

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**  
**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE**  
**SCIENTIFIQUE**  
**UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA BOUMERDES**



Faculté de Technologie  
Département Génie Mécanique

## Mémoire de Master

En vue de l'obtention du diplôme de **MASTER** en :

**Filière : Génie mécanique**

**Spécialité : installation énergétique et turbomachines**

### **THEME**

**Analyse technico-énergétique et étude de phénomène de  
pompage et l'anti pompage du turboréacteur CFM56-7b**

Présenté par :

- MEZIANE TOUFIK
- EL ALI NADIM

Promotrice : Mme. BAHLOUL

**Promotion 2021- 2022**

# REMERCIEMENTS

Nous remercions **DIEU** tout puissant qui nous a donné le courage, la force et la volonté pour réaliser ce modeste travail

Nos remerciements sont formulés aussi à nos parents de nous avoir élevé, instruit, Pour tous leurs sacrifices, les mots s'épuisent sans doute, mais vous comprendrez que Tout un univers de paroles ne pourrait suffire pour vous dire merci.

Nous remercions plus vivement toute l'équipe « AIR ALGERIE » à qui nous devons Notre respect et notre parfaite considération, particulièrement à Madame KOUSSA et Monsieur TRARI et Monsieur KARIM pour sa gentillesse, son aide précieuse et ses encouragements.

Nous tenons à exprimer nos gratitude à Madame BAHLOUL pour la confiance qu'elle a bien voulu nous accorder et proposer ce sujet. Nous la remercions pour le temps qu'elle a accepté de consacrer aux nombreux problèmes qui se sont posés tout au long de ce mémoire. Qu'elle trouve ici le témoignage de nos profondes reconnaissances.

Une pensée pleine de reconnaissance à tous les enseignants du département de génie mécanique et de la filière installation énergétique et turbomachine, qui ont contribué à notre formation pendant toute la durée de nos études.

En fin Nous remercions tous les personnes qui, de près ou de loin ont contribué à ce mémoire

## **DEDICACE**

*Je dédie ce modeste travail de fin d'étude à :*

*Mes parents, les plus chers dans ma vie, eux qui ont  
souffert sans se plaindre à*

*M'élever, afin que j'atteigne ce niveau, eux qui m'ont  
soutenu dans ma joie,*

*Dans ma tristesse, dans ma fatigue et dans mes moments de faiblesse.*

*A mes grands-parents*

*A mon cher frère SOFIANE*

*A toute mes familles « MEZIANE Et RABAHI » sans exception.*

*A mes chers cousins*

*A mon binôme et mon frère NADIM*

*A mes chers amis : ALI, BADREDINE, LYES , ZAKI ,  
OUSSAMA , RABIE , SOHEIB, MEHDI, WASSIM  
, IDRIS , HICHAME , IMAD*

*Enfin, Je tiens à remercier tous ceux et celles qui ont  
contribué de près et de loin à l'élaboration de ce travail.*

**TOUFIK**

## **DEDICACE**

*A ma chère mère, pour tous ses sacrifices, son amour, sa tendresse, son soutien et sa prière tout au long de mes études.*

*Celui qui fait tout son possible pour me réussir dans ma vie, mon  
Cher père ABDALLAH*

*A mes grands-pères El Ali HILAL et AMIR MOHAMED el SAID*

*A Ma grand mere SAIDANI ZOUHRA*

*A ma chère sœur pour leur encouragement permanent et leur soutien moral.*

*A toute la famille El Ali, AMRI, KOUIDR, DJEMALI, LMAOUCHE*

*A mes chers cousins*

*A mon binôme et mon ami TOUFIK*

*A mes chers amis : ALI, BADREDINE, LYES , ZAKI ,  
OUSSAMA , RABIE , SOHEIB,MEHDI, WASSIM  
,IDRIS .*

*A toute la promotions 2eme année master installation énergétique et turbomachine*

*Tous ceux qui sèment le bonheur sur mon chemin  
A tous ceux que j'aime*

**Nadim**

## **Résumé :**

Notre recherche s'inscrit dans le domaine Génie mécanique et se positionne plus précisément dans la spécialité **installations énergétiques et turbomachines** . Cette étude est une contribution à l'étude du phénomène de pompage et anti-pompage dans le compresseur d'un moteur d'avion CFM56-7b , pour ceci nous avons effectué un séjour scientifique au sein de l'entreprise Air ALGERIE.

