'écrira [13].

$$C_P T + \frac{1}{2} V^2 = C_P T_0 \quad (\text{II.8})$$

T_0 : étant la température totale ou d'arrêt.

T : étant la température statique.

1.9.5 Nombre de Mach

Les effets de la compressibilité devient important avec l'augmentation de la vitesse de l'écoulement, pour caractériser la vitesse des écoulements gazeux, on utilise souvent le nombre de Mach :

$$M = \frac{V}{a} \quad (\text{II.9})$$

1.9.6 Vitesse du son

Le son est une vibration mécanique du fluide qui se propage sous forme des ondes longitudinale, c'est une vitesse de propagation d'une onde de faible pression d'un gaz.

$$a = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.10})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

Soit dans le régime subsonique ou supersonique, P et V sont toujours dans le sens opposé, on peut résumer tout ça dans ce qui suit [13].

Table 0-1 Variation du nombre de mach

$(M < 1)$ Subsonique	$(M^2 - 1)$ $S \nearrow V \searrow P \nearrow ; S \searrow V \nearrow$ $P \searrow$
$(M > 1)$ Supersonique	$(M^2 - 1)$ $S \nearrow V \nearrow P \searrow ; S \searrow V \searrow$ $P \nearrow$

1.10 DEFINITION DES PARAMETRES REGISSANT LE FONCTIONNEMENT D'UN TURBOREACTEUR

1.10.1 Pousse

La poussée est la force exercée par l'accélération de gaz provenant de la chambre de Combustion du moteur dans le sens inverse de l'avancement. Calcule en Newton N.

1.10.2 Poussée spécifique

C'est la poussée développée par le moteur ramenée au débit masse d'air le traversant soit:

$$F_{SP} = \frac{F}{(ma+mf)} \quad (\text{II.11})$$

1.10.3 La pousse de propulsion

Permet de créer la poussée et propulser l'aéronef à la vitesse V_0 .

$$P_P = F \cdot V_0 \quad (\text{II.12})$$

1.10.4 Consommation horaire

C'est la consommation de fuel (kérosène) par heure qui est donnée par la loi suivante :

$$C_H = 3600 \quad (\text{II.13})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.10.5 Consommation spécifique

C'est une notion très importante caractérisant un turboréacteur, elle est définie comme le rapport de la consommation horaire sur la poussée du moteur.

$$C_{SP} = \frac{CH}{F} \quad (\text{II.14})$$

1.10.6 Taux de dilution

Par définition, le taux de dilution est le rapport de débit massique d'air secondaire (Fan) sur le débit de masse d'air primaire (corps).

$$\lambda = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (\text{II.15})$$

1.10.7 Taux de compression

C'est le rapport de pression de sortie sur la pression d'entrée de chaque élément.

$$\tau = \frac{P_s}{P_e} \quad (\text{II.16})$$

1.10.8 Les puissances

1.10.8.1 La puissance calorifique

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée idéal du carburant débite dans la chambre de combustion.

Le CFM56-7B consomme du kérósène qui est caractérisé par son pouvoir calorifique PCI qui est la quantité de chaleur dégagée par la combustion complète d'un kilogramme du jetA1.

$$P_c = \dot{m}_f \cdot P_{cs} \quad (\text{II.17})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.10.8.2 La puissance thermique théorique

En supposant que la machine fonctionne suivant le cycle théorique, cette puissance serait la fraction de puissance calorifique transformée en énergie mécanique par seconde.

$$P_{th} = P_c - \text{Puissance théorique perdue sous forme de chaleur} \quad (\text{II.18})$$

P_c constitue la source chaude et la puissance théorique perdu sous forme de chaleur a été a la source froide et a pour expression $\dot{m}CP(T_s - T_0)$

Avec :

\dot{m} : débit masse du fluide sortant

T_s : température de sortie des gaz à la sortie du réacteur

T_0 : température de l'atmosphère dans laquelle se diluent les gaz chevaux

$$P_{th} = P_c - \dot{m}CP(T_s - T_0) \quad (\text{II.19})$$

1.10.8.3 Puissance thermique réels

En réalité le réacteur ne fonctionne pas suivant le cycle théorique il Ya des pertes à l'intérieur de la machine et la puissance thermique réelle est la fraction de puissance calorifique transformée en énergie mécanique .elle est représenté par la différence entre la puissance cinétique du jet a la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans ce dernier

- Pour un réacteur simple flux

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_j^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_j^2 \quad (\text{II.20})$$

- Pour réacteur double flux

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_{jc}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f (V_j^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f V_{jc}^2 \quad (\text{II.21})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.10.9 Rendement

C'est le rapport entre la puissance de sortie et la puissance d'entrée.

1.10.9.1 Rendement thermodynamique

C'est le rapport à la puissance thermique à la puissance calorifique.

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_c} \quad (\text{II.22})$$

1.10.9.2 Rendement thermique réel

$$\eta_{th} = \frac{P_{tr}}{P_c} \quad (\text{II.23})$$

1.11 ELEMENTS D'UN TURBOREACTEUR

Le turboréacteur est constitué des éléments fondamentaux suivants [13].

- Entrée d'air (Diffuseur)
- Compresseur
- Chambre de Combustion
- Turbine
- Tuyère

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

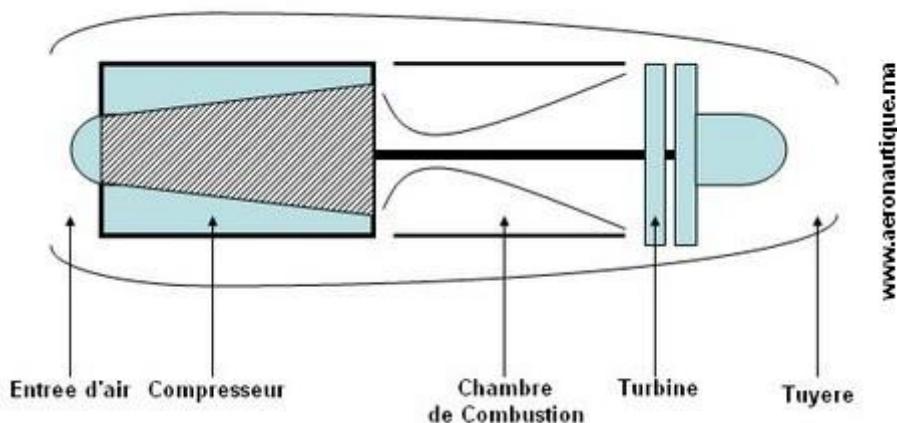


Figure 0-1 Différents station d'un turboréacteur

1.11.1 L'entrée d'air

Appelée également manche à air, son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant la soufflante FAN ou 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 anti-givrage. L'entrée contient également des matériaux réduisant le son, qui absorbent le bruit du FAN et permettent de rendre le moteur plus silencieux.

$$T_2 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \quad (\text{II.26})$$

$$P_2 = P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.27})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.11.2 Compresseur

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des : vitesses, pression et température optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- les compresseurs centrifuges
- les compresseurs axiaux

Il y a également une solution mixte : le compresseur « axialeo-centrifuge ».

Afin d'éviter les confusions ou des malentendus, on désigne dans le "jargon" motoriste par :

- rouet : l'organe mobile du compresseur centrifuge
- diffuseur : l'organe fixe du compresseur centrifuge
- rotor : l'organe mobile du compresseur axial
- redresseur : l'organe fixe du compresseur axial

L'augmentation de l'énergie potentielle se manifeste par une augmentation de la pression selon l'équation de Bernoulli :

$$\frac{P_2}{\rho} + \frac{1}{2}V_2^2 + gZ_2 = \frac{P_3}{\rho} + \frac{1}{2}V_3^2 + gZ_3 \quad (\text{II.28})$$

Où :

P : est la pression,

ρ : est la masse volumique du fluide,

V : est la vitesse du fluide et

gZ : l'énergie potentielle par unité de masse.

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

Les indices 1 ,2 représentent les propriétés avant et après la décélération respectivement.

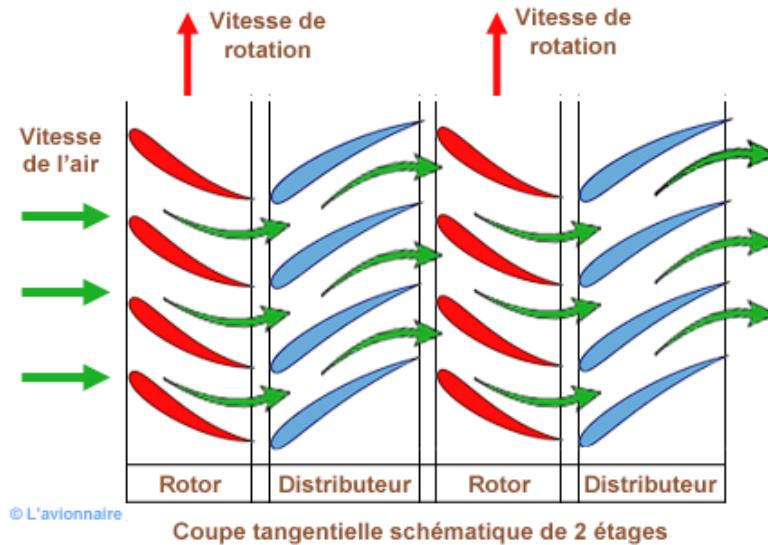


Figure 0-2 Stator et rotor d'un compresseur axial

A la sortie du premier étage, l'air éoulant suivant une direction axiale peut de nouveau être entraîné en rotation par le deuxième étage du rotor redressé par le stator,...et ainsi de suite.

$$\vec{V} = \vec{U} + \vec{W} \quad (\text{II.29})$$

\vec{V} : Vitesse absolue.

\vec{U} : Vitesse relative.

\vec{W} : Vitesse de rotation à la section considérée.

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

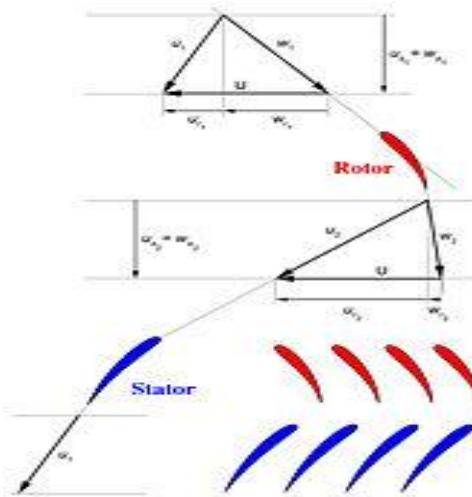


Figure 0-3 Diagramme des triangles de vitesse d'un étage

1.11.2.1 Travail du compresseur

$$W = U_c \cdot V_c \quad (\text{II.30})$$

1.11.2.2 Température totales

$$T_{tc3} = T_{tc2} + \frac{\Delta H_{TC}}{c_p} \quad (\text{II.31})$$

1.11.2.3 Température statique

$$T_{sc3} = T_{tc3} + \frac{V^2}{2c_p} \quad (\text{II.32})$$

1.11.2.4 Nombre de Mach

$$M_3 = \left[\left(\frac{T_{tc3}}{T_{sc3}} - 1 \right) \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{II.33})$$

1.11.2.5 Travail d'un étage

Le travail reçu par la grille mobile est équivalent à la somme d'augmentation d'énergie cinétique ($V_1 > V_2$) et d'énergie de pression ($W_1 > W_2$).

Dans la grille mobile, plus que l'établissement de débit et pour une unité de mass :

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

Augmentation de pression :

$$\frac{P_3 - P_2}{\rho_t} = \Delta W. OH \quad (\text{II.34})$$

1.11.3 Chambre de combustion

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère. Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérósène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.

La chambre de combustion située entre le compresseur BP et la turbine HP est constituée d'un tube à flamme ou foyer (généralement) en forme de tore. Celui-ci est enfermé dans un carter, également de forme torique.

Il est bien évident que le principe de fonctionnement varie d'un constructeur à un autre et même d'un réacteur à un autre chez le même constructeur. Mais le principe général de fonctionnement reste relativement identique.

L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une partie rentre directement dans le tube à flammes et dans l'injecteur pour contribuer à la combustion. Une autre partie contourne le tube à flammes et sert à la fois à refroidir les parois et à diluer et mélanger l'écoulement de l'air dans le foyer.

À la mise en rotation du réacteur le mélange de l'air provenant du compresseur et du carburant injecté par la pompe est enflammé par une bougie (allumeur). Après avoir atteint son régime d'autonomie l'allumage de la bougie est coupé et la flamme s'auto-entretient.

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

En théorie, la combustion a lieu à pression constante (isobare) et produit Le pouvoir calorifique suivant :

$$P_c = Q_f \cdot P_{ci} \quad (\text{II.35})$$

1.11.3.1 Le dosage

C'est le rapport de la masse carburant/air afin d'effectuer la combustion. Tiré à partir de l'équation chimique de la combustion du carburant ($C_7H_{16} + 11O_2 \rightarrow 7CO_2 + 8H_2O$).

Dans le cas où le carburant obéit au dosage théorique ' d ' on définira un dosage stoechiométrique ($d_{th} = \frac{1}{15}$)

En revanche s'il n'obéit pas à ce dosage ($d_{reel} \neq \frac{1}{15}$).

1.11.3.2 Dilution

La quantité d'air supplémentaire dépendra du préchauffage requis.

Cependant, en raison des matériaux a partir desquels les aubes et les distributeurs de turbine sont fabriqués, la température maximale est limitée à une plage de 850 à 1700°C.

L'air a été chauffé à 200 à 500 par le travail effectué dans le processus de compression, fournissant ainsi les conditions de chauffage de 650 à 1150°C pour le processus de combustion

En fonctionnement normal, le rapport global air/combustible du brûleur (chambre de combustion) peut varier entre 45 :1 et 130 :1, cependant, le kérozène ne peut brûler efficacement qu'à un rapport de 15 :1 ou à proximité. Donc, le carburant ne doit être qu'une partie de l'air dans la chambre de combustion, dans la zone dite de combustion primaire.

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

Ceci a été réalisé en utilisant un tube à flamme (manchon de combustible) avec 36 arrangements de chambre de combustion différents pour mesurer la distribution du flux d'air le long de la chambre de combustion.

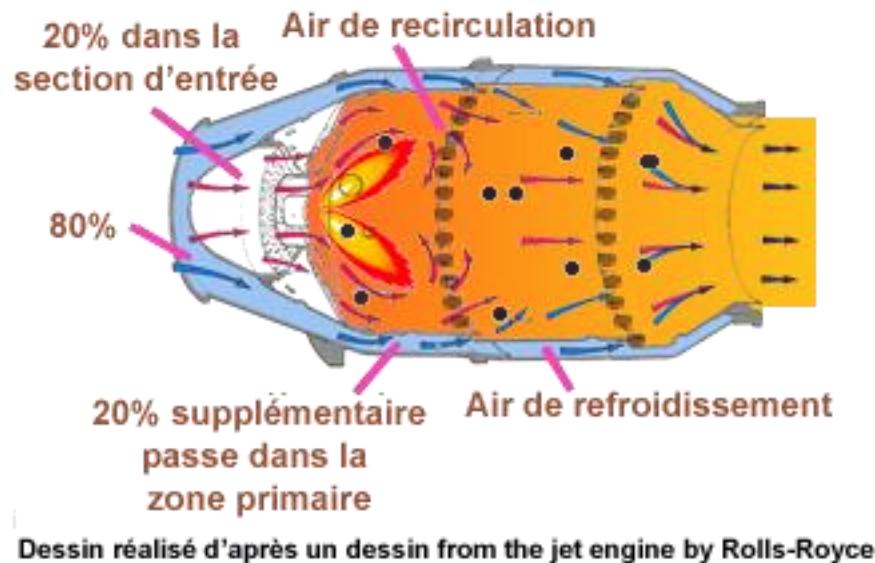


Figure 0-4 Répartition du flux d'air

1.11.3.3 Température totales

$$T_{scc4} = \frac{H_4 - H_3}{c_p} + T_{tcc3} \quad (\text{II.36})$$

1.11.3.4 Température statique

$$T_{scc4} = T_{tcc4} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2 \right)^{-1} \quad (\text{II.37})$$

1.11.3.5 Pression Totales

$$P_{tcc4} = P_{scc4} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.38})$$

1.11.3.6 La puissance thermique

La puissance thermique est définie comme le produit de la chaleur de combustion par le débit massique traversant la chambre de combustion.

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

$$P_{tr} = (q_{ma} - q_{mc})C_p(T_4 - T_3) \quad (\text{II.39})$$

1.11.3.7 Le rendement de combustion

Il est défini comme le rapport de la puissance thermique réelle à la puissance calorifique :

$$\eta_{cc} = \frac{(q_{ma} - q_{mc})C_p(T_4 - T_3)}{Q_f P_{ci}} \quad (\text{II.40})$$

1.11.4 Turbine

Sur un turboréacteur, la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires.

Sur un turbopropulseur, la turbine récupère la quasi-totalité de l'énergie issue de la combustion des gaz pour entraîner l'arbre de transmission de l'hélice, le compresseur et les accessoires.

Comme pour les compresseurs, il existe deux sortes de turbines :

1. les turbines centripètes, très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances ;
2. les turbines axiales, solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Rappelons que sur un turboréacteur double flux, la turbine HP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante FAN.

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

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

Figure ci-dessous :

La vitesse \vec{V}_1 à la sortie de la chambre de combustion est déviée et accélérée dans les aubes du distributeur (stator) pour devenir à la sortie \vec{V}_2 .

