

N° Ordre...../DGM/FT/UMBB/2020

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

UNIVERSITE M'HAMED BOUGUERA BOUMERDES



**Faculté de Technologie
Département Génie Mécanique**

Mémoire de Fin D'études

**Filière : Génie Mécanique
Spécialité : ENERGETIQUE**

THEME

Détermination de la ligne d'adaptation du compresseur
haute pression du turboréacteur CFM56-7B

Présenté par :

NEGGACHE Ibtissame

BOUTICHE Nassima

Promoteur :

Mr T. BOUSHAKI

Promotion 2019- 2020

RESUME

L'étude que nous avons menée consiste à la détermination et le traçage de la ligne d'adaptation du compresseur haute pression du turboréacteur CFM56_7B qui lui assurera un fonctionnement stable.

Pour cela, il a fallu au préalable, définir les paramètres et les relations donnant les performances propres à ce turboréacteur en deux modes de fonctionnement différents (Adapté et hors Adapté). Pour effectuer les calculs, nous avons établi un programme sous MATLAB.

Les données limitées relatives au turboréacteur CFM56_7B que nous avons pu obtenir nous ont permis d'effectuer les calculs pour le régime adapté seulement. Pour le régime Hors Adapté, nous avons choisi d'utiliser le logiciel GasTurb connu pour la qualité de ces résultats.

En utilisant le logiciel GasTurb nous avons d'abord choisi le modèle correspondant au turboréacteur CFM56_7B et ensuite nous avons introduit les données relatives à celui-ci. Les résultats en régime adapté obtenus par GasTurb ont confirmé ceux obtenus par MATLAB. En régime Hors Adapté, le logiciel GasTurb nous a permis de tracer la carte du compresseur haute pression avec la ligne de fonctionnement (ligne d'adaptation).

ABSTRACT

The study we have carried out consists in determining and tracing the adaptation line of the high-pressure compressor of the CFM56_7B turbofan engine which will ensure stable operation.

For this, it was first necessary to define the parameters and relationships giving the performance specific to this turbojet in two different operating modes (Adapted and non-Adapted). To perform the calculations, we established a program under MATLAB.

The limited CFM56_7B turbofan data we were able to obtain allowed us to perform the calculations for the adapted rpm only. For the Non-Adapted regime, we chose to use the GasTurb software known for the quality of these results.

Using the GasTurb software we first chose the model corresponding to the CFM56_7B turbofan and then we entered the data relating to it. The adapted regime results obtained by GasTurb confirmed those obtained by MATLAB. In Non-Adapted mode, the GasTurb software allowed us to draw the map of the high-pressure compressor with the operating line (adaptation line).

Remerciements

Au terme de notre travail, nous remercions en premier lieu le bon Dieu de nous avoir donné la volonté, et surtout le courage de mener dans de bonnes conditions ce présent travail. Et pour tous les membres de nos familles pour leurs soutiens le long de nos études.

Nous tenons particulièrement à remercier notre promoteur Mr BOUSHAKI Tarik, pour son entière disponibilité et son orientation durant l'élaboration de ce travail.

A tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.

Nous remercions aussi Monsieur le président et Messieurs les membres de jury, qu'ils trouvent ici, l'expression de notre gratitude et de notre respect pour nous avoir fait l'honneur d'examiner et juger notre travail.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

A mes chers parents « tous les mots du monde ne sauraient exprimer l'immense amour que je vous porte, ni la profonde reconnaissance que je vous témoigne pour tous les efforts et sacrifices que vous n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon bien-être. J'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi. Que dieu tout puissant vous garde et vous procure santé, bonheur et longue vie.

Inchallah

A moi-même

A Toute la famille BOUTICHE et NEGGACHE

*Sans oublier toutes les personnes qui me connaissent de près ou de loin, en particulier : la classe de M2 génie Mécanique option
Energétique*

*A tous mes enseignants de la Faculté de Technologie
de l'université M'hammed Bougarra.*

NEGGACHE TBTISSAME

BOUTICHE NASSIMA

Table des matières

Introduction générale	1
------------------------------------	---

Chapitre I : Le turboréacteur CFM56_7B

I.1 Introduction.....	2
I.2 Historique duturboréacteur CFM56_7B.....	2
I.3 Présentation du turboréacteur CFM56-7B	3
I.4 Caractéristiquesduturboréacteur CFM56_7B.....	5
I.5 Les éléments principaux du turboreacteurCFM56-7B	6
I.5.1 Module Fan :	6
I.5.2 Module core :	8
I.5.2.1 Compresseur haut pression.....	8
I.5.2.2 Chambre de combustion.....	8
I.5.2.3 Turbine haute pression	10
I.5.3 Module LPT	11
I.5.4 Module Gear box :.....	11
I.5.5 Les tuyères	12
I.6 Principe de fonctionnement du turboréacteur CFM56_7B.....	12
a) Compression.....	13
b) Combustion	13
c) Détente	13
I.7- Les avantages de moteur CFM56-7B.....	14
I.8 Les régimes de fonctionnement	15
I.8.1 Adaptation et Hors Adaptation.....	15
I.9 Conclusion	15

Chapitre II : Les compresseurs axiaux

II.1 Introduction	16
II.2 Compresseurs.....	16
II.2.1 Compresseur centrifuge	16
II.2.2 Compresseurs axial	17
II.3 Diagramme des vitesses dans le compresseur axial	19
II.4 Courbe Caractéristique d'un Compresseur.....	21
II.5 Phénomène de pompage	23

II.5.1 Cause et Remède du Pompage.....	25
II.6 Conclusion	26

Chapitre III : Equations fondamentales

III.1 Introduction	27
III.2 Variables Réduites.....	27
III.2.1 Débit Réduit Compresseur.....	27
III.2.2 Vitesse de Rotation Réduite.....	29
III.3 Paramètres et performancesdu turboreacteur	30
III.3.1 Taux de Dilution :.....	30
III.3.2 Poussée spécifique	30
III.3.3 Poussée Massique	30
III.3.4 Consommations	Erreur ! Signet non défini.
III.3.4.1 Consommation massique horaire	30
III.3.4.2 Consommation Spécifique	30
III.3.5 Puissances	Erreur ! Signet non défini.
III.3.5.1 Puissance calorifique	30
III.3.5.2 Puissance thermique théorique	31
III.3.5.3 Puissance Thermique Réelle	31
III.3.5.4 Puissance de propulsion:.....	31
III.3.6 Rendement	Erreur ! Signet non défini.
III.3.6.1 Rendement Thermodynamique ou Rendement Thermique Théorique	32
III.3.6.2 Rendement Thermique Réel	32
III.3.6.3 Rendement Interne :.....	32
III.3.6.4 Rendement de propulsion :	32
III.3.6.5 Rendement Global :.....	32

Chapitre IV : Simulation

IV.1 Introduction.....	35
IV.2 Description du programme de calcul	35
IV.2.1 Les Hypothèses de travail ,atmosphere ISA.....	Erreur ! Signet non défini.
IV.2.1.1 atmosphere type OACI ou ISA.....	Erreur ! Signet non défini.
IV.2.2 Schema descriptif du turboreacteur	Erreur ! Signet non défini.
IV.2.3 Procédure de calcul en régime adapte.....	38

IV.2.4 Procédure de calcul en régime non adapte- Méthode fondamentale	42
IV.2.5 L'organigramme de calcul en regime adapte et hors adaptation.....	46
IV.3 Simulation par logiciel GasTurb.....	48
IV.4 Conclusion	51

Chapitre V : Résultats

V.1 Introduction	52
V.2 Données du turboréacteur CFM56-7B	52
V.3 Résultats et interprétations.....	54
V.3.1 Régime adapte	54
V.3.1.1-Régime adapté sous Matlab.....	54
V.3.1.2-Régime adapté avec GASTURB.....	55
V.3.1.3-Cycle thermodynamique en régime adapté sur GASTURB.....	57
V.3.2 Régime hors adaptation.....	60
V.3.2.1-Ligne d'adaptation compresseur HP.....	61
V.3.2.2-Ligne d'adaptation compresseur BP et des Turbines HP et BP.....	63
Conclusion.....	64
Conclusion générale.....	65

liste des figures

Figure I. 1 : Distribution des moteurs CFM56-7b sur les Boeings	3
Figure I. 2 : Schéma de principe d'un moteur CFM56 double corps double flux	4
Figure I. 3 : schéma représentatif des différents modules du turboréacteur du CFM56-7B	6
Figure I. 4 : Module Fan	7
Figure I. 5 : compresseur.....	8
Figure I. 6 : chambre de combustion.....	9
Figure I. 7 : les circuits de refroidissement	10
Figure I. 8 : turbine HP	11
Figure I. 9 : Module Gear box.....	12
Figure I. 10 : Schéma de fonctionnement de turboréacteur	13
Figure I. 11 : cycle thermodynamique du cfm56-7b.....	14
Figure II. 1 : compresseur centrifuge	16
Figure II. 2 : Compresseur axial double corps de moteur CFM56- 7B	19
Figure II. 3 : Compresseurs axial	18
Figure II. 4 : triangles de vitesse pour un compresseur axial.....	19
Figure II. 5 : triangles de vitesse pour turbine axial.....	20
Figure II. 6 : courbe caractéristique d'un étage compresseur	21
Figure II. 7 : courbe caractéristique d'un compresseur.....	21
Figure II. 8 : ligne d'adaptation compresseur - turbine	22
Figure II. 9 : localisation de la ligne de pompage	24
Figure II. 10 : Marge de pompage.....	24
Figure III. 1 : Arbre de rendement.....	33
Figure IV. 1 : les différentes stations de moteur	36
Figure IV.2 : Fenêtre représentant lechoix de l'installation et du régime de fonctionnement.	48
Figure IV. 3 :Fenêtre d'introduction des données et de la simulation en régime adapté.....	48
Figure IV.4 : Fenêtre d'introduction des données et de la simulation en régime non adapté..	49
Figure V. 1 : Fenêtre des résultats des états des gaz en régime adaptéavec GASTURB.....	59
Figure V. 2 : Fenêtre des résultats des performances du moteur en régime adaptéavec GASTURB.....	59
Figure V. 3 : Diagramme T-S du CFM56-7B	62

Figure V. 4 : diagramme P-V du CFM56-7B.....	62
Figure V. 5 : Variation de la température et la pression totale - statique dans le CFM56-7B.	63
Figure V. 6 : l'évolution du débit d'air réduit dans le compresseur en fonction du régime moteur corrigé	64
Figure V. 7 : l'évolution du rapport de compression en fonction du régime moteur corrigé..	64
Figure V. 8 : Ligne d'adaptation du compresseur HP.....	65
Figure V. 9 : Ligne d'adaptation du compresseur BP	67
Figure V. 10 : Ligne d'adaptation du turbine HP	67
Figure V. 11 : Ligne d'adaptation du turbine BP.....	68

Liste des tableaux

Tableau I. 1 : Données du moteurs CFM56-7B.....	5
Tableau VI.1 : Localisation des éléments du moteur..... Erreur ! Signet non défini.	
Tableau IV. 2 : les données de calcul	57
Tableau V. 1 : Les résultats de régime adapté sur MATLAB	58
Tableau V. 2 : les résultats de régime adapté sur GASTURB	60
Tableau V. 3 :Travaux calculés avec les résultats donnés par GasTurb	61

Nomenclature

Abréviation	Signification	Unité
A	Vitesse du son	m/s
CBP	Compresseur Basse Pression	-
CC	Chambre de Combustion	-
Ch	Consommation horaire	kg/h
CHP	Compresseur Haute Pression	-
Cp	Chaleur Spécifique	J/kg/K
Cp_g	Chaleur spécifique des gaz brulé	J/kg.K
Csp	Consommation Spécifique	kg/h/daN
C_l	Vitesse de tuyère primaire	m/s
C_{l_1}	Vitesse de tuyère secondaire	m/s
C_{lcr}	Vitesse critique de tuyère primaire	m/s
C_{lcr}	Vitesse critique de tuyère primaire secondaire	m/s
Fs	Poussé Spécifique	N/kg/s
h	Enthalpie spécifique	J/kg
K_1	Débit réduit	kg /s
M	Nombre de Mach	-
\dot{m}_a	Débit d'air	kg/s
\dot{m}_c	Débit de carburant	kg/s
\dot{m}_e	Débit d'air extérieure	kg /s
\dot{m}_i	Débit d'air intérieure	kg /s
N1	Vitesse de rotation basse pression	tr/min

N_2	Vitesse de rotation haute pression	tr/min
N_{red}	Vitesse de rotation réduite	tr/min
P	Pression	Pa
P_c	Puissance calorifique	W
PCi	Pouvoir Calorifique	kg/kJ
P_p	Puissance de propulsion	W
P_{tr}	Puissance Thermique réel	W
P_{tt}	Puissance thermique théorique	W
P_{01}	Pression ambiante	Pa
r	Constante thermodynamique des gaz	J/kg.K
S	Section	m^2
S_1	Section d'entrée d'air	m^2
S_2	Section d'entrée THP	m^2
S_1	Section de sortie d'air secondaire	m^2
S_l	Section de sortie d'air primaire	m^2
T	Température	K
TBP	Turbine Basse Pression	-
T_{01}	Température ambiante	K
W_F	Travail de Fan	J
W_{CBP}	Travail de compresseur basse pression	J
W_{CHP}	Travail de compresseur haute pression	J
W_{THP}	Travail de turbine haute pression	J
W_{TBP}	Travail de turbine basse pression	J
Y	Taux de dilution	-

Z	hauteur	M
Lettres Grecques		
Φ	Coefficient d'excès d'air	-
γ_g	Rapport de chaleur spécifique des gaz brûlé	-
γ	La capacité thermique de l'air	-
η	Rendement	-
η_{th}	Rendement Thermodynamique	-
η_{tr}	Rendement thermique réel	-
η_i	Rendement Interne	-
η_p	Rendement de propulsion	-
η_g	Rendement global	-
η_m	Rendement Mécanique	-
ρ	Masse volumique	kg/m ³
π_F	Taux de fan	-
π_{CBP}	Taux de compression Basse Pression	-
π_{CHP}	Taux de compression Haute pression	-
π_{THP}	Taux de détente turbine Haute Pression	-
π_{TBP}	Taux de détente turbine Basse Pression	-

*Présentation de la compagnie
Air Algérie*

Présentation de la compagnie Air Algérie

Notre stage pratique qui s'est déroulé au niveau de l'atelier révision moteur de la compagnie Air Algérie nous a permis de découvrir ses installations techniques ainsi que de connaître le moteur CFM56-7B.

Air Algérie est une compagnie aérienne nationale active dans le domaine du transport civil sous le nom de Compagnie Générale de Transport (C.G.T) créée en 1947. C'est une Entreprise Publique Economique/Société Par Action (EPE/SPA) avec un capital de 43.000.000.000,00 DA. Son siège social est à : 1, place Maurice AUDIN, Alger, Algérie. Elle a pour mission principale d'assurer le transport des passagers, bagages, fret et courriers dans des meilleures conditions de sécurité, régularité et confort.

Nous pouvons résumer l'identité de la compagnie Air Algérie dans la fiche signalétique suivante :

Tableau 0. 1 : Fiche signalétique d'Air Algérie

Logo (avec dénomination)	
Dénomination	Air Algérie
Capital	43 000 000 000,00 DA
Forme juridique	EPE/ SPA
Domaine d'activité	le transport aérien
Registre de commerce	RC : 00B0091100
Siege social	1, place Maurice AUDIN 16000
Site web	www.airalgerie.dz
Nombre de filiales	4

Moyens matériels

La flotte est renouvelée par l'acquisition de nouveaux avions avec un âge moyen de cinq (5) ans tels que : les Boeing 737-800, 737-600. Les ATR-72 et par des Airbus A330-200. A ce jour, Air Algérie compte une flotte « passagers » de 41 avions (sans compter la flotte « cargo »).

Tableau 0.2 : La flotte d'Air Algérie

Type d'avion	Nombre
Hercules L-382G	01
Boeing 737-800	17
Boeing 737-600	05
Boeing 767-300	03
ATR 72	12
Airbus 330-200	05

L'atelier révision moteur est un grand hangar, il couvre une aire de 960 m², il possède deux entrées (A et B). Cet atelier a pour objectif essentiel la révision des moteurs avions pour une longue durée. Il se compose :

- ✓ Atelier APU (Auxiliary Power Unit).
- ✓ Atelier électricité.
- ✓ Atelier équipement.
- ✓ Magasin technique.
- ✓ Métrologie.
- ✓ Chambre de développement.
- ✓ Chambre claire.
- ✓ Magasin outillage équipements.
- ✓ Ateliers joints et roulements.
- ✓ Atelier Gear Box.
- ✓ MPI (inspection aux particules magnétiques).
- ✓ Atelier de nettoyage mécanique.
- ✓ Chaudronnerie.
- ✓ Atelier de soudure.
- ✓ Atelier révision moteur CF6.
- ✓ Atelier révision Allison.
- ✓ Atelier révision CFM56.

Introduction Générale

Introduction générale

Dans le domaine aéronautique l'un des soucis majeurs est de connaître le comportement d'un turboréacteur et l'évolution de ses performances à différents modes de fonctionnement.

Ces modes de fonctionnement sont justement de deux types ; le mode **adapté** pour lequel les différents organes qui constituent le moteur atteignent leurs caractéristiques nominales, dans des conditions atmosphériques dites standard. Le deuxième mode est dit **hors adaptation** dans les conditions atmosphériques, l'altitude et le nombre de mach varient.

C'est pour cela que la révision moteur doit être à la pointe du progrès et c'est dans ce souci que les ingénieurs de la compagnie aérienne **Air Algérie** proposent en collaboration avec les différentes universités des études aérodynamiques et thermodynamiques des différents moteurs équipant la flotte de la compagnie.

En effet, le problème majeur des turboréacteurs est le pompage dont la signification et le décrochage aérodynamique sur les aubages du rotor pouvant entraîner une inversion de l'écoulement due à une variation brutale de la pression en aval.

Notre étude a pour but de déterminer la plage de bon fonctionnement du réacteur et donc éviter le pompage. Cela se traduit par la détermination de la ligne d'adaptation qui assurera au réacteur un fonctionnement stable. Cette étude représente une étude aérothermodynamique globale qui consiste à établir les courbes caractéristiques du compresseur haute pression du turboréacteur CFM56_7B puis de tracer sa ligne d'adaptation et cela par le biais des programmes (**MATLAB** et **GASTURB**).

Notre plan de travail se subdivisera en cinq chapitres : on a débuté avec le premier chapitre où on traite aussi les éléments composants du turboréacteur et son principe de fonctionnement.

Le deuxième chapitre concerne les compresseurs et leurs différents types, en tenant compte du pompage, phénomène nuisible, et de son impact sur le compresseur.

Dans le troisième chapitre, l'accent est mis sur les lois fondamentales de calcul des variables réduites et des performances.

Le quatrième chapitre est consacré pour la simulation. Ce chapitre donne la procédure utilisée pour déterminer la ligne d'adaptation.

Dans le cinquième chapitre on a exposé nos différents résultats et constatations.

Nous avons clôturé ce modeste travail par une conclusion générale qui propose un développement pour notre étude.

Chapitre I

Turboréacteur CFM56_7B

Et leur

Principe de fonctionnement

I.1-Introduction

Dans le souci d'assurer un enchaînement logique pour notre étude, nous avons traité les éléments du turboréacteur, son principe de fonctionnement mais tout d'abord nous allons nous pencher sur un bref historique de l'évolution du turboréacteur.

I.2-Historique du Turboréacteur CFM56-7B

Dans les années 1930, grâce à l'ingénieur britannique Frank Whittle et l'inventeur Allemand Hans Von Ohain, le monde a connu des nouveaux types de moteur d'avion, il s'agit des turboréacteurs. A l'âge de 22 ans, Frank Whittle imagine pour la première fois qu'un avion peut être propulsé sans hélices et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée. Il persiste dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air. En 1935, grâce à des dons privés, il construit le premier prototype de turboréacteur (Le W1) afin de le tester à travers un banc d'essai en avril 1937.[1]

En 1950, les directeurs respectifs de GENERAL ELECTRIC et SNECMA étaient Gérard Neumann, le pionnier du turbo-jet et René RA Vaud, les deux hommes ont partagé la vision d'un projet international connu. Le succès du turboréacteur à double flux CF6 a établi GE comme un fabricant majeur des turboréacteurs. Cette intensification de la production a traité un accord de la production transcontinental avec SNECMA de France.

Dans le monde, volent quotidiennement 4000 avions, équipés du moteur CFM56 et ils effectuent un décollage toutes les cinq secondes. Les CFM56, moteur à vocation civile, équipent les Airbus de la famille A320, A340 et les différentes versions du BOEING737, 600, 800 et 900 équipant les moteurs de type CFM56-7B. Dans le domaine de l'aviation commerciale, CFM international motorise aujourd'hui les avions de près de 300 opérateurs.

1999 est une année record, 25 ans après la création du CFM, c'est l'année de la livraison du 10000^{ème} CFM56, l'année a été favorable aux ventes des quadriréacteurs équipés de CFM56-5B.

Dans le domaine de l'environnement, la nouvelle technologie de chambre de combustion à double tête DAC (Double Annular Combustion) qui permet une réduction importante des émissions polluantes d'oxydes d'azote, a été adoptée par Landa Air pour ses 737 nettes générations. Elle est proposée en option sur les CFM56-7B et équipe déjà les avions de SWISS AIR, AUSTRALIAN AIR LINE et SAS.

Moteur	Avion	Nombre d'avions en service	Nombre de moteurs en service	Nombre d'opérateurs	Heures de vol cumulées	Nombre de cycles cumulés
CFM56-7B	B737 NG	6 924	14 738	224	371 057 376	192 234 129

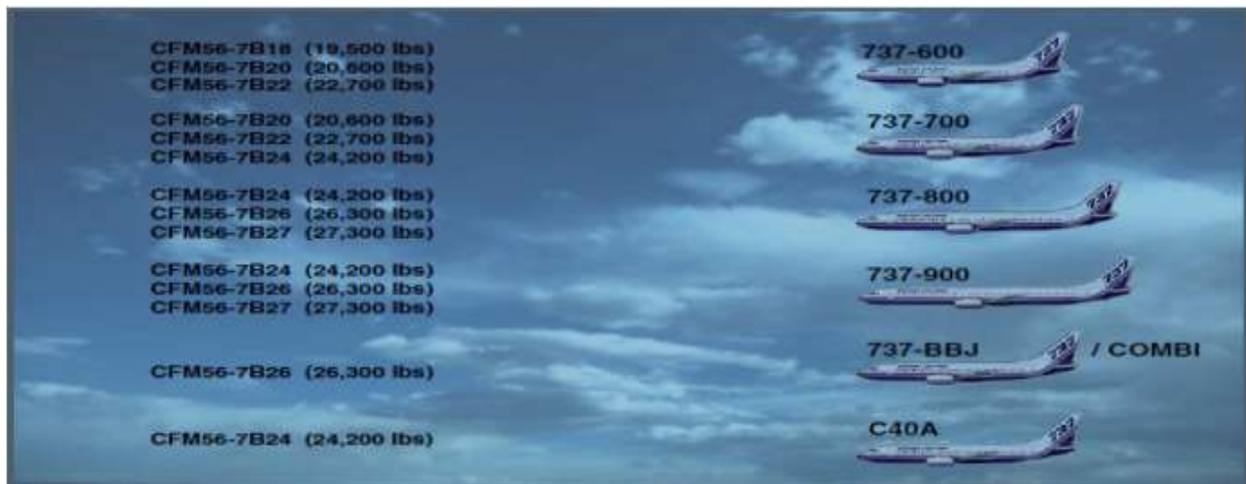


Figure I. 1: Distribution des moteurs CFM56-7B sur les Boeings

I.3-Présentation du turboréacteur CFM56-7B

Notre étude est conduite sur les moteurs civils de la famille CFM56, fabriqués conjointement par SNECMA et GE dans le cadre de la société CFM :

- GE (Générale Electric) : aux Etats Unis se charge de la partie « Core » qui représente la partie haute pression du moteur (compresseur haute pression, chambre de combustion, et turbine à haute pression).
- SNECMA « Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteur d'Avion » : En France qui se charge de la partie basse pression du moteur (le fan, la compresseur basse pression et la turbine basse pression) ainsi que des accessoires et de la tuyère d'éjection. Ces moteurs sont de type turboréacteur à double corps et double flux sans post combustion. [2]

Le moteur CFM56-7B est un turboréacteur qui équipe en exclusivité les dernières évolutions du Boeing 737 dites Boeing 737 NG pour nouvelle génération. Qui est un turboréacteur à double flux, double corps et à écoulement axial avec un taux de dilution élevé. L'appellation « double corps » signifie que le compresseur et la turbine est divisé en deux parties successives, basse et haute pression. Ce système permet d'obtenir une grande efficacité de fonctionnement.

L'appellation CFM56-7B est utilisée pour :

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

Le moteur CFM56-7B se compose essentiellement par les éléments suivants :

- Une soufflante (Fan) à 1 étage.
- Un compresseur basse pression (CBP) à 3 étages.
- Un compresseur haute pression (CHP) à 9 étages.
- Une chambre de combustion.
- Une turbine à haute pression (THP) à 1 étage.
- Une turbine à basse pression (TBP) à 4 étages.

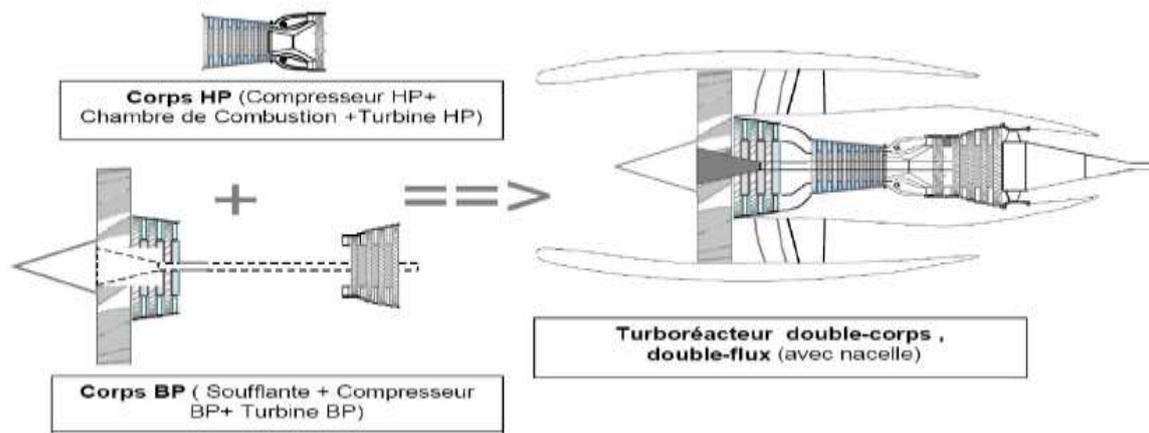


Figure I.2: Schéma descriptif du CFM56 double corps double flux.
(HP : haute pression ; BP : basse pression)

I.4-Caractéristiques du turboréacteur CFM56-7B

Le tableau suivant représente quelques données (constructeur) relatives au moteur CFM56-7B :

Tableau I.1: Données du moteurs CFM56-7B

Modèle	CFM56-7B	
Caractéristiques	Masse de moteur	5251 lb
		2384 kg
	Longueur	98 ,72
		2,51 m
	Diamètre fan	61,02 ins
		1,55 m
Conditions au décollage	Poussée max (décollage)	24200 lb
		107650 N
	Débit d'air	848lb/s
		385 kg/s
	Consommation spécifique	1,29 lb/N .h
		0,59kg /daN.h
Taux de dilution	5,1 à 5,5	
Conditions au vol	Poussée max (montée)	5960 lb
		26607,14N
	Taux de compression	32,7
	Poussée max croisière	22800 lb
101420 N		
Type de réacteur	Turboréacteur à double flux et double corps	
Arrangement	Tuyères coaxiales à double flux.	
Rotation	Dans le sens horaire des deux corps.	

I.5-Les éléments principaux du turboréacteur CFM56-7B

Le moteur CFM56-7B est un moteur de construction modulaire. Il se compose de quatre (4) modules, chaque module peut être démonté seul, ce qui facilite la maintenance du moteur et de minimise le coût d'entretien. Ces modules sont [3]:

- module FAN
- module CORE
- module LPT
- module Gear Box (boîte d'entraînement des accessoires).

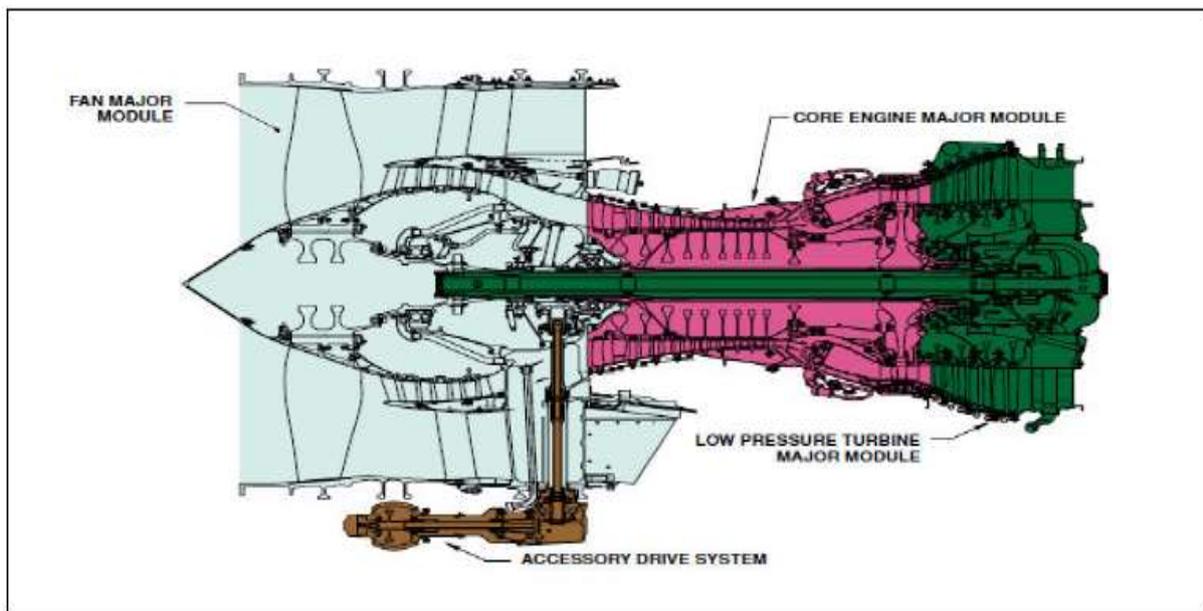


Figure I.3: schéma représentatif des différents modules du turboréacteur du CFM56-7B

I.5.1-Module fan :

Ce module est situé en avant du moteur, il est entraîné par la turbine BP. Le module Fan est lui-même constitué de quatre modules :

- module fan (fan) et le compresseur BP (Booster)
- module support de 1^{er} et le 2^{ème} roulement (N° 1and2 bearing support)
- module structure extérieur (fan frame)
- module d'accouplement d'entrée de la Gear box et le 3^{ème} roulement (intet Gearbox and N° 3bearing).

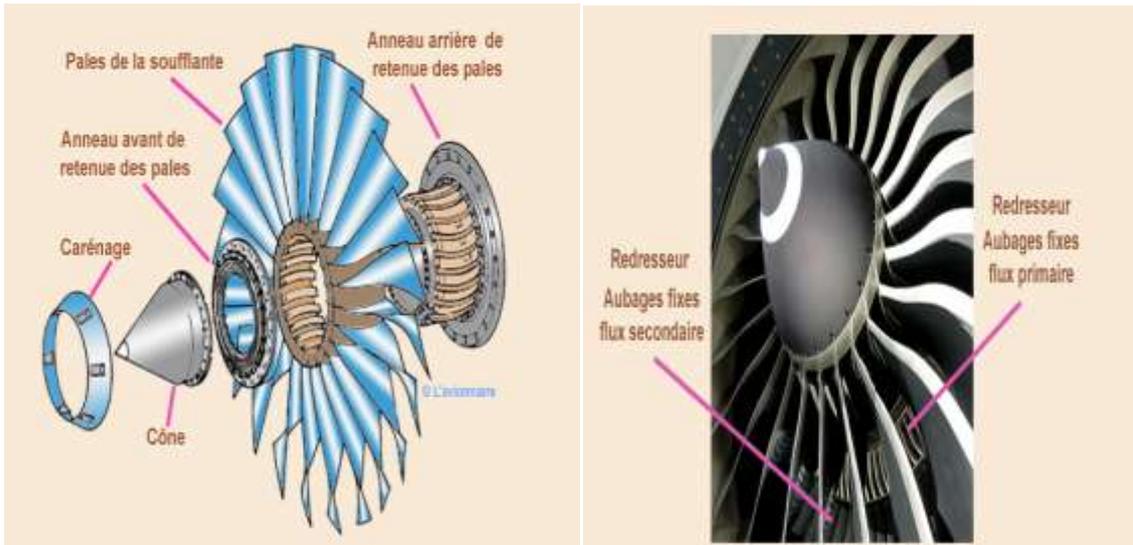


Figure I.4: Module Fan

Le rôle principal de ce module est d'augmenter l'énergie de l'air qui s'écoule à travers la tuyère d'air secondaire pour générer la poussée et d'augmenter la pression de l'air qui se dirige vers le compresseur haute pression. En effet, la soufflante reçoit un flux d'air en assurant l'augmentation de sa vitesse et sa pression. Ensuite, il passe par un séparateur (splitter) ou il sera divisé en deux flux :

- Flux primaire qui va s'écouler dans le corps moteur passant par le compresseur BP où il subira une autre augmentation de pression avant d'atteindre le compresseur HP. Sachant que ce CBP dispose à sa sortie 12 vannes de décharge (VBV : variable bleed valves), dont le rôle est d'évacuer l'excès d'air dans le CBP, évitant ainsi l'effet de pompage
- Flux secondaire qui va s'écouler dans tuyère secondaire du fan en générant ainsi la poussée qui représente 80% de la poussée globale que fournit le moteur.

Un effet important pour le fonctionnement du Fan est l'effet de la variation du taux de dilution (Y). Lorsqu'un turboréacteur double flux réduit la puissance, le débit principal diminue plus rapidement que le débit secondaire. Ceci provoque l'augmentation du taux de dilution et l'utilisation d'un champ différent de caractéristiques du Fan pour une valeur de taux de dilution utilisée.

En outre, le champ de caractéristiques du Fan extérieur peut être différent du champ du Fan intérieur. Pour analyser plus rigoureusement le fonctionnement hors adaptation du Fan, une série de champ de caractéristiques est nécessaire pour chacune des deux parties du Fan en fonction du taux de dilution.

I.5.2-Module core

Le module « core » transmet le flux primaire pour développer une puissance dont une partie est utilisée pour faire tourner le moteur et l'autre partie pour fournir les 20% restants de la poussée, il est constitué par :

- Compresseur haute pression (HPC)
- Chambre de combustion
- Turbine haute pression (HPT)

I.5.2.1-Compresseur haute pression

C'est un compresseur axial de forme conique constitué de neuf (9) étages, il est entraîné par l'étage de la turbine haute pression. Il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoie vers la chambre de combustion, les trois premiers étages comportent des aubes statoriques à calage variable (VSV : variable stator vane) qui constituent le dispositif anti-pompasse haute pression.



Figure I.5: Compresseur axial haute pression

I.5.2.2-Chambre de combustion

La chambre de combustion est de type annulaire et comporte 20 injecteurs et deux (2) bougies d'allumage. A ce niveau l'air provenant du compresseur haute pression est admis avec du carburant pulvérisé par les injecteurs. Ce mélange est brûlé et génère des gaz chauds qui se dirigent vers la turbine haute pression (HPT).

La chambre de combustion (CC) est constituée des éléments suivants :

- L'ensemble capotage (cowl assembly) : il forme un bord d'entrée à la chambre de combustion.
- Couche interne et externe (inner and outer liner) : contenant des trous qui permettent d'optimiser le refroidissement et d'augmenter les performances de la combustion.
- Un dôme (the dome) : permet de stabiliser la flamme dans l'enceinte du mélange air carburant.

Le rôle principal de chambre de combustion est de fournir l'énergie calorifique à l'air provenant du compresseur à travers une combustion d'un combustible qui est assurée par un mélange kérosène-oxygène et à travers un allumeur dans le but de permettre la transformation de l'énergie chimique en énergie calorifique.

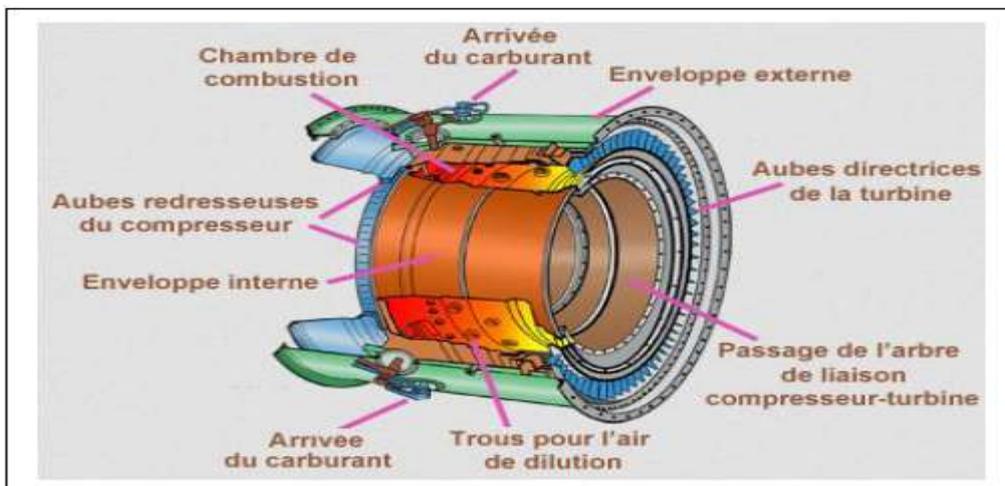


Figure I.6: Chambre de combustion

– **Limitation dues à la chambre de combustion:**

La chambre de combustion est dimensionnée pour fonctionner dans une plage de dosage réelle, bornée par des valeurs limites. Afin que la combustion puisse s'auto entretenir il faut qu'il règne à la sortie compresseur certaines valeurs de pression et de vitesse. Cela se traduit par des limitations appelées extinction pauvre (masse de carburant trop faible comparée à la masse d'air) et l'extinction riche (trop de carburant par rapport à la masse d'air).[4]

– **Les circuits de refroidissement :**

L'amélioration des performances et des rendements des turboréacteurs passe par l'augmentation de la température des gaz dans les chambres de combustion. Chaque type de turboréacteur est différent mais le principe général pour le refroidissement reste le même tel que représenté sur le dessin ci-dessous. [3]

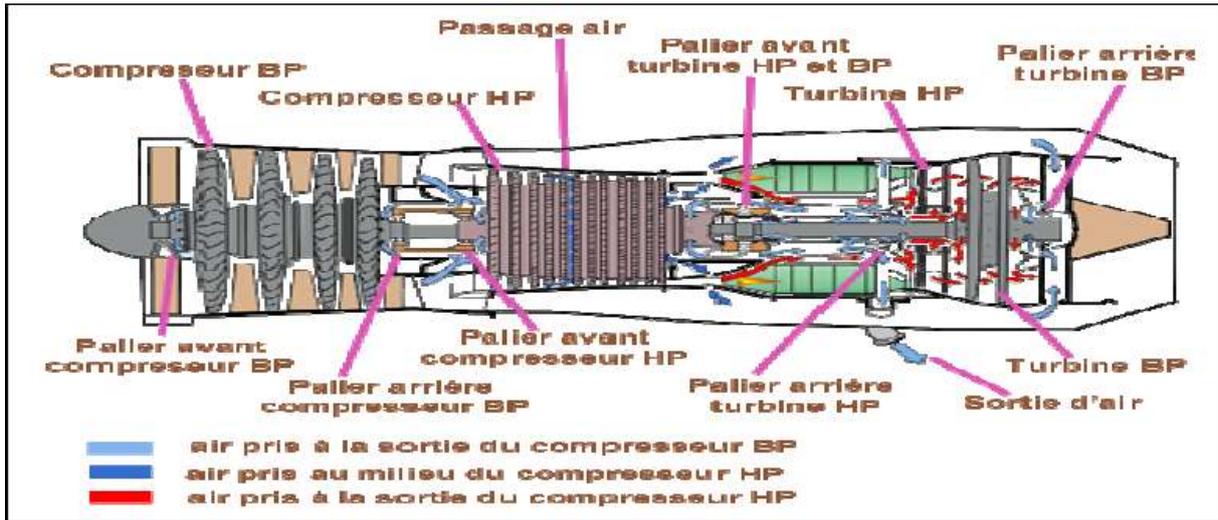


Figure I. 7: les circuits de refroidissement

- L'air provenant du compresseur BP sert à refroidir les cavités du moteur et à refroidir et pressuriser les paliers.
- L'air provenant du cinquième étage du compresseur HP sert à refroidir une autre partie du moteur.
- L'air sortant du compresseur HP va refroidir les distributeurs hauts et basse pression ainsi que les ailettes des turbines haute et basse pression.

A noter que d'autres prélèvements d'air sont utilisés pour la climatisation de la cabine passagers, du poste de pilotage, des soutes à bagages et pour le dégivrage de la cellule.

I.5.2.3-Turbine haute pression

Le module de la turbine haute pression (HPT) est construit d'un (01) étage, il a pour rôle de transformer l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique pour entraîner le compresseur haute pression (HPC) et la commande des accessoires. L'ensemble compresseur et turbine haute pression (HPT et HPC) est appelé attelage haute pression N2, cet attelage tourne dans le sens horaire. La turbine haute pression est composée des éléments suivants :

- 1er étage diffuseur (stator)
- L'ensemble rotor

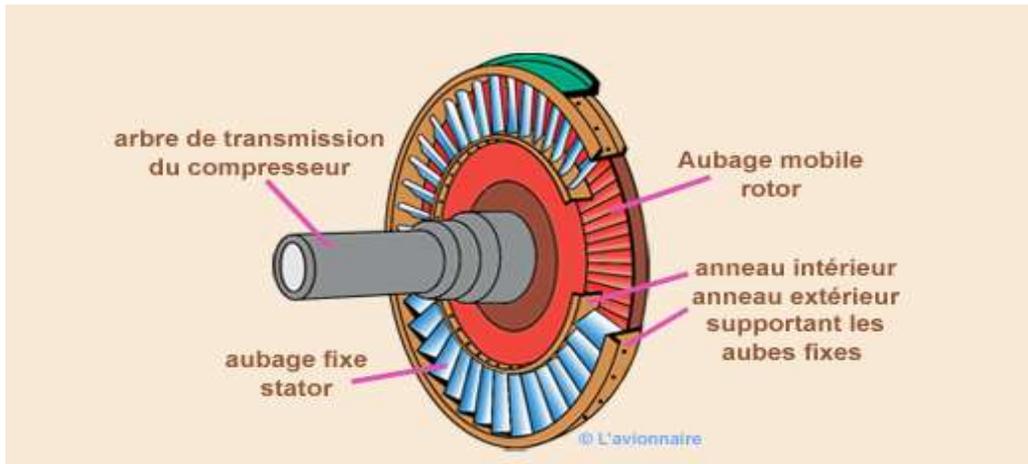


Figure I.8: Turbine HP

I.5.3-Module LPT

La turbine basse pression se compose de quatre (4) étages. Elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qui sert à entraîner la soufflante et le compresseur basse pression (LPC). L'ensemble compresseur basse pression et la turbine basse pression (LPC-LPT) est appelé attelage basse pression N1.

I.5.4-Module gear box :

L'énergie mécanique nécessaire pour le fonctionnement des accessoires de l'avion et du moteur est soutirée à travers un système de Gear box. Pour les moteur CFM56-7B, la boîte permet d'entraîner les accessoire suivants :

- Alternateur EEC « unité de contrôle électrique ».
- Démarreur d'air du moteur « pneumatique ».
- Pompe hydraulique.
- Alternateur à entraînement intégré (IDG).
- Unité hydromécanique.
- Pompe de carburant.
- Unité de lubrification (LBU).
- Échangeur principal huile /carburant.

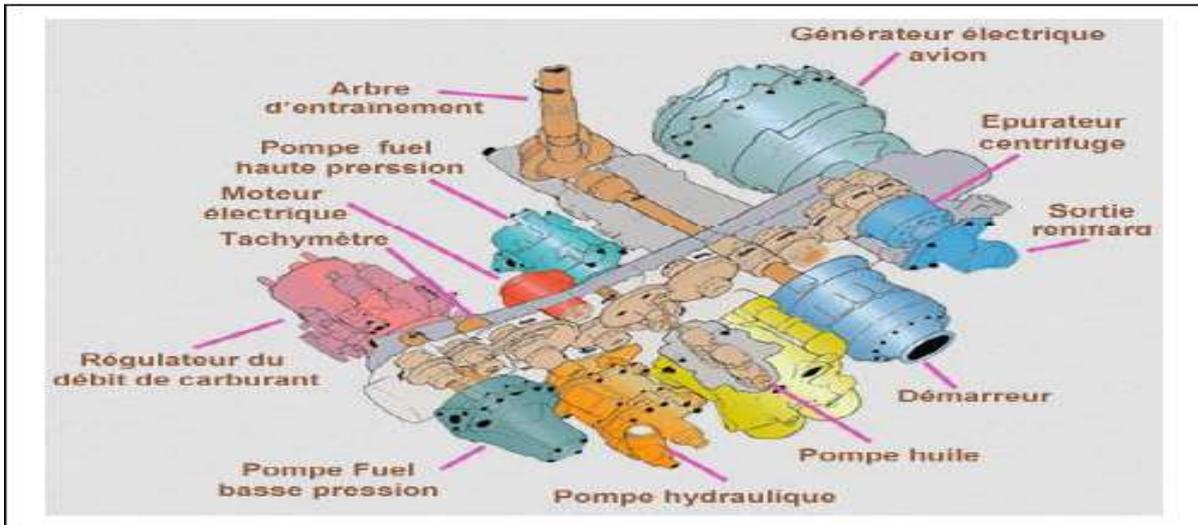


Figure I. 9: Module Gear box

I.5.5- Les tuyères

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortants des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée convergente en écoulement subsonique et divergente en écoulement supersonique.

I.6-Principe de fonctionnement du turboréacteur CFM56_7B

L'air pénètre dans le moteur, il est comprimé, ensuite mélangé avec du kérosène, il s'ensuit une combustion du mélange et la température de celui-ci augmente. La détente dans les turbines entraîne les attelages et la projection des gaz provoque la poussée.

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction, il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures des turboréacteurs reposent sur les 3 mêmes étapes, à savoir : Compression - Combustion - Détente. Lorsque l'air traverse ces divers éléments, sa pression, sa température et sa vitesse varient. Ces variations produisent les forces dont la résultante est la force de propulsion de l'avion.

Au démarrage, de l'air comprimé fourni par l'APU (auxiliary power unit) ou par un groupe pneumatique au sol met en rotation un compresseur qui aspire et comprime l'air ambiant pour l'envoyer vers une ou plusieurs chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier de transmission (AGB accessoire gearbox) injecte du carburant (kérosène). Ce mélange air comprimé/carburant est enflammé dans cette ou ces chambres par une bougie ou plusieurs bougies (allumeurs), ce qui permet de dilater fortement les gaz. Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur etc...) ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente afin de les accélérer en sortie.

Après quelques secondes, lorsque le régime de rotation est suffisant, le démarreur est désaccouplé, la bougie éteinte et le turboréacteur peut alors fonctionner de façon autonome.

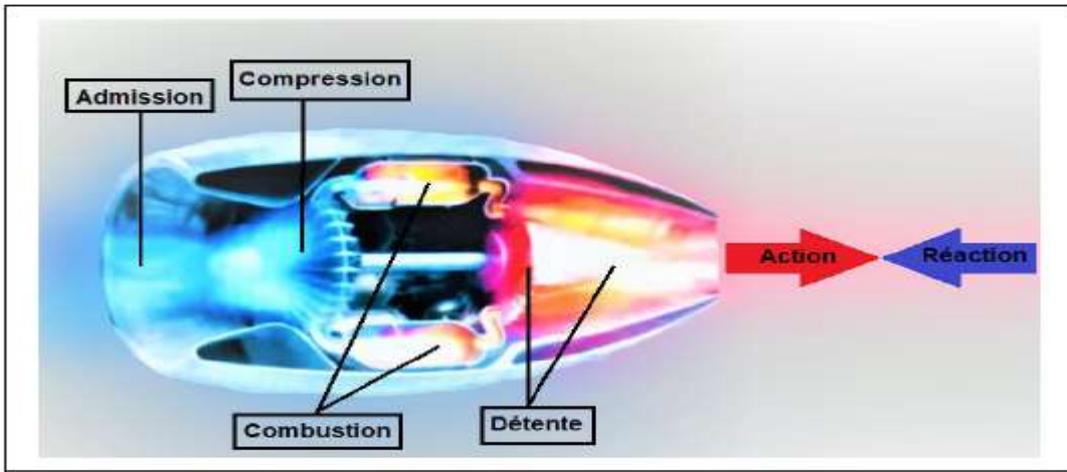


Figure I.10: Schéma de fonctionnement de turboréacteur

Le turboréacteur est un moteur à réaction tirant ses propriétés propulsives de la différence de la vitesse existante entre l'air rejeté. Pour accroître cet écart, l'air aspiré subit un cycle de transformations, c'est le cycle de JOULE (ou BRAYTON) tel que représenté sur la figure I.11. Ces transformations sont :

a) Compression :

C'est le processus qui vise à augmenter la pression des gaz par l'augmentation de la vitesse relative du fluide et la transformation en pression par réduction de section (diminution de volume). Cette compression augmente l'énergie de l'air donc la combustion devient plus efficace par rapport à la génération de puissance. Le compresseur est à double corps, c'est à dire, avec deux étapes consécutives de compression à basse pression puis à haute pression.

b) Combustion :

C'est le phénomène par lequel l'énergie fossile est transformée en énergie calorifique. Le processus commence par la pulvérisation du carburant qui se mélange à l'air et continue par l'inflammation de mélange air/carburant formé et l'augmentation de sa température pression constante. La réduction de la pollution engendrée par les turbomachines s'effectue en agissant sur ce processus.

c) Détente:

L'énergie des gaz chauds est utilisée pour deux finalités : d'abord, les gaz chauds à la sortie de la chambre de combustion font tourner la turbine HP puis la turbine BP qui vont prélever une partie de leur énergie et la transformer en énergie mécanique pour entraîner le

compresseur HP, le compresseur BP et la soufflante. Par contre la majorité de l'énergie des gaz expulsés provoque une poussée par réaction sur la tuyère.

Par ailleurs, un turboréacteur équipé d'une soufflante (fan) est dit double flux car une partie de l'air admis (le flux primaire) s'oriente vers le compresseur BP alors que l'autre partie (le flux secondaire) est comprimée par la soufflante, entraînée par la turbine BP. Le flux secondaire est ensuite détendu dans la partie extérieure du moteur et produit 80% de la poussée. Cette solution, qui permet de faire des économies de carburant, est particulièrement adaptée aux avions de transport civil.

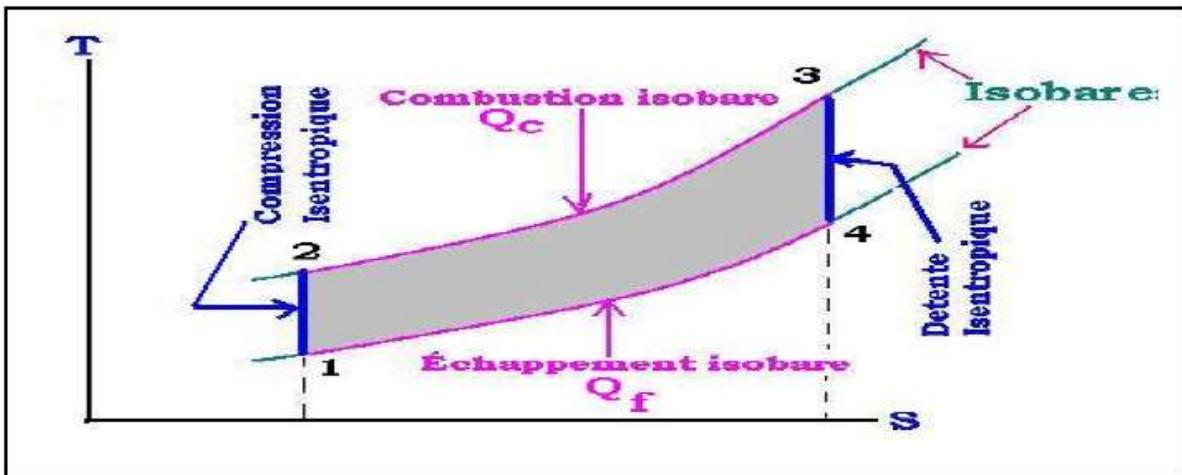


Figure I.11: Cycle thermodynamique théorique du CFM56-7B

I.7- Les avantages de moteur CFM56-7B

Le CFM56-7B offre une poussée comprise entre 87 et 121 kN. Sa maintenance est facile et moins coûteuse. Il émet une faible quantité de CO₂ par rapport aux autres moteurs et il est moins bruyant.

Grâce à des évolutions portant sur le corps haute pression et la turbine basse pression, l'avion la plus récente CFM56-7BE offre aux opérateurs des améliorations significatives des performances qui correspondent à une réduction de 1% de la consommation de carburant et de 4% des coûts de maintenance avec un allongement de la durée de vie des pièces. Les modules du CFM56-7BE sont interchangeables avec les autres moteurs ce qui facilite les opérations de maintenance.

I.8-Les régimes de fonctionnement

I.8.1-Adaptation et hors adaptation

Dans le régime adapté les organes constituant le réacteur atteignent leurs caractéristiques nominales dans les conditions standards.

Dans le régime hors adaptation, le réacteur aura à fonctionner, suivant l'avion qu'il équipe, dans des conditions très variées de nombre de mach, d'altitude et de régime moteur. La géométrie du moteur, qui ne varie pas, imposera alors dans ce cas des contraintes qui n'existaient pas dans le régime adapté.[4]

Ces contraintes, d'ordre aérodynamique sont représentées par les lois de débit dans les différentes sections dimensionnées. Les organes du réacteur verront leurs domaines de fonctionnement limités par ces contraintes, d'où l'apparition des différents systèmes de régulation (système anti-pompage, système de dégivrage, etc.) qui minimisent ces contraintes et de la même manière maximise ou augmentent les domaines de bon fonctionnement des différents organes du réacteur. Donc, le calcul dans le cas du régime adapté diffère du calcul dans le cas du régime hors adaptation par l'introduction de grandeurs géométriques.

I.9- Conclusion

Le présent chapitre, nous a permis d'exprimer quelques notions essentielles sur les turboréacteurs et en particulier le turboréacteur CFM56-7B avec description des éléments composants ce dernier et de prendre connaissances du principe de fonctionnement tout en précisant le parcours du gaz depuis l'aspiration jusqu'au refoulement.

Chapitre II
Les compresseurs

II.1-Introduction

Le mélange air kérosène ne pouvant s'enflammer que dans certaines conditions de pression et température, les constructeurs de moteurs font appel à des compresseurs ayant pour rôle d'amener le fluide dans les conditions minimales d'inflammation.

II.2-Types de compresseurs

Il y'a différents types de compresseurs (compresseur à pistons, rotatif, ...), dans notre étude, on s'intéresse aux turbocompresseurs qui sont constitués d'une partie mobile appelée ROTOR et d'une partie fixe appelée STATOR. Le rôle du rotor est de fournir de l'énergie cinétique au fluide, le rôle du stator est de transformer cette énergie cinétique en énergie de pression. [6]

Il existe deux types de compresseurs :

- Compresseur centrifuge
- Compresseur axial

II.2.1.Compresseur centrifuge

Il a été employé au début sur les turboréacteurs car ils étaient utilisés pour la suralimentation des moteurs à piston. Il présente comme avantages :

- Un fonctionnement sur.
- Un débit d'air important.

Un compresseur centrifuge se compose de trois parties :

- La volute d'entrée qui canalise et régule le débit d'air.
- Le rotor ou plus communément appelé dans ce type de compresseur le rouet qui chasse l'air sous l'effet de la force centrifuge. Sa vitesse de rotation est très élevée, ainsi l'air aura acquis à la sortie une énergie cinétique importante. Le rouet est constitué d'un disque comportant des aubes disposées radialement, le passage entre deux aubes forme ainsi un canal divergent. L'arrivée d'air se faisant axialement on facilite le changement de direction de l'écoulement, en disposant à la partie inférieure des aubes des ailettes directives.
- Le stator est formé d'un ou de deux jeux d'ailettes disposées à la périphérie du rotor et dont le but est d'amortir la vitesse de l'air et ainsi augmenter sa pression. Le passage entre deux ailettes du stator forme un canal divergent. A la sortie du stator l'air pénètre dans des conduits de forme divergente qui l'amenant aux chambres de combustion.

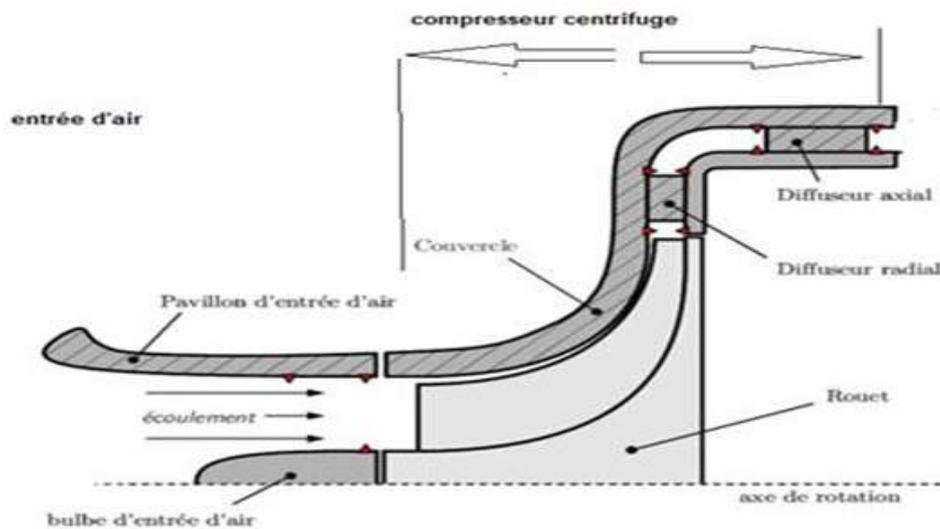


Figure II.1: Schéma d'un compresseur centrifuge.

II.2.2-Compresseur axial

Ce compresseur est appelé axial car l'écoulement de l'air s'effectue parallèlement à l'axe de la machine. Le compresseur axial est constitué de :

- Un rotor formé par un empilage de disques à la périphérie desquels sont fixées des ailettes, deux disques consécutifs sont séparés par une virole. Chaque disque du ROTOR équipé d'aubes formant une grille d'aubes.
- Un stator formant le carter du compresseur et à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux recevant des ailettes. Chaque anneau du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes.

Le compresseur axial assure :

- L'établissement d'un débit d'air par mise en vitesse de l'air lorsque la vitesse de l'avion est nulle ou faible.
- Une vitesse d'écoulement de l'air à l'entrée de la chambre de combustion relativement indépendante de la vitesse de vol de l'avion (bonne stabilité de la combustion).
- Un apport d'énergie cinétique au niveau du rotor par accélération de la masse d'air qui traverse le compresseur grâce au mouvement de rotation. La transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression dans le stator par amortissement de la vitesse de rotation communiquée à l'air par le rotor.

Le compresseur comprend des grilles circulaires mobiles et fixes, l'ensemble d'une grille mobile et d'une grille fixe forment un étage de compresseur. Il faut noter que le compresseur commence toujours par un rotor plus précisément par une grille d'aube rotor. Nous remarquons sur la coupe longitudinale que la section entre rotor et stator est plus grande à l'entrée de compresseur qu'à la sortie (Figure II.2).

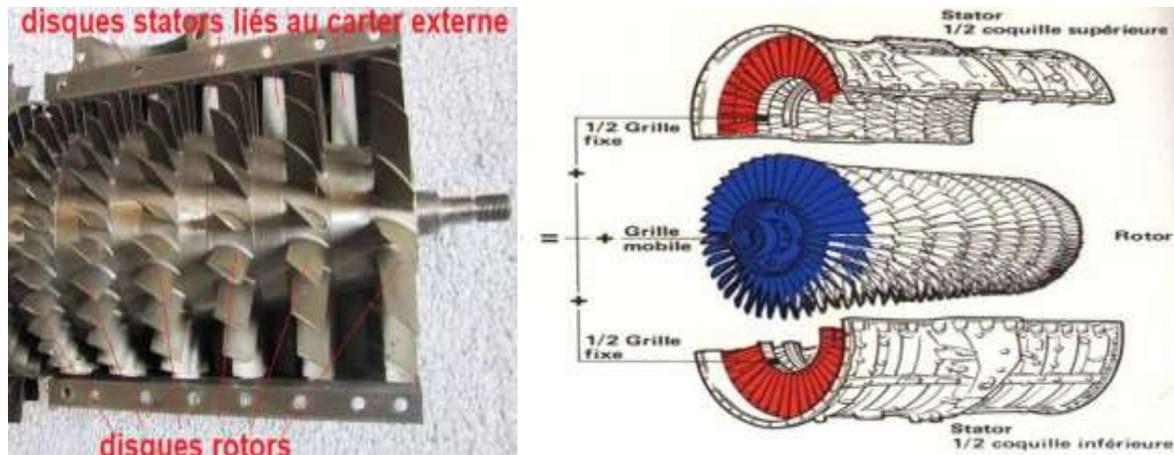


Figure II.2 : Eléments du compresseur axial.

Un compresseur axial peut porter jusqu'à 16 étages, il existe deux types de compresseurs axiaux : le compresseur axial subsonique (le plus répandu actuellement) et le compresseur axial supersonique. Notre étude porte sur le premier type et plus particulièrement le compresseur axial subsonique double corps.

Le moteur CFM56-7B est composé de deux compresseurs mono corps montés en série (Figure II.3), chacun étant entraîné par son ou ses étages de turbine. Le rotor constitué des derniers étages de l'ensemble est appelé compresseur HP, celui situé en amont est appelé compresseur BP. Cette disposition permet d'obtenir deux vitesses de rotation différentes surtout dans les bas régimes. [7]

Bien que de conception et d'usinage plus délicates, le compresseur double corps présente les avantages suivants :

- Démarrage du réacteur plus facile car on entraîne en rotation simplement un seul corps (corps HP), le corps BP est entraîné par l'écoulement du fluide au niveau de la turbine BP.
- Accélération et décélération plus rapides car moins d'inertie.
- Poussée de ralenti plus faible (une stabilité aux bas régimes).
- Meilleur rendement de compression aux faibles régimes.

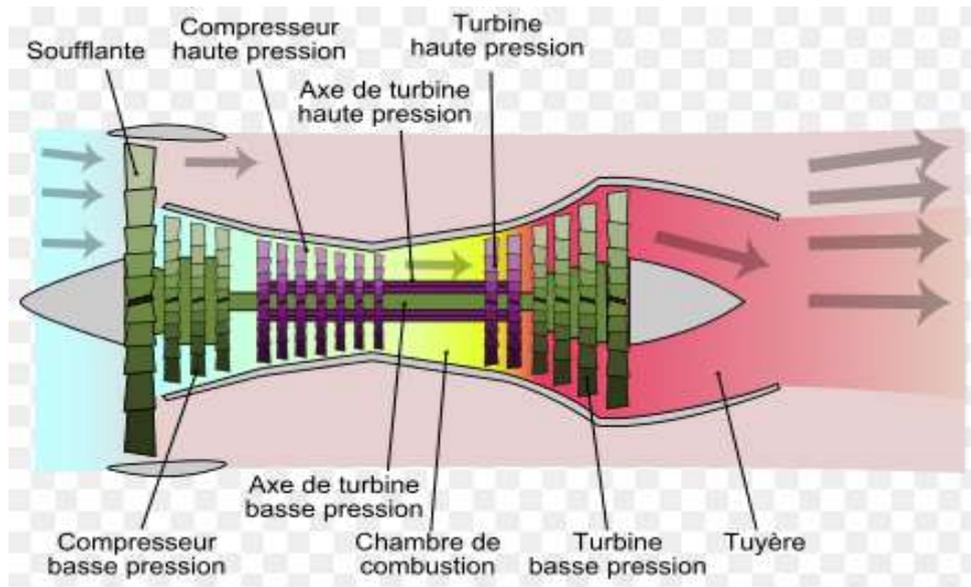


Figure II.3: Compresseur axial double corps du moteur CFM56-7B

II.3-Diagramme des vitesses dans le compresseur axial

C'est la traduction graphique de la composition des vitesses :

$$\vec{V} = \vec{U} + \vec{W} \quad (1)$$

Ou \vec{V} : est la vitesse absolue,
 \vec{U} : La vitesse d'entraînement,
 \vec{W} : La vitesse relative.

On définit les angles α et β :

$$\hat{\alpha} = (\vec{U}; \vec{V}) \quad \text{et} \quad \hat{\beta} = (\vec{U}; \vec{W})$$

Dans le cas d'une aube mobile de la machine strictement axiale, la vitesse d'entraînement à l'entrée de la roue est égale à celle en sortie, il est alors commode de tracer les triangles d'entrée et de sortie avec le vecteur vitesse d'entraînement \vec{U} commun.

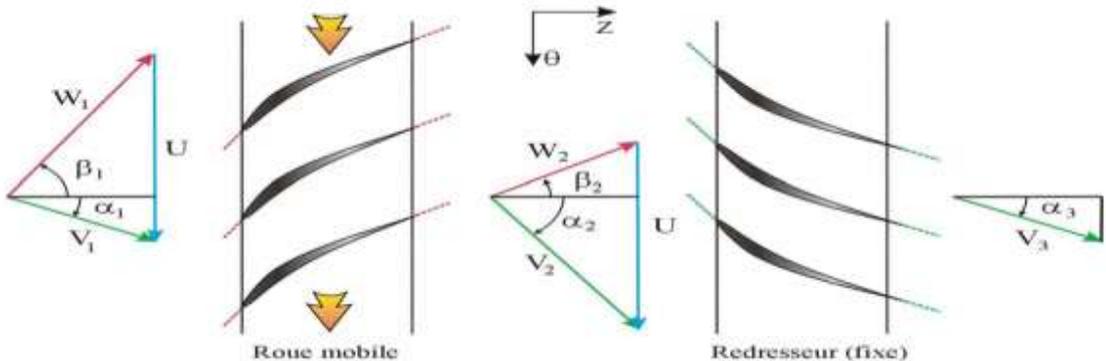


Figure II.2: Triangles des vitesses pour un compresseur axial.

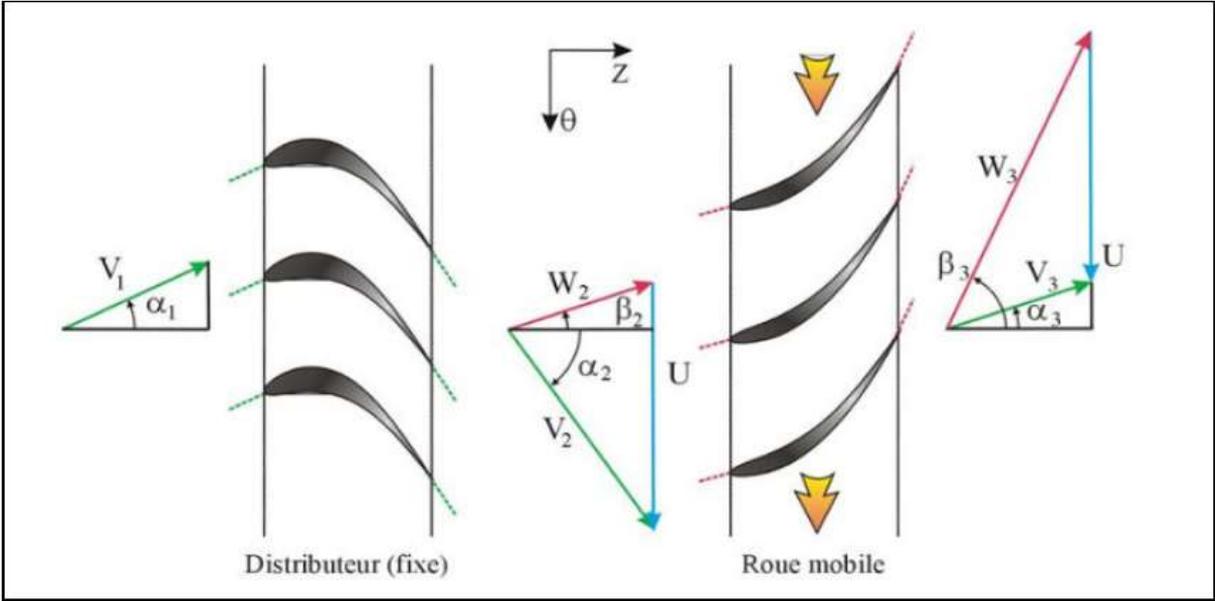


Figure II.3: Triangle de vitesses pour une turbine axiale.

II.4-Courbes caractéristiques d'un compresseur

Les courbes caractéristiques sont formées par un ensemble de courbes la courbe déterminant pour chaque régime les variations du rapport de compression et du rendement isentropique en fonction du débit d'air et des vitesses de rotation ainsi que les courbes limitant le fonctionnement stabilisé du compresseur.[8]

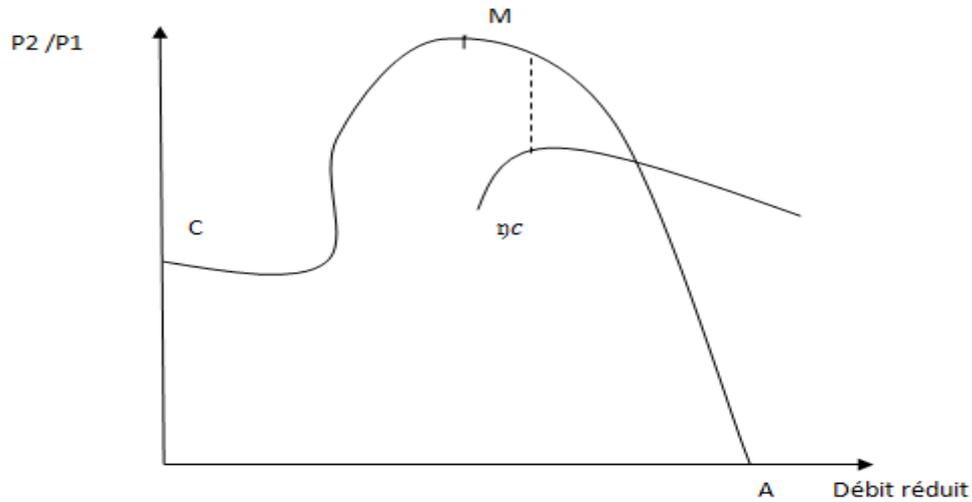


Figure II.4: Courbe caractéristique d'un étage compresseur

Lorsque le régime varie la pression augmente dans les premiers étages du compresseur en même temps que les débits (partie CM de la courbe caractéristique d'un étage), tandis que dans les derniers étages le débit augmente lorsque la pression diminue (partie MA).

De plus chacun des premiers étages débite dans un autre étage c'est-à-dire dans un circuit aval dont les caractéristiques varient avec le régime, alors que le dernier étage débite dans un récepteur dont les caractéristiques sont fonction de la section d'éjection. De ces faits on est obligé d'établir une courbe caractéristique correspondant à chaque régime

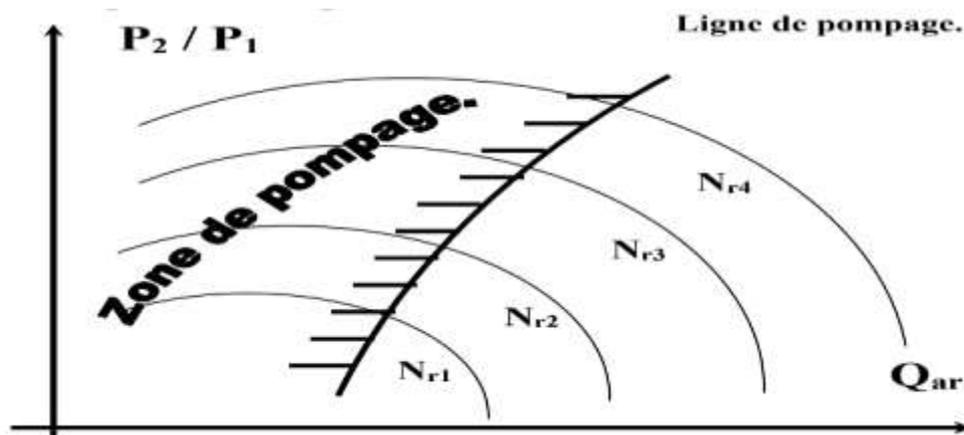


Figure II.5: Courbe caractéristique d'un compresseur.

Dans un compresseur, l'écoulement se déplace d'une zone de basse pression vers une zone de haute pression. Cet écoulement contre nature est rendu possible par les rotors qui apportent de l'énergie au fluide, lui permettant de contrer le gradient de pression adverse. Cependant, quand ce gradient de pression adverse augmente, il se peut que la machine perde sa stabilité.

Actuellement, les phénomènes associés à la perte de stabilité du compresseur ne sont ni bien connus ni bien prévus. Lors de la conception d'un compresseur, la notion de stabilité est déterminante, les instabilités des machines de compression étant très dangereuses car potentiellement destructrices. [9]

La stabilité d'un compresseur est définie par la façon dont la machine de compression répond à une perturbation transitoire de son point de fonctionnement. Si le compresseur retourne à son point de fonctionnement initial, il est dit stable. Dans le cas contraire, le système est dit instable.

Pour les valeurs faible régime, il apparaît que si le débit diminue suffisamment, le décrochage tournant se transforme en pompage complet du compresseur, les régimes augmentent de la gauche vers la droite. Le problème de pompage est détaillé dans le chapitre II.5

Le compresseur étant entraîné par le ou les étages de turbine, le débit d'air traversant le compresseur est fonction du débit d'air traversant l'étage de turbine donc de la section de passage avant la roue de turbine. [10]

Pour chaque régime de rotation on peut définir un couple de valeur débit-taux de compression pour lequel l'équilibre de puissance est satisfait, c'est-à-dire lorsque:

$$\text{Puissance turbine} = \text{puissance compresseur}$$

$$P_t = P_c \quad (2)$$

En reliant ces points on définit la ligne d'adaptation compresseur/turbine telle que représentée sur la figure II.8. Cette ligne caractérise le lieu des points de régime stabilisé.

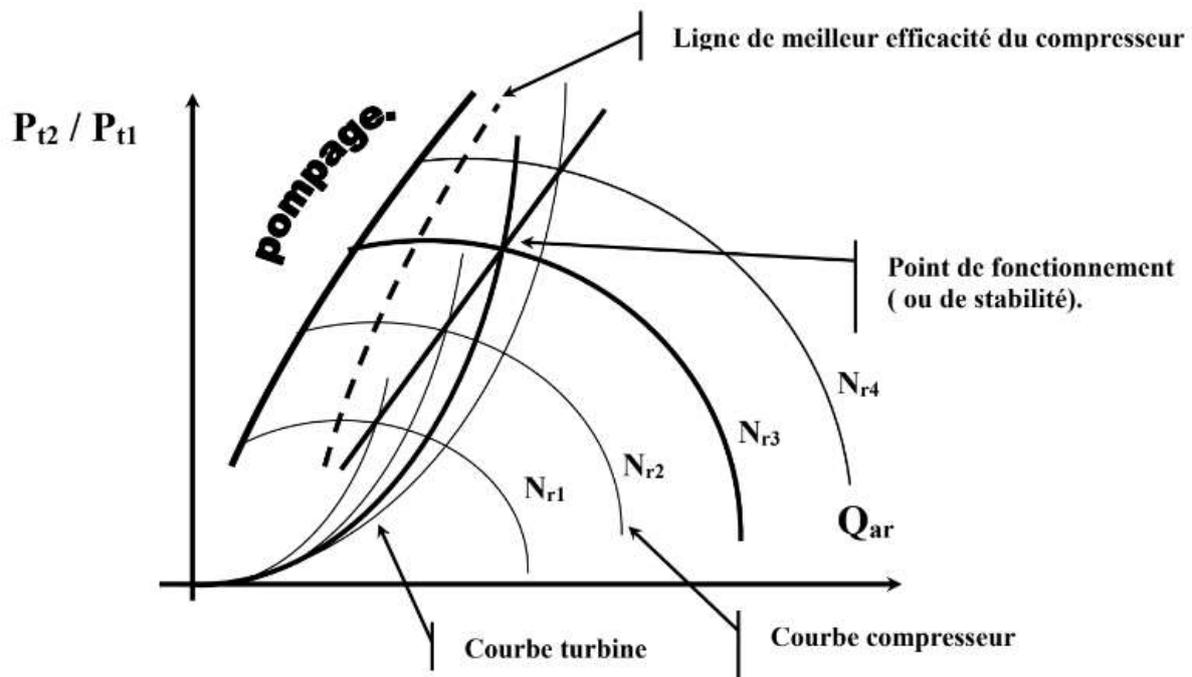


Figure II. 6 : ligne d'adaptation compresseur - turbine

II.5- Phénomène de pompage

Le pompage est un phénomène très néfaste sur les compresseurs axiaux, ainsi que l'un des problèmes qui se pose fréquemment aux pilotes. Il est donc nécessaire de donner une description générale illustré par quelques définitions et remèdes concernant ce problème.

Dans un compresseur, le fluide se déplace des zones de basse pression vers les zones de haute pression grâce aux aubes du rotor qui fournissent au fluide l'énergie nécessaire pour contrer le gradient de pression. Cependant, il peut arriver que la pression en sortie du compresseur devienne trop élevée et que la machine ne fournisse plus assez de travail au fluide. Le point de fonctionnement de la machine traverse la ligne de pompage et il se développe une onde énergétique axiale de basse fréquence (1 à 100Hz), qui se déplace de l'aval à l'amont de la machine. C'est le phénomène de pompage. Lors d'un tel régime, le débit oscille, parfois jusqu'à s'inverser totalement. On parle dans ce cas de pompage profond. Ce phénomène est dangereux pour les aubages, et possède une forte hystérésis. [9]

Une série d'essais (sur banc d'essai) permet de déterminer pour chaque régime le point à partir duquel apparaît le pompage. En joignant ces points on obtient ce que l'on appelle la **LIGNE DEPOMPAGE** du compresseur (Figure II.9).

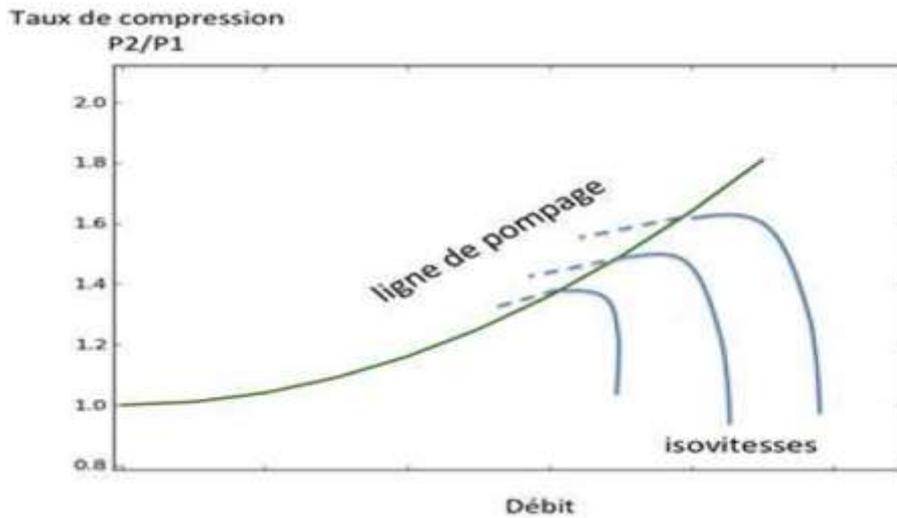


Figure II. 7: Localisation de la ligne de pompage.

La ligne de pompage définit la limite des conditions de fonctionnement du réacteur au-delà de laquelle le pompage se manifeste. Elle se situe approximativement vers la zone de meilleurs rendements.

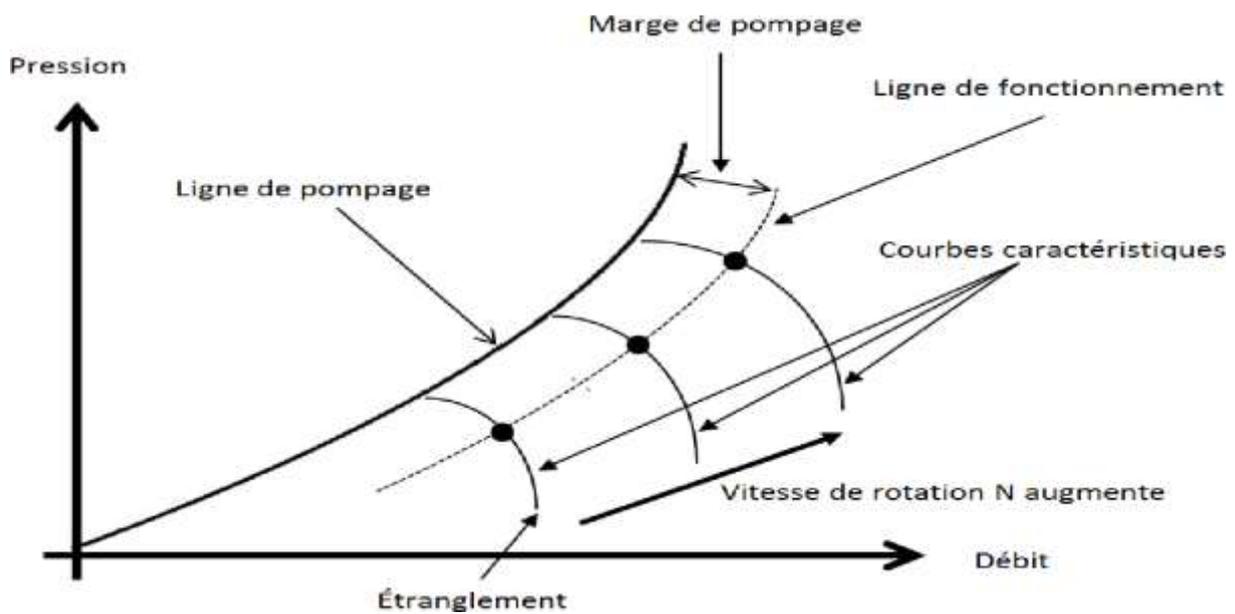


Figure II.8: Marge de pompage

II.5.1- Causes et remèdes du Pompage

Le pompage se produit généralement aux faibles régimes. A faible régime, les filets de l'écoulement se présentent avec une incidence trop fortement négative, ceux-ci subissent un décollement, ce qui entraîne un pompage.

A fin éviter ce phénomène le constructeur interpose avant le premier rotor un aubage dont le calage varie en fonction de la vitesse de rotation du rotor, dans le but de maintenir l'angle d'incidence à des valeurs raisonnables (qui n'engendrent pas de décollement).

Le pompage peut aussi apparaître suite à une obstruction thermique. Ce cas se produit si on a un apport très important de carburant dans la chambre de combustion. En effet, si le pilote accélère brusquement le débit carburant augmente et la quantité de chaleur dégagée par la combustion augmente brusquement. Sachant que la température est inversement proportionnelle au débit :

$$\dot{m} = \rho VS = \frac{PVS}{rT} \quad (2)$$

L'équation nous montre qu'une augmentation de la température entraîne une diminution du débit d'air dans la chambre de combustion et cela peut amener au pompage [4]. Pour éviter ce cas le constructeur a opté pour un régulateur interposé entre l'arrivée du carburant dans les chambres de combustion (injecteur) et la commande de poussée (qui est en relation directe avec le débit carburant). Ce régulateur (appelé aussi limiteur d'accélération) a pour mission le dosage du carburant.

Lors du phénomène de pompage des zones de décollement sur les aubages du rotor du premier étage. Le sens de déplacement du décrochage par rapport au stator est inverse au sens de rotation du rotor et la vitesse de déplacement de ce phénomène avoisine de moitié la vitesse de rotation du rotor. Si le décollement tournant persiste, les performances du compresseur sont diminuées, il peut entraîner la rupture par fatigue. Sur certains moteurs, des vannes de décharges permettent d'éviter une partie de la zone du pompage tournant (Rotating stall) par déplacement de la ligne d'adaptation. L'utilisation d'aubages de pré-rotation ou de stator variable permet d'atténuer voire d'éliminer ce problème.

La température joue un rôle important au bon fonctionnement du réacteur, en effet l'augmentation de l'altitude provoque une diminution de la température ambiante, ce qui engendre un déplacement des points formant la ligne d'adaptation vers la ligne de pompage. Le pilote doit choisir une ligne d'adaptation qui soit le plus loin possible de la ligne de pompage afin de rester toujours dans la zone de bon fonctionnement, sinon il doit diminuer l'altitude.

La viscosité de l'air est un paramètre qu'il ne faut pas négliger, en effet, les fluides visqueux présentent un profil de vitesse qui s'annule au contact des parois, par conséquent une partie du fluide ne travaille pas (elle est dite morte) et il y a création de tourbillons ou plutôt de remous au bout des ailettes. C'est-à-dire qu'il y a une perte d'énergie et apparition d'un certain type de décollement. On notera que ce décollement est proportionnel à la viscosité dynamique de l'air et qu'elle-même croît avec l'accroissement de l'altitude. Pour éviter ce décollement on diminue le régime et l'altitude si le trafic le permet, afin d'augmenter la température et par conséquent diminuer la viscosité. L'entrée d'air doit avoir une géométrie

bien adaptée. Pour éviter les fortes incidences ou les dérapages important qui engendrent des décrochages.

II.6 Conclusion

Les turbomachines connaissent de multiples utilisations dans la génération ou la récupération d'énergie. Les compresseurs, ou turbomachines génératrices, fournissent au fluide l'énergie nécessaire pour qu'il contre le gradient de pression de la machine. Ce mode de fonctionnement entraîne de fortes contraintes sur l'opérabilité de la machine, qui peut entrer dans un régime instable comme le pompage si elle n'est pas utilisée dans une certaine plage de fonctionnement. Le pompage étant un phénomène destructeur, les constructeurs imposent d'importantes marges pour maintenir le point de fonctionnement de la machine éloigné de la ligne de pompage. Par ce biais, la machine est généralement privée de ses meilleurs rendements. C'est pour cela que la connaissance des phénomènes instables des compresseurs constitue un enjeu important pour réduire en toute sécurité la marge au pompage.

Chapitre III
Equations Fondamentales

III.1 Introduction

Les paramètres de performances varient relativement peu d'un turboréacteur à un autre selon le type (simple flux, simple flux avec post-combustion, double flux séparé...). Notre étude porte sur le cela on choisit le cas d'un turboréacteur double flux, double corps à flux séparés. Ces paramètres de performance et les variables réduites sont décrits ci-dessous.

III.2 Variables réduites

Afin de décrire les caractéristiques du compresseur on préfère utiliser des paramètres réduits indépendamment des conditions de température et de pression à l'entrée du compresseur.

Dans ce paragraphe on va expliciter le passage des variables réelles aux variables réduites, le théorème de Vaschy nous montre qu'une loi reliant n grandeurs physiques explicitant l'évolution d'un phénomène, peut s'exprimer en fonction de $n-3$ grandeurs si l'on choisit trois grandeurs physiques comme grandeurs de base.[11]

III.2.1-Débit réduit compresseur

Les grandeurs physiques qui caractérisent un compresseur axial sont :

P_1 : Pression d'entrée compresseur.

T_1 : Température d'entrée compresseur.

D : Diamètre du compresseur.

P_2 : Pression d'impact sortie compresseur.

T_2 : Température d'impact sortie compresseur

N : Régime de rotation.

\dot{m} : Débit de masse d'air.

Parmi ces cinq grandeurs, pour caractériser le débit masse d'air il faut choisir ($N-3$), nous savons que le débit masse a pour expression

$$\dot{m} = \rho AV$$

(4)

Où : $\rho = \frac{P}{rT}$; $A \simeq D^2$ et V est proportionnelle à la racine carrée de la température.

Nous choisissons tout naturellement P_1 ; T_1 et D .

Écrivant que le débit d'air s'exprime en fonction de ces trois grandeurs (P_1 , T_1 et D) et soit α, β, γ leur exposants respectifs et K_1 ce que nous appelons le débit massique réduit (sans dimension). Pour cela écrivons que la dimension de m est égale à la dimension de l'expression en fonction des trois variables :

Soit :

$$\dot{m} = K_1 \cdot P_1^\alpha \cdot T_1^\beta \cdot D^\gamma \quad (4)$$

Soit en dimensions :

$$\frac{M}{T} = K_1 \cdot \left[\frac{M}{LT^2} \right]^\alpha \cdot \left[\frac{L}{T} \right]^{2\beta} \cdot L^\gamma \quad (5)$$

De cette expression par analogie en tire :

$$\alpha = 1 \quad \beta = \frac{-1}{2} \quad \gamma = 2 \quad (6)$$

$$\dot{m} = K_1 \cdot P_1 \cdot \frac{1}{\sqrt{T_1}} \cdot D^2 \quad (7)$$

Soit :

$$K_1 = \frac{\dot{m}\sqrt{T_1}}{P_1} \cdot \frac{1}{D^2} \quad (8)$$

Comme D est constant pour un compresseur donné on aura :

$$K_1 = \dot{m}_{red} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_1}}{P_1} \quad (9)$$

III.2.2-Vitesse de rotation réduite

Écrivons, de la même façon que précédemment, le régime de rotation est équivalent à une fonction de P_1 ; T_1 et D soit :

$$N = K_2 \cdot P_1^\alpha \cdot T_1^\beta \cdot D^\gamma \quad (10)$$

Soit en dimensions :

$$\frac{1}{T} = K_2 \cdot \left[\frac{M}{LT^2} \right]^\alpha \cdot \left[\frac{L}{T} \right]^{2\beta} \cdot L^\gamma \quad (11)$$

Par identification on aura. :

$$\alpha = 0 \quad \beta = \frac{1}{2} \quad \gamma = 1 \quad (12)$$

D'où :

$$N = N_{red} \cdot \sqrt{T_1} D \quad (13)$$

$$N_{red} = \frac{N}{\sqrt{T_1}} \cdot \frac{1}{D} \quad (14)$$

Et comme D=cste, alors :

$$\boxed{N_{red} = \frac{N}{\sqrt{T_1}}} \quad (15)$$

Ainsi pour caractériser le fonctionnement d'un compresseur et afin de le rendre indépendant des variations des conditions amont, les trois grandeurs réduites calculées précédemment nous permettent de tracer la variation du taux de compression en fonction du débit d'air réduit et cela pour différents régimes de rotation réduits.

III.3 Paramètres et performances du turboréacteur

- **Taux de dilution**

Par définition, le taux de dilution Y est le rapport du débit masse d'air externe sur le débit de masse d'air interne, soit:

$$Y = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_i} \quad (16)$$

- **Poussée spécifique**

Par définition, c 'est la poussée développée par le moteur ramenée au débit masse d'air le traversant soit:

$$F_{sp} = \frac{F}{M_a} \quad (17)$$

Elle s'exprime dans le système MKSA en newton par kilogramme seconde, soit:

$$F_{sp} = \frac{F}{M_a} [N/kg \cdot S^{-1}] \quad (18)$$

La poussée spécifique permet de comparer les turboréacteurs entre eux.

- **Poussée massique**

C'est le rapport de la poussée rapportée à la masse moteur.

- **Consommation massique horaire**

Cette notion caractérise la consommation de carburant par heure, l'unité utilisée est le kilogramme par heure [kg/h].

- **Consommation spécifique**

C'est une performance très importante caractérisant un turboréacteur. Par définition, c 'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée nette du moteur. L'unité légale est [kg/h.N], certains constructeurs continuent à exprimer celle-ci en [kg/h.kgf].

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} \quad (19)$$

- **Puissance calorifique**

La définition est identique à celle d'un simple flux, c 'est la puissance que fournit la combustion supposée parfaite du carburant injecté dans la chambre de combustion :

$$P_c = m_c P_{CI} \quad (20)$$

Avec : m_c : le débit masse carburant.

P_{CI} : (Pouvoir calorifique inférieur) du carburant, c'est la quantité de chaleur que dégage la combustion parfaite de 1 kilogramme de carburant.

Pour le kérosène :

$$P_{CI} = 44.10^6 \text{ J/kg}$$

(21)

- **Puissance thermique théorique**

Soit T'_5 la température des gaz d'échappement du flux chaud et T''_5 la température des gaz à la sortie du carénage du flux externe. Nous avons :

- Pertes source froide flux froid = $m_e c_p (T''_5 - T_0)$
- Pertes source froide flux chaud = $m_i c_p (T'_5 - T_0)$

Soit:

$$P_{tt} = P_{ci} - [m_e c_p (T''_5 - T_0) + m_i c_p (T'_5 - T_0)]$$

(22)

- **Puissance thermique réelle**

C'est la fraction de puissance calorifique réellement transformée en puissance mécanique. Elle est représentée par la différence de puissance cinématique du débit d'air entre l'entrée et la sortie du turboréacteur et caractérise les pertes internes de la machine.

- Énergie cinétique entrée = $\frac{1}{2} m_i (V_5^{2'} - V_0^2)$
- Énergie cinétique sortie = $\frac{1}{2} m_e (V_5^{2''} - V_0^2)$

Nous obtenons :

$$P_{tr} = \frac{1}{2} m_i (V_5^{2'} - V_0^2) + \frac{1}{2} m_e (V_5^{2''} - V_0^2)$$

(23)

- **Puissance de propulsion:**

C'est la fraction de puissance thermique réelle effective transformée. Soit la puissance dissipée par tourbillons :

$$P_{dissipée} = \frac{1}{2} m_i (V_5' - V_0)^2 + \frac{1}{2} m_e (V_5' - V_0)^2$$

Soit :

$$P_p = \left[\frac{1}{2} m_i (V_5^{2'} - V_0^2) + \frac{1}{2} m_e (V_5^{2''} - V_0^2) \right] - \left[\frac{1}{2} m_i (V_5' - V_0)^2 + \frac{1}{2} m_e (V_5' - V_0)^2 \right]$$

(24)

Soit en introduisant $\lambda = \frac{m_e}{m_i}$:

$$P_p = m_i V_0 (V_5' - V_0) + \lambda m_i V_0 (V_5'' - V_0) \quad (25)$$

- **Rendement thermodynamique ou rendement thermique théorique**

C'est le rapport de la puissance thermique théorique de sortie sur la puissance calorifique fournie.

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_c} \quad (26)$$

- **Rendement thermique réel**

Souvent appelé rendement thermique tout court. C'est le rapport de la puissance thermique réelle de sortie sur la puissance calorifique fournie.

$$\eta_{tr} = \frac{P_{tr}}{P_c} \quad (27)$$

- **Rendement interne**

Permet de caractériser les pertes internes, le rendement interne est le rapport entre la puissance thermique réelle et la puissance thermique théorique.

$$\eta_i = \frac{P_{tr}}{P_{th}} \quad (28)$$

- **Rendement de propulsion**

C'est le rapport de la puissance de propulsion sur la puissance calorifique thermique de sortie réelle.

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{tr}} \quad (29)$$

- **Rendement global**

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance calorifique.

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_c} \quad (30)$$

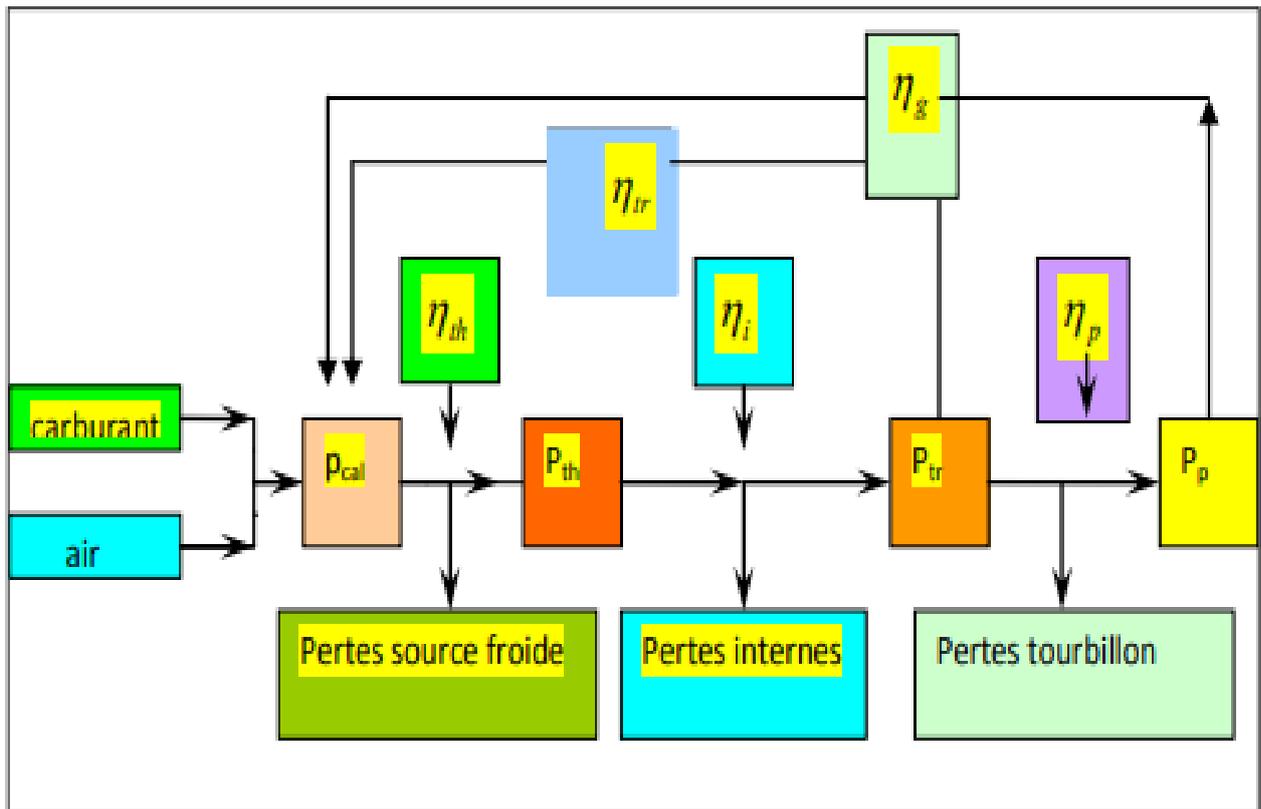


Figure III.1 : Puissances et rendements du turboréacteur

Chapitre IV
Simulation

IV.1-Introduction

Dans notre étude on a réalisé un programme sous MATLAB pour le calcul des performances en régime adapté et le logiciel GASTURB pour déterminer les performances en régime non adapté et pour tracer la ligne de fonctionnement du compresseur HP.

Le programme que nous avons réalisé sous MATLAB nous permet d'effectuer les calculs des performances du turboréacteur en régime adapté et non adapté. Cependant, les données disponibles relatives au turboréacteur CFM56-7B que nous avons pu obtenir sont très limitées. Nous n'avons pas pu donc effectuer le calcul des performances en régime non adapté sous MATLAB à cause du manque de données et surtout les valeurs des sections de passages à travers les différents éléments du turboréacteur. Afin de terminer notre étude, on a opté pour l'utilisation du logiciel GasTurb qui permet de simuler le fonctionnement du turboréacteur et permet le calcul des performances ainsi que le tracé des lignes d'adaptation. Quant aux données manquantes et surtout celles relatives aux différentes sections on introduit juste le diamètre de la soufflante (GasTurb génère les valeurs des autres sections en utilisant une bibliothèque interne).

IV.2-Description du programme de calcul

La méthode de détermination des performances du turboréacteur comporte plusieurs calculs itératifs (en régime non adapté) qui imposent l'utilisation d'un programme de calcul sous ordinateur. Nous avons choisi d'élaborer notre programme de calcul sous MATLAB.

MATLAB est un système interactif convivial de calcul numérique et de visualisation graphique destiné aux ingénieurs et scientifiques. Il possède un langage de programme à la fois puissant et simple d'utilisation. Il permet d'exprimer les problèmes et solutions d'une façon aisée, contrairement aux autres langages de programmation. Dans MATLAB, l'élément de base est la matrice. L'utilisateur ne s'occupe pas des allocations mémoire ou de redimensionnement comme dans les langages classiques. Les problèmes numériques peuvent être résolus en un temps record, ce qui ne représente qu'une fraction infime du temps à passer avec d'autres langages comme le Basic, C, C++ ou le Fortran. MATLAB s'impose dans le monde universitaire et industriel comme un outil puissant de simulation et de visualisation de problèmes numériques. Dans le monde universitaire, MATLAB est utilisé pour l'enseignement de l'algèbre linéaire, le traitement du signal, l'automatique, ainsi que dans la recherche scientifique. Dans le domaine industriel, il est utilisé pour la résolution et la simulation de problèmes pratiques d'ingénierie et de prototypage.[12]

Actuellement MATLAB est très utilisé principalement pour deux avantages :

- Les commandes de MATLAB afin de gérer des fichiers et des répertoires sont faciles à maîtriser.
- MATLAB fournit les boîtes à outils (*toolboxes*) dans les domaines variés, par exemple ; le traitement de signal (*Signal processing*), le traitement d'image (*Image processing*), le calcul symbolique (*Symbolic calculation*), le système de commande (*Control*

system), les réseaux de neurones (Neural networks), etc. De plus chaque boîte à outil comporte des fonctions nécessaires à la résolution des problèmes dans divers domaines.

IV.2.1-Hypothèses de travail, atmosphère ISA

Dans notre étude, nous avons considéré les hypothèses de travail suivantes :

- L'air est supposé être un gaz parfait.
- Aucun échange de chaleur entre le flux d'air primaire et le flux secondaire
- Les tuyères primaire et secondaire sont adaptées.
- L'écoulement est subsonique.
- Les paramètres à l'entrée du moteur (au sol) sont des paramètres infinis ($V=0$).
- Les capacités calorifiques à pression constante « C_p » de l'air et des gaz brûlés sont données en fonction de la température par les relations suivantes :

– Pour les gaz brûlés :

$$C_p = 0.975 + (0.000126 * T + 1.415 * \frac{T^2}{10^7} - 6.375 * \frac{T^3}{10^{11}}) \quad (31)$$

– Pour l'air :

$$C_p = 1.0223 * r_a * (3.5 - 2.8 * 10^{-5} * T + 2.24 * 10^{-8} * T^2 + [(3090/T)^2 * a / (a - 1)^2]) \quad (32)$$

Avec : $a = \exp(3090/T)$

IV.2.1.1-Atmosphère type OACI ou ISA

Les variations de température et de pression de l'atmosphère terrestre dépendent de l'instant considéré, de la position, du relief, de l'ensoleillement, du vent et d'autres paramètres pour ne pas les citer toutes. On a alors défini des valeurs typiques de référence qui ne dépendent que de l'altitude, de telle manière que :

- Il s'établit un gradient thermique entre le sol, dont la température est gouvernée par la géothermie, et l'ensoleillement.
- Il s'établit un gradient de pression, la pression est créée par le poids de l'air situé au-dessus du lieu considéré.

L'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) définit l'atmosphère type *OACI*. C'est le même modèle que l'atmosphère type *ISA*, mais il couvre les altitudes jusqu'à 80 km. L'atmosphère type *OACI* que l'air est sec et donc son degré d'humidité est nul.

Le modèle *ISA* ou *OACI* divise l'atmosphère en différentes couches avec une distribution linéaire de la température. Les autres valeurs sont calculées à partir des constantes physiques fondamentales et dérivées.

Au niveau de la mer, la norme donne :

- Une pression de $P_{ref} = 1013,25$ hPa.
- Une température de $\theta_{ref} = 15$ °C.

La troposphère s'étend de 0 à 11 km, la température y décroît linéairement de 6,5 °C par km, elle a donc une température de -56,5 °C à 11 km (fin de la troposphère et début de la tropopause). La pression se calcule par la relation suivante :

$$P_h = P_{ref} \left(1 - \frac{0,0065 h}{288,15}\right)^{5,255} \quad (33)$$

Où : P_{ref} : est la pression au niveau de la mer en hPa.

h : l'altitude en m :

IV.2.2-Schéma descriptif du turboréacteur

La figure IV.1 représente un schéma descriptif du turboréacteur CFM56-7B avec ces principaux éléments. Afin de clarifier nos calculs, la numérotation adoptée pour la localisation des différentes stations du moteur est identique à celle utilisée par le logiciel Gasturb. Le tableau VI.1 donne la localisation des éléments du moteur par rapport à la numérotation utilisée.

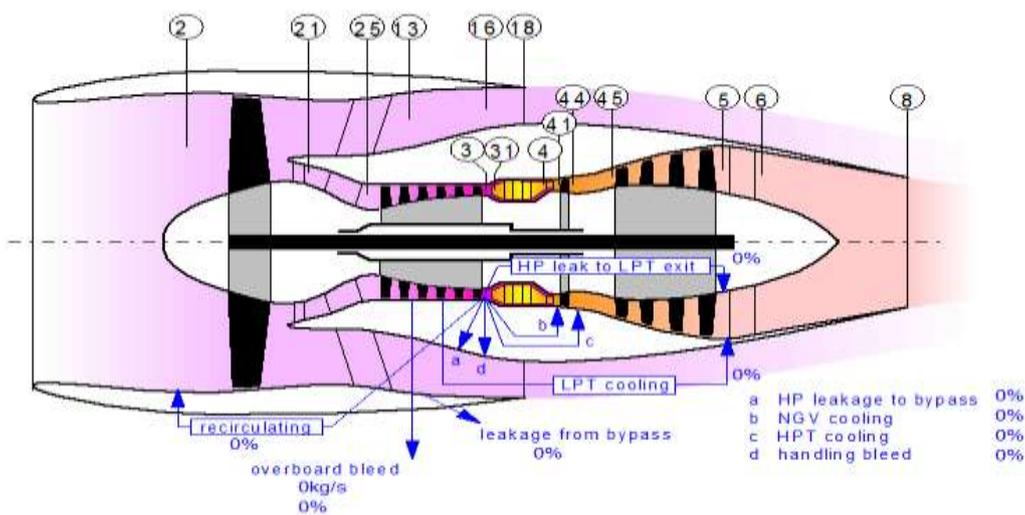


Figure IV.1: Schéma descriptif et stations du moteur.

Tableau VI.1 : Localisation des éléments du moteur.

Numérotation	Localisation
Station 2	Entrée Fan
Station 21	Sortie CBP
Station 25	Entrée CHP
Station 3	Sortie CHP
Station 31	Entrée CC
Station 4	Sortie CC
Station 41	Entrée THP
Station 44	Sortie THP
Station 45	Entrée TBP
Station 5	Sortie TBP
Station 8	Sortie tuyère primaire
Station 13	Entrée tuyère secondaire
Station 18	Sortie tuyère secondaire

IV.2.3-Procédure de calcul en régime adapté

Les équations régissant le mode stabilisé sont mises sous une forme qui permet aux utilisateurs d'indiquer les paramètres qui peuvent facilement être estimés à l'étape préliminaire de la conception de moteur. Les paramètres habituels sont la pression, la température (en fonction de l'altitude) et le nombre de Mach à l'entrée d'air du moteur. En plus de ces paramètres, il y'a les rapports de pression, les efficacités, les vitesses de rotation des compresseurs et des turbines, les pertes de pression dans la chambre de combustion et les tuyères, les coefficients de frottement des tuyères, les températures et les pressions d'admission de turbine, le nombre de Mach.

Les équations du mode stabilisé assurent un lien entre les composants du moteur, elles reposent sur des équilibres (thermodynamiques et mécaniques) :

- Conservation du travail.
- Conservation des paramètres de l'écoulement.
- Égalité des vitesses de rotation.

La méthode classique de calcul que nous avons utilisé commence par l'entrée d'air et procède ensuite dans le sens d'écoulement dans le moteur, en utilisant des données disponibles à partir des composants.

L'air est donc considéré à $P_0 = 1,013$ bar et $T_0 = 15$ °C (au niveau de la mer, atmosphère *ISA*). L'air passe ensuite à travers le diffuseur pour arriver à l'entrée de la soufflante. Durant son passage à travers le diffuseur, l'air subit une perte de charge à température constante.

– **Station 2 : Entrée du FAN**

$$P_2 = P_0 \cdot \delta_e \quad (34)$$

$$T_2 = T_0 \quad (35)$$

– **Station F : Sortie FAN**

$$P_f = P_2 \cdot \pi_f \quad (36)$$

$$T_f = T_2 + \left(\frac{W_f}{C_p} \right) \quad (37)$$

$$W_f = C_p \cdot \frac{T_1}{\eta_f} \cdot \left(\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (38)$$

– **Station 21 : Sortie CBP**

$$P_{21} = P_f \cdot \pi_{CBP} \quad (39)$$

$$T_{21} = T_f + \left(\frac{W_{CBP}}{C_p} \right) \quad (40)$$

$$W_{CBP} = C_p \cdot \frac{T_f}{\eta_{CBP}} \cdot \left(\pi_{CBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (41)$$

– **Station 25 : Entrée CHP**

$$P_{25} = P_{21} \cdot \delta_{2'2'} \quad (42)$$

$$T_{25} = T_{21} \quad (43)$$

– **Station 3 : Sortie CHP**

$$P_3 = P_{21} \cdot \pi_{CHP} \quad (44)$$

$$W_{CHP} = C_p \cdot \frac{T_{21}}{\eta_{CHP}} \cdot \left(\pi_{CHP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (45)$$

$$T_3 = T_{21} + \left(\frac{W_{CHP}}{C_p} \right) \quad (46)$$

– **Station 4 : Sortie CC**

$$P_4 = P_3 \cdot \delta_{CC} \quad (47)$$

$$T_4 = 1681.418$$

$$C_p = 878 + 0.208 \cdot (T_4 + 0.48T_3) \quad (48)$$

$$\dot{m}_C = \frac{C_{pCC} \cdot (T_4 - T_3)}{PCL \cdot \eta_{CC}} \quad (49)$$

– **Station 44 : Sortie THP**

$$P_{44} = \frac{P_4}{\pi_{THP}} \quad (50)$$

$$W_{THP} = \frac{W_{CHP}}{\eta_T \cdot (1 + \dot{m}_C) + (1 - \dot{m}_a)} \quad (51)$$

$$C_{Pg} = \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \cdot R \quad (52)$$

– **Station 5 : Sortie THP**

$$W_{TBP} = \frac{\gamma \cdot W_f + (W_f + W_{CBP})}{\eta_T \cdot (1 + \dot{m}_C) + (1 - \dot{m}_a)} \quad (53)$$

$$T_5 = T_{44} + \left(\frac{W_{TBP}}{C_{Pg}} \right) \quad (54)$$

$$\pi_{TBP} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_{TBP}} \left(1 - \frac{T_5}{T_{44}} \right) \right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \quad (55)$$

$$P_5 = \frac{P_{44}}{\pi_{TBP}} \quad (56)$$

– **Station 8 : Sortie tuyère primaire**

$$P_8 = P_5 \cdot \delta_1 \quad (57)$$

$$T_8 = T_5 \quad (58)$$

$$\pi_8 = \frac{P_8}{P_a} \quad (59)$$

$$\beta = \frac{1}{\pi_8} \quad (60)$$

$$C_I = \varphi \sqrt{2 \cdot C_{P_g} T_8 \left(1 - \beta^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}\right)} \quad (61)$$

$$C_{I_{cr}} = \sqrt{\frac{2\gamma_g r}{\gamma_g + 1}} T_8 \quad (62)$$

– **Station 18 : Sortie tuyère secondaire**

$$P_{18} = P_f \cdot \delta_{18} \quad (63)$$

$$T_{18} = T_f \quad (64)$$

$$\pi_{18} = \frac{P_{18}}{P_{01}} \quad (65)$$

$$\beta = \frac{1}{\pi_I} \quad (66)$$

$$C_{II} = \varphi \sqrt{2 \cdot C_{P_g} T_{18} \left(1 - \beta^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right)} \quad (67)$$

$$C_{II_{cr}} = \sqrt{\frac{2\gamma_g r}{\gamma_g + 1}} T_{18} \quad (68)$$

$$\lambda_{II} = \frac{C_{II}}{C_{II_{cr}}} \quad (69)$$

$$Z_{II} = \frac{\lambda_{II}}{1.095} \quad (70)$$

$$M_{II} = \frac{Z_{II}}{\sqrt{1 - 0.2Z_{II}^2}} \quad (71)$$

$$q(\lambda_{II}) = 1.728 \frac{M_{II}}{1 + 0.2M_{II}^2} \quad (72)$$

$$\dot{m}_{II} = \frac{m S_{II} P_{18} q(\lambda_{II})}{\sqrt{T_{18}}} \quad (73)$$

$$\dot{m}_I = \frac{\dot{m}_{II}}{5.1} \quad (74)$$

$$\dot{m}_E = \dot{m}_I + \dot{m}_{II} \quad (75)$$

$$q(\lambda_1) \frac{\dot{m}_\varepsilon \sqrt{T_2}}{m S_1 P_2} \quad (76)$$

IV.2.4-Procédure de calcul en régime non adapté - Méthode fondamentale

En régime hors adaptation, le réacteur aura à fonctionner, suivant l'avion qu'il équipe, dans des conditions très variées de nombre de mach, d'altitude et de régime moteur. La géométrie du moteur, qui ne varie pas, imposera alors dans ce cas des contraintes qui n'existaient pas dans le régime adapté.[12]

Ces contraintes sont d'ordre aérodynamique et représentent les lois de débit dans les différentes sections dimensionnées. Les organes du réacteur verront leurs domaines de fonctionnement limités par ces contraintes, d'où l'apparition des différents systèmes de régulation (système anti-pompage, système de dégivrage, etc.) qui minimisent ces contraintes et de la même manière maximise ou augmentent les domaines de bon fonctionnement des différents organes du moteur.

Lorsqu'une turbine à gaz est actionnée dans une autre condition telle que le point de conception, sa performance dépendra de l'adaptation entre les compresseurs et les turbines. Les compresseurs et les turbines ont des variations de débit définies en fonction des rapports de pressions totales et des vitesses de rotation et lorsque les puissances des compresseurs sont fournies par les turbines, le domaine de fonctionnement est très restreint. La configuration de la turbine à gaz a une influence importante sur le fonctionnement hors adaptation. Deux moteurs peuvent être conçus pour avoir des conditions de cycle quasiment identiques mais ils présenteront des caractéristiques de fonctionnement complètement différentes. La majorité des turboréacteurs modernes à haute performance utilise des compresseurs multi-corps. La configuration la plus répandue est le compresseur double corps. Une autre configuration possible est le turboréacteur triple corps double flux au taux de dilution élevé pour les avions civils.

La méthode fondamentale est basée sur le fait que le fonctionnement hors adaptation nécessite la compatibilité entre compresseurs et turbines sans tenir compte des configurations de turboréacteurs utilisées. Cette compatibilité implique deux conditions qui sont :

- La conservation du travail.
- La conservation du débit de gaz.

La mise en équations de ces deux conditions nécessite la connaissance des caractéristiques des compresseurs et des turbines. Les variables utilisées pour ces caractéristiques sont normalement adimensionnelles telles que citées dans le chapitre précédent. Ces caractéristiques ont une influence importante sur la performance globale du moteur. Pour un compresseur, par exemple, une vitesse de rotation prédéfinie et un débit de masse attribué fournissent un rapport de pressions totales et un rendement donné. Un point de fonctionnement pourra être tracé sur le champ de caractéristiques du compresseur. Une fois

ces deux groupes de paramètres définis, les autres sont fixées. Les caractéristiques des turbines et des tuyères fournissent des valeurs de débit qui dépendent de leurs rapports de détente et le point de fonctionnement du moteur fournit des rapports de détente qui dépendent des valeurs de débit. Ces paramètres peuvent être un nombre de Mach ou une vitesse de rotation.

La procédure de calcul commence par déterminer la température et la pression atmosphérique pour une altitude donnée en utilisant les équations barométriques de l'atmosphère type ISA (voir chapitre précédent). On calcule ensuite les pression et température totales à l'entrée du moteur en utilisant comme données la vitesse de rotation et le nombre de Mach.

– **Section 2 : Entrée Fan**

$$P_2 = P_{01} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma g}{\gamma-1}} \right] \delta \quad (77)$$

$$T_2 = T_{01} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right] \quad (78)$$

$$\overline{N1R} = \overline{N1} \sqrt{\frac{288}{T_2}} \quad (79)$$

– **Section F : Sortie Fan**

$$\overline{\pi}_F = [\overline{N1R}^{\overline{N1R}^{0.44}} \pi_{FMAX}^{-0.53}] \pi_{FMAX} \quad (80)$$

$$P_F = P_2 \overline{\pi}_F \dots \quad (81)$$

$$\eta_F = [\pi_{Fmax}^{-(1-\overline{N1R}^2)} [1.022 - (\overline{N1R} - 0.85)^2]] \eta_{Fmax} \quad (82)$$

$$W_F = C_p \frac{T_2}{\eta_F} \left(\overline{\pi}_F^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (83)$$

$$T_F = T_2 + \frac{W_F}{C_p} \quad (84)$$

– **Section 18 : Sortie Tuyère Secondaire**

$$P_{18} = P_F \cdot \delta_{11} \quad (85)$$

$$T_{18} = T_F \quad (86)$$

$$\pi_{11} = \frac{P_{18}}{P_{01}} \quad (87)$$

$$\beta = \frac{1}{\pi_{11}} \quad (88)$$

$$C_{II} = \varphi \sqrt{2 \cdot C_{Pg} T_{18} \left(1 - \beta^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right)} \quad (89)$$

$$C_{I_{cr}} = \sqrt{\frac{2\gamma_{g,x}}{\gamma_g + 1}} T_{18} \quad (90)$$

$$\lambda_{II} = \frac{C_{II}}{C_{I_{cr}}} \quad (91)$$

$$Z_{II} = \frac{\lambda_{II}}{1.095} \quad (92)$$

$$M_{II} = \frac{Z_{II}}{\sqrt{1 - 0.2Z_{II}^2}} \quad (93)$$

$$q(\lambda_{II}) = 1.728 \frac{M_{II}}{1 + 0.2M_{II}^2} \quad (94)$$

$$q(\lambda_{II}) = 1 - (1 - \overline{N1R}) 0.205 \pi_{Fmax}^{-5} \quad (95)$$

$$Y = \frac{1}{\left[\frac{s_1}{s_{II}} \frac{1}{\pi_F \delta_{II}} \frac{q(\lambda_{II}) \sqrt{T_F}}{q(\lambda_{II}) \sqrt{T_2}} \right]} \quad (96)$$

– **Section 21 : Sortie CBP**

$$\pi_{CBP} = [\overline{N1R}^{\overline{N1R}^{0.44}} \pi_{CBPmax}^{-0.53}] \pi_{CBPmax} \quad (97)$$

$$P_{21} = P_F \pi_{CBP} \quad (98)$$

$$\eta_{CBP} = [\pi_{CBPmax}^{-(1-\overline{N1R})^2} [1.022 - (\overline{N1R} - 0.85)^2]] \eta_{CBPmax} \quad (99)$$

$$W_{CBP} = C_p \frac{T_F}{\eta_{CBP}} \left(\pi_{CBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (100)$$

$$T_{21} = T_F + \frac{W_{CBP}}{C_p} \quad (101)$$

– **Section 25 : Entrée CHP**

$$P_{25} = P_{21} \delta_{2'2'} \quad (102)$$

$$T_{25} = T_{21} \quad (103)$$

$$\dot{m}_I = \frac{m S_2 P_{25} q(\lambda_2)}{\sqrt{T_{25}}} \quad (104)$$

$$\dot{m}_{II} = \dot{m}_I \cdot y \quad (105)$$

– **Section 3 : Sortie CHP**

$$\pi_{\text{CHP}} = \overline{N2R} \overline{N2R}^{-2.15} \pi_{\text{CHPmax}}^{0.2} \quad (106)$$

$$\eta_{\text{CHP}} = [\eta_{\text{CHPmax}} \pi_{\text{CHPmax}}^{0.05} [\overline{N2R} - \overline{N2R}^2]] \quad (107)$$

$$P_3 = P_{25} \pi_{\text{CHP}} \quad (108)$$

$$W_{\text{CHP}} = C_p \frac{T_{21}}{\eta_{\text{CBP}}} (\pi_{\text{CHP}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (109)$$

$$T_3 = T_{21} + \frac{W_{\text{CHP}}}{C_p} \quad (110)$$

– **Section 4 : Sortie CC**

$$P_4 = P_3 \delta_{\text{CC}} \quad (111)$$

$$T_4 = T_{4\text{max}} \left(\frac{W_{\text{CHP}}}{W_{\text{CHPmax}}} \right) \quad (112)$$

$$C_{\text{PCC}} = 878 + 0.208(T_4 + 0.48T_3) \quad (113)$$

$$\dot{m}_c = \frac{C_{\text{PCC}} (T_4 - T_3)}{\text{PCI} \eta_{\text{CC}}} \quad (114)$$

– **Section 44 : Sortie THP**

$$\pi_{\text{THP}} = cst \quad (115)$$

$$P_{44} = \frac{P_4}{\pi_{\text{THP}}} \quad (116)$$

$$W_{\text{THP}} = \frac{W_{\text{CHP}}}{\eta_T \cdot (1 + \dot{m}_c) + (1 - \dot{m}_a)} \quad (117)$$

$$C_{P_g} = \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \cdot R \quad (118)$$

$$T_{44} = T_4 - \left(\frac{W_{\text{THP}}}{C_{P_g}} \right) \quad (119)$$

– **Section 5 : Sortie TBP**

$$W_{TBP} = \frac{\gamma \cdot W_f + (W_f + W_{CBP})}{\eta_T(1 + \dot{m}_C)(1 - \dot{m}_a)} \quad (120)$$

$$T_5 = T_{44} + \left(\frac{W_{TBP}}{C_{Pg}} \right) \quad (121)$$

$$\pi_{TBP} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_{TBP}} \cdot \left(1 - \frac{T_5}{T_{44}} \right) \right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \quad (122)$$

$$P_5 = \frac{P_{44}}{\pi_{TBP}} \quad (123)$$

– **Section 8 : Sortie tuyère primaire**

$$P_8 = P_5 \cdot \delta_1 \quad (124)$$

$$T_8 = T_5 \quad (125)$$

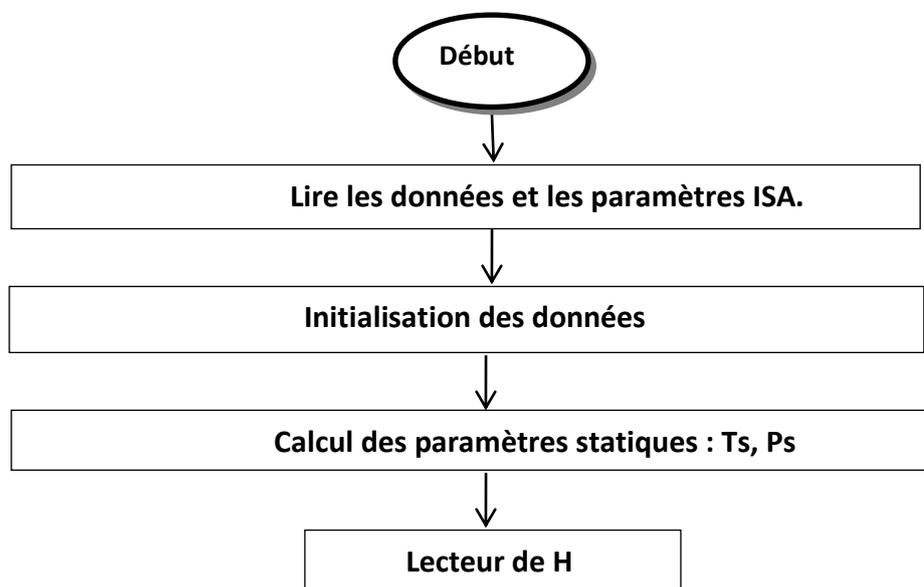
$$\pi_7 = \frac{P_8}{P_{01}} \quad (126)$$

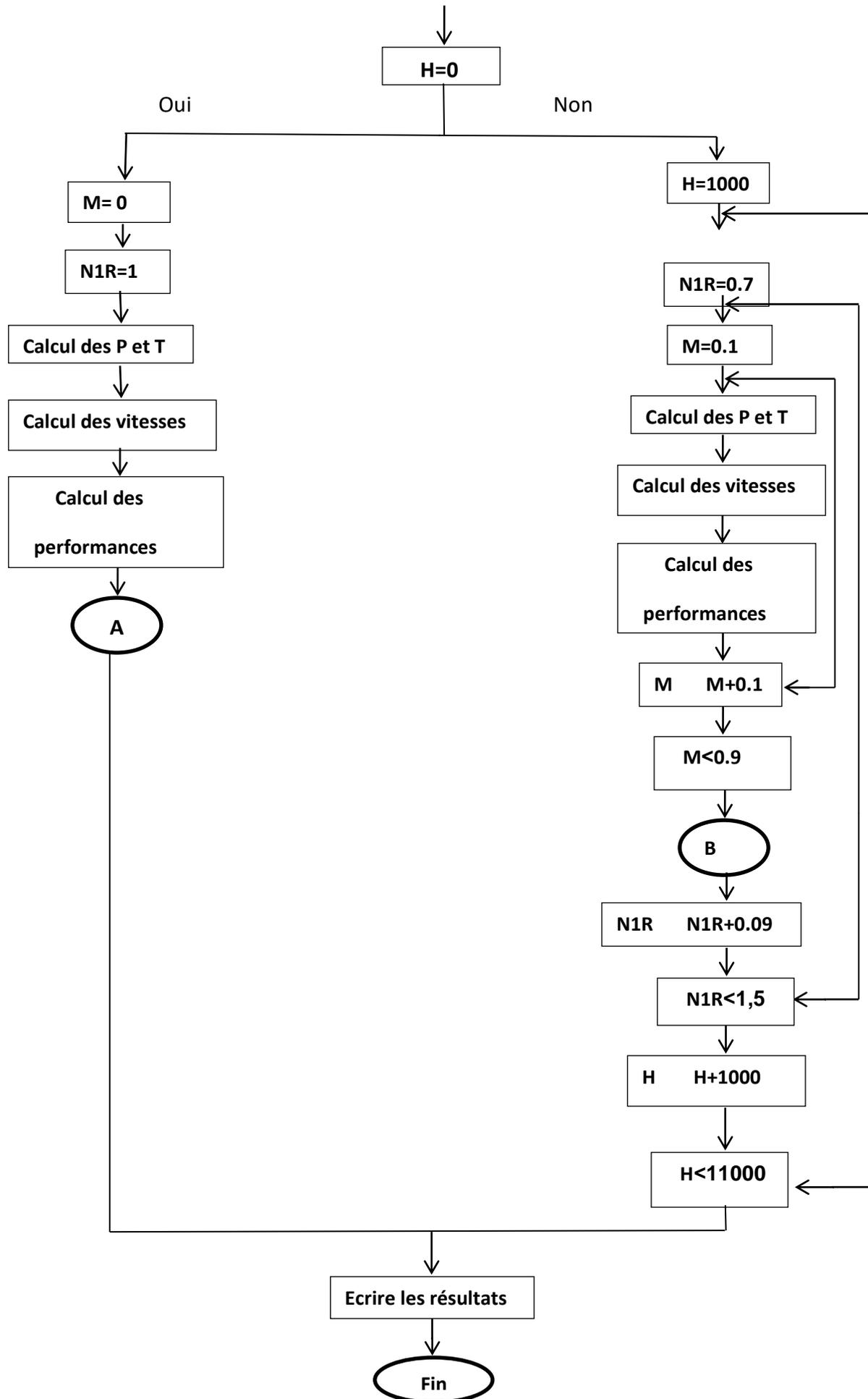
$$\beta = \frac{1}{\pi_7} \quad (127)$$

$$C_1 = \varphi \sqrt{2 \cdot C_{Pg} T_8 \left(1 - \beta^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \right)} \quad (128)$$

$$C_{1cr} = \sqrt{\frac{2\gamma_g r}{\gamma_g + 1}} T_8 \quad (129)$$

IV.2.5-Organigramme de calcul en régime adapté et hors adaptation





IV.3- Simulation par le logiciel GasTurb

GasTurb est un logiciel de simulation qui permet le calcul et l'optimisation des performances des turbines à gaz. Il simule la plupart des configurations de turbines à gaz utilisées pour la propulsion ou pour la production d'électricité. [13]

GasTurb est capable de résoudre presque tous les problèmes de simulation de performances de turbines à gaz, dans sa version 13, il peut être utilisé pour :

- Spécification de l'objectif de conception des performances globales du moteur.
- Spécification des données de conception des composants sur la base de l'objectif global de conception des performances du moteur.
- Interpréter les résultats des tests du moteur et diagnostiquer les problèmes opérationnels.
- Développer et maintenir le modèle global du système de turbine à gaz.
- Fournir aux concepteurs de systèmes de contrôle une simulation du comportement du moteur.
- Identifier les options d'amélioration des performances pour les moteurs dérivés.
- Fournir aux exploitants, aux fabricants de cellules et aux concepteurs de centrales électriques des modèles mathématiques.
- Évaluer les turbines à gaz concurrentes en ce qui concerne leur aptitude à des applications spécifiques.
- Fournir du matériel pour l'enseignement des performances des turbines à gaz.

La simulation dans le logiciel GasTurb doit débiter par le choix du type de l'installation et de sa configuration. Le logiciel offre plusieurs types d'installation ('Jet Engines', 'Gas Turbines', 'Propulsion', 'Power Generation') et pour chaque type d'installation, il propose plusieurs configurations possibles (Figure IV.3). Sur la même fenêtre, on choisit alors le régime de fonctionnement, soit le régime adapté (Cycle Design), soit le régime hors adaptation (Cycle Off-Design).

Après avoir choisi le régime de fonctionnement apparaît une deuxième fenêtre qui dépend du régime choisi. Si on choisit le régime adapté (Cycle Design) apparaît une fenêtre à la droite de laquelle il faut entrer les valeurs correspondantes aux conditions de fonctionnement et les valeurs des caractéristiques des éléments du turboréacteur. Ensuite sur la gauche de la fenêtre, on peut choisir d'effectuer un calcul au régime nominal (Design point), ou bien de faire des calculs en faisant varier les valeurs de paramètres choisis (Figure IV.4).

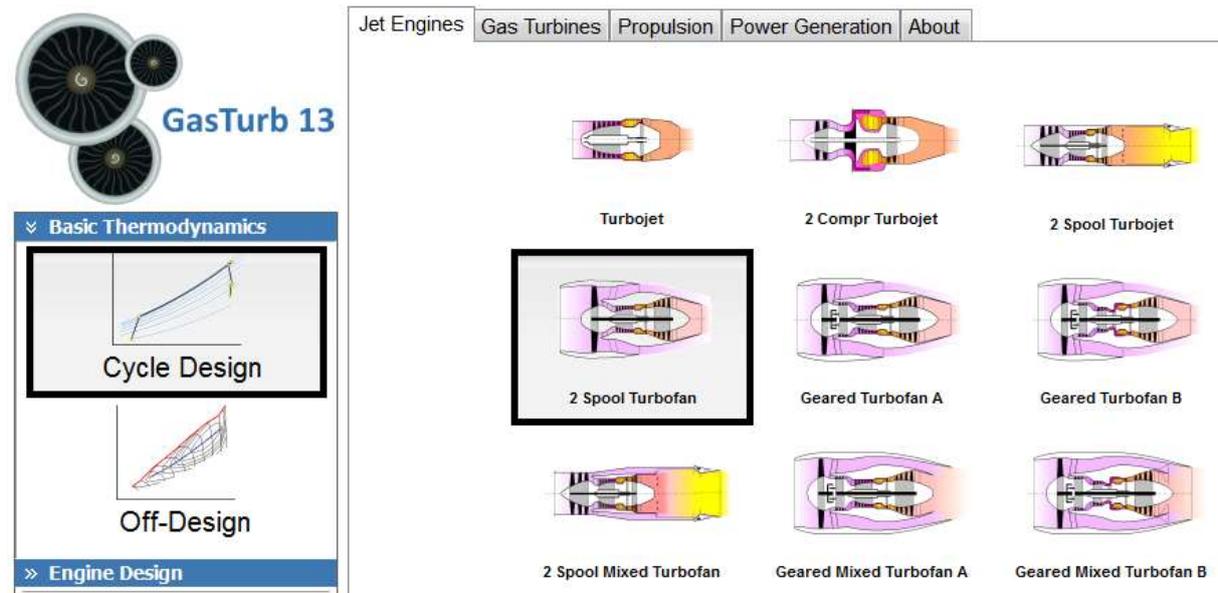


Figure IV.2: Fenêtre représentant le choix de l’installation et du régime de fonctionnement.

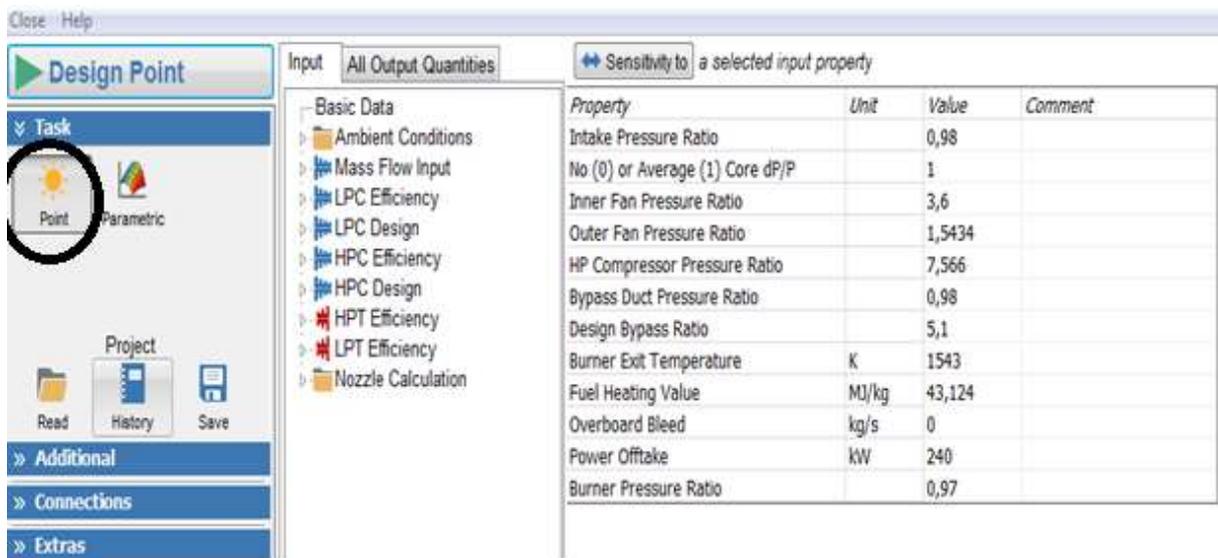


Figure IV.3: Fenêtre d’introduction des données et de la simulation en régime adapté.

Si on choisit le régime non adapté (Cycle Off-Design) apparait une autre fenêtre à la droite de laquelle il faut entrer les valeurs correspondantes aux conditions de fonctionnement et les valeurs caractéristiques des éléments du turboréacteur. Ensuite sur la gauche, on peut choisir d’effectuer un calcul au régime nominal (Design point), ou bien de déterminer la ligne d’adaptation du Fan, du compresseur basse pression et du compresseur haute pression (Figure IV.5).

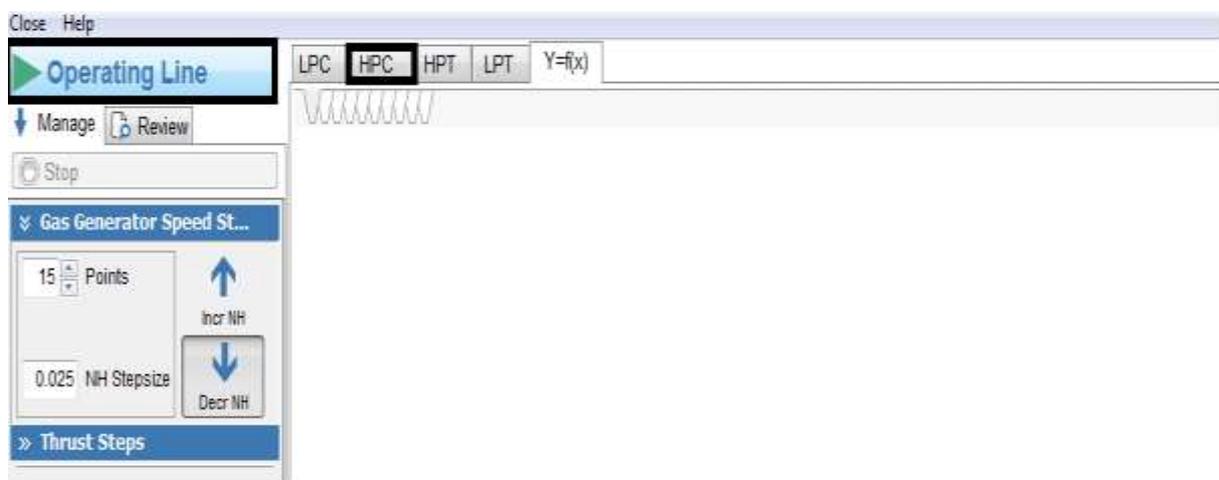
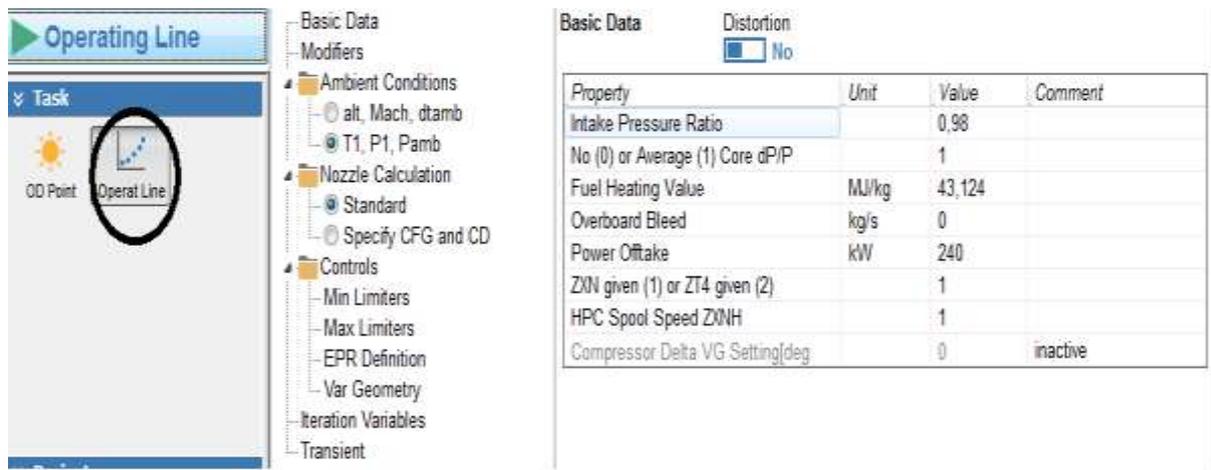
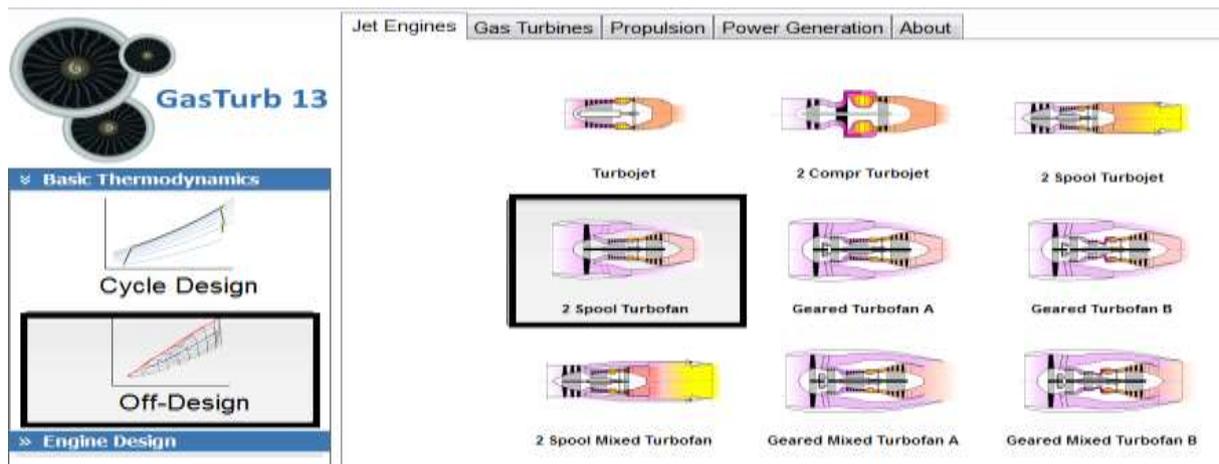


Figure IV.4 : Fenêtre d'introduction des données et de la simulation en régime non adapté.

IV.4-Conclusion

Dans ce chapitre on a présenté les procédures de détermination des performances du turboréacteur CFM56-7B en régime adapté et non adapté ainsi que la ligne d'adaptation du compresseur haute pression en régime non adapté en développant les équations thermodynamiques et aérodynamiques nécessaires. Nous avons réalisé un programme sous MATLAB pour l'ensemble des procédures, mais le manque de données relatives au turboréacteur nous a permis de déterminer les performances du moteur en régime adapté seulement. On a alors, utilisé le logiciel de simulation GasTurb qui nous a permis de terminer le reste des calculs.

Chapitre v
RESULTATS

V.1-Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats de calcul des performances du turboréacteur CFM56-7B au Point fixe (take-off) ainsi que les différentes courbes caractéristiques de fonctionnement et la ligne d'adaptation du compresseur haute pression.

V.2-Données du turboréacteur CF56-7B

Les données que nous avons utilisées sont celles que nous avons pu obtenir durant notre stage à 'Air Algérie'. Ces données ont été obtenues sur le banc d'essai moteur en imposant les conditions opératoires suivantes :

Température totale à l'entrée : $T_{t0} = 288,15 \text{ K}$

Pression totale à l'entrée : $P_{t0} = 101325 \text{ Pa}$

La constante de l'air : $r = 287 \frac{\text{J}}{\text{Kg.K}}$

Rapport de chaleur spécifique de l'air : $\gamma = 1.4$

Rapport de chaleur spécifique des gaz brûlés : $\gamma_g = 1.33$

Le débit massique d'air à l'entrée du moteur : $\dot{m} = 372.400 \text{ Kg/s}$

L'altitude est égale à : $Z=0\text{m}$ avec $0 \leq Z \leq 11000 \text{ m}$

Nombre de Mach : $M_0 = 0$ avec $0 \leq M_0 \leq 0.9 \text{ m}$

Le tableau V.1 ci-dessous, présente les données obtenues suite à l'essai précédemment cité.

Tableau V.1 : Données du turboréacteur CFM5-7B

Données	Symbole	Valeurs	Unité
Pertes à l'entrée	δ_e	0.98	-
Pertes entre le CBP et CHP	$\delta_{2'2'}$	0.98	-
Pertes de combustion	δ_{CC}	0.96	-
Pertes dans la tuyère I	δ_I	0.98	-
Pertes dans la tuyère II	δ_{II}	0.98	-
Rendement de Fan	η_f	0.86	-
Rendement du CBP	η_{CBP}	0.86	-
Rendement du CHP	η_{CHP}	0.86	-
Rendement du CC	η_{CC}	0.86	-
Rendement mécanique	η_t	0.98	-
Rendement du THP	η_{THP}	0.99	-
Rendement du TBP	η_{TBP}	0.9	-
Section d'entrée d'air	S_1	0.7174	m ²
Section d'entrée THP	S_2	0.1762	m ²
Section de sortie d'air secondaire	S_I	1.0623	m ²
Section de sortie d'air primaire	S_{II}	0.2958	m ²
Vitesse de rotation de l'attelage BP	N_{1N}	5223	tr/mn
Vitesse de rotation de l'attelage HP	N_{2N}	14440	tr/mn
Taux de compression du Fan	π_f	1.5434	-
Taux de compression du CBP	π_{CBP}	2.8	-
Taux de compression du CHP	π_{CHP}	7.566	-
Débit de prise d'air	\dot{m}_a	0.04	-
Pouvoir calorifique du carburant	PCI	43 107	kJ/kg
Capacité thermique de l'air	C_p	1004.5	J/kg.K
Rapport des chaleurs spécifique de l'air	γ	1.4	-
Rapport des chaleurs spécifique des gaz	γ_g	1.33	-
Taux de dilution	Y	5.4	-

Le calcul a été effectué sous environnement du logiciel MATLAB et a été confirmé dans un autre logiciel dédié aux moteurs à réaction dénommé GASTURB, en utilisant les équations Exposées au chapitre précédent.

V.3-Résultats et interprétations

V.3.1-Régime adapté

V.3.1.1- Régime adapté sous MATLAB

Les résultats du calcul sous MATLAB ont été regroupés dans le tableau V.2 et donnent les variations des états de l'air et des gaz brûlés à travers les différentes stations du moteur et les travaux échangés par les éléments du turboréacteur.

Tableau V.2 : Résultats du régime adapté sous MATLAB

Station	Température [K]	Pression [KPa]	Taux de compression	Travail [kJ/kg]	Vitesse [m/s]	Débit massique [kg /S]
2	288.150	99.299	1,543	39.923	-	385.000
21	327.886	429.120	2.800	134.390	-	63.110
25	461.651	420.540	-	-	-	63.110
3	840.210	3181.800	7,566	372.850	-	63.110
31	840.210	3181.800	-	-	-	63.110
4	1681.400	3054.500	-	-	-	63.110
41	1681.400	3054.500	-	-	-	63.110
44	1681.400	1553.400	1.966	370.450	-	63.110
45	1392.900	1553.400	-	-	-	63.110
5	1100.400	532.460	2.917	375.490	-	63.110
8	1100.400	521.810	5.149	-	445.164	63.110
18	327.886	150.190	1.482	-	339.875	321.880

Les résultats nous donnent aussi les valeurs de la poussée et la consommation horaire et spécifique telles que présentées ci-dessous.

Poussée : $F = 125.210\text{KN}$

Consommation horaire : $C_{ch} = 6416.05 \text{ kg/h}$

Consommation spécifique : $C_{sp} = 14.222 \text{ g/kN.s}$

V.3.1.2- Régime adapté avec GasTurb

Le logiciel GasTurb calcule comme le programme que nous avons établi sous MATLAB les variations des états de l'air et des gaz brûlés à travers les différentes stations du moteur (Figure V.1) ainsi que les performances du moteur (Figure V.1).

	Units	St 2	St 21	St 25	St 3	St 4	St 44	St 45	St 5	St 6	St 8	St 13	St 16	St 18
Mass Flow	kg/s	372,4	61,0492	61,0492	61,0492	62,3745	62,3745	62,3745	62,3745	62,3745	62,3745	311,351	311,351	311,351
Total Temperature	K	288,15	435,264	435,264	808,292	1543	1229,82	1229,82	930,598	930,598	930,598	330,328	330,328	330,329
Static Temperature	K	274,407	422,038	414,937	802,673	1533,98	1184,18	1184,18	893,941	906,896	797,251	323,89	319,377	295,285
Total Pressure	kPa	99,2985	357,475	357,475	2704,65	2623,51	817,262	817,262	220,363	220,363	220,363	153,257	150,192	150,192
Static Pressure	kPa	83,7076	320,32	301,562	2632,64	2556,61	695,949	695,949	187,213	198,399	118,584	143,021	133,422	101,325
Velocity	m/s	166,055	164,338	203,732	111,682	151,049	333,715	333,715	292,241	235,38	553,871	113,957	148,623	265,772
Area	m²	2,11031	0,140497	0,118355	0,047841	0,071121	0,09129	0,09129	0,292543	0,347703	0,21733	1,77608	1,43945	0,979992
Mach Number		0,5	0,4	0,5	0,2	0,2	0,5	0,5	0,5	0,4	1	0,316	0,415	0,771527
Density	kg/m³	1,0627	2,64408	2,53184	11,426	5,80619	2,04743	2,04743	0,729584	0,76213	0,518176	1,53832	1,45534	1,19541
Spec Heat @ T	J/(kg*K)	1004,52	1019,14	1019,14	1100,54	1263,97	1222,28	1222,28	1164,38	1164,38	1164,38	1007,44	1007,44	1007,44
Spec Heat @ Ts	J/(kg*K)	1004,19	1017,03	1015,89	1099,29	1262,99	1214,83	1214,83	1156,07	1159,09	1132,35	1006,88	1006,49	1004,69
Enthalpy @ T	J/kg	-10032,3	138710	138710	532976	1,43518E6	1,04544E6	1,04544E6	687849	687849	687849	32441,8	32441,8	32442,7
Enthalpy @ Ts	J/kg	-23819,4	125206	117956	526740	1,42377E6	989759	989759	645147	660147	534463	25948,7	21397,4	-2874,71
Entropy Function @ T		-0,11924	1,33237	1,33237	3,60166	6,39966	5,41693	5,41693	4,25772	4,25772	4,25772	0,359819	0,359819	0,359829
Entropy Function @ Ts		-0,29004	1,22263	1,16229	3,57467	6,37382	5,25625	5,25625	4,09469	4,15272	3,63806	0,290695	0,241419	-0,033754
Exergy	J/kg	-1671,04	132953	132953	506904	1,17516E6	770238	770238	400118	400118	400118	37075,1	35404,1	35404,2
Gas Constant	J/(kg*K)	287,05	287,05	287,05	287,05	287,047	287,047	287,047	287,047	287,047	287,047	287,05	287,05	287,05
Fuel-Air-Ratio		0	0	0	0	0,021709	0,021709	0,021709	0,021709	0,021709	0,021709	0	0	0
Water-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Inner Radius	m	0,25775	0,286969	0,112062	0,195159	0,209583	0,209583	0,230542	0,345813	0	0	0,37698	0,472038	0,492905
Outer Radius	m	0,859168	0,356472	0,224123	0,229916	0,257999	0,270155	0,286719	0,4612	0,332682	0,265688	0,841106	0,825235	0,753606
Axial Position	m	0,429584	0,429584	1,0406	1,66725	1,89637	2,01741	2,1222	2,21583	2,76927	3,00215	1,18579	1,82673	2,16433

Figure V.1 : Fenêtre des résultats des états des gaz en régime adapté avec GASTURB.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN	=	121,12 kN
amb		288,15	101,325				
1	372,400	288,15	101,325		TSFC	=	10,9419 g/(kN*s)
2	372,400	288,15	99,298	380,000	WF	=	1,32532 kg/s
13	311,351	330,33	153,257	220,399	BPR	=	5,1000
21	61,049	435,26	357,475	21,268	s NOx	=	0,9892
25	61,049	435,26	357,475	21,268	Core Eff	=	0,4611
3	61,049	808,29	2704,653	3,831	Prop Eff	=	0,0000
31	61,049	808,29	2704,653		P3/P2	=	27,24
4	62,374	1543,00	2623,513	5,575	P2/P1	=	0,9800
41	62,374	1543,00	2623,513	5,575	P16/P13	=	0,9800
43	62,374	1229,82	817,262		P25/P21	=	1,0000
44	62,374	1229,82	817,262		P45/P44	=	1,0000
45	62,374	1229,82	817,262	15,976	P6/P5	=	1,0000
49	62,374	930,60	220,363		A8	=	0,22177 m²
5	62,374	930,60	220,363	51,541	A18	=	1,02091 m²
8	62,374	930,60	220,363	51,541	P8/Pamb	=	2,17481
18	311,351	330,33	150,192	224,897	P18/Pamb	=	1,48228
Bleed	0,000	808,29	2704,654		wBld/w25	=	0,00000
					CD8	=	0,98000
					CD18	=	0,95992
					XM8	=	1,00000
					XM18	=	0,77153
					V18/v8,id	=	0,43264
					Loading	=	100,00 %
					e444 th	=	0,86000
					PwX	=	240,00 kw
					WCHN/w25	=	0,00000
					WCHR/w25	=	0,00000
					WLC1/w25	=	0,00000
Efficiencies:							
Outer LPC	0,9000	0,9059	0,980	1,543			
Inner LPC	0,8600	0,8824	0,980	3,600			
HP Compressor	0,8600	0,8918	2,158	7,566			
Burner	1,0000			0,970			
HP Turbine	0,8600	0,8426	3,647	3,210			
LP Turbine	0,9000	0,8844	1,473	3,709			
HP Spool	mech Eff 1,0000	Nom Spd 14400 rpm					
LP Spool	mech Eff 1,0000	Nom Spd 5223 rpm					
hum [%]	war0	FHV	Fuel				
0,0	0,00000	43,124	Generic				

Figure V.1 : Fenêtre des résultats des performances du moteur en régime adapté avec GASTURB.

Le tableau V.3 présente les résultats obtenus en régime adapté avec le logiciel GastTurb de la même manière que le tableau V.2 qui présente les résultats obtenus sous MATLAB.

Tableau V.3 : Résultats du régime adapté avec GASTURB

Station	Température T [K]	Pression P[KPa]	Le taux	Vitesse V [m/s]	Débit massique m [kg /S]
2	288.15	99.298	1,543	-	372.400
21	435.26	357.475	3,600	-	61.049
25	435.25	357.475		-	61.049
3	808.29	2704.653	7,566	-	61.049
31	808.29	2704.653	-	-	61.049
4	1543.00	2623.513	-	-	62.374
41	1543.00	2623.513	-	-	62.374
44	1229.82	817.262	3,210	-	62.374
45	1229.82	817.262	-	-	62.374
5	930.60	220.363	3,898	-	62.374
8	930.60	220.363	2.174	553.871	62.374
18	330.33	150.192	1.482	265.772	311.351

Les enthalpies des gaz données par le logiciel GasTurb (Figure V.1) nous permettent de déterminer les travaux échangés par les éléments du turboréacteur en appliquant la première loi de la thermodynamique pour un volume de contrôle. Le tableau V.4 présente les résultats obtenus. Comme exemple, on présente ci-dessous le calcul du travail pour le compresseur haute pression.

$$\Delta h = \Delta q + \Delta w \quad (130)$$

Le compresseur adiabatique donc : $\Delta q=0$

$$\Delta h = \Delta w \quad (131)$$

$$W_{CHP} = h_{SORTIE\ CHP} - h_{ENTREE\ CHP} \quad (132)$$

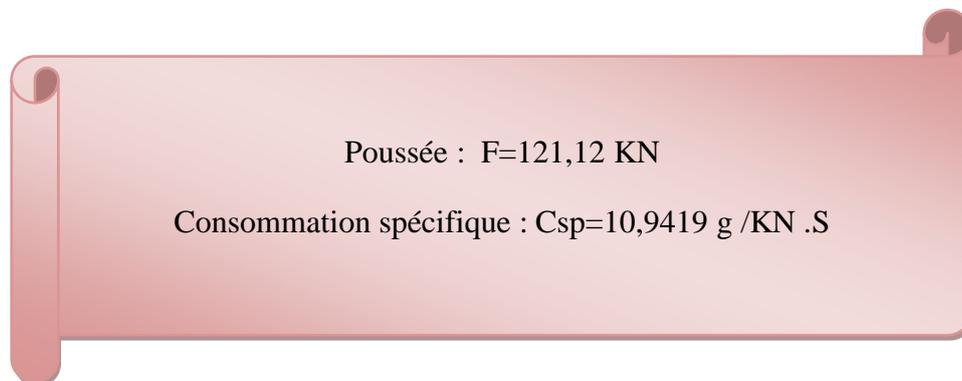
$$W_{CHP} = h_3 - h_{25\ CHP} \quad (133)$$

$$W_{CHP} = 526.740 - 117.950 = 408.79\text{ kJ/kg}$$

Tableau V. 4 : Travaux calculés avec les résultats donnés par GasTurb

Station	h [KJ / Kg]	Travail w [kJ/kg]
2	23.819	23.819
21	125.200	149.019
25	117.950	-
3	526.740	408.79
31	526.740	-
4	1423.77	-
41	1423.77	-
44	989.759	434.011
45	989.759	-
5	645.147	344.011
8	534.463	-
18	2.874	-

Le logiciel Gasturb donne aussi la poussée ainsi que la consommation spécifique (Figure V.2).



Les résultats obtenus par les deux méthodes sont très similaires (avec de légères différences) et sont très proches des valeurs données par le constructeur.

V.3.1.3- Cycle thermodynamique en régime adapté avec GasTurb

Le cycle thermodynamique théorique du turboréacteur est le cycle de Joule qui comporte une compression et détente adiabatique avec un chauffage et refroidissement isobare. Le cycle réel est différent du cycle théorique pour plusieurs raisons et le logiciel GasTurb donne le tracé du cycle réel sur plusieurs diagrammes sa fin de mieux visualiser l'évolution des paramètres de l'air. On a présenté le cycle thermodynamique sur le diagramme T-S (Figure V.3) et sur diagramme P-V (Figure V.4).

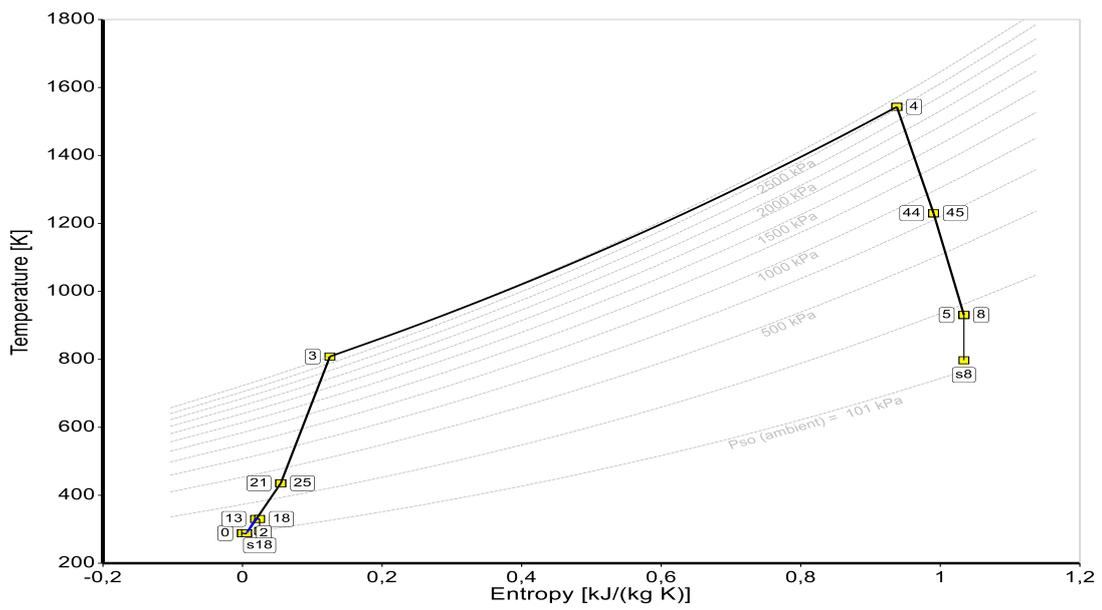


Figure V.2: Cycle thermodynamique du CFM56-7B sur le diagramme T-S.

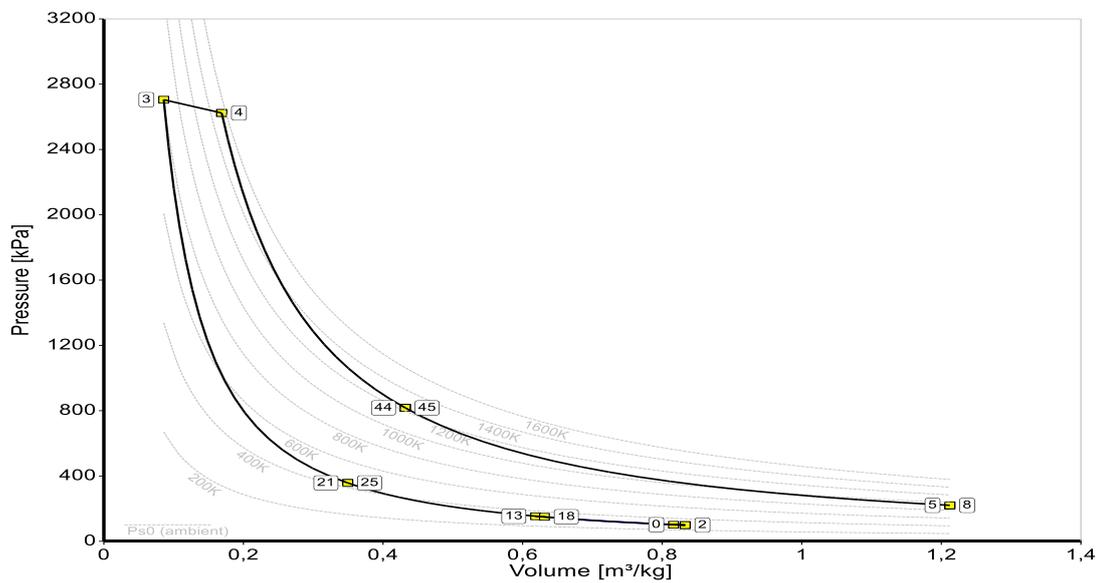


Figure V.3: Cycle thermodynamique du CFM56-7B sur le diagramme P-V.

La figure V.5 montre l'évolution des températures et des pressions (statiques et totales) le long du moteur. La différence entre la température statique et totale reste très faible tout le long du moteur avec une forte élévation à la sortie de la turbine BP et la tuyère du fait de la conversion du potentiel thermique en énergie cinétique.

On remarque aussi 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, suivies par une chute brutale à la sortie de la turbine HP pour continuer à baisser jusqu'à la Sortie de la tuyère.

En ce qui concerne les pressions, 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.

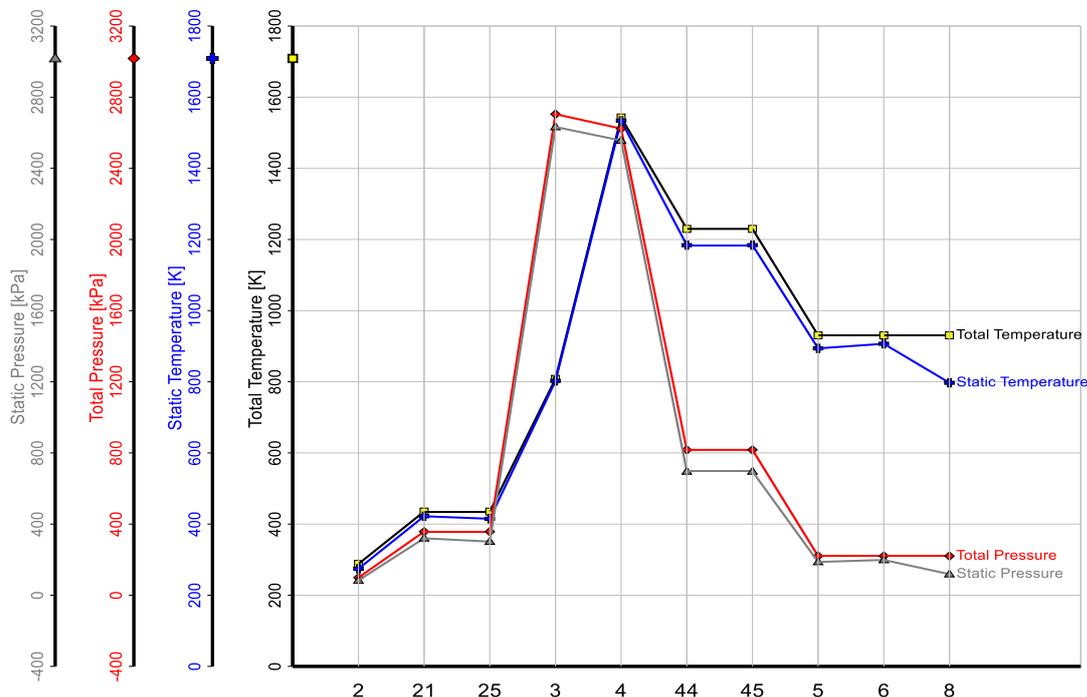


Figure V. 4: Variation de la température et la pression du gaz dans le CFM56-7B.

V.3.2- Régime hors adaptation

Nous avons utilisé le logiciel GasTurb pour simuler le fonctionnement du turboréacteur en régime hors adaptation. Nous avons tout d'abord présenté la variation du débit massique d'air dans le CHP et du rapport de compression du CHP en fonction de la vitesse de rotation (Figure V.6 et V.7).

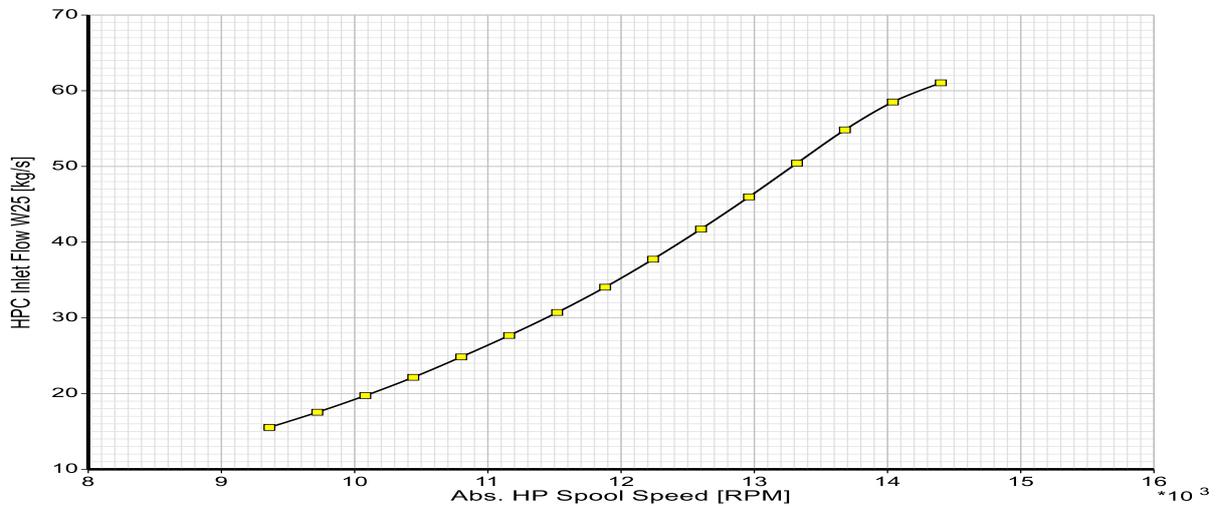


Figure V. 5 : Débit d'air réduit du compresseur HP en fonction du régime moteur.

On remarque que le débit d'air réduit traversant le compresseur HP varie pratiquement de manière linéaire avec la vitesse de rotation réduite du compresseur HP. Ainsi, le débit réduit d'air augmente avec le régime du compresseur.

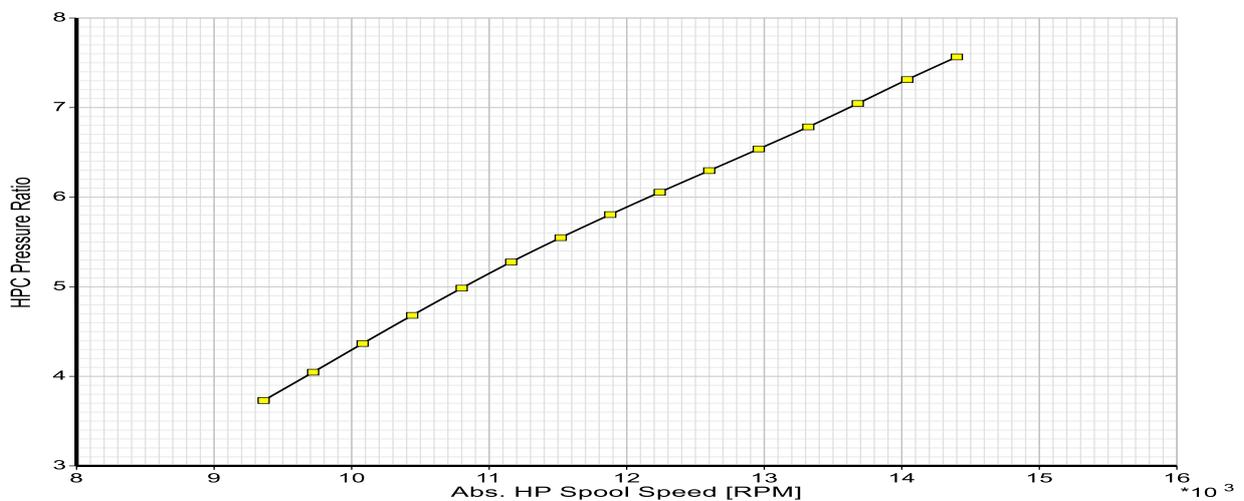


Figure V.6: Rapport de compression du compresseur HP en fonction du régime moteur.

La figure (V.7) nous montre l'évolution du rapport de compression du compresseur HP en fonction de la vitesse de rotation réduite corrigée. Comme toute machine tournante, le compresseur voit son taux de compression augmenter avec sa vitesse de rotation.

V.3.2.1- Ligne d'adaptation du compresseur HP

Le logiciel GasTurb nous donne le tracé de la ligne d'adaptation du compresseur HP qui représente les différents points de fonctionnement du compresseur HP adapté au fonctionnement de la turbine HP. Nous avons présenté ce tracé sur la figure V.8.

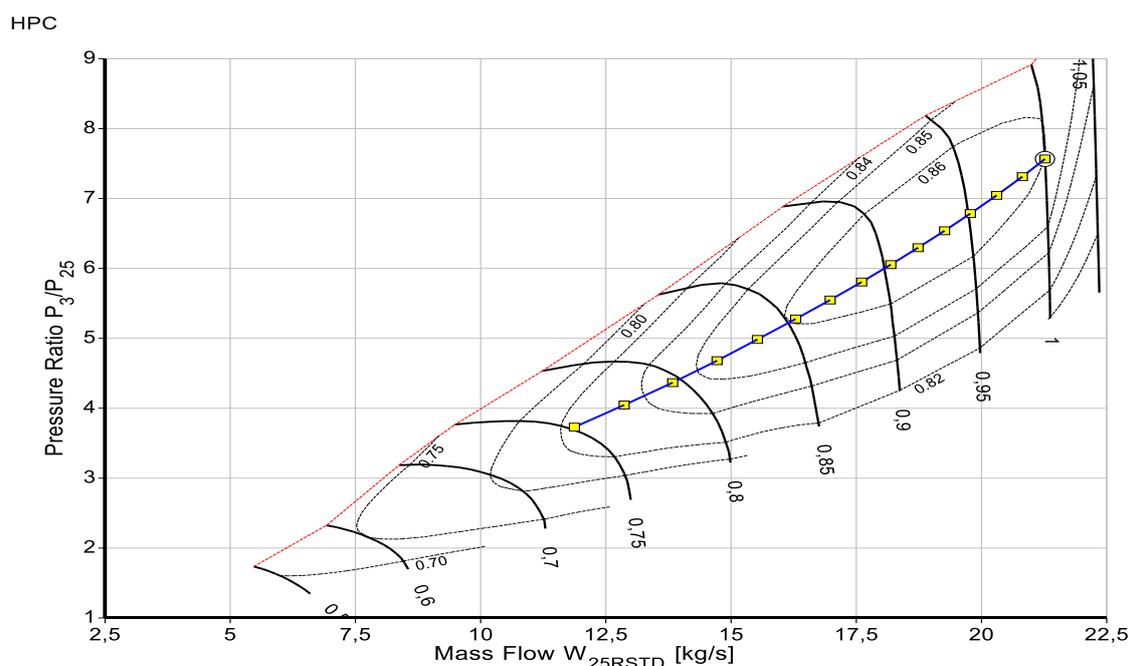


Figure V.7: Ligne d'adaptation du compresseur HP.

La ligne d'adaptation est représentée sur la carte compresseur HP. Sur cette carte compresseur, on trouve en abscisse le débit d'air réduit et les valeurs des vitesses de rotation sont aussi des valeurs réduites. Il à noter que chaque carré jaune représente la condition de fonctionnement adapté (off design condition) et la ligne bleue représente l'ensemble des points de fonctionnement adapté du compresseur HP. Notons que le compresseur fonctionne dans une zone sure et qu'il est loin de la zone de pompage. Toutefois, son fonctionnement ne se situe pas dans la zone des meilleurs rendements. Notons aussi que les lignes iso-rendements sont ces formes elliptiques en discontinu, alors que les courbes pleines représentent la vitesse corrigée.

L'analyse de la carte compresseur aboutit aux constatations suivantes:

- ✓ La cartographie de l'étage compresseur permet de représenter les points de fonctionnement, ainsi que les performances. Les iso-vitesses corrigées de rotation sont tracées en fonction du débit corrigé et du rapport de compression. L'extrémité gauche de chaque iso-vitesse est limitée par une zone dénommée limite de pompage. Cette limite physique correspond à une instabilité de l'écoulement qui apparaît au moment où des recirculations du fluide ont lieu entre la sortie et l'entrée du compresseur. Ce phénomène arrive lorsque le débit circulant dans le compresseur devient trop faible pour un rapport de compression donné. Cette limite peut être destructive pour la roue du compresseur. L'extrémité droite de l'iso-vitesse est une limite de mesure qui est choisie lors de l'essai. Elle correspond à un rendement compresseur atteignant une valeur minimale fixée. Sur la cartographie ci-dessus, cette limite est choisie à 0,50 point de rendement. Elle peut être plus faible pour les plus basses iso-vitesses. L'iso-vitesse la plus élevée dépend des caractéristiques mécaniques et géométriques de la roue. La vitesse maximale est fixée à partir de la vitesse périphérique de la roue du compresseur ; ainsi, plus le diamètre de la roue est faible, plus la vitesse maximale de rotation est élevée. Elle est généralement comprise entre 580m/s et 600m/s.

- ✓ Si on superpose chaque courbe iso-vitesse avec sa courbe du rendement, on remarque que cette dernière présente un maximum pour le point d'adaptation. On remarque que, plus on augmente le régime plus la ligne d'adaptation s'éloigne du pompage, cela signifie que le risque du pompage est plus présent aux bas régimes qu'aux régimes élevés.

- ✓ On remarque aussi, que le pompage se produit pour des nombres faibles de Mach. Donc il est préférable de faire fonctionner le réacteur à des régimes N élevés en évitant les faibles nombres de Mach pour s'éloigner du pompage sans atteindre des valeurs de nombre de Mach > 1 car il y aura risque d'apparition d'onde de chocs.

V.3.2.2- Ligne d'adaptation du compresseur BP et des turbines HP et BP

Le logiciel GasTurb permet d'obtenir ces résultats pour les autres éléments du turboréacteur. On a présenté la ligne d'adaptation de la turbine HP, du compresseur BP et de la turbine BP (Figures V.9, V.10 et V.11).

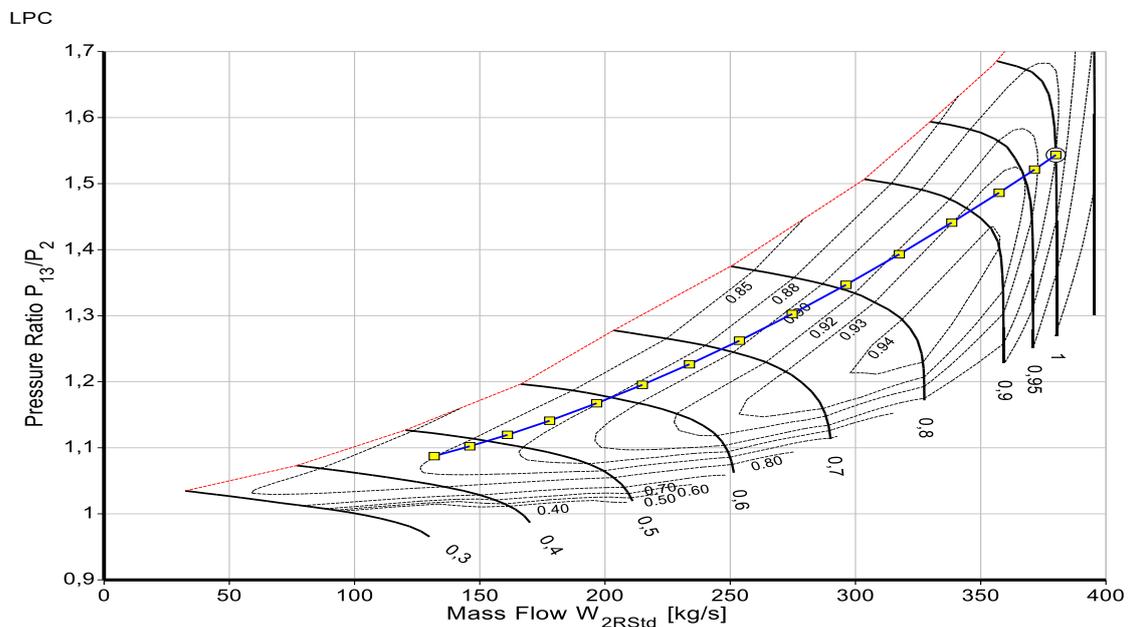


Figure V.8: Ligne d'adaptation du compresseur BP

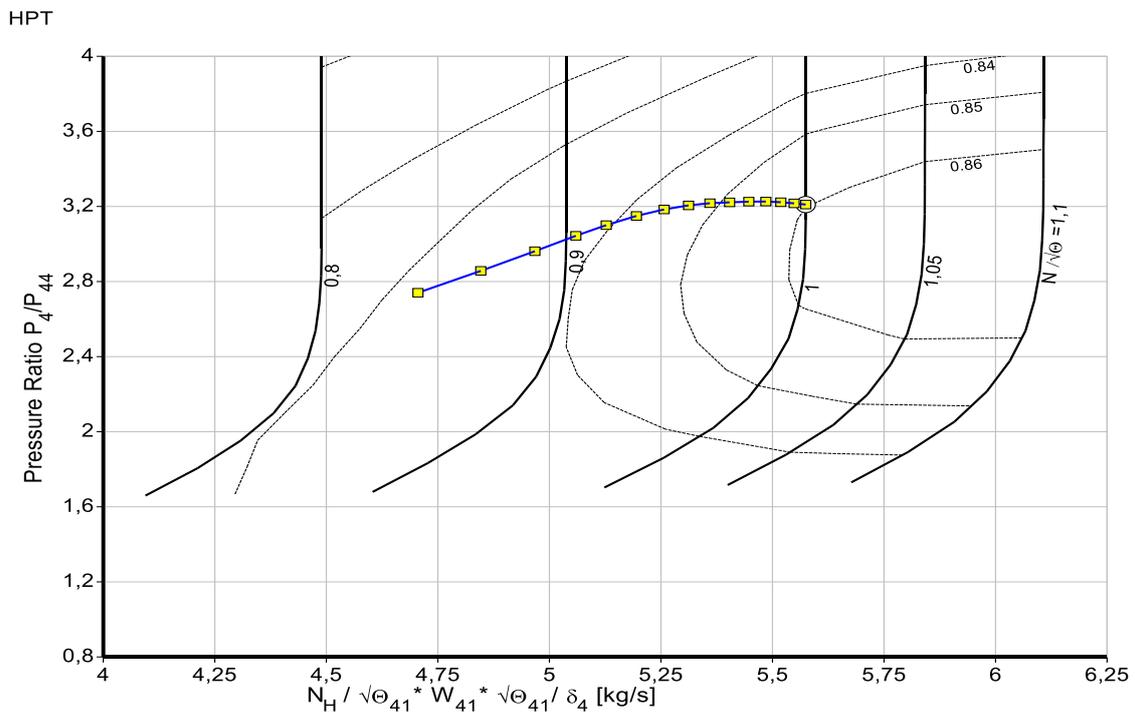


Figure V.9 : Ligne d'adaptation de la turbine HP.

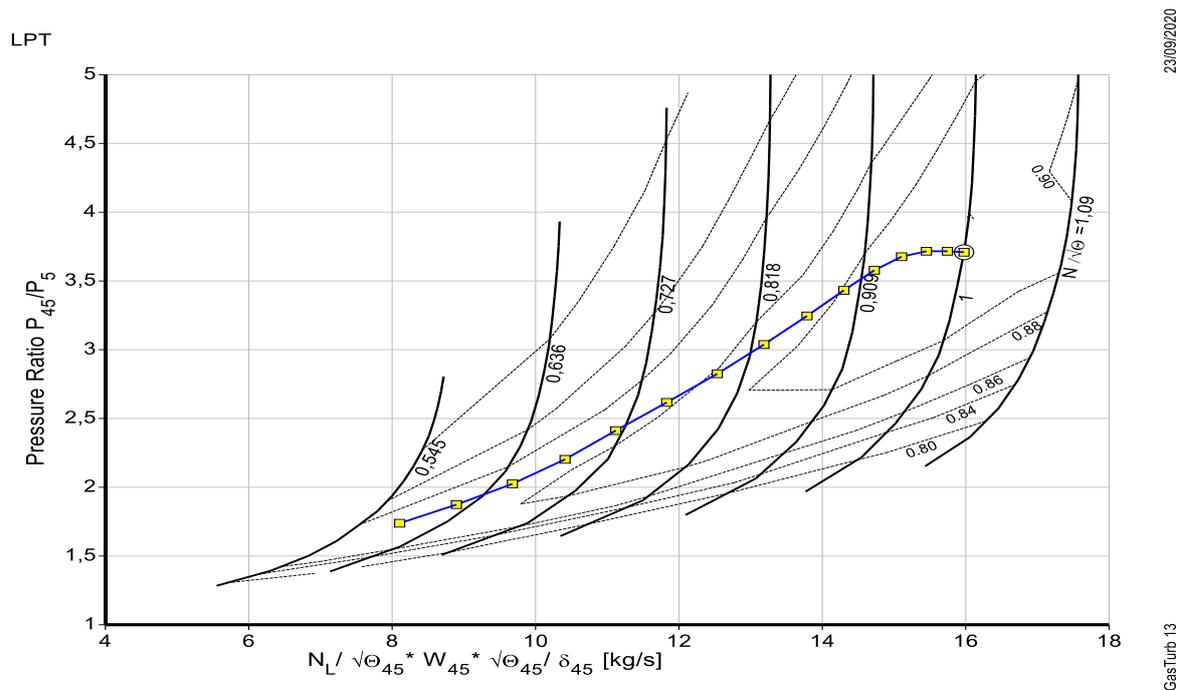


Figure V. 10: Ligne d'adaptation de la turbine BP.

Dans le cas des cartographies des turbines (Figures **V.10** et **V.11**), c'est conventionnellement le débit massique corrigé qui est utilisé en abscisse. En ordonnée, on trouve le rapport de pression ou l'efficacité isentropique de la turbine. Le paramètre des courbes est la vitesse de rotation corrigée, qui ne joue ici qu'un rôle secondaire.

On constate la grande souplesse d'adaptation des turbines aux différents régimes de fonctionnement : ce n'est que lorsqu'on veut très fortement réduire le rapport de pression ou la vitesse de rotation que les performances tendent à se dégrader. Cette souplesse tient en particulier à la stabilité d'écoulement dans les aubages liés au gradient de pression qui y règne. Mais, ce qui est surtout remarquable, c'est la stabilité du débit vers les hauts rapports de pression, qui provient du régime supersonique qui s'établit dans une partie au moins de la machine

V.3.3-Conclusion

Une étude thermodynamique et énergétique du moteur CFM56-7B a été présentée. Les calculs ont été effectués sous environnement MATLAB et les résultats analysés et graphiquement représentés sous environnement GASTURB. 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, les résultats obtenus ne s'écartent pas de façon sensible de ceux du constructeur (poussée nette, consommation Spécifique, ...).

Conclusion générale

Conclusion générale

Ce mémoire présente une étude numérique sur le calcul des fonctionnements de turboréacteurs de configuration variée tels que le point de fonctionnement stabilisé, le fonctionnement hors adaptation.

Le calcul de fonctionnement stabilisé (le point d'adaptation et la ligne de fonctionnement stabilisé) et le fonctionnement hors adaptation est basé sur la compatibilité thermodynamique telles que la conservation du débit massique et l'équilibre de puissances entre les compresseurs et les turbines. Le calcul des valeurs des paramètres thermodynamiques et des performances en régime adapté a été réalisé sous MATLAB ensuite par simulation avec le logiciel GasTurb, les résultats obtenus par les deux méthodes sont très proches de celles données par le constructeur. La simulation du fonctionnement non adapté et le tracé de la ligne de fonctionnement du compresseur HP ont été effectuées par GasTurb.

L'étude que nous avons amenée aboutit aux conclusions suivantes :

- ✓ Les fonctionnements stabilisés et hors adaptation d'un turboréacteur doivent être effectués dans la première partie du développement du moteur afin de vérifier que le turboréacteur puisse fonctionner dans toutes les missions imposées. Ces calculs préliminaires conduisent à déterminer le point de fonctionnement stabilisé.
- ✓ Le fonctionnement hors adaptation est déduit du fonctionnement stabilisé, qui peut être le vol en croisière, par exemple. En réalité, un turboréacteur doit être capable de fonctionner dans plusieurs conditions de vol.
- ✓ Les calculs sont donc effectués afin de connaître la performance du turboréacteur sur les autres conditions de vol lorsque le moteur sort du fonctionnement nominal. Cela revient à définir et à tracer les lignes de fonctionnement des composants sur les champs des caractéristiques toujours en supposant un fonctionnement avec la conservation du débit et l'équilibre mécanique du rotor.
- ✓ La plage de fonctionnement stable du compresseur haut pression est limitée par le pompage, c'est pour cela que plusieurs méthodes ont été développées pour contrer ce problème

Enfin nous voudrions ajouter que notre stage à Air Algérie, nous a permis de voir l'importance accordé par le service technique à la maintenance du parc moteur et le maintien de leurs performances.

Références bibliographiques

- [1] : L.Anseur et R.Ouaguenouni , « Élaboration d'un programme de régulation permettant un maintien des performances optimal pour des réacteurs à haute taux de dilution », PFE , USTHB, option thermo-énergétique , promotion 2003.
- [2] :Dr HENNI MANSOUR Zoubir, « Cours de thermopropulsion, Technologie de Turboréacteur ».
- [3] : KHODJA HADJER, ZIADI-CHIBANE SARA, « ETUDE DES PERFORMANCES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX CFM56-7B », PFE, Faculté de science de l'ingénieur Boumerdes, Promotion 2016/2017.
- [4] : OULID-AISSA NABIL ET HAMEK MOHAMED, « Détermination de la ligne d'adaptation du compresseur basse pression du turboréacteur JT8-15 » , PFE USTHB ,génie mécanique option thermo- énergétique promotion 2003-2004.
- [5] : KARIM BAKRET, HAMZA BENDHIB GUETARNI, « Analyse des performances Énergétiques d'un turboréacteur double-flux double-corps », PFE, université Abdel Hamid Ben Badis, Mostaganem, Promotion2018/2019.
- [6]: Mary Bellis. «History of the Jet Engine - Who Invented the Jet Engine», Article, USA, Updated July 23, 2019.
- [7] : KOHIL ABDELLAH, « Étude descriptive de moteur CFM56-7B et Maintenance du compresseur basse pression », PFE, université Saad Dehleb Blida., promotion ,2008 /2009.
- [8]: Centre d'instruction Air Algérie, document interne « cours théoriques sur le réaction » , 1975
- [9] : Flore Crevel, « Simulation numérique de l'écoulement en régime de pompage dans un compresseur axial multi-étage », PHD, Ecole Centrale de Lyon, 2013.
- [10] : LEHMANN.G ET LEPOURRY.P, « technologie des turboréacteurs », ,E.N.A.C, en France, 1980.
- [11] : LEHMANN.G ET LEPOURRY.P ; « circuit et contrôle du turboréacteur », E.N.A.C, France, 1993.
- [12] : PAWAREJ CHOMDEJ, « Élaboration d'un thermodynamique robuste de turboréacteur », PHD, De l'école nationale supérieur de l'aéronautique et de l'espace, 18 Octobre2006.
- [13]: James Large and Apostolos Pesyridis, « Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems», PHD, University London, Uxbridge UB8 3PH,7 May 2019.

Sites Consultés

[www. Snecma-motors.com](http://www.Snecma-motors.com)

www. Air Algérie.dz

www. L'avionnaire.com

www. Wikipedia.org / cycle turboréacteur

www.thoughtco.com/history-of-the-jet-engine-4067905. Consulté le 28/02/2019.

ANNEXE

Programme de calcul sur MATELAB « régime adapte »

```
% ..... Ligne d'adaptation compresseur .....
% .....

clear all
% ..... Lecture des données .....
% ..... Régime Adapté .....

dPF=0.98; % pertes de charge entrée Fan      [%]
dPCHP=0.98; % pertes de charge entrée CHP   [%]
dPCC=0.96; % pertes de charge entrée CC     [%]
dPTu1=0.98; % pertes de charge Tuyère primaire [%]
dPTu2=0.98; % pertes de charge Tuyère secondaire [%]
Phi=0.98; % coefficient de décharge Tuyère
TauF=1.5434; %Taux de compression Fan
RoF=0.98; %Rendement Fan
TauCBP=2.8; %Taux de compression CBP
RoCBP=0.86; %Rendement CBP
TauCHP=7.566; %Taux de compression CHP      '9'
PCI=43*10^6; %Pouvoir Calorifique Inférieur du Kérosène
RoCHP=0.98; %Rendement CHP
RoCC=0.98; %Rendement Chambre de Combustion
Rom=0.99; %Rendement Mécanique
RoTHP=0.9; %Rendement THP
RoTBP=0.9; %Rendement THP
TauTUY=3.827; %Taux de détente TUY
SII=0.2958; %Section sortie air secondaire [m2]
SI=1.0623; %Section sortie air primaire [m2]
% .....Take off (au sol)
% .....Air en Conditions standard ISA
P01 = 101325; %Pression atmosphérique      [Pa]
T01 = 288.15; %Température atmosphérique  [K]
gam = 1.4; %indice adiabatique air
ra = 287.05287; %costante de l'air [J/kg.K]
Cp = ra*gam/(gam-1);% Cp de l'air [J/kg.K]
a=exp(3090/T01);
cp=ra*(3.5-2.8*10e-5*T01+2.24e-8*T01^2+(3090/T01)^2*a/(a-1)^2);
gam=cp/(cp-ra);
Gamg =1.33; %indice adiabatique gaz brûlés

map = 66.335; %Débit massique air primaire (à travers CC)
mas=338.3; %Débit massique air secondaire
% .....Conditions Nominales (CN)
N1r=1; % vitesse réduite (CN)
M=0; % Avion au sol à l'arrêt

% ..... Section 1-1 ..... Entrée Fan / Entrée CBP
P1=P01*dPF;T1=T01;% Pertes de charge

% ..... Section F-F ..... Sortie Fan
PF=P1*TauF;%Pression sortie Fan
z=(gam-1)/gam;
WF=Cp*T1*(TauF^z-1)/RoF;%Travail absorbé par le Fan
TF=T1+(WF/Cp);%Température sortie Fan
```

```

% ..... Section 2-2 ..... Sortie CBP
P2=PF*TauCBP;%Pression sortie CBP
WCBP=Cp*TF*(TauCBP^z-1)/RoCBP;%Travail absorbé par le CBP
T2=TF+(WCBP/Cp);%Température sortie CBP

% ..... Section 2'-2' .... Entrée CHP
P2p=P2*dPCHP;T2p=T2;% Pertes de charge

% ..... Section 3-3 ..... Sortie CHP / Entrée CC
P3=P2p*TauCHP;%Pression sortie CHP
a=exp(3090/T2);
cp=ra*(3.5-2.8*10e-5*T2+2.24e-8*T2^2+(3090/T2)^2*a/(a-1)^2);
gam=cp/(cp-ra);
%cp=ra*gam/(gam-1);

WCHP=cp*T2p*((TauCHP^((gam-1)/gam))-1)/RoCHP;%Travail absorbé par le CHP
T3=T2p+(WCHP/cp);%Température sortie CHP

% ..... Section 4-4 ..... Sortie CC / Entrée THP
P4=P3*dPCC;% Pertes de charge
T4=1681.418;%Température gaz brûlés
%Cpg=878+0.208*(T4+0.48*T3);%Cp gaz brûlés [J/kg.K]
%Calcul de Cp gaz brûlés en fonction de la température
%Source de la relation
% Aydin H, Turan O, Karakoc TH, Midilli A. Exergetic sustainability
% indicators as a tool in commercial aircraft: A case study for a
% turbofan engine. Int J Green Energy. 2015;12:28-40.
Cpg=0.975+0.000126*T4+1.415*T4^2/10^7-6.375*T4^3/10^11;%Cp gaz brûlés
[kJ/kg.K] T en [K]
Cpg=Cpg*1000;%Cp gaz brûlés [J/kg.K]
Rg=Cpg*(Gamg-1)/Gamg;%costante gaz brûlés [J/kg.K]

mc=Cpg*(T4-T3)/PCI*RoCC;%débit massique carburant [kg/s]

% ..... Section 5-5 ..... Sortie THP / Entrée TBP
ma=0.04;%débit prise d'air
WTHP=WCHP/Rom*(1-ma)*(1+mc);%Travail délivré par la THP
T5=T4-(WTHP/(Cpg));%Température sortie THP
T5is=T4-(WTHP*RoTHP/(Cpg));%Température sortie THP
TauTHP=(T4/T5is)^(Gamg/(Gamg-1));

P5=P4/TauTHP;%Pression sortie CHP

%WTHP=WCHP*(map/(map+mc))/Rom;%Travail délivré par la THP
%Cp5=Gamgb-1)*R/Gamgb;%Cp gaz brûlés [J/kg.K]

% ..... Section 6-6 ..... Sortie TBP
Y=5.1;%Taux de dilution
%WTBP=(map*WCBP+(map+mas)*WF)/(Rom*(map+mc));%Travail délivré par la TBP
WTBP=(Y*WF+WF+WCBP)/Rom*(1-ma)*(1+mc);%Travail délivré par la TBP

T6=T5-(WTBP/Cpg);%Température sortie TBP
TauTBP=(1-(1-T6/T5)/RoTBP)^(Gamg/(1-Gamg));%Taux de détente TBP
P6=P5/TauTBP;%Pression sortie TBP

```

```

% ..... Section 7-7 ..... Sortie Tuyère primaire
P7=P6*dPTu1;T7=T6;% Pertes de charge tuyère primaire
TauTu1=P7/P01;B=1/TauTu1;%Taux de détente tuyère primaire

Cpg=0.975+0.000126*T7+1.415*T7^2/10^7-6.375*T7^3/10^11;%Cp gaz brûlés
[kJ/kg.K] T en [K]
Cpg=Cpg*1000;%Cp gaz brûlés [J/kg.K]
%Rg=Cpg*(Gamg-1)/Gamg; %costante gaz brûlés [J/kg.K]
Gamg=Cpg/(Cpg-Rg); %costante gaz brûlés [J/kg.K]

Ct1=Phi*sqrt(2*Cpg*T7*(1-B^((Gamg-1)/Gamg)));
Ct1r=sqrt(2*Gamg*Rg*T7/(Gamg+1));

% ..... Section II-II .... Sortie Tuyère secondaire
PII=PF*dPTu2;TII=TF;% Pertes de charge tuyère secondaire
TauII=PII/P01;B=1/TauII;%Taux de détente tuyère secondaire
CtII=Phi*sqrt(2*Cp*TII*(1-B^((gam-1)/gam)));
CtIIr=sqrt(2*gam*ra*TII/(gam+1));
lamII=CtII/CtIIr;ZII=lamII/1.095;MII=ZII/sqrt(1-0.2*ZII^2);
qII=1.728*MII/((1+0.2*MII^2)^3);
mII=ma*SII*P7*qII/sqrt(TII);
mI=mII/Y;
mtot=mI+mII;
q1=mtot*sqrt(T1)/(mas*SI*P1);

V=M*sqrt(gam*ra*T01);% vitesse de vol

F = mI*(Ct1r-V)+mII*(CtIIr-V); %La poussée

%..... Résultats régime adapté .....
%Poussee F=125210 N
%Consommation horaire Cch=6416.05 kg/h
%Consommation spécifique Csp=0.0512 kg/N.h

n=0;

```