le phénomène de pompage est un problème aérodynamique de l'écoulement dans un compresseur s'accompagne d'une inversion du sens de débit et d'augmentation de taux de compression. Le présent travail décrit ce phénomène et ses conséquences pour le compresseur centrifuge installé dans le turboréacteur CFM56-7b . Bien entendu, ce compresseur est équipé de dispositifs de protection contre le pompage pour prévenir ce phénomène , c'est système automatique de régulation du débit de vannes appelé circuit anti pompage. Les obtenus sont résultats satisfaisant qui permet de maintenir et d'assurer le bon fonctionnement et perfectionnement du rendement du turboreacteur.

**Mots clés:** turboréacteur, compresseur, pompage , taux de compression ,débit, anti pompage , vannes, maintenir, rendement

## **Abstract :**

Our research is part of the Mechanical Engineering field and is more specifically positioned in the specialty of energy installations and turbomachine. This study is a contribution to the study of the phenomenon of pumping and anti-pumping in the compressor of a CFM56-7b aircraft engine, for this we carried out a scientific stay within the company Air ALGERIA.

The phenomenon of pumping is an aerodynamic problem of the flow in a compressor is accompanied by a reversal of the direction of flow and increase in compression ratio. The present work describes this phenomenon and its consequences for the centrifugal compressor installed in the CFM56-7b turbojet. Of course, this compressor is equipped with protection devices against pumping to prevent this phenomenon, it is an automatic system for regulating the flow of valves called an anti-pumping circuit. The results obtained are satisfactory, which makes it possible to maintain and ensure the proper functioning and improvement of the performance of the turbojet engine.

**Keys-words:** turbojet, compressor, surge, compression ratio, flow rate, anti surge, valves, maintain, efficiency

## ملخص :

يعد بحثنا جزءاً من مجال الهندسة الميكانيكية ويتم تحديد موقعه بشكل أكثر تحديداً في تخصص منشآت الطاقة والآلات التوربينية. هذه الدراسة هي مساهمة في دراسة ظاهرة الضخ ومقاومة الضخ في ضاغط محرك الطائرة CFM56-7b ، لذلك قمنا بإقامة علمية داخل شركة Air ALGERIA.

ظاهرة الضخ هي مشكلة ديناميكية هوائية للتدفق في الضاغط مصحوباً بانعكاس اتجاه التدفق وزيادة نسبة الانضغاط. يصف العمل الحالي هذه الظاهرة وعواقبها على ضاغط الطرد المركزي المركب في المحرك التوربيني CFM56-7b. بالطبع هذا الضاغط مزود بأجهزة حماية من الضخ لمنع هذه الظاهرة ، فهو نظام أوتوماتيكي لتنظيم تدفق الصمامات يسمى الدائرة المضادة للضخ. النتائج التي تم الحصول عليها مرضية ، مما يجعل من الممكن الحفاظ وضمان الأداء السليم وتحسين أداء المحرك التوربيني.

الكلمات المفتاحية: توربوجيت ، ضاغط ، اندفاع ، نسبة الضغط ، معدل التدفق ، مقاومة الاندفاع ، الصمامات ، الصيانة ، الكفاءة

## 1. Symboles latins

a : Vitesse du son [ m/s ]

C<sub>p</sub> : Chaleur massique à pression constante [J/kg .K]

C<sub>v</sub> : Chaleur massique à volume constante [J/kg .k]

h : Enthalpie [J]

C<sub>cH</sub> : consommation horaire [kg/h]

CSP : consommation spécifique [kg/h.N]

F : poussé [N]

F<sub>spc</sub> : poussé spécifique [ N/ kg.s]

PCI :pouvoir calorifique inferieur [J/kg.k]

M :nombre de mach

N<sub>1</sub> : nombre de tour [tr/min]

m<sub>a</sub> : débit massique d'air [kg/s]

m<sub>c</sub> : débit massique de carburant [kg/s]