À l'entrée du rotor, la vitesse absolue d'entrée \vec{V}_2 peut être décomposée en \vec{V}_3 vitesse relative d'entrée et \vec{u} vitesse de rotation.

À la sortie du rotor la vitesse absolue de sortie \vec{V}_5 peut aussi se décomposer en \vec{V}_4 vitesse relative de sortie et \vec{u} vitesse de rotation.

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

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

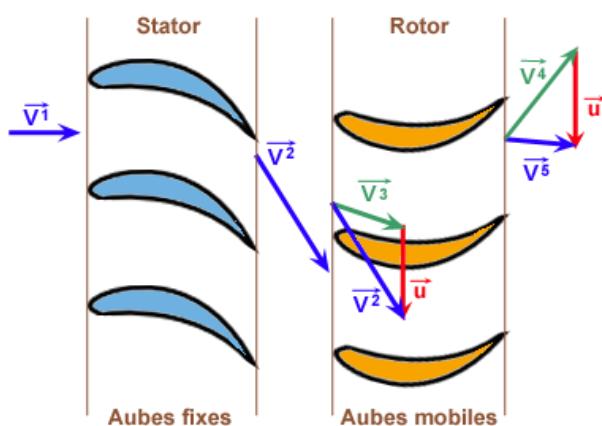


Figure 0-5 Diagramme des vitesses d'un rotor et d'un stator d'une turbine

1.11.4.1 Température statique

$$\Delta T_{sT} = \frac{\Delta T_T}{C_p} \quad (\text{II.41})$$

$$T_{sT} = T_{sT5} + \Delta T_{sT} \quad (\text{II.42})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.11.4.2 Pression totale

$$P_{tT5} = P_{tT4} \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.43})$$

1.11.4.3 Pression statique

$$P_{sT5} = P_{tT5} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2 \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \quad (\text{II.44})$$

1.11.4.4 Travail de la turbine

Appliquant le premier principe de la thermodynamique sur le système ouvert considéré. On aura l'expression du travail comme suite :

$$W_{45} = C_p (T_4 - T_5) \quad (\text{II.45})$$

1.11.4.5 Le rendement de la turbine

$$\eta_T = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5is}} \quad (\text{II.46})$$

T_{5is} : la température à la sortie de la turbine si l'évolution est isentropique entre la même pression:

$$\frac{T_4}{T_{5is}} = \left(\frac{P_4}{P_5} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (\text{II.47})$$

$$\text{On Pose : } \tau = \frac{P_4}{P_5}$$

On peut réécrire W_{45} en introduisant τ et η_T :

$$W_{45} = C_p T_{t4} \eta_T \left(1 - \frac{1}{\tau^{\frac{1}{\gamma-1}}} \right) \quad (\text{II.48})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.11.5 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.

1.11.5.1 Vitesse déjection des gaz

On se basant sur l'équation de conservation d'énergie on a :

$$C_p \left(T + \frac{V^2}{2C_p} \right) = cte \quad (\text{II.49})$$

Avec :

$$C_p(T_5 - T_6) = \frac{V_6^2 - V_5^2}{2} \quad (\text{II.50})$$

$$P_6 = T_6 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (\text{II.51})$$

$$\tau_{tyr} = \frac{P_6}{P_{atm}} \quad (\text{II.52})$$

Donc on pourra d'après toutes ces équations tire l'expression de la vitesse d'éjection suivante :

$$V_2 = \sqrt{C_p T_{t6} \left(1 - \tau_{tyr}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)} \quad (\text{II.53})$$

1.11.5.2 Rendement de la tuyère

$$\eta_{tyr} = \frac{T_5 - T_{6is}}{T_5 - T_6} \quad (\text{II.54})$$

CHAPITRE II ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION

1.12 CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons abordé les principes thermodynamiques et aérodynamiques qui expliquent le fonctionnement théorique de chaque composant d'un turboréacteur. Nous nous sommes particulièrement intéressés aux transformations de l'énergie calorifique en mouvement et en poussée, qui alimentent le moteur.

CHAPITRE III : MODELISATION DU CAS D'ETUDE DU TURBOFAN CFM56-7B

1.13 INTRODUCTION

Après avoir réalisé une étude descriptive du moteur à réaction et présenté toutes les équations permettant de suivre l'évolution thermodynamique des gaz à travers les différentes stations de la machine dans le chapitre précédent (chapitre II), le calcul a été effectué à l'aide du logiciel GasTurb14. Ce programme intègre ces équations dans son algorithme, rendant ainsi inutile de les réexposer ici.

1.14 LOGICIEL GASTURB14

Pour réaliser des calculs des paramètres thermodynamique internes des turboréacteurs CFM56-7B, le software «Gasturb14 » a été utilisé.

Le logiciel Gasturb14 est une application de simulation spécialisée dans l'analyse des cycles thermodynamiques de turbines à gaz. Il est principalement utilisé pour la conception, l'optimisation et l'analyse des performances des systèmes de turbines à gaz, ce qui inclut les turbines à gaz utilisées dans l'industrie de l'énergie et de l'aéronautique.

Gasturb14 permet aux ingénieurs et aux concepteurs de modéliser différents cycles thermodynamiques, d'explorer des configurations variées et d'évaluer les performances à différentes conditions de fonctionnement. Cela inclut la modélisation des processus de combustion, de la compression et de l'expansion des gaz, ainsi que l'optimisation des paramètres pour maximiser l'efficacité et la performance globale du système.

En résumé, Gasturb14 est un outil puissant pour les ingénieurs travaillant dans le domaine des turbines à gaz, leur fournissant les moyens de simuler et d'analyser en détail les performances de ces systèmes essentiels à diverses applications industrielles et aéronautiques.



Figure 0-6 Le logiciel GasTurb14

1.15 DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-7B

Le CFM56-7B est un moteur développé dans le cadre d'un programme lancé en 1974.

Il s'agit d'un turboréacteur à double corps, à flux axial et à haut taux de dilution. Aujourd'hui, il représente la gamme de moteurs à réaction la plus vendue au monde, avec plus de 15 000 exemplaires en service équipant plus de 6 000 avions. Actuellement, plus de 24 000 moteurs CFM sont en opération, tant dans des applications commerciales que militaires, auprès de 560 opérateurs à travers le monde.

En effet, on a

- CF : Signifie Commercial-Fan
- M : Signifie Moteur
- 56 : c'est le 56eme projet de SNECMA
- 7 : représente le nombre de la génération de ce type de réacteur et qui est le dernier pour le moment
- B : représente le type d'avoir sur lequel ce réacteur est avionné, dans notre cas Boeing

- GENERAL ELECTRIC (GE) : aux Etats-Unis qui se charge de la partie CORE qui représente la partie haute pression du moteur (compresseur haute pression, chambre de combustion et la turbine haute pression).
- SNECMA (Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Avion) : en France qui se charge de la partie basse pression du moteur (le fan, le compresseur BP et la turbine BP) ainsi que des accessoires et de la tuyère d'éjection.

Installé en 1996 sur le Boeing 737-800 NG, le CFM56-7B détient près de 59% des parts de marché. Il a pour rôle de fournir la poussée nécessaire à l'avion et de délivrer une puissance de 90 KVA aux systèmes accessoires. La figure suivante illustre les différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing B737-600/-700/-800/-900/-BBJ/COMBI/C40A. Le moteur utilisé pour ces types d'avions est le CFM56-7B, avec une poussée allant de 19 500 à 27 300 livres [14].

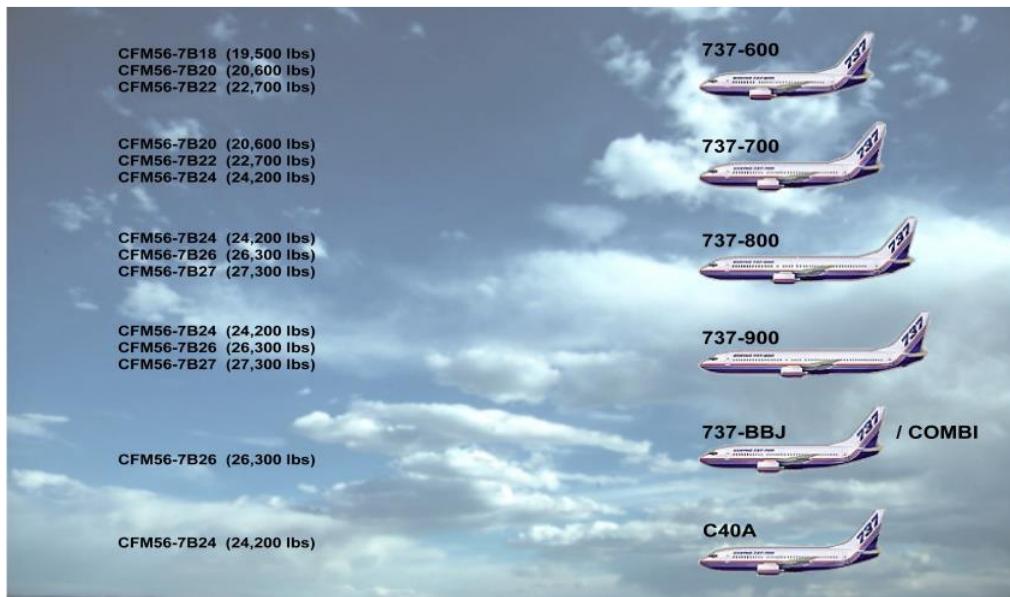


Figure 0-7 Distribution des moteurs CFM56-7B sur Boeing

1.16 CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR CFM56-7B

Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B sont [14] :



Figure 0-8 CFM56-7B

Table 0-2 Description du CFM56-7B

CFM56-7B			
Type de Moteur	Turboventilateur/Turbosoufflante		
Disposition	Flux axial a deux tiroirs		
Rotation	dans le sens des aiguilles d'une montre (ALF)		
Compresseur	BP	Quatre étages	Un seul étage fan
			Trois étages
Chambre de Combustion	Neuf étages		
	Annulaire du type SAC (Option DAC)		
Turbine	HP	Un étage	
	BP	Quatre étages	

- Dimension

Table 0-3 Dimension du CFM56-7B

Poids	2384 Kg (5257 lb)
Longueur	2.51 m (98.72 Po)
Hauteur	1.83 m (72.00 Po)
Largeur	2.12 (83.40Po)

- Performance

Il existe différentes configurations pour une poussée donnée, selon le type d'équipement installé sur le moteur. Ils sont désignés par un suffixe spécifique, comme indiqué dans le tableau (3.3).

Table 0-4 Performances du CFM5-7B

Poussée au décollage	19500 - 27300 livres 12143daN (121.43 KN)
----------------------	--

Poussée maximale en montée	5960 lbs
Poussée Max Cont	11521daN (115.21KN)
Taux de dilution	5.3
Taux de compression	32
Limite de démarrage	720°C (993,15 K)
Ligne rouge EGT	950°C (1223,15 K)
Ligne rouge N1	5380 tr/min (104 pour cent)
Ligne rouge N2	15183 tr/min (105 pour cent)
Débit d'air au décollage	385 kg/h
Vitesse moyenne d'éjection des gaz	295 m/s
Consommation Spécifique	0.59 kg/N.h
Rapport de dérivation	5.6:1
Température nominale de décollage	86/30

1.17 FONCTIONNEMENT DU MOTEUR CFM56-7B

Le moteur CFM56-7B est un moteur à haut taux de dilution, doté de deux rotors et d'une turbosoufflante à flux axial de technologie avancée. Il est fixé sous l'aile par un pylône et est caréné par des capots aérodynamiques. L'air est aspiré par les pales du ventilateur à l'entrée du moteur, puis divisé en deux flux par un carénage séparateur : le flux primaire et le flux secondaire.

Le flux d'air primaire passe à travers la partie interne des pales du ventilateur et est dirigé vers un compresseur basse pression (LPC), appelé booster. Ensuite, l'air pénètre dans un compresseur haute pression (HPC) avant d'atteindre la chambre de combustion. Mélangé avec du carburant et enflammé, ce mélange gazeux fournit de l'énergie à la turbine haute pression (HPT) puis à la turbine basse pression (LPT).

Le flux d'air secondaire, quant à lui, traverse la partie externe des pales du ventilateur, les aubes directrices de sortie (OGV), et est évacué par le conduit de la nacelle, produisant

environ 80 % de la poussée totale au décollage. Ce flux joue également un rôle important dans le système d'inversion de poussée.

Au décollage, le moteur présente un taux de dilution compris entre 5,1:1 et 5,5:1, en fonction du modèle, ce qui signifie que le flux d'air secondaire aspire entre 5 et 6 fois plus d'air que le flux primaire [15].

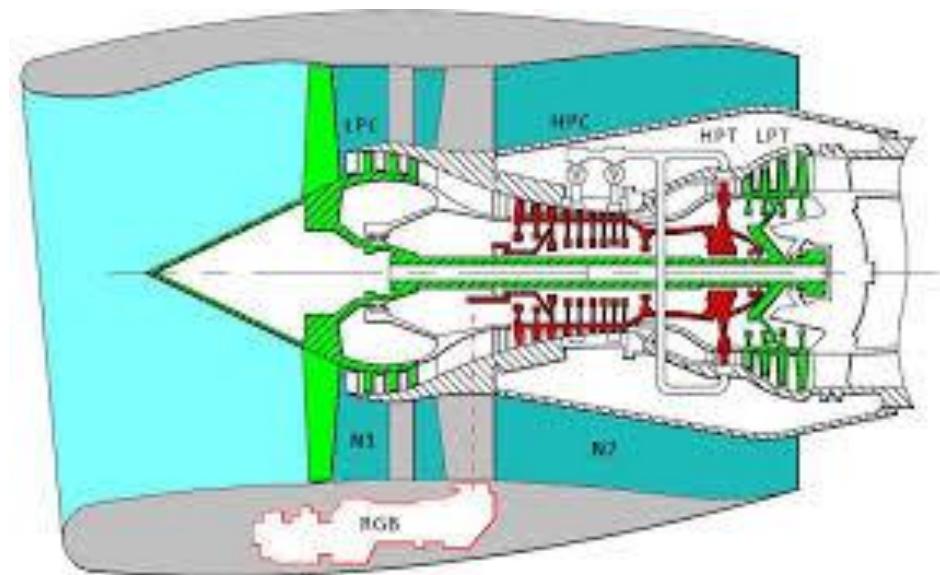


Figure 0-9 conception général

Le moteur CFM56-7B est un turboréacteur à double flux et double corps, conçu pour fournir une puissance élevée et une efficacité énergétique accrue. Voici un aperçu de son fonctionnement :

- Admission de l'air : L'air est aspiré dans le moteur par un large ventilateur situé à l'avant. Ce ventilateur comprime l'air et le divise en deux flux : le flux primaire et le flux secondaire.

- Flux primaire : Le flux primaire traverse le cœur du moteur. Il passe d'abord par un compresseur basse pression (LPC), puis par un compresseur haute pression (HPC). Dans ces compresseurs, l'air est fortement comprimé, ce qui augmente sa pression et sa température.
- Chambre de combustion : L'air comprimé entre dans la chambre de combustion, où il est mélangé avec du carburant. Ce mélange est ensuite enflammé, produisant des gaz chauds à haute énergie.
- Turbines : Les gaz chauds issus de la combustion passent d'abord à travers une turbine haute pression (HPT), puis à travers une turbine basse pression (LPT). Ces turbines sont reliées aux compresseurs par des arbres coaxiaux, ce qui leur permet de convertir l'énergie des gaz en énergie mécanique pour entraîner les compresseurs et le ventilateur.
- Échappement : Après avoir traversé les turbines, les gaz sont expulsés à grande vitesse à l'arrière du moteur, générant ainsi la poussée nécessaire pour propulser l'avion.

Flux secondaire : Le flux secondaire contourne le cœur du moteur. Il traverse le ventilateur et est ensuite évacué directement vers l'arrière du moteur. Ce flux contribue de manière significative à la poussée totale du moteur, tout en améliorant son efficacité énergétique et en réduisant le bruit.

1.18 CONCEPTION GÉNÉRALE (CFM56-7B)

Le CFM56-7B est un moteur de conception modulaire. Il a 17 différents modules qui sont enfermés dans trois modules principaux et un système d'entraînement d'accessoires.

Les 3 modules sont :

- Le module majeur du ventilateur.
- Le module principal du moteur principal.
- Le Module Majeur Turbine Basse Pression.

Le système d'entraînement des accessoires est également de conception modulaire [15].

1.19 LES DIFERENTS MODULES DU MOTEUR CFM56-7B

Le CFM56-7B est un moteur d'une conception entièrement modulaire .Il est constitué de 17 modules qui forment trois modules principaux et d'un système d'entraînement accessoires :

- Module major Fan and Booster
- Module major Core
- Module major LPT
- Système d'entraînement D'accessoires

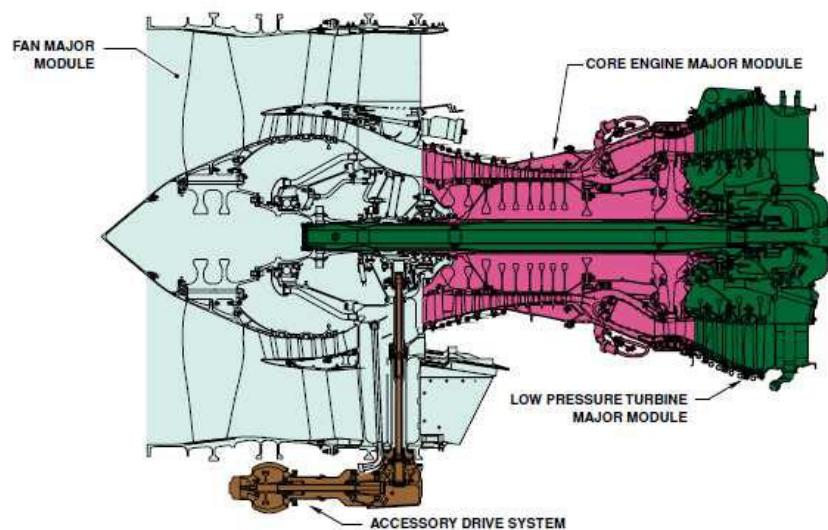


Figure 0-10 Les modules du moteur cfm56-7b

1.19.1 Le module major fan and booster

- **FAN** : qui est une soufflante de 24 ailettes a large corde en titane fixées sur le fan disque ou ils seront maintenue radialement par des cales.
- **BOOSTER** : qui est le compresseur de charge (Compresseurs basse pression) de 4 étages.

Le fan accélère la vitesse de l'air, un Carénage de splitter (séparateur) devise l'air en deux flux, l'air primaire et le secondaire. Le premier passe dans le CORE a travers le booster qui augmente la pression à un rapport de 1.73 et le renvoi vers le compresseur HPC Tant disque que le flux secondaire va vers le canal du FAN qui constitue 80% de la poussée.

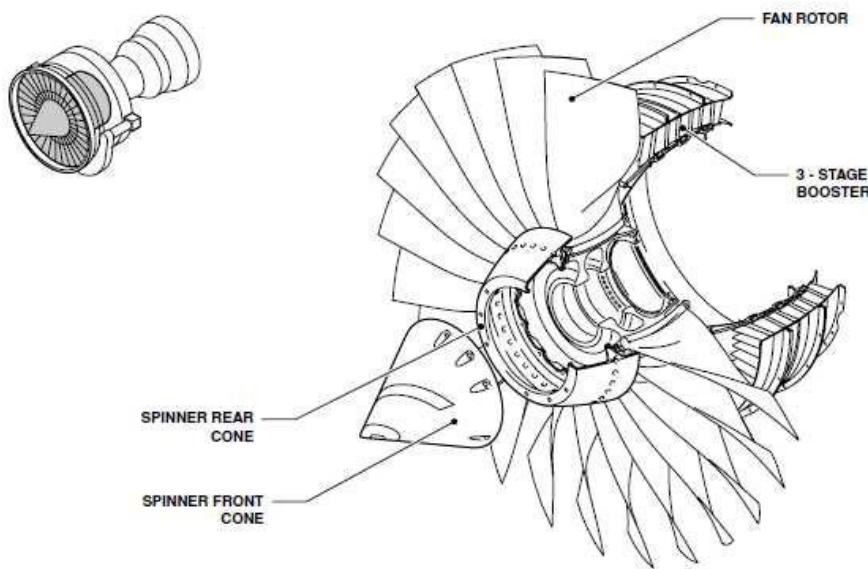


Figure 0-11 Le module major fan and booster

1.19.2 Module major core

Le core produit une pression et une vitesse élevée, le gaz générateur produit la puissance qui entraîne le moteur.

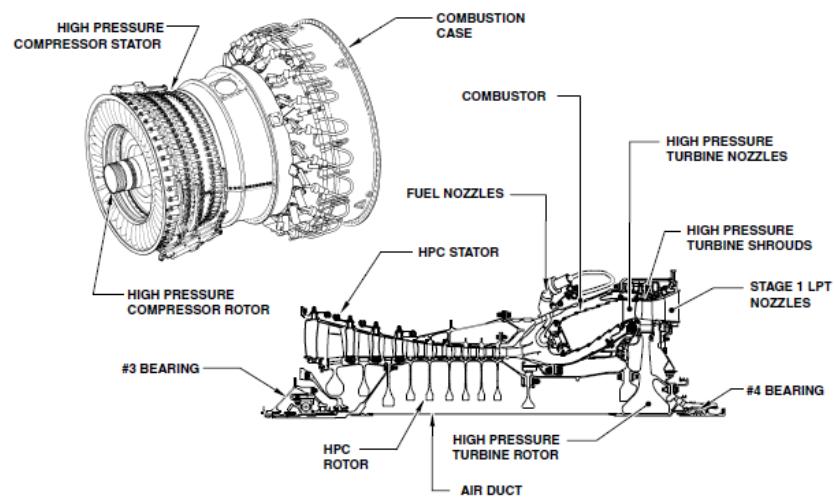


Figure 0-12 Module major core

1.19.2.1 Compresseur haute pression HP

Est composé de Neuf (09) étages il permet d'augmenter la pression venant du LPC et le renvoie vers la chambre de combustion .d'autre part le compresseur HP permet de fournir l'air pressurisé par soutirage pour le système pneumatique ainsi que le système d'air pour le contrôle du compresseur contre le pompage et le contrôle de jeu.

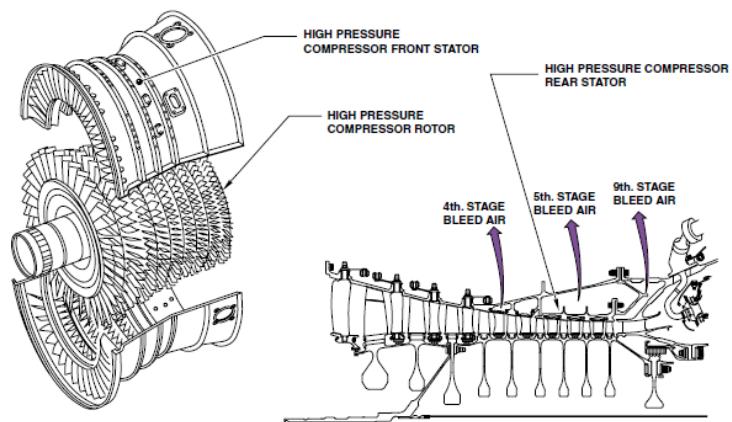


Figure 0-13 Compresseur haute pression HP

1.19.2.2 Une chambre de combustion annulaire

Equipée de vingt (20) et deux (02) allumeurs, elle mélange l'air venant du CHP au carburant pour réaliser la combustion et produire les gaz chauds qui se dirigent après vers la turbine. On distingue deux types de conception la chambre SAC ou la chambre DAC qui reçoit respectivement 20 et 40 injecteurs de carburant. Le deuxième type est qualifié de chambre à faible émission de polluants NOx.

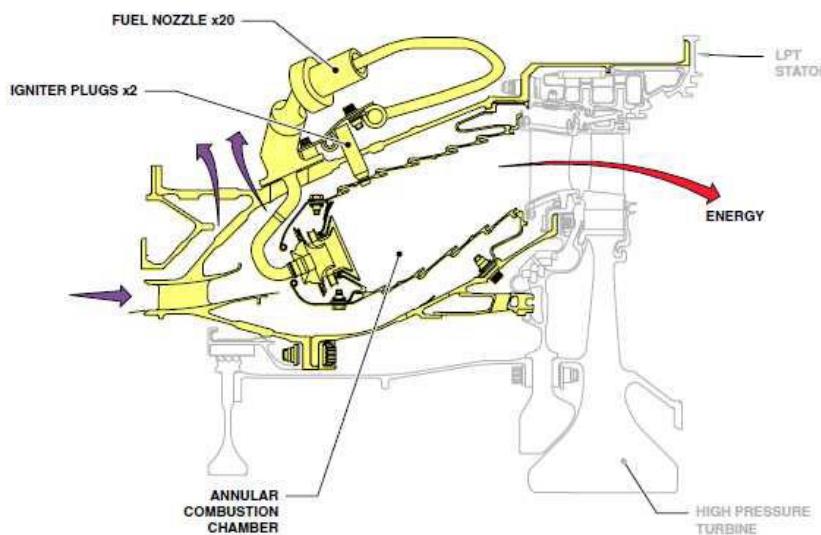


Figure 0-14 Chambre de combustion annulaire

1.19.2.3 Une turbine haute pression

À un seul étage, elle récupère l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qui est utilisée pour entraîner le HPC et les accessoires.

L'ensemble turbine et compresseur haute pression est appelé attelage haute pression entraîné par le shaft N2 ; il est supporté par trois roulements.

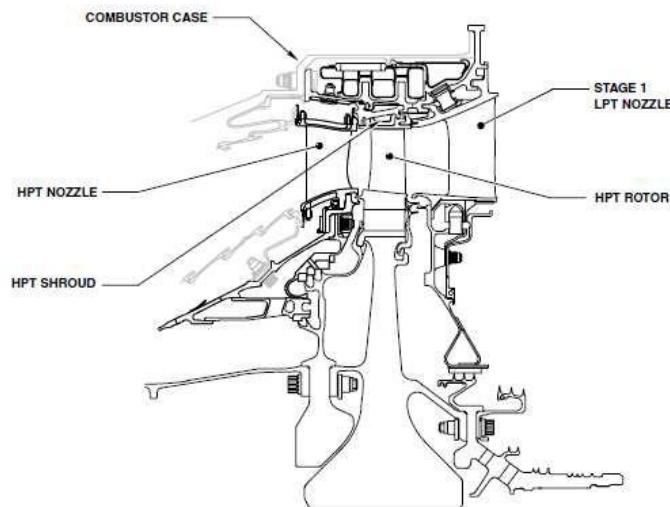


Figure 0-15 Turbine haute pression

1.19.3 Module major LPT

Le major module LPT est situé à l'arrière du moteur, et se compose de :

- Module LPT rotor/stator
- Module arbre LPT
- Module frame arrière de LPT

Le but de LPT major module est de transformer la pression et la vitesse des gaz venant de la turbine haute pression (HPT) en énergie mécanique pour entraîner le module FAN et booster.

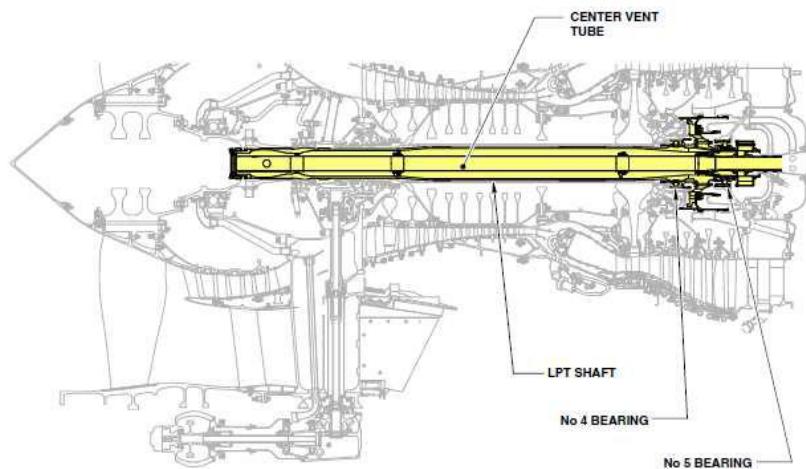


Figure 0-16 Module major LPT

1.19.4 Module d'entraînement d'accessoires

Au démarrage du moteur, le système d'entrainements accessoires transmet la puissance du démarreur au moteur pour entraîner le core.

Quand le moteur tourne, le système d'entrainements accessoires préleve une partie de la puissance du core engin et la transmet par une série d'engrenages dans le but d'entraîner les accessoires du moteur.

Le système d'entrainements accessoires est situé à la position 9h (ALF) et contient les composants suivants :

- Inlet gearbox (IGB)
- Radial drive shaft (RDS)
- Transfer gearbox (TGB)
- Horizontal drive shaft (HDS)
- Accessory gearbox (AGB)

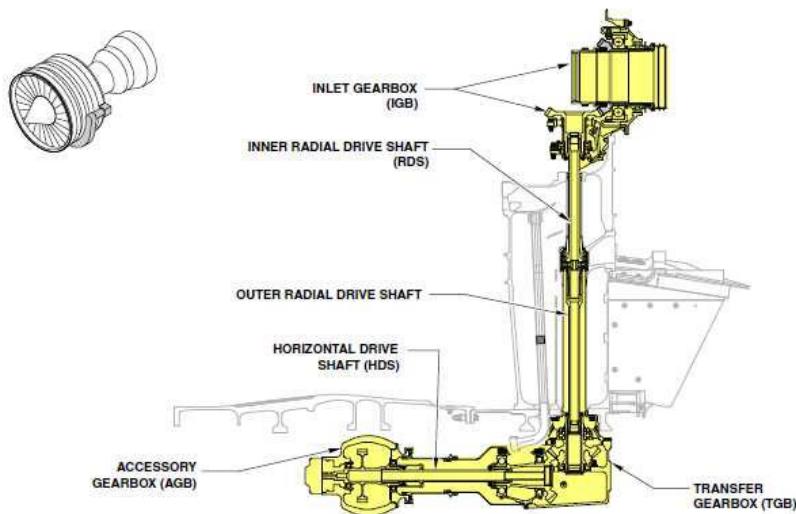


Figure 0-17 Module d'entraînement d'accessoires

L'attelage HP entraîne le boîtier d'engrenage des accessoires localisés sur la face avant, et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement d'une boîte de transfert.

Les accessoires entraînés sont :

- Alternateurs EEC.
- Démarreur pneumatique.
- Coussinets de ventilation manuelle.
- Pompe hydraulique.
- Générateur intégré d'entraînement (IDG).

Le coussinet de ventilation manuelle est utilisé pour tourner le rotor N2 lors de l'inspection boroscopique.

Les unités des lignes remplaçables et les portes de services associés au module d'AGB situés sur la face arrière de cette dernière sont :

- HMU.
- Pompe carburant.

- Pompe de lubrification.
- Echangeur principal huile/carburant.
- Le servo réchauffeur carburant.

L'AGB envoie un couple du rotor N1 vers l'IGB et la t'IGB pour faire tourner les accessoires du moteur et de l'avion.

L'arbre N2 entraîne l'AGB à travers les arbres et les boîtes à engrenages suivantes :

- Boîte à engrenage d'entrée.
- Arbre d'entraînement radial.
- Boîte à engrenage de transfert.
- Arbre d'entraînement horizontal.

L'AGB fait fonctionner les accessoires avions et les accessoires moteur.

1.20 CAPOTAGES

- L'entrée d'air
- Capot FAN.
- Capot REVERSE.

En plus de leur rôle évident de protection et de carénage extérieur des moteurs, les capots assurent les fonctions suivantes :

- ils forment le canal d'écoulement du flux secondaire et sa tuyère.
- ils comportent les dispositifs d'inversion de poussée par retournement du flux secondaire entre les carters du moteur et leurs parois internes, ils forment des compartiments isolés pour contenir puis évacuer des vapeurs ou des écoulements de carburant, d'huile, de fluide hydraulique que pourraient s'accumuler dans la nacelle en cas de fuite.

- ils contiennent les effets de l'explosion ou d'une fuite éventuelle importante d'une tuyauterie pneumatique.
- ils sont capables de contenir un incendie éventuel pendant 15 mn.

En plus les capots de CFM56-7B comportent de nombreuses portes de visite pour faciliter l'opération d'entretien courante.



Figure 0-18 Capotages

1.21 LES STATIONS AÉRODYNAMIQUES

Il y'a (07) stations aérodynamiques pour le moteur CFM56-7B et chacune de ces stations contient un capteur et une sonde pour déterminer la pression et la température de chaque station :

- station 0 : air ambiant.
- station 1.2 : entrée d'air.
- station 1.4 : sortie FAN.
- station 2.5 : entrée compresseur haute pression.

- station 3 : sortie compresseur haute pression.
- station 49.5 : entrée turbine basse pression.
- station 5 : sortie turbine haute pression.

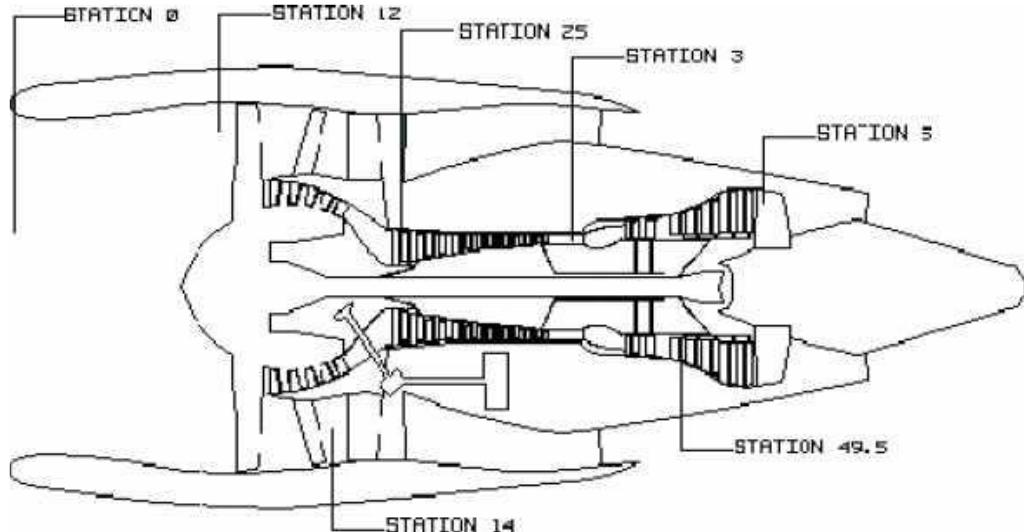


Figure 0-19 Les stations aérodynamiques

CHAPITRE IV : RESULTAT ET DISCUSSION

1.22 INTRODUCTION

Dans ce chapitre, nous allons présenter les résultats de notre simulation réalisée avec le logiciel GasTurb14. Cette simulation a été effectuée en utilisant GasTurb14 et en intégrant nos paramètres concernant le moteur CFM56-7B, qui est présent dans le département de maintenance de la compagnie AIR Algérie. Ou J'ai eu de la chance d'être un technicien au niveau de la sous-direction entretien moteur.

1.23 CAS DE L'UTILISATION DE LA POUSSE MAX (100%) (POINT FIXE)

Tableau 5.1 présente un récapitulatif des différents points de fonctionnement du moteur CFM56-7B. Il met en évidence les données relatives aux températures statiques et totales, aux pressions statiques et totales, ainsi qu'à la vitesse, la surface, la densité, le nombre de Mach, les enthalpies, les entropies, l'énergie, la constante des gaz et le rapport air-carburant, en lien avec notre expérience aux différentes stations.

Tableau 0-1 Tableau réduplicatif de l'étude Thermo-énergétique CFM56-7B

	Units	St 2	St 22	St 24	St 25	St 3	St 4	St 44	St 45	St 5	St 6	St 8	St 13	St 16	St 18		
Mass Flow	kg/s	450,389	64,3413	64,3413	64,3413	62,411	52,7112	63,0058	64,7752	64,9361	65,5795	65,5795	386,048	384,117	384,117		
Total Temperature	K	288,15	309,048	407,671	407,671	913,329	1700	1137,27	1127,79	760,546	762,032	762,032	338,73	338,73	338,73		
Static Temperature	K	268,766	294,357	388,474	388,474	907,143	1678,18	1094,3	1100,18	740,62	718,899	697,969	325,605	323,983	293,338		
Total Pressure	kPa	101,325	126,656	310,179	310,179	4652,68	4420,04	818,265	810,082	143,956	142,517	142,517	169,177	167,878	167,878		
Static Pressure	kPa	79,4345	106,778	261,626	261,627	4529,81	4172,35	696,235	730,009	129,836	113,628	101,325	147,255	143,585	101,325		
Velocity	m/s	197,212	171,968	197,257	197,257	118,3	236,439	321,589	257,956	210,956	310,342	378,072	162,704	172,464	302,468		
Area	m ²	2,21808	0,296068	0,139026	0,139026	0,030327	0,025739	0,088392	0,10863	0,50402	0,383763	0,342978	1,50598	1,44257	1,05534		
Mach Number		0,6	0,5	0,5	0,499999		0,2	0,3	0,5		0,4	0,394066	0,587874	0,72622	0,45	0,478172	0,880956
Density	kg/m ³	1,02962	1,26372	2,34618	2,34618	17,3959	8,66148	2,2165	2,3116	0,610726	0,550636	0,50574	1,57551	1,54393	1,20335		
Spec Heat @ T	J/(kg*K)	1004,52	1005,59	1014,73	1014,73	1123,58	1285,59	1203,34	1200,62	1119,26	1119,34	1119,34	1008,17	1008,17	1008,17		
Spec Heat @ Ts	J/(kg*K)	1004,05	1004,66	1012,5	1012,5	1122,34	1283,41	1195,68	1195,8	1114,1	1108,18	1102,75	1007,03	1006,89	1004,64		
Enthalpy @ T	J/kg	-10032,3	10981,1	110537	110537	649850	1,64054E6	931009	918909	492042	493590	493590	40914,9	40914,9	40915,6		
Enthalpy @ Ts	J/kg	-29478,7	-3805,43	91081,8	91081,8	642852	1,61259E6	879299	885639	469790	445434	445434	422121	27678,6	26043	-4827,97	
Entropy Function @ T	J/kg	-0,11924	0,125972	1,09945	1,09945	4,07533	6,85071	5,07555	5,03692	3,44543	3,45227	3,45227	0,448022	0,448022	0,44803		
Entropy Function @ Ts	J/kg	-0,36264	-0,044752	0,929219	0,92922	4,04857	6,79304	4,91405	4,93284	3,34219	3,22574	3,22574	3,11115	0,309244	0,291709	-0,056876	
Exergy	J/kg	0	19188	112308	112308	629468	1,38636E6	684144	674408	236280	236431	236431	46427,1	45789,6	45789,7		
Gas Constant	J/(kg*K)	287,05	287,05	287,05	287,05	287,05	287,046	287,047	287,047	287,047	287,047	287,047	287,05	287,05	287,05		
Fuel-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0,024056	0,020047	0,019488	0,019439	0,019245	0,019245	0	0	0		
Water-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0		

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

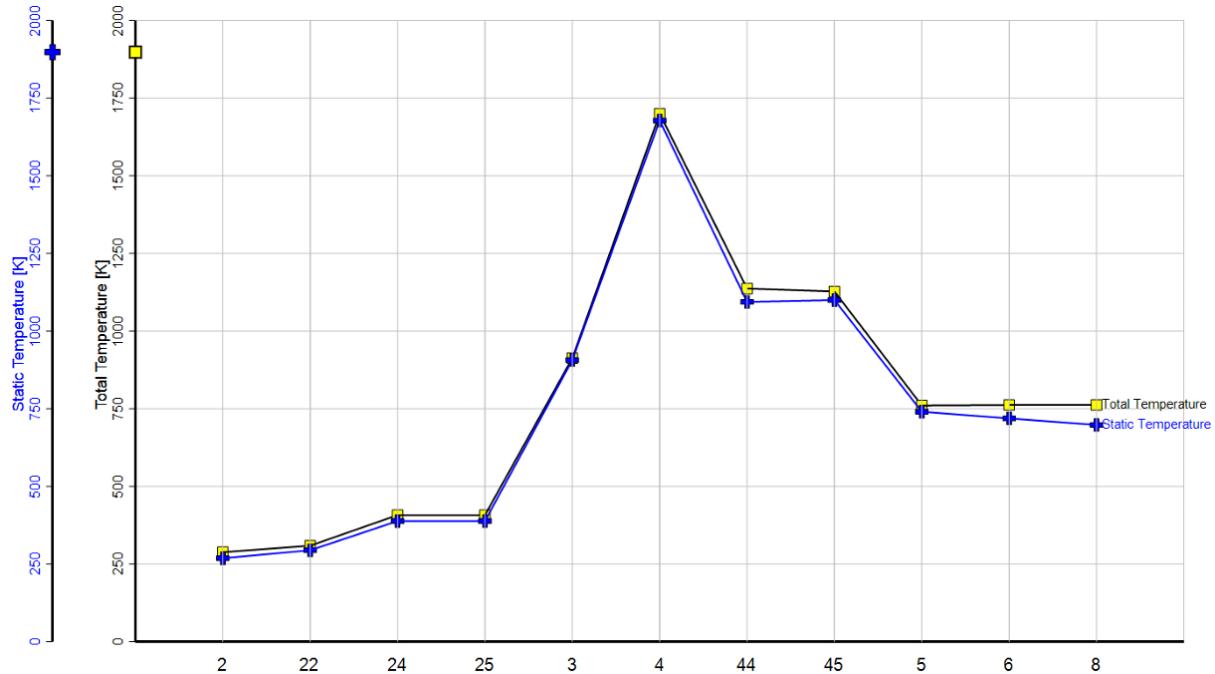


Figure 0-1 Variation de la Température Totale et Statique dans le CFM56-7B

La figure 5.1 illustre l'évolution des températures statique et totale le long du moteur.

Leur variation reste pratiquement constante tout au long du parcours, avec une accentuation notable à la sortie de la turbine basse pression (point St5) et de la tuyère (point St6), en raison de la conversion de l'énergie thermique en énergie cinétique.

On observe également une légère augmentation des températures (statique et totale) entre l'entrée du diffuseur et la sortie du compresseur basse pression (points St2 à St25), atteignant un maximum au niveau de la chambre de combustion (point St4). Ensuite, on constate une chute brusque dans un étage de la turbine haute pression, due au refroidissement et à l'effort fourni par le compresseur haute pression, suivi d'une poursuite de la diminution jusqu'à la sortie de la tuyère.

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

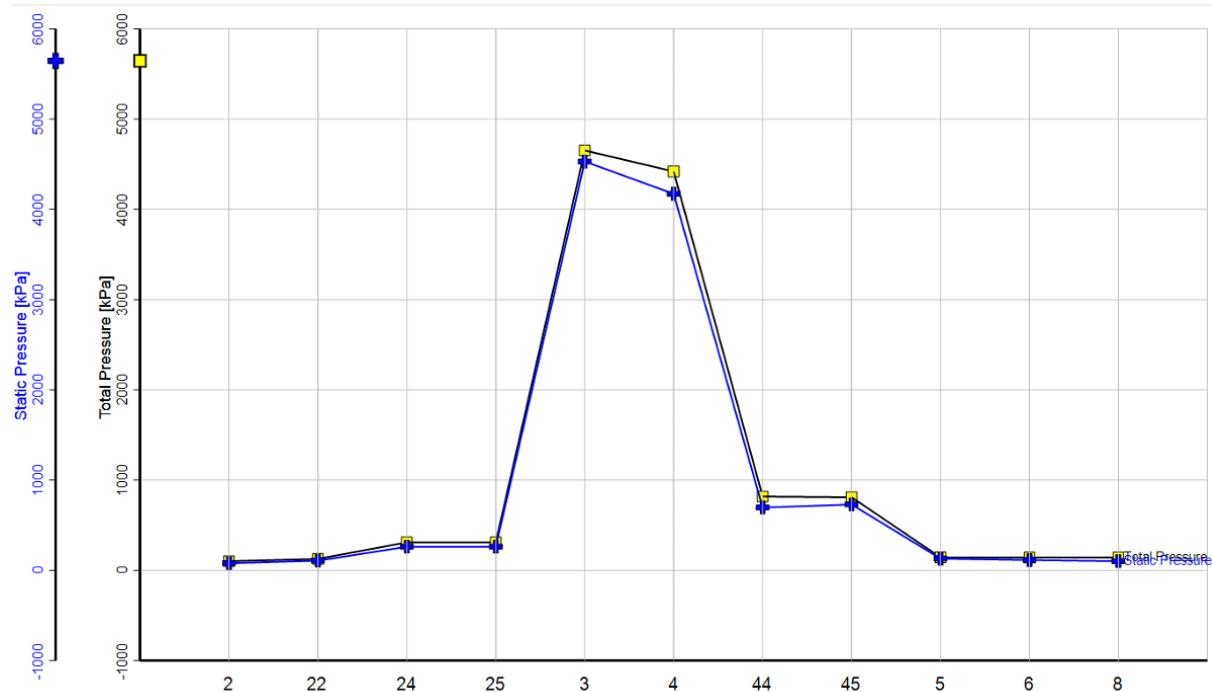


Figure 0-2 Variation de la pression (statique et totale) dans le CFM56-7B

Concernant les pressions illustrées dans la figure 5.2, on constate qu'elles augmentent de manière similaire aux températures. Cependant, contrairement à celles-ci, les pressions atteignent leur valeur maximale à la sortie de la compresseur haute pression (point St3). Par la suite, une légère chute de pression se produit au niveau de la chambre de combustion. La majeure partie de la détente se produit au sein de la turbine haute pression (point St4), entraînant une chute de pression significative. À la sortie de la tuyère, les pressions s'établissent à la valeur de la pression atmosphérique, car la tuyère fonctionne en régime adapté (entre les points St5 et St8).

En ce qui concerne le tableau 5.2, il présente les principaux paramètres énergétiques tels que la poussée spécifique, les différents rendements (isentropique et polytropique), ainsi que les taux de compression obtenus après plusieurs itérations, permettant ainsi de définir les valeurs de convergence.

Tableau 0-2 récapitulatifs des différents paramètres énergétique

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN	=	140,98 kN
amb		288,15	101,325		TSFC	=	8,7832 g/(kN*s)
2	450,389	288,15	101,325	450,389	WF	=	1,23822 kg/s
13	386,048	338,73	169,177	250,688	s NOX	=	2,1095
21	64,341	309,05	126,656	53,307	Core Eff	=	0,4871
22	64,341	309,05	126,656	53,307	Prop Eff	=	0,0000
24	64,341	407,67	310,179	25,000	BPR	=	6,0000
25	64,341	407,67	310,179	25,000	P2/P1	=	1,0000
3	62,411	913,33	4652,678	2,420	P3/P2	=	45,92
31	51,473	913,33	4652,678		P5/P2	=	1,4207
4	52,711	1700,00	4420,044	2,935	P16/P13	=	0,9923
41	57,859	1635,09	4420,044	3,159	P16/P6	=	1,17796
43	57,859	1156,10	818,265		P16/P2	=	1,65683
44	63,006	1137,27	818,265		P6/P5	=	0,99000
45	64,775	1127,79	810,082	16,029	A8	=	0,35638 m ²
49	64,775	761,28	143,956		A18	=	1,08918 m ²
5	64,936	760,55	143,956	74,255	XM8	=	0,72622
8	65,579	762,03	142,517	75,822	XM18	=	0,88096
18	384,117	338,73	167,878	251,365	WBld/W2	=	0,00000
Bleed	0,000	913,33	4652,679		CD8	=	0,96239
Efficiency	isentr	polytr	RNI	P/P	CD18	=	0,96893
Outer LPC	0,8965	0,9037	1,000	1,670	PwX	=	0,0 kw
Inner LPC	0,9071	0,9100	1,000	1,250	V18/V8,id=	=	0,80003
IP Compressor	0,9095	0,9201	1,150	2,449	WBLD/W22=	=	0,00000
HP Compressor	0,8742	0,9100	2,025	15,000	Wreci/W25=	=	0,00000
Burner	0,9995			0,950	Loading	=	100,00 %
HP Turbine	0,9083	0,8900	5,748	5,402	WCHN/W25=	=	0,08000
LP Turbine	0,9340	0,9189	1,613	5,627	WCHR/W25=	=	0,08000
HP Spool mech Eff	0,9950	Nom Spd	14939	rpm	WCLN/W25=	=	0,02750
LP Spool mech Eff	0,9920	Nom Spd	4364	rpm	WCLR/W25=	=	0,00250
IPC & LPT		Nom Spd	10910	rpm	WBLD/W25=	=	0,00000
P22/P21=1,0000 P25/P24=1,0000 P45/P44=0,9900					Gear Rat	=	2,50000
hum [%]	war0	FHV	Fuel		WLkBy/W25=	=	0,00000
0,0	0,00000	43,124	Generic		WLkLP/W25=	=	0,01000

1.24 DANS LE CAS DE L'UTILISATION DE 75%DE LA POUSSÉ

Le Tableau 4.3 résume les différents points de fonctionnement du moteur CFM56-7B à 75 % de sa capacité. Les mêmes données que pour le fonctionnement à 100 % sont présentées.

Table 0-1 Récapitulatifs des différents points de fonctionnement à 75%

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

	Units	St 2	St 22	St 24	St 25	St 3	St 4	St 44	St 45	St 5	St 6	St 8	St 13	St 16	St 18
Mass Flow	kg/s	245,5	26,5649	26,565	26,5649	25,768	21,5728	25,8231	26,5537	26,6201	26,8857	26,8857	218,935	217,84	217,84
Total Temperature	K	288,15	294,883	336,517	336,517	677,449	1217,73	822,494	816,086	638,115	638,498	638,498	305,641	305,641	305,641
Static Temperature	K	283,757	292,357	329,898	329,898	672,291	1201,12	795,061	798,132	634,238	631,44	628,955	299,636	299,037	290,321
Total Pressure	kPa	101,325	108,983	167,92	167,92	1610,87	1525,91	306,412	303,757	107,502	107,23	107,23	121,837	121,313	121,313
Static Pressure	kPa	96,028	105,754	156,605	156,605	1565,94	1439,98	268,222	278,336	105,085	102,839	101,325	113,639	112,362	101,325
Velocity	m/s	93,8622	71,2019	115,544	115,543	104,711	200,676	245,576	201,204	91,5188	123,478	143,576	110,033	115,362	175,494
Area	m ²	2,21808	0,296068	0,139026	0,139026	0,030327	0,025739	0,088392	0,10863	0,50402	0,383763	0,333656	1,50598	1,44257	1,02093
Mach Number		0,278002	0,207726	0,317503	0,317501	0,203835	0,298175	0,448434	0,362291	0,183626	0,248263	0,289211	0,317101	0,33279	0,513777
Density	kg/m ³	1,17894	1,26016	1,65374	1,65375	8,11444	4,17655	1,17527	1,2149	0,577101	0,567375	0,561231	1,32122	1,30899	1,21585
Spec Heat @ T	J/(kg*K)	1004,52	1004,68	1007,98	1007,98	1069,51	1207,18	1123,91	1121,84	1077,22	1077,15	1077,15	1005,29	1005,29	1005,29
Spec Heat @ Ts	J/(kg*K)	1004,41	1004,62	1007,4	1007,4	1068,28	1204,68	1117,37	1117,59	1076,24	1075,36	1074,73	1004,79	1004,78	1004,57
Enthalpy @ T	J/kg	-10032,3	-3277,25	38683,3	38683,3	391113	1,02146E6	557182	549706	354099	354465	354465	7544,45	7544,45	7544,46
Enthalpy @ Ts	J/kg	-14439,3	-5812,1	32008,1	32008,2	385630	1,00132E6	526287	529464	349911	346841	344158	1490,82	890,25	-7854,59
Entropy Function @ T		-0,11924	-0,038506	0,425006	0,425006	2,93506	5,33017	3,72301	3,69071	2,74983	2,75173	2,75173	0,087035	0,087035	0,087035
Entropy Function @ Ts		-0,172933	-0,068584	0,355244	0,355245	2,90677	5,2722	3,5899	3,60331	2,72691	2,70991	2,69508	0,017377	0,010387	-0,093008
Exergy	J/kg	0	6103,49	45482,4	45482,4	377315	805074	340942	335418	131718	131717	131717	15763,3	15407,2	15407,2
Gas Constant	J/(kg*K)	287,05	287,05	287,05	287,05	287,05	287,048	287,048	287,048	287,048	287,048	287,048	287,05	287,05	287,05
Fuel-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0,015096	0,01258	0,012229	0,012198	0,012076	0,012076	0	0	0
Water-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Le Tableau 5.4 met en évidence les paramètres énergétiques analysés lors de la décélération dans les différentes stations proposées pour ce type de moteur.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN	=	42,09 kN
amb		288,15	101,325		TSFC	=	7,6221 g/(kN*s)
2	245,500	288,15	101,325	245,500	WF	=	0,32081 kg/s
13	218,935	305,64	121,837	187,521	s NOX	=	0,4101
21	26,565	294,88	108,983	24,985	P5/P2	=	1,0610 EPR
22	26,565	294,88	108,983	24,985	Core Eff	=	0,3289
24	26,565	336,52	167,920	17,323	Prop Eff	=	0,0000
25	26,565	336,52	167,920	17,323	BPR	=	8,2415
3	25,768	677,45	1610,871	2,485	P2/P1	=	1,0000
31	21,252	677,45	1610,871		P3/P2	=	15,90
4	21,573	1217,73	1525,913	2,945	P5/P2	=	1,0610
41	23,698	1172,19	1525,913	3,174	P16/P13	=	0,9957
43	23,698	834,97	306,412		P16/P6	=	1,13134
44	25,823	822,49	306,412		P16/P2	=	1,19727
45	26,554	816,09	303,757	14,906	P6/P5	=	0,99747
49	26,554	638,78	107,502		A8	=	0,35638 m ²
5	26,620	638,12	107,502	37,338	A18	=	1,08918 m ²
8	26,886	638,50	107,230	37,817	XM8	=	0,28921
18	217,840	305,64	121,313	187,388	XM18	=	0,51378
Bleed	0,000	677,45	1610,865		WBld/w2	=	0,00000
					CD8	=	0,93572
Efficiency	isentr	polytr	RNI	P/P	CD18	=	0,93734
Outer LPC	0,8909	0,8937	1,000	1,202	PWX	=	0,0 kW
Inner LPC	0,9014	0,9024	1,000	1,076	V18/V8,id=	=	1,22231
IP Compressor	0,9285	0,9327	1,047	1,541	WBLD/w2=	=	0,00000
HP Compressor	0,8671	0,9008	1,378	9,593	Wreci/w25=	=	0,00000
Burner	0,9909			0,947	Loading	=	611,57 %
HP Turbine	0,8796	0,8561	2,906	4,980	WCHN/w25=	=	0,08000
LP Turbine	0,9136	0,9020	0,878	2,826	WCHR/w25=	=	0,08000
					WCLN/w25=	=	0,02750
HP Spool mech Eff	0,9950	Speed	11204	rpm	WCLR/w25=	=	0,00250
LP Spool mech Eff	0,9920	Speed	2585	rpm	WBLD/w25=	=	0,00000
IPC & LPT		Speed	6462	rpm	wLkBy/w25=	=	0,00000
					wLkLP/w25=	=	0,01000
P22/P21=1,0000		P25/P24=1,0000	P45/P44=0,9913				
hum [%]	war0	FHV	Fuel				
0,0	0,00000	43,124	Generic				

Figure 0-3 récapitulatifs des différents paramètres énergétique à 75% des performances

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

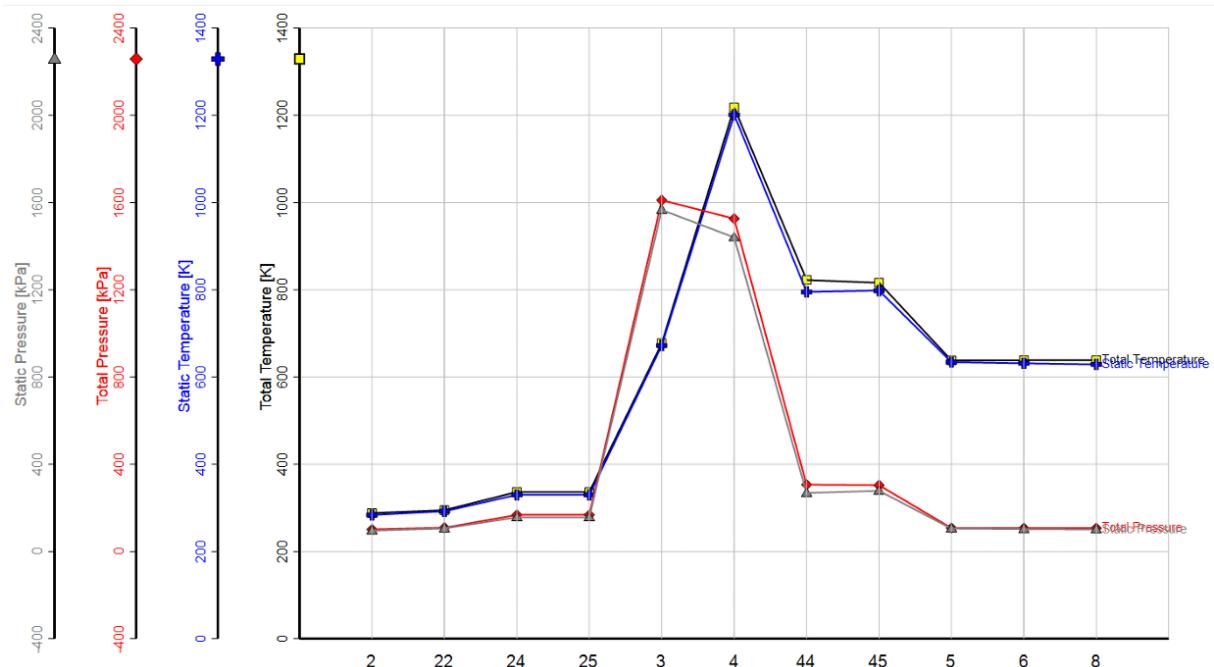


Figure 0-4 courbes de variation des pressions (statique et totale) et des températures (statique et totale) dans CFM56-7B

La Figure 5.4 présente les quatre paramètres étudiés dans le Tableau 5.4 sous forme de graphique, mettant en lumière les variations des pressions (statique et totale) et des températures (statique et totale) du moteur CFM56-7B à 75 % de ses performances. Comme pour le premier cas, on observe que les températures augmentent de manière similaire aux pressions. Concernant la température, une légère hausse est notée entre l'entrée du diffuseur et la sortie du compresseur BP (points St2 à St25), atteignant un maximum dans la chambre de combustion (point St4), suivie d'une chute rapide dans un étage de la turbine HP due au refroidissement et à la charge du compresseur HP, puis une baisse continue jusqu'à la sortie de la tuyère. Pour les pressions, elles atteignent leur maximum à la sortie du compresseur HP (point St3), suivies d'une légère diminution dans la chambre de combustion et d'une importante chute de pression au niveau de la turbine HP (point St44). À la sortie de la tuyère, la pression égale la pression atmosphérique, le fonctionnement étant en régime adapté (points

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

St5 à St8). Ce trajet reste similaire à celui du premier cas (100 % de la poussée), bien que les valeurs changent.

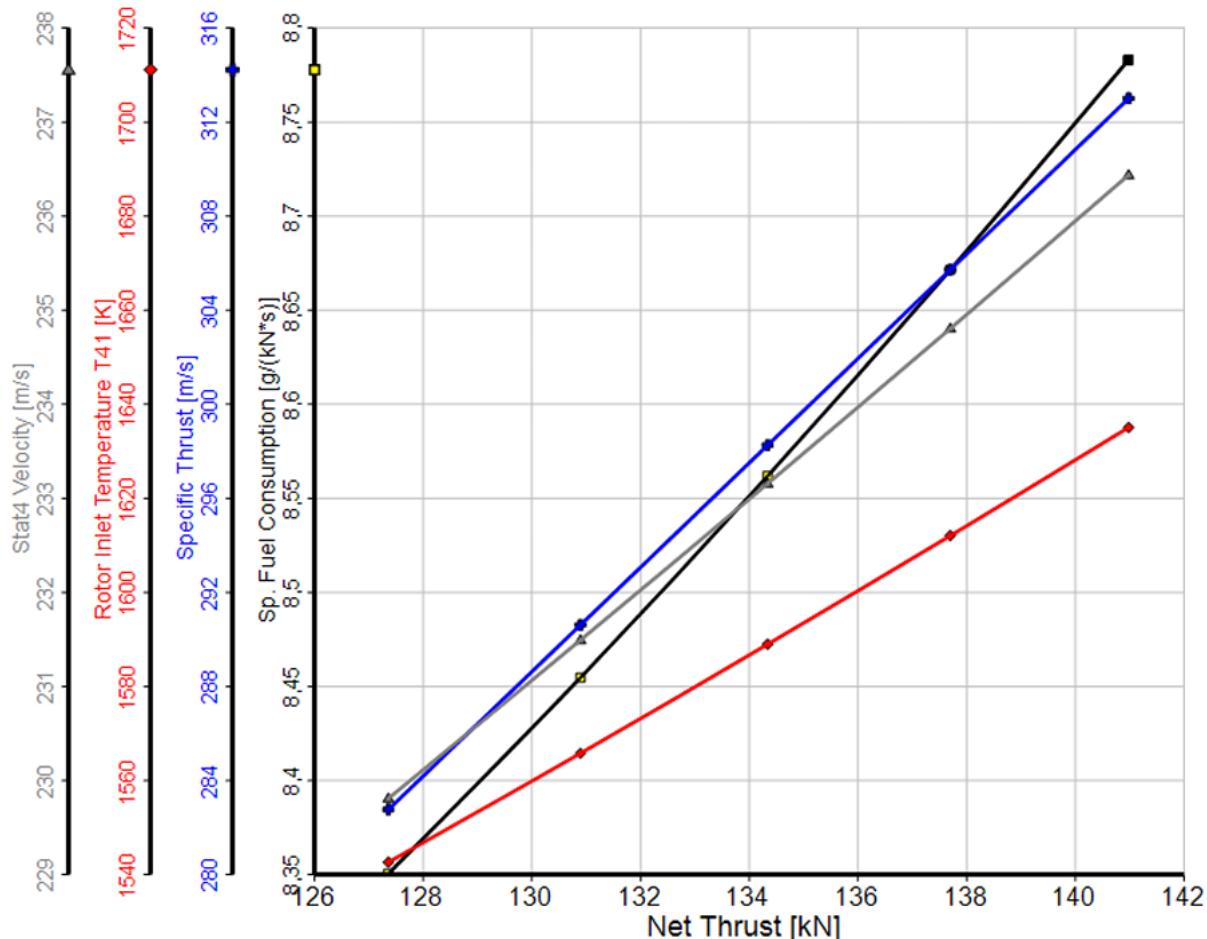


Figure 0-5 Performances en fonction de la poussée nette en accélération

La figure 5-5 illustre l'évolution de la consommation spécifique (Sp), de la poussée spécifique, de la température d'entrée du rotor (T41) et de la vitesse absolue à l'entrée de la chambre de combustion (Stat4 velocity) en fonction de la poussée nette de l'engin en phase d'accélération. Il est clair que pour générer des poussées élevées, les paramètres mentionnés augmentent proportionnellement avec la poussée.

CHAPITRE IV RESULTAT ET DISCUSSION

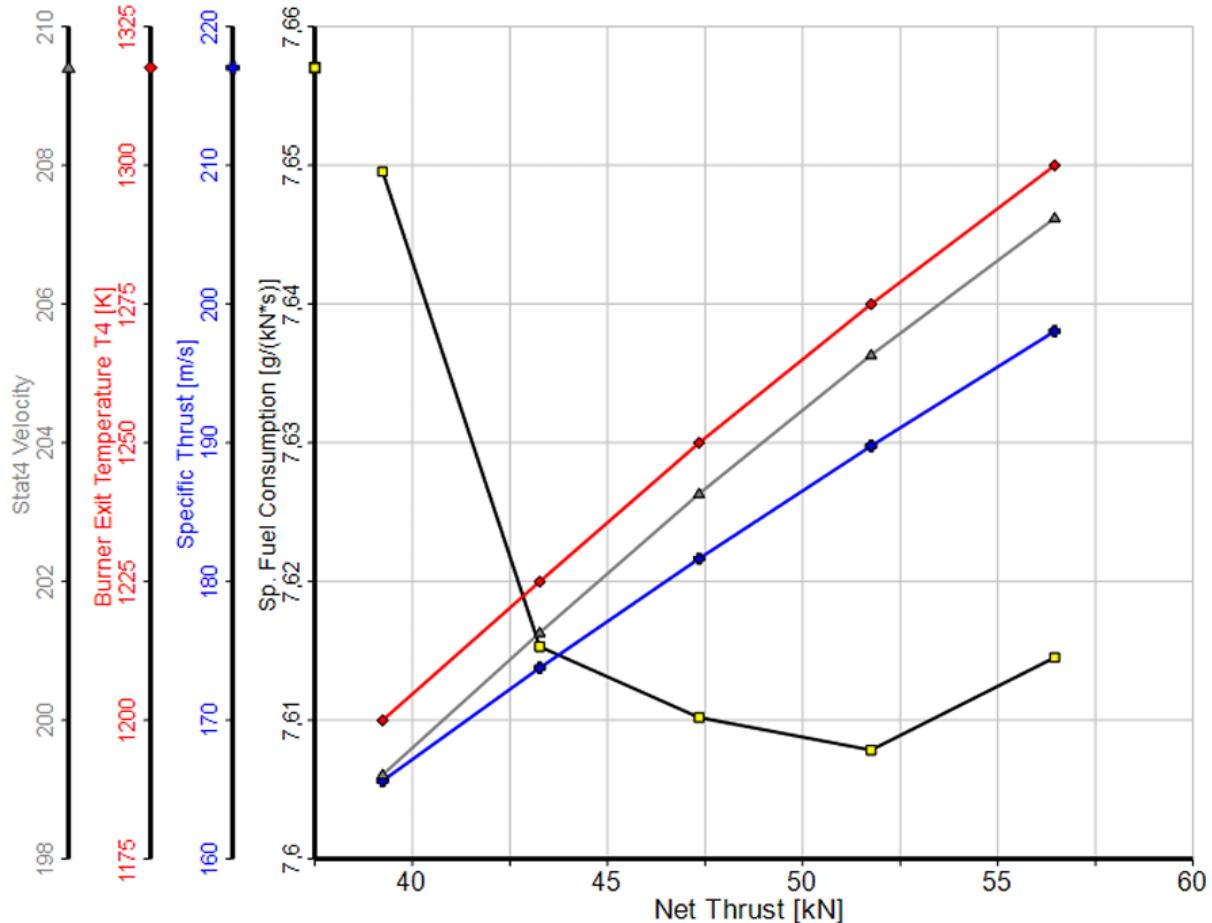


Figure 0-6 Performances en fonction de la poussée nette en décélération (75%)

La figure 5-6 montre que, pour générer des poussées importantes, les paramètres évoqués augmentent proportionnellement avec la poussée, à l'exception de la consommation spécifique, qui atteint un minimum pour des poussées comprises entre 50 et 55 [kN], et un maximum pour une poussée de 15 [kN]. Un changement notable est observé lorsque l'on considère la température de sortie de la chambre de combustion (T4). Cette observation peut être expliquée par le fait qu'à faibles poussées, le débit d'air traversant la machine est faible, tandis que la quantité de combustible brûlé est excessive. Ce phénomène est similaire à celui observé lors du démarrage d'un moteur thermique à combustion interne, où la quantité de carburant est mal adaptée à celle de l'air aspiré à froid.

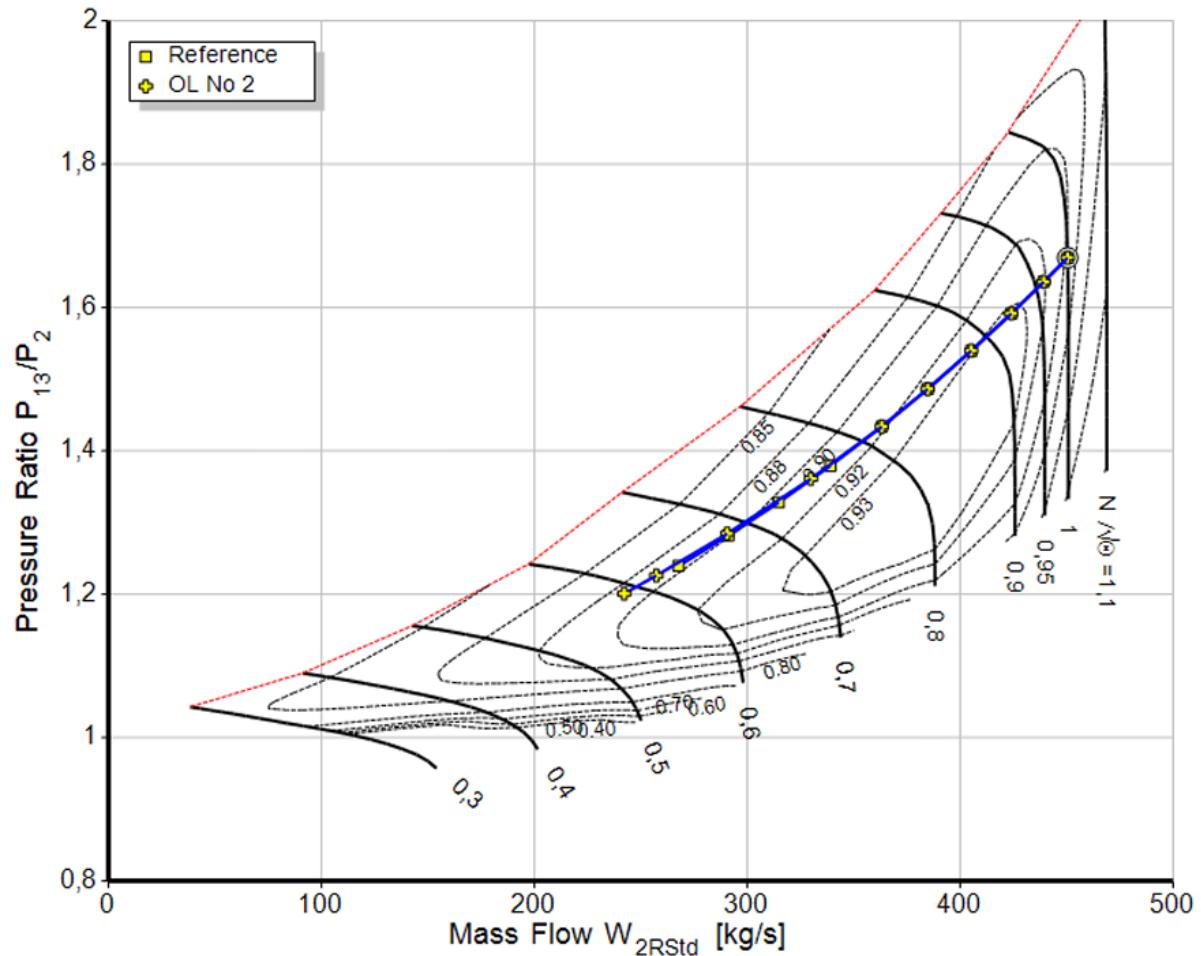


Figure 0-7 Schemas de Fonctionnement du compresseur BP en décélération

La figure IV.6 présente la courbe de fonctionnement du compresseur BP en décélération. Il convient de noter que le carré jaune entouré indique la condition de fonctionnement au point fixe (condition hors conception). De même que la variation de la poussée en décélération, qui dépend du débit massique, une réduction de la vitesse de l'engin diminue le débit d'air véhiculé par les éléments tournants, y compris le compresseur BP. Il est important de souligner que le compresseur fonctionne dans une zone sûre, bien éloignée de la zone de pompage. Cependant, son fonctionnement ne se situe pas dans la zone de meilleur rendement, comme le montre plus clairement la figure IV.5. Les lignes iso-efficacité sont représentées par des formes elliptiques discontinues, tandis que les courbes pleines correspondent à la vitesse corrigée N :

$$\frac{N}{\sqrt{\theta}} = \frac{N}{\sqrt{\frac{T}{288}}}$$

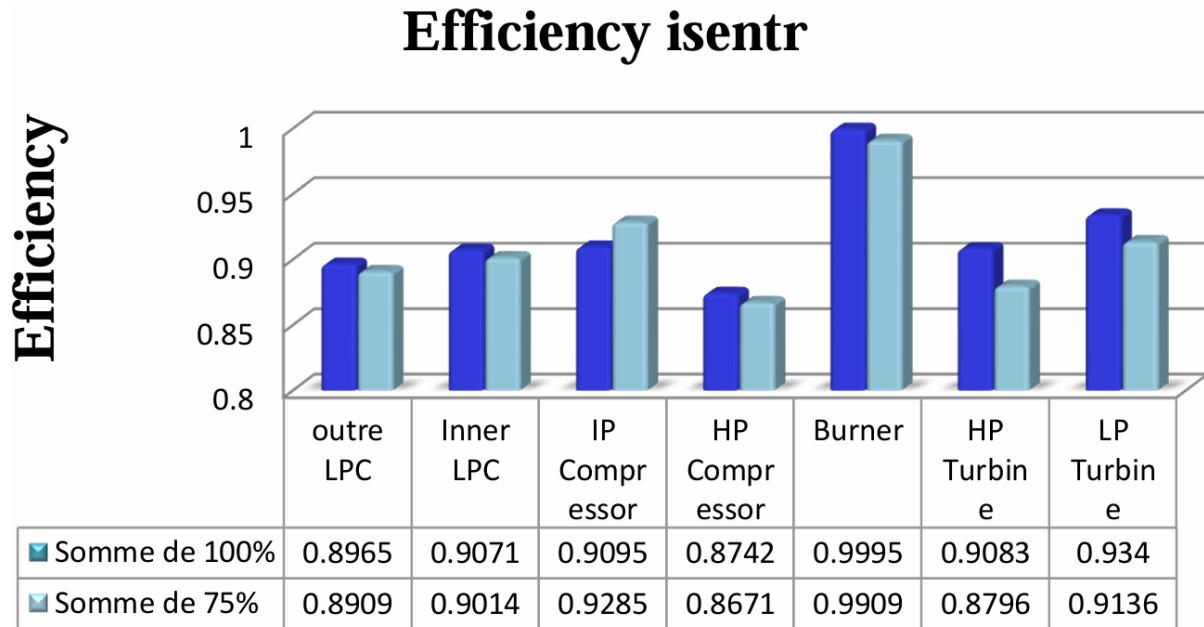


Figure 0-8 histogramme des rendements isentropique du moteur dans les 2 cas

La figure 5-8 est un histogramme illustrant les différents rendements isentropiques dans chaque section du moteur, en comparant les cas de 100 % et de 75 % dans le cadre de notre étude. On remarque que le rendement le plus élevé se situe au niveau de la chambre de combustion. Toutefois, il n'y a pas de différence significative entre les valeurs des deux cas.

Efficiency polytr

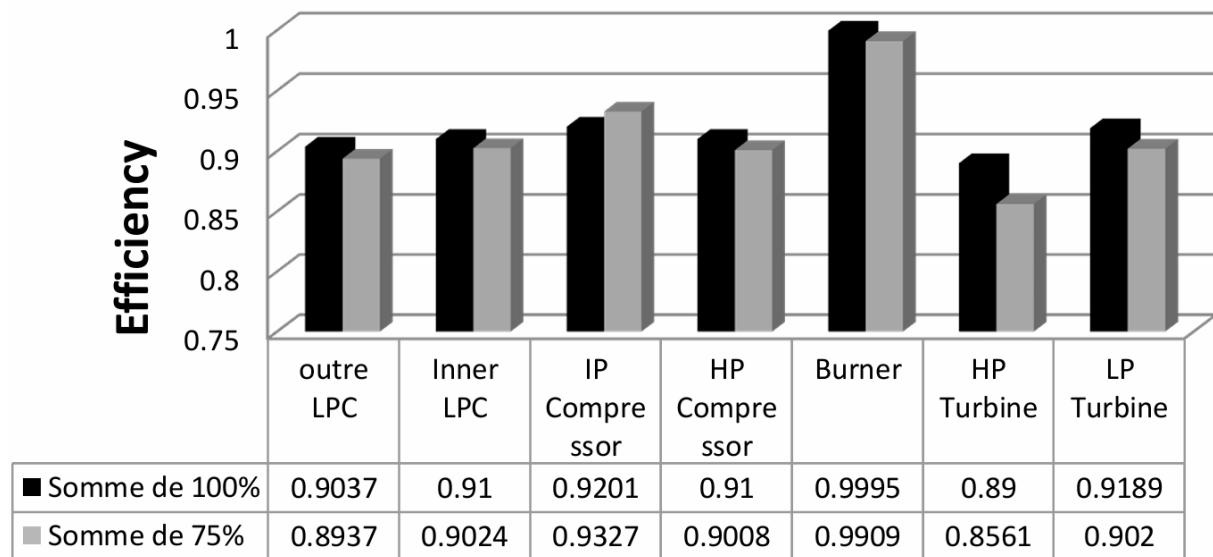


Figure 0-9 Histogramme des rendements polytropique du moteur dans les 2cas

La figure 5-9 est un histogramme des rendements polytropiques étudiés dans les stations clés de notre moteur, mettant en évidence la différence entre les valeurs à 100 % et à 75 % de l'étude. On remarque que le rendement le plus élevé se situe au niveau de la chambre de combustion dans les deux cas d'étude.

1.25 Cycle thermodynamique

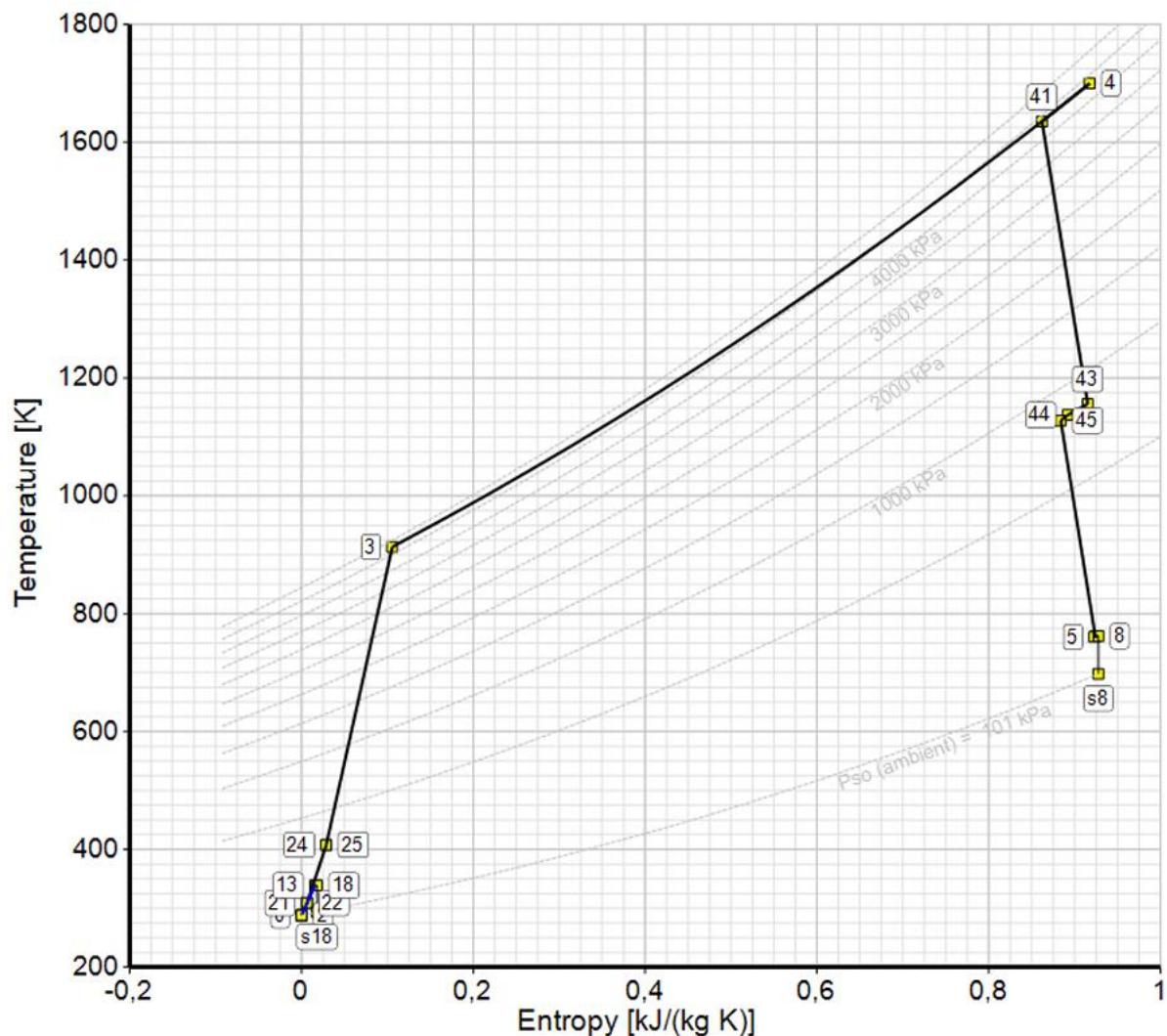


Figure 0-10 Diagramme T-S du CFM56-7B

Comme pour tous les moteurs, le fonctionnement du turboréacteur peut être représenté par un cycle récapitulatif des transformations successives que subissent les fluides dans les différents éléments constitutifs de ce type de moteur, permettant ainsi de mieux visualiser l'évolution des paramètres au sein du réacteur.

De la station St2 à la station St3, il y a une compression isentropique (traversant les stations intermédiaires 22, 24, 25). Ensuite, de la station St3 à la station St4, un échange thermique isobare a lieu, où l'air comprimé traverse la chambre de combustion. Enfin, on observe une détente du fluide de la station St41 à la station St8, passant par plusieurs stations intermédiaires telles que 43, 44, 45, 5 et 6.

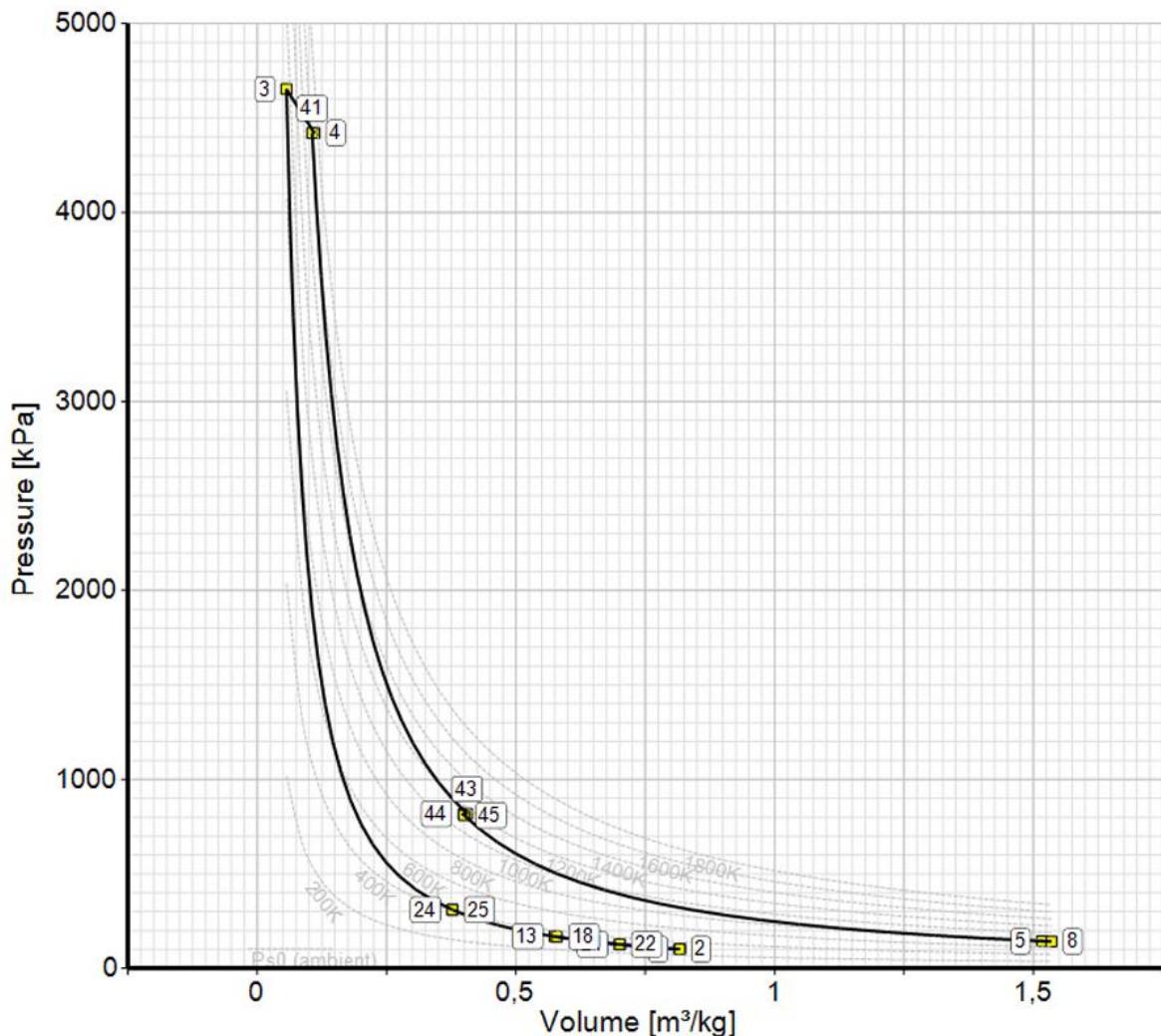


Figure 0-11 Diagramme P-V du CFM56-7B

Ces résultats des calculs ont été analysés dans l'environnement de GASTURB14 afin d'évaluer les performances du compresseur et de la turbine à partir des résultats obtenus au point fixe (conditions hors conception).

1.26 Rapport Air/carburant en fonction de OPR

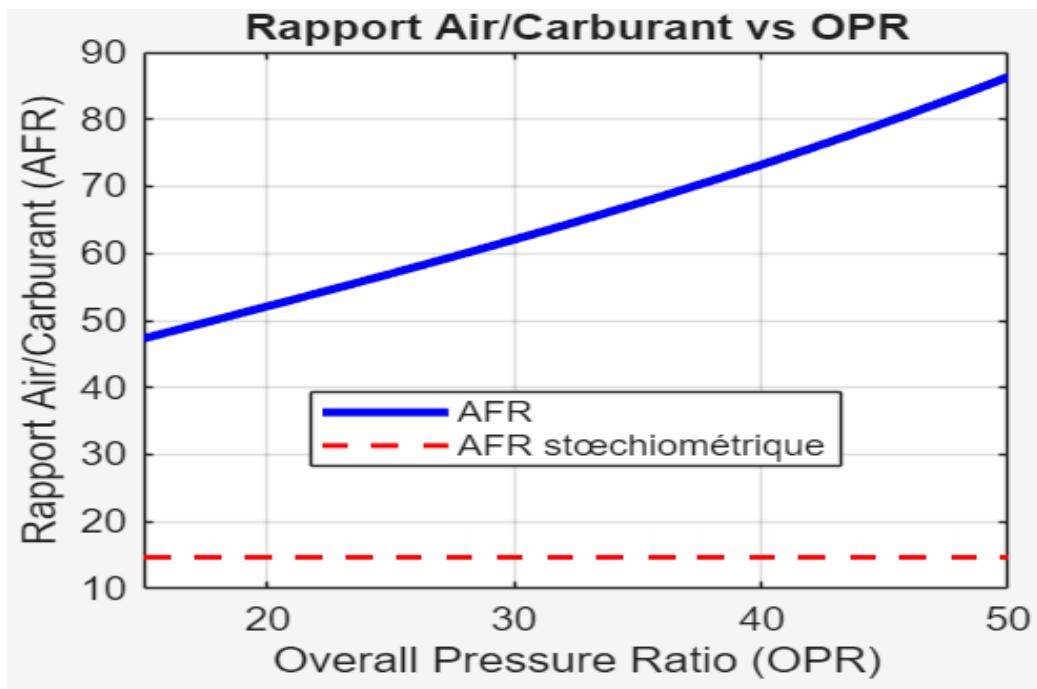


Figure 0-12 Rapport Air/carburant en fonction de OPR

Observation : Le AFR augmente avec le rapport de pression global (OPR).

Interprétation : Une augmentation de l'OPR permet de comprimer plus d'air, augmentant le rapport air/carburant.

Conséquence : Une meilleure efficacité thermique et une combustion plus propre.

1.27 Rapport Carburant/Air (f) [%] vs OPR

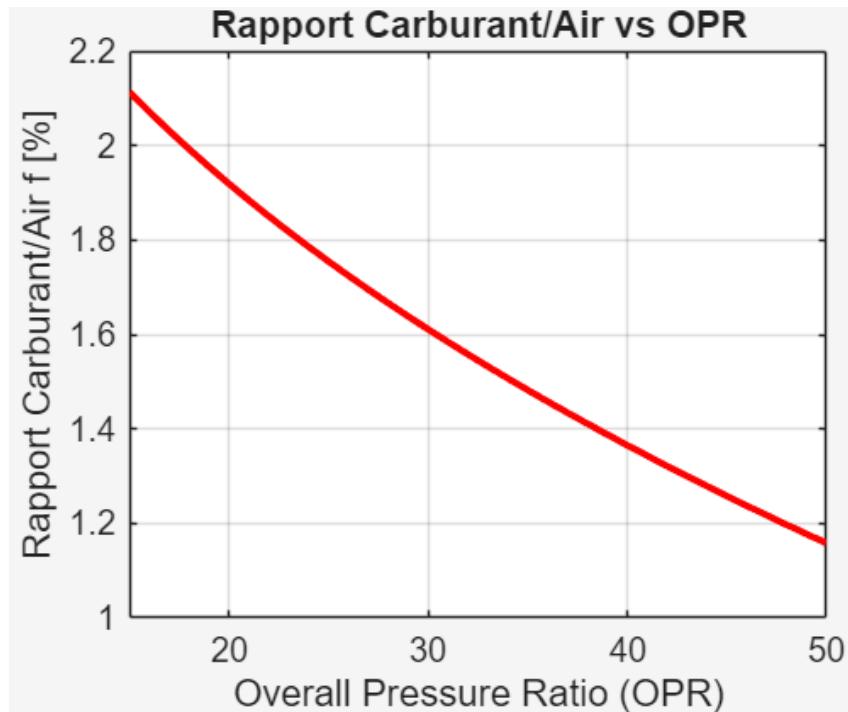


Figure 0-13 Rapport Carburant/Air (f) [%] vs OPR

Observation : La fraction massique de carburant diminue avec l'augmentation de l'OPR.

Interprétation : Le moteur devient plus efficace, consommant moins de carburant.

Conséquence : Réduction des émissions et meilleure consommation spécifique.

1.28 Température de sortie compresseur (T3) vs OPR

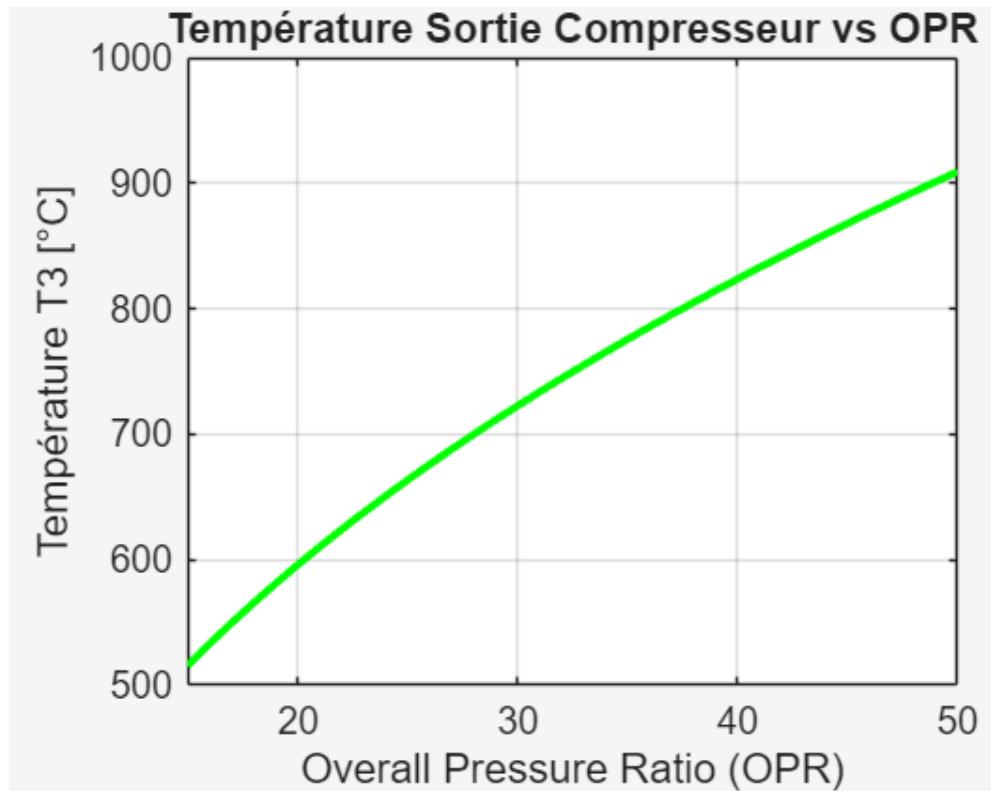


Figure 0-14 Température de sortie compresseur (T3) vs OPR

Observation : La température T3 augmente avec l'OPR.

Interprétation : Plus l'air est comprimé, plus il chauffe.

Conséquence : Exige des matériaux résistants à haute température.

1.29 Coefficient d'excès d'air (λ) vs OPR

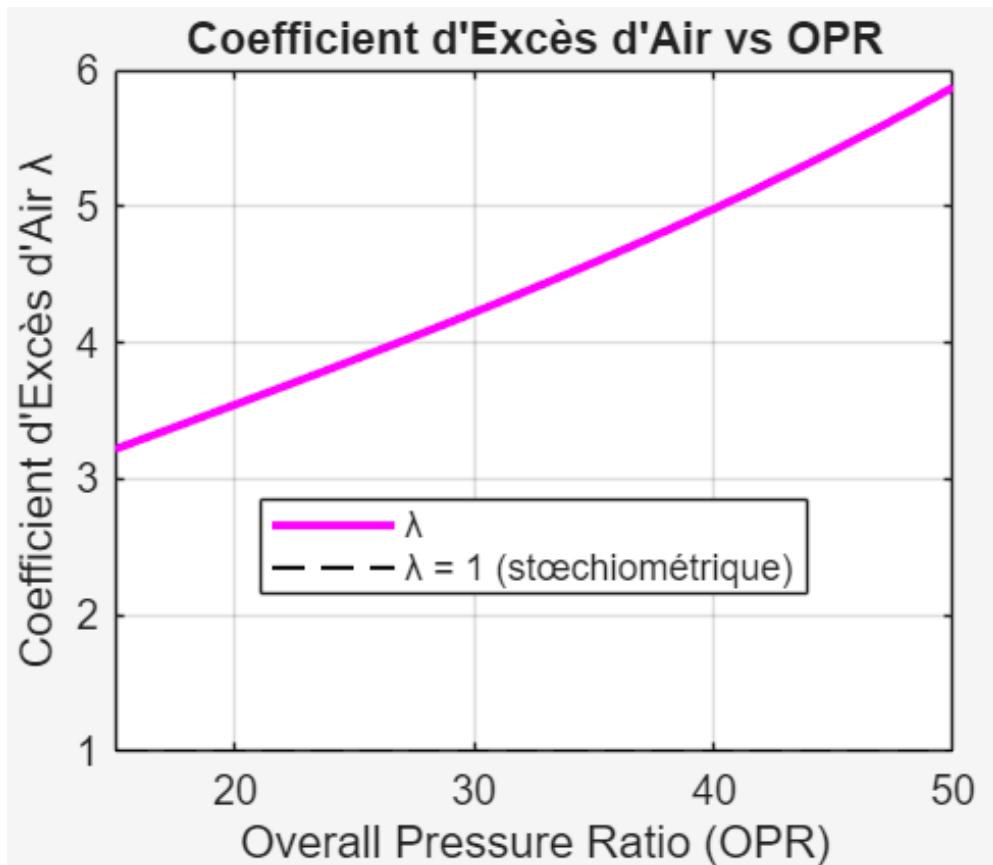


Figure 0-15 Coefficient d'excès d'air (λ) vs OPR

Observation : λ augmente avec OPR.

Interprétation : Une combustion avec excès d'air devient plus prononcée.

Conséquence : Meilleure combustion, réduction des imbrûlés et du CO.

1.30 Travail compresseur spécifique vs OPR

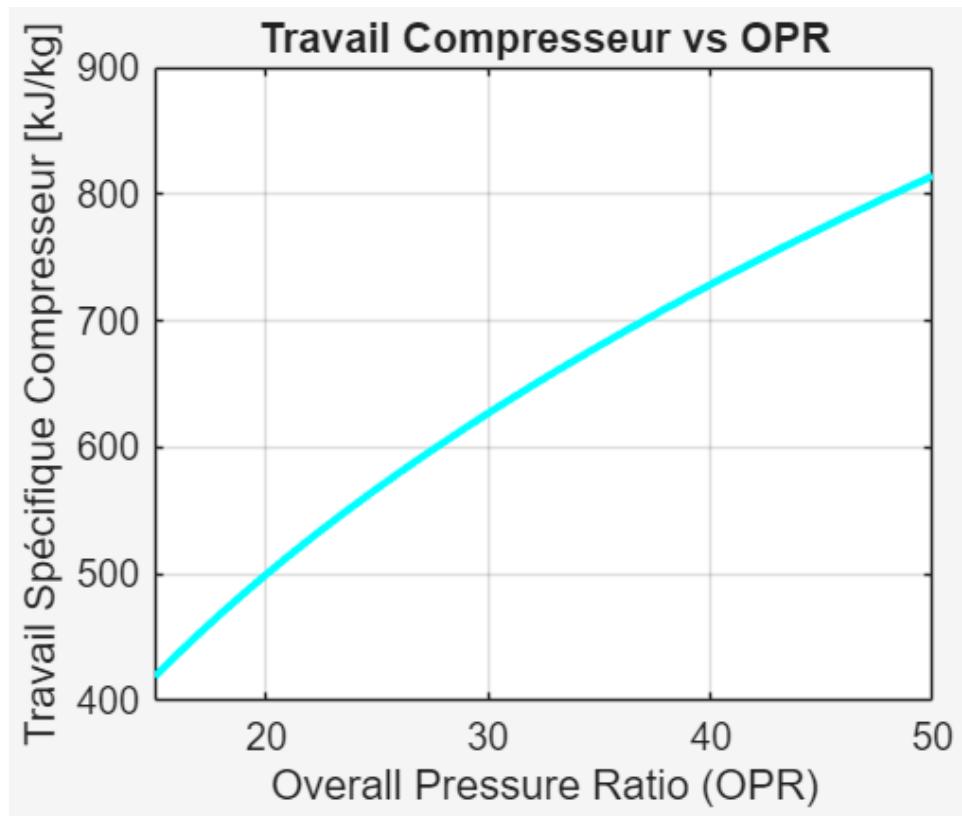


Figure 0-16 Travail compresseur spécifique vs OPR

Observation : Le travail spécifique augmente avec OPR.

Interprétation : Une compression plus élevée exige plus de travail.

Conséquence : Une partie de l'énergie de combustion est absorbée par la compression.

1.31 Température adiabatique de flamme vs OPR

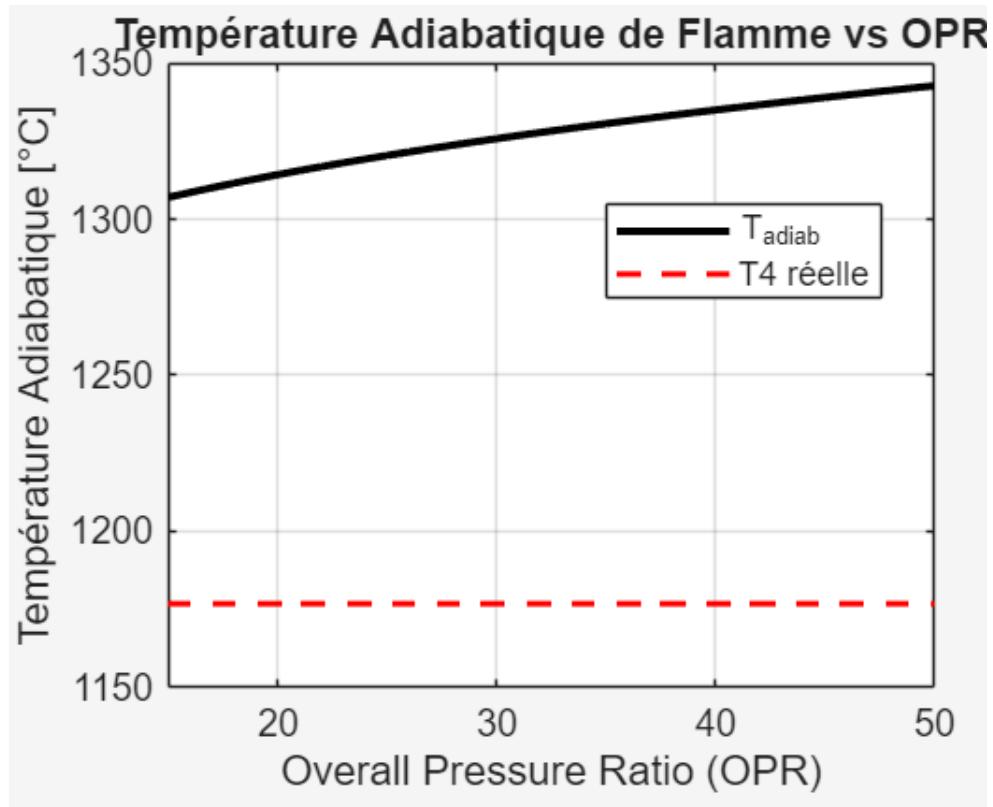


Figure 0-17 Température adiabatique de flamme vs OPR

Observation : La température adiabatique augmente mais $T4$ réelle reste constante.

Interprétation : La température maximale réelle est limitée pour préserver les matériaux.

Conséquence : Besoin de systèmes de refroidissement efficaces et de matériaux résistants.

CONCLUSION GENERALE

La conception d'un turboréacteur est une tâche complexe qui requiert des compétences variées en thermodynamique, mécanique des fluides, optimisation, conception et propulsion.

Ce travail illustre notre contribution au domaine énergétique des turboréacteurs. À l'issue de cette étude, nous avons exploré les différents types de turboréacteurs et compris plus en détail leur principe de fonctionnement, ainsi que les démarches théoriques permettant de calculer leurs performances.

L'objectif principal de cette recherche a été d'effectuer une étude thermodynamique du moteur CFM56-7B, une turbosoufflante à haut rapport de dilution, en évaluant ses performances énergétiques en conditions off-design. Les calculs des divers paramètres étudiés à travers les différents composants du moteur ont été réalisés à l'aide du logiciel GASTURB14.

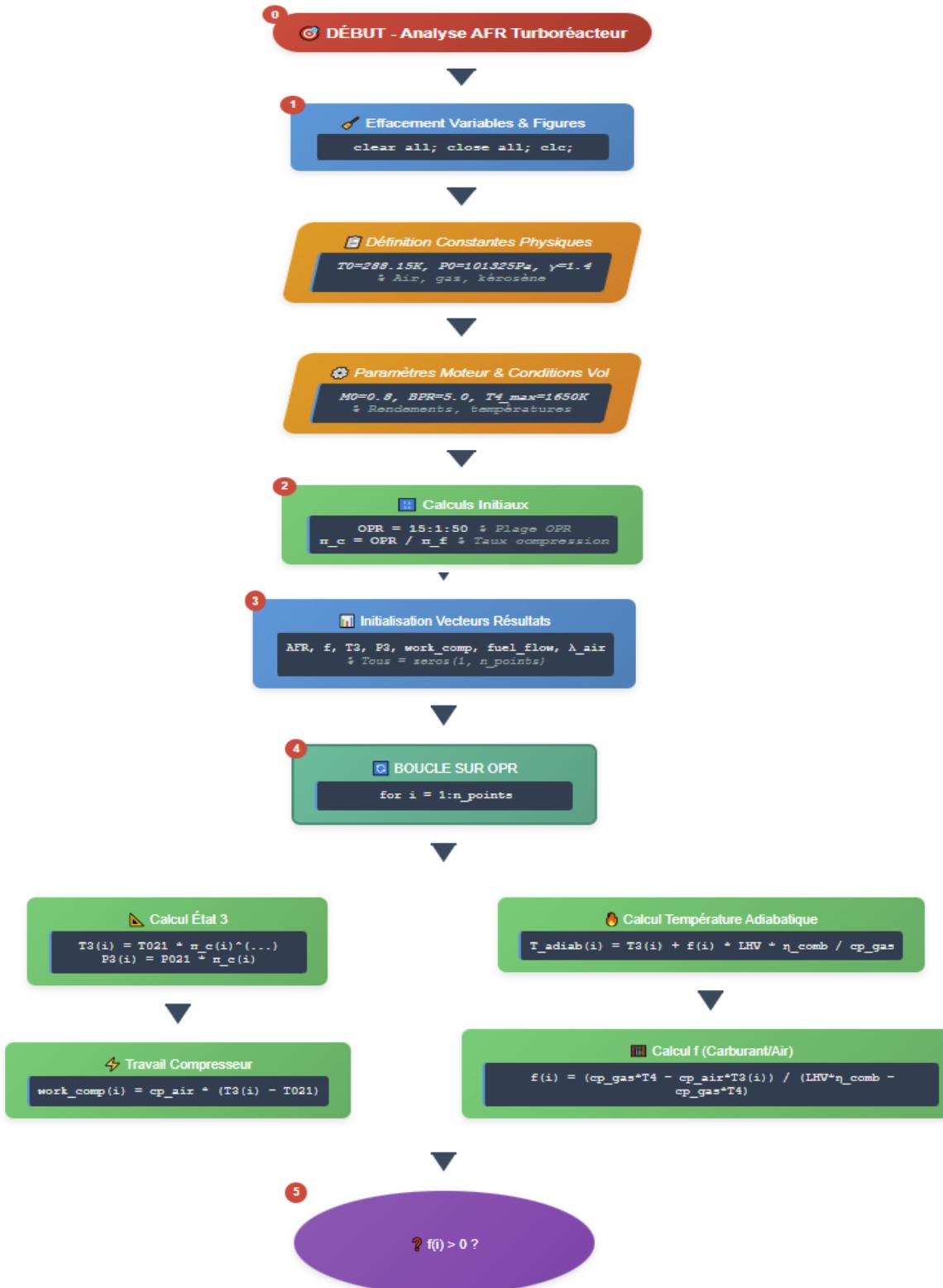
Les résultats obtenus répondent largement aux exigences de la pré-ingénierie des moteurs, une étape essentielle dans la fabrication des moteurs à réaction. Bien que basés sur des hypothèses simplificatrices, ces résultats s'alignent étroitement avec les données fournies par le constructeur.

REFERENCES

1. Rolls Royce, p., *The jet engine*2015: John Wiley & Sons.
2. Kyriyanidis, K.G., *Future aero engine designs: an evolving vision*2011: IntechOpen London, UK.
3. Roux, E., *Turbofan and turbojet engines: database handbook*2007: Elodie Roux.
4. Korsia, J.-J. and G. De Spiegeleer, *VITAL–European R&D Programme for Greener Aero-Engines*. 18th ISABE, 2007.
5. Daniau, E., *Contribution à l'étude des performances d'un moteur à détonation pulsée*, 2001, Poitiers.
6. HELIS, M.E., *Etude thermodynamique d'un turboréacteur à simple flux*.
7. Anderlohr, J.-M., *Modélisation de la combustion et des polluants dans la ligne d'échappement d'un moteur*. Institut National Polytechnique de Lorraine, University of Nancy, Nancy, 2009.
8. Amoo, L.M., *On the design and structural analysis of jet engine fan blade structures*. Progress in Aerospace Sciences, 2013. **60**: p. 1-11.
9. Guo, S., et al., *Multi-objective optimization for centrifugal compressor of mini turbojet engine*. Aerospace Science and Technology, 2014. **39**: p. 414-425.
10. Gicquel, L.Y., G. Staffelbach, and T. Poinsot, *Large eddy simulations of gaseous flames in gas turbine combustion chambers*. Progress in energy and combustion science, 2012. **38**(6): p. 782-817.
11. Puckett, A.E., *Supersonic nozzle design*. 1946.
12. Nkoi, B., P. Pilidis, and T. Nikolaidis, *Performance assessment of simple and modified cycle turboshaft gas turbines*. Propulsion and Power Research, 2013. **2**(2): p. 96-106.
13. BENTAALLAH, M. and R.H. MAHI, *Etude Thermoénergétique du moteur CFM56-7B au point fixe (décollage)*, 2016.
14. CFM56, T.M., *Training Manual CFM56-7B Engine Systems*. Cincinnati, OH, USA, 2012.
15. Wright, S. and J. Shiosaki. *737/CFM56-7 Aircraft Engine Systems*. in *Seals/Secondary Fluid Flows Workshop 1997; Volume I*. 2006.

Annexes

Organigramme - Analyse AFR Turboréacteur Double Flux



✓ OUI: $AFR(i) = 1/f(i)$

✗ NON: $f(i) = 0, AFR(i) = \text{Inf}$

6 Calcul Complémentaires
 $\lambda_{\text{air}}(i) = AFR(i) / AFR_{\text{stoich}}$
% Coefficient d'excès d'air

7 FIN BOUCLE
end

8 Limitation Valeurs Extrêmes
 $AFR(AFR > 200) = 200$
 $AFR(AFR < 10) = 10$

9 Calcul Efficacité Combustion Réelle
 $\eta_{\text{comb_real}} = T4_{\text{cruise}} ./ T_{\text{adiab}}$

10 Création 6 Sous-Graphiques

```
subplot(2,3,1:6)
# AFR, f, T3, λ, work_comp, T_adiab
```

11 Graphique Principal Publication

```
yyaxis: AFR (gauche) + f% (droite)
```

12 Affichage Résultats Numériques

```
fprintf: Conditions, tableau OPR/AFR/f/T3/λ
```

13 Vérifications Finales

```
# Alertes si OPR > 40 ou λ < 2
if OPR > 40: "T3 élevée"
if λ < 2: "Mélange riche"
```

FIN - Analyse Terminée

```

%% Analyse du rapport air/carburant d'un turboréacteur
double flux
% En fonction du taux de compression du compresseur
(Overall Pressure Ratio - OPR)

clear all; close all; clc;

%% Paramètres du moteur et conditions de vol
% Conditions atmosphériques standard
T0 = 288.15; % Température ambiante [K]
P0 = 101325; % Pression ambiante [Pa]
rho0 = 1.225; % Densité de l'air [kg/m³]
gamma = 1.4; % Rapport des chaleurs spécifiques air
gamma_g = 1.33; % Rapport des chaleurs spécifiques gaz
brûlés
cp_air = 1005; % Chaleur spécifique air [J/kg·K]
cp_gas = 1150; % Chaleur spécifique gaz brûlés
[J/kg·K]
R = 287; % Constante des gaz parfaits [J/kg·K]

% Propriétés du carburant (kérosène Jet A-1)
LHV = 43100000; % Pouvoir calorifique inférieur [J/kg]
H_C_ratio = 1.9; % Rapport hydrogène/carbone du
kérosène
AFR_stoich = 14.7; % Rapport air/carburant
stœchiométrique

% Conditions de vol
M0 = 0.8; % Nombre de Mach de vol
V0 = M0 * sqrt(gamma * R * T0); % Vitesse de vol [m/s]
h_altitude = 11000; % Altitude de croisière [m]

% Paramètres du moteur
BPR = 5.0; % Bypass Ratio
pi_f = 1.6; % Taux de compression du fan
eta_inlet = 0.98; % Rendement d'entrée d'air
eta_fan = 0.88; % Rendement du fan
eta_comp = 0.85; % Rendement du compresseur
eta_comb = 0.999; % Rendement de combustion
eta_turb_HP = 0.90; % Rendement turbine HP
eta_turb_LP = 0.92; % Rendement turbine LP

```

```

eta_nozzle = 0.95; % Rendement des tuyères

% Températures et pressions de référence
T4_max = 1650; % Température maximale d'entrée
turbine [K]
T4_cruise = 1450; % Température de croisière [K]
P4_P3_ratio = 0.95; % Chute de pression dans la chambre de
combustion

%% Plage du taux de compression total (OPR = pi_f * pi_c)
OPR = 15:1:50; % Overall Pressure Ratio
n_points = length(OPR);

% Calcul du taux de compression du compresseur HP
pi_c = OPR / pi_f;

% Initialisation des vecteurs de résultats
AFR = zeros(1, n_points); % Rapport Air/Carburant
f = zeros(1, n_points); % Rapport carburant/air
(fuel-to-air ratio)
T3 = zeros(1, n_points); % Température sortie
compresseur [K]
P3 = zeros(1, n_points); % Pression sortie
compresseur [Pa]
work_comp = zeros(1, n_points); % Travail spécifique
compresseur [J/kg]
fuel_flow = zeros(1, n_points); % Débit carburant
spécifique [kg/s par kg/s air]
lambda_air = zeros(1, n_points); % Coefficient d'excès
d'air

%% Conditions d'entrée (après le fan)
T02 = T0 * (1 + (gamma-1)/2 * M0^2); % Température
d'arrêt entrée
P02 = P0 * (1 + (gamma-1)/2 * M0^2)^(gamma/(gamma-1)); % Pression d'arrêt entrée
T021 = T02 * pi_f^((gamma-1)/gamma); % Température après
fan
P021 = P02 * pi_f; % Pression après
fan

```

```

%% Calculs pour chaque valeur d'OPR
for i = 1:n_points
    % État 3 : Sortie compresseur HP
    T3(i) = T021 * pi_c(i)^((gamma-1)/gamma / eta_comp);
    P3(i) = P021 * pi_c(i);

    % Travail spécifique du compresseur
    work_comp(i) = cp_air * (T3(i) - T021);

    % Bilan énergétique dans la chambre de combustion
    % Hypothèse : température constante T4 = T4_cruise
    T4 = T4_cruise;

    % Calcul du rapport carburant/air nécessaire
    % Bilan enthalpique : h3 + f*LHV*eta_comb = (1+f)*h4
    % Approximation : h = cp*T

    % Pour les gaz brûlés, on utilise cp_gas
    f(i) = (cp_gas * T4 - cp_air * T3(i)) / (LHV *
    eta_comb - cp_gas * T4);

    % Vérification que f > 0
    if f(i) < 0
        f(i) = 0;
    end

    % Rapport air/carburant
    if f(i) > 0
        AFR(i) = 1 / f(i);
    else
        AFR(i) = Inf;
    end

    % Débit carburant spécifique
    fuel_flow(i) = f(i);

    % Coefficient d'excès d'air (richesse inverse)
    lambda_air(i) = AFR(i) / AFR_stoich;
end

%% Limitation pour éviter les valeurs aberrantes

```

```

AFR(AFR > 200) = 200; % Limitation à AFR = 200
AFR(AFR < 10) = 10; % Limitation minimale

%% Calculs complémentaires
% Température adiabatique de flamme théorique
T_adiab = zeros(1, n_points);
for i = 1:n_points
    if f(i) > 0
        T_adiab(i) = T3(i) + f(i) * LHV * eta_comb /
cp_gas;
    else
        T_adiab(i) = T3(i);
    end
end

% Efficacité de combustion réelle
eta_comb_real = T4_cruise ./ T_adiab;
eta_comb_real(eta_comb_real > 1) = 1;

%% Tracé des résultats
figure('Position', [100, 100, 1400, 900]);

% Graphique principal : AFR vs OPR
subplot(2, 3, 1);
plot(OPR, AFR, 'b-', 'LineWidth', 2.5);
grid on;
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)');
ylabel('Rapport Air/Carburant (AFR)');
title('Rapport Air/Carburant vs OPR');
xlim([min(OPR), max(OPR)]);
% Ligne de référence stœchiométrique
hold on;
plot([min(OPR), max(OPR)], [AFR_stoich, AFR_stoich], 'r--'
', 'LineWidth', 1.5);
legend('AFR', 'AFR stœchiométrique', 'Location', 'best');

% Rapport carburant/air
subplot(2, 3, 2);
plot(OPR, f*100, 'r-', 'LineWidth', 2);
grid on;
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)');

```

```

ylabel('Rapport Carburant/Air f [%]');
title('Rapport Carburant/Air vs OPR');
xlim([min(OPR), max(OPR)]);

% Température sortie compresseur
subplot(2, 3, 3);
plot(OPR, T3-273.15, 'g-', 'LineWidth', 2);
grid on;
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)');
ylabel('Température T3 [°C]');
title('Température Sortie Compresseur vs OPR');
xlim([min(OPR), max(OPR)]);

% Coefficient d'excès d'air
subplot(2, 3, 4);
plot(OPR, lambda_air, 'm-', 'LineWidth', 2);
grid on;
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)');
ylabel('Coefficient d''Excès d''Air  $\lambda$ ');
title('Coefficient d''Excès d''Air vs OPR');
xlim([min(OPR), max(OPR)]);
% Ligne de référence  $\lambda = 1$ 
hold on;
plot([min(OPR), max(OPR)], [1, 1], 'k--', 'LineWidth', 1);
legend('λ', 'λ = 1 (stœchiométrique)', 'Location',
'best');

% Travail spécifique compresseur
subplot(2, 3, 5);
plot(OPR, work_comp/1000, 'c-', 'LineWidth', 2);
grid on;
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)');
ylabel('Travail Spécifique Compresseur [kJ/kg]');
title('Travail Compresseur vs OPR');
xlim([min(OPR), max(OPR)]);

% Température adiabatique de flamme
subplot(2, 3, 6);
plot(OPR, T_adiab-273.15, 'k-', 'LineWidth', 2);
grid on;
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)');

```

```

ylabel('Température Adiabatique [°C]');
title('Température Adiabatique de Flamme vs OPR');
xlim([min(OPR), max(OPR)]);
hold on;
plot([min(OPR), max(OPR)], [T4_cruise-273.15, T4_cruise-273.15], 'r--', 'LineWidth', 1.5);
legend('T_{adiab}', 'T4 réelle', 'Location', 'best');

sgtitle('Analyse du Rapport Air/Carburant - Turboréacteur Double Flux', 'FontSize', 16, 'FontWeight', 'bold');

%% Graphique principal pour publication
figure('Position', [200, 200, 1000, 700]);

yyaxis left;
plot(OPR, AFR, 'b-', 'LineWidth', 3);
ylabel('Rapport Air/Carburant (AFR)', 'Color', 'b',
'FontSize', 12);
xlabel('Overall Pressure Ratio (OPR)', 'FontSize', 12);

yyaxis right;
plot(OPR, f*100, 'r-', 'LineWidth', 3);
ylabel('Rapport Carburant/Air f [%]', 'Color', 'r',
'FontSize', 12);

grid on;
title(sprintf('Rapport Air/Carburant vs OPR (T4=%0.0fK, BPR=%1f)', T4_cruise, BPR), 'FontSize', 14);
legend('AFR', 'f [%]', 'Location', 'best', 'FontSize', 11);
xlim([min(OPR), max(OPR)]);

%% Affichage des résultats
fprintf('\n==== ANALYSE DU RAPPORT AIR/CARBURANT ====\n');
fprintf('Conditions:\n');
fprintf(' - Mach de vol: %.1f\n', M0);
fprintf(' - Température T4: %.0f K (%.0f°C)\n',
T4_cruise, T4_cruise-273.15);
fprintf(' - Bypass Ratio: %.1f\n', BPR);
fprintf(' - Fan Pressure Ratio: %.1f\n', pi_f);
fprintf(' - AFR stœchiométrique: %.1f\n', AFR_stoich);

```

```

fprintf('\nRésultats pour différents OPR:\n');
fprintf('OPR\tAFR\tf[%]\tT3[°C]\tλ\n');
for i = 1:5:n_points
    fprintf('%.0f\t%.1f\t%.3f\t%.0f\t%.2f\n', OPR(i),
AFR(i), f(i)*100, T3(i)-273.15, lambda_air(i));
end

% Analyse du point optimal
[min_f, idx_min] = min(f(f>0));
fprintf('\nConsommation carburant minimale:\n');
fprintf(' OPR = %.0f, AFR = %.1f, f = %.3f%%\n',
OPR(idx_min), AFR(idx_min), min_f*100);

%% Vérification de la faisabilité
fprintf('\n==== VÉRIFICATIONS ====\n');
high_opr_indices = find(OPR > 40);
if ~isempty(high_opr_indices)
    fprintf('Attention: Pour OPR > 40, T3 > %.0f°C\n',
max(T3(high_opr_indices))-273.15);
    fprintf('Cela peut nécessiter un refroidissement du
compresseur.\n');
end

low_lambda_indices = find(lambda_air < 2);
if ~isempty(low_lambda_indices)
    fprintf('Attention: Pour OPR < %.0f, λ < 2 (mélange
riche)\n', min(OPR(low_lambda_indices)));
    fprintf('Risque de combustion incomplète et
d''émissions élevées.\n');
end

```