

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Abou Bekr Belkaid de Tlemcen
Faculté de Technologie
Département de Génie Mécanique



Mémoire de Fin d'Etude pour l'Obtention du Diplôme de Master en Génie
Mécanique

Option : Génie Thermique et Energie Renouvelable

Thème :

**Etude Thermoénergétique du moteur CFM56-7B au point fixe
(décollage)**

Présenté par :

Mr BENTAALLAH Mohammed

Mr MAHI Rami Hamza

Soutenu le 15 Juin 2016, devant le jury composé de :

Mr. O.MIMOUN
Mr. A.BENMANSOUR
Mme. H.SAIB
Mr. A.ALIAN

Président
Examineur
Examinatrice
Encadreur

Année universitaire 2015/2016

DEDICACES

Rien n'est aussi beau à offrir que le fruit d'un labeur qu'on dédie du fond du cœur à ceux qu'on aime et qu'on remercie en exprimant La gratitude et la reconnaissance durant toute notre existence.

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

Toute la famille BENTAALLAH et MAHI.

Sans oublier toutes personnes qui me connaissent de loin ou de près, en particulier : la classe de M2 génie thermique et énergie renouvelable.

A toute mes professeurs de l'université Abou-Bekr Belkaïd

-Faculté de Technologie-

BENTAALLAH Mohammed

MAHI rami hamza

REMERCIEMENT

Al Hamdou li-Allah, qui nous a donné la santé, la force et la volonté pour réaliser beaucoup de choses au-delà de nos capacités normales.

*Nous tenons évidemment à débiter ces remerciements et notre reconnaissance à notre encadreur **Mr. A. ALLANE** qui a bien voulu superviser et suivre avec attention notre travail malgré les défis et pour sa grande patience et modeste qui donne de l'exemple.*

*Nos remerciements vont aussi à **Mr. O. MIMOUN** d'avoir accepté de nous faire l'honneur de présider le jury de ce mémoire et de bien vouloir l'examiner.*

*Nous adressons aussi nos vifs remerciements à **Mr. H. BOUSBAA** et à **Mr. A. BENMANSOUR** d'avoir accepté d'examiner ce travail.*

Nos tous sincères remerciements vont également à tous les enseignants pédagogiques du département du génie mécanique de l'université de Tlemcen qui ont contribué à notre formation.

À tous ceux et celles qui de près ou de loin on apporté aide et encouragement, qu'ils trouvent ici l'expression de notre profonde gratitude.

*R.H. MAHI
Et
M. BENTAALLAH*

Nomenclature :

Abréviation

CBP	Compresseur Basse Pression	
CC	Chambre de Combustion	
C_h	Consommation horaire	Kg/h
CHP	Compresseur Haute pression	
C_p	Chaleur Spécifique	j/kg/k
C_{sp}	Consommation Spécifique	Kg/h/daN
EGT	Exhauste Gas Temperature	
$F_{spé}$	Poussé Spécifique	N/kg/s
IGV	Inlet Guide Valve	
OGV	Outlet Guide Valve	
PCi	Pouvoir Calorifique	Kg/Kj
P_{tr}	Puissance Thermique réel	W
R_m	Rayon moyen	m
TBP	Turbine Basse Pression	
THP	Turbine Haute Pression	
Tuy ₁	Tuyère 1	
Tuy ₂	Tuyère 2	

Lettres Grecques

α	Angles d'entrée des vitesses absolues
α'	Angles d'entrée des vitesses absolues tangentielles
α_{ex}	Coefficient d'excès d'air
α_m	Angles moyennes des vitesses absolues
β	Angles d'entrée des vitesses relatives
β'	Angles d'entrée des vitesses relatives tangentielles
β_m	Angles moyennes des vitesses relatives
γ	Rapport de chaleur spécifique
ε	Degré de réaction
ζ	Coefficient d'entraînement des accessoires
η_c	Rendement du compresseur
η_{cc}	Rendement de la chambre de combustion
η_G	Rendement global

η_{is}	Rendement isentropique	
η_p	Rendement de propulsion	
η_t	Rendement de la turbine	
η_{tr}	Rendement thermique réel	
η_{tuy}	Rendement de la tuyère	
λ	Taux de dilution	
ξ	Coefficient de refroidissement	
ρ_s	Masse volumique statique	Kg/m^3
ρ_t	Masse volumique totale	Kg/m^3
τ_c	Taux de compression	
τ_t	Taux de détente	

Lettres

a	Vitesse du son	m/s
C	Vitesse d'éjection des gas	m/s
$d_{réel}$	Dosage réel	
d_{th}	Dosage théorique	
F	Poussée nette	N
F_1	Poussée primaire	N
F_2	Poussée secondaire	N
h	Altitude	m
I	Quantité de mouvement	
M	Nombre de mach	
N1	Vitesse de rotation basse pression	tr/min
N2	Vitesse de rotation haute pression	tr/min
P_s	Pression statique	Kpa
P_t	Pression totale	Kpa
Q	Débit totale d'air	Kg/s
Q_1	Débit primaire	Kg/s
Q_2	Débit secondaire	Kg/s
Q_f	Débit du Fuel	Kg/s
r	Constante des gas	j/kg/k
r_e	Richesse équivalente	
S	Section	m^2

T_s	Temperature statique	K
T_t	Temperature totale	K
U	Vitesse d'entrainement	m/s
V	Vitesse absolue	m/s
V_m	Vitesse absolue moyen	m/s
V_U	Vitesse absolue tangentielle	m/s
W	Vitesse relative	m/s
W_m	Vitesse relative moyen	m/s
W_U	Vitesse relative tangentielle	m/s
v	Vitesse de déplacement du réacteur	m/s
w	Travail	Kj

Sommaire :

INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : GENERALITE SUR LES MOTEURS A REACTION.....	3
I.1 INTRODUCTION.....	4
I.2 BREF HISTORIQUE	4
I.3 REVUE BIBLIOGRAPHIQUE CONCERNANT LA CONCEPTION DES MOTEURS A REACTION	5
I.4 FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR A REACTION.....	6
I.4.1 CYCLE THERMODYNAMIQUE	8
I.4.2 COMPOSITION D'UN MOTEUR A REACTION.....	9
a. <i>Soufflantes (diffuseurs)</i>	9
b. <i>Compresseur</i>	10
c. <i>Chambre de combustion</i>	11
d. <i>Turbine</i>	11
e. <i>Tuyère</i>	12
I.5 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION.....	13
I.5.1 TURBOREACTEURS	13
I.5.2 TURBOSOUFFLANTES.....	14
I.5.3 TURBOMOTEURS	15
I.5.4 TURBOPROPULSEURS.....	16
I.5.5 COMPARAISON DES	17
I.6 AUGMENTATION DE LA POUSSEE	18
I.6.1 RECHAUFFAGE	18
I.6.2 INJECTION	19
I.7 CONSIDERATIONS ENVIRONNEMENTALES	19
I.7.1 BRUIT.....	19
I.7.2 EMISSIONS GAZEUSES.....	21
I.8 CONCLUSION	22
CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DES MOTEURS A REACTION	23
II.1 INTRODUCTION.....	24

II.2	ETAPES PRELIMINAIRES DE LA CONCEPTION D'UN MOTEUR A REACTION	25
II.3	PARAMETRES CARACTERISTIQUES D'UN MOTEUR A REACTION.....	26
II.3.1	POUSSEE	26
II.3.2	CONSUMMATION SPECIFIQUE DE COMBUSTIBLE	26
II.3.3	POUSSEE SPECIFIQUE.....	27
II.3.4	ETUDE AEROTHERMODYNAMIQUE DU MOTEUR A REACTION	27
II.4	EQUATION GOUVERNANTES DES ECOULEMENTS A TRAVERS UN TURBOREACTEUR.....	27
II.4.1	THEOREME DE QUANTITE DE MOUVEMENT.....	27
II.4.2	EQUATION D'EULER	27
II.4.3	EQUATION DE CONTINUTE.....	28
II.4.4	EQUATION DE CONSERVATION D'ENERGIE	28
II.4.5	NOMBRE DE MACH ET LA VITESSE DU SON.....	28
II.4.6	VITESSE DU SON.....	29
II.5	ELEMENTS D'UN TURBOREACTEUR.....	29
II.5.1	DIFFUSEUR.....	29
II.5.1.1	<i>Grandeur totales entrée d'air parfaite (isentropique).....</i>	<i>30</i>
II.5.1.2	<i>Grandeur totales entrée d'air avec pertes.....</i>	<i>30</i>
II.5.2	COMPRESSEUR	30
II.5.2.1	<i>Variation de l'enthalpie totale.....</i>	<i>32</i>
II.5.2.2	<i>Temperature totales</i>	<i>32</i>
II.5.2.3	<i>Temperature statique</i>	<i>32</i>
II.5.2.4	<i>Nombre de Mach.....</i>	<i>32</i>
II.5.2.5	<i>Pression statique.....</i>	<i>32</i>
II.5.2.6	<i>Masse volumique totales.....</i>	<i>32</i>
II.5.2.7	<i>Masse volumique statique</i>	<i>32</i>
II.5.2.8	<i>Travail d'un étage.....</i>	<i>33</i>
II.5.2.9	<i>Taux de compression d'un compresseur.....</i>	<i>33</i>
II.5.2.10	<i>Rendement de la compression.....</i>	<i>34</i>
II.5.2.11	<i>Rendement isentropique du compresseur</i>	<i>34</i>
II.5.2.12	<i>L'évolution de différentes grandeurs :.....</i>	<i>34</i>

II.5.3	CHAMBRE DE COMBUSTION.....	34
II.5.3.1	<i>Le dosage</i>	35
II.5.3.2	<i>La richesse</i>	35
II.5.3.3	<i>Dilution</i>	35
II.5.3.4	<i>Temperature totales</i>	36
II.5.3.5	<i>Temperature statique</i>	36
II.5.3.6	<i>Pression Totales</i>	36
II.5.3.7	<i>Masse volumique statique</i>	36
II.5.3.8	<i>Masse volumique totale</i>	36
II.5.3.9	<i>La puissance thermique</i>	37
II.5.3.10	<i>Le rendement de combustion</i>	37
II.5.4	TURBINE	37
II.5.4.1	<i>Triangle de vitesse</i>	37
II.5.4.2	<i>Turbine à action et à réaction</i>	38
II.5.4.3	<i>Temperature statique :</i>	40
II.5.4.4	<i>Nombre de mach</i>	40
II.5.4.5	<i>Pression totale</i>	40
II.5.4.6	<i>Pression statique</i>	40
II.5.4.7	<i>Masse volumique totale</i>	40
II.5.4.8	<i>Masse volumique statique</i>	41
II.5.4.9	<i>Travaille de la turbine</i>	41
II.5.4.10	<i>Le rendement de la turbine</i>	41
II.5.5	TUYERE :	42
II.5.5.1	<i>Vitesse déjection des gaz</i>	42
II.5.5.2	<i>Rendement de la tuyère</i>	43
II.6	CONCLUSION	44
	CHAPITRE III : ETUDE THERMO-ENERGETIQUE DU CFM56-7B	45
III.1	INTRODUCTION :	45
III.2	DESCRIPTION DU PROGRAMME DE CALCULE EES :	45
III.3	DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-7B	45
III.3.1	<i>CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR CFM56-7B :</i>	46
III.4	MODELISATION DES DIFFERENTES ETAPES DU MOTEUR	47
III.4.1	<i>HYPOTHESES DE TRAVAIL</i>	47

III.4.2	DECOMPOSITION DU TURBOREACTEUR :	48
III.5	CALCUL DE CHAQUE COMPOSANT DU CFM56-7B :	48
A.	DIFFUSEUR :	48
B.	FLUX PRIMAIRE :	49
a.	<i>Soufflante (flux primaire) et compresseur Basse Pression :</i>	<i>49</i>
b.	<i>Soufflante (flux primaire) :</i>	<i>49</i>
c.	<i>Compresseur Basse Pression :</i>	<i>50</i>
d.	<i>Compresseur Haute Pression :</i>	<i>50</i>
e.	<i>Chambre de Combustion :</i>	<i>51</i>
f.	<i>Turbine Haute pression et basse pression :</i>	<i>52</i>
g.	<i>Tuyère primaire :</i>	<i>52</i>
C.	FLUX SECONDAIRE	53
a.	<i>Soufflante :</i>	<i>53</i>
b.	<i>Tuyère secondaire :</i>	<i>53</i>
III.6	PARAMETRES ENERGETIQUES DU CFM56-7B :	59
a.	<i>La différence de poussées :</i>	<i>59</i>
b.	<i>Poussée spécifique du CFM56-7B :</i>	<i>60</i>
c.	<i>Consommation horaire :</i>	<i>60</i>
d.	<i>Consommation spécifique :</i>	<i>60</i>
e.	<i>Puissance calorifique :</i>	<i>60</i>
f.	<i>Puissance thermique réel :</i>	<i>60</i>
g.	<i>Puissance de propulsion :</i>	<i>60</i>
h.	<i>Rendement thermique :</i>	<i>60</i>
i.	<i>Rendement de propulsion :</i>	<i>60</i>
j.	<i>Rendement global :</i>	<i>60</i>
III.7	CYCLE THERMODYNAMIQUE :	61
III.8	ACCELERATION ET DECELERATION EN VOL	62
III.9	CONCLUSION	65
	CONCLUSION GENERALE	66
	ANNEX	
	REFERENCE	

Liste des Figures :

Fig I. 1 Fonctionnement d'un moteur à réaction [2].....	6
Fig I. 2 Cycle thermodynamique d'un moteur à réaction [1]	8
Fig I. 3 Diffuseur et soufflante.....	9
Fig I. 4 Compresseur axial	10
Fig I. 5 Chambre de combustion.....	11
Fig I. 6 Turbine	12
Fig I. 7 Tuyère.....	13
Fig I. 8 Illustration d'un turboréacteur [wikipedia]	14
Fig I. 9 Coupe longitudinale d'une turbosoufflante [WIKI].....	15
Fig I. 10 Coupe longitudinale d'un turbomoteur [WIKI]	16
Fig I. 11 Coupe longitudinale d'un turbopropulseur [WIKI]	16
Fig I. 12 Comparaison des efficacités propulsives	17
Fig I. 13 Sources internes de bruit	20
Fig II. 1 Etapes préliminaire de la conception d'un turboréacteur.	25
Fig II. 2 Différents station d'un turboréacteur.	29
Fig II. 3 Stator et rotor d'un compresseur axial HP.	31
Fig II. 4 Diagramme des vecteurs vitesses pour un rotor et un stator.....	31
Fig II. 5 Diagramme des triangles de vitesse d'un étage.	32
Fig II. 6 Augmentation de pression dans la grille mobile.....	33
Fig II. 7 Rendement de la compression d'un étage de compresseur.....	34
Fig II. 8 Rendement isentropique du compresseur.	34
Fig II. 9 Répartition du flux d'air.	36
Fig II. 10 Diagrammes des vitesses d'un stator et rotor d'une turbine.	37
Fig II. 11 Diagrammes des différents vecteurs de vitesse d'un étage de turbine.....	38
Fig II. 12 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à action.	39
Fig II. 13 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à réaction.....	39
Fig II. 14 Comparaison des turbines à action est à réaction (diagramme des vitesses).	40
Fig II. 15 Refroidissement par filme des aubes de turbine.	42
Fig III. 1 Domaines d'opération du CFM56-7B.	46
Fig III. 2 Vue de coupe du CFM56-7B.....	47
Fig III. 3 Points figuratifs du turboréacteur	48
Fig III. 4 Paramètres statique du CFM56-7B flux primaire.....	54

Fig III. 5 Variation de la température totale et statique dans le CFM56-7B.	55
Fig III. 6 Variation de la pression dans le CFM56-7B.	56
Fig III. 7 Variation de la masse volumique statique dans le CFM56-7B.	57
Fig III. 8 Variation de la vitesse absolue dans le CFM56-7B.....	58
Fig III. 9 Variation du nombre de mach dans le CFM56-7B.....	59
Fig III. 10 Diagramme p-v du CFM56-7B.....	61
Fig III. 11 Diagramme T-s du CFM56-7B.....	62
Fig III. 12 Performances en fonction de la poussée nette en accélération.....	63
Fig III. 13 Performances en fonction de la poussée nette en décélération.....	63
Fig III. 14 Fonctionnement du compresseur BP en accélération.	64
Fig III. 15 Fonctionnement du compresseur BP en décélération.....	65

Liste des Tableaux :

Tab II. 1 Variation de nombre de mach.	29
Tab II. 2 Evolution de différentes grandeurs dans l'étage d'un compresseur axial.	34
Tab III. 1 Caractéristiques du CFM56-7B	47
Tab III. 2 Résultats diffuseur.	49
Tab III. 3 Résultats soufflante flux primaire.	50
Tab III. 4 Résultats du compresseur BP.	50
Tab III. 5 Résultats du compresseur HP.	51
Tab III. 6 Résultats de la chambre de combustion.	51
Tab III. 7 Résultats de la turbine HP/BP.	52
Tab III. 8 Paramètres de la tuyère primaire.	52
Tab III. 9 Paramètres de la soufflante (flux secondaire).	53
Tab III. 10 Paramètres de la tuyère secondaire.	53
Tab III. 11 Tableau réductif de l'étude thermoénergétique CFM56-7B.	54

Abstract

Turbofan engine was a big step in the industry of air transport. Its important feature was fuel consumption and pollution reduction while developing a maximal jet thrust. CFM56-7B, a two spool high by pass ratio turbofan is a friendly aero engine and one of the most used engines in the aircraft world, it was developed by the combination of the two big industrial GE and SAFRAN snecma. This memoire deals with an aerodynamic and thermo-energetic study of the CFM56-7B at sea level and take off condition. After a presentation of jet engine fundamentals and a detailed description and classification of jet engines, this work is focused on the understanding of the engine's working and the evolution of every parameter (pressure, temperature, velocity, masse flow...) over the engine stations. Our objective is to make available for future e students a reference for projects dealing with jet engine technology.

ملخص

إن محرك المروحة يعتبر قفزة نوعية في مجال الصناعة الجوية، ميزته الخاصة تخفيض استهلاك الوقود و الغازات الملوثة، مع الحصول على أكبر قوة دفع ممكنة . CFM56-7B محرك مزدوج الجسم، هو محرك صديق للبيئة و من بين أكثر المحركات استعمالا في العالم. تم صنعه من طرف ازدواجية الشراكة العملاقين GE و SAFRAN Snecma . هذه المدكرة تناقش الدراسة الأيروديناميكية و الحرارية للمحرك CFM56-7B على مستوى سطح البحر في وضعية انطلاق. بعد ما قدمنا أساسيات المحركات النفاثة، تم شرح و تصنيف أنواع هذه المحركات. دراستنا تمحورت حول طريقة عمل هذا المحرك و تغير العوامل المؤثرة (الضغط، الحرارة، السرعة...) لمختلف محطات المحرك. هدفنا هو توفير مرجع للباحثين الجدد في هذا المجال.

Résumé

L'évolution du turboréacteur est une étape importante dans l'industrie du transport aérien. Sa caractéristique principale est de réduire et la consommation du carburant et la pollution, tout en développant un jet de poussée maximale. Le CFM56-7B, double corps turbofan est un moteur d'avion convivial qui est parmi les moteurs les plus utilisés dans le monde de l'aviation, il a été développé par les deux grandes industries GE et SAFRAN Snecma. Ce mémoire traite l'étude aérodynamique et Thermoénergétique du CFM56-7B au niveau de la mer au point fixe. Après une présentation des principes fondamentaux des moteurs à réaction, une description détaillée et une classification des moteurs à réaction, notre étude c'est concentré sur la compréhension du fonctionnement de ce moteur et l'évolution de ses paramètres (pression, température, vitesse, débit de masse ...) pour les différents stations du moteur. Notre objectif est de mettre à la disposition aux futurs chercheurs une référence pour les projets relatifs à la technologie des moteurs à réaction.

Introduction générale

De nos jours, l'industrie aéronautique est très compétitive. Le succès commercial d'un aéronef dépend fortement de son poids qui doit être allégé, du bruit produit par son moteur qui doit être faible, de sa consommation de carburant qui doit être compétitive, et à la fin des coûts d'exploitation et des tarifs de voyage. Un facteur qui contribue à atteindre cet objectif est la conception du moteur. En outre, en raison de l'impact de plus en plus sensible des préoccupations environnementales sur l'aviation civile, la législation concernant les émissions fixées par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) sont de plus en plus strictes. Les compagnies aériennes doivent réduire en permanence leurs coûts d'exploitation, qui, combinés avec les législations d'émissions strictes relèvent de nouveaux défis pour l'industrie des moteurs à réaction. Les nouveaux moteurs doivent être mis au point pour atteindre des coûts d'exploitation réduits, ainsi qu'un impact environnemental réduit. Une réduction de la consommation de carburant, qui est directement proportionnelle aux émissions de CO₂, peut être réalisée principalement en augmentant l'efficacité des composants, en augmentant le rapport de la pression totale et la température d'admission dans la turbine et réduire sa poussée spécifique et la taille du moteur et son poids. Un certain nombre de nouveaux concepts de moteurs palliant à ces questions ont été proposées au fil des années. Cependant, la mise en œuvre de ces concepts implique un grand risque financier pour les constructeurs.

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

Ce travail vise à présenter les facteurs pris en compte lors de la conception d'un moteur à réaction et les étapes de conception préliminaire.

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

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

Le troisième chapitre concerne une étude Thermoénergétique du moteur CFM56-7B au point fixe (take-off). La variation des paramètres thermodynamiques à travers les organes du moteur y est présentée.

Chapitre I : Généralité sur les moteurs à réaction

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'inconvenance 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 Bref historique

Selon [3], le turboréacteur est né en Europe dans les années qui ont précédé la 2^{ème} guerre mondiale. La liste des inventeurs des moteurs de ce type est plutôt longue et il est difficile de dire qui fut réellement le précurseur. En fait, la plupart des idées pour propulser des engins volants était dans l'air au milieu du 19^{ème} siècle. Comme beaucoup de technologies qui font appel à de multiples disciplines, celle du turboréacteur d'aujourd'hui est le produit d'une longue succession d'inventions où chaque ingénieur et chaque technicien a apporté sa contribution, aussi modeste fut-elle.

Les premiers turboréacteurs apparurent presque simultanément, à partir de 1937, en Grande Bretagne (*Franck Whittle*), en Allemagne (*Pabst von Ohain, Heinkel*) et en France (*Sensaud de Lavaud, René Anxionnaz, Rateau*).

Initialement destinés à un usage militaire, les turboréacteurs furent rapidement utilisés pour la propulsion des avions civils. Le 1^{er} vol commercial eut lieu entre Londres et Johannesburg, en mai 1952. Malgré les accidents qui frappèrent cet avion, accidents qui n'étaient pas dus aux moteurs, l'épopée des avions à réaction qui venait de commencer allait se poursuivre brillamment.

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 !

Hunecke [1] résume les dates importantes qui constituent l'histoire de l'aviation depuis les croquis de Leonardo Da Vinci aux machines performantes de la période de l'après-guerre, en mentionnant les premiers brevets (le français René Lorin, 1913, Sanford Moss, USA, 1918).

I.3 Revue bibliographique concernant la conception des moteurs à réaction

Le perfectionnement des moteurs à réaction est confronté à de nouveaux défis tant en efficacité qu'en écologie surtout que la compétitivité commerciale est rude. Kyprianidis [4] 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 [5].

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

finaleme nt 9 000 daN. Équipé de la postcombustion, il deviendra le propulseur du Concorde avec une poussée nominale de 17 240 daN [5].

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 Tu-104 sont équipés de l'AM-3 (en) développé par Mikouline qui, bien qu'utilisant la technologie monocorps, atteint près de 10 000 daN [5].

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 [6].

I.4 Fonctionnement d'un moteur à réaction

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 II.1 illustre un moteur à réaction typique. Le moteur à réaction est considéré comme un moteur thermique.

