



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET
POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE MECANIQUE



Mémoire de fin d'étude

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

Option : Energétique

**Etude thermo-énergétique d'un turboréacteur à double
flux (CFM56-7B)**

Présentée par : Nader Yasmine

Sous la direction de :

SEMMAR.D	Professeur	GM,ER, Blida1	Encadrant
YOUS.I	Magistère en	Tassili Airlines	Co-Encadrant
	Aéronautique		

Devant le jury :

TEMMAR.M	Professeur	GM, Blida1	Président
HAMID.AK	Professeur	GM,ER, Blida1	Examineur
BOUMEDENE	Professeur	GM,ER, Blida1	Examineur

Année universitaire : 2021/2022

DÉDICACE

Rien n'est aussi beau à offrir que le fruit d'un dur labeur qu'on dédie du fond du cœur aux personnes qu'on aime et qu'on remercie.

Ce travail est dédié aux personnes les plus chères à mon cœur, Mon père et Ma mère, c'est grâce à leurs soutiens que j'ai pu arriver à ce stade ; je souhaite que ce travail soit à la hauteur de ce qu'ils ont pu faire pour moi

A ma chère sœur qui a toujours été mon pilier et qui m'a soutenu et épauler tous le long de mon parcours

A la famille NADER et TAKARLI

Ainsi qu'à toutes les personnes que j'ai pu rencontrer et qui m'ont aidé de près ou de loin dans mon parcours

Et pour finir je souhaite rendre hommage aux êtres chers que j'ai perdu et que j'aurais aimé avoir à mes cotes : Mes quatre grands parents et surtout a mon oncle le Pr Salah Eddine Nader enseignant et ex-recteur de cette université et qui je suis sure aurait été honoré que je suive ces pats en ayant choisi le département de Génie Mécanique comme lui autre fois. Ce travail est dédié à sa mémoire

Yasmine NADER

Remerciements

Al hamdou li-Allah, qui ma donnée la santé, la force et la volonté pour réaliser beaucoup de choses au-delà de mes capacités normales.

Je tiens tous d'abord à remercier et a montré ma reconnaissance à Mr D.Semmar et à Mr I.Yous qui ont bien voulu superviser et suivre avec attention mon travail malgré les défis et pour leurs grandes patiences et modestie qui donne de l'exemple.

Je tiens aussi à remercier Mr M.Temmar d'avoir accepté de me faire l'honneur de présider le jury de ce mémoire et de bien vouloir l'examiner.

J'adresse aussi mes vifs remerciements à Mr AK,Hamid d'avoir accepté d'examiner ce travail.

Mes très sincères remerciements vont également à Mr M.Zemouri, à Mme N.Dehamchi et à toute l'équipe du département de maintenance de Tassili Airlines.

Tous comme à Mr M.Abada et à Mr O.Abada qui m'ont fait l'honneur de partager avec moi leur connaissance et leurs aide ; A l'équipe du banc d'essai d'Air Algérie.

Et bien évidemment à tous le département de Génie Mécanique de mon université et à Mme N.Bengherbia pour tout leur savoir, leur aide et leur bienveillance envers moi durant toutes ces années

A toutes les personnes que j'ai pu croise et qui m'ont aidé

Yasmine Nader

Nomenclature

Abréviations

BPR : « **Bypass ratio** » ; Le rapport de contournement entre le flux d'air secondaire et le flux d'air primaire dans un TurboFan.

EGT : « **Exhaust Gas Temperature** » ; la température des gaz d'échappement est la température mesurée sur le 2ème étage du LPT. C'est un paramètre clé pour déterminer l'état d'un moteur.

TSFC : « **Thrust Specific Fuel Consumption** » ; La consommation de carburant spécifique à la poussée est la masse de carburant nécessaire pour fournir la poussée nette pendant une période donnée. Il est utilisé pour décrire la carburante efficacité d'une conception de moteur par rapport à la puissance de poussée.

HP : Haute Pression.

BP : Basse Pression.

FAN : Soufflante.

GTR : Groupe Turbo Réacteur.

CFM : Commercial Fan Moteur.

GE : General Electric.

SNECMA : Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteur d'Avion.

B737 : Boeing 737.

LPC : « **Low Pressure Compressor** » ; Compresseur Basse Pression.

HPC : « **High Pressure Compressor** » ; Compresseur Haute Pression.

LPT : « **Low Pressure Turbine** » ; Turbine Basse Pression.

HPT : « **High Pressure Turbine** » ; Turbine Haute Pression.

Burner : (Bruleur) ; Chambre de Combustion.

Data : Donnée

St : Station.

OGV : « **Outlet Guide Vanes** » ; les Aubes Directrices de Sorties sont des profils aérodynamique dans le flux secondaire qui redressent le flux entrant du ventilateur.

IGV : «**Inlet Guide Vanes** » ; les Aubes Directrices d'Entrées sont des profils aérodynamique situés à l'entrée du HPC qui guide le flux d'air entrant ; ces profils aérodynamiques sont réglables être différents régimes de vitesses.

Traductions

Net Thurst : Poussée Nette.

Sp fuel consumption : Consommation Spécifique du Combustible.

Specific Thrust : Poussée spécifique.

Rotor Inlet Temperature : Température d'entrée du rotor.

Stat4 Velocity : Vitesse Stat4.

Burner Exit Temperature : Température de sortie de la chambre de Combustion.

Mass Flow : Débit massique.

Efficiency isentr: Rendement isentropique.

Efficiency polytr: Rendement Polytropique.

Lettres

I : Quantité de mouvement

F : Poussée [N]

\vec{V} : Volume [m³]

S : surface [m²]

H : l'enthalpie [J]

T: température [K]

M: nombre de Mach

a: vitesse du son [m/s]

Cp : chaleur spécifique [J/Kg.K]

Q_f: débit du fuel [Kg/s]

T₀: température total d'arrêt [K]

F_{sp}: Poussée spécifique [N/Kg.s]

P_p: poussée de propulsion [N]

V₀: vitesse au point 0 [m/s]

C_H : consommation horaire [Kg/h]
 C_{sp} : consommation spécifique [Kg/h.daN]
 P_c : puissance calorifique [W]
 P_{ci} : pouvoir calorifique [Kg/KJ]
 P_{th} : Puissance thermique théorique [W]
 P_c : puissance théorique perdu [W]
 P_{tr} : puissance thermique réel [W]
 P : pression [KPa]
 \vec{V} : vitesse absolue [m/s]
 \vec{U} : vitesse relative [m/s]
 \vec{W} : vitesse de rotation à la section considère [m/s]
w : travail [KJ]
 T_t : température total [K]
 T_s : température statique [k]
 P_t : pression total [KPa]
 P_s : pression statique [KPa]
h : altitude [m]
r : constante des gaz [J/Kg.K]
re : richesse équivalente
 N_1 : Vitesse de rotation basse pression [tr/min]
 N_2 : Vitesse de rotation haute pression [tr/min]

Lettres Grecques

λ : taux de dilution
 τ : taux de compression
 \dot{m} : Débit massique du fluide sortant [Kg/s]
 η_{is} : rendement isentropique
 η_{th} : rendement thermodynamique

η_{tr} : rendement thermique réel

η_p : rendement de propulsion

η_g : rendement globale

η_{isc} : rendement isentropique du compresseur

η_c : rendement de la compression

η_{cc} : rendement de la chambre de combustion

η_{tuy} : rendement de la tuyère

γ : rapport de la chaleur spécifique

ρ : masse volumique du fluide [Kg/m^3]

d_{th} : dosage théorique

$d_{réelle}$: dosage réel

$\frac{d}{dt}$: Dérive totale par rapport au temps

$\frac{\partial}{\partial t}$: Dérive partielle par rapport au temps

TABLE DES MATIERES

INTRODUCTION GÉNÉRALE	1
CHAPITRE I : GENERALITE ET ETAT D'ART SUR LES MOTEURS A REACTION.....	2
I.1 INTRODUCTION.....	3
I.2 HISTORIQUE.....	3
I.3 REVUE BIBLIOGRAPHIQUE CONCERNANT LA CONCEPTION DES MOTEURS A REACTION.....	4
I.4 FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR A REACTION.....	5
I.4.1 CYCLE THERMODYNAMIQUE	6
I.4.2 COMPOSITION D'UN MOTEUR A REACTION.....	8
a. Soufflantes (diffuseurs)	8
b. Compresseur.....	9
c. Chambre de combustion.....	10
d. Turbine	11
e. Tuyère.....	12
I.5 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION.....	12
I.5.1 TURBOREACTEURS	12
I.5.2 TURBOSOUFFLANTES.....	14
I.5.3 TURBOMOTEURS	15
I.5.4 TURBOPROPULSEURS.....	16
I.5.5 COMPARAISON DES EFFICACITES PROPULSIVES.....	17
I.6. CONCLUSION.....	18
CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.....	19
II.1 INTRODUCTION	20
II.2 ETAPES PRÉLIMINAIRES DE LA CONCEPTION D'UN MOTEUR À RÉACTION	20

II.3 ETUDE AÉROTHERMODYNAMIQUE DU MOTEUR A RÉACTION21
II.4 EQUATION GOUVERNANTES DES ÉCOULEMENTS À TRAVERS UN TURBORÉACTEUR21
II.4.1 THÉORÈME DE QUANTITÉ DE MOUVEMENT21
II.4.2 EQUATION D'EULER22
II.4.3 EQUATION DE CONTINUITÉ22
II.4.4 NOMBRE DE MACH22
II.4.5 VITESSE DU SON23
II.5 DÉFINITION DES PARAMÈTRES RÉAGISSANT LE FONCTIONNEMENT D'UN TURBORÉACTEUR23
II.5.1 POUSSÉE, POUSSÉE SPÉCIFIQUE ET LA POUSSÉE DE PROPULSION	...23
II.5.1.a Poussée23
II.5.1.b Poussée Spécifique24
II.5.1.c Poussée de propulsion24
II.5.2 CONSOMMATION HORAIRE ET CONSOMMATION SPÉCIFIQUE24
II.5.2.a Consommation Horaire24
II.5.2.b Consommation Spécifique24
II.5.3 TAUX DE DILUTION24
II.5.4 TAUX DE COMPRESSION24
II.5.5 LES PUISSANCES24
II.5.5.a Puissance Calorifique24
II.5.5.b Puissance théorique25
II.5.5.c Puissance thermique réels25
II.5.6 LES RENDEMENTS25
II.5.6.a Rendement thermodynamique25
II.5.6.b Rendement thermique réel25
II.5.6.c Rendement de propulsion25
II.5.6.d Rendement global26

II.6.ELEMENTS D'UN TURBOREACTEUR.....	26
II.6.1 DIFFUSEUR.....	26
II.6.1.1 Grandeur totale entrée d'air parfaite (isentropique).....	26
II.6.1.2 Grandeur totale entrée d'air avec pertes.....	26
II.6.2 COMPRESSEUR.....	27
II.6.2.1 Travail du compresseur.....	28
II.6.2.2 Température totale.....	28
II.6.2.3 Température statique.....	29
II.6.2.4 Nombre de Mach.....	29
II.6.2.5 Pression statique.....	29
II.6.2.6 Masse volumique totales.....	29
II.6.2.7 Masse volumique statique.....	29
II.6.2.8 Travail d'un étage.....	29
II.6.2.9 Taux de compression d'un compresseur.....	29
II.6.2.10 Rendement de la compression.....	30
II.6.2.11 Rendement isentropique du compresseur.....	30
II.6.2.12 L'évolution de différentes grandeurs	30
II.6.3 CHAMBRE DE COMBUSTION.....	31
II.6.3.1 Le dosage.....	31
II.6.3.2 La richesse.....	31
II.6.3.3 Dilution.....	31
II.6.3.4 Température totales.....	32
II.6.3.5 Température statique.....	32
II.6.3.6 Pression Totales.....	32
II.6.3.7 Masse volumique statique.....	32
II.6.3.8 Masse volumique totale.....	32
II.6.3.9 La puissance thermique.....	33

II.6.3.10 Le rendement de combustion.....	33
II.6.4 TURBINE.....	33
II.6.4.1 Triangle de vitesse.....	33
II.6.4.2 Turbine à action et à réaction.....	34
II.6.4.3 Température statique	35
II.6.4.4 Nombre de mach.....	36
II.6.4.5 Pression totale.....	36
II.6.4.6 Pression statique.....	36
II.6.4.7 Masse volumique totale.....	36
II.6.4.8 Masse volumique statique.....	36
II.6.4.9 Travail de la turbine.....	36
II.6.4.10 Le rendement de la turbine.....	36
II.6.5 TUYERE	37
II.6.5.1 Vitesse dejection des gaz.....	37
II.6.5.2 Rendement de la tuyère.....	38
II.7 CONCLUSION.....	38
CHAPITRE III : MODELISATION DU CAS D'ETUDE DU TURBOFAN CFM56-7B.....	39
III.1.INTRODUCTION	40
III.2.DESCRPTION DU LOGICIEL GASTURB14.....	40
III.3.DESCRPTION DU MOTEUR CFM56-7B.....	41
III.4.CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR CFM56-7B.....	43
III.5.FONCTIONNEMENT DU MOTEUR CFM56-7B.....	44
III.6.CONCEPTION GÉNÉRALE.....	45
III.7.MODULE MAJEUR DU MOTEUR DE BASE.....	46
III.8. MODÉLISATION DES DIFFÉRENTES ÉTAPES DU MOTEUR.....	47
III.8.1. DÉCOMPOSITION DU TURBOFAN CFM56-7B	47
III.8.2.HYPOTHESES DE TRAVAIL	48

III.8.3.DONNEES DE CALCULES	49
III.9.CONCLUSION.....	50
CHAPITRE IV : RESULTAT ET DISCUSSION	51
IV.1.INTRODUCTION.....	52
IV.2.CAS DE L'UTILISATION DE LA POUSSE MAX (100%) POINT FIXE).	52
IV.3.DANS LE CAS DE L'UTILISATION DE 75%DE LA POUSSE.....	55
IV.4.CYCLE THERMODYNAMIQUE	62
IV.5. CONCLUSION	63
CONCLUSION GENERALE.....	64
RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE	65
ANNEXES	

Liste des Figures

Figure I.1.Fonctionnement d'un moteur à réaction.....	5
Figure I.2.Cycle thermodynamique d'un moteur à réaction.....	7
Figure I.3.Differentes parties d'un turboréacteur.....	8
Figure I.4.Soufflante d'un moteur a réaction (turboréacteur).....	8
Figure I.5.Description d'un compresseur.....	9
Figure I.6.La chambre de Combustion.....	10
Figure I.7.La turbine.....	11
Figure I.8.Tuyère.....	12
Figure I.9.Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec mono corps.....	13
Figure I.10.Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec double corps.....	14
Figure I.11.Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC.....	14
Figure I.12.Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec Soufflante avant.....	15
Figure I.13.Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec, Soufflante arrière.....	15
Figure I.14.Schéma d'un turbomoteur.....	16
Figure I.15.Schémas d'un Turbopropulseur.....	17
Figure I.16. Comparaison des efficacités propulsives.....	18
Figure II.1.Etapes préliminaire de la conception d'un turboréacteur.....	20
Figure. II.2.Différents station d'un turboréacteur.....	26
Figure .II.3 Stator et rotor d'un compresseur axial.....	27
Figure II.4 Diagramme des vecteurs de vitesses pour un rotor et un stator.....	28
Figure II. 5 Diagramme des triangles de vitesse d'un étage.....	28
Figure II.6 Augmentation de pression dans la grille mobile.....	30
Figure II.7 Rendement isentropique du compresseur.....	30
Figure II.8 Répartition du flux d'air.....	32
Figure.II.9. Diagramme des vitesses d'un rotor et d'un stator d'une turbine.....	33

Figure.II.10 Diagrammes des différents vecteurs de vitesse d'un étage de turbine....	34
Figure.II.11 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à action.....	34
Figure.II.12 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à réaction....	35
Figure.II.13 Comparaison des turbines à action est à réaction (diagramme des vitesses).....	35
Figure.II.14 Refroidissement par filme des aubes de turbine.....	37
Figure .III.1. Le logiciel GazTurb14.....	41
Figure III.2. Distribution des moteurs CFM56-7B sur Boeing.....	42
Figure. III. 3.Vue de coupe du CFM56-7B.....	43
Figure.III.4. conception général.....	45
Figure.III.5. le design des modules.....	46
Figure.III.6.Module majeur du moteur de base.....	47
Figure III.7. Décomposition du turboréacteur avec GazTurb14.....	48
Figure.III.8.Organigramme de calcul du moteur CFM56-7B avec le logiciel GasTurb14.....	50
Figure.IV.1.Variation de la Température Totale et Statique dans le CFM56-7B.....	53
Figure.IV.2. Variation de la pression (statique et totale) dans le CFM56-7B.....	54
Figure.IV.3. courbes de variation des pressions (statique et totale) et des températures (statique et totale) dans CFM56-7B.....	57
Figure.IV.4. Performances en fonction de la poussée nette en accélération.....	58
Figure.IV.5. Performances en fonction de la poussée nette en décélération (75%).....	59
Figure.IV.6.Schemas de Fonctionnement du compresseur BP en décélération.....	60
Figure.IV.7.histogramme des rendements isentropique du moteur dans les 2 cas.....	61
Figure.IV.8.Histogramme des rendements polytropique du moteur dans les 2 cas....	61
Figure.IV.9. Diagramme T-S du CFM56-7B.....	62
Figure.IV.10. Diagramme P-V du CFM56-7B.....	63

Liste des tableaux

Tableau II.1.Variation du nombre de mach.....	23
Tableau II.2.Evolution de différentes grandeurs dans l'étage d'un compresseur axial...30	
Tableau.III.1.Description du CFM56-7B.....	43
Tableau.III.2.Dimension du CFM56-7B.....	43
Tableau.III.3.Performances du CFM5-7B.....	44
Tableau.IV.1. Tableau réduplicatif de l'étude Thermo-énergétique CFM56-7B.....	52
Tableau.IV.2. récapitulatifs des différents paramètres énergétique.....	55
Tableau.IV.3. Récapitulatifs des différents points de fonctionnement à 75%.....	55
Tableau.IV.4. récapitulatifs des différents paramètres énergétique à 75% des performances.....	56

Résumé

Le développement du turboréacteur a été une étape importante dans l'industrie aéronautique. Sa principale caractéristique est de réduire la consommation de carburant et la pollution tout en développant des jets à pousser maximale. La turbosoufflante birotor CFM56-7B est l'un des moteurs les plus utilisés dans le domaine aéronautique mondial, développé conjointement par deux grands industriels, GENERAL ELECTRIC et SAFRAN SNECMA. C'est un moteur d'avion convivial. Ce travail étudie principalement l'aérodynamique et la thermo-énergétique de CFM56-7B au point fixe, au niveau de la mer. Après une introduction aux fondamentaux des turboréacteurs, une description détaillée et une classification des turboréacteurs, nos recherches portent sur la compréhension du fonctionnement de ces turboréacteurs et de l'évolution de leurs paramètres (pression, température, vitesse, débit massique) aux différents organes.

Notre objectif est de mettre à la disposition des futurs chercheurs une référence pour les projets relatifs à la technologie des moteurs à réactions.

Abstract

The development of the turbojet engine was a milestone in the aviation industry. Its main characteristic is to reduce fuel consumption and pollution by developing jets with maximum thrust. The CFM56-7B twin-rotor turbofan is one of the most widely used engines in the global aerospace industry, developed jointly by two major manufacturers, GENERAL ELECTRIC and SAFRAN SNECMA. It is a user-friendly aircraft engine. This work mainly studies the aerodynamics and thermo-energetics of CFM56-7B at the fixed point, at sea level. After an introduction to the fundamentals of turbojet engines, a detailed description and a classification of turbojet engines, our research focuses on understanding the operation of these turbojets and the evolution of their parameters (pressure, temperature, speed, mass flow) in the various components.

Our goal is to provide future researchers with a reference for projects related to jet engine technology.

كان تطوير المحرك التوربيني النفاث علامة فارقة في صناعة الطيران. وتتمثل ميزتها الرئيسية في تقليل استهلاك الوقود والتلوث من خلال تطوير طائرات بأقصى قوة دفع. يعتبر المحرك التوربيني ثنائي الدوار أحد المحركات الأكثر استخدامًا في صناعة الطيران العالمية ، وقد تم CFM56-7B تطويره بالاشتراك مع شركتين رئيسيتين هما جنرال إلكتريك وسافران سنيكما. إنه محرك طائرة سهل عند CFM56-7B الاستخدام. يدرس هذا العمل بشكل أساسي الديناميكا الهوائية والطاقة الحرارية لـ النقطة الثابتة ، عند مستوى سطح البحر. بعد مقدمة لأساسيات المحركات التوربينية ، ووصف مفصل وتصنيف للمحركات التوربينية ، يركز بحثنا على فهم العملية من هذه المحركات النفاثة وتطور معاملات (الضغط ، درجة الحرارة ، السرعة ، التدفق الكتلي) في المكونات المختلفة

.هدفنا هو تزويد الباحثين المستقبليين بمرجع للمشاريع المتعلقة بتكنولوجيا المحركات النفاثة

Mots clés

Moteur à réaction - Turboréacteur- Turboréacteur à double flux- Turbo Fan- Performances énergétiques- Température de fin de combustion- Taux de compression- CFM56-7B.

Introduction Générale

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors de la première et seconde guerre mondiale, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et le plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Le cœur d'un avion est le moteur, c'est un organe très sensible, très complexe et extrêmement chers. Le turboréacteur est la forme la plus complexe d'un moteur d'avion à réaction d'où la nécessité d'une bonne maîtrise de sa conception qui repose elle-même a des calculs délicats.

De nos jours, l'industrie aéronautique est très compétitive. Le succès commercial d'un aéronef dépend fortement de son poids qui doit être allège, du bruit produit par son moteur qui doit être affaibli, de sa consommation de carburant qui doit être compétitive, à la fin des couts d'exploitation et des tarifs de voyage, un facteur qui contribue à atteindre cet objectif est la conception du moteur.

Mais actuellement, l'écologie fait rage, le développement à un enjeu capital. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc le rejet des gaz polluants des avions. Pour cela, les ingénieurs et chercheurs travaillent activement sur ce moteur dans le but de protéger l'environnement.

Notre travail consiste sur l'étude d'un turboréacteur double flux double corps de type CFM56-7B ayant comme objectifs l'analyse des différentes performances énergétiques tel que les rendements et l'influence des différents paramètres comme le taux de compression et la température de combustion, sur ces performances.

Notre travail est divisé en quatre chapitres :

Le premier chapitre contient un bref historique, une revue bibliographique sur l'état de l'art des moteurs à réactions, la classification et la composition des moteurs à réactions.

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

Le troisième chapitre porte sur la modélisation du cas d'étude du turbo fan CFM56-7B et la description de logiciel GASTURB14.

Le quatrième chapitre concerne la présentation des résultats et discussion effectuée au point fixe (Take Off) la variation des paramètres thermo-énergétique à travers les organes du moteur y est présente.