Q : chaleur [watt]

W : travail [watt]

P : pression [pa]

S : entropie [J. kg<sup>-1</sup> k<sup>-1</sup>]

α : dosage

r : richesse

C : la vitesse tangentielle

C<sub>m</sub> : la vitesse axiale [ms<sup>-1</sup>]

T : température [k]

## 2. Symboles grecs

K<sub>B</sub> :constante de Boltzmann

γ :coefficient de la place

---

**Liste d'abréviation**

GE	General Electric
SNECMA	société nationale d'étude et de construction du moteur d'avion
APU	auxiliary power unit
VSV	variable stator van
VBV	variable bleed valves
AGB	accessory Gear box
NG	New generation
DAC	Double annular Combustor
SAC	Simple annular combustor
HPT	High pressure turbine
LPT	Low pressure turbine
HPC	High pressure compressor
LPC	Low pressure compressor
OGV	outlet guide vanes

# *Sommaire*

## Introduction générale

### Chapitre I: Présentation de la société AIR ALGERIE

Introduction	3
I.1. Présentation globale de la compagnie AIR ALGERIE	3
I.2. Historique d'Air Algérie	3
I.3. Situation géographique	4
I.4. Missions et objectifs d'Air Algérie	4
I.4.1 Missions	4
I.4.2 Objectifs	5
I.5. LA FLOTTE D'AIR ALGERIE	5
I.6. Les différents ateliers au niveau d'hangar H400	6
I.6.1 Le soudage	6
I.6.2 Le sablage	6
I.6.3 Le nettoyage chimique	7
I.6.4 Peinture	7
I.6.5 Roulement	7
I.6.6 NDT : NON DESTRUCTIVE TESTING	7
I.6.7 Atelier CFM	8
I.6.8 Atelier APU	9
I.6.9 Atelier CF6	10
I.6.10 Atelier GEAR-BOX	11
I.6.11 Atelier Hélices	12
I.6.12 Atelier roulement	13
I.6.13 Atelier Equilibrage	13
I.6.13.1 Equilibrage Statique	13
I.6.13.2 Equilibrage dynamique	14
I.6.14 Atelier CFM	15
I.6.15 Atelier Alisson	15
I.7. Banc d'essai moteur	16
I.7.1 Banc d'essai turbopropulseurs	16
I.7.2 Banc d'essai turboréacteur	17
Conclusion	17

### Chapitre II : Généralités sur les turboréacteurs

Introduction	18
II.1. Définitions	18
II.2. Historique	19
II.3. Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique	21

II.3.1 L'action et la réaction	21
II.3.2 Principe de fonctionnement	21
II.3.3 Le cycle thermodynamique du turboréacteur	22
II.4. Principaux composants d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant	23
II.4.1 Le diffuseur	23
II.4.2 La soufflante	24
II.4.3 Les compresseurs	24
II.4.3.1 Les compresseurs axiaux	25
II.4.3.2 Les compresseurs centrifuges	26
II.4.4 La chambre de combustion	27
II.4.5 Les turbines	28
II.4.5.1 Les turbines axiales	28
II.4.5.1.1 Le distributeur :	29
II.4.5.1.2 Le rotor	30
II.4.5.2 Les turbines centripètes :	30
II.4.6 La tuyère d'éjection :	31
II.4.7 Les paliers et les enceintes	31
II.5. Les différents types de turboréacteur	32
II.5.1 Turboréacteur à compresseur centrifuge	32
II.5.2 Le turboréacteur à compresseur axial	33
II.5.2.1 Turboréacteur simple flux mono-corps	33
II.5.2.2 Turboréacteur simple flux double-corps	33
II.5.2.3 Turboréacteur double flux mélangés	34
II.5.2.4 Turboréacteur avec postcombustion	34
II.5.2.5 Turboréacteur double flux avec grande soufflante	35
Conclusion:	36