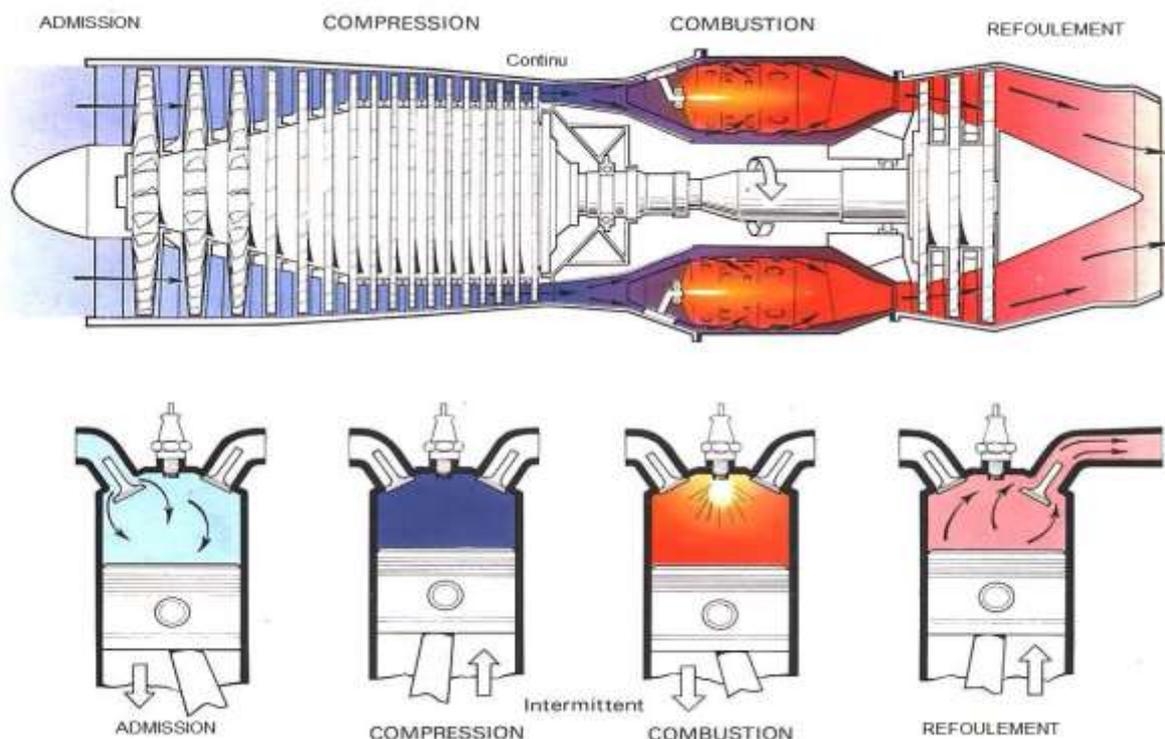


Fig I. 1 Fonctionnement d'un moteur à réaction [2]

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 II.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 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 II.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. II.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.

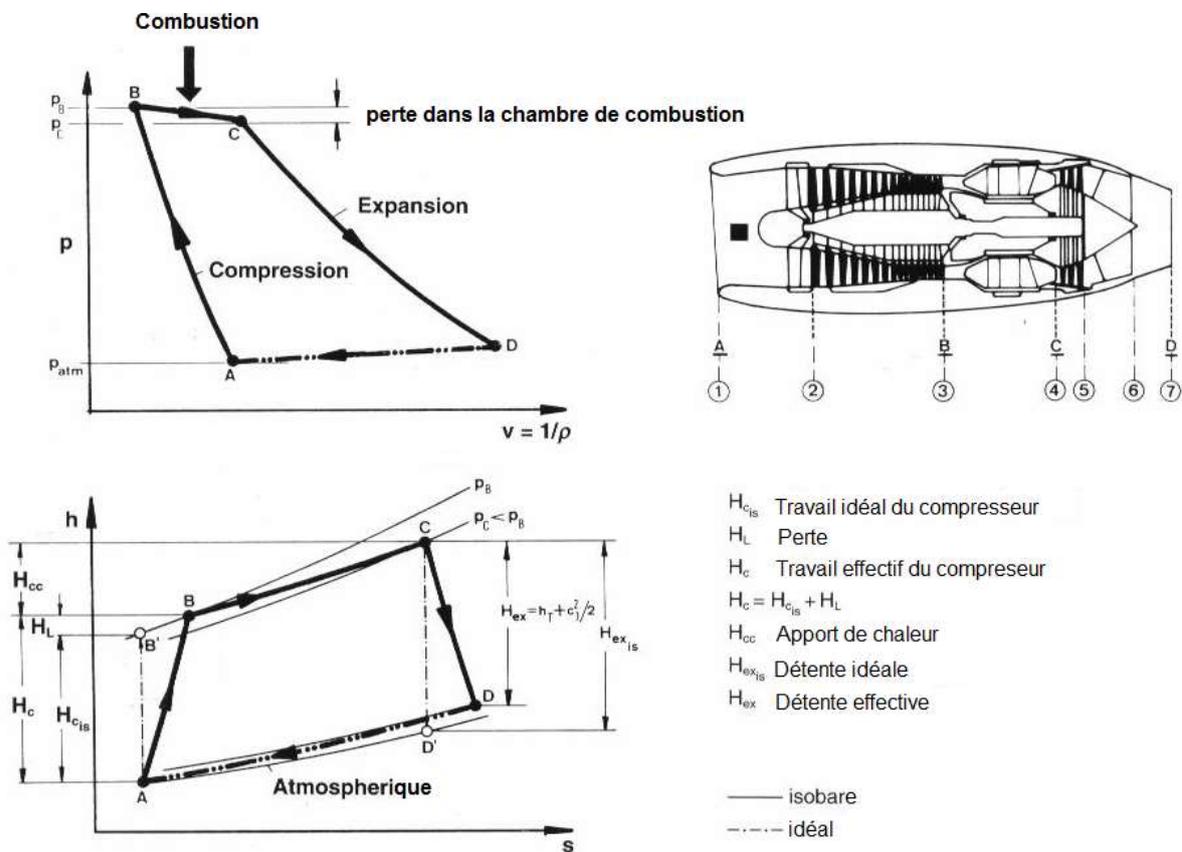


Fig I. 2 Cycle thermodynamique d'un moteur à réaction [1]

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 à réaction

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 aspiré 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'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.

a. Soufflantes (diffuseurs)

Les prises d'air communément appelées soufflantes ou diffuseurs consistent en un système de canalisation conçu pour abaisser la vitesse de l'air à une valeur inférieure acceptable pour une transformation plus ultérieure par d'autres éléments de moteur, et pour capturer la quantité exacte d'air exigée pour accomplir la diffusion avec une élévation maximum de la pression statique et une perte minimum de la pression totale. La soufflante fournit une poussée due au flux secondaire qui s'ajoute à la poussée engendrée par le flux primaire.



Fig I. 3 Diffuseur et soufflante

Etant donné que le gaz se comporte différemment pour des vitesses de vol subsoniques et supersoniques, les prises d'air sont par conséquent différentes.

La prise d'air subsonique a été largement utilisée dans le domaine de l'aviation subsonique civile et militaire. Ayant une section transversale quasi-circulaire, la soufflante constitue la partie amont de la nacelle. Les soufflantes subsoniques équipent aussi des avions de chasse opérant aux alentours de la vitesse du son. Dans ces applications, des soufflantes de section elliptique, semi-circulaire ou même irrégulière peuvent être montées de part et d'autre du fuselage et même au-dessous du fuselage.

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 aubages directeurs (ou aubages de pré-rotation) n'étant là que pour améliorer le fonctionnement du compresseur dans certaines conditions.

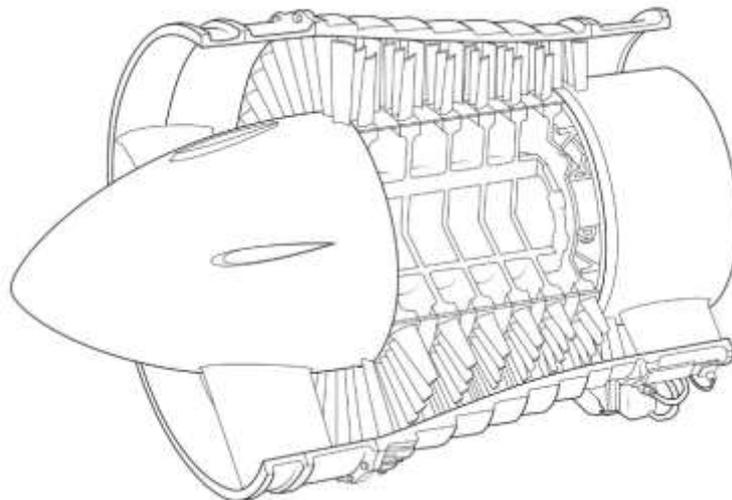


Fig I. 4 Compresseur axial

c. Chambre de combustion

Le processus de combustion dans les moteurs d'avions est un procédé d'apport de la chaleur à l'air comprimé dans une chambre de combustion ou un brûleur. La chambre de combustion est située entre le compresseur et la turbine, elle accepte l'air du compresseur et le livre à la turbine avec une température élevée. Quelques moteurs ont un deuxième système de combustion qui réchauffe l'écoulement où plus de carburant est brûlé dans un dispositif de postcombustion derrière les turbines pour augmenter la vitesse d'échappement pour la propulsion des avions supersoniques.

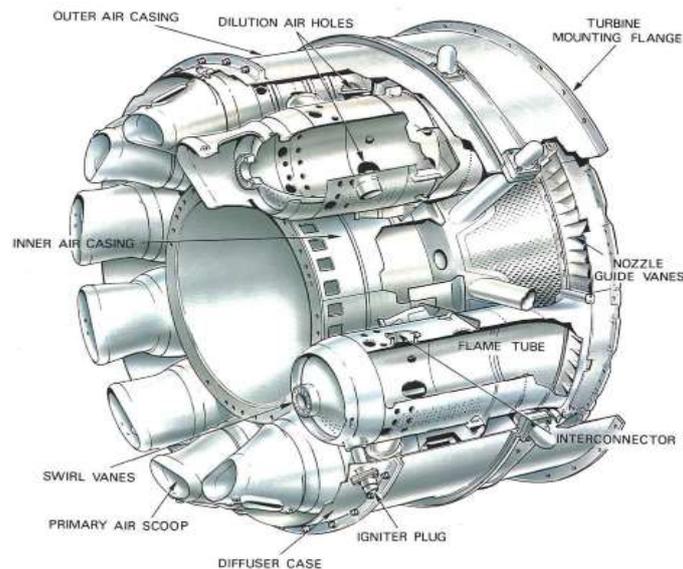


Fig I. 5 Chambre de combustion

d. Turbine

Le rôle de la turbine est d'entraîner le compresseur ainsi que les composants auxiliaires nécessaires au réacteur et à l'avion. Pour ce faire, elle prélève une partie de l'énergie cinétique des gaz sortant de la chambre de combustion. D'une façon générale on trouve dans une turbine :

- une partie fixe dite distributeur de turbine dont les aubages convenablement disposés dirigent l'écoulement gazeux sur les aubes de la partie mobile.
- une roue mobile « ROTOR » solidaire du compresseur par un arbre commun et dont les aubes constituent la turbine proprement dite.

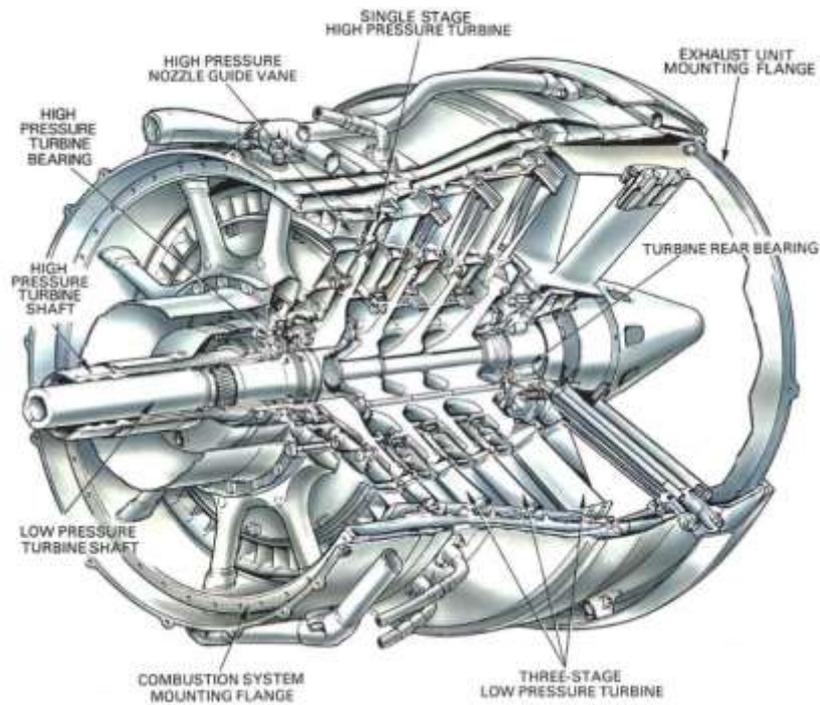


Fig I. 6 Turbine

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 entrainer le propulseur. La conception du dispositif d'échappement, exerce donc une influence considérable sur la performance du moteur.

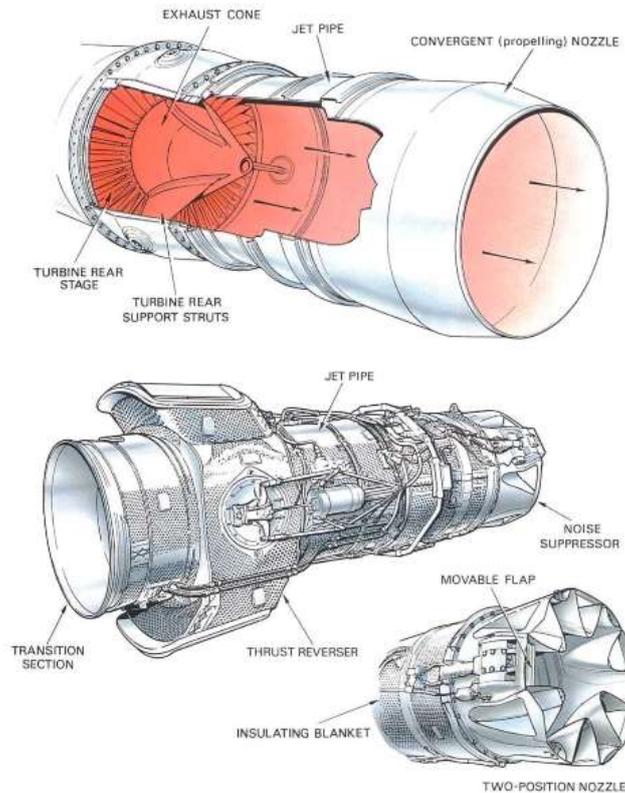


Fig I. 7 Tuyère

I.5 Classification des moteurs à réaction

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*)

Le GTR (Groupe Turbo Réacteur) simple flux utilise la réaction produite lors de l'échappement des gaz très chauds pour la propulsion de l'avion vers l'avant. En effet, l'air pénètre dans le moteur à travers la prise d'air il est ensuite comprimé par un compresseur multi-étagé puis envoyé dans la chambre de combustion, les gaz chauds se dilatent en passant par la turbine et ils sont accélérés dans la tuyère.

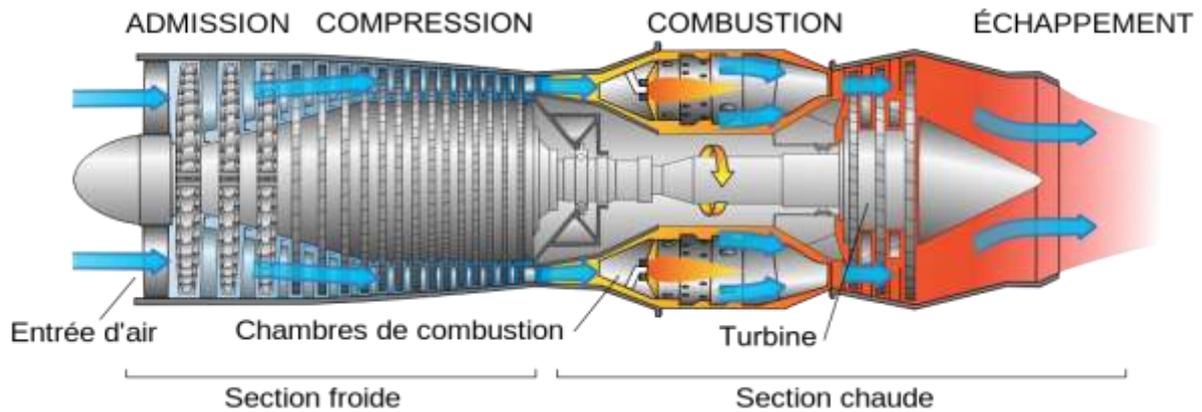


Fig I. 8 Illustration d'un turboréacteur [wikipedia]

I.5.2 Turbosoufflantes (*Turbofan*)

Les turbosoufflantes ont été développées pour combiner quelques-unes des meilleures caractéristiques du turboréacteur et du turbopropulseur. Les turboréacteurs sont conçus pour créer une poussée supplémentaire en détournant un flux d'air secondaire autour de la chambre de combustion. L'air de dérivation génère une poussée accrue, refroidit le moteur, et aide à la suppression du bruit d'échappement. Ceci permet une vitesse de croisière d'un turboréacteur avec une consommation moindre.

La turbosoufflante est un moteur à double flux et à double cœur. Elle a été conçue comme compromis entre le turbopropulseur et le turboréacteur simple flux. L'air est aspiré par les aubes du ventilateur (*fan*) et séparé par un carénage de séparation (*splitter fairing*) en deux écoulements, primaire et secondaire.

Après avoir traversé les aubes du ventilateur, le flux d'air primaire se dirige vers le compresseur basse pression (*LPC*) puis vers le compresseur haute pression (*HPC*) et il arrive dans la chambre de combustion où il est mélangé au carburant et mis à feu, l'écoulement des gaz fournit l'énergie à la turbine haute pression (*HPT*) ainsi qu'à la turbine basse pression (*LPT*).

Le flux d'air secondaire passe à travers une partie du ventilateur, vers les OGV (*Outlet Guide Vanes*) et refoulé par le conduit de décharge, en produisant approximativement 80 % de la poussée totale au décollage. Il joue également un rôle dans le système d'inverseur de poussée.

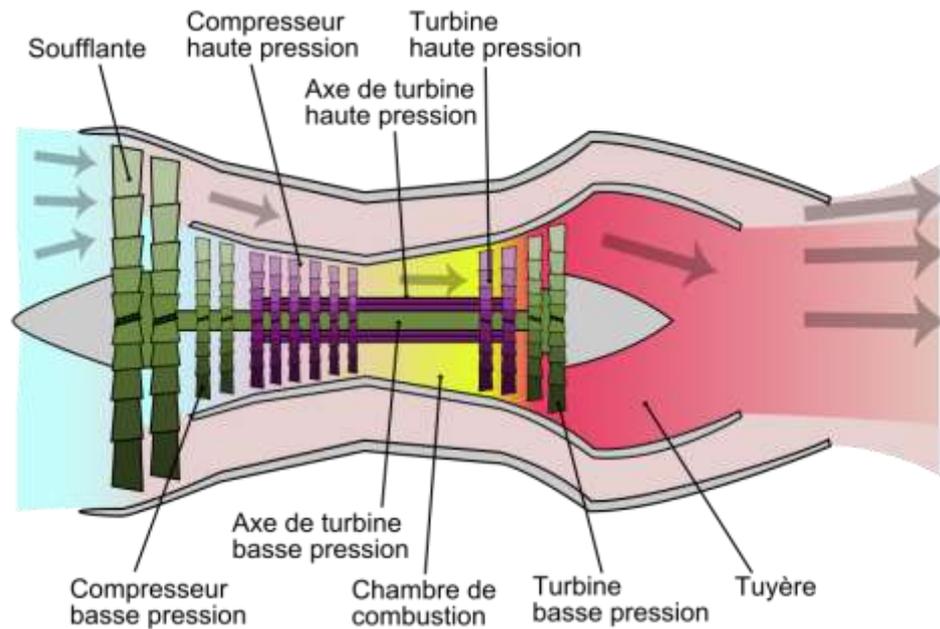


Fig I. 9 Coupe longitudinale d'une turbosoufflante [WIKI]

I.5.3 Turbomoteurs (*Turboshaft*)

Un autre type courant du moteur à réaction est le turbomoteur. Il délivre une puissance à un arbre qui entraîne autre chose qu'une hélice. La plus grande différence entre un turboréacteur et turbomoteur est que sur un turbomoteur, la plupart de l'énergie produite par les gaz en expansion est utilisée pour entraîner une turbine plutôt que produire une poussée. De nombreux hélicoptères utilisent un turbomoteur [7].

En outre, quelques variantes de turbomoteurs sont utilisées pour les unités auxiliaires de puissance pour fournir de l'air conditionné, démarrer un moteur principal, ou de servir comme source d'alimentation électrique de secours en vol ou au sol, ce qui rend l'aéronef indépendant de l'équipement de soutien au sol. Dans d'autres domaines autres que l'aviation, les turbomoteurs sont utilisés comme turbines à gaz entraînant, par exemple, des générateurs électriques stationnaires, ou équipant des navires et des chars militaires [1].

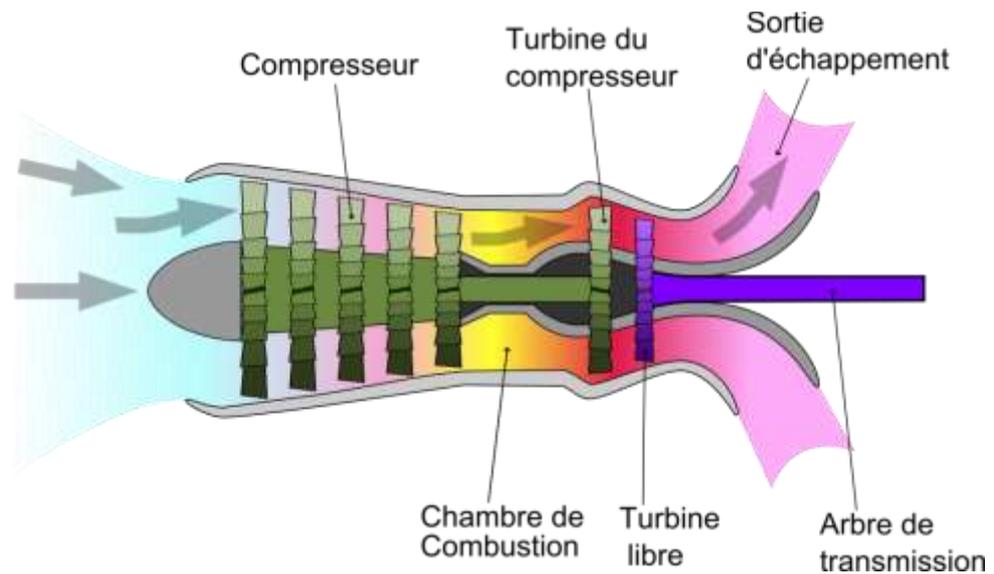


Fig I. 10 Coupe longitudinale d'un turbomoteur [WIKI]

I.5.4 Turbopropulseurs (*Turboprop*)

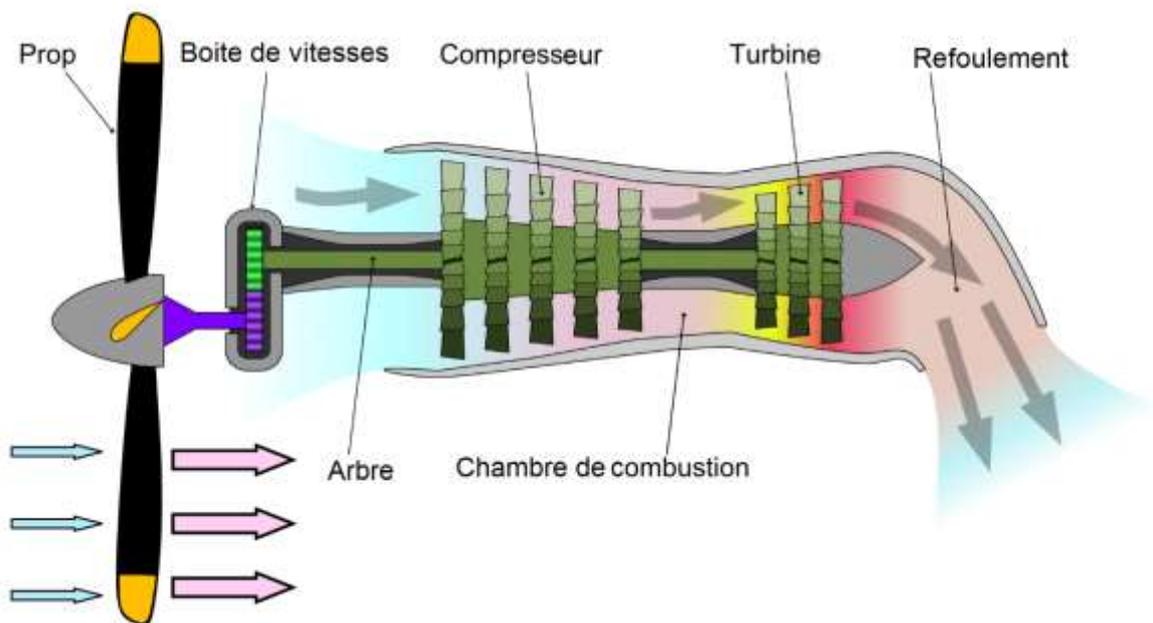


Fig I. 11 Coupe longitudinale d'un turbopropulseur [WIKI]

Les GTP, sont des turbomachines (générateur de gaz) couplée à une hélice tractive ou propulsive. Ils sont équipés de : une hélice, un réducteur, un compresseur, une chambre de combustion, une turbine et des tuyères d'éjection, L'air pénètre dans le moteur par une prise

d'admission grillagée, il est ensuite comprimé par un compresseur multi-étages puis envoyé dans la chambre de combustion où se fait le mélange air-carburant et la mise à feu.

Les gaz chauds se dilatent en passant par deux étages de turbine, le premier mène l'arbre à hélice en passant par un boîtier réducteur qui a pour rôle de diminuer la vitesse de rotation de l'hélice (ce qui augmente le couple). Finalement, les gaz chauds s'échappent par une grosse tuyère d'éjection.

I.5.5 Comparaison des efficacités propulsives

La figure I.10 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 turboréacteurs opèrent à une faible efficacité propulsive puisque cette vitesse est plus importante pour un turbopropulseur et plus faible pour un turboréacteur. 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]

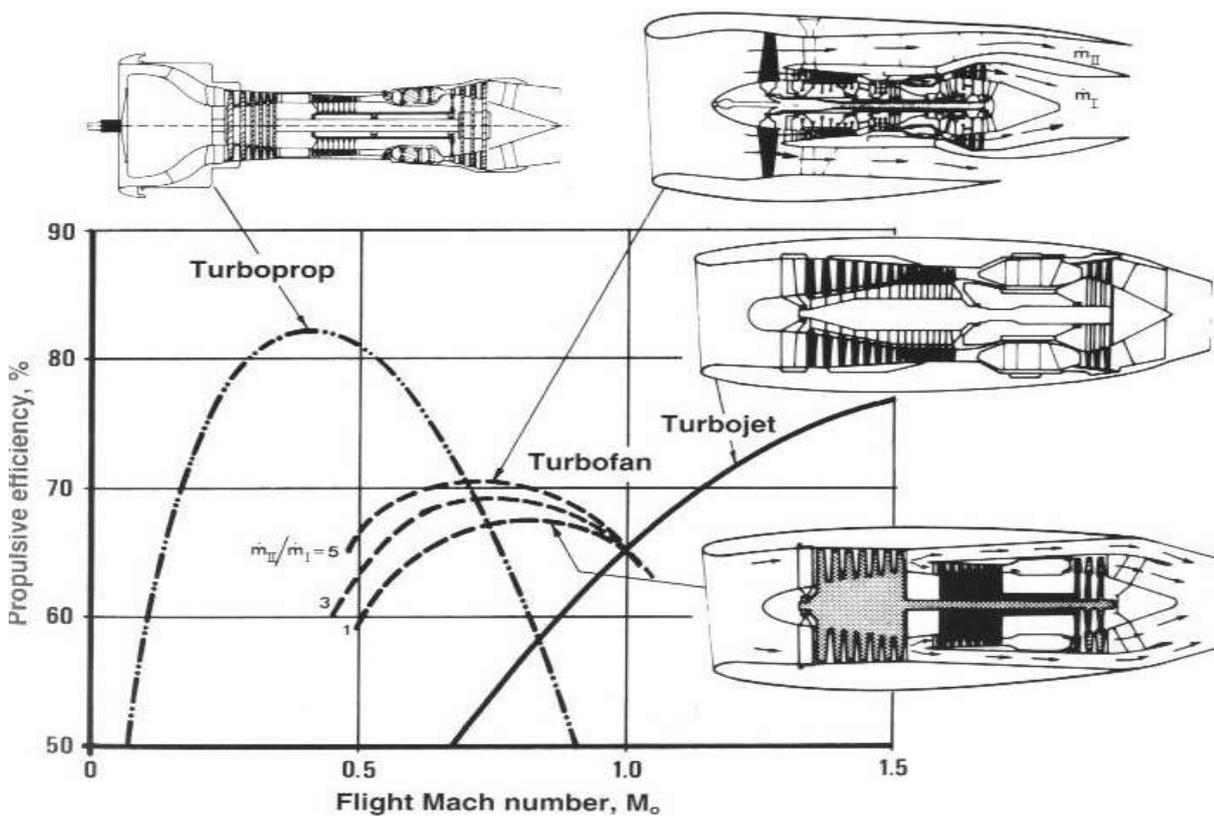


Fig I. 12 Comparaison des efficacités propulsives

I.6 Augmentation de la poussée

Dans certains cas, il est nécessaire d'augmenter la poussée au-dessus du niveau de la poussée normale du moteur. Les raisons sont les suivantes:

Lorsque le décollage des pistes de longueur réduite, ou sur une journée chaude, une vitesse de déjaugeage sécuritaire doit être réalisable. Pour les avions de combat, une poussée supplémentaire doit être fournie pour manœuvrer le vol. Une meilleure poussée peut facilement être atteinte par des moteurs plus puissants.

Toutefois, pour les avions de combat, en particulier, le poids lourd et le fonctionnement à court délai empêche l'installation de ces moteurs. Dans la pratique, l'augmentation de poussée est réalisée en appliquant le réchauffage qui est devenu une caractéristique de tous les avions supersoniques. Dans l'aviation civile l'injection d'eau a été utilisée jusqu'aux années 70 pour augmenter la poussée au décollage, mais l'avènement des turbosoufflantes à haut rapport de dilution, a rendu cette méthode obsolète.

I.6.1 Réchauffage (*Reheat*)

Une méthode très efficace et largement utilisée pour augmenter la poussée est le réchauffage ou la postcombustion qui permet une augmentation de la poussée de 50 pour cent. Lorsque la postcombustion est activée, sa flamme devient visible à l'échappement du jet.

À l'exception du Concorde, le réchauffage est utilisé uniquement par des avions militaires supersoniques. Pour les avions de combat, le réchauffage est d'une grande importance, non seulement pour accélérer l'avion rapidement, mais pour échapper en toute sécurité de l'arène du combat. Une autre raison du réchauffage est de réduire la course de décollage.

Les premières tentatives sur le marché civil furent couronnées de succès également, comme l'a montré le Concorde et de l'époque soviétique le Tu-144. Les réglementations concernant le bruit banniront toutes les futures applications civiles du réchauffage.

La technologie de réchauffage utilise le fait que les gaz chauds, après la traversée de la turbine, contiennent encore des quantités suffisantes d'oxygène pour permettre une seconde combustion par une injection appropriée de combustible. (Il convient de rappeler que seule une partie de l'air issu du compresseur est utilisée pour la combustion, la plus grande proportion utilisée à des fins de refroidissement).

I.6.2 Injection d'eau

Cette méthode a été largement utilisée en aviation civile jusqu'aux années 70. Le principe de cette méthode consiste dans le fait que conformément au théorème de conservation de la quantité de mouvement, la poussée est proportionnelle au débit du flux d'air tout comme l'est à la vitesse. Le débit quant à lui dépend de la densité qui peut varier en fonction de la température ou en fonction d'altitude.

La température de l'écoulement peut être diminuée en injectant de l'eau à la sortie du compresseur. En se vaporisant, la température de l'écoulement diminue mais sa masse et sa densité augmentent ainsi que le débit ce qui augmente la poussée. Mais suite à l'avènement des turbosoufflantes à haut rapport de dilution et leurs poussées importantes, l'injection d'eau a été dépassée tout en ayant le mérite d'avoir été un épisode intéressant dans la quête d'améliorer la poussée.

I.7 Considérations environnementales

En dehors de la tâche pour laquelle ils ont été conçus, de nombreux produits industriels génèrent des effets secondaires qui sont indésirables, mais inévitables. Lorsque ces effets donnent lieu à des préoccupations du public, les remèdes doivent être recherchés sous forme de solutions techniques qui éliminent ou réduisent au minimum les désagréments [8].

La turbine à gaz d'un aéronef, conçu comme un moteur pour propulser des avions, a besoin de l'atmosphère terrestre pour fonctionner. Les effets environnementaux du moteur à réaction sont le bruit et les gaz d'échappement, caractéristiques externes au moteur et n'influent pas directement sur le fonctionnement de l'aéronef.

I.7.1 Bruit

Le facteur le plus gênant causant la préoccupation communautaire est le bruit du moteur qui, dans les cas graves peut être perçu comme un préjudice [9].

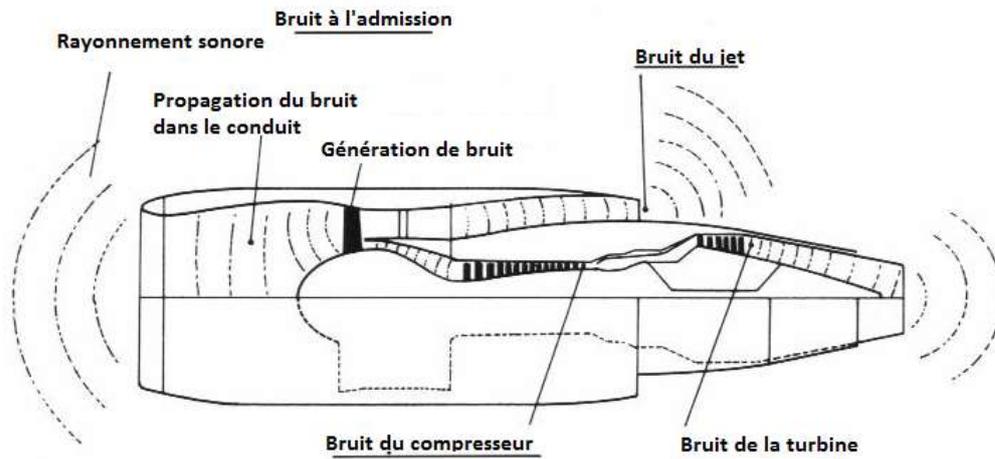


Fig I. 13 Sources internes de bruit

La conversion de l'énergie au sein du réacteur, nécessaire à la production de la poussée, nécessite de grandes masses d'air à traiter. Une partie de l'énergie est absorbée par les oscillations des molécules d'air qui donnent lieu à des ondes sonores. Bien que le contenu énergétique des ondes sonores soit faible, la propagation ne peut pas être contenue et est seulement légèrement étouffée.

Conformément à la théorie de Lighthill [1], l'intensité rayonnée du bruit peut être écrite sous la forme :

$$I \approx \rho D^2 V^n \quad (\text{I.1})$$

A des vitesses élevées d'évacuation du jet (environ 400 à 500 m/s), l'intensité de propagation du son augmente à mesure d'une puissance huit de la vitesse de sortie ($n = 8$), tandis qu'à des vitesses d'échappement faibles (environ 200 m/s) l'intensité sonore augmente seulement comme une puissance deux ($n = 2$). Une réduction du bruit du jet peut être réalisée avec des turbosoufflantes ayant un haut rapport de dilution. Les recherches ont montré bien avant l'avènement des turbosoufflantes, qu'à un rapport de 10, le bruit peut être réduit de 50 pour cent.

Un grand potentiel pour la réduction du bruit réside dans la conception aérodynamique de la prise d'air (soufflante). L'option la plus efficace est l'utilisation des prises d'air à lèvres bien arrondies.

Une autre option consiste à utiliser des matériaux absorbants dans la construction des prises d'air. De tels matériaux incorporent de petites cavités résonantes qui étouffent la pression acoustique en allouant à l'air fluctuant d'entrer et de sortir via un mur poreux.

I.7.2 Emissions gazeuses

Les turbines à gaz utilisent des hydrocarbures comme combustible et de l'oxygène comme comburant. En raison à la fois à de la combustion incomplète et de la chaleur du processus de combustion, le jet contient des polluants qui sont considérés comme dangereux pour la vie sur terre. Ces polluants sont les suivants :

- Le monoxyde de carbone ;
- Les hydrocarbures imbrûlés (CH_n) ;
- Le carbone imbrûlé (C) ;
- Les oxydes nitriques (NO_x).

Dans une chambre de combustion typique, le débit d'air provenant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion à travers une section de diffusion. Environ un quart du débit d'air pénètre dans la zone de combustion primaire, soit par des vrilles ou des trous. Le carburant est également injecté dans la zone primaire où il se mélange avec l'air. Dans la zone primaire, la combustion est initiée, conduisant à une forte augmentation de la température.

Les trois quarts restants du flux d'air contournent la zone primaire et pénètrent dans les zones secondaire et tertiaire de la chambre de combustion. Dans la zone secondaire, la combustion est terminée, tandis que dans la zone tertiaire mélange avec l'air de dilution provoque une baisse de la température. Les zones d'une chambre de combustion ne sont pas physiquement séparés les uns des autres, ce qui rend la réaction chimique un processus continu qui se prolonge sur toute la longueur de la chambre de combustion.

Les fluctuations turbulentes dans la zone primaire se traduisent par de grandes variations des temps de séjour des gaz qui, avec des températures élevées, provoquent des changements rapides dans les concentrations des produits de combustion. Ce procédé détermine la composition du gaz d'échappement.

Un autre facteur affectant la composition des gaz d'échappement est le développement de la température dans la chambre de combustion. Dans la zone primaire, la température monte en flèche à une valeur maximale de 2200K, mais à la sortie de la chambre de combustion elle chute à 1200K.

Des études ont montré, par exemple, qu'un temps de séjour plus long des gaz dans la partie arrière de la chambre de combustion augmente considérablement la conversion du carbone en monoxyde de carbone - un procédé qui élimine les traces de fumée. En outre, si la température maximale dans la zone primaire peut être maintenue aux alentours de 1800K, la

formation d'oxydes d'azote sera entravée. Ceci peut être obtenu en répartissant l'alimentation en air primaire, conformément aux réglages de poussée du moteur.

Les exigences environnementales diverses doivent être satisfaites afin d'arriver à une combustion optimisée, sans toutefois pénaliser les performances du moteur. Comme la sensibilité environnementale a augmenté, de grands efforts ont été faits pour se conformer à la réglementation.

De grands progrès ont été réalisés dans la technologie de combustion, qui se sont manifestés dans les exemples suivants :

- Dans une chambre de combustion expérimentale équipant le moteur JT9D monté le B747, les chambres de combustion individuelles ont été remplacées par trois chambres séparées. Cette disposition a permis de réduire de façon conséquente le contenu des oxydes nitriques.
- Un profil uniforme de température a été obtenu avec une chambre de combustion réalisant une combustion étagée avec une zone de pré-mélange de l'air et du combustible.

I.8 Conclusion

Dans ce chapitre en a vu un bref historique sur le développement des moteurs réactions ainsi la classification et la composition de ces derniers, les retombées environnementales ainsi que les méthodes d'augmentation de la poussée.

Chapitre II : Etude descriptive des moteurs à réaction

II.1 Introduction

Les contraintes actuelles, tant écologiques qu'économiques, 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. De ce fait il est nécessaire de comprendre les processus physique et chimique prépondérants au sein d'un moteur à réaction permettent non seulement l'amélioration des systèmes actuels mais aussi le développement de nouvelles technologies. Dans ce deuxième chapitre, on évoque la partie mathématique et théorique des différents paramètres influents la conception des différentes parties d'un moteur à réaction.

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.

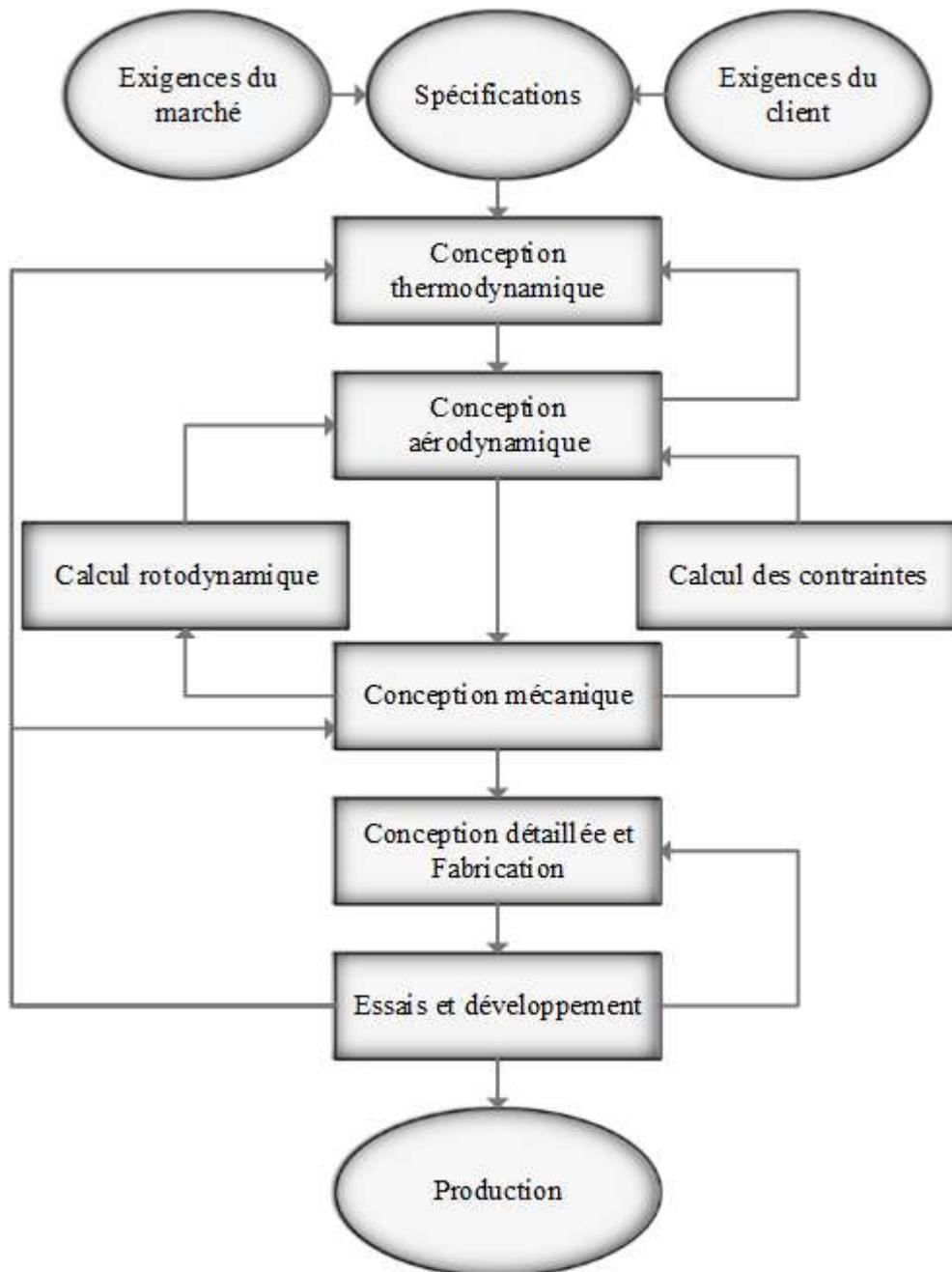


Fig II. 1 Etapes préliminaire de la conception d'un turboréacteur.

La première étape dans le processus de conception est 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.

Lorsque les principaux paramètres sont définis par l'analyse thermodynamique, la conception aérodynamique des turbomachines et d'autres composants peuvent commencer. Le nombre d'étages, la taille globale, les vitesses de rotation, l'efficacité et d'autres paramètres aérodynamiques peuvent être déterminés.

Une fois que la forme aérodynamique est déterminée, la conception mécanique des composants peut commencer, à ce stade, les propriétés mécaniques, telles que les sollicitations mécaniques et les vibrations sont évaluées.

Ce processus doit être en constante rétroactivité entre les différentes disciplines et les changements concernant un composant peuvent engendrer des changements dans un autre. La **fig II.1** illustre un diagramme synoptique représentant un procédé de conception générale.

II.3 Paramètres caractéristiques d'un moteur à réaction

II.3.1 Poussée

Elle est définie comme étant la mesure de la force avec laquelle le réacteur, pousse sur ses points de fixation. [10]

$$\mathbf{F} = \mathbf{Q}(C - v) \quad (\text{II.1})$$

C : La vitesse d'éjection des gaz.

v : La vitesse de déplacement du réacteur.

Q : Le débit massique de l'air.

II.3.2 Consommation spécifique de combustible

C'est un facteur très important, car il conditionne le temps de col et le rayon d'action de l'appareil.

Par convention, il a été décidé de rapporter la consommation horaire a l'unit é de poussée.

$$C_{sp} = \frac{3600 Q_f}{\mathbf{F}} \quad (\text{II.2})$$

Q_f : Débit du carburant (Kérosène)

II.3.3 Poussée spécifique

C'est la poussée par unité de débit massique par unité du gaz éjecté par le réacteur :

$$F_{\text{spé}} = \frac{F}{Q + Q_f} \quad (\text{II.3})$$

II.3.4 Etude aérodynamique du moteur à 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.

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 :

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{m} \cdot \vec{V}) = \sum \vec{F} \quad (\text{II.4})$$

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

II.4.2 Equation d'Euler

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad } P \quad (\text{II.5})$$

L'équation d'Euler est appliquée si l'énergie se conserve pour n'importe quel mouvement d'un fluide.

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

$$d\vec{I} = \vec{v} \cdot d\mathbf{m} \quad (\text{II.6})$$

$$\frac{d\vec{I}}{dt} = \rho \int \frac{d\vec{v}}{dt} \cdot d\mathbf{v} = \vec{F}_c + \vec{P}_e \quad (\text{II.7})$$

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

\vec{P}_e : Résultants des forces extérieures 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 considérant le volume V de surface extérieure S fixe dans l'écoulement.

L'équation de la conservation de la masse est écrite sous sa forme intégrale comme suit :

$$\int \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds + \int \frac{\partial \rho}{\partial t} dv = 0 \quad (\text{II.8})$$

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

$$\rho S dv + \rho v dS + v S d\rho = 0 \quad (\text{II.9})$$

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.

$$C_p T + \frac{1}{2} V^2 = Cte \quad (\text{II.10})$$

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 :

$$C_p T + \frac{1}{2} V^2 = C_p T_0 \quad (\text{II.11})$$

T_0 : étant la température totale ou d'arrêt.

T : étant la température statique.

II.4.5 Nombre de Mach et la vitesse du son

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 :

$$M = \frac{V}{a} \quad (\text{II.12})$$

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. [12]

$$a = \sqrt{\gamma r T} \tag{II.13}$$

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 :

(1)	$(M < 1)$ Subsonique	$(M^2 - 1) < 0$ $S \nearrow V \searrow P \nearrow; S \searrow V \nearrow P \searrow$
(2)	$(M > 1)$ Supersonique	$(M^2 - 1) > 0$ $S \nearrow V \nearrow P \searrow; S \searrow V \searrow P \nearrow$

Tab II. 1 Variation de nombre de mach.

II.5 Eléments d'un turboréacteur

Le turboréacteur quant à lui est constitué des éléments fondamentaux suivants :

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

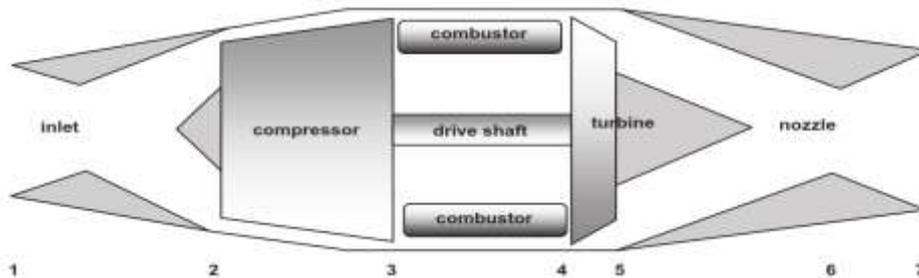


Fig II. 2 Différents station d'un turboréacteur.

II.5.1 Diffuseur

Pour connaître l'état de l'écoulement à la sortie de l'entrée d'air, il est tout d'abord nécessaire de le connaître à l'entrée, il s'agit bien entendu des conditions ambiant. A vrais dire l'infini amont est caractérisé par les conditions statiques P_1 et T_1 .

II.5.1.1 Grandeur totales entrée d'air parfaite (isentropique)

$$T_{2_{is}} = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \quad (\text{II.14})$$

$$P_{2_{is}} = P_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.15})$$

II.5.1.2 Grandeur totales entrée d'air avec pertes

$$T_2 = T_1 \left[1 + \eta_{is} \left(\frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \right] \quad (\text{II.16})$$

$$P_2 = P_1 \left[1 + \eta_{is} \left(\frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.17})$$

II.5.2 Compresseur

Les turbocompresseurs fonctionnent avec le principe qui consiste à accélérer le fluide, puis convertir l'énergie cinétique en énergie potentielle. L'augmentation de l'énergie Potentielle se manifeste par l'augmentation de la pression, d'après l'équation de Bernoulli :

$$\frac{P_2}{\rho} + \frac{1}{2} V_2^2 + g z_2 = \frac{P_3}{\rho} + \frac{1}{2} V_3^2 + g z_3 \quad (\text{II.18})$$

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.

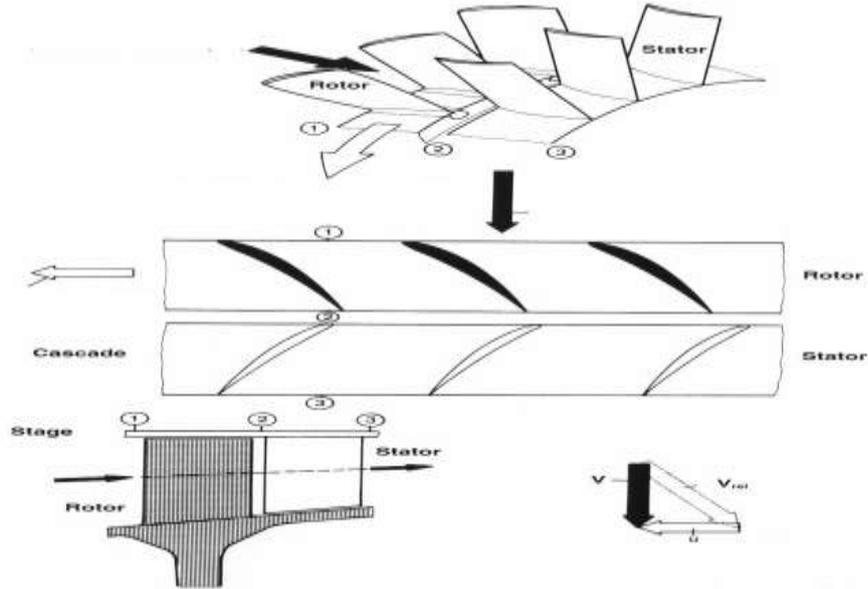


Fig II. 3 Stator et rotor d'un compresseur axial.

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.

$$\vec{V} = \vec{U} + \vec{W} \tag{II.19}$$

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

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

\vec{U} : Vitesse de rotation a la section considérée. (Entrainement).

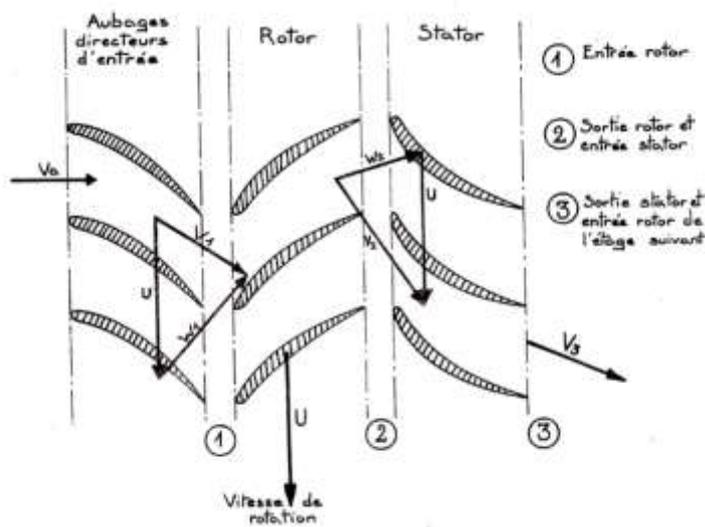


Fig II. 4 Diagramme des vecteurs vitesses pour un rotor et un stator.[12]

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

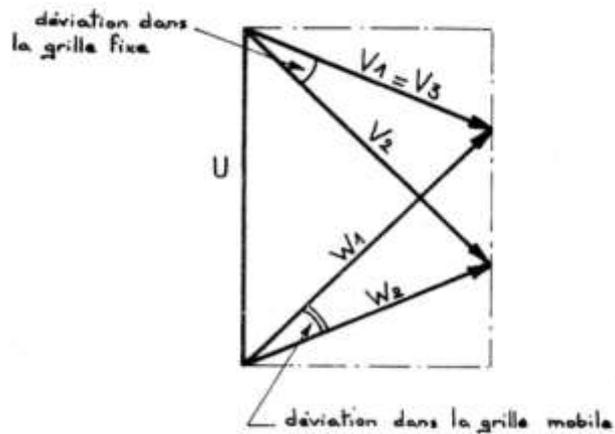


Fig II. 5 Diagramme des triangles de vitesse d'un étage.[12]

II.5.2.1 Travail du compresseur [13]

$$W = U_c \cdot V'_c \tag{II.20}$$

II.5.2.2 Temperature totales

$$\Delta T_{tc} = \frac{\Delta H_{tc}}{C_p} \tag{II.21}$$

$$T_{tc3} = T_{tc2} + \Delta T_{tc} \tag{II.22}$$

II.5.2.3 Temperature statique

$$T_{sc3} = T_{tc3} - \frac{V^2}{2C_p} \tag{II.23}$$

II.5.2.4 Nombre de Mach

$$M_3 = \left[\left(\frac{T_{tc3}}{T_{sc3}} - 1 \right) \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right]^{1/2} \tag{II.24}$$

II.5.2.5 Pression statique

$$P_{sc3} = P_{tc3} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} \tag{II.25}$$

II.5.2.6 Masse volumique totales

$$\rho_{tc3} = \frac{P_{tc3}}{r \cdot T_{tc3}} \quad (\text{II.26})$$

II.5.2.7 Masse volumique statique

$$\rho_{sc3} = \rho_{tc3} \left(\frac{P_{sc3}}{P_{tc3}} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (\text{II.27})$$

II.5.2.8 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 :

$$\frac{P_3 - P_2}{\rho_t} = \Delta W \times OH \quad (\text{II.28})$$

II.5.2.9 Taux de compression d'un compresseur

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

$$\tau = \frac{P_{tc3}}{P_{tc2}} \quad (\text{II.29})$$

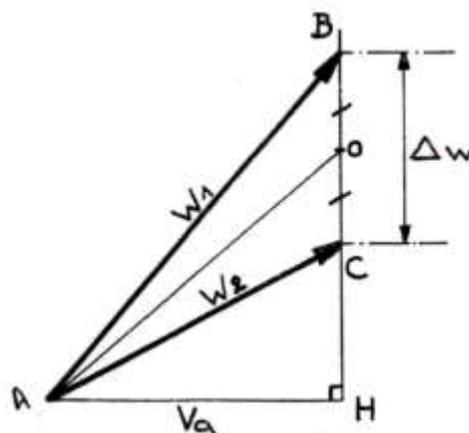


Fig II. 6 Augmentation de pression dans la grille mobile.

II.5.2.10 Rendement de la compression

- Pour un étage

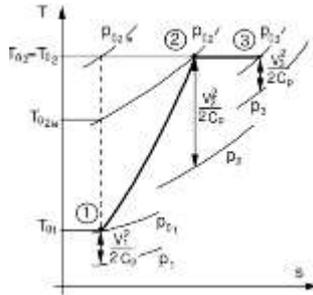


Fig II. 7 Rendement de la compression d'un étage de compresseur.

$$\eta_c = \frac{T_{2is} - T_1}{T_2 - T_1} \tag{II.30}$$

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

II.5.2.11 Rendement isentropique du compresseur

Ce rendement s'appelle isentropique parce qu'il compare la transformation réelle a une transformation isentropique fictive.

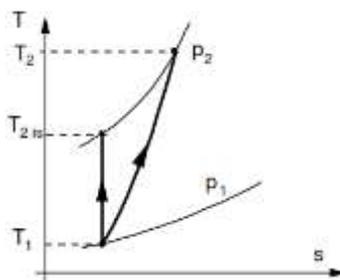


Fig II. 8 Rendement isentropique du compresseur.

$$\eta_{isc} = \frac{\Delta W_{Tis}}{\Delta W_T} = \frac{h_{3is} - h_2}{h_3 - h_2} \tag{II.31}$$

II.5.2.12 L'évolution de différentes grandeurs :

	V	W	P
Rotor	↗	↘	↗
Stator	↘	↘	↗

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

II.5.3 Chambre de combustion

La modélisation de la combustion nous sert à calculer le débit de fioul nécessaire pour atteindre une température de combustion T_{comb} que nous imposons en fonction de la poussée requise et des matériaux employés dans la turbine.

Théoriquement la combustion se fait à une pression constante (isobare) et développe une puissance calorifique suivante :

$$P_c = Q_f \cdot P_{CI} \quad (II.32)$$

II.5.3.1 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 ($d_{réel} \neq 1/15$). [14]

II.5.3.2 La richesse

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

Si $r_e = 1$: mélange stœchiométrique.

Si $r_e > 1$: mélange riche.

Si $r_e < 1$: mélange pauvre.

II.5.3.3 Dilution

La quantité du combustible supplémentaire à l'air dépendra de l'échauffement exigé. Cependant, la température maximale est limitée dans la gamme de 850 à 1700°C par les matériaux à partir desquels les lames et les becs de turbines sont faits. L'air a été déjà chauffé entre 200 et 550°C par le travail effectué pendant la compression, donnant une condition d'échauffement de 650 à 1150°C du processus de combustion. [14]

Dans l'opération normale, le rapport air/carburant global d'une chambre de combustion peut varier entre le 45:1 et 130:1, cependant, le kérosène brûlera seulement efficacement, ou près, d'un rapport de 15:1, ainsi le carburant doit être brûlé avec seulement une partie de l'air entrant dans la chambre, dans ce qui s'appelle une zone primaire de combustion. Ceci est réalisé à l'aide d'un tube de flamme (fourreau de combustion) qui a 36 divers dispositifs de chambres de combustion pour doser la distribution de flux d'air le long de la chambre.

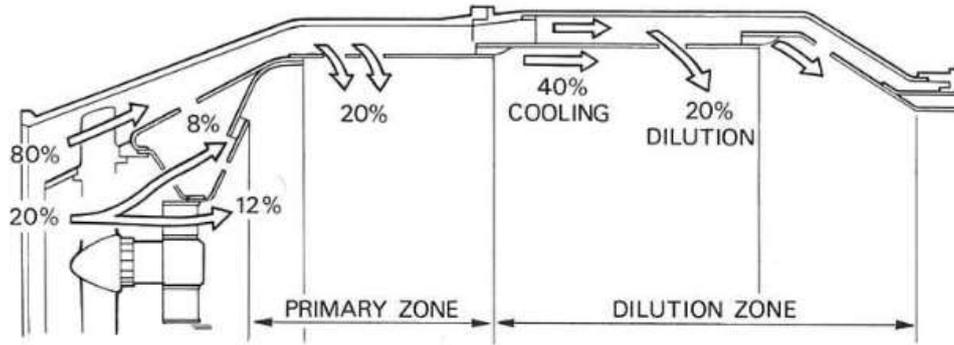


Fig II. 9 Répartition du flux d'air.

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 :[13]

$$Q_{34} = C_p \cdot (T_4 - T_3) \quad (\text{II.33})$$

$$C_p = (1.077 - 0.618 \cdot (T_t / 10^3) + 1.619 \cdot (T_t / 10^3)^2 - 1.408 \cdot (T_t / 10^3)^3 + 0.551 \cdot (T_t / 10^3)^4 - 0.082 \cdot (T_t / 10^3)^5) \cdot 10^3 \quad (\text{II.34})$$

$$\Delta H_{cc} = H_4 - H_3 \quad (\text{II.35})$$

II.5.3.4 Temperature totales

$$T_{tcc4} = \frac{\Delta H_{cc}}{C_p} + T_{tcc3} \quad (\text{II.36})$$

II.5.3.5 Temperature statique

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

II.5.3.6 Pression Totales

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

II.5.3.7 Masse volumique statique

$$\rho_{scc4} = \frac{P_{scc4}}{r \cdot T_{scc4}} \quad (\text{II.39})$$

II.5.3.8 Masse volumique totale

$$\rho_{tcc4} = \frac{P_{tcc4}}{r \cdot T_{tcc4}} \quad (\text{II.40})$$

II.5.3.9 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.

$$\mathcal{P}_{tr} = (q_{ma} - q_{mc}) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_3) \tag{II.41}$$

II.5.3.10 Le rendement de combustion

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

$$\eta_{cc} = \frac{(q_{ma} - q_{mc}) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_3)}{Q_f \cdot P_{CI}} \tag{II.42}$$

II.5.4 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.[13]

II.5.4.1 Triangle de vitesse

A la sortie de la chambre de combustion, les gaz sont déviés par les aubes statorique ; les canaux sont donc convergents ($S > s$), la vitesse augment ($V_2 > V_1$ en valeur absolue). Les gaz pénètrent ensuite dans la grille mobiles à une vitesse relative \vec{w}_2 .[12]

$$\vec{V}_2 = \vec{w}_2 + \vec{U}_2 \tag{II.43}$$

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

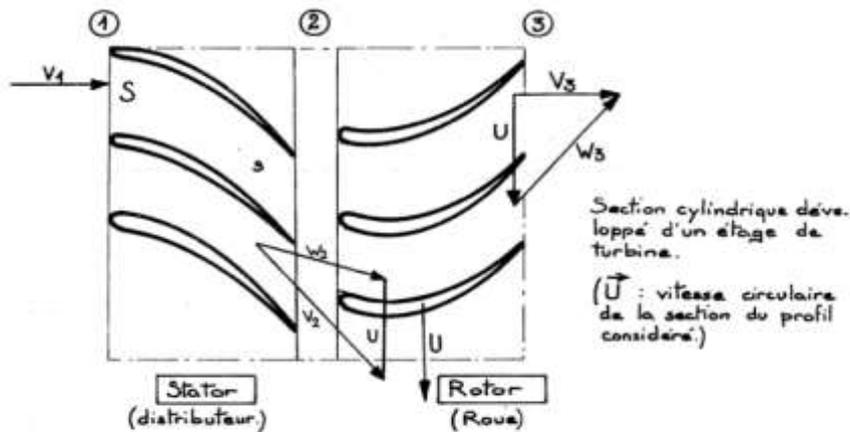


Fig II. 10 Diagrammes des vitesses d'un stator et rotor d'une turbine.

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.

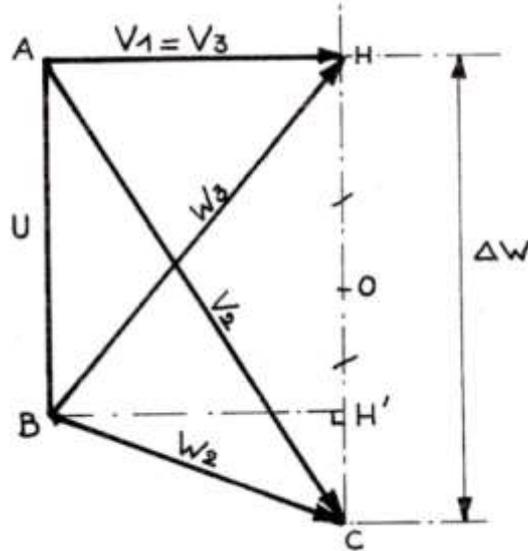


Fig II. 11 Diagrammes des différents vecteurs de vitesse d'un étage de turbine.

II.5.4.2 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 façon 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.

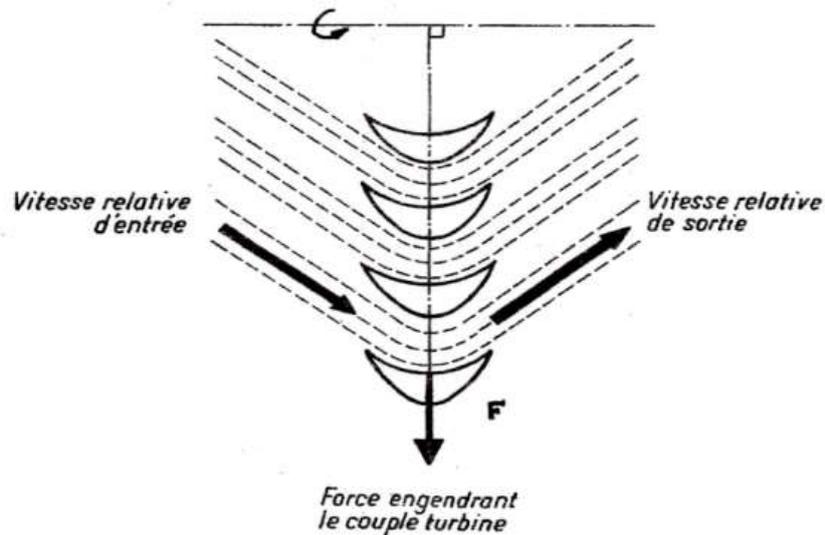


Fig II. 12 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à action.

- Turbine à réaction

Dans ce type de turbines, le canal constitue par deux aubages successifs du rotor, constitue un nouveau 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).

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

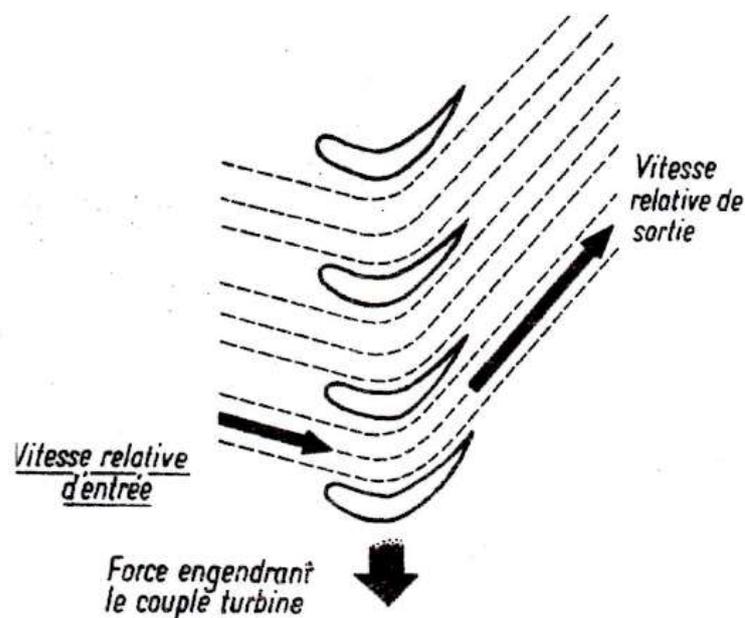


Fig II. 13 Action des gaz sur les aubes engendrent la rotation du rotor à réaction.

- Comparaison des turbines à action et à réaction

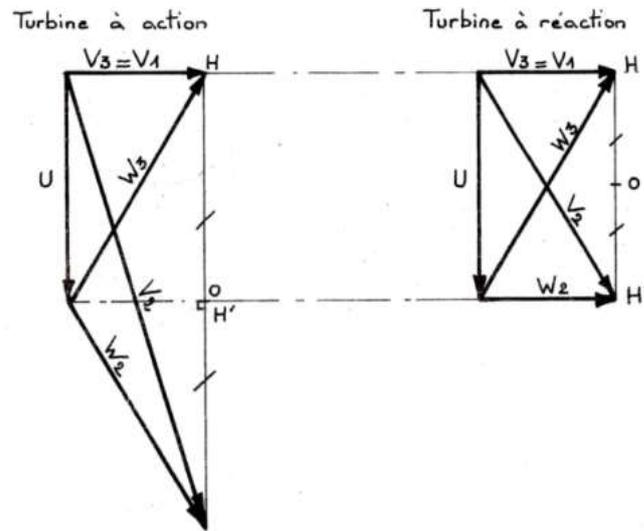


Fig II. 14 Comparaison des turbines à action est à réaction (diagramme des vitesses).

II.5.4.3 Temperature statique :

$$\Delta T_{sT} = \frac{\Delta H_T}{C_p} \tag{II.44}$$

$$T_{sT4} = T_{sT5} + \Delta T_{sT} \tag{II.45}$$

II.5.4.4 Nombre de mach

$$M_{T4} = \left[\left(\frac{T_{tT4}}{T_{sT4}} - 1 \right) \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \tag{II.46}$$

II.5.4.5 Pression totale

$$P_{tT5} = P_{tT4} \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \tag{II.47}$$

II.5.4.6 Pression statique

$$P_{sT5} = P_{tT5} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} \tag{II.48}$$

II.5.4.7 Masse volumique totale

$$\rho_{tT5} = \frac{P_{tT5}}{r \cdot T_{tT5}} \tag{II.49}$$

II.5.4.8 Masse volumique statique

$$\rho_{sT5} = \frac{P_{sT5}}{r \cdot T_{sT5}} \quad (\text{II.50})$$

Les étages des deux turbine (HP/BP) sont périodique, donc on a une symétrie des triangles des vitesses ; pour cela en utilise les même formules si dessus.

II.5.4.9 Travail de la turbine

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

$$w_{45} = C_p (T_4 - T_5) \quad (\text{II.51})$$

II.5.4.10 Le rendement de la turbine

Le rendement de la turbine est défini comme suit :

$$\eta_T = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5is}} \quad (\text{II.52})$$

T_{5is} : La température à la sortie de la turbine si l'évolution est isentropique entre les mêmes pressions :

$$\frac{T_4}{T_{5is}} = \left(\frac{P_4}{P_5} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.53})$$

On pose :

$$\tau = \frac{P_4}{P_5} \quad (\text{II.54})$$

On pourra écrire w_{45} autrement on introduisant le η_T et τ :

$$w_{45} = C_p T_{t4} \eta_T \left(1 - \frac{1}{\tau^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \quad (\text{II.55})$$

Les sollicitations mécaniques et thermiques simultanée favorisent le fluage qui consiste en un allongement continu des matériaux qui subissent une charge élevée à haute température. Contrairement aux allongements élastiques que l'on constate à froid, le fluage engendre des déformations permanentes. C'est donc de la résistance au fluage de matériaux utilisés que dépend la viabilité a plus ou moins longue échéance l'avarie du réacteur.

Le refroidissement par air est déjà utilisé depuis longtemps pour refroidir les disques rotor des étages de turbine et les pieds d'aubes en prélevant de l'air H.P. pour des températures encore très élevées, il est intéressant de faire appel à la nouvelle technique du film d'air le long de la surface extérieure des aubes, de façon à couvrir celles-ci d'une couches isolante.

L'avantage de ce système est que l'on peut doser exactement la quantité d'air désiré sur chaque partie d'un profil, de façon à obtenir un refroidissement uniforme.

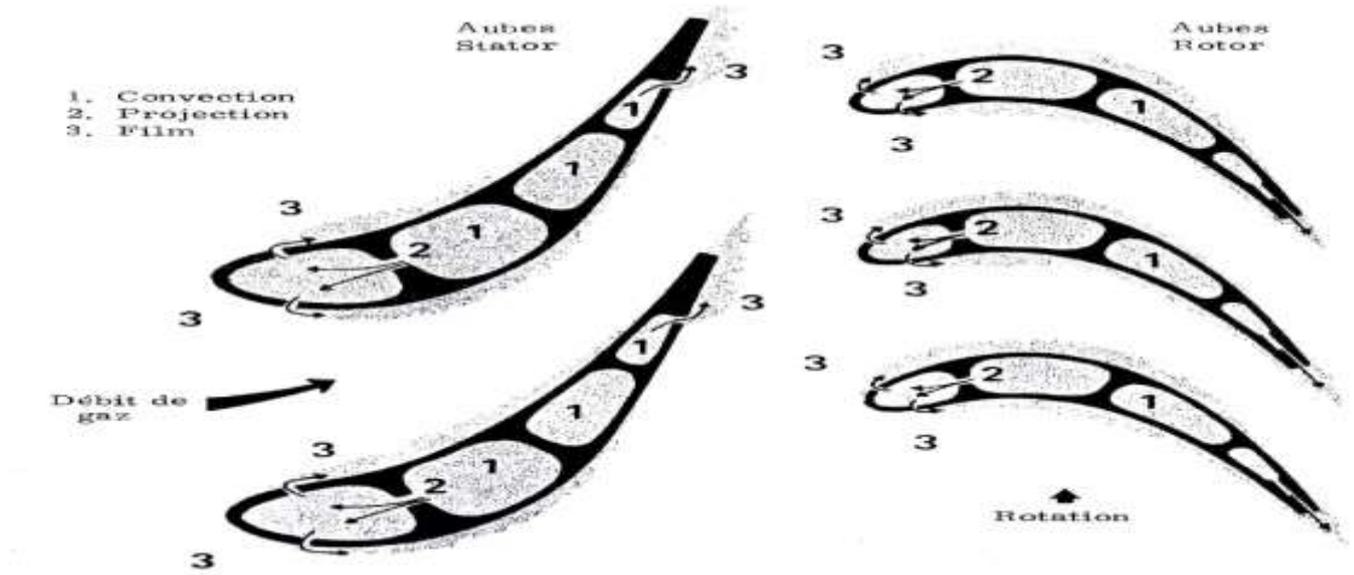


Fig II. 15 Refroidissement par filme des aubes de turbine. [12]

II.5.5 Tuyère :

Dans la tuyère, chaque molécule de gaz écrasée par les parois convergentes est poussée vers l'arrière. Cet effet de tassement fait augmenter la vitesse. Le rythme d'accroissement de la vitesse est plus rapide que le rythme de dilatation des gaz, mais la tuyère maintient cet effet de tassement.

II.5.5.1 Vitesse déjection des gaz

D'après l'équation de conservation de l'énergie on a :

$$C_p \left(T + \frac{V^2}{2C_p} \right) = Cte \tag{II.56}$$

D'où :

$$C_p \cdot (T_5 - T_6) = \frac{V_6^2 - V_5^2}{2} \tag{II.57}$$

Et en d'autre part

$$P_6 = T_6 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \tag{II.58}$$

$$\tau_{tyr} = \frac{P_6}{P_{atm}} \tag{II.59}$$

Donc on pourra d'après toutes ces équations tiré l'expression de la vitesse d'éjection comme suite :

$$V_2 = \sqrt{2C_P T_{t6} \left(1 - \tau_{\text{tyr}}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)} \quad (\text{II.60})$$

II.5.5.2 Rendement de la tuyère

$$\eta_{\text{tyr}} = \frac{T_5 - T_{6\text{is}}}{T_5 - T_6} \quad (\text{II.61})$$

II.6 Conclusion

Dans ce chapitre on a évoqué les sciences thermodynamiques et aérodynamiques, elles expliquent le fonctionnement théorique de chaque composant du turboréacteur. Elles s'intéressent à la transformation en mouvement et en poussée de l'énergie calorifique apportée dans le moteur.

Chapitre III : Etude Thermo-énergétique du 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, ce chapitre présente les résultats d'un calcul thermo-énergétique au point fixe (take-off) du turboréacteur CFM56-7B.

Le calcul a été effectué sous environnement du logiciel EES, en utilisant les équations exposées au chapitre précédent. De ce fait, il a été jugé inutile de les réexposer. Ces résultats ont été analysés sous Excel.

III.2 Description du programme de calcul EES :

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

EES (prononcé EASE) est l'abréviation de Engineering Equation Solver ou Solveur d'équations pour l'ingénierie. EES permet de résoudre des systèmes d'équations algébriques, des équations différentielles, des équations à variables complexes. EES permet également d'optimiser les paramètres de modélisation d'un système, de calculer des régressions linéaires et non linéaires, de générer des courbes de grande qualité.

EES contient une vaste bibliothèque de fonctions mathématiques et thermodynamiques.

Néanmoins, il est impossible de prévoir l'ensemble des besoins des utilisateurs. De ce fait, EES offre à l'utilisateur la possibilité d'entrer ses propres fonctions suivant plusieurs méthodes.

III.3 Description du moteur CFM56-7B

Le CFM56-7B est une turbosoufflante (turbofan) double corps à écoulement axial avec un taux de dilution élevé, et d'une conception entièrement modulaire pour permettre une facilité dans les opérations de maintenances.

CF6 : Compresseur-fan de la 6^{ème} génération.

M5 : Moteur dont le nombre est 5.

7 : Représente le nombre de la génération de ce type de réacteur.

B : Représente le type d'avion dans lequel ce réacteur est avionné, dans notre cas Boeing.

Le CFM56-7B est fabriqué par la société CFM International qui produit la gamme des moteurs CFM56. Son nom est à l'origine d'une combinaison des deux grands fabricants de moteur avion :

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.

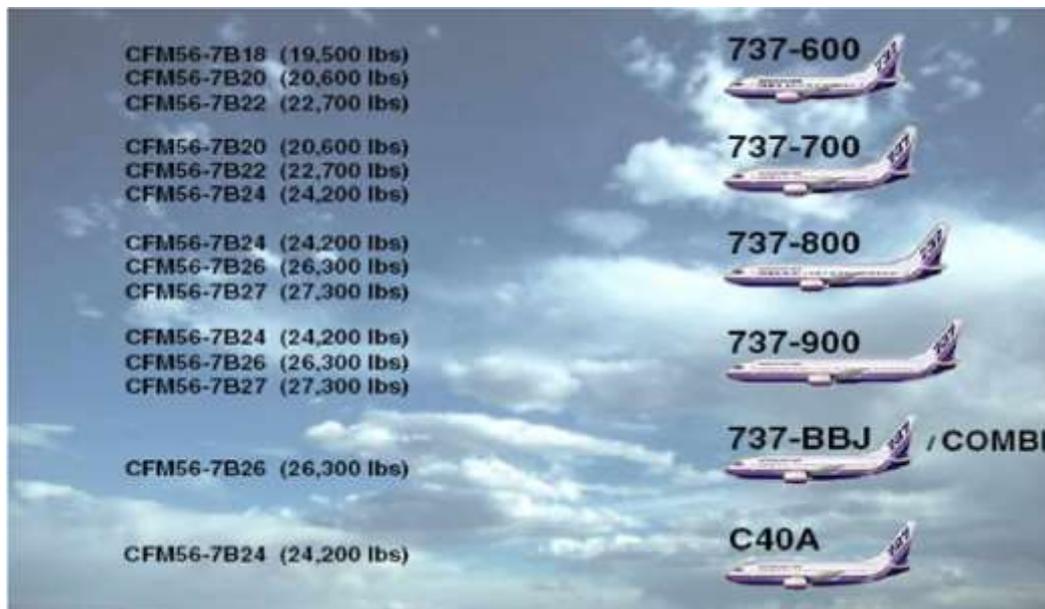


Fig III. 1 Domaines d'opération du CFM56-7B.

III.3.1 Caractéristiques principales du moteur CFM56-7B :

Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B sont réunies sur le tableau suivant :

CFM56-7B			
TYPE MOTEUR		Turbosoufflante	
Rotation		Sens horaire ALF	
Compresseurs	BP	quatre étages	un seul étage Fan
	HP	neuf étages	
Chambre de combustion		Annulaire du type SAC (optionnel DAC)	

Turbine	BP	Quatre étages
	HP	Un seul étages
Poids	2384 kilogrammes (5257 livres)	
Dimensions	Longueur : 2.51m	
	Taille : 1.83 m	
	Largeur : 2.12m	
Performances	Poussée au décollage	19500 - 27300 livres
	Take-off flat rated temperature /°C.	86/30
	Max climb thrust	5960 lbs
	Taux de dilution (By-pass ratio)	5.1:1 to 5.5:1
	EGT limite (red line)	950°C
	Vitesse de rotation LP, N1 (LP)	5175 rpm
	N1 limite	104%
	Vitesse de rotation HP, N2 (HP Rotationnel Speed)	14460 t/mn
N2 limite	105%	

Tab III. 1 Caractéristiques du CFM56-7B

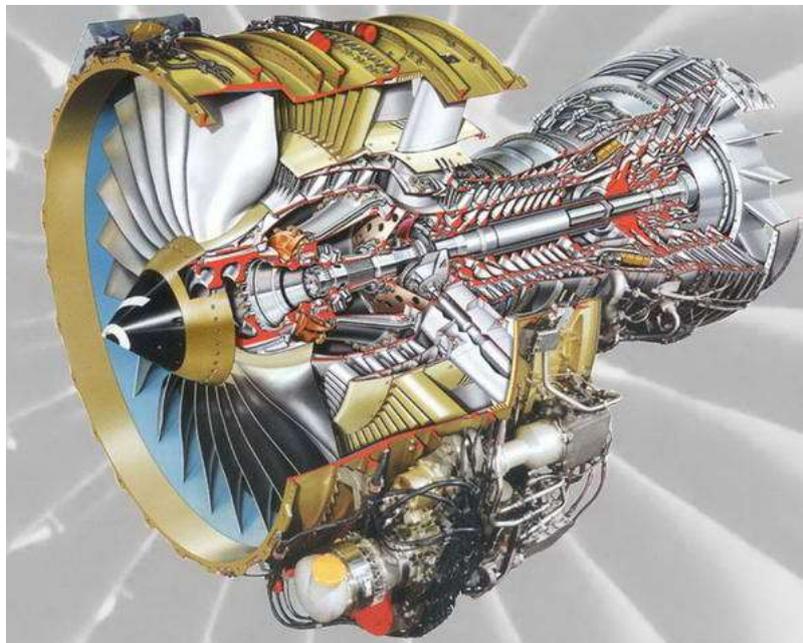


Fig III. 2 Vue de coupe du CFM56-7B

III.4 Modélisation des différentes étapes du moteur

III.4.1 Hypothèses de travail

L'écoulement est considéré :

- monodimensionnel (selon l'axe de rotation du turboréacteur) ; 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.4.2 Décomposition du turboréacteur :

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

- Le passage dans la soufflante et le diffuseur entre les états 1 et 2 ;
- Le passage dans le compresseur BP entre les états 2 et 3 ;
- Le passage dans le compresseur HP entre les états 3 et 4 ;
- Le passage dans la chambre de combustion entre les états 4 et 5 ;
- Le passage dans la turbine HP entre les états 5 et 6 ;
- Le passage dans la turbine BP entre les états 6 et 7 ;
- Le passage dans la tuyère entre les états 7 et 8.

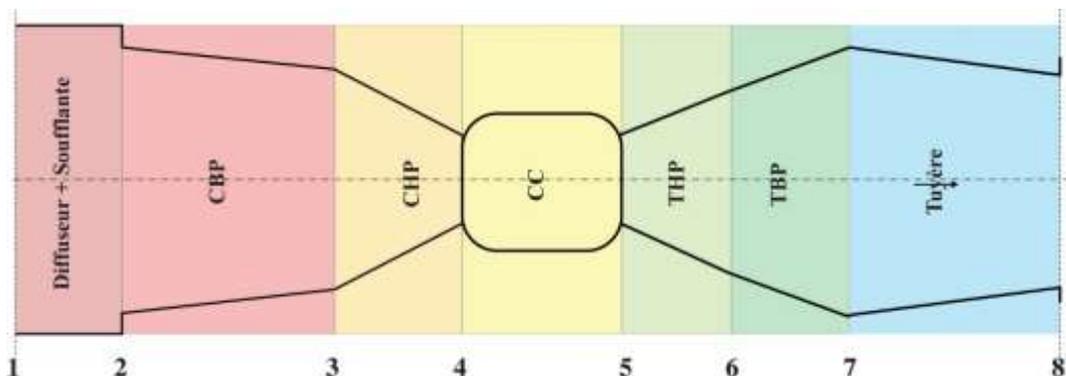


Fig III. 3 Points figuratifs du turboréacteur .

III.5 Calcul de chaque composant du CFM56-7B :

a. Diffuseur :

Au take-off, au niveau de la mer, Altitude $h=0$, Mach $M=0$.

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

- Température d'entrée : $T_{t1}=15^{\circ}\text{C}=288.15\text{ K}$
- Pression à l'entrée : $P_{t1}=101325\text{ pas}=14.7\text{ PSI}$
- Constante des gaz parfait : $r=287.15\text{ J/Kg K}$
- Coefficient isentropique : $\gamma = 1.4$

Dimensions :

- Diamètre d'entrée : $D_1=1.4526$ [m]
- Diamètre de sortie : $D_2=1.55$ [m]
- Longueur : $L=1$ [m]

Paramètres	Entrée	Sortie
p_0 [kPa]	101.325	99.299
p [kPa]	66.471	76.196
T_0 [k]	288.2	288.2
T [k]	255.5	267.2
ρ_0 [kg/m ³]	1.225	1.2
ρ [kg/m ³]	0.9062	0.9933
M	0.8	0.6269
V [m/s]	256.4	205.4
S [m ²]	1.677	1.887
D [m]	1.453	1.55

Tab III. 2 Résultats diffuseur.

b. Flux primaire :

a. Soufflante (flux primaire) et compresseur Basse Pression :

Dimensions :

Afin de faciliter les calculs, les triangles de vitesses sont dressés au rayon moyen. Les deux rayons R_1 (flux primaire) et R_2 (flux secondaire) ont été déduits directement du débit total qui est une donnée du constructeur comme rayons moyens.

- $R_{1m}=0.3153$ [m]
- $R_{2m}=0.6307$ [m]

b. Soufflante (flux primaire) :

Il s'agit du rotor du premier étage du compresseur Basse Pression du fait que le flux d'air se sépare en deux flux à la sortie de l'aubage mobile : flux primaire et flux secondaire, avec un redresseur distinct pour chacun des deux.

Par manque de données concernant la dimension de la soufflante et en se basant sur des travaux précédents[11], des suppositions approximatives pour les différentes valeurs concernant les rayons moyens des deux flux primaire et secondaire ont été adoptées.

On calcule les débits des deux flux d'air à partir du taux de dilution et du débit total donné par le constructeur.

$$\lambda = \frac{Q_2}{Q_1} = 4 \quad \text{Taux de dilution (Donner par le constructeur)}$$

$$Q_t = Q_1 + Q_2 \quad \text{Débit total}$$

Paramètres	Entrée	Sortie soufflante	Sortie stator
p_0 [kPa]	99.299	114.753	114.753
p [kPa]	76.196	88.829	91.864
T_0 [k]	288.2	302	302
T [k]	267.2	278	281
ρ_0 [kg/m ³]	1.2	1.323	1.323
ρ [kg/m ³]	0.9933	1.113	1.138
M	0.6269	0.658	0.6116

Tab III. 3 Résultats soufflante flux primaire.

c. Compresseur Basse Pression :

Paramètres	Entrée R1	E1		E2		E3	
		R1	S1	R2	S2	R3	S3
p_0 [kPa]	114.753	131.763	131.763	150.4	150.4	170.741	170.741
p [kPa]	91.864	103.269	106.577	119.135	122.777	136.571	140.564
T_0 [k]	302	315.8	315.8	329.7	329.7	343.5	343.5
T [k]	281	291.8	294.8	305.7	308.7	319.5	322.5
ρ_0 [kg/m ³]	1.323	1.453	1.453	1.453	1.453	1.658	1.658
ρ [kg/m ³]	1.138	1.232	1.259	1.241	1.267	1.426	1.454
M	0.6116	0.6412	0.5968	0.6265	0.5832	0.6128	0.5706

Tab III. 4 Résultats du compresseur BP.

d. Compresseur Haute Pression :

Etude Aérodynamique : (voir annexe)

On prend de nouveau un rayon moyen qui permet de calculer les triangles de vitesses de chaque étage du compresseur. Ce rayon moyen est tiré d'après la section d'entrée du CHP comme indiqué donné par le constructeur avec une valeur $S_{\text{CHP}}=0.1762$ [m²].

$$R_{\text{mCHP}}=0.2236$$
 [m].

Etude énergétique

	Paramètres	p_0 [kPa]	p [kPa]	T_0 [k]	T [k]	ρ_0 [kg/m ³]	ρ [kg/m ³]	M
E1	R1	282.626	179.092	404.5	348.9	2.433	1.788	0.8395
	S1	282.626	231.9	404.5	379.4	2.433	2.129	0.576
E2	R2	435.798	294.336	465.5	409.9	3.26	2.501	0.8244
	S2	435.798	367.24	465.5	440.4	3.26	2.904	0.5346
E3	R3	637.042	451.46	526.5	470.9	4.214	3.339	0.7691
	S3	637.042	547.847	526.5	501.3	4.214	3.805	0.501
E4	R4	893.214	657.256	587.5	531.8	5.295	4.304	0.7237
	S4	893.214	780.548	587.5	562.3	5.295	4.834	0.4731
E5	R5	1211	918.587	648.5	592.8	6.505	5.396	0.6854
	S5	1211	1072	648.5	623.3	6.505	5.99	0.4493
E6	R6	1598	1242	709.5	653.8	7.844	6.617	0.6527
	S6	1598	1430	709.5	684.3	7.844	7.277	0.4288
E7	R7	2061	1636	770.5	714.8	9.315	7.968	0.6242
	S7	2061	1861	770.5	745.3	9.315	8.693	0.4019
E8	R8	2607	2105	831.5	775.8	10.92	9.451	0.5992
	S8	2607	2371	831.5	806.3	10.92	10.24	0.3951
E9	R9	3242	2659	892.5	836.8	12.65	11.06	0.5769
	S9	3242	2969	892.5	867.3	12.65	11.92	0.3809

Tab III. 5 Résultats du compresseur HP.

e. Chambre de Combustion :

En raison du manque de données concernant le CFM56-7B et en se basant sur des travaux précédents[11], on a supposé des valeurs pour tous les paramètres à l'entrée de la chambre de combustion. Ce changement est dû à l'existence d'un diffuseur appelé « Diffuseur arrière du CHP ».

Paramètres	Entrée	Sortie
p_0 [kPa]	3177	2534
p [kPa]	3061	2396
T_0 [k]	892.5	1398
T [k]	886.7	1378
ρ_0 [kg/m ³]	12.39	5.857
ρ [kg/m ³]	12.04	5.616
M	0.1992	0.2911
V [m/s]	115.5	219.1
S [m ²]	0.105	0.1277
r [J/kg.k]	287.15	309.5
γ	1.346	1.31
C_p [J/kg.k]	1007	1253

Tab III. 6 Résultats de la chambre de combustion.

f. Turbine Haute pression et basse pression :

Etude Aérodynamique :

Le débit entrant à la turbine HP est la somme des deux débits, débits sortant de la chambre de combustion et le débit de refroidissement sous tiré du 9^{ème} étage du compresseur HP.

Dimensions

Les rayons moyen pour les turbine HP et BP ont été tiré depuis les sections d'entrée et de sortie de chaque turbine données par le constructeur.

$$S_{THPe}=0.127 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$S_{THPs}=0.1360 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$S_{TBPs}=0.4410 \text{ [m}^2\text{]}$$

Etude énergétique :

			p_0 [kPa]	p [kPa]	T_0 [k]	T [k]	ρ_0 [kg/m ³]	ρ [kg/m ³]	M
THP	E1	Entrée R1	2206	1337	1356	1337	5.257	4.995	0.2975
		Sortie R1	2206	984.09	1356	984.09	5.257	2.193	0.821
		Sortie S1	400.037	912	931.4	912	1.388	1.29	0.3564
TBP	E1	Entrée R1	353.922	884.6	903.4	884.6	1.266	1.188	0.3311
		Sortie R1	353.922	866.8	903.4	866.8	1.266	1.13	0.4494
		Sortie S1	316.481	842.1	878.7	842.1	1.164	1.115	0.3323
	E2	Sortie S2	316.481	824.2	878.5	824.2	1.164	1.058	0.4557
		Sortie R2	282.097	799.5	853.9	799.5	1.067	1.044	0.3371
	E3	Sortie S3	282.097	781.7	853.9	781.7	1.067	0.9903	0.4623
		Sortie R3	250.599	756.9	829.1	756.9	0.9766	0.9774	0.3421
	E4	Sortie S4	250.599	739.1	829.1	739.1	0.9766	0.926	0.4692
		Sortie R4	221.819	714.3	804.4	714.3	0.891	0.9142	0.3473

Tab III. 7 Résultats de la turbine HP/BP.

Rendement

Turbine haute pression : $\eta_{THP}=0.869=86.9\%$

Turbine basse pression : $\eta_{TBP}=0.8959=89.59\%$

g. Tuyère primaire :

Paramètres	Entrée	Sortie
p_0 [kPa]	221.819	206.292
p [kPa]	202.117	174.024
T_0 [k]	804.4	804.4
T [k]	714.3	712.3
ρ_0 [kg/m ³]	0.891	0.8286
ρ [kg/m ³]	0.9142	0.686
M	0.3473	0.81
V [m/s]	204.2	449
S [m ²]	0.441	0.292

Tab III. 8 Paramètres de la tuyère primaire.

c. Flux Secondaire

a. Soufflante :

Etudes Energétique :

Paramètres	Entrée	Sortie soufflante	Sortie stator
p_0 [kPa]	99.299	131.755	131.755
p [kPa]	76.196	103.189	106.545
T_0 [k]	288.2	315.9	315.9
T [k]	267.2	291.8	294.9
ρ_0 [kg/m ³]	1.2	1.453	1.453
ρ [kg/m ³]	0.9933	1.231	1.258
M	0.6269	0.6422	0.5971

Tab III. 9 Paramètres de la soufflante (flux secondaire).

b. Tuyère secondaire :

Paramètres	Entrée	Sortie
p_0 [kPa]	170.72	167.298
p [kPa]	106.545	109.751
T_0 [k]	343.6	343.6
T [k]	322.5	304.6
ρ_0 [kg/m ³]	1.73	1.696
ρ [kg/m ³]	1.517	1.255
M	0.5709	0.8
V [m/s]	205.4	279.9
S [m ²]	1.25	1.0623

Tab III. 10 Paramètres de la tuyère secondaire.

Récapitulatif des résultats

Les différents résultats ont été analysés et tracés sous environnement Excel. Les variations des paramètres thermodynamiques à travers les stations figuratives du moteur sont illustrées ci-après.

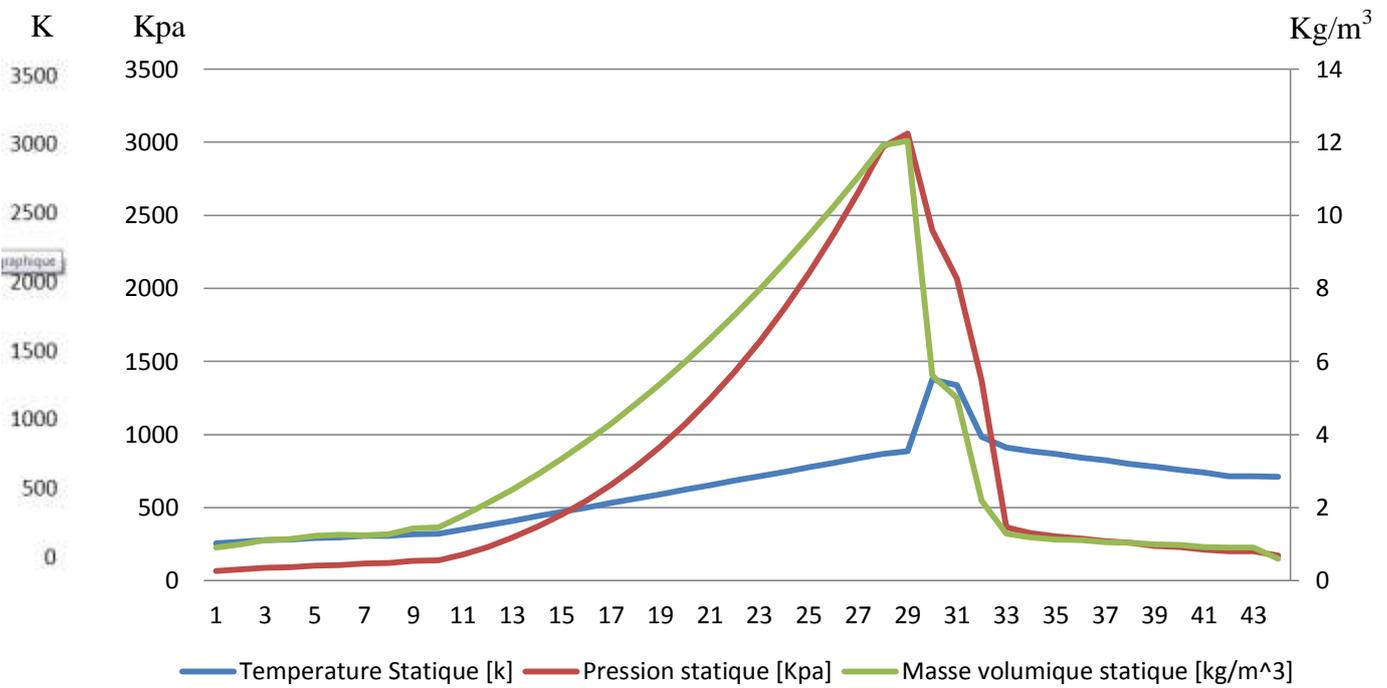


Fig III. 4 Paramètres statique du CFM56-7B flux primaire.

La figure III.4 illustre la variation des paramètres statiques tout au long du moteur. Il est à constater que la température, la pression et la masse volumique statiques augmentent de façon rigoureuse dans les premiers éléments du moteurs (soufflante, diffuseur, compresseur) avec une augmentation accentuée de la température dans la chambre de combustion. La détente dans les étages de la turbine fait que ces paramètres diminuent de façon brutale alors que cette détente reste modérée dans la tuyère.

		V [m/s]	p ₀ [kPa]	p [kPa]	T ₀ [k]	T[k]	ρ ₀ [kg/m ³]	ρ [kg/m ³]	M
Stations Aérodynamiques	0	0	101325	66471	288.2	255.5	1.225	0.9062	0.8
	2	205.4	99299	76196	288.2	267.2	1.2	0.9933	0.6269
	13	258.1	170.712	106545	343.6	294.9	1.73	1.517	0.5709
	23	205.4	170.741	140.564	343.5	322.5	1.658	1.454	0.5706
	3	224.9	3242	2969	892.5	867.3	12.65	11.92	0.3809
	4	219.1	1398	1378	2534	2396	5.857	5.616	0.2911
	48	220.5	400.037	364.254	931.4	912	1.388	1.29	0.3564
	18	279.9	167.298	109.751	343.6	304.6	1.696	1.255	0.8
	55	204.2	221.819	202.117	804.4	714.3	0.891	0.9142	0.3473
	9	449	206.292	174.024	804.4	712.3	0.8286	0.6086	0.81

Tab III. 11 Tableau réduplicatif de l'étude Thermoénergétique CFM56-7B

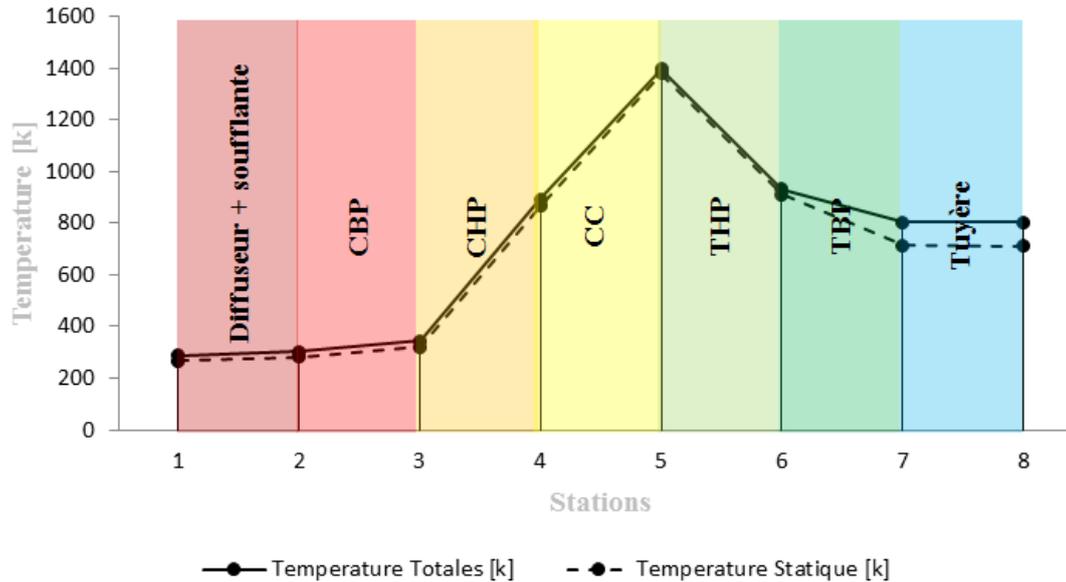


Fig III. 5 Variation de la température totale et statique dans le CFM56-7B.

La figure III.5 montre l'évolution des deux températures (statique et totale) le long du moteur. La différence entre ces deux températures reste pratiquement identique tout au long du moteur avec une accentuation à la sortie de la turbine BP et la tuyère 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, elles passent à une valeur maximale au niveau de la chambre de combustion, ensuite une brusque chute dans un seul étage de turbine HP du au refroidissement et au travail fourni au compresseur HP, pour continuer à baisser jusqu'à la sortie de la tuyère.

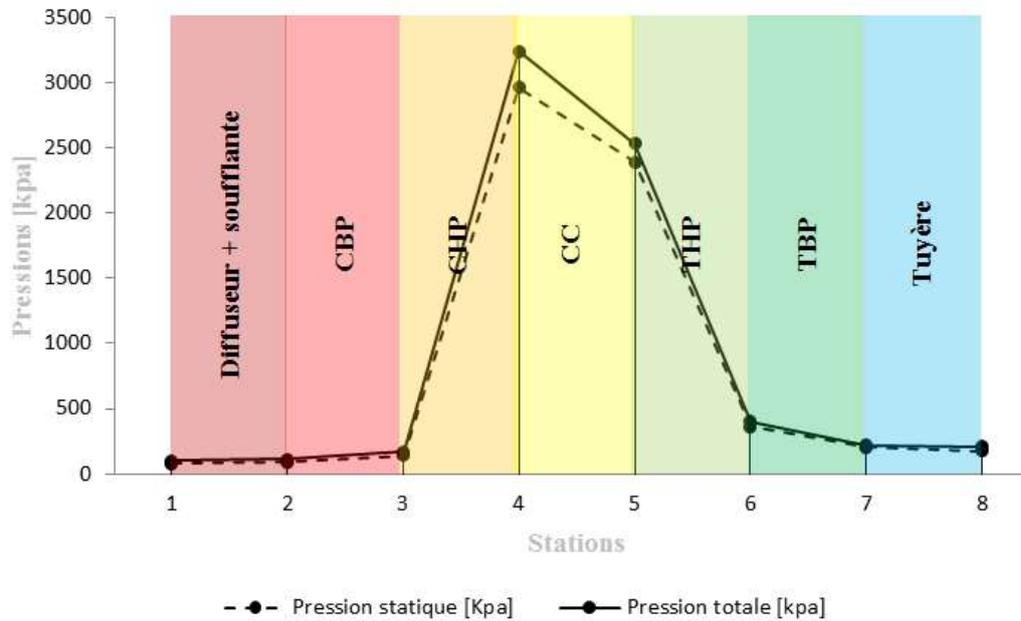


Fig III. 6 Variation de la pression dans le CFM56-7B.

En ce qui concerne les pressions, figure III.6, 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, en suite il y a une légère chute de pression au niveau de la chambre de combustion, la grande partie de la détente se fait au niveau de la turbine HP (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.

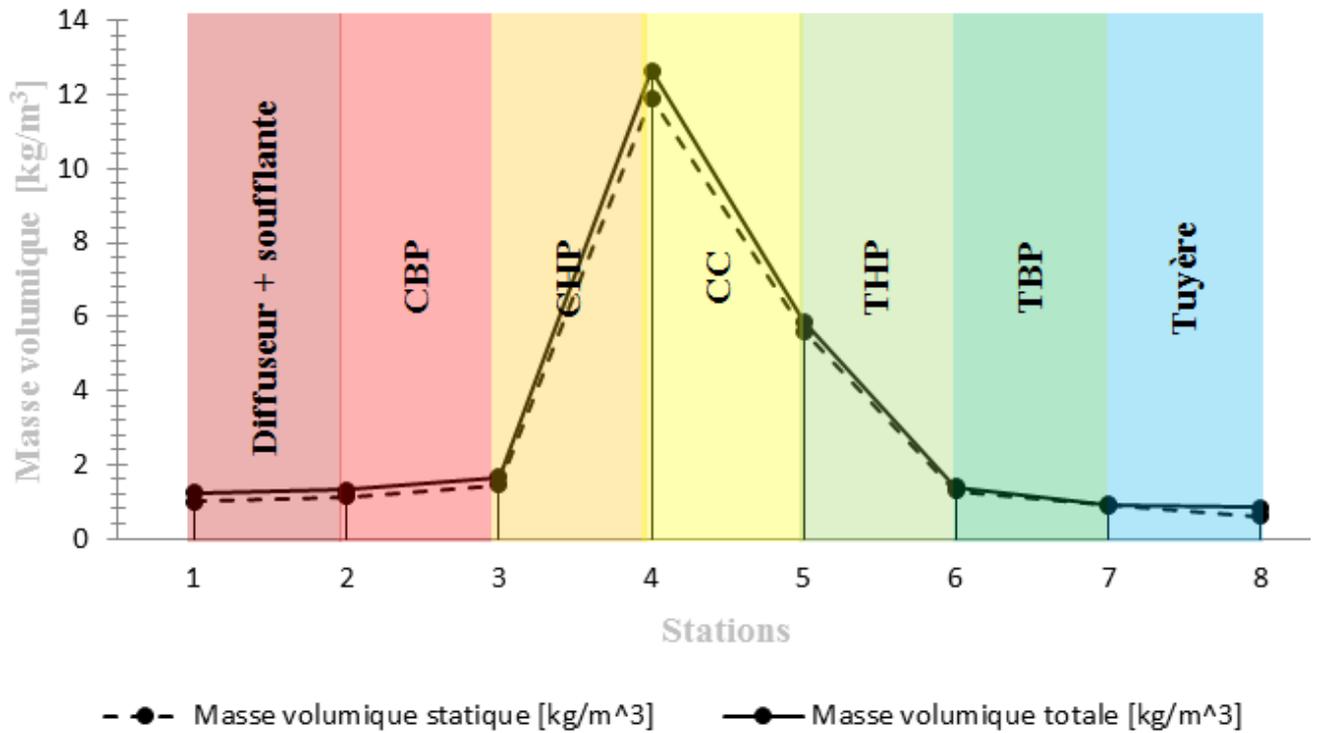


Fig III. 7 Variation de la masse volumique statique dans le CFM56-7B.

Pour les masses volumiques, figure III.7, elles évoluent de la même façon que les pressions, sauf au niveau de la chambre de combustion, les masses volumiques chutent d'une manière brusque, ensuite elles baissent respectivement dans la turbine HP, et la turbine BP jusqu'à atteindre la même valeur d'une masse volumique dans les conditions atmosphérique à la sortie de la tuyère.

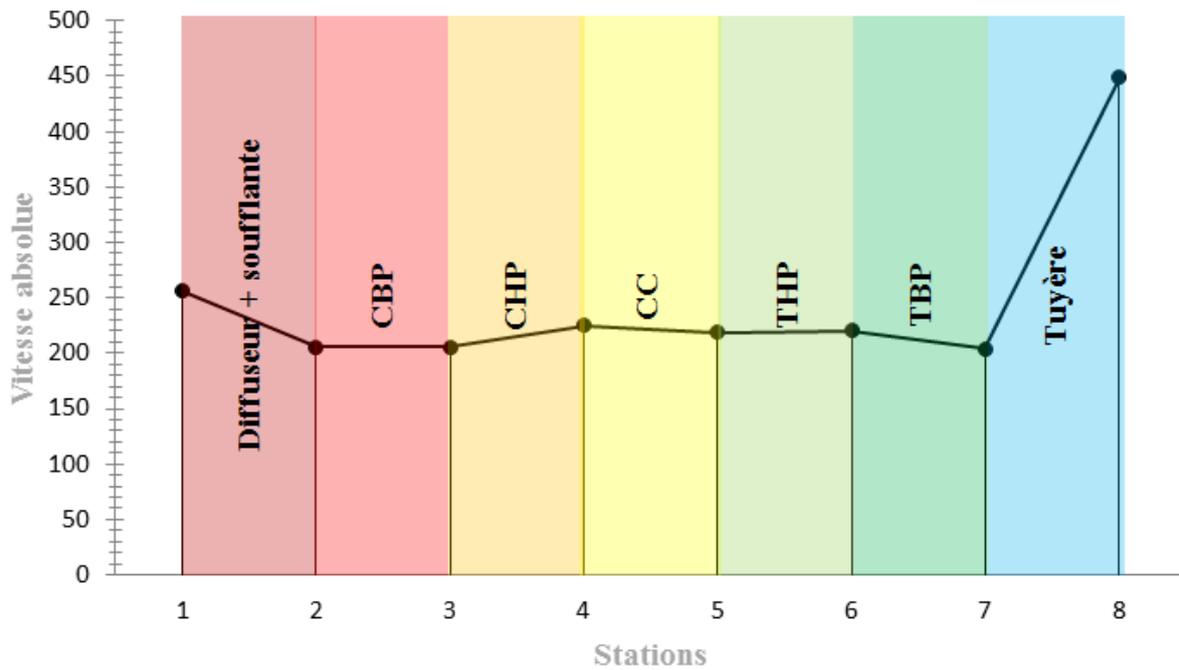


Fig III. 8 Variation de la vitesse absolue dans le CFM56-7B.

Les vitesses absolues dans le moteur sont quasiment constantes, figure III.8, sauf à l'entrée et à la sortie du moteur, car à l'entrée le diffuseur (divergent) freine l'écoulement pour permettre une variation modérée de la vitesse et éviter les problèmes de pompage dans le compresseur. Par contre, à la sortie de la tuyère (convergent) l'écoulement s'accélère pour générer une vitesse maximale en vue de propulser l'avion.

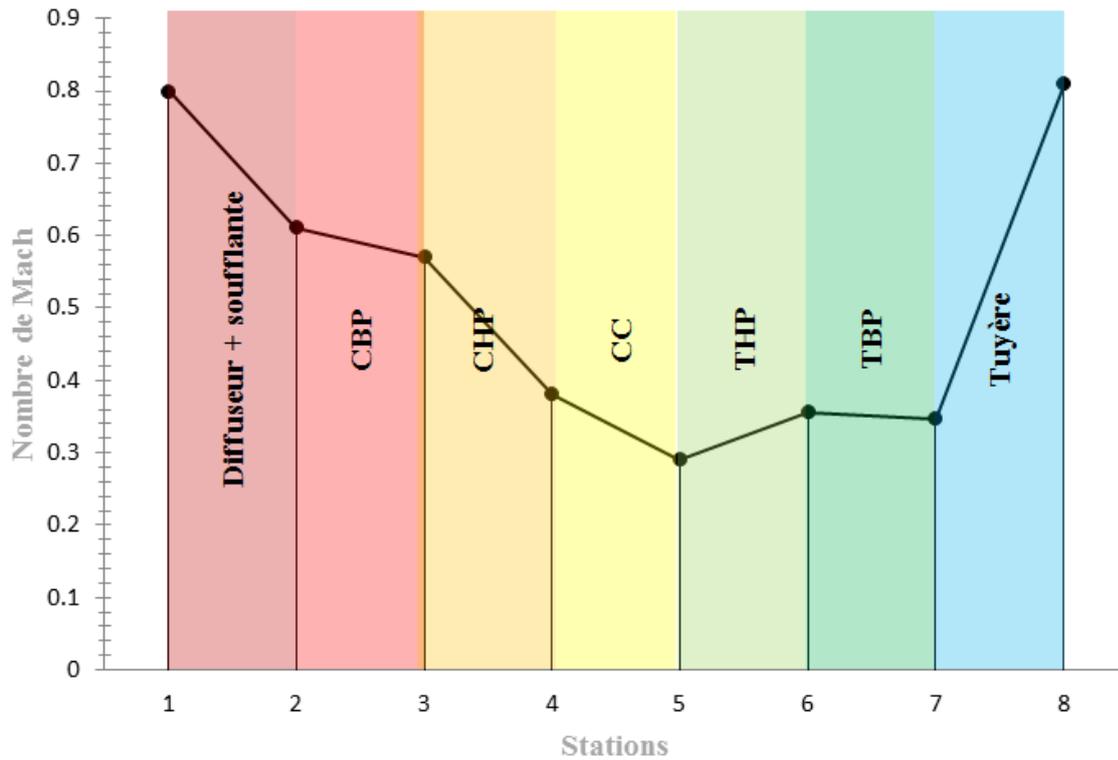


Fig III. 9 Variation du nombre de mach dans le CFM56-7B.

La figure III.9 illustre la variation du nombre de Mach à travers la machine. Il a été déjà mentionné que la vitesse absolue reste pratiquement constante sauf à l'entrée et à la sortie du moteur. On remarque que le nombre de Mach varie de façon inverse avec la température. Toutefois, à l'entrée et à la sortie du moteur, le nombre de Mach suit les variations affichées de la vitesse absolue.

III.6 Paramètres énergétiques du CFM56-7B :

Poussée engendrée par le flux primaire : $F_1 = 45823 [N] = 10301 [lb]$

Poussée engendrée par le flux secondaire : $F_2 = 95160 [N] = 21392 [lb]$

La poussée nette du CFM56-7B est égale à la somme des deux poussées primaires et secondaires

$$F = F_1 + F_2$$

$$F = 140983 [N] = 31694 [lb]$$

La poussée donnée par le constructeur est :

$$F' = 121436 [N] = 27300 [lb]$$

a. La différence de poussées :

$$\Delta F = F - F'$$

$$\Delta F = 19547 [N] = 4394 [lb]$$

Soit 16% de la poussée donnée par le constructeur.

b. Poussée spécifique du CFM56-7B :

C'est la poussée par unité du débit massique de gaz éjecté par le réacteur.

$$F_{spé} = 363.1 [N/kg/s]$$

c. Consommation horaire :

Cette notion caractérise la consommation de carburant par heure :

$$C_h = 3780 [kg/h]$$

d. Consommation spécifique :

Qui est le d'débit masse de combustible divisé par la force de poussée du moteur.

$$C_{sp} = 0.2681 [kg/h/daN]$$

Dans notre cas, on utilisera trois sortes de puissance qui nous permettront de faire apparaître les différentes pertes d'énergies.

e. Puissance calorifique :

Elle est fournie au réacteur par la combustion supposée parfaite du fuel :

$$P_c = 4.805E + 07 [W] = 48.05[MW]$$

f. Puissance thermique réelle :

C'est la fraction de puissance calorifique réellement transformé en énergie mécanique. Dans notre cas la vitesse d'avion est nulle qui résulte une puissance cinétique nulle de l'air entrant.

$$P_{tr} = 2.016E + 07 [W] = 20.16 [MW]$$

g. Puissance de propulsion :

C'est le travail de la poussée par unité de temps :

Vitesse de l'avion est nulle.

$$P_0 = 0$$

On évalue les pertes de charge en introduisant la notion de rendement.

h. Rendement thermique :

C'est le rapport de la puissance thermique réel à la puissance calorifique :

$$\eta_{tr} = 41.96\%$$

i. Rendement de propulsion :

C'est le rapport de la puissance de propulsion a la puissance thermique réelle.

$$\eta_p = 0 \quad (\text{Point fixe})$$

j. Rendement global :

Ce dernier étant nul. Car la puissance de propulsion est nulle.

$$\eta_G = 0$$

III.7 Cycle thermodynamique :

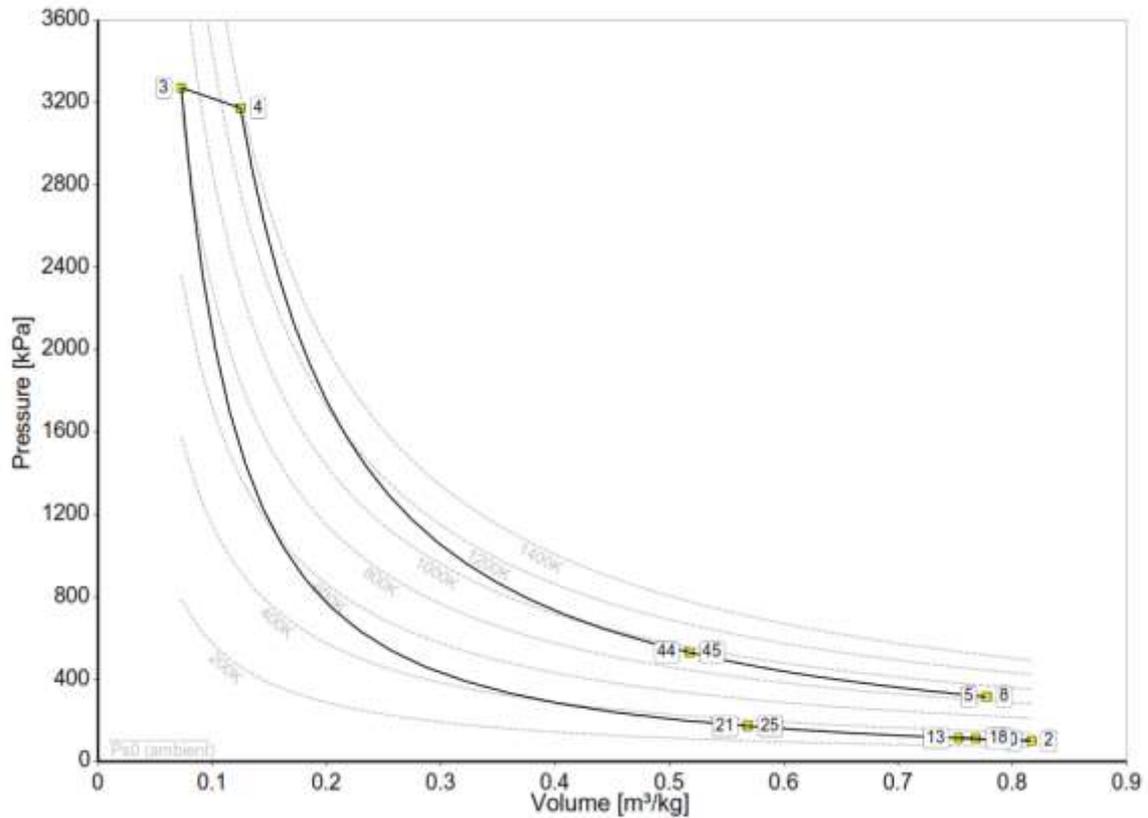


Fig III. 10 Diagramme p-v du CFM56-7B

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.

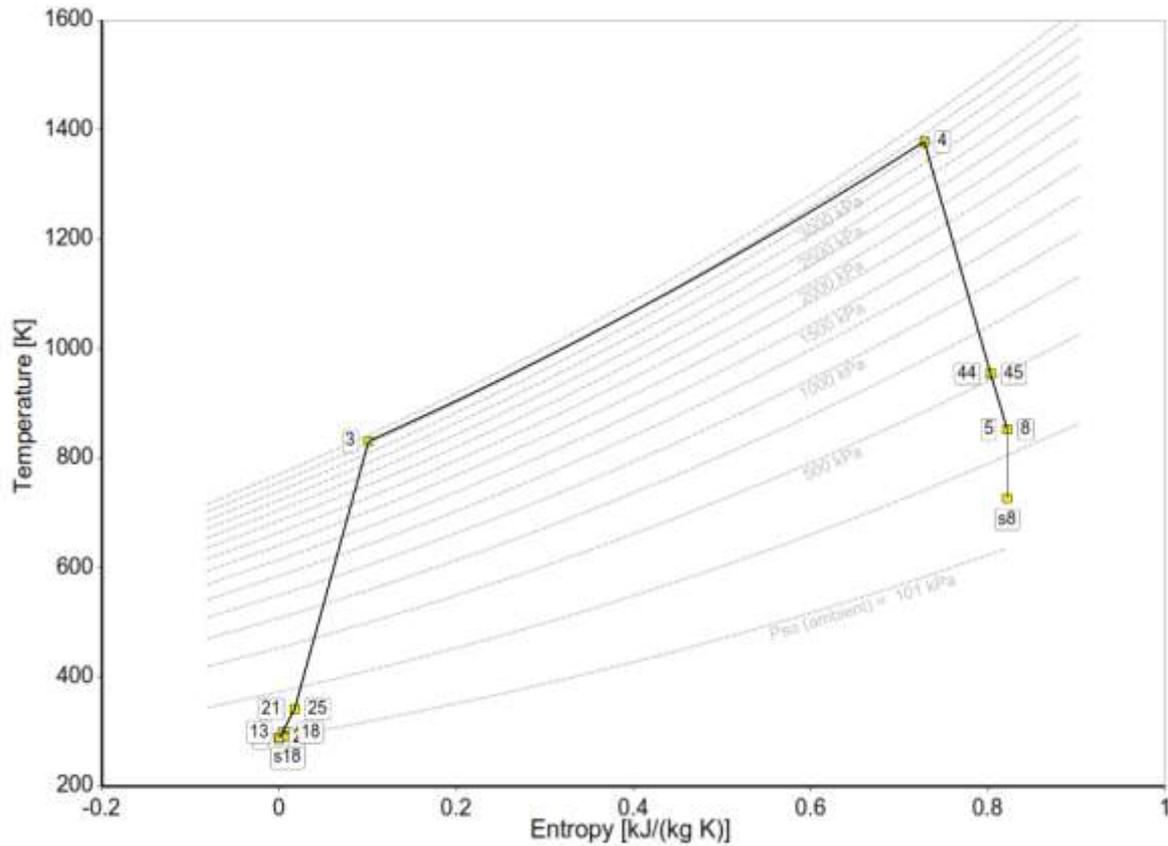


Fig III. 11 Diagramme T-s du CFM56-7B

Les résultats obtenus par le programme EES ont été injectés dans un autre logiciel dédié aux moteurs à réaction dénommé GASTURB. Ce programme permet en plus de tracer les cycles thermodynamiques sur les différents diagrammes populaires (T-s, h-s et p-v), d'étudier les performances des éléments tournants de la machine, notamment le compresseur et la turbine. Les résultats des calculs ont été analysés sous l'environnement GASTURB afin de tester les performances du compresseur et la turbine à partir des résultats au point fixe (off design conditions). Les figures III.10 et III.11 illustrent le cycle du CFM56-7B sur les diagrammes T-s et p-v.

III.8 Accélération et décélération en vol

Comme indiqué plus haut, GASTURB permet d'étudier les performances des éléments tournants (compresseurs, soufflantes, turbines) des moteurs à réaction en vol à partir d'une conception au point fixe.

La figure III.12 illustre la variation de la consommation spécifique (Sp), de la poussée spécifique, de la température de sortie de la chambre de combustion ($T4$) et de la vitesse absolue à l'entrée du compresseur BP (Stat2 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 à la poussée.

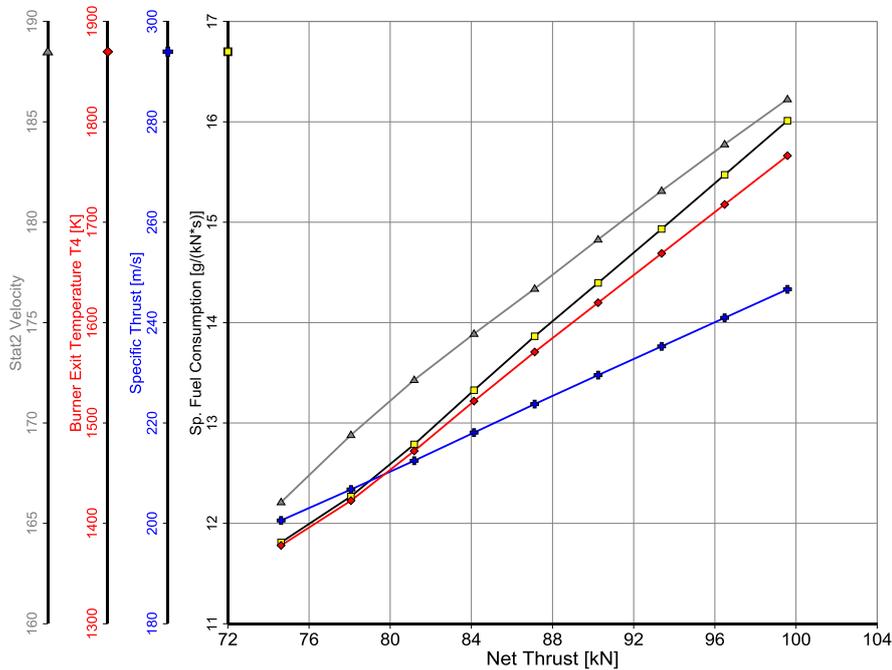


Fig III. 12 Performances en fonction de la poussée nette en accélération

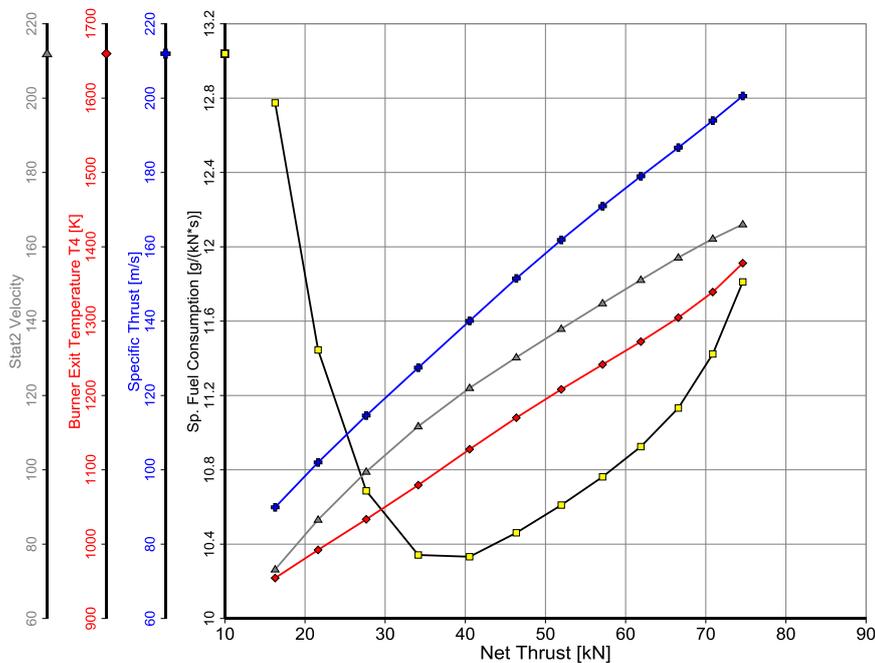


Fig III. 13 Performances en fonction de la poussée nette en décélération.

Ce constat est valable en cas de décélération, figure III.13, sauf pour la consommation spécifique qui passe par un minimum pour des poussées aux alentours de 30 à 40 kN avec un maximum pour une poussée de nette de 15 kN. 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.

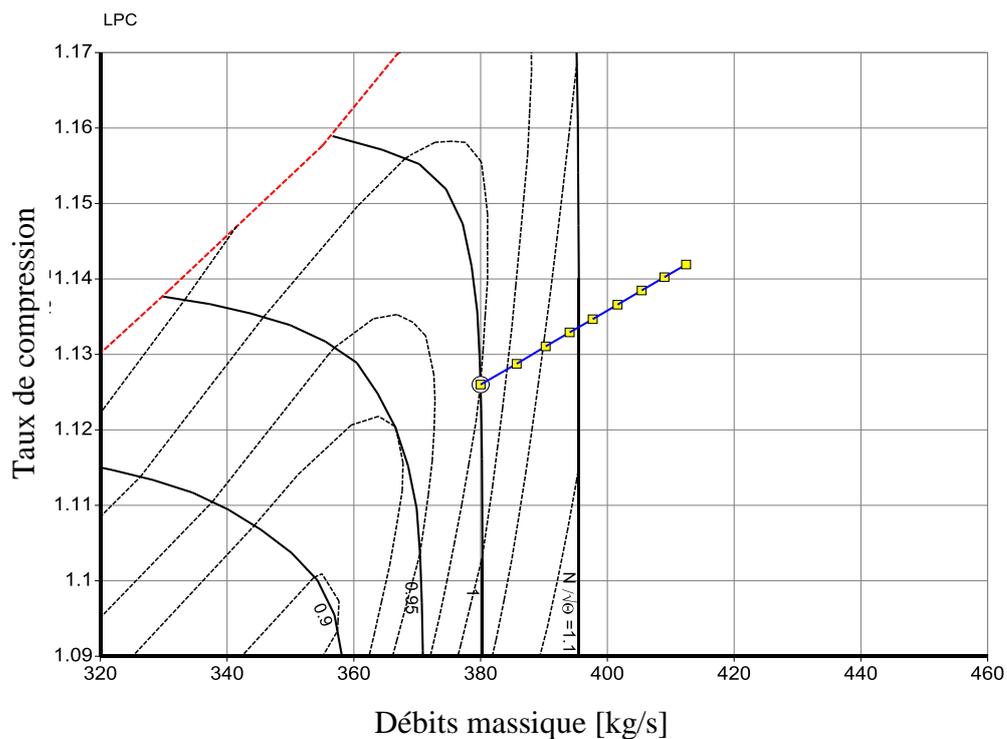


Fig III. 14 Fonctionnement du compresseur BP en accélération.

La figure III.14 illustre la courbe de fonctionnement du compresseur BP en accélération. Il à noter que le carré jaune encerclé représente la condition de fonctionnement au point fixe (off-design condition). Tout comme la variation de la poussée en accélération qui dépend du débit massique, une accélération de l'engin augmente 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 de meilleurs rendements plus visible sur la figure III.15. Notons aussi que les lignes isoefficacités sont ces formes elliptiques en discontinu, alors que les courbes pleines représentent la vitesse corrigée ($\frac{N}{\sqrt{\theta}} = \frac{N}{\sqrt{T/288}}$).

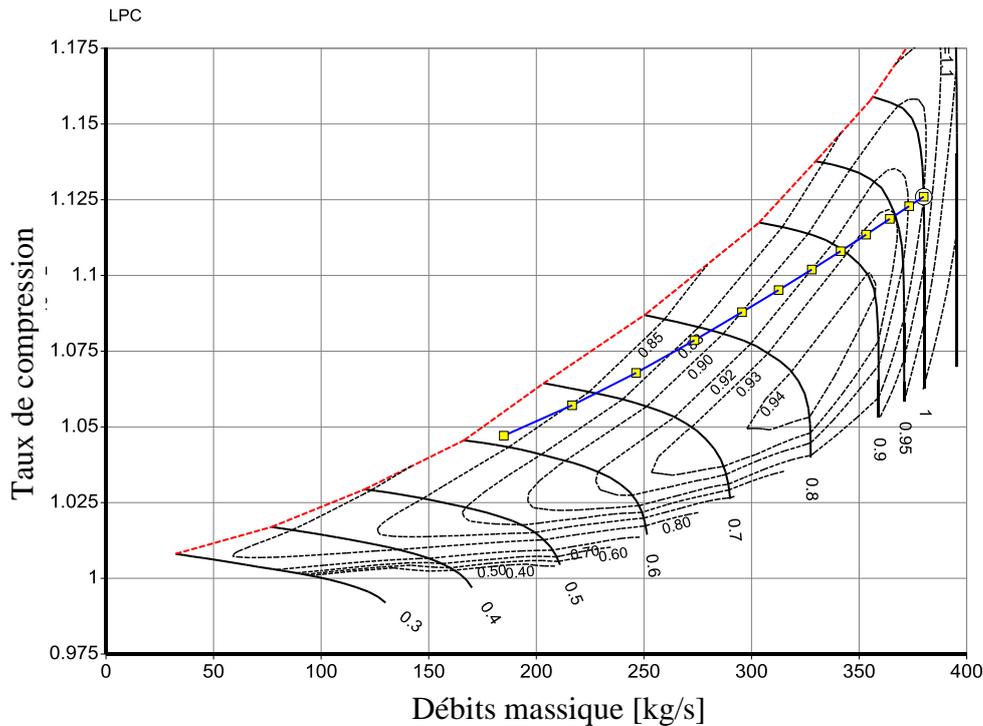


Fig III. 15 Fonctionnement du compresseur BP en décélération

D'autres résultats similaires peuvent être obtenus en utilisant GASTURB, des exemples sont présentés en annexe.

III.9 Conclusion

Une étude thermodynamique et énergétique du moteur CFM56-7B au point fixe a été présentée. Les calculs ont été effectués sous environnement EES et les résultats analysés et graphiquement représentés sous environnement Excel. L'évolution des différents paramètres a été examinée.

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 demande de nombreuses compétences en thermodynamique, mécanique des fluides, optimisation et conception.

La réalisation de cette étude a été l'occasion de découvrir un volet du génie mécanique riche et pluridisciplinaire. Les moteurs à réaction sont divers et variés et leurs applications sont par conséquent multiples. Les travaux visant à améliorer les performances des moteurs à réaction ne cessent de prospecter des solutions aux problèmes de consommation et de bruit.

L'objectif principal de ce mémoire 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). L'évolution des différents paramètres thermodynamiques à travers les organes du moteur a été étudiée. Les calculs ont été effectués en utilisant le logiciel EES et les résultats analysés et traités sous environnement Excel. Les résultats sont dans une large mesure satisfaisants pour une préconception du moteur qui est une étape incontournable dans le processus de la fabrication des moteurs à réaction. Les résultats obtenus quoique basés sur des hypothèses simplificatrices idéalistes ne s'écartent pas de façon grossière des données du constructeur.

Notre objectif secondaire est de mettre à la disposition des futurs étudiants du département de génie mécanique de notre faculté une référence supplémentaire dans le domaine des moteurs à réaction.

Résultats aérodynamique du Fan I + compresseur BP :

		Q_I	77[kg/s]
		R_{Im}	0.3153 [m]
		ε	0.78
		U_1	177.7 [m/s]
Vitesse Absolue	Entrée	$v_{01}=v_1=v_2=v_3$	205.4 [m/s]
		$v_{0u1}=v_{2u1}=v_{3u1}=v_{4u1}$	0 [m/s]
		$\alpha_{01}=\alpha_{2}=\alpha_{3}=\alpha_{4}$	90 [deg]
	Sortie	$v_{11}=v'_{2}=v'_{3}=v'_{4}$	216.4 [m/s]
		$v_{1u1}=v_{2u1}=v_{3u1}=v_{4u1}$	68.04 [m/s]
		$\alpha'_{11}=\alpha'_{2}=\alpha'_{3}=\alpha'_{4}$	51.36 [deg]
	moyenne	$v_{m1}=v_{m2}=v_{m3}=v_{m4}$	208.2 [m/s]
		$v_{mu1}=v_{m2u1}=v_{m3u1}=v_{m4u1}$	34.02 [m/s]
		$\alpha_{m1}=\alpha_{m2}=\alpha_{m3}=\alpha_{m4}$	54.59 [deg]
Vitesse relatives	Entrée	$w_{01}=w_{02}=w_{03}=w_{04}$	257.1 [m/s]
		$w_{0u1}=w_{2u1}=w_{3u1}=w_{4u1}$	154.6 [m/s]
		$\beta_{01}=\beta_{2}=\beta_{3}=\beta_{4}$	42.78 [deg]
	Sortie	$w_{11}=w'_{12}=w'_{13}=w'_{14}$	222.9 [m/s]
		$w'_{1u1}=w'_{2u1}=w'_{3u1}=w'_{4u1}$	86.59 [m/s]
		$\beta'_{11}=\beta'_{2}=\beta'_{3}=\beta'_{4}$	49.52 [deg]
	moyen	$w_{m1}=w_{m2}=w_{m3}=w_{m4}$	238.2 [m/s]
		$w_{mu2}=w_{m2u2}=w_{m3u2}=w_{m4u2}$	138.6[m/s]
		$\beta_{m1}=\beta_{m2}=\beta_{m3}=\beta_{m4}$	46.12 [deg]

Resultats aerodynamique du compresseur haute pression :

R_{m2}	0.2236 [m]
ε	0.5
U_2	355.6 [m/s]
$v_5 = v_6 = v_7 = v_8 = v_9 = v_{10} = v_{11} = v_{12} = v_{13} = w'_5 = w'_6 = w'_7 = w'_8 =$ $w'_9 = w'_{10} = w'_{11} = w'_{12} = w'_{13}$	224.9 [m/s]
$v_{5u2} = v_{6u2} = v_{7u2} = v_{8u2} = v_{9u2} = v_{10u2} = v_{11u2} = v_{12u2} = v_{13u2} = w'_{5u2} = w'_{6u2} = w'_{7u2} = w'_{8u2} =$ $w'_{9u2} = w'_{10u2} = w'_{11u2} = w'_{12u2} = w'_{13u2}$	91.56 [m/s]
$\alpha_5 = \alpha_6 = \alpha_7 = \alpha_8 = \alpha_9 = \alpha_{10} = \alpha_{11} = \alpha_{12} = \alpha_{13} = \beta'_5 = \beta'_6 = \beta'_7 = \beta'_8 = \beta'_9 = \beta'_{10} = \beta'_{11} = \beta'_{12} =$ β'_{13}	65.97 [deg]
$v'_5 = v'_6 = v'_7 = v'_8 = v'_9 = v'_{10} = v'_{11} = v'_{12} = v'_{13} = w_5 = w_6 = w_7 = w_8 =$ $w_9 = w_{10} = w_{11} = w_{12} = w_{13}$	334.6 [m/s]
$v'_{5u2} = v'_{6u2} = v'_{7u2} = v'_{8u2} = v'_{9u2} = v'_{10u2} = v'_{11u2} = v'_{12u2} = v'_{13u2} = w_{5u2} = w_{6u2} = w_{7u2} = w_{8u2} =$ $w_{9u2} = w_{10u2} = w_{11u2} = w_{12u2} = w_{13u2}$	264.1 [m/s]
$\alpha'_5 = \alpha'_6 = \alpha'_7 = \alpha'_8 = \alpha'_9 = \alpha'_{10} = \alpha'_{11} = \alpha'_{12} = \alpha'_{13} = \beta_5 = \beta_6 = \beta_7 = \beta_8 = \beta_9 = \beta_{10} = \beta_{11} = \beta_{12} =$ β_{13}	37.87 [deg]
$\Delta v_{5u2} = \Delta w_{5u2} = \Delta v_{6u2} = \Delta w_{6u2} = \Delta v_{7u2} = \Delta w_{7u2} = \Delta v_{8u2} = \Delta w_{8u2} = \Delta v_{5u2}$ $= \Delta w_{8u2} = \Delta v_{9u2} = \Delta w_{9u2} = \Delta v_{10u2} = \Delta w_{10u2} = \Delta v_{11u2}$ $= \Delta w_{11u2} = \Delta v_{12u2} = \Delta w_{12u2} = \Delta v_{13u2} = \Delta w_{13u2}$	172.5 [m/s]
$v_{m5} = v_{m6} = v_{m7} = v_{m8} = v_{m9} = v_{m10} = v_{m11} = v_{m12} = v_{m13} = w_{m5} = w_{m6} = w_{m7} = w_{m8} =$ $w_{m9} = w_{m10} = w_{m11} = w_{m12} = w_{m13}$	271.7 [m/s]
$v_{m5u2} = v_{m6u2} = v_{m7u2} = v_{m8u2} = v_{m9u2} = v_{m10u2} = v_{m11u2} = v_{m12u2} = v_{m13u2} = w_{m5u2} = w_{m6u2} =$ $w_{m7u2} = w_{m8u2} = w_{m9u2} = w_{m10u2} = w_{m11u2} = w_{m12u2} = w_{m13u2}$	177.8 [m/s]
$\alpha_{m5} = \alpha_{m6} = \alpha_{m7} = \alpha_{m8} = \alpha_{m9} = \alpha_{m10} = \alpha_{m11} = \alpha_{m12} = \alpha_{m13} = \beta_{m5} = \beta_{m6} = \beta_{m7} = \beta_{m8} = \beta_{m9} =$ $\beta_{m10} = \beta_{m11} = \beta_{m12} = \beta_{m13}$	49.11 [deg]

Resultats aerodynamique de la Turbine haute pression :

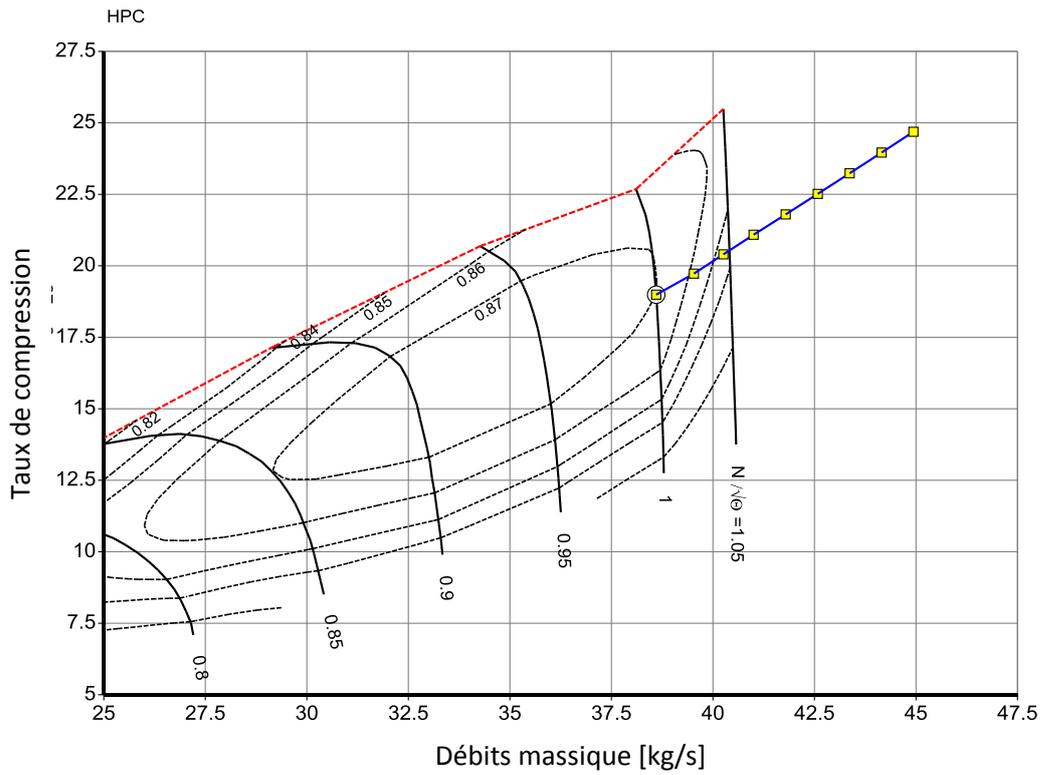
		Q_{THP}	80.32 [kg/s]
		R_{mTHP}	0.204 [m]
		ε	0.97
		U_3	324.4 [m/s]
Vitesse Absolue	Entrée	v'_{29}	220.5 [m/s]
		v''_{30}	0 [m/s]
		α_{29}	90 [deg]
	Sortie	v_{30}	1705 [m/s]
		v_{30u3}	1691 [m/s]
		α_{30}	45.22 [deg]
	moyenne	v_{m30}	873.8 [m/s]
		v_{mu30}	845.5 [m/s]
		α_{m30}	63.62 [deg]
Vitesse relatives	Entrée	w_{30}	1378 [m/s]
		w_{30u3}	1367 [m/s]
		β_{29}	170.832 [deg]
	Sortie	w_{31}	1736 [m/s]
		w_{31u3}	324.4 [m/s]
		β_{30}	48.23 [deg]
	moyen	w_{m30}	565.9 [m/s]
		w_{m30u3}	521.2 [m/s]
		β_{m30}	73.005 [deg]
		$\Delta v_{30u3} = \Delta w_{30u3}$	1691 [m/s]

Resultats aerodynamique de la Turbine basse pression :

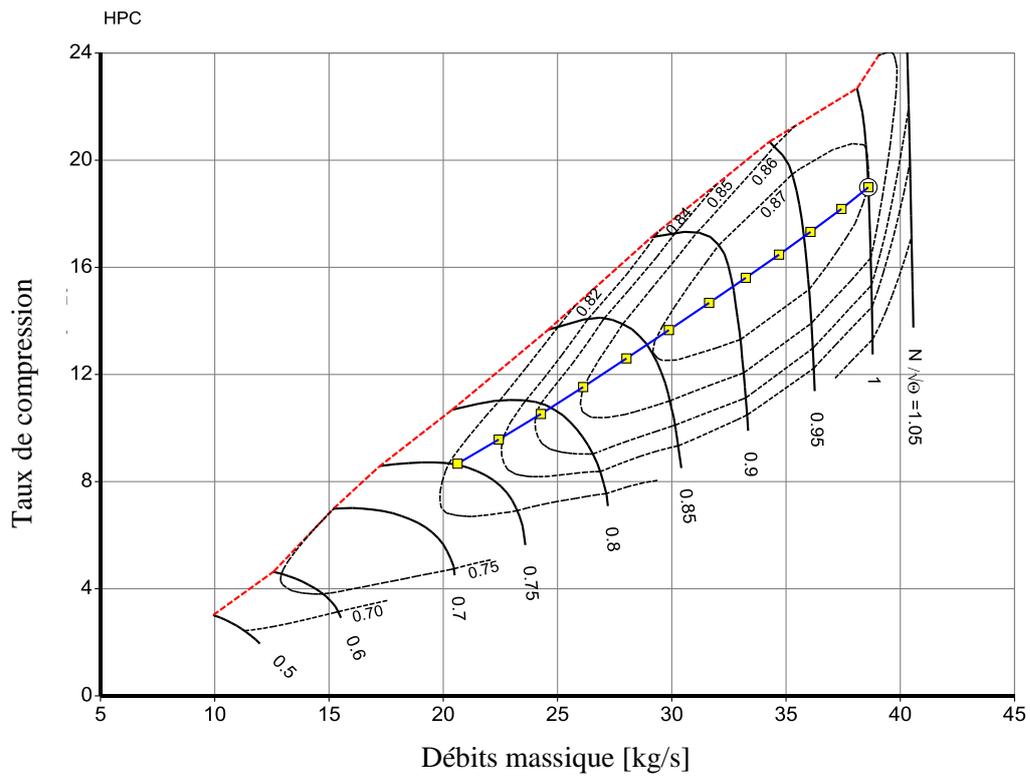
		Q_{TBP}	80.32 [kg/s]
		R_{mTBP}	0.29 [m]
		ε	0.97
		U_4	163.4 [m/s]
Vitesse Absolue	Entrée	$v_{32} = v_{34} = v_{36} = v_{38} = v_{40}$	204.2 [m/s]
		$v_{32u4} = v_{34u4} = v_{36u4} = v_{38u4} = v_{40u4}$	86.28 [m/s]
		$\alpha_{32} = \alpha_{34} = \alpha_{36} = \alpha_{38} = \alpha_{40}$	90 [deg]
	Sortie	$v_{33} = v_{35} = v_{37} = v_{39}$	280 [m/s]
		$v_{33u4} = v_{35u4} = v_{37u4} = v_{39u4} = \Delta v_{32u4}$	172.6 [m/s]
		$\alpha_{33} = \alpha_{35} = \alpha_{37} = \alpha_{39}$	49.79 [deg]
	moyenne	$v_{m32} = v_{m34} = v_{m36} = v_{m38}$	221.6 [m/s]
		$v_{m32u4} = v_{m34u4} = v_{m36u4} = v_{m38u4}$	86.28 [m/s]
		$\alpha_{m32} = \alpha_{m34} = \alpha_{m36} = \alpha_{m38}$	67.08 [deg]
Vitesse relatives	Entrée	$w_{32} = w_{34} = w_{36} = w_{38}$	204.4 [m/s]
		$\beta_{32} = \beta_{34} = \beta_{36} = \beta_{38}$	109.6 [deg]
	Sortie	$w_{33} = w_{35} = w_{37} = w_{39}$	261.5 [m/s]
		$w_{33u3} = w_{35u3} = w_{37u3} = w_{39u3}$	163.4 [m/s]
		$\beta_{33} = \beta_{35} = \beta_{37} = \beta_{39}$	51.34 [deg]
	moyen	$w_{m32} = w_{m34} = w_{m36} = w_{m38}$	218.2 [m/s]
		$w_{m32u4} = w_{m34u4} = w_{m36u4} = w_{m38u4}$	77.1 [m/s]
		$\beta_{m32} = \beta_{m34} = \beta_{m36} = \beta_{m38}$	69.31 [deg]
			$\Delta v_{32u4} = \Delta w_{32u4} = \Delta v_{34u4} = \Delta w_{34u4} = \Delta v_{36u4} = \Delta w_{36u4} = \Delta v_{38u4} = \Delta w_{38u4}$

Resultats aerodynamique du Fan II :

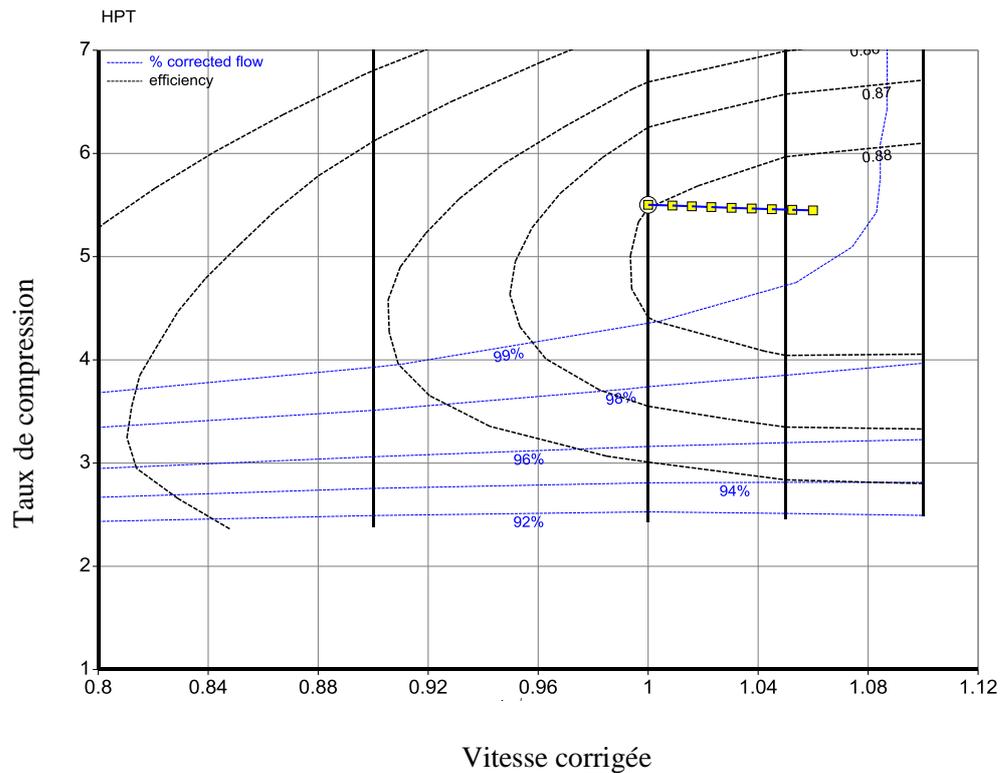
		Q_{II}	308[kg/s]
		$R_{II}m$	0.6307 [m]
		ε	0.78
		U_2	355.3 [m/s]
Vitesse absolue	Entrée	v_{02}	205.4 [m/s]
		v_{0u2}	0 [m/s]
		α_{02}	90 [deg]
	Sortie	v_{12}	258.1 [m/s]
		v_{1u2}	156.3 [m/s]
		α_{12}	42.6 [deg]
	moyenne	v_{m2}	219.8 [m/s]
		v_{mu2}	78.17 [m/s]
		α_{m2}	50.35 [deg]
Vitesse relatives	Entrée	w_{02}	410.4 [m/s]
		w_{0u2}	355.3 [m/s]
		β_{02}	27.65 [deg]
	Sortie	w_{12}	286 [m/s]
		w_{1u2}	199 [m/s]
		β_{12}	38.70 [deg]
	moyen	w_{m2}	345 [m/s]
		w_{mu2}	277.2 [m/s]
		β_{m2}	32.529 [deg]



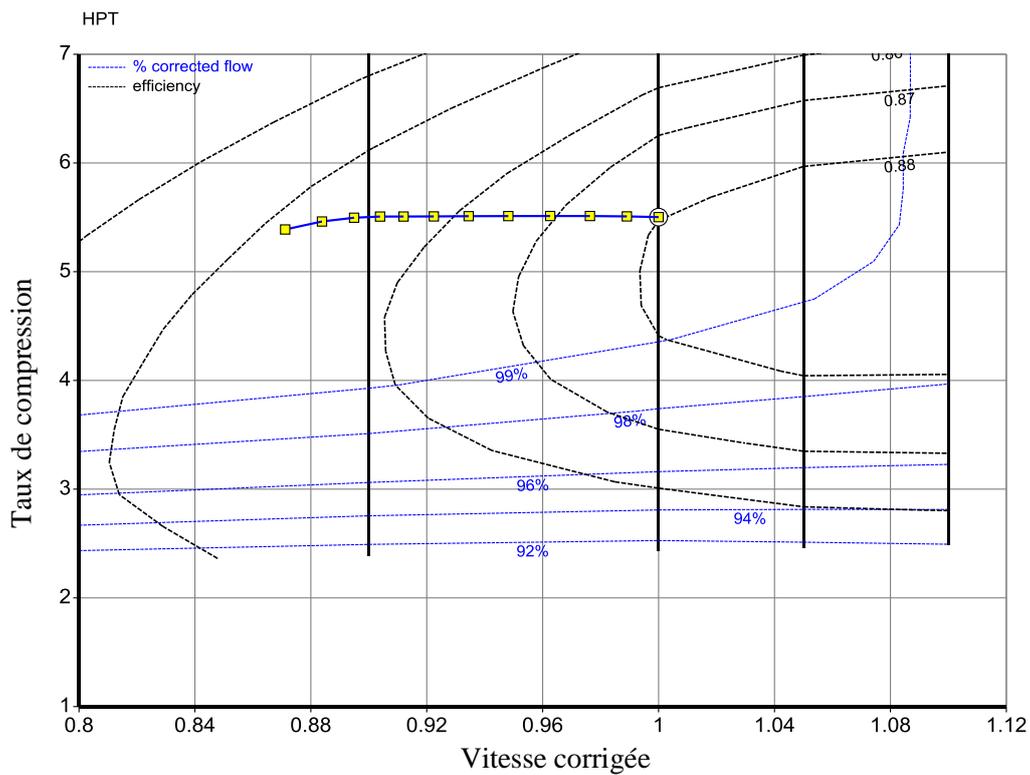
Fonctionnement du compresseur HP en accélération.



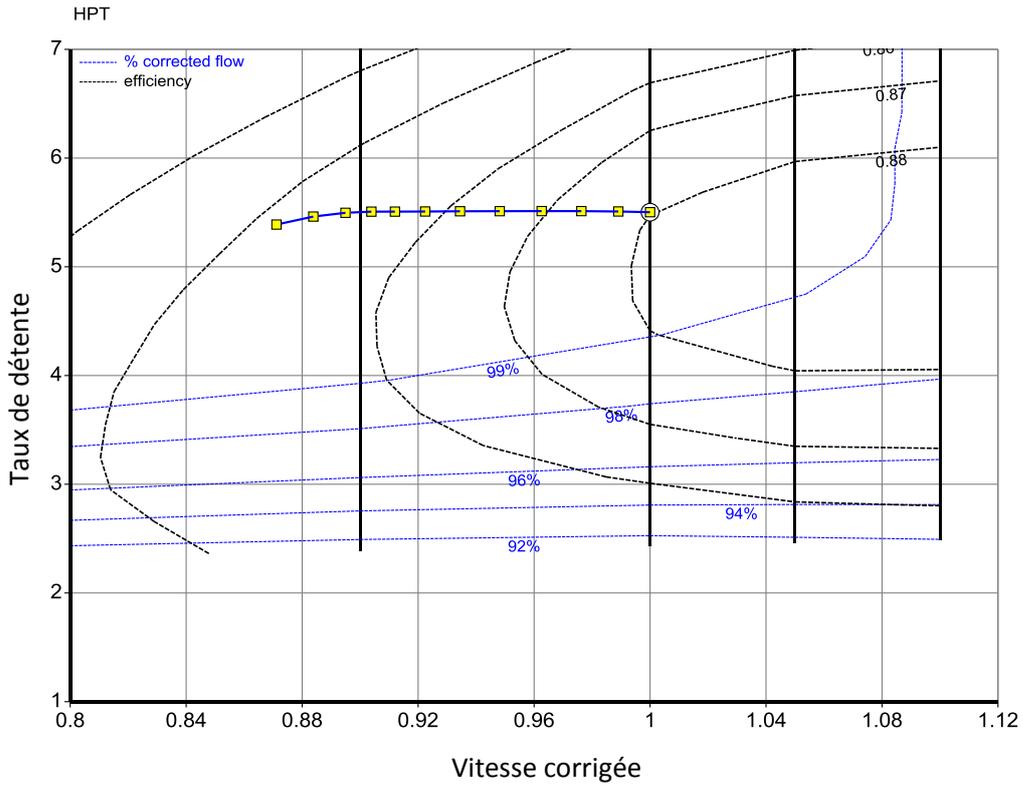
Fonctionnement du compresseur HP en décélération



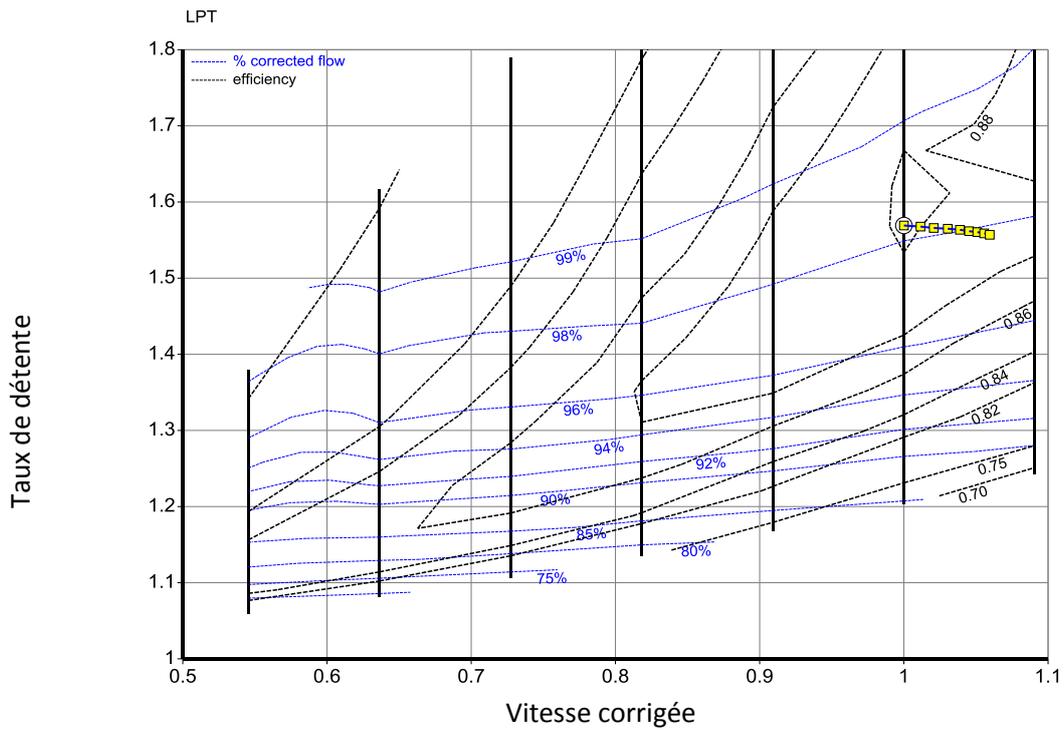
Fonctionnement de la turbine HP en accélération



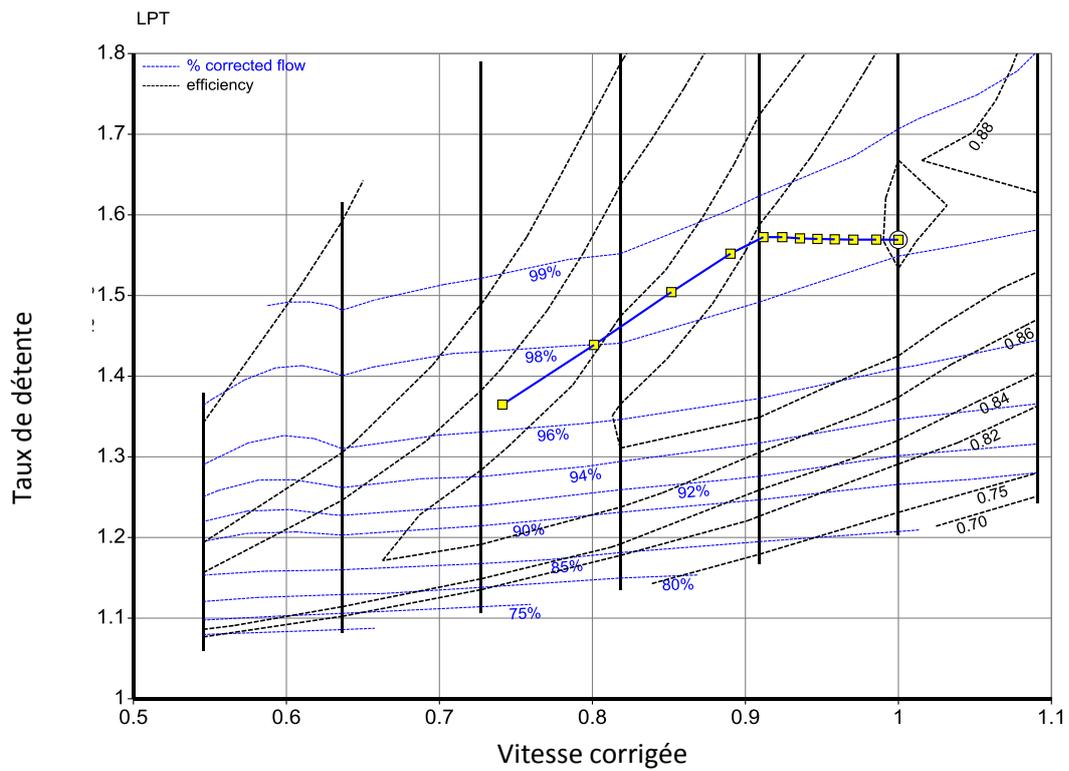
Fonctionnement de la turbine HP en décélération



Cartographie de la turbine haute pression en diminution de vitesse.



cartographie de la turbine basse pression en accélération.



cartographie de la turbine basse pression en diminution de vitesse.

Reference

- [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, August 2015
- [3] **Jean Claude Thévenin**, « Le turboréacteur, moteur des avions à réaction », acam.asso.fr/histo/turbo.pdf
- [4] **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
- [5] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turboréacteur>
- [6] **Korsia, J.-J.** (2009). VITAL – European R&D Programme for Greener Aero-Engines, ISABE, 2009 Proceedings, ISABE-2009-1114, Montreal, Canada.
- [7] <http://www.flightlearnings.com/2010/03/06/types-of-turbine-engines/>
- [8] **Lloyd R. Jenkinson**, James F. Marchman III “Aircraft Design Projects for engineering students” Butterworth-Heinemann, 2003
- [9] <http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro>
- [10] **Ahmed F. El-Sayed**, « Aircraft propulsion and gas turbine engines ». ISBN: 978-0-8493-9196-5
- [11] **BENHAMOU Kamila**, « Etude de l’influence des paramètres extérieurs sur les performances du moteur CFM56-7B». Promotion, 2013/2014, UMBB.
- [12] **Gilbert Jougleux**, «Le Moteur D’avion complément technologique »,Institut aéronautique Jean Mermoz, 1978
- [13] **Mohammed MECIFI**, «Etudes Thermoénergétique au point fixe (décollage) du

turboréacteur General Electric CF6-80C2-B2F équipant l'avion BOEING 767-300 de la compagnie AIR ALGERIE », promotion 1996/1997, Université Abou Bekr Belkaïd.

- [14] **Nicholas Cumpsty.** « JET PROPULSION: A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines », ISBN 978-0 -521 -54144-2, Cambridge University Press 2003.