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

I.1 INTRODUCTION:

L'idée d'utiliser les principes physiques de la réaction est attribuée aux chinois au 13^{ème} Siècle. Quoique les premières turbines à vapeur datent du 17^{ème} siècle, les applications pratiques de la réaction (turbines à gaz) ont attendu jusqu'au tournant du 20^{ème} siècle pour réussir efficacement devant les machines dominées par les moteurs alternatifs [1].

La possibilité d'utiliser un jet à réaction avait intéressé les concepteurs d'avions depuis longtemps, mais les faibles vitesses d'avions et l'inconvénient des moteurs à piston pour produire un grand flux d'air nécessaire à la grande vitesse escomptée pour le jet présentaient de nombreux obstacles [2].

I.2 HISTORIQUE:

En 1731, l'anglais John Barber commence à déposer des brevets sur une turbine à gaz à combustion interne, ancêtre du turboréacteur. Son moteur comprend alors un compresseur, une chambre à combustion et une turbine, le tout alimenté par une substance inflammable. Barber ne réussit cependant pas à faire fonctionner son invention car les technologies de l'époque ne permettent pas de générer une puissance suffisante.

Le développement de la turbine à gaz est ensuite retardé par le succès de la turbine à vapeur. Enfin, suite aux travaux du roumain Henri Coandă et du français Maxime Guillaume dans les années 1930, c'est finalement un britannique, Sir Frank Whittle, qui révolutionne le transport aérien avec la propulsion par turboréacteur. Au lieu d'utiliser un moteur à pistons pour comprimer l'air, Whittle choisit une turbine en aval qui se sert de la puissance fournie par les gaz d'échappement, et entraîne ainsi le compresseur. Ce nouveau moteur est plus économe et puissant qu'un moteur à pistons.

Les premiers turboréacteurs sont développés simultanément en Angleterre et en Allemagne. L'Allemand Hans Von Ohain développe le premier moteur à réaction pour la compagnie Heinkel en 1939. Le premier avion à réaction est le Heinkel He-178, utilisé pour le combat. Le premier vol est cependant interrompu à cause d'un oiseau aspiré dans le moteur. La course à l'armement pendant la Seconde Guerre Mondiale permet ensuite d'accélérer la naissance de l'aviation moderne. Les États-Unis et l'Union soviétique rattrapent leur retard à la fin de la guerre, puis la France, auparavant freinée par l'occupation allemande. Les premiers avions civils utilisant des moteurs à réaction apparaissent dans les années 1950. [3]

A partir des années soixante, le moteur à explosion et à hélice fut progressivement remplacé par ce nouveau moyen de propulsion qui a multiplié par plus de deux les vitesses de croisière, tout en permettant aux avions long-courriers d'aller de Paris à New York en vol direct, sans escale. Ce fut l'époque des premiers Boeing 707 et DC8 (à partir de 1958) équipés de JT3C, bruyants et gourmands en carburant, ou de JT3D un

peu plus performants, de la Caravelle de Sud Aviation

(à partir de 1959) avec moteurs RR Avon puis JT8D. A partir de 1970, entrèrent en service les avions propulsés par des moteurs à double flux et à grand taux de dilution, comme les Boeing 747 équipés de JT9D de Pratt&Whitney, qui marquèrent une avancée importante et décisive dans l'épopée de l'aviation civile à réaction.

Du côté militaire, les progrès furent sensationnels. Les enjeux étaient la vitesse maximale (c'est à qui dépasserait le premier la vitesse du son ou ses premiers multiples, en piqué, puis en vol horizontal ou en montée), l'altitude maximale, la capacité d'emport, la discrétion, l'accélération...et la maniabilité. Qui ne se souvient pas des figures dites du cobra exécutées par les avions Russes, MIG 29 et SUKHOI 27 aux salons du Bourget dans les années 90 !

Pour ne pas disparaître, les entreprises qui étudiaient et fabriquaient des moteurs à pistons avant la 2ème guerre mondiale ont du se reconvertir rapidement à ce nouveau type de moteur qu'était le turboréacteur. Les autres ont périclité. Le développement extraordinaire de l'aviation à réaction commerciale a conduit à une forte expansion de cette industrie, mais aussi à une sélection impitoyable. Elle a donné lieu à de nombreux regroupements industriels. En France, par exemple, la société Gnôme et Rhone qui avait absorbé les Moteurs d'Aviation Lorraine, donna naissance à la Snecma en 1945. D'autres sociétés renommées telles que : Hispano-Suiza, TURBOMECA (1938) et MICROTURBO (1961) rejoignirent le Groupe Snecma un plus tard.

Entre les grands industriels restants, pour les principaux avionneurs : Boeing, Airbus...et les principaux motoristes : General Electric, Pratt&Whitney, Rolls Royce, Snecma SA... la compétition est certes sévère, mais les coopérations croisées sont aussi très actives. Dans ces coopérations, la France et la Grande Bretagne, avec Concorde et ses moteurs Olympus 593, puis l'Europe, avec AIRBUS, la France et les USA avec les moteurs CFM 56 de CFMI (50% Snecma-50% GE) et bien d'autres encore sont exemplaires. [4]

I.3 REVUE BIBLIOGRAPHIQUE CONCERNANT LA CONCEPTION DES MOTEURS A REACTION:

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 [5] 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 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

stators 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 les Boeing B-52 et KC-135, ainsi que les Douglas Skywarrior [6].

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 [6].

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 [6].

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 [8].

I.4 FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR A REACTION:

Il existe plusieurs modes d'opération des moteurs à réaction et ce selon le type des composants de la machine, du parcours des gaz à travers la machine et du mode de génération de la poussée. La figure I.1 illustre un moteur à réaction typique. Le moteur à réaction est considéré comme un moteur thermique.

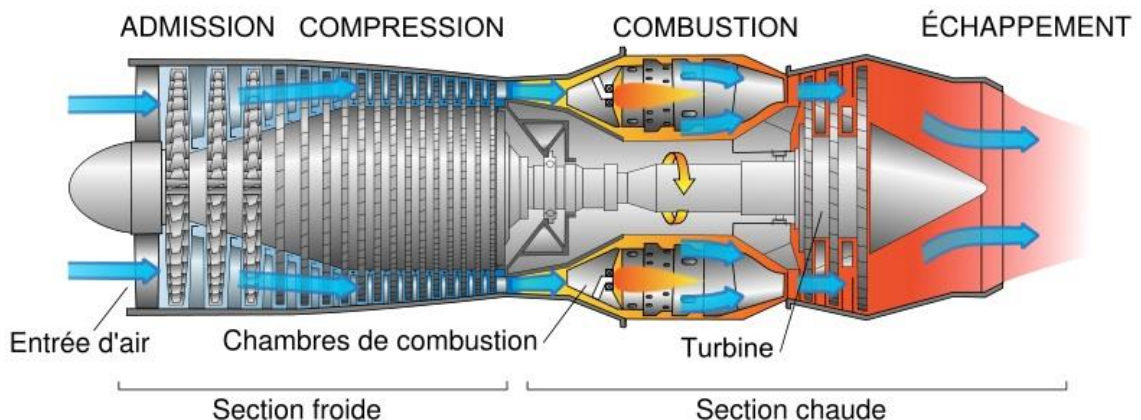


Figure I.1. Fonctionnement d'un moteur à réaction [9].

Il utilise un gaz comme fluide de travail et génère une puissance mécanique et une poussée. Générer une poussée, en particulier, est possible seulement si la vitesse d'échappement du gaz est supérieure à la vitesse à laquelle l'air pénètre dans le moteur. Afin d'accélérer le gaz, l'énergie doit être ajoutée à l'écoulement d'air dans le moteur, qui peut ensuite être convertie en énergie cinétique.

Dans un moteur à réaction, l'augmentation de l'énergie est réalisée en deux étapes consécutives, et par deux éléments creux adjacents. La pression du flux d'air est augmentée dans un compresseur par l'action de la puissance mécanique de l'arbre. Par la suite, l'air comprimé est chauffé dans la chambre de combustion où la température du gaz est fortement relevée.

La première station dans le moteur où le travail est extrait du gaz chaud est la turbine. Comme le gaz se dilate et s'accélère, il fait tourner la turbine. Sorti de la turbine, le gaz est accéléré dans la tuyère d'échappement, où toute de l'énergie thermique utilisable restante est convertie en énergie cinétique.

Souvent, le fonctionnement d'un moteur à réaction est expliqué par analogie au moteur alternatif à quatre temps, Figure I.1. Dans les deux cas, le gaz est traité en quatre étapes connues sous le nom d'aspiration, de compression, de combustion et de détente. La différence fondamentale réside dans le fait que dans le moteur à mouvement alternatif l'ensemble des quatre processus se déroulent dans un même cylindre, alors que dans un moteur à réaction des composants séparés sont affectés à chaque processus, ce qui rend le cycle du moteur continu, par opposition à intermittent dans le moteur à piston.

Le processus d'admission dans le moteur alternatif est comparable à celui du moteur à réaction et la compression, se compare à l'action du compresseur en rotation dans la turbine.

Cependant, le processus de combustion est assez différent. Dans le moteur à mouvement alternatif, la combustion se produit à un volume constant, avec un pic de pression à la position supérieure du piston, tandis que dans la combustion dans un turboréacteur s'effectue à une pression constante. Cela permet de traiter de grandes masses d'air à l'aide d'une chambre de combustion légère et il permet d'utiliser des carburants à faible indice d'octane.

Enfin, lorsque l'on compare la détente du moteur à piston avec celle du moteur à réaction, l'analogie est inadéquate, car les produits d'échappement du moteur à piston ne sont pas utilisables, alors que dans un moteur à réaction, les forces propulsives essentielles résultent du gaz d'échappement. A cet égard, le moteur à piston ressemble plus à un turbomoteur.

I.4.1 CYCLE THERMODYNAMIQUE :

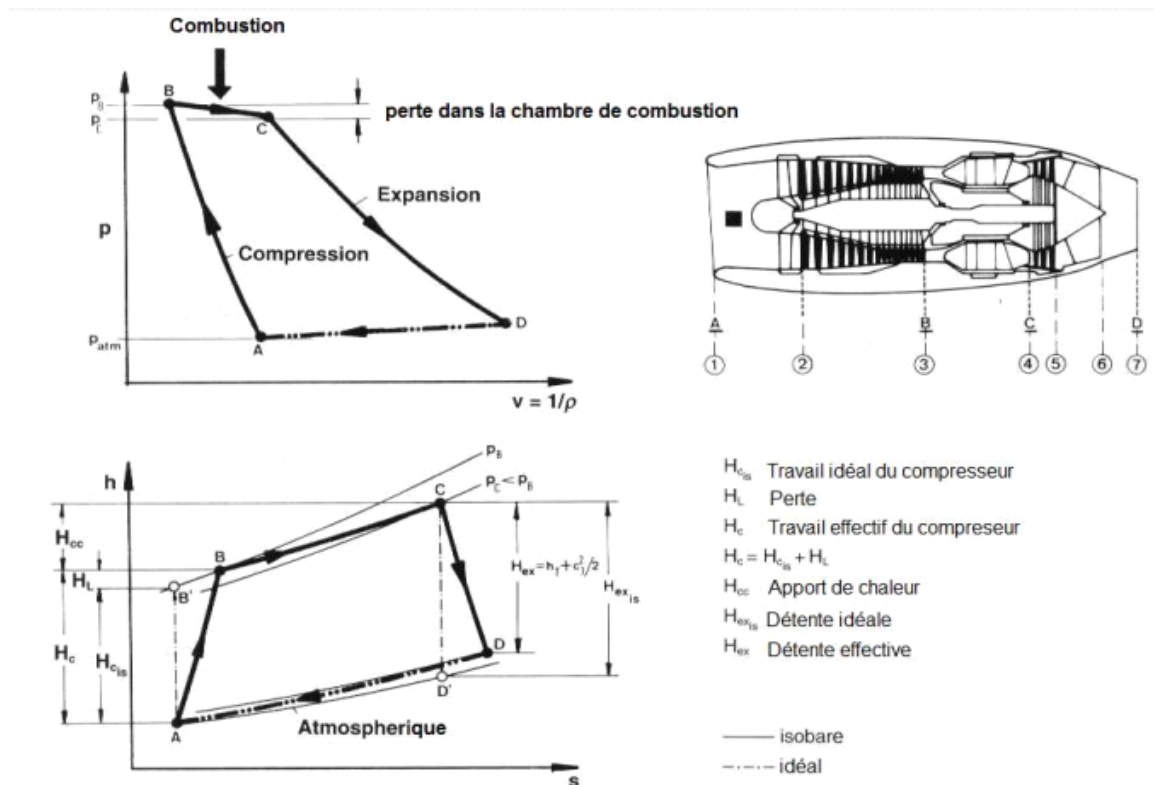
Le changement des paramètres thermodynamiques lors du passage du gaz à travers le

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

moteur, peut être illustré sur un diagramme de Clapeyron p-v, dans lequel la zone délimitée par les quatre courbes est une mesure de la chaleur ajoutée. Cette chaleur génère le travail et la poussée propulsive, Figure I.2.

Une représentation graphique plus commune, cependant, est le diagramme enthalpie-entropie, h-s, où les différentes formes d'énergie (mécanique, cinétique, thermique) apparaissent comme des distances qui rendent l'évaluation beaucoup plus facile Fig. I.2.

Dans les deux diagrammes, le point A indique la condition atmosphérique de l'air qui entre dans le moteur. Le processus de compression est le long de la ligne A-B, au point B indiquant l'état du flux d'air à la sortie du compresseur.



Outre, en raison de la friction du gaz le long du trajet, un travail mécanique supplémentaire doit être dépensé pour atteindre la pression requise (point B) que ce qui aurait été nécessaire si le gaz était idéal (le point B').

La chaleur est ajoutée à l'air comprimé le long de la ligne B-C. une efficacité maximale du processus de combustion nécessite que la pression dans la chambre de combustion soit maintenue constante. En raison de frottement dynamique fluide et de la turbulence, une petite chute de pression se produit toujours dans la chambre de combustion (point C).

La détente dans la turbine et la tuyère d'échappement est le long de la ligne C-D. L'énergie disponible, aussi, est inférieure à ce qui serait possible dans un écoulement

sans frottement

(D').

I.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, d'une tuyère de détente. L'air aspire par l'avant est comprimé, chauffe par la combustion d'un carburant, détendu dans la turbine, rejeté vers l'arrière à grande vitesse à travers la tuyère. Les gaz d'échappement 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 [10]

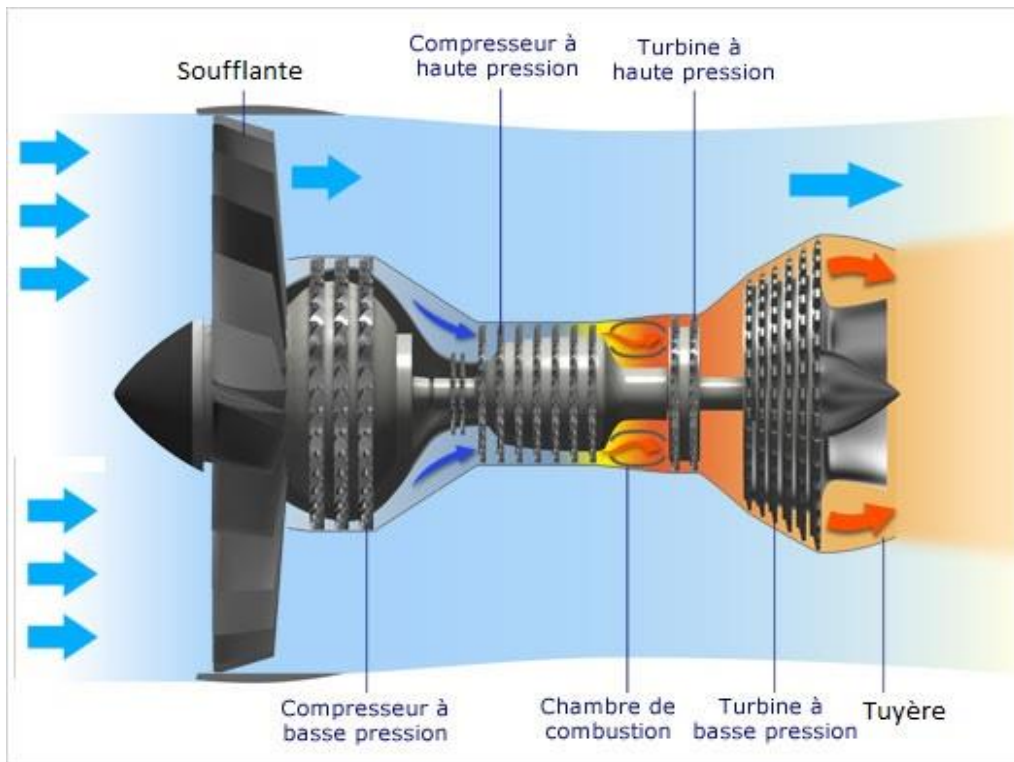


Figure I.3. Différentes parties d'un turboréacteur [11]

a. 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.



Figure I.4. Soufflante d'un moteur à réaction (turboréacteur) [11]

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 [10]

b. 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 une grille d'aubes rotor, les aubes directrices (ou aubes de pré-rotation) n'étant là que pour améliorer le fonctionnement du compresseur dans certaines conditions [4]

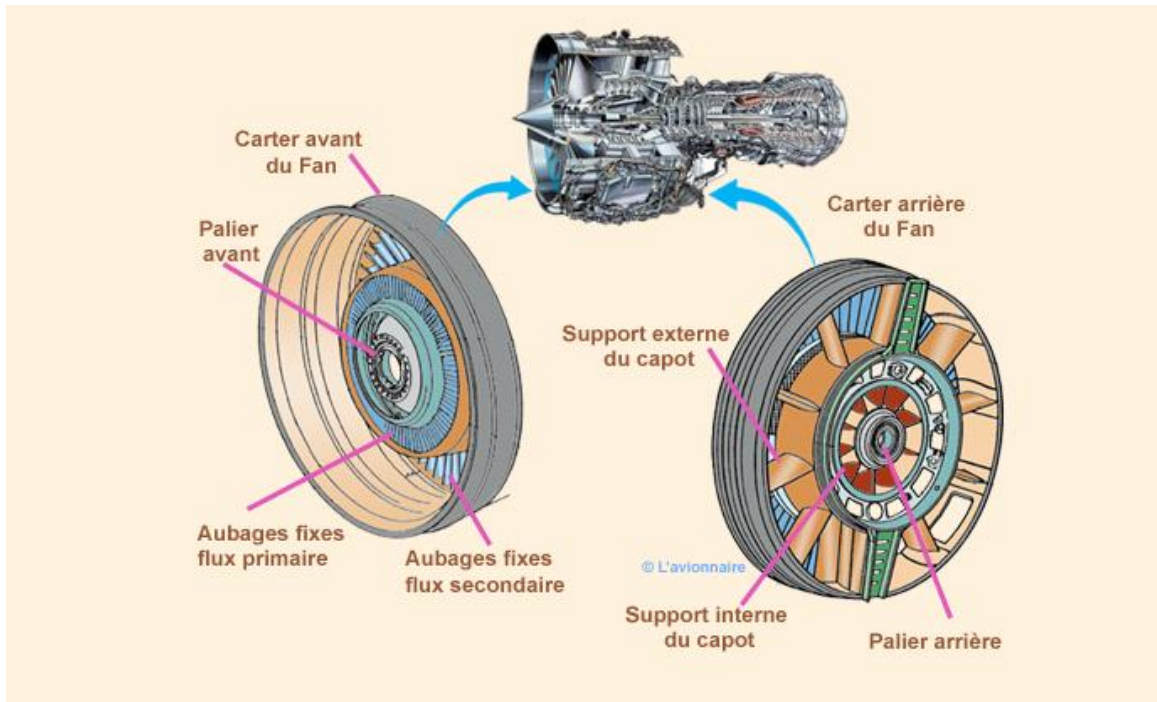


Figure I.5. Description d'un compresseur [12]

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des : vitesse, 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 « axial-centrifuge ».

Afin d'éviter les confusions ou 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 [12]

c. La 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 kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.

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

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.

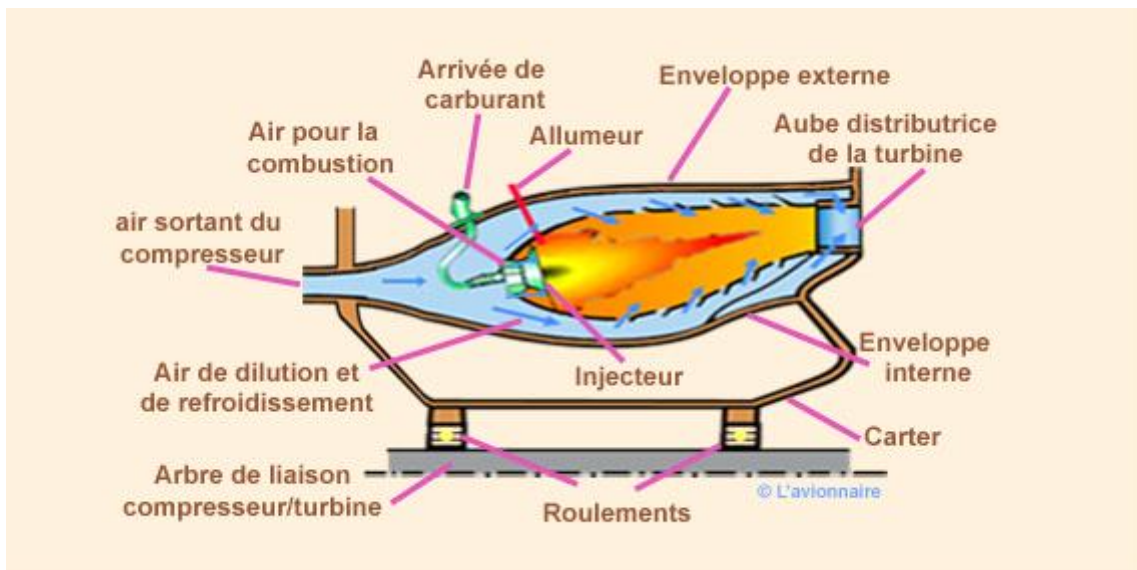


Figure I.6. La chambre de Combustion

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. [12]

d. 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.

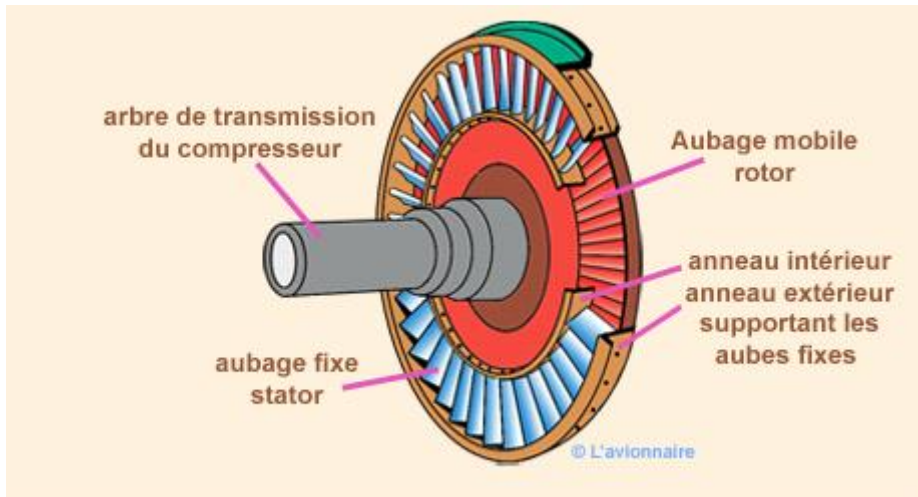


Figure I.7. La turbine

Les composants de base de la turbine sont :

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

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.

e. Tuyère

C'est un dispositif d'échappement qui fait passer les gaz de décharge de la turbine à l'atmosphère et dans la direction requise pour générer la poussée. Les variations de la vitesse et de la pression des gaz d'échappement créent la poussée dans le turboréacteur mais dans un turbopropulseur les gaz d'échappement participent à la génération de la poussée vu que la majeure partie de l'énergie est absorbée par la turbine pour entraîner le propulseur. La conception du dispositif d'échappement, exerce donc une influence considérable sur la performance du moteur.

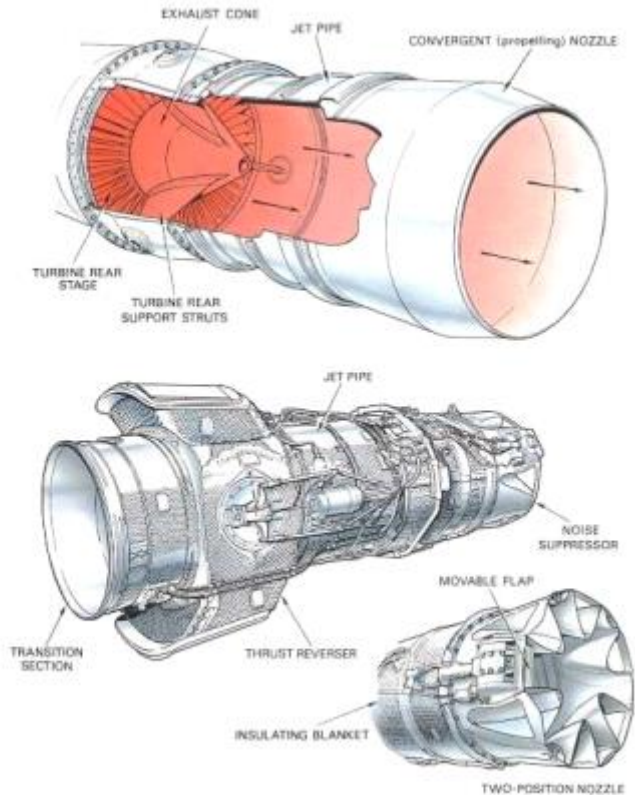


Figure I.8. Tuyère.

I.5 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION

Un moteur à réaction, appelé aussi moteur à combustion, est une machine tournante thermodynamique appartenant à la famille des moteurs à combustion interne dont le rôle est de produire de l'énergie mécanique (rotation d'un arbre) à partir de l'énergie contenue dans un hydrocarbure (fuel, gaz...). Le turboréacteur est une turbine à gaz particulière qui utilise le principe de la réaction pour propulser certains types d'avions rapides.

I.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:

- **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

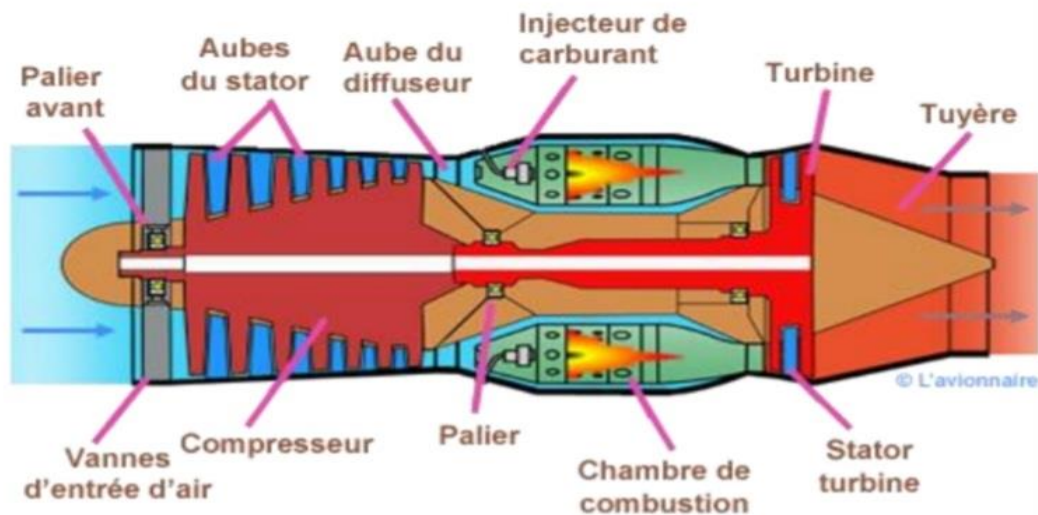


Figure I.9. Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec mono corps

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.

- **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.

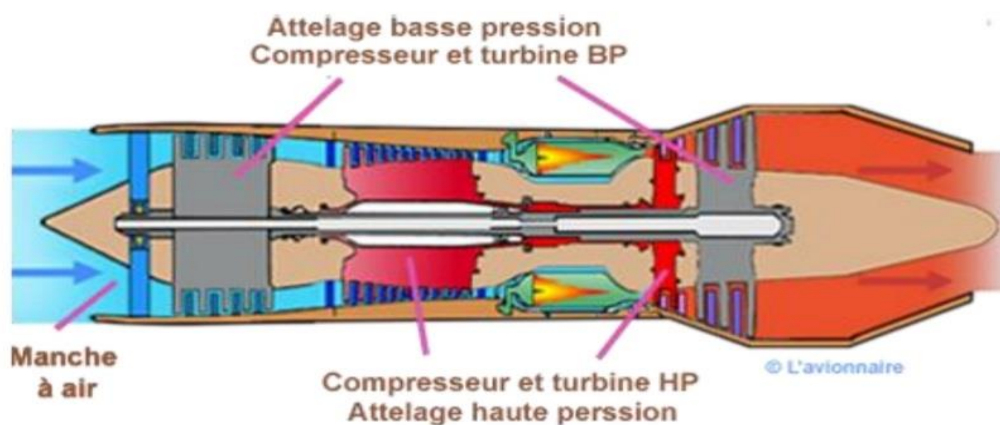


Figure I.10. Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec double corps

Exemple:

JT4A11 de PRATT&WHITNEY

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

Newtons.

- **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.

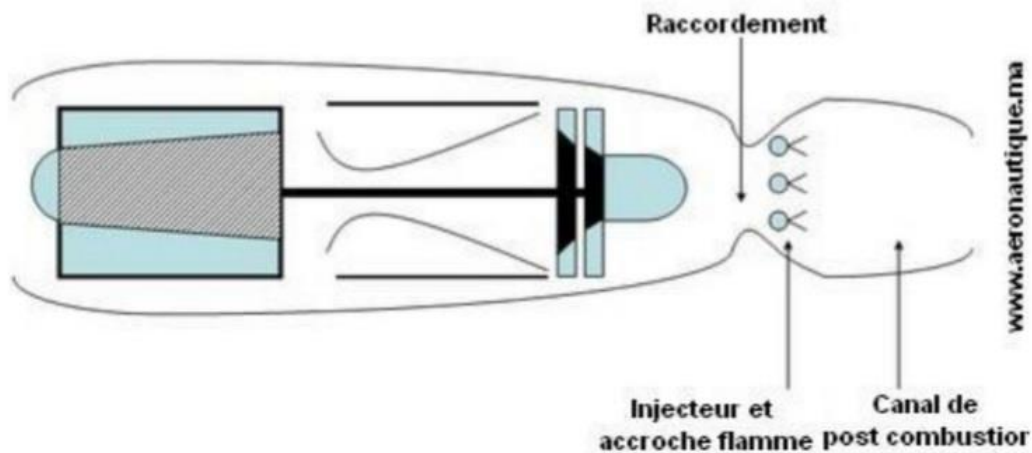


Figure I.11. Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC

Exemple: ATAR 9D

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

I.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.

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 : CF6-50 General Electric

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.

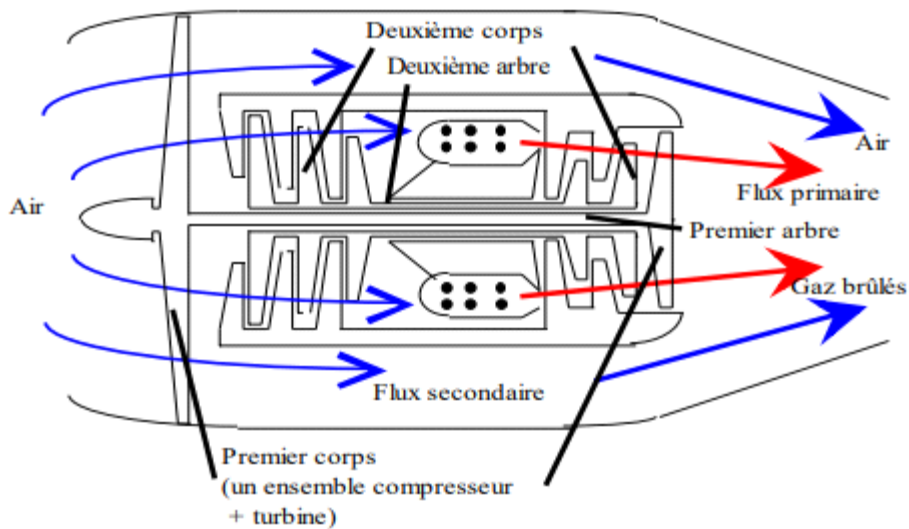


Figure I.12.Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec Soufflante avant

Soufflante arrière:

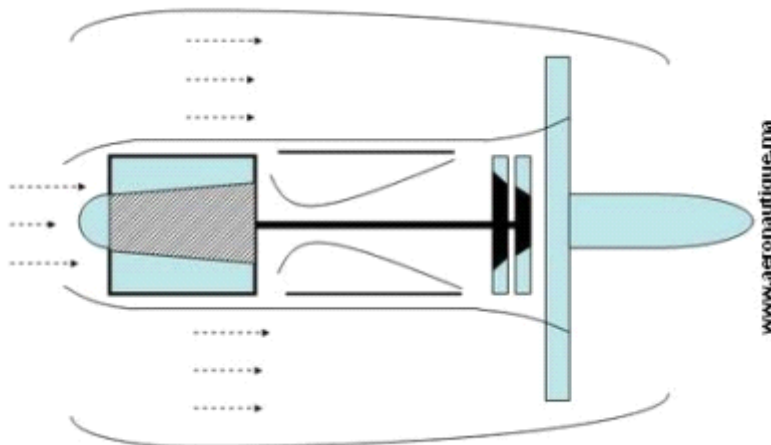


Figure I.13.Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec, Soufflante arrière. [13]

I.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) [14]

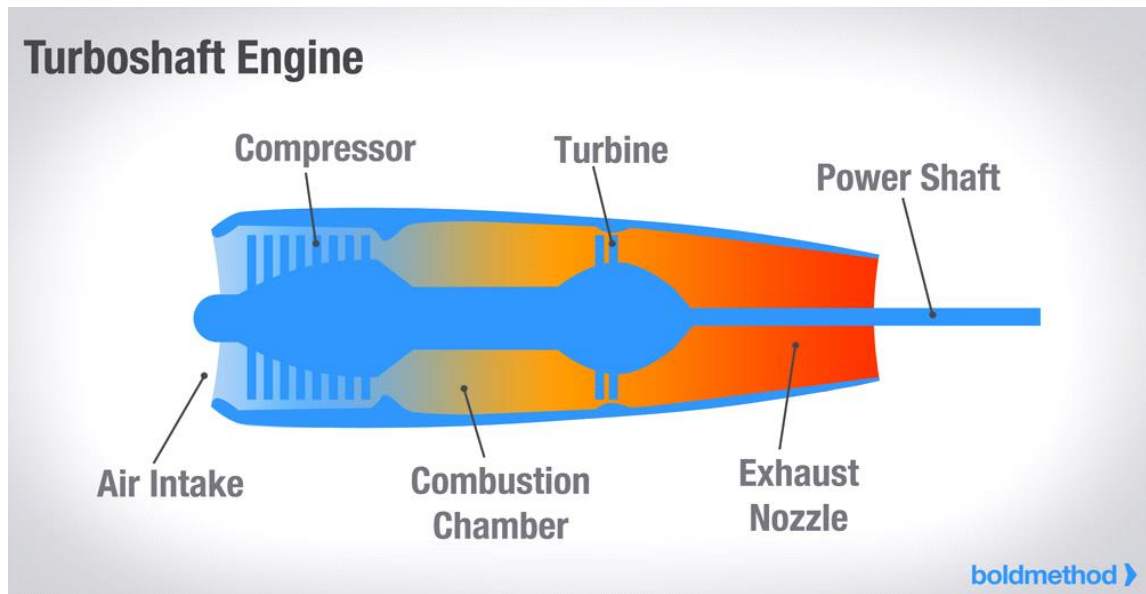


Figure I.14. Schéma d'un turbomoteur [15]

I.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 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.

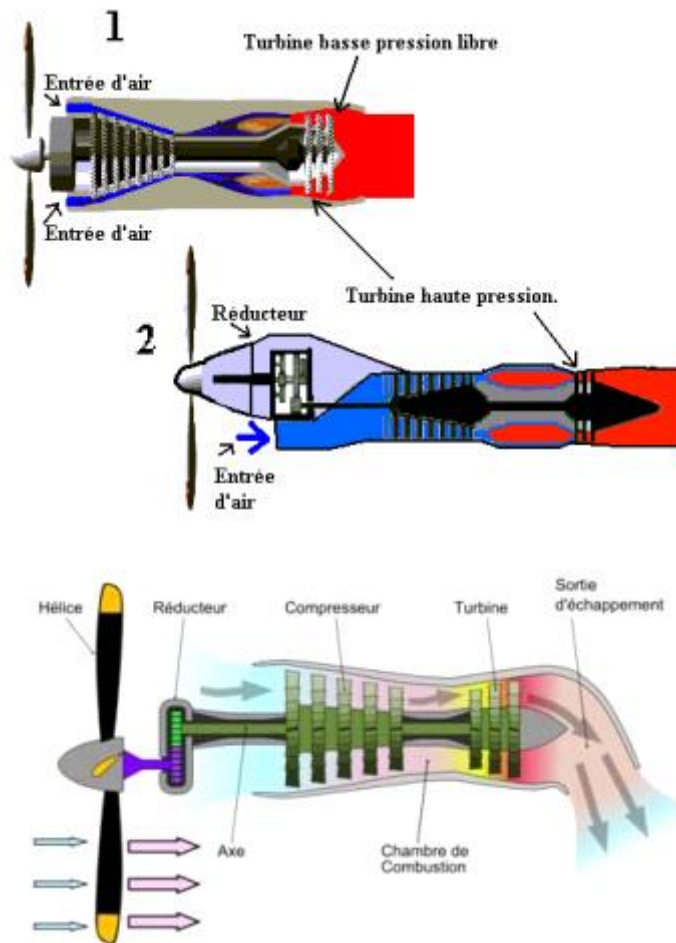


Figure I.15.Schémas d'un Turbopropulseur

I.5.5 Comparaison des efficacités propulsives :

La figure I.15 illustre une comparaison des efficacités propulsives des différents types de moteurs à réaction. Pour des vitesses de vol aux alentours d'un Mach $M = 0.8$ (1000 km/h à une altitude de 11 km) les turbopropulseurs et les turbohélices opèrent à une faible efficacité propulsive puisque cette vitesse est plus importante pour un turbopropulseur et plus faible pour un turbohélice. La lacune opérationnelle entre les deux est comblée par les turbosoufflantes qui présentent de bonnes efficacités à de très hautes vitesses subsoniques de croisière et sont d'un intérêt conséquent pour l'aviation civile et même pour les avions de chasse [1]

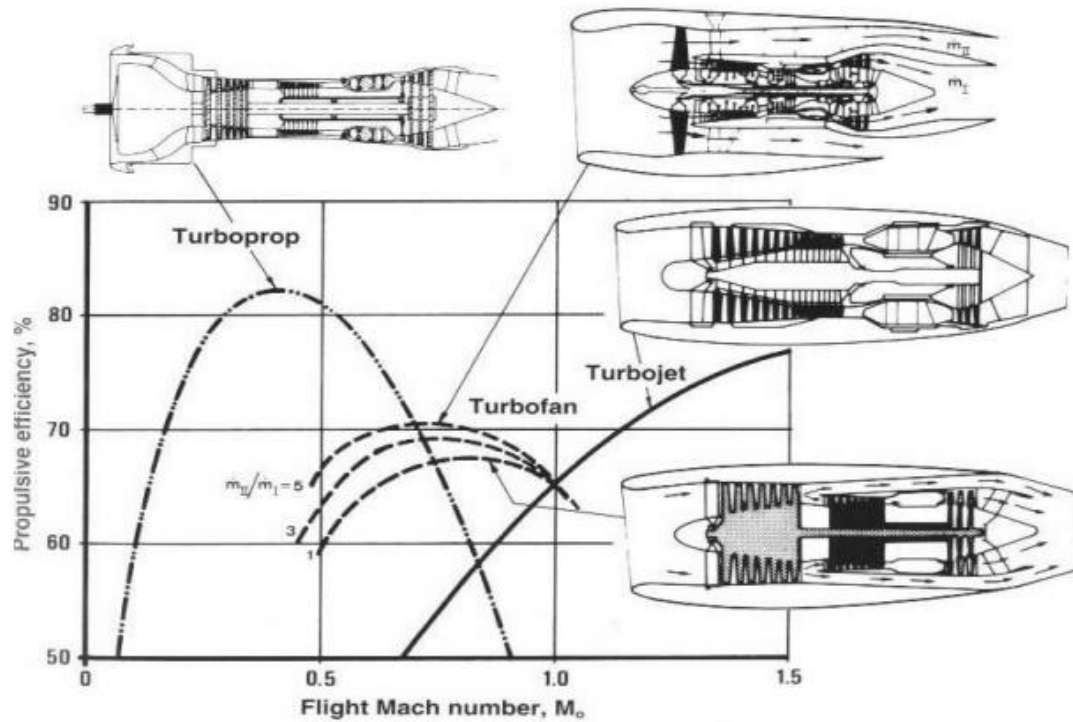


Figure I.16. Comparaison des efficacités propulsives [1]

I.6. Conclusion :

Dans ce chapitre en a fait un bref historique sur le développement des moteurs à réactions ainsi que la classification et la composition de ces derniers.

**CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES
PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.**

II.1.INTRODUCTION.

Les contraintes écologiques et économiques actuelles, forcent les constructeurs aéronautiques à effectuer des travaux de recherche liés aux paramètres fondamentaux et ses applications pour un design d'un moteur à réaction. C'est pourquoi, il est fondamentale de comprendre les processus physiques et chimiques au sein d'un moteur à réaction, permettant l'amélioration des systèmes actuels, mais aussi le développement de nouvelles technologies.

Dans ce chapitre nous allons nous familiariser avec les paramètres mathématiques indispensables pour notre travail

II.2.ETAPES PRÉLIMINAIRES DE LA CONCEPTION D'UN MOTEUR À RÉACTION.

Le processus de conception d'un moteur à réaction commence généralement par une spécification du moteur. Cette spécification peut être soit en raison des exigences présentées par un client pour une commande spécifique, ou par le fabricant lui-même pour répondre à un besoin du marché.

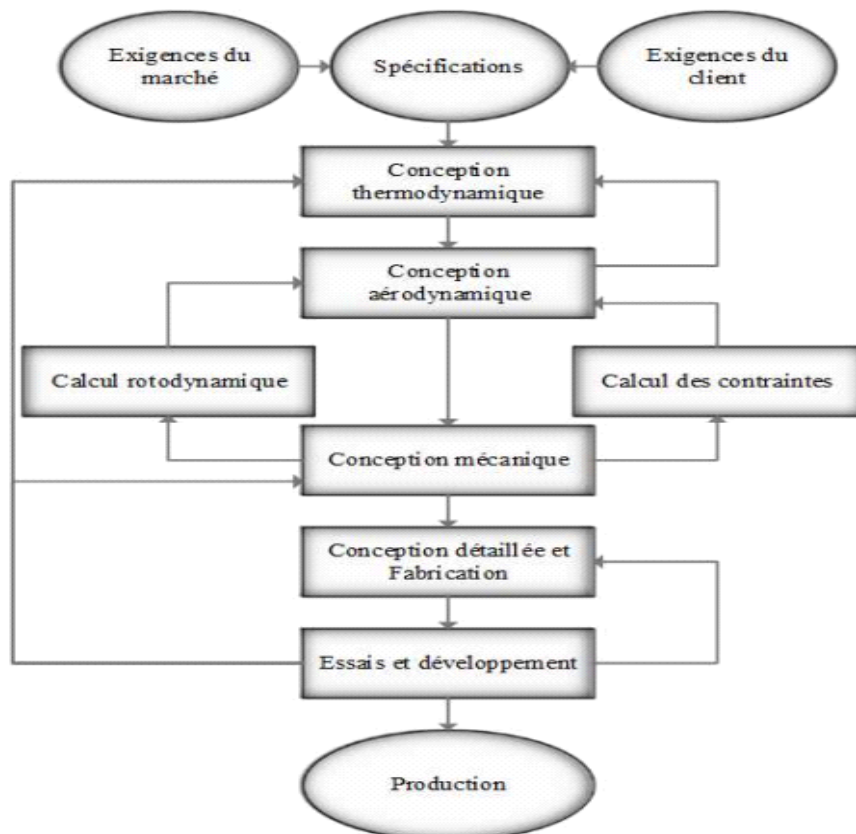


Figure II.1. Etapes préliminaires de la conception d'un turboréacteur.

La première étape dans le processus de conception est :

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

- l'analyse du cycle thermodynamique.
- La configuration du moteur, les paramètres du cycle et de la performance des composants sont sélectionnés et évalués afin de répondre à la spécification donnée.

La deuxième étape une fois les principaux paramètres sont définis par l'analyse thermodynamique est la conception aérodynamique des turbomachines et d'autres composants peuvent commencer sont :

- Le nombre d'étages
- La taille globale
- Les vitesses de rotation
- L'efficacité
- D'autres paramètres aérodynamiques peuvent être déterminés

La troisième étape une fois la forme aérodynamique est déterminée, la conception mécanique des composants peut commencer avec :

- Les propriétés mécaniques, telles que les sollicitations mécaniques et les vibrations évaluées

La **fig. II.1** illustre un diagramme synoptique représentant un procédé de conception générale.

II.3.ETUDE AÉROTHERMODYNAMIQUE DU MOTEUR A RÉACTION.

Le mécanisme de la propulsion par réaction consiste à prélever une grande masse d'air et à la projeter vers l'arrière à une très grande accélération, cette dernière est obtenue par l'apport d'une énergie (inflammation d'un combustible dans l'air prélevé) ce qui résulte la poussée de l'appareil. [16]

II.4.EQUATION GOUVERNANTES DES ÉCOULEMENTS À TRAVERS UN TURBORÉACTEUR.

II.4.1 Théorème de quantité de mouvement

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

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

L'équation générale d'un fluide ou moment permanent non visqueux sont des forces du volume dérivé uniquement d'un champ de pesanteur. [16]

II.4.2 Equation d'Euler

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

L'équation d'Euler est appliqué si l'énergie se conserve pour n'importe qu'elle mouvement d'un fluide. [16]

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

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

$$\frac{d\vec{I}}{dt} \int_v \frac{d\vec{v}}{dt} . dV = \vec{F} c + \vec{P}e \quad (\text{II.4})$$

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

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

II.4.3 Equation de continuité

Elle exprime la conservation de la masse d'une particule de fluide à travers plusieurs sections différents, la masse qui entre doit être égale à la masse qui sort sans ajouter ou enlever de la matière entre l'entrée et la sortie. En effet, en considéré le volume V de surface extérieur S fixe dans l'écoulement. L'équation de la conservation de la masse est écrite sous sa forme intégrale comme suit [16] :

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

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

$$\rho S dv + \rho v dS + v S d\rho = 0 \quad (\text{II.6})$$

II.4.4 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.

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

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

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 [16]

:

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

T_0 : étant la température totale ou d'arrêt.

T : étant la température statique.

II.4.5 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 :

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

II.4.6 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.

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

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 [16] :

Tableau II.1. Variation du nombre de mach

(1)	(M < 1) Subsonique	(M ² - 1) S ↗ V ↘ P ↗ ; S ↘ V ↗ P ↘
(2)	(M > 1) Supersonique	(M ² - 1) S ↗ V ↗ P ↘ ; S ↘ V ↘ P ↗

II.5. DEFINITION DES PARAMETRES REGISSANT LE FONCTIONNEMENT D'UN TURBOREACTEUR.

II.5.1. Pousse, pousse spécifique et pousse de propulsion [17] :

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

II.5.1.a La 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

II.5.1.b Poussée spécifique :

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

$$F_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)} \quad (\text{II.11})$$

II.5.1.c La pousse de propulsion :

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

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

II.5.2 Consommation spécifique et consommation horaire :

II.5.2.a Consommation horaire :

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

$$C_H = 3600 \cdot \dot{m}_f \quad (\text{II.13})$$

II.5.2.b 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.

$$C_{sp} = \frac{C_H}{F} \quad (\text{II.14})$$

II.5.3 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)

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

II.5.4 Taux de compression :

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

$$\tau = \frac{p_s}{p_e} \quad (\text{II.16})$$

II.5.5 Les puissances :

II.5.5.a La puissance calorifique :

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

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

Le CFM56-7b consomme du kérosène qui est caractérisé par son pouvoir calorifique PCI qui est la quantité de chaleur dégagée par la combustion complète d'un kilogramme de jet A1.

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

II.5.5.b 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 perdue sous forme de chaleur a été à la source froide et a pour expression $\dot{m} c_p (T_s - T_0)$

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

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

II.1.5.c Puissance thermique réels :

En réalité le réacteur ne fonctionne pas suivant le cycle théorique il y a 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 représentée par la différence entre la puissance cinétique du jet à 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 :

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

II.5.6 Rendement :

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

II.5.6.a Rendement thermodynamique :

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

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

II.5.6.b rendement thermique réel :

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

II.5.6.c Rendement de propulsion :

Le rendement de propulsion est le rapport de la puissance à puissance thermique réelle.

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th}} \quad (II.24)$$

II.5.6.d Rendement global :

C'est le rendement total du turboréacteur défini comme le rapport de puissance de propulsion à la puissance calorifique. [17]

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_c} = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (II.25)$$

II.6.ELEMENTS D'UN TURBOREACTEUR

Le turboréacteur est constitué des éléments fondamentaux suivants [16]:

- 1-2 Entrée d'air (Diffuseur).
- 2-3 Compresseur.
- 3-4 Chambre de Combustion.
- 4-5 Turbine.
- 5-6 Tuyère.

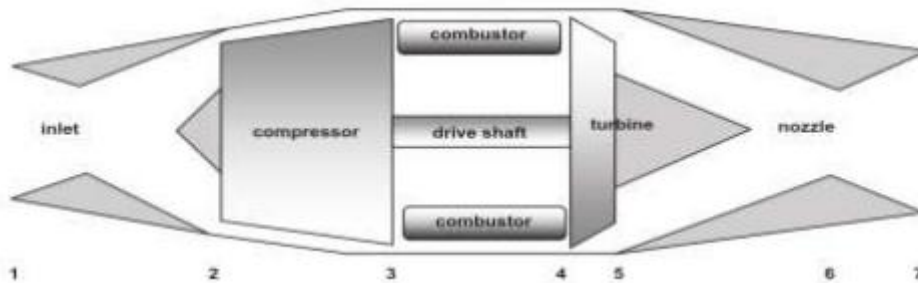


Figure.II.2.Différents station d'un turboréacteur

II.6.1 Diffuseur

Pour connaître l'état d'écoulement à la sortie de l'entrée d'air, il faut d'abord le connaître à l'entrée, il s'agit des conditions ambiante, a vrai dire l'infini amont est caractérisé par les conditions statiques P_1 et T_1

II.6.1.1 Grandeur totales entrée d'air parfaite (isentropique)

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

$$P_{2is} = P_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_1^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (II.27)$$

II.6.1.2 Grandeur totales entrée d'air avec pertes

$$T_2 = T_1 \cdot \left[1 + \eta_{is} \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_1^2 \right) \right] \quad (\text{II.28})$$

$$P_2 = P_1 \cdot \left[1 + \eta_{is} \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_1^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.29})$$

II.6.2 Compresseur

Un turbocompresseur fonctionne en accélérant le fluide, puis convertit l'énergie cinétique en énergie potentielle. L'augmentation de l'énergie potentielle se manifeste par une augmentation de la pression selon l'équation de Bernoulli :

$$\frac{P_2}{\rho} + \frac{1}{2} \cdot V_2^2 + gz_2 = \frac{P_3}{\rho} + \frac{1}{2} V_3^2 + gz_3 \quad (\text{II.30})$$

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.

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

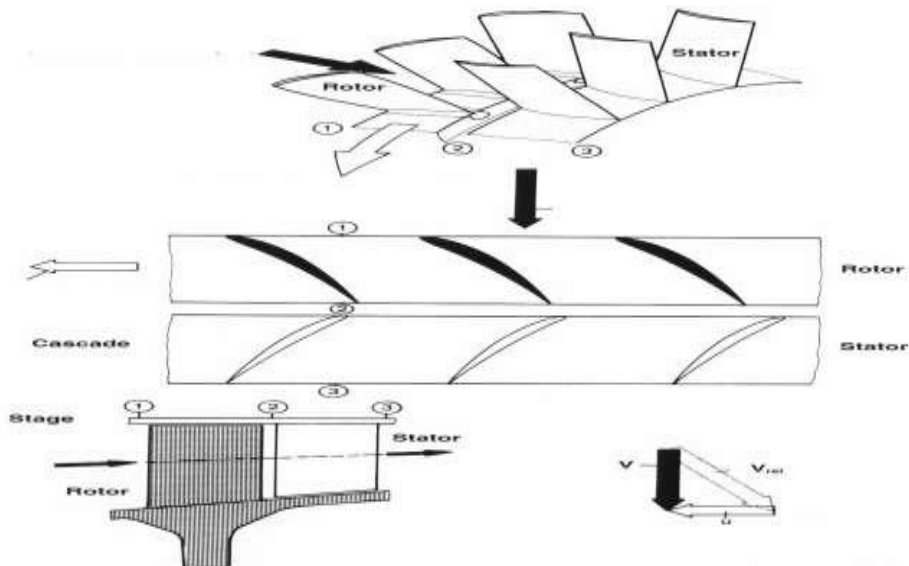


Figure .II.3 Stator et rotor d'un compresseur axial.

A la sortie du premier étage, l'air écoulant 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.

$$\vec{V} = \vec{U} + \vec{W} \quad (\text{II.31})$$

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

\vec{V} : Vitesse absolue. (Observateur fixe)

\vec{U} : Vitesse relative. (Observateur solide de la pièce mobile)

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

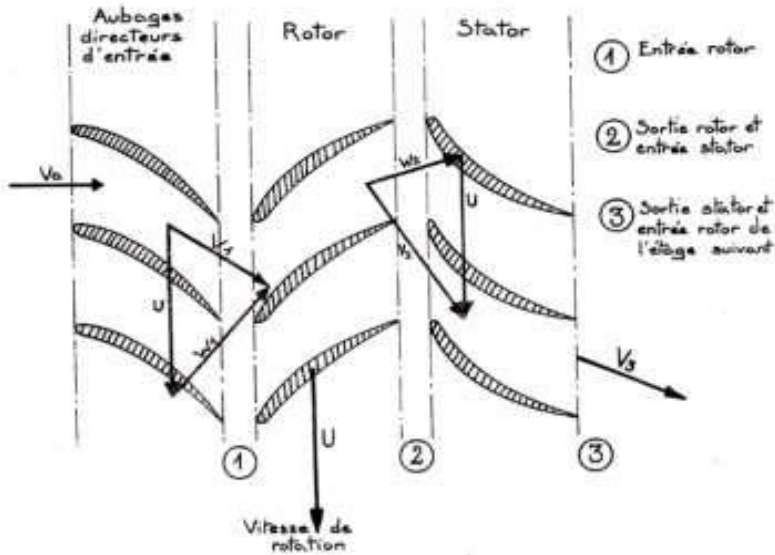


Figure II. 4 Diagramme des vecteurs de vitesses pour un rotor et un stator.

En regroupant les vecteurs de vitesses entrée et sortie rotor nous aurons un diagramme des vitesses :

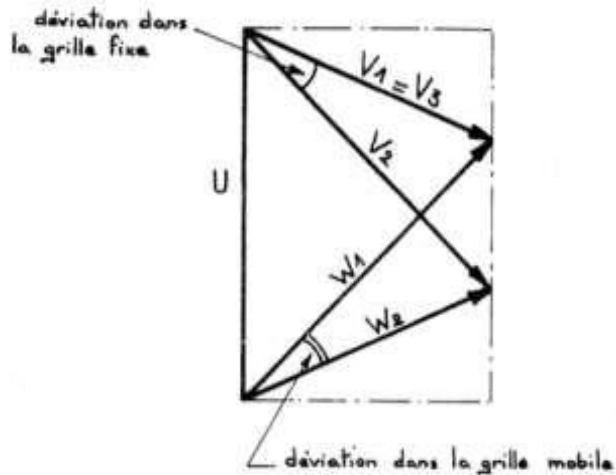


Figure II. 5 Diagramme des triangles de vitesse d'un étage

II.6.2.1 Travail du compresseur :

$$W = U_c \cdot V_c' \quad (\text{II.32})$$

II.6.2.2 Température totales :

$$\Delta T_{tc} = \frac{\Delta H_{tc}}{C_p} \quad (\text{II.33})$$

$$T_{tc3} = T_{tc2} + \Delta T_{tc} \quad (\text{II.34})$$

II.6.2.3 Température statique :

$$T_{sc3} = T_{tc3} - \frac{V^2}{2 C_p} \quad (\text{II.35})$$

II.6.2.4 Nombre de Mach :

$$M_3 = \left[\left(\frac{T_{tc3}}{T_{sc3}} - 1 \right) \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right]^{1/2} \quad (\text{II.36})$$

II.6.2.5 Pression statique :

$$P_{sc3} = P_{tc3} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_3^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} \quad (\text{II.37})$$

II.6.2.6 Masse volumique totales :

$$P_{tc3} = \frac{P_{sc3}}{r \cdot T_{tc3}} \quad (\text{II.38})$$

II.6.2.7 Masse volumique statique :

$$P_{sc3} = \rho_{tc3} \left(\frac{P_{sc3}}{P_{tc3}} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (\text{II.39})$$

II.6.2.8 Travail d'un étage :

Le travail reçu par la grille mobile est équivalent à la somme d'augmentation d'énergie cinétique ($V_2 > V_1$) 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 :

-Augmentation de pression :

$$\frac{P_3 - P_2}{\rho_t} = \Delta W * OH \quad (\text{II.40})$$

II.6.2.9 Taux de compression d'un compresseur :

C'est le rapport entre la pression à l'entrée et à la sortie du compresseur :

$$\tau = \frac{P_{tc3}}{P_{tc2}} \quad (\text{II.41})$$

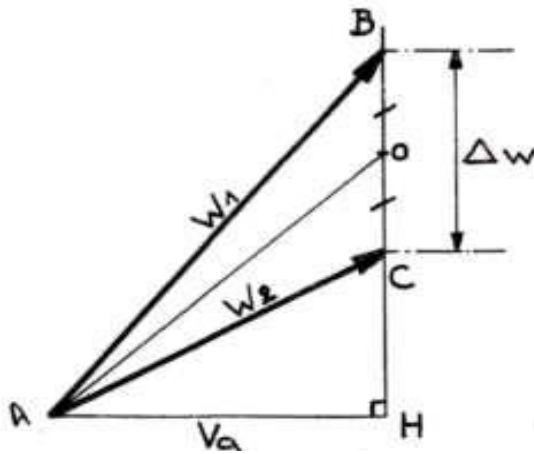


Figure II.6 Augmentation de pression dans la grille mobile.

II.6.2.10 Rendement de la compression :

On va appliquer les mêmes formules de calcul pour les deux compresseurs (BP/HP), car il y a une périodicité des étages.

$$\eta_c = \frac{T_{2is} - T_1}{T_2 - T_1} \quad (\text{II.42})$$

II.6.2.11 Rendement isentropique du compresseur :

Ce rendement est appelée isentropique car il compare la transformation réelle a une transformation isentropique fictive.

$$\eta_{isc} = \frac{\Delta W_{Tis}}{\Delta W_T} = \frac{h_{3is} - h_2}{h_3 - h_2} \quad (\text{II.43})$$

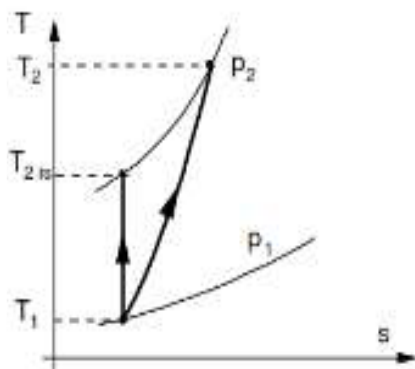


Figure II.7 Rendement isentropique du compresseur.

II.6.2.12 L'évolution de différentes grandeurs :

Tableau II.2 Evolution de différentes grandeurs dans l'étage d'un compresseur axial.

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

	V	W	P
Rotor	↗	↘	↗
Stator	↘	↘	↗

II.6.3 Chambre de combustion

La modélisation de la combustion permet de calculer le débit du fuel (carburant) nécessaire pour atteindre la température de combustion que nous imposons en fonction de la poussée requise et des matériaux utilisés dans la turbine. En théorie, la combustion a lieu à pression constante (isobare) et produit le pouvoir calorifique suivant :

$$P_c = Q_f \cdot P_{ci} \quad \text{(II.44)}$$

II.6.3.1 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 stœchiométrique ($d_{th} = 1/15$)

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

II.6.3.2 La richesse :

C'est le rapport entre d_{th} et d_{reel} :

Si $= 1$ e r : mélange stœchiométrique.

Si > 1 e r : mélange riche.

Si < 1 e r : mélange pauvre.

II.6.3.3 Dilution :

La quantité d'air supplémentaire dépendra du préchauffage requis.

Cependant, en raison des matériaux à 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 kérosène 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.

Ceci a été réalisé en utilisant un tube à flamme (manchon de combustible) avec 36

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

arrangements de chambre de combustion différents pour mesurer la distribution du flux d'air le long de la chambre de combustion

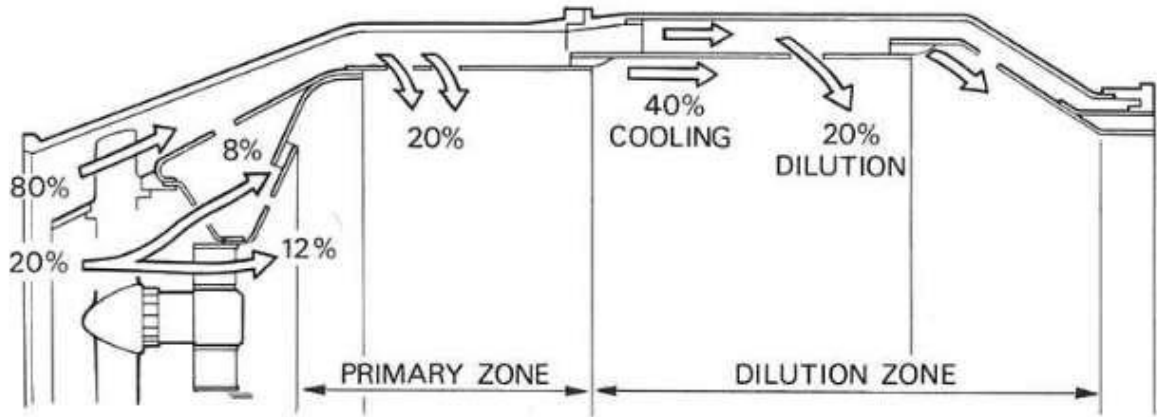


Figure II.8. Répartition du flux d'air.

En appliquant le premier principe de la thermodynamique entre l'entrée et la sortie de chambre de combustion on aura l'expression de la chaleur de combustion suivante :

$$Q_{34} = C_p \cdot (T_4 - T_3) \quad (\text{II.45})$$

$$C_p = (1.077 - 0.618 \cdot (T_t/10^3)^0 + 1.19 \cdot (T_t/10^3)^2 - 1.408 \cdot (T_t/10^3)^3 + 0.551 \cdot (T_t/10^3)^4 - 0.082 \cdot (T_t/10^3)^5) \cdot 10^3 \quad (\text{II.46})$$

$$\Delta H_{cc} = H_4 - H_3 \quad (\text{II.47})$$

II.6.3.4 Température totales :

$$T_{tcc4} = \frac{\Delta H_{cc}}{C_p} + T_{tcc3} \quad (\text{II.48})$$

II.6.3.5 Température statique :

$$T_{scc4} = T_{tcc4} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_4^2\right)^{-1} \quad (\text{II.49})$$

II.6.3.6 Pression Totales :

$$P_{tcc4} = P_{scc4} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_4^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.50})$$

II.6.3.7 Masse volumique statique :

$$\rho_{scc4} = \frac{P_{scc4}}{r \cdot T_{scc4}} \quad (\text{II.51})$$

II.6.3.8 Masse volumique totale :

$$\rho_{tcc} = \frac{P_{tcc4}}{r \cdot T_{tcc4}} \quad (\text{II.52})$$

II.6.3.9 La puissance thermique :

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

$$P_{tr} = (q_{ma} - q_{mc}) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_3) \quad (\text{II.53})$$

II.6.3.10 Le rendement de combustion :

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

$$\eta_{cc} = \frac{(q_{ma} - q_{mc}) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_3)}{Q_f \cdot P_{CI}} \quad (\text{II.54})$$

II.6.4 Turbine

Généralement les turbines utilisées dans les turboréacteurs sont des turbines de type axial.

La turbine axial est un turbine dont l'écoulement suit l'arbre de rotation c'est à dire l'air est détendue dans une direction parallèle à l'axe du moteur.

II.6.4.1 Triangle de vitesse :

A la sortie de la chambre de combustion, les gaz sont déviés par les aubes stators ; les canaux sont donc convergents ($S > s$) et la vitesse augment ($V_2 > V_1$ en valeur absolue). Les gaz pénètrent ensuite dans la grille mobile à une vitesse relative \vec{w}_2 .

$$\vec{V}_2 = \vec{w}_2 + \vec{U}_2 \quad (\text{II.55})$$

En sortant a la vitesse relative \vec{w}_3

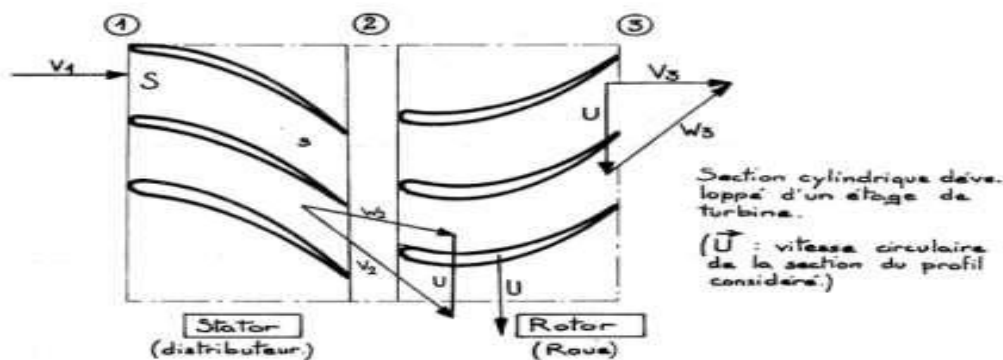


Figure.II.9. Diagramme des vitesses d'un rotor et d'un stator d'une turbine

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES PARAMÈTRES DES MOTEURS À RÉACTION.

La vitesse V_3 absolue à la sortie de la grille mobile ($\vec{V}_3 = \vec{w}_3 + \vec{U}_3$) est sensiblement égale à la vitesse V_1 d'entrée de l'étage (turbine périodique). Le gaz peut de nouveau pénétrer dans un deuxième étage de turbine.

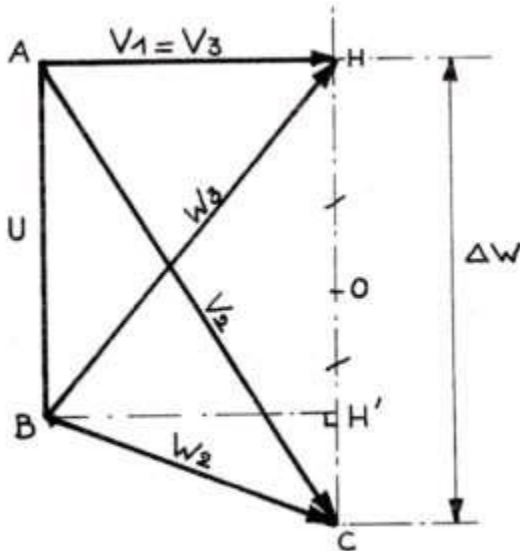


Figure.II.10 Diagrammes des différents vecteurs de vitesse d'un étage de turbine.

II.6.4.2 Turbine à action et à réaction :

Comme le compresseur double corps en trouve aussi des turbines coaxiales indépendantes:

On peut distinguer deux sortes de turbines :

- **Turbine à action**

En effet ces turbines sont dessinées de telle manière que la section du canal constitué par deux aubes successives de rotor soit constante.

L'action de l'étage se résume ainsi :

- Transformation d'une partie de l'énergie de pression des gaz en énergie cinétique dans le distributeur.
- Transformation de l'énergie cinétique en couple dans le rotor.

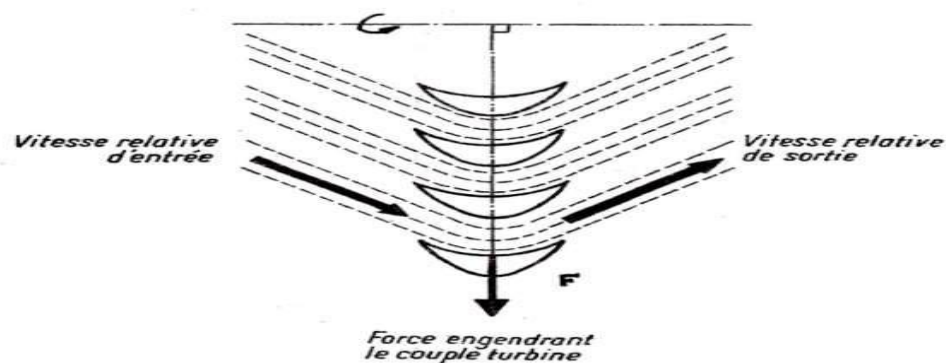


Figure.II.11 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à action.

- **Turbine à réaction**

Dans ce type de turbine, le canal est formé par deux aubages successifs du rotor, constitue un nouveau corps convergent qui prolonge le distributeur (l'angle de déviation à la sortie est plus grand que l'angle formé par la direction des gaz et l'axe à l'entrée).

En conséquent la vitesse relative des gaz augmente pendant la traversée du rotor, ce qui a pour effet de diminuer leur pression.

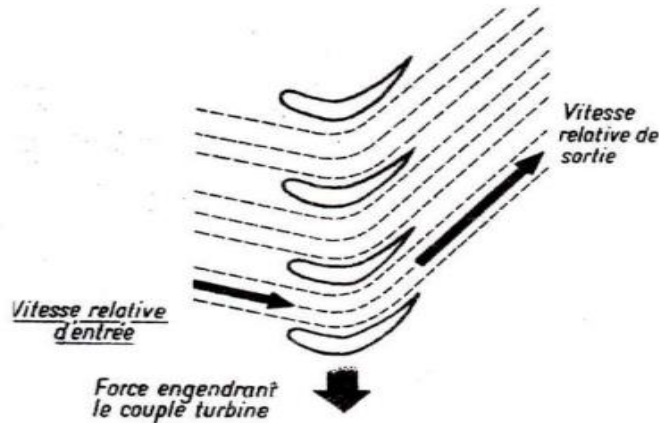


Figure.II.12 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à réaction

- **Comparaison des turbines à action et à réaction**

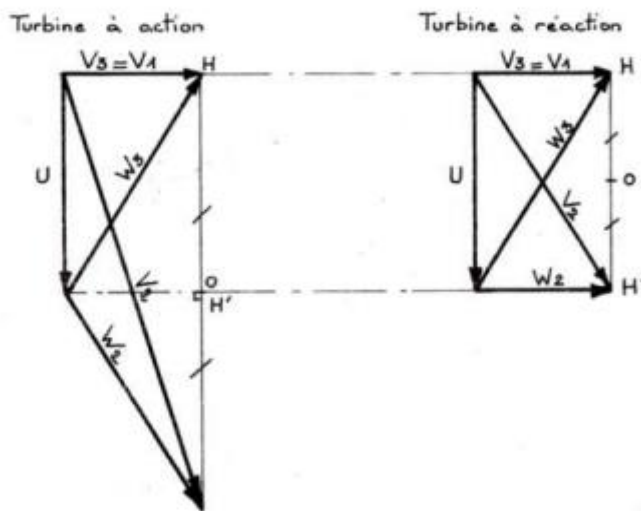


Figure.II.13 Comparaison des turbines à action est à réaction (diagramme des vitesses).

II.6.4.3 Température statique :

$$\Delta T_{sT} = \frac{\Delta T_T}{C_p} \tag{II.56}$$

$$T_{sT} = T_{sT5} + \Delta T_{sT} \tag{II.57}$$

II.6.4.4 Nombre de mach :

$$M_{T4} = \left[\left(\frac{T_{tT4}}{T_{sT4}} - 1 \right) \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right]^{1/2} \quad (\text{II.58})$$

II.6.4.5 Pression totale :

$$P_{tT5} = P_{tT4} \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{II.59})$$

II.6.4.6 Pression statique :

$$P_{sT5} = P_{tT5} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_5^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} \quad (\text{II.60})$$

II.6.4.7 Masse volumique totale :

$$\rho_{tT5} = \frac{P_{tT5}}{r \cdot T_{tT5}} \quad (\text{II.61})$$

II.6.4.8 Masse volumique statique :

$$\rho_{sT5} = \frac{P_{sT5}}{r \cdot T_{sT5}} \quad (\text{II.62})$$

Les étages de deux turbine (HP/BP) sont périodique, on a alors une symétrie des triangles des vitesses ; c'est pour cela qu'on utilise les même formules si dessus.

II.6.4.9 Travaille de la turbine :

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

$$W_{45} = C_p (T_4 - T_5) \quad (\text{II.63})$$

II.6.4.10 Le rendement de la turbine :

$$\eta_T = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5is}} \quad (\text{II.64})$$

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

$$\frac{T_4}{T_{5is}} = \left(\frac{P_4}{P_5} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (\text{II.65})$$

On pose : $\tau = \frac{P_4}{P_5}$ (II.66)

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

$$W_{45} = C_p T_{t4} \eta_T \left(1 - \frac{1}{\tau^\gamma} \right) \quad (\text{II.67})$$

Les contraintes mécaniques et thermiques simultanées favorisent le fluage, qui comprend allongement continu des matériaux soumis à de fortes charges à hautes températures. Contrairement à l'allongement élastique observé à froid, le fluage produit des déformations permanentes. Par conséquent, la résistance au fluage du matériau utilisé la capacité de survie à long terme en fonction de plus ou moins de dommage au réacteur.

Le refroidissement par l'air a longtemps été utilisé pour refroidir les disques de rotor et les pieds d'aube de l'étage de turbine en utilisant de l'air HP pour le refroidissement de la température toujours très haute, il est intéressant d'utiliser une nouvelle technologie de film d'air le long des surfaces extérieures des aubes afin de les recouvrir d'une couche isolante.

L'avantage de ce système est que vous pouvez fournir la quantité exacte d'air dont vous avez besoin dans chaque section du profil, ce qui permet un refroidissement uniforme.

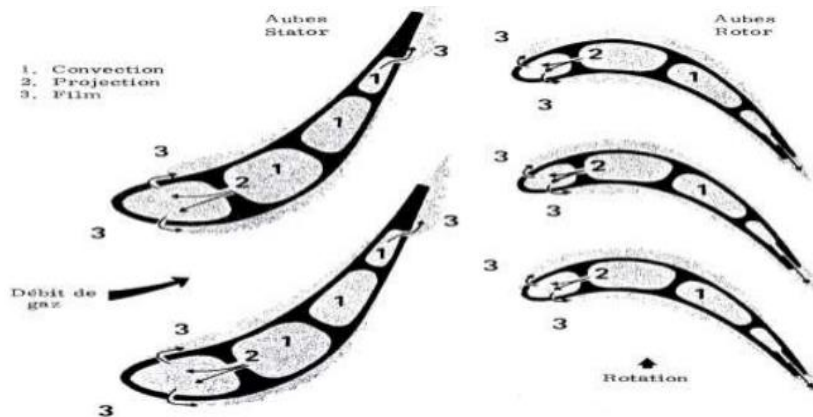


Figure.II.14 Refroidissement par film des aubes de turbine.

II.6.5 Tuyère

Dans la tuyère, chaque molécule de gaz écrasée par la paroi convergente est repoussée (poussée vers l'arrière). Cet effet de compactage augmente la vitesse. La vitesse augmente plus vite que le gaz ne se dilate, mais la buse conserve cet effet de remplissage.

II.6.5.1 Vitesse déjection des gaz :

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

$$C_p \left(T + \frac{v^2}{2C_p} \right) = \text{cte} \quad (\text{II.68})$$

$$\text{D'où : } C_p \cdot (T_5 - T_6) = \frac{V_6^2 - V_5^2}{2} \quad (\text{II.69})$$

$$\text{Et d'autre part : } P_6 = T_6 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (\text{II.70})$$

$$\tau_{\text{tyr}} = \frac{P_6}{P_{\text{atm}}} \quad (\text{II.71})$$

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

$$V_2 = \sqrt{2 C_p T_{t6} \left(1 - \tau_{\text{tyr}}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)} \quad (\text{II.72})$$

II.6.5.2 Rendement de la tuyère :

$$\eta_{\text{tyr}} = \frac{T_5 - T_{6is}}{T_5 - T_6} \quad (\text{II.73})$$

II.7 CONCLUSION

Durant ce chapitre nous avons évoqué les sciences thermodynamiques et aérodynamiques qui expliquent le fonctionnement théorique de chaque composant d'un turboréacteur. Tout en s'intéressant aux transformations en mouvement et en poussée de l'énergie calorifique apportée au moteur.

**Chapitre III : Modélisation du cas d'étude du Turbofan
CFM56-7B**

III.1.INTRODUCTION

Après une étude descriptive du moteur à réaction ainsi que la présentation de toutes les équations permettant de suivre l'évolution thermodynamique des gaz à travers les différentes stations de la machine figurant dans le chapitre précédent (chapitre II)

Le calcul a été effectué sous environnement du logiciel GasTurb14, en utilisant ce programme dans lequel figurant les équations précédant dans son algorithme. De ce fait, il a été jugé inutile de les réexposer.

III.2.DESCRPTION DU LOGICIEL GASTURB14

GasTurb est un programme de cycle de turbine à gaz puissant et flexible qui est accompagné d'outils supplémentaires, à savoir Smooth C, Smooth T, Map Collection et GasTurb Details.

GasTurb est un programme qui donne une vision approfondie et un aperçu de la théorie des performances des turbines à gaz tout en étant facile à utiliser, avec un guidage utilisateur graphique exceptionnellement intuitif (X)

En 2013, la responsabilité du développement du programme a été transférée à la société GasTurb GmbH à Aix-la-Chapelle, en Allemagne. Depuis lors, une équipe d'ingénieurs de performance soutient, maintient et étend les fonctionnalités des programmes. L'Université RWTH-Aachen et l'Institut de propulsion par réaction et de turbomachines du professeur Peter Jeschke sont des partenaires stratégiques de GasTurb GmbH.

GasTurb est un programme de calcul des performances de conception et hors conception des turbines à gaz ; Il permet de :

- simule les types les plus courants d'avions et de turbines à gaz de production d'électricité
- montre les sections transversales du moteur avec la numérotation des stations et le système d'air
- fournit des diagrammes température-entropie, enthalpie-entropie et pression-volume
- prend en compte les corrélations supplémentaires spécifiées par l'utilisateur, qui peuvent être données sous forme de formules ou de tableaux

Constituer de nombreuses versions comme GazTurb 6-10-11-12-13 et 14

Il existe de nombreuses améliorations par rapport aux versions précédentes de GasTurb, à la fois dans l'interface utilisateur et le contenu technique. [18]



Figure .III.1. Le logiciel GazTurb14 [18]

III.3.DESCRPTION DU MOTEUR CFM56-7B

Le CFM56-7B est un turboréacteur double flux double corps avec soufflante produit par CFM INTERNATIONAL, une société commune entre SAFRAN AIRCRAFT ENGINES et GENERAL ELECTRIC. Sélectionné par Boeing comme motorisation exclusive de sa gamme « 737 Next Generation », le CFM56-7B offre alors une poussée comprise entre 87 et 121KN. Grâce à des évolutions importantes sur le corps haut pression et la turbine basse pression. En effet, on a

- **CF** : Signifie **C**ommercial-**F**an
- **M** : Signifie **M**oteur
- **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'avion 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.

Il a été monté en 1996 sur le Boeing 737-800 NG. Il détient près de 59% des ventes sur le marché. Son rôle est de délivrer une poussée à l'avion et d'assurer une puissance de 90KVA aux systèmes accessoires.

La figure suivante montre les différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing B737-600/-700/-800/-900/-BBJ/COMBI/C40A. Le moteur utilisé sur ces types d'avions est le CFM56-7B, dont la poussée s'étend de 19500 à 27300 livres de poussée [19].

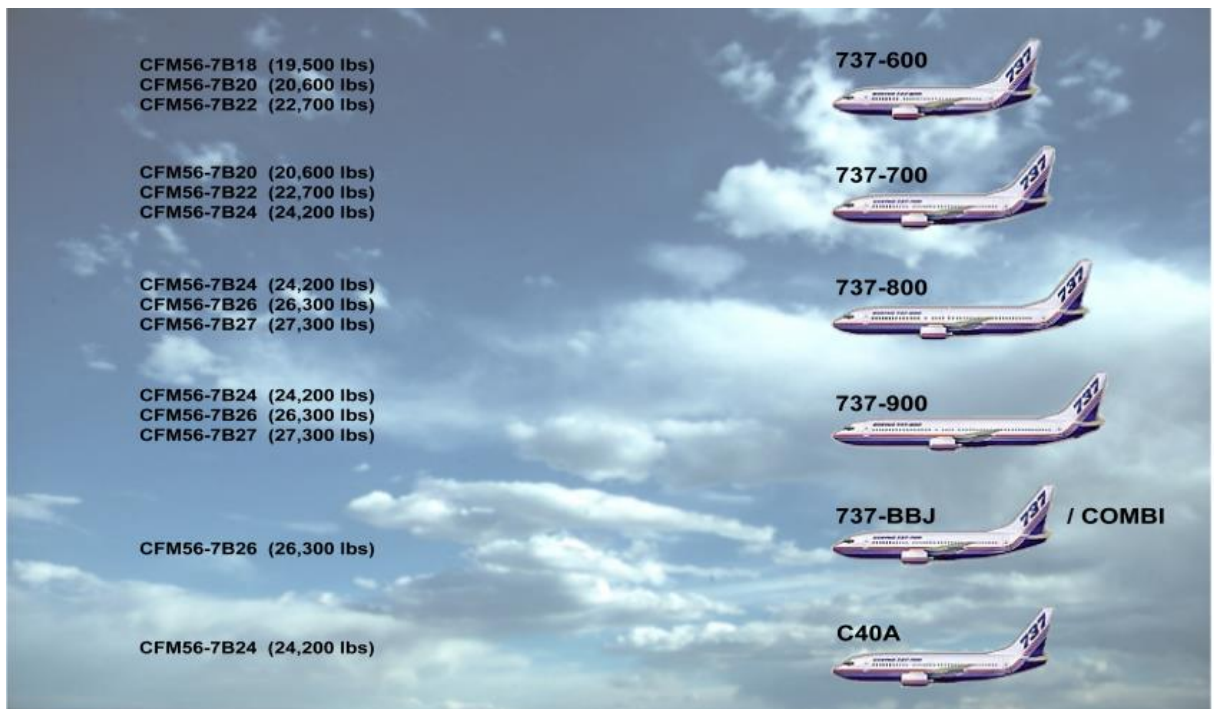


Figure III.2. Distribution des moteurs CFM56-7B sur Boeing

III.4.CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR CFM56-7B

Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B sont [19]:



Figure. III. 3.Vue de coupe du CFM56-7B

Tableau.III.1.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
	HP	Trois étages	
Chambre de Combustion	Annulaire du type SAC (Option DAC)		
	Turbine	HP	Un étage
	BP	Quatre étages	

- **Dimension**

Tableau.III.2.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 (III.3)

Tableau.III.3.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 à plat °F/°C	86/30

III.5.FONCTIONNEMENT DU MOTEUR CFM56-7B

Le moteur CFM56-7B est un moteur à haut by-pass, double rotor, flux axial, turbosoufflante de technologie avancée. Il est soutenu par le pylône de l'aile et rationalisé par des capots.

L'air est aspiré dans l'admission par les pales du ventilateur et séparé par un carénage séparateur en deux voies d'écoulement, le Primaire et le Secondaire.

Le flux d'air primaire traverse la partie interne du ventilateur pales et est dirigé vers un booster (LPC).

Le circuit d'écoulement entre ensuite dans un compresseur haute pression (HPC) et va dans une chambre de combustion. Mélangé au carburant et enflammé, le gaz fournit de l'énergie à une turbine haute pression (HPT) et à une basse Turbine à pression (LPT).

Le flux d'air secondaire traverse la partie externe du les pales du ventilateur, les aubes directrices de sortie (OGV) et les sorties par le conduit d'évacuation de la nacelle, produisant environ 80 % de la poussée totale au décollage. Il joue également un rôle dans l'inverseur de poussée système.

A la puissance statique de décollage, le taux de dilution du moteur est compris entre 5.1:1 et 5.5:1, selon le modèle de moteur, ce qui signifie que le flux d'air secondaire

absorbe entre 5 et 6 fois plus air que le flux d'air primaire. [20]

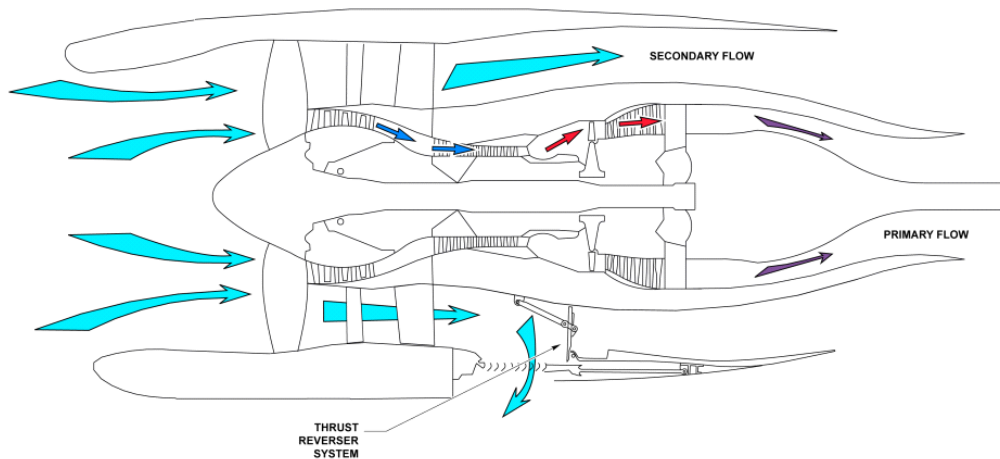


Figure.III.4. conception général

III.6. CONCEPTION GÉNÉRALE

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 [20]

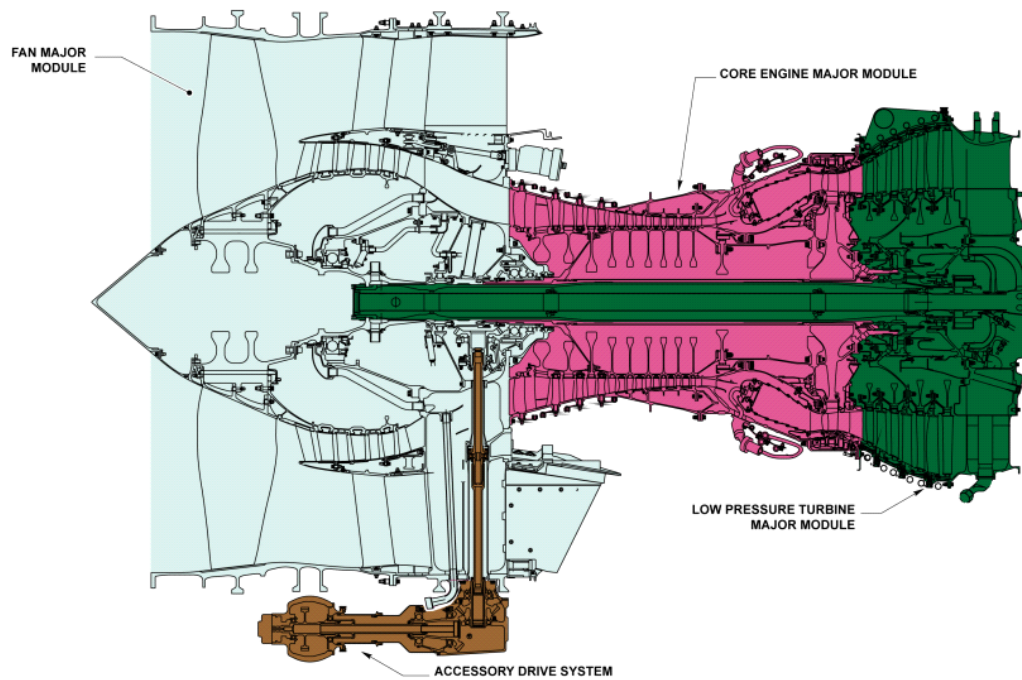


Figure.III.5. le design des modules [20]

III.7.MODULE MAJEUR DU MOTEUR DE BASE

Le moteur principal est un générateur de gaz à haute pression et à grande vitesse qui produit la puissance nécessaire pour entraîner le moteur.

L'air de refoulement du ventilateur est comprimé dans la haute pression Compresseur (HPC), chauffé et détendu dans la combustion chambre. Il est ensuite dirigé par la Turbine Haute Pression (HPT) buses sur le rotor HPT .Energie non extraite du gaz le flux par le rotor HPT est utilisé pour entraîner la basse pression Turbine (LPT), rotors de ventilateur et booster.

L'extrémité avant du noyau est soutenue par la boule n° 3 et roulements à rouleaux, situés dans le châssis du ventilateur.

L'extrémité arrière est soutenue par le roulement à rouleaux n° 4, situé dans l'arbre arrière du rotor HPT.

Le moteur de base se compose des éléments suivants :

- Le HPC :

- Rotor HPC,
- Stator avant HPC,
- Stator arrière HPC.

- La section combustion :

- Carter de chambre de combustion,

- Chambre de combustion.
- **Le HPT :**
- Buses HPT,
- Rotor HPT,
- Enveloppe HPT et buses LPT Stage 1 [19]

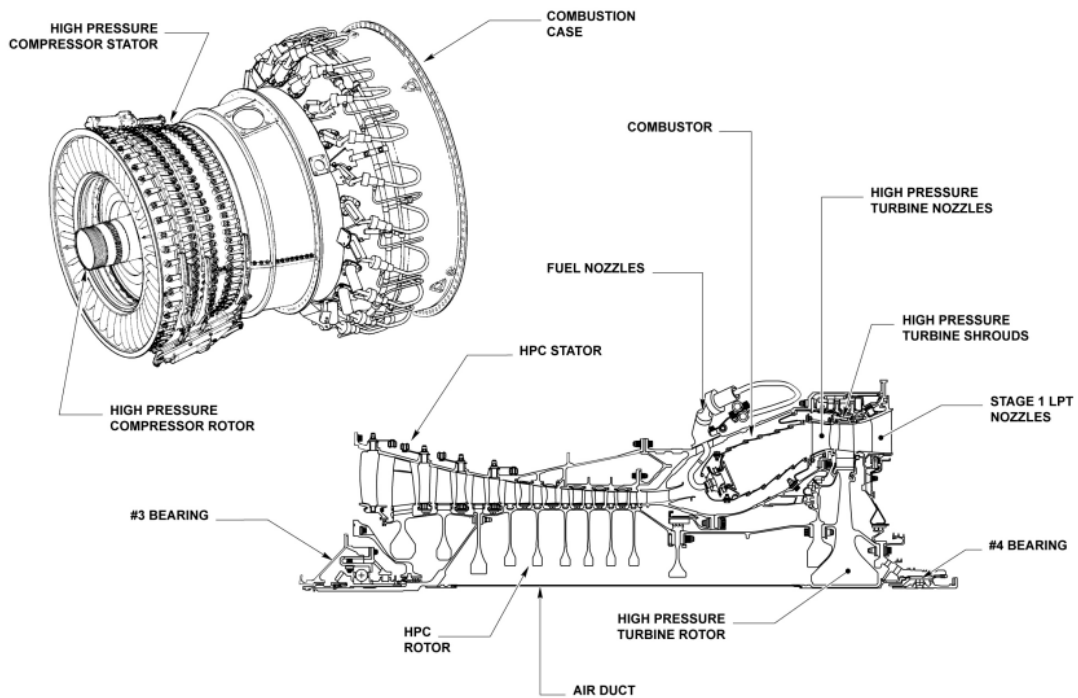


Figure.III.6.Module majeur du moteur de base

III.8. MODÉLISATION DES DIFFÉRENTES ÉTAPES DU MOTEUR

III.8.1. Décomposition du TurboFan CFM56-7B :

Pour les besoins de la modélisation, le turboréacteur a été décomposé en 14 parties distinctes :

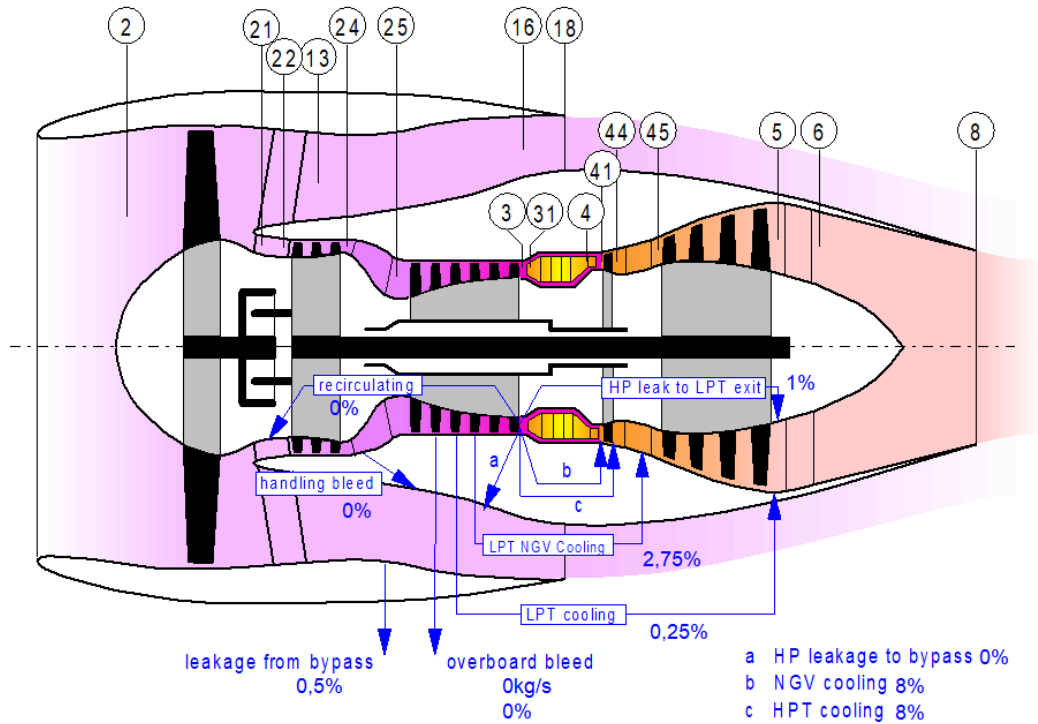


Figure III.7. Décomposition du turbo réacteur avec GazTurb14.

- St2 : entrée du fan
- St22 : entrée du booster
- St24 : sortie du booster
- St25 : entrée du compresseur HP
- St3 : sortie du compresseur HP
- St4 : sortie du bruleur (chambre de combustion)
- St44 : sortie de la turbine HP
- St45 : entre de la turbine LP
- St5 : sortie de la turbine LP
- St6 : sortie des aubes directrices
- St8 : gorge de la buse centrale
- St13 : entre de dérivation
- St16 : sortie de dérivation
- St18 : gorge (corps) de buse de dérivation

III.8.2.Hypothèses de travail :

L'écoulement est considéré :

- Monodimensionnel (selon l'axe de rotation du turbo réacteur) ; en régime permanent (stationnaire) ;
- Comme celui d'un fluide parfait gaz parfait;

- Sans action de forces de volume ;
- Sans rayonnement ;
- Sans transfert de chaleur (adiabatique) ;
- Avec combustion complète, isobare, et adiabatique (calorifugée).

Il est à préciser que les différences d'énergie cinétique ne seront pas négligées.

III.8.3. Données de calculs :

Au take-off, au niveau de la mer l'altitude $h=0$ Alt, Mach $Ma=0$

L'air ambiant aux conditions initiales ISA (International Standard Atmosphere), possède les caractéristiques suivantes :

- Température d'entrée = $T_{t1}=15^{\circ}\text{C} = 288,15^{\circ}\text{K}$
 - Pression à l'entrée = $P_{t1}= 101,325 \text{ KPa} = 14,7 \text{ PSI}$
 - Constante des gaz parfait $r = 287,15 \text{ J/Kg K}$
 - Coefficient isentropique $\gamma = 1,4$
 - Taux de contournement de conception = 6
 - Température de sortie du brûleur (chambre de combustion) 1700°K
 - Pouvoir calorifique du combustible PCI= $43,124 \text{ MJ/Kg}$
 - Nombre d'étages de la turbine HP = 1
 - Nombre d'étages de la turbine LP = 4
- Organigramme de calcul

Les calculs du moteur reposent sur l'organigramme suivant :

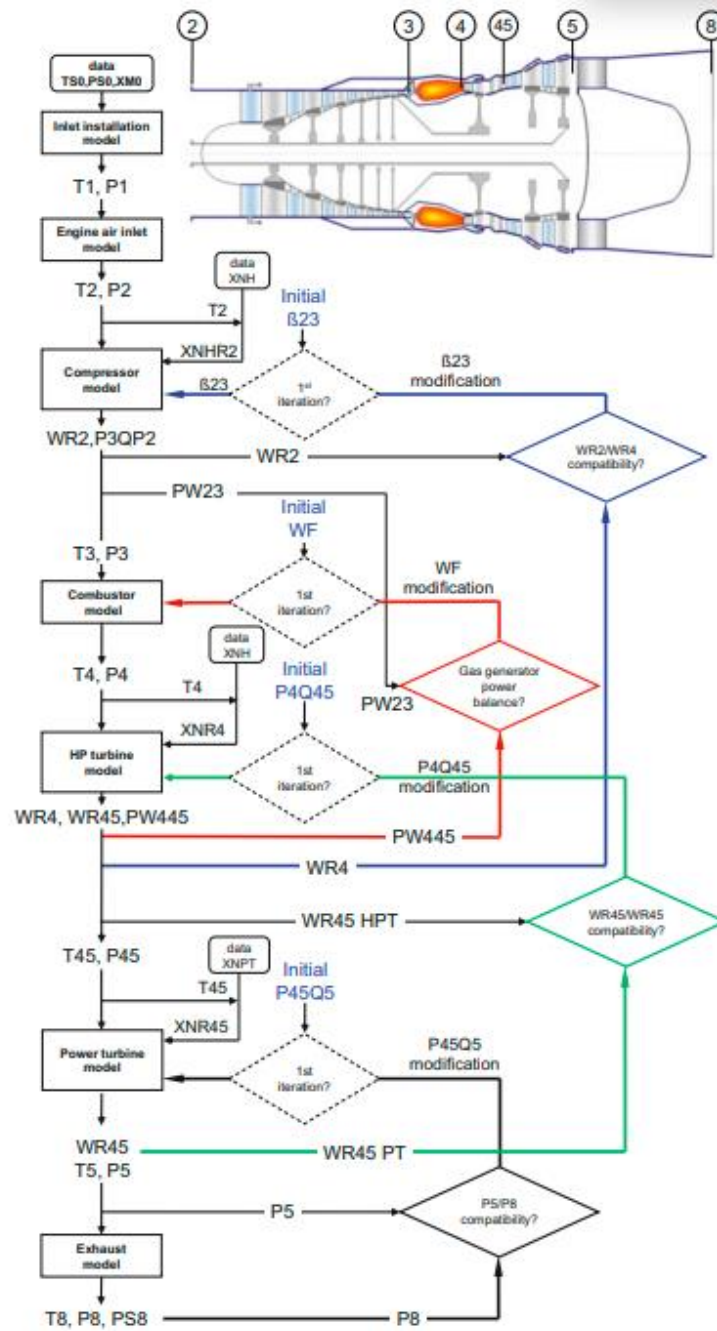


Figure.III.8.Organigramme de calcul du moteur CFM56-7B avec le logiciel GasTurb14. [18]

III.9.Conclusion

Dans ce chapitre, on s'est familiarisé avec le logiciel de calculs et de modélisation GasTurb14 et aussi avec le turboréacteur à double flux le CFM56-7B en résumant le tout dans un diagramme pour comprendre la suite du travail.

CHAPITRE IV : RESULTAT ET DISCUSSION

IV.1.INTRODUCTION

Dans ce chapitre, on va présenter les résultats de notre simulation sur le logiciel GasTurb14 du moteur ainsi que Excel. Cette simulation est faite grâce à l'utilisation du logiciel GasTurb14 et l'introduction de nos paramètres liée au moteur CFM56-7B présent au locos du département de maintenance de la compagnie tassili Airlines ou j'ai us la chance de pratiquer mon stage de 2 mois (du 15/03/2022 au 13/05/2022)

IV.2. CAS DE L'UTILISATION DE LA POUSSE MAX (100%) (POINT FIXE)

Tableau.IV.1.est un récapitulatifs des différents point de fonctionnements du moteur CFM56-7B qui met en valeurs les différentes donnée pour tous ce qui concerne les températures statique et totales, les pressions statiques et totales ainsi que la vélocité, l'aire, la densité , le nombre de mach, les enthalpies, entropies, l'énergies, la constante des gaz, et le rapport air carburant présent dans notre expérience aux différentes stations.

Tableau.IV.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	338,731
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	422121	27678,6	26043	-4827,97
Entropy Function @ T		-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		-0,36264	-0,044752	0,929219	0,92922	4,04857	6,79304	4,91405	4,93284	3,34219	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

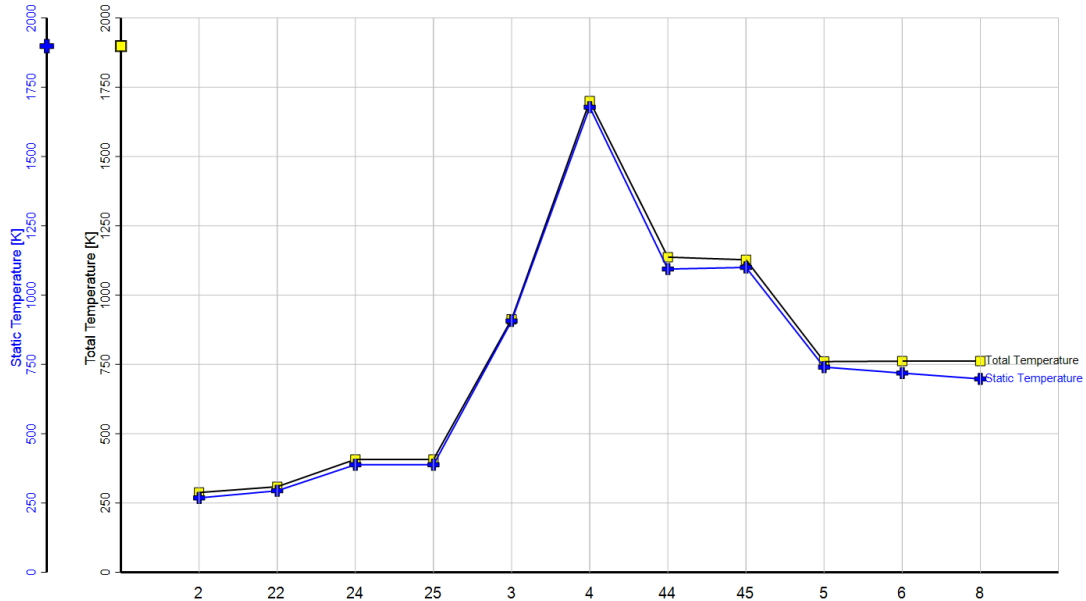


Figure.IV.1. Variation de la Température Totale et Statique dans le CFM56-7B

La figure.IV.1. Montre l'évolution des deux températures statique et totale le long du moteur, leur variation reste pratiquement identique tout le long du moteur avec une accentuation à la sortie de la turbine BP (point St5) et la tuyère (point St6) du fait de la conversion du potentiel thermique en énergie cinétique.

On remarque une légère augmentation des températures (statique et totale) entre l'entrée du diffuseur et la sortie du compresseur BP (du point St2 au point St25) ; elle passe à une valeur maximale au niveau de la chambre de combustion (point St4), ensuite une brusque chute dans un seul étage de la turbine HP du au refroidissement et au travail fournie au compresseur HP, pour continuer à baisser jusqu'à la sortie de la tuyère.

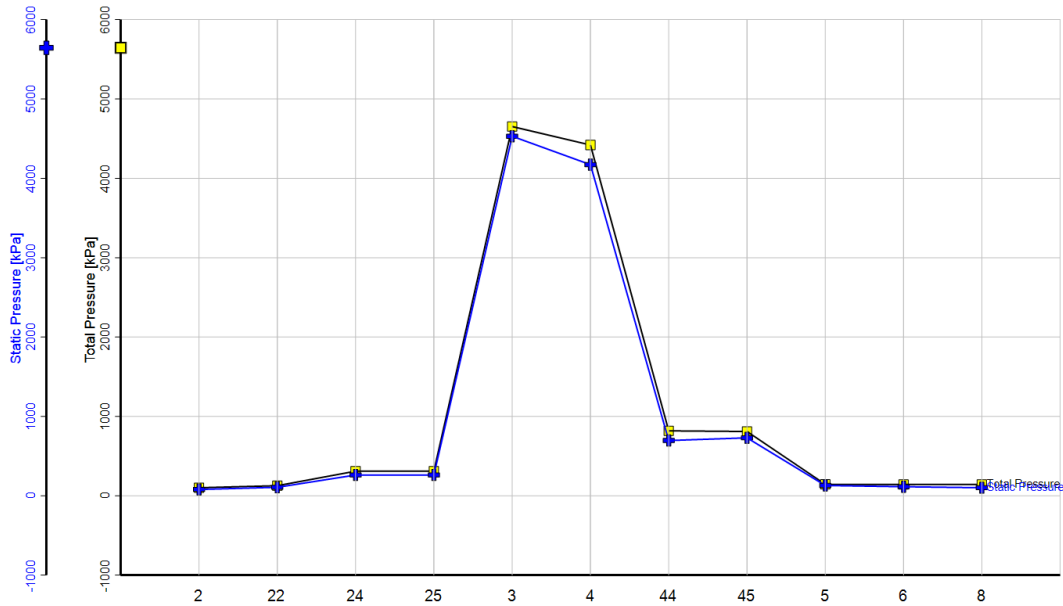


Figure.IV.2. Variation de la pression (statique et totale) dans le CFM56-7B

Pour les pressions dans la figure.IV.2, on observe que les pressions augmentent de la même façon, mais contrairement aux températures, les pressions atteignent leurs valeurs maximales à la sortie du compresseur HP (point St3). Ensuite, il y a une légère chute de pression au niveau de la chambre de combustion; la grande partie de la détente qui se fait au niveau de la turbine HP (point St44/ une importante chute de pression), à la sortie de la tuyère les pressions auront la valeur de la pression atmosphérique puisque la tuyère fonctionne en régime adapté (du point St5 au point St8).

On se qui concerne le tableau .IV.2, il s'agit d'un tableau qui décrit les principaux paramétré énergétique comme la poussée spécifique, les différents rendements (isentropique/ polytropique) et les différents taux de compressions qu'on peut avoir après exécution de plusieurs itérations pour arriver à définir les valeurs de convergence.

CHAPITRE IV : RESULTAT ET DISCUSSION

Tableau.IV.2. récapitulatifs des différents paramètres énergétique

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

IV.3.DANS LE CAS DE L'UTILISATION DE 75%DE LA POUSSE

Tableau.IV.3.est un récapitulatifs des différents point de fonctionnements du moteur CFM56-7B à 75% de ces capacités. Les mêmes données sont présentées que pour le cas à 100%.

Tableau.IV.3. Récapitulatifs des différents points de fonctionnement à 75%

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	105,065	102,839	101,325	113,639	112,362	101,325
Velocity	m/s	93,8822	71,2019	115,544	115,543	104,711	200,676	248,576	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	4,17855	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

CHAPITRE IV : RESULTAT ET DISCUSSION

Le tableaux.IV.4.met en évidence les paramètres énergétiques étudiés en décélération dans les différences stations proposé pour le type de moteur.

Tableau.IV.4. récapitulatifs des différents paramètres énergétique à 75% des performances.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s				
amb		288,15	101,325		FN	=	42,09 kN	
2	245,500	288,15	101,325	245,500	TSFC	=	7,6221 g/(kN*s)	
13	218,935	305,64	121,837	187,521	WF	=	0,32081 kg/s	
21	26,565	294,88	108,983	24,985	s NOX	=	0,4101	
22	26,565	294,88	108,983	24,985	P5/P2	=	1,0610 EPR	
24	26,565	336,52	167,920	17,323	Core Eff	=	0,3289	
25	26,565	336,52	167,920	17,323	Prop Eff	=	0,0000	
3	25,768	677,45	1610,871	2,485	BPR	=	8,2415	
31	21,252	677,45	1610,871		P2/P1	=	1,0000	
4	21,573	1217,73	1525,913	2,945	P3/P2	=	15,90	
41	23,698	1172,19	1525,913	3,174	P5/P2	=	1,0610	
43	23,698	834,97	306,412		P16/P13	=	0,9957	
44	25,823	822,49	306,412		P16/P6	=	1,13134	
45	26,554	816,09	303,757	14,906	P16/P2	=	1,19727	
49	26,554	638,78	107,502		P6/P5	=	0,99747	
5	26,620	638,12	107,502	37,338	A8	=	0,35638 m ²	
8	26,886	638,50	107,230	37,817	A18	=	1,08918 m ²	
18	217,840	305,64	121,313	187,388	XM8	=	0,28921	
Bleed	0,000	677,45	1610,865		XM18	=	0,51378	
					WBl'd/w2	=	0,00000	
Efficiency		isentr	polytr	RNI	P/P			
Outer LPC		0,8909	0,8937	1,000	1,202	CD8	=	0,93572
Inner LPC		0,9014	0,9024	1,000	1,076	CD18	=	0,93734
IP Compressor		0,9285	0,9327	1,047	1,541	PwX	=	0,0 kw
HP Compressor		0,8671	0,9008	1,378	9,593	V18/v8_id	=	1,22231
Burner		0,9909			0,947	WBLD/w22	=	0,00000
HP Turbine		0,8796	0,8561	2,906	4,980	wreci/w25	=	0,00000
LP Turbine		0,9136	0,9020	0,878	2,826	Loading	=	611,57 %
						WCHN/w25	=	0,08000
HP Spool mech Eff		0,9950			11204 rpm	WCHR/w25	=	0,08000
LP Spool mech Eff		0,9920			2585 rpm	WCLN/w25	=	0,02750
IPC & LPT					6462 rpm	WCLR/w25	=	0,00250
						WBLD/w25	=	0,00000
						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					

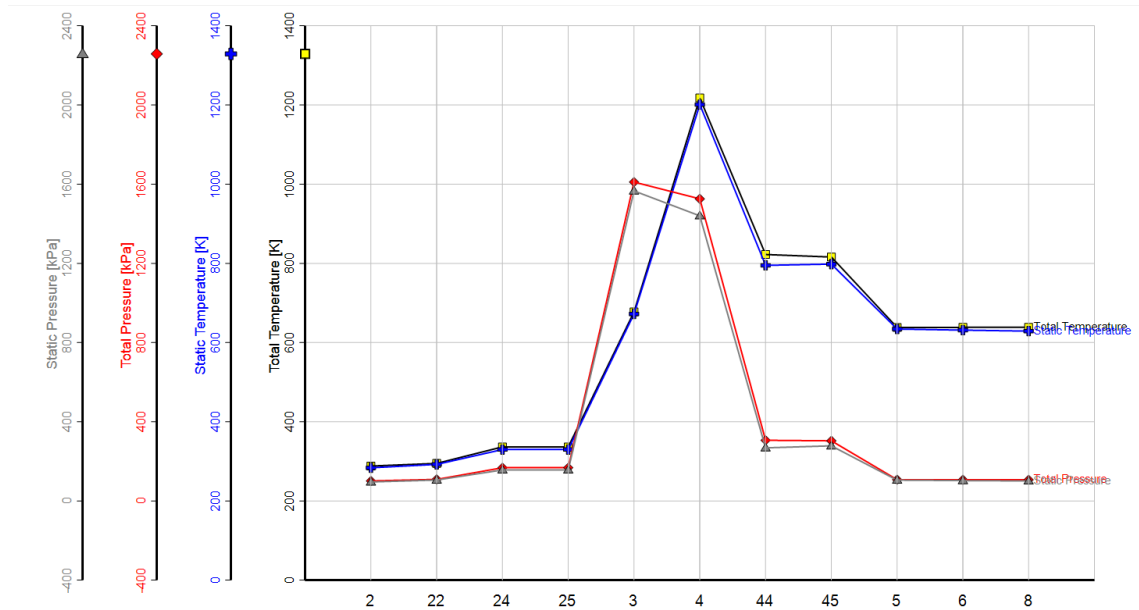


Figure.IV.3.courbes de variation des pressions (statique et totale) et des températures (statique et totale) dans CFM56-7B.

La figure.IV.3 englobe les 4 paramètres étudiés dans le tableaux.IV.3 sous forme de graphe en mettant en évidence les variations des pressions (statique et totale) et des températures (statique et totale) dans CFM56-7B à 75% de ces performances.

Comme pour l'étude du premier cas on remarque que les températures (statique et totale) augmentent de la même manière, comme pour les pressions (statique et totale)

Température : On remarque une légère augmentation des températures (statique et totale) entre l'entrée du diffuseur et la sortie du compresseur BP (du point St2 au point St25) ; elle passe à une valeur maximale au niveau de la chambre de combustion (point St4), ensuite une brusque chute dans un seul étage de la turbine HP du au refroidissement et au travail fournie au compresseur HP, pour continuer à baisser jusqu'à la sortie de la tuyère.

Pression : on observe que les pressions augmentent de la même façon, mais contrairement aux températures, les pressions atteignent leurs valeurs maximales à la sortie du compresseur HP (point St3). Ensuite, il y a une légère chute de pression au niveau de la chambre de combustion; la grande partie de la détente qui se fait au niveau de la turbine HP (point St44/ une importante chute de pression), à la sortie de la tuyère les pressions auront la valeur de la pression atmosphérique puisque la tuyère fonctionne en régime adapté (du point St5 au point St8).

Le même trajet que pour le premier cas (100% de la poussée) sauf pour les valeurs obtenus qui changent

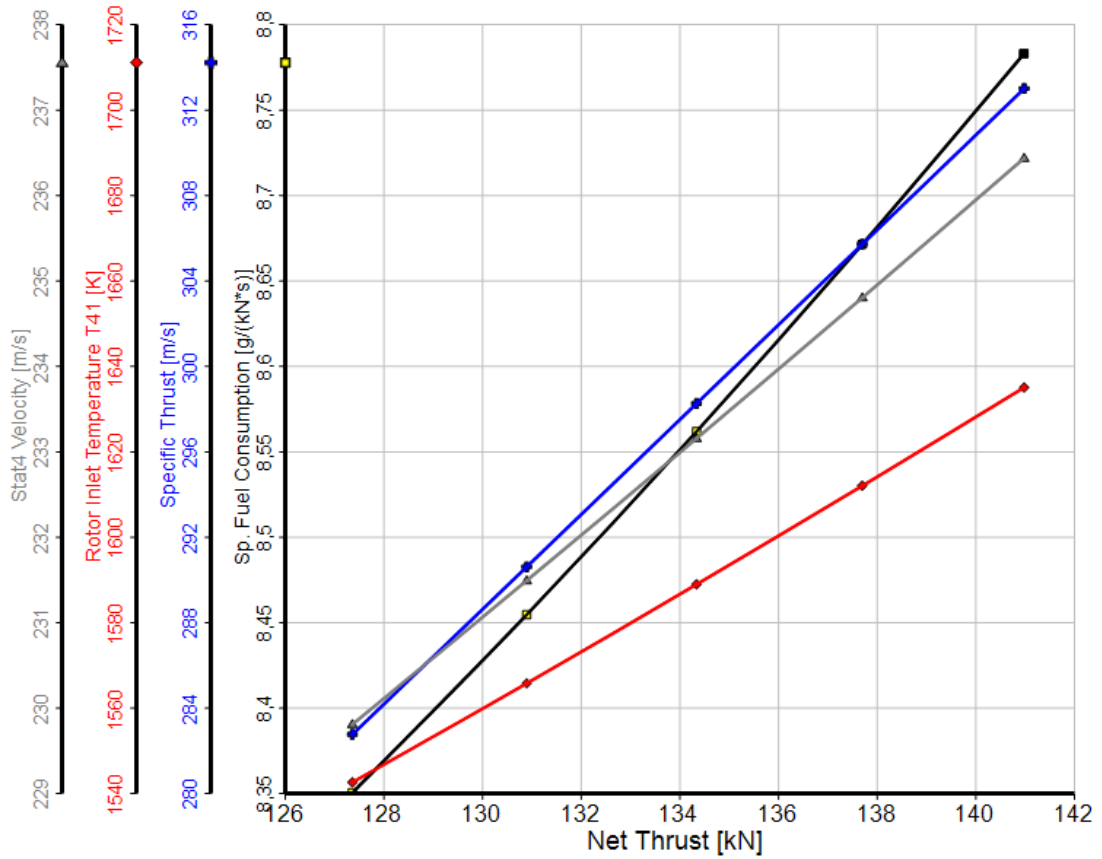


Figure.IV.4. Performances en fonction de la poussée nette en accélération

La figure.IV.4. Illustre la variation de la consommation spécifique (Sp), de la pousse 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 accélération. Il est évident que pour réaliser des poussées importantes, les paramètres évoqués augmentent de façon proportionnelle avec augmentation de la poussée.

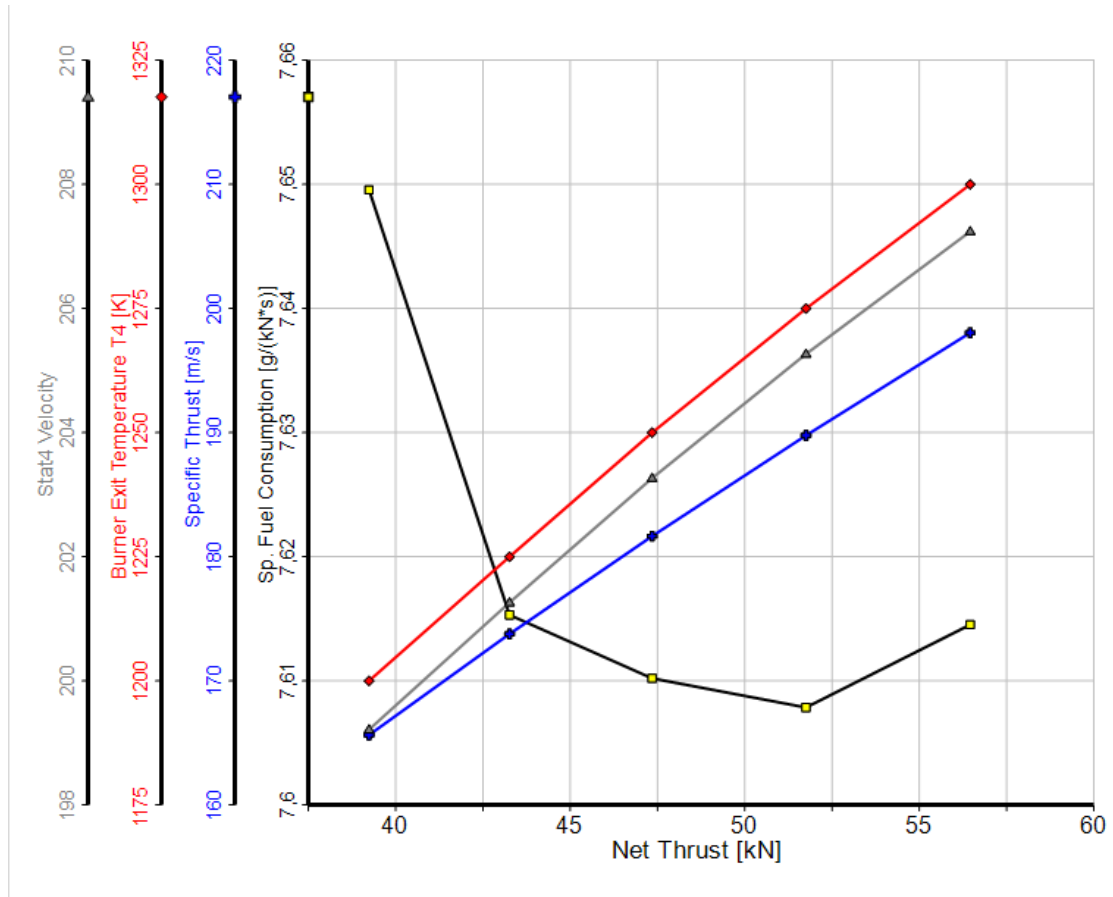


Figure.IV.5. Performances en fonction de la poussée nette en décélération (75%).

La figure.IV.5 permet de voir que pour réaliser des poussées importantes, les paramètres évoqués augmentent de façon proportionnelle avec la poussée, sauf pour la consommation spécifique qui passe par un minimum pour des poussées aux alentours de 50 à 55 [kN] avec un maximum pour une poussée de 15[kN]. On remarque un changement dans ce cas en prenant la température de la sortie de la chambre de combustion (T4). Cette valeur peut être justifiée par le fait, qu'à faibles poussées, le débit d'air véhiculé par la machine est faible et la quantité de combustible brûlé est bien excessive. Ce phénomène est analogue au démarrage d'un moteur thermique alternatif, lorsque la quantité de combustible est inadéquate avec la quantité d'air aspirée à froid.

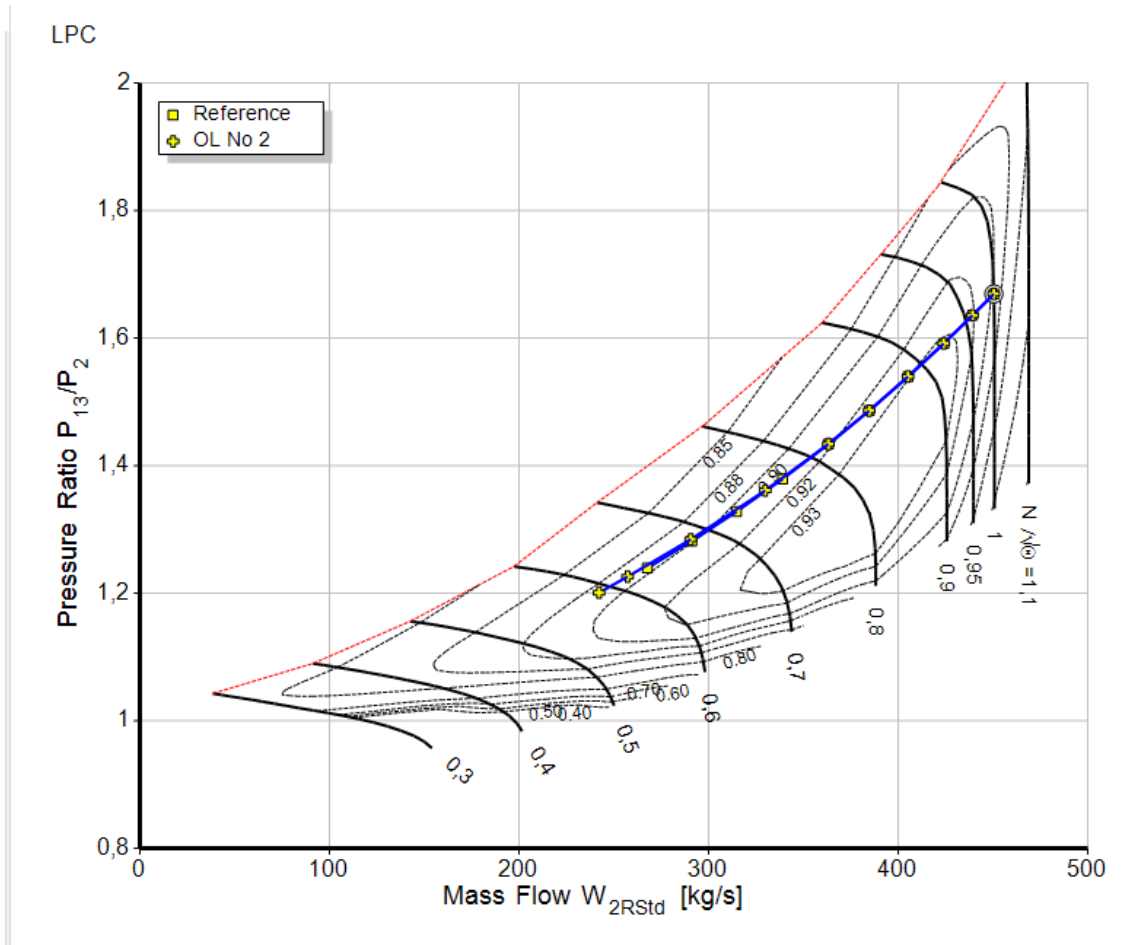


Figure.IV.6.Schemas de Fonctionnement du compresseur BP en décélération.

La figure.IV.6 illustre la courbe de fonctionnement du compresseur BP en décélération. Il est à noter que le carré jaune encadré représente la condition de fonctionnement au point fixe (off-design condition). Tout comme la variation de la poussée en décélération qui dépend du débit massique, une décélération de l'engin diminue le débit véhiculé par les éléments tournants y compris le compresseur BP. Notons que le compresseur fonctionne dans une zone sûre et qu'il est loin de la zone de pompage. Toutefois, son fonctionnement ne se situe pas dans la zone des meilleurs rendements plus visible sur la figure.IV.5. Notons aussi que les lignes iso-efficacités sont ces formes elliptiques en discontinu, alors que les courbes pleines représentent la vitesse corrigée N :

$$\left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} = \frac{N}{\sqrt{T/288}} \right).$$

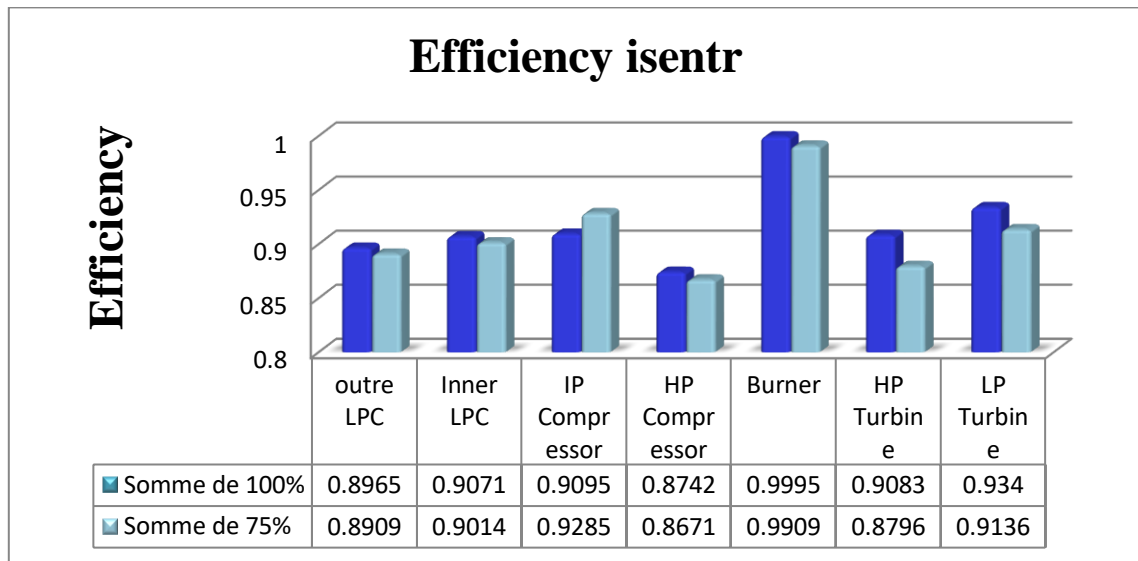


Figure.IV.7.histogramme des rendements isentropique du moteur dans les 2 cas

La figure.IV.7 est un histogramme montrant les différents rendements isentropique dans chaque partie du corps du moteur en montrant la différence entre le cas de 100% et à 75% de notre étude ; En remarque que le rendement le plus élevé se trouve au niveau de la chambre de combustion ; cependant il n’y a pas une grande différence dans les valeurs dans les deux cas.

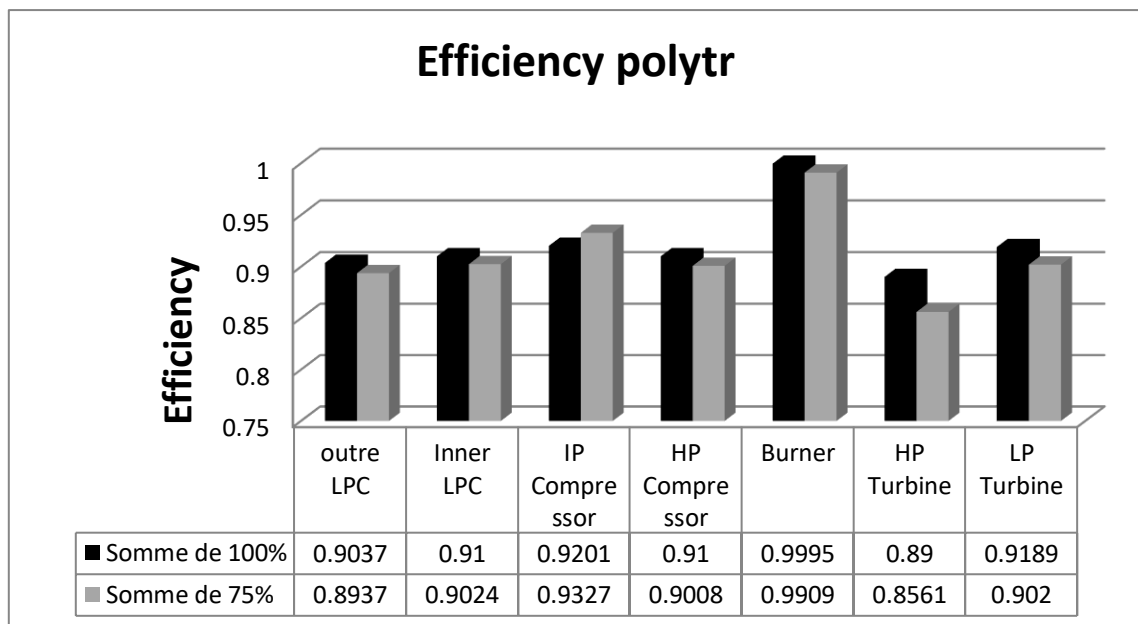


Figure.IV.8.Histogramme des rendements polytropique du moteur dans les 2cas

La figure.IV.8.Est un histogramme des rendements polytropique étudié dans les stations importante de notre moteur en indiquant la différence entre les valeurs dans 100% et 75% de l’étude ; En remarque que le rendement le plus élevé se trouve au niveau de la chambre de combustion pour les deux cas d’études.

IV.4.Cycle thermodynamique :

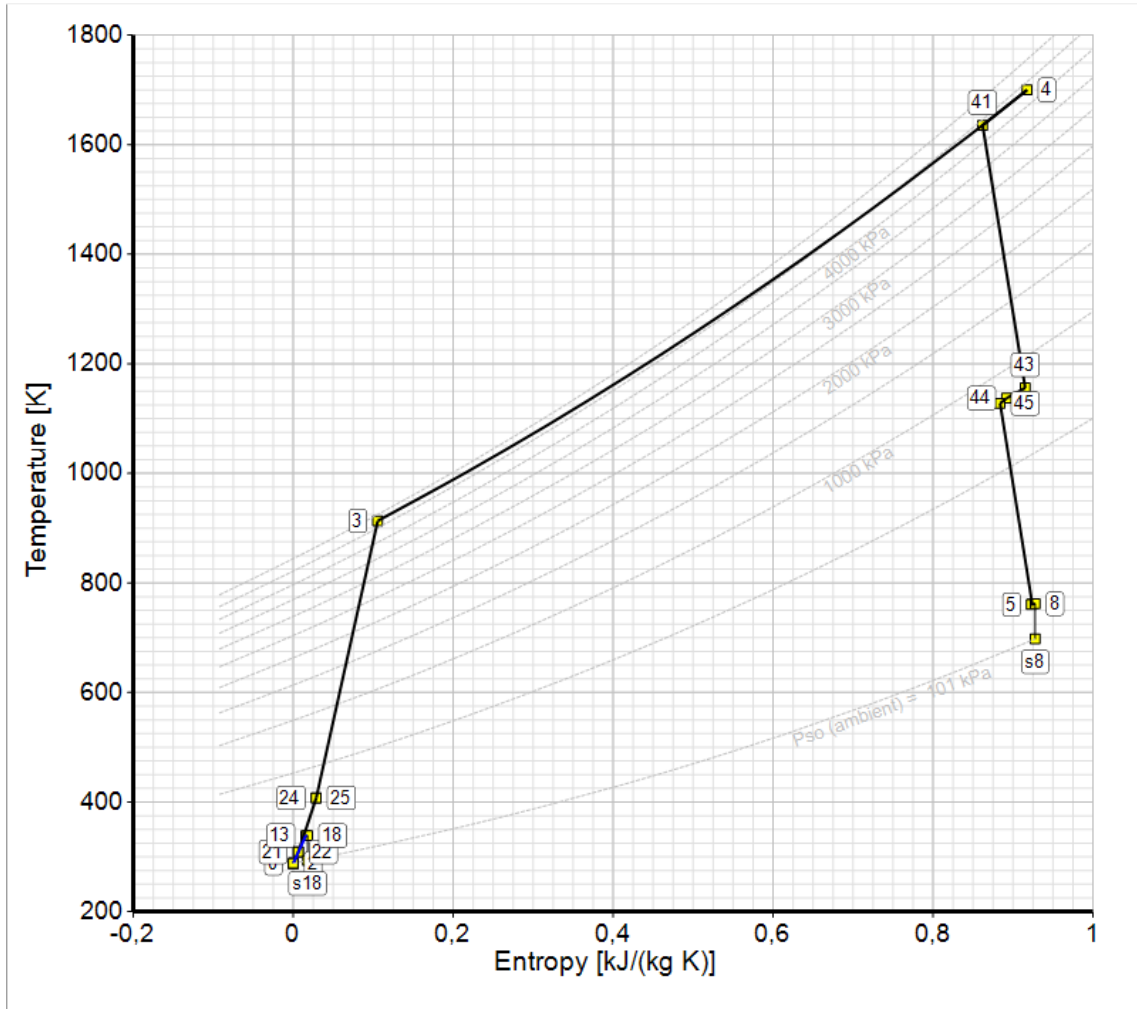


Figure.IV.9. Diagramme T-S du CFM56-7B

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

On a du point St2 au point St3 une compression isentropique (passants par tous les autres points des stations 22, 24,25) ; du point St3 jusqu'au point St4 une chaleur isobare, l'air comprimé traverse ensuite une chambre de combustion ; et pour finir on a une détente du point St41 jusqu'au point St8 (passants par plusieurs stations 43, 44, 45, 5, 6).

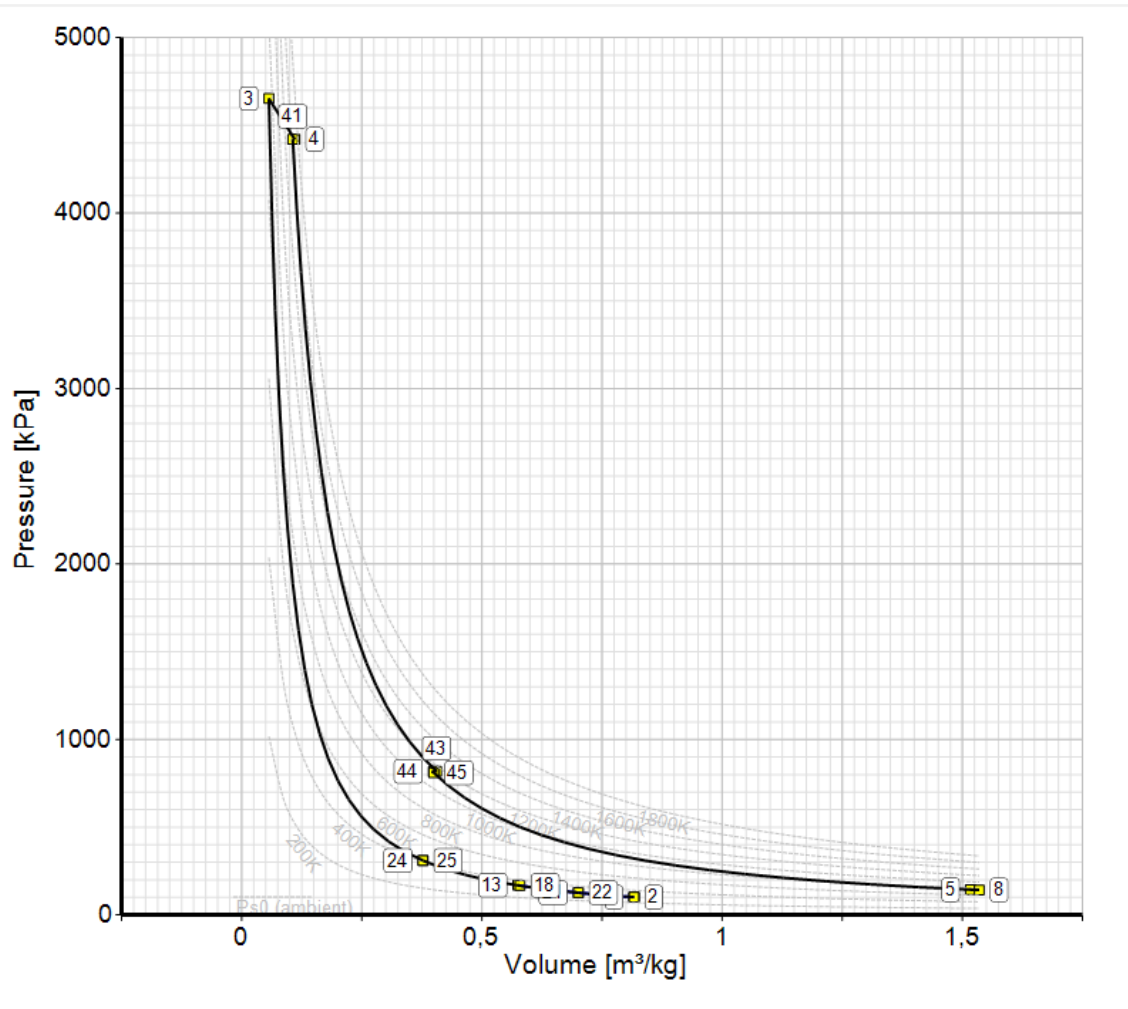


Figure.IV.10. Diagramme P-V du CFM56-7B

Ces résultats des calculs ont été analysés sous l’environnement de GASTURB14 afin de tester les performances du compresseur et la turbine à partir des résultats au point fixe (off design conditions).

IV.5.Conclusion

Notre étude thermodynamique et énergétique du moteur CFM56-7B au point fixe a été présentée. L’évolution des différents paramètres a été examinée dans deux cas d’études choisis, ces calculs et ces résultats ont été analysés et graphiquement représentés sous environnement de Gasturb14.

Le package GASTURB a été exploité pour étudier les performances des différents composants de l’engin en vol à partir de la conception au sol. Malgré les hypothèses simplificatrices (dimensions, coefficients, rendement polytropique...), les résultats obtenus ne s’écartent pas de façon sensible de ceux du constructeur (poussée nette, consommation spécifique, EGT...).

Conclusion Générale

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

La réalisation de ce travail reflète la participation sur le plan énergétique dans le domaine aéronautique concernant le monde des turboréacteurs ; à l'issue de cette étude, on a pris connaissance des différents turboréacteurs, et on a pu comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement et les différentes démarches théoriques permettant de calculer ses performances.

L'objectif principal de cette recherche a été de mener une étude thermodynamique du moteur CFM56-7B, une turbosoufflante à haut rapport de dilution et d'évaluer les performances énergétiques au point fixe (Off-design condition), les calculs des différents paramètres étudiés à travers les différents organes du moteur ont été effectués en utilisant le logiciel GASTURB14.

Ces résultats ont largement répondu aux exigences de la pré-ingénierie des moteurs, une étape importante dans la fabrication des moteurs à réaction. Les résultats obtenus, bien que basés sur des hypothèses simplificatrices idéalistes, ne s'écartent pas significativement des données du constructeur.

Notre objectif secondaire est de fournir aux futurs étudiants du département de Génie Mécanique de notre faculté une référence supplémentaire dans le domaine des moteurs à réactions

Recherche bibliographique :

- [1] Klaus Hunecke, “Jet Engines: Fundamentals of Theory, Design and Operation”, Motorbooks International Publishers & Wholesalers, ISBN: 0-7603-0459-9, 2003.
- [2] “The Jet Engine, 5th Edition, Rolls Royce, ISBN: 978-1-119-06599-9, 288 pages,
- [3] <https://aeroaffaires.fr/avion-turbopropulseur-comment-ca-fonctionne/>
- [4] **Thevenin.J.C.** 2004. Le turboréacteur, moteur des avions a réaction. 3^{ème} ed. AAAF.46 p
- [5] K. G. Kyprianidis, “Future Aero Engine Designs: An Evolving Vision, Advances in Gas Turbine Technology”, InTech, Dr. Ernesto Benini (Ed.), ISBN: 978-953-307- 611-9-, doi: 10.5772/19689, 2011
- [6] Kendall F. Haven, 100 greatest science inventions of all time, Libraries Unlimited, 2006, 333p
- [7] Gilbert Klopstein, Comprendre l'avion (Tome 3), Cépaduès, 2008, 256 p.
- [8] Korsia, J.-J.(2009). VITAL – European R&D Programme for Greener AeroEngines, ISABE, 2009 Proceedings, ISABE-2009-1114, Montreal, Canada.
- [9] http://www4.ac-nancy-metz.fr/ciras/cahierdubia/GTR/groupe_turbo_reacteur.html
- [10] <https://www.safran-group.com/fr/societes/safran-aircraft-engines>
- [11] <https://unehistoiredavions.weebly.com/le-reacuteur.html>
- [12] <https://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php#:~:text=Le%20r%C3%B4le%20du%20compresseur%20est,de%20la%20chambre%20de%20combustion.&text=Il%20y%20a%20%C3%A9galement%20une,compresseur%20%C2%AB%20axial%20centrifuge%20%C2%BB>
- [13] www.aeronautique.ma
- [14] « Turboshift ». Merriam-Webster.com. Dictionary, Merriam-Webster, <<https://www.merriam-webster.com/dictionary/turboshift>. Accessed 23 Mar 2022>
- [15] <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/the-4-types-of-turbine-engines/>
- [16] Bentaallah.M et Mahi.R.H, 2016, “Etude thermoénergétique du moteur CFM56-7B au point fixe (décollage)”, mémoire de master, université Abou Bekr Belkaid de Tlemcen, Algérie.
- [17] Khodja.H et Zaidi Chibane.S, 2017, “Etude des performances d’un turboréacteur a double flux CFM56-7B”, mémoire de master, université de Boumerdes, Algérie.

[18] GasTurb14, “Design and off design performance of Gas Turbines”, 2022, Germany.

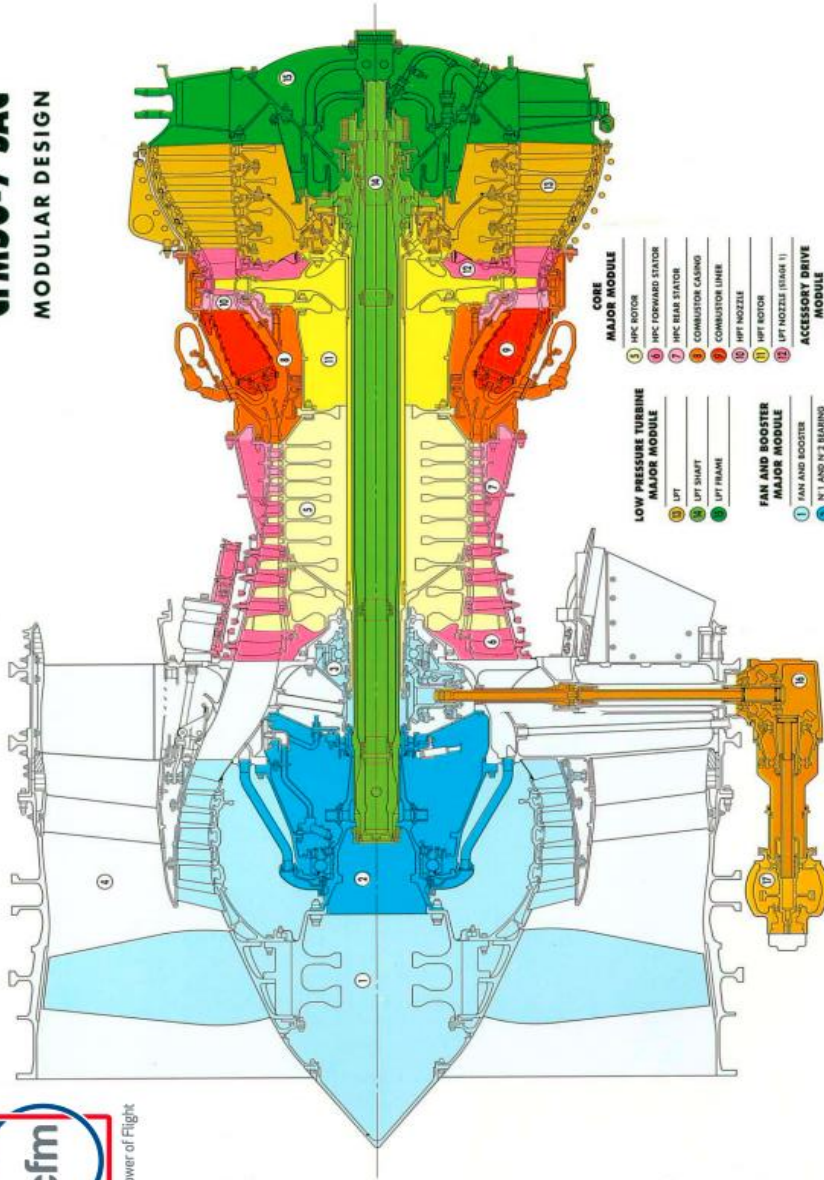
[19] “Training Manual CFM56-7B”, 2019, Basic engine, CTC-273-Level 3.

[20] “Couse outline”, CFM56-7B, 2019, Basic engine, CTC-273-Level 3.

Annexes

Annexe.I

CFM56-7 SAC MODULAR DESIGN



- | | |
|--|-------------------------------|
| LOW PRESSURE TURBINE MAJOR MODULE | CORE MAJOR MODULE |
| 1 FAN AND BOOSTER | 1 HPC MOTOR |
| 2 N1 AND N2 BEARING SUPPORT | 2 HPC FORWARD STATOR |
| 3 N1 AND N2 BEARING AND N3 BEARING | 2 HPC REAR STATOR |
| 4 FAN FRAME | 3 COMBUSTOR CASING |
| | 4 COMBUSTOR LINER |
| FAN AND BOOSTER MAJOR MODULE | 5 HPC NOZZLE |
| 1 FAN AND BOOSTER | 6 HPT MOTOR |
| 2 N1 AND N2 BEARING SUPPORT | 7 HPT NOZZLES (PAIR 1) |
| 3 N1 AND N2 BEARING AND N3 BEARING | |
| 4 FAN FRAME | ACCESSORY DRIVE MODULE |
| | 5 TRANSFER GEARBOX (TRG) |
| | 6 ACCESSORY GEARBOX (AGB) |

For further information, contact CFM International Propulsion, Indianapolis, IN, USA.
 All rights reserved. This document is confidential to the property of CFM International and shall not be used, copied, reproduced, or disseminated in any form or by any means without the prior written permission of CFM International. CFM International is not responsible for any errors or omissions in this document. CFM International is not responsible for any damage or injury to persons or property resulting from the use of this document. CFM International is not responsible for any loss of data or information resulting from the use of this document. CFM International is not responsible for any loss of data or information resulting from the use of this document. CFM International is not responsible for any loss of data or information resulting from the use of this document.

Designed by SAFRAN

Annexe.II

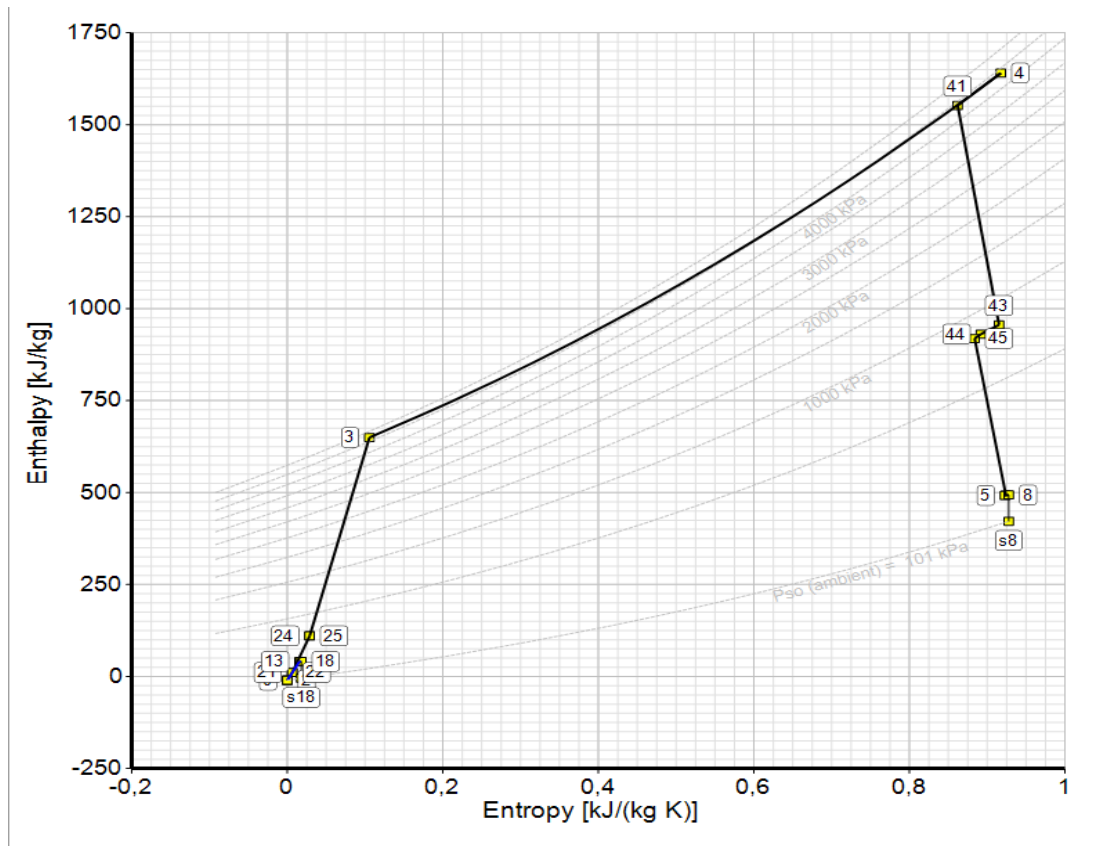
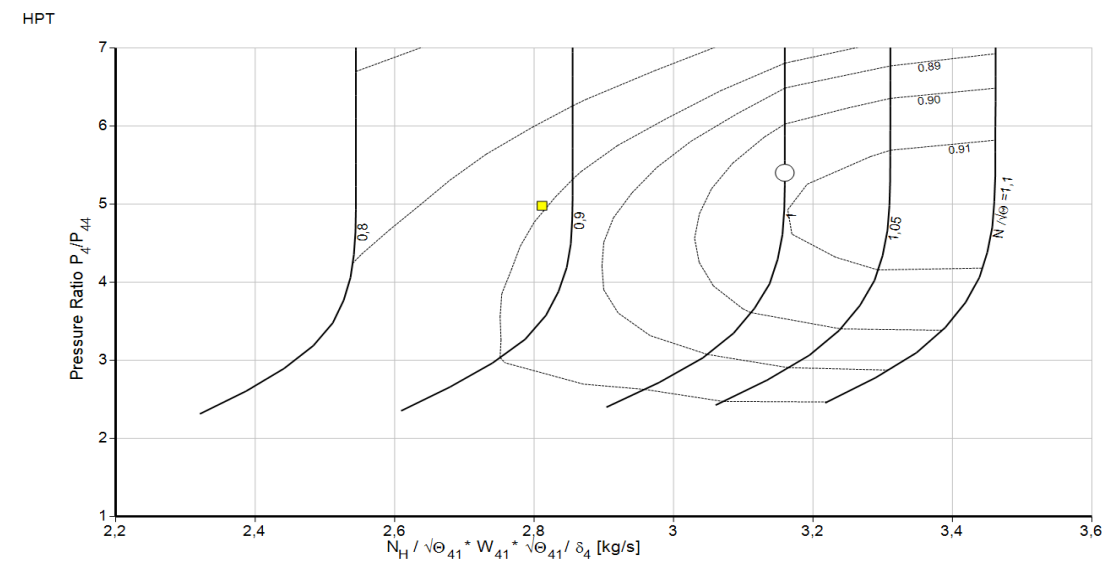


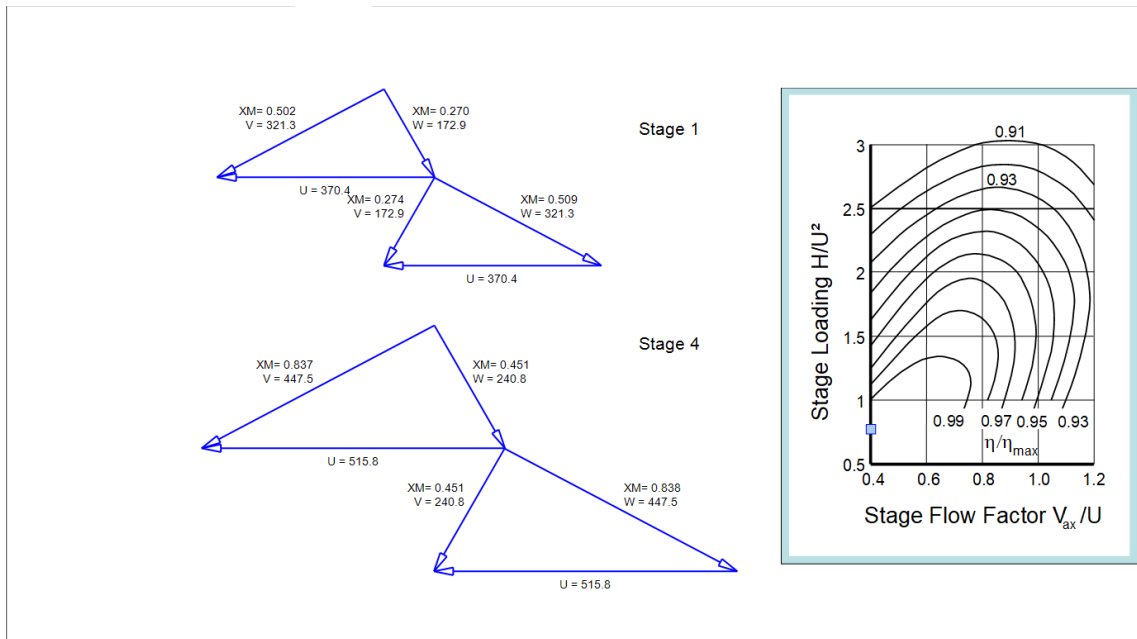
Diagramme H-S du CFM56-7B

Annexe.III



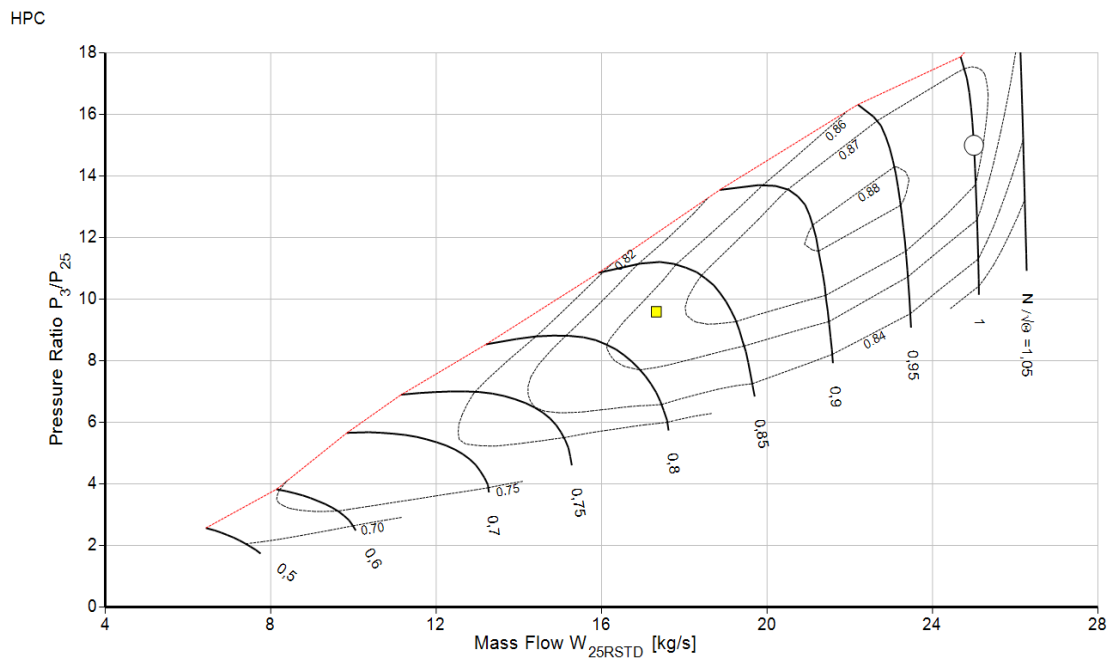
Schémas de Fonctionnement de la turbine haute pression en décélération.

Annexe.IV



Triangles de turbine basse pression.

Annexe.V



Schémas de fonctionnement du compresseur haute pression à 75% de la poussée