### Chapitre III : Description de moteur CFM56\_7B

INTRODUCTION	37
III.1. Description du réacteur CFM56-7B	37
III.2. CARACTERISTIQUES techniques et énergétiques DU MOTEUR CFM56-7B	38
<b>B</b> DISCRIPTION DU SYSTEME FADEC	39
III.3.1 INTRODUCTION AU SYSTEME FADEC :	39
III.3.2 LES COMPOSANTS DE FADEC :	39
III.3.3 DESEIGN DE FADEC :	40
III.3.4 UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR – EEC :	40
III.3.5 Prise d'identification moteur (Identification Plug) :	41
III.3.6 SONDES DU MOTEUR :	42
III.3.7 LE CABLAGE MOTEUR :	43
III.3.8 CIRCUIT DE GRAISSAGE :	43
III.3.8.1 ROLE DU CIRCUIT DE GRASSAGE :	43
III.3.8.2 COMPOSITION DU CIRCUIT GRAISSAGE :	44
III.3.8.3 CONTROLE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :	44
III.3.9 CIRCUIT DE DEMARRAGE ET ALLUMAGE :	45
III.3.9.1 CIRCUIT DE DEMARRAGE :	45
III.3.9.2 CIRCUIT D'ALLUMAGE :	46

III.3.9.2.1 CIRCUIT GAUCHE :	46
III.3.9.2.2 CIRCUIT DROIT :	46
III.3.10 COMMANDES ET CONTROLE :	47
III.3.10.1 PANNEAU DE DEMARRAGE :	47
III.3.10.2 SELECTEUR DE DEMARRAGE :	47
III.3.10.3 SELECTEUR D'ALLUMAGE :	48
III.3.11 CIRCUIT REVERSE :	48
III.3.12 CIRCUIT DE COMMANDE :	49
III.4. LES DIFERENTS MODULES DU MOTEUR	49
III.4.1 Le module major fan and booster	50
III.4.2 Module major core	51
III.4.3 Module major LPT	51
III.4.4 Module d'entraînement d'accessoires	51
III.5. LES STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CFM56-7B :	52
III.6. ELEMENTS CONSTITUTIFS DU MOTEUR :	53
III.6.1 Entre d'air	53
III.6.2 L'AGB	54
III.6.3 LE COMPRESSEUR	55
III.6.3.1 Définition d'un étage de compresseur :	56
III.6.3.2 Généralité sur le Compresseur axial double corps de moteur CFM56-7B	56
III.6.3.3 Compresseur basse pression :	56
III.6.3.3.1 Fan (soufflante)	57
III.6.3.4 Compresseur haute pression :	60
III.6.3.5 Avantage du compresseur double corps	62
III.6.4 La chambre à combustion	63
III.6.5 La turbine	67
III.6.5.1 Fonctionnement	68
III.6.5.2 Turbine haute pression	68
III.6.5.3 Turbine basse pression	69
III.7. Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux :	72
III.7.1 Les avantages :	72
III.7.2 Les inconvénients :	72
Conclusion	72

#### Chapitre IV : Analyse énergétique d'un turboréacteur CFM 56-7B

Introduction	74
IV.1. Phénomène de pompage	74
Définition	74
IV.1.1 Caractéristiques de phénomène de pompage	74
IV.1.2 COURBES CARACTERISTIQUES DU FONCTIONNEMENT D'UN COMPRESSEUR:	75
IV.1.3 LE PHENOMENE DE POMPAGE DANS LES COMPRESSEURS AXIAUX :	77
IV.1.3.1 PRESENTATION DU PROBLEME:	77
IV.1.4 MARGE AU POMPAGE ET L'ENVIRONNEMENT DU COMPRESSEUR:	78
IV.1.4.1 DEFINITION QUANTATIVE DE MARGE AU POMPAGE:	78
IV.1.4.2 LES EFFETS DE L'ENVIRONNEMENT SUR LA MARGE AU POMPAGE:	79

IV.1.4.3 AUTRES ELEMENTS PERMETTANT L'AMELIORATION DE LA MARGE AU POMPAGE:	80
IV.1.4.4 LES CAUSES DE POMPAGE :	80
IV.1.4.5 FAIBLE REGIME :	80
IV.1.4.6 CONDITION DE VOL:	81
IV.1.4.6.1 le pompage tournant:	81
IV.1.4.6.2 L'influence de la température :	82
IV.1.4.6.3 effet de la viscosité :	82
IV.1.4.6.4 Influence de l'entrée d'air :	83
IV.1.5 AUTRE CAS DE POMPAGE :	83
IV.1.6 Les conséquences du pompage:	84
IV.1.7 LES REMEDES DE POMPAGE (dispositifs anti-pompage):	84
IV.1.7.1 Principe de fonctionnement les dispositifs anti-pompage :	85
IV.1.7.1.1 Vanne de décharge :	85
IV.1.7.1.2 Aubages détecteurs d'entrée à calage variable (appelée aussi aubage de pré rotation à calage variable):	86
IV.1.7.1.3 aubage du stator a calage variable:	88
IV.2. ANTI -POMPAGE [18]	88
INTRODUCTION :	88
IV.2.1 ELECTRONIQUE CONTROLE UNITE (EEC) :	89
IV.2.1.1 Définition et rôle de la EEC:	89
IV.2.1.2 Les paramètres fournis par le EEC:	92
IV.2.1.3 ALIMENTATION ELECTRIQUE DE LA EEC :	92
IV.2.1.4 REPROGRAMMATION DE LA EEC:	92
IV.2.2 Description générale d'unité hydromécanique (HMU):	93
IV.2.2.1 Définition:	93
IV.2.2.2 La HMU est relie électriquement à ces composants :	93
IV.2.2.3 La HMU aux lignes de connexion hydrauliques suivants :	93
IV.2.2.4 Emplacement de l'unité hydromécanique (IIMU):	95
IV.2.2.5 Les éléments constituent de la HMU:	95
IV.2.3 LES AUBAGES DU STATOR A CALAGE VARIABLE (VSV):	98
IV.2.3.1 Description générale :	98
IV.2.3.2 Les aubes de pré-rotation à calage variable (IGV):	98
IV.2.3.3 Aubage du stator à calage variable (VSV):	99
IV.2.4 LES COMPOSANTS DU SYSTEME (VSV):	99
IV.2.5 L'emplacement des composants du système de VSV:	99
IV.2.6 Caractéristiques fonctionnelles du vérin de VSV:	100
IV.2.7 Description du vérin de commande du système de VSV:	101
IV.2.8 FONCTIONEMENT DU SYSTEME DE VSV :	101
IV.2.9 MODE OPERATIONS:	103
IV.2.10 LES VANNES DE DECHARGE (VBV) :	104
IV.2.10.1 Description générale:	104
IV.2.10.2 LES COMPOSANTES DE SYSTEME DE VBV:	104
IV.2.10.3 EMLACEMENT DES COMPOSENTS DE VBV :	105
IV.2.10.4 DESCRIPTION DU VERIN DE COMMANDE DE VBV:	106
IV.2.10.5 Description des vannes de décharge :	106
IV.2.10.6 FONCTIONEMENT DES VANNES DE DECHARGE (VBV):	106
IV.2.10.7 MODE OPERATIONS:	108

CONCLUSION:	108
-------------	-----

## Chapitre V : Étude énergétique CFM 56-7B

Introduction	110
V.1. Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps [20]	110
V.1.1 La puissance	110
V.1.2 La gamme de poussées	110
V.1.3 La masse	110
V.1.4 Le débit d'air absorbé	110
V.1.5 La consommation en carburant	111
V.1.6 La fiabilité	111
V.1.7 Le bruit	111
V.1.8 La pollution atmosphérique	111
V.1.9 Cycle thermodynamique	112
V.1.9.1 Cycle à double flux séparés [21]	112
V.1.9.1 Cycle à double flux mélangés (à dilution) [22]	113
V.2. Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux Double corps	114
V.2.1 Cas d'un turboréacteur à double flux séparés	114
V.2.2 Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution)	116
V.3. Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B :	118
V.3.1 Décomposition du CFM56-7B :	118
V.3.1.1 Hypothèse de calcul :	119
V.3.2 Données de calcul :	119
V.3.3 Calcul des paramètres de performances pour un cas constant :	121
V.3.4 Calcul de la vitesse et du nombre de Mach au point A :	121
V.3.5 Calcul de la pression et de la température au point B :	122
V.3.6 Calcul de l'enthalpie au point C :	123
V.3.7 Calcul de la pression, la température et l'enthalpie au point E :	124
V.3.8 Calcul de l'enthalpie et de la température au point B' :	125
V.3.9 Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point E" (après le mélange) :	126
V.3.10 Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point F" :	127
V.3.11 Calcul des débits massique :	129
V.3.12 Calcul de la poussée :	130
V.3.13 Calcul de la poussée spécifique :	130
V.3.14 Calcul de la consommation spécifique :	130
V.3.15 Calcul de la puissance calorifique :	130
V.3.16 Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) théorique :	130
V.3.17 Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) réelle :	130
V.3.18 Calcul de la puissance de propulsion :	130
V.3.19 Calcul du rendement thermique (thermodynamique) théorique :	131
V.3.20 Calcul du rendement thermique (thermodynamique) réel :	131
V.3.21 Calcul du rendement interne :	131
V.3.22 Calcul du rendement de propulsion :	131
V.3.23 Calcul du rendement global :	131
V.4. Les paramètres de performances pour variable nombre de mach :	132
V.5. Les paramètres de performances pour taux de compression :	133

V.5.1 Compresseur Basse Pression :	135
V.5.2 Compresseur Haute Pression :	136
Conclusion :	137
Conclusion générale	

## *Liste des figures*

### **Chapitre 1:**

Figure I 1 Plan du H-400 .....	6
Figure I 2 Produits dans des bains .....	7
Figure I 3 Atelier NDT .....	8
Figure I 4 Moteur CFM56-7B .....	9
Figure I 5 Moteur APU .....	9
Figure I 6 Moteur APU .....	10
Figure I 7 Moteur CF6 .....	11
Figure I 8 Turbo-propulseur .....	11
Figure I 9 Boite à engrenage .....	12
Figure I 10 Moteur à hélices .....	12
Figure I 11 Roulement .....	13
Figure I 12 Equilibrage Statique .....	14
Figure I 13 Equilibrage dynamique .....	14
Figure I 14 Moteur CFM 56-7B .....	15
Figure I 15 Alisson T56 .....	16
Figure I 16 Banc d'essai turbopropulseurs .....	16
Figure I 17 Banc d'essai turboréacteur .....	17

### **Chapitre 2 :**

Figure II : 1 Réacteur de l'A380 .....	18
Figure II : 2 Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1) .....	19
Figure II : 3 Le Heinkel He 178 .....	20
Figure II : 4 Le Junkers Jumo 004 .....	20
Figure II : 5 Principe d'action et de réaction .....	21
Figure II : 6 Principe de fonctionnement d'un turboréacteur .....	22
Figure II : 7 Diagramme (T-S) du cycle réel d'un turboréacteur simple flux en vol .....	23
Figure II : 8 Coupe longitudinal d'un réacteur double flux double corps .....	23
Figure II : 9 La soufflante d'un CF6-80 E1 .....	24
Figure II : 10 Une partie d'un compresseur axial .....	25
Figure II : 11 Schéma du fonctionnement d'un étage de compresseur .....	26
Figure II : 12 Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif .....	26
Figure II : 13 Chambre de combustion .....	27
Figure II : 14 Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion .....	28
Figure II : 15 Un étage d'une turbine axiale .....	29
Figure II : 16 Aubes d'un distributeur .....	29
Figure II : 17 Ailette d'un rotor .....	30
Figure II : 18 Turbine centripète .....	30
Figure II : 19 Coupe d'une tuyère d'éjection .....	31
Figure II : 20 Principe de lubrification d'un palier .....	32
Figure II : 21 Turboréacteur à compresseur centrifuge .....	32
Figure II : 22 Turboréacteur simple flux mono-corps .....	33
Figure II : 23 Turboréacteur simple flux double-corps .....	33
Figure II : 24 Turboréacteur double flux mélangés .....	34

Figure II : 25 Turboréacteur avec postcombustion .....	35
Figure II : 26 Turboréacteur double flux avec grande soufflante .....	35

### Chapitre 3 :

figure III. 1 Vue interne du CFM56-7B.....	37
figure III. 2 les différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing .....	38
figure III. 3 Le but de FADEC .....	39
figure III. 4 Les composants de FADEC .....	39
figure III. 5 Design de FADEC .....	40
figure III. 6 Electronique contrôle moteur.....	41
figure III. 7 Prise d'identification moteur .....	42
figure III. 8 Les sondes du moteur .....	43
figure III. 9 Le câblage moteur .....	43
figure III. 10 circuit de graissage.....	45
figure III. 11 circuit de démarrage .....	46
figure III. 12 LE CIRCUIT DE D'ALLUMAGE .....	47
figure III. 13 Les modules du moteur CF M 56-7b .....	50
figure III. 14 ventilateur et booster .....	51
figure III. 15 Les stations aérodynamiques du moteur CF M56-7b .....	53
figure III. 16 DESCRIPTION LES ELEMENTS DE CONE.....	53
figure III. 17 les accessoires de moteur sur l'AGB .....	54
figure III. 18 le carter Fan .....	59
figure III. 19 la position de la vanne de décharge .....	60
figure III. 20 la position de la vanne de décharge .....	62
figure III. 21 la chambre à combustion annulaire. ....	63
figure III. 22 Photo d'une chambre annulaire .....	64
figure III. 23 les différents éléments qui constituent la chambre à combustion .....	65
figure III. 24 l'entrée d'air primaire et secondaire .....	66
figure III. 25 les aubes du rotor .....	68
figure III. 26 turbine haute pression.....	69
figure III. 27 Turbine basse pression.....	70

### Chapitre 4:

Figure IV. 1 un banc d'essai de compresseur .....	75
Figure IV. 2 Diagramme de fonctionnement d'un compresseur er allure de la ligne de pompage .....	76
Figure IV. 3 diagramme montrant la ligne de pompage .....	76
Figure IV. 4 Courbe iso rendement.....	77
Figure IV. 5 propagation du décollement tournant .....	81
Figure IV. 6 Effet de la viscosité.....	83
Figure IV. 7 les 2 cas de pompage .....	84
Figure IV. 8 Système de vanne de décharge .....	86
Figure IV. 9 aubage de pré rotation à calage variable.....	87
Figure IV. 10 système de regulation .....	87
Figure IV. 11 Géométrie variable des stators .....	88
Figure IV. 12 l'emplacement de EEC.....	91
Figure IV. 13 Connection de la EEC.....	91
Figure IV. 14 unité hydro-mécanique.....	94
Figure IV. 15 Rétablissement du bon fonctionnement aux bas régimes .....	98

Figure IV. 16 l'emplacement des composants du système (VSV).....	100
Figure IV. 17 FIGURE COPMPOSANTE DE VSV.....	101
Figure IV. 18 FONCTIONRMRNT DE SYSTHEME VSV .....	103
Figure IV. 19 REMPLACEMENT DE VBV .....	105

### Chapitre 5 :

Figure V. 1 Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux séparés. ....	113
Figure V. 2 Diagramme (T-S) du cycle à dilution. ....	114
Figure V. 3 Turboréacteur à double flux séparés. ....	114
Figure V. 4 Turboréacteur à double flux mélangés. ....	116
Figure V. 5 Décomposition du turboréacteur CFM56-7B.....	119
Figure V. 6 Schéma qualitatif entre le point A et B' .....	122
Figure V. 7 Schéma qualitatif entre le point B et C .....	123
Figure V. 8 Schéma qualitatif entre le point C et E.....	124
Figure V. 9 Schéma qualitatif entre le point E et F'' .....	127
Figure V. 10 variation des rendements CFM56-7B en fonction de taux de compression.....	134
Figure V. 11 Fonctionnement du compresseur BP en accélération .....	135
Figure V. 12 Fonctionnement du compresseur HP en accélération.....	137

## Liste des tableaux

Tableau I: 1 La flotte d'AIR ALGERIE .....	5
Tableau III. 1 Caractéristiques du moteur cfm56-7b.....	38
Tableau IV. 1 Les remedes et les causes.....	85
Tableau IV. 2 Caractéristiques fonctionnelles du vérin de VSV.....	100
Tableau V. 1 données de calculs de CFM56-7B.....	119
Tableau V. 2 Données de calcul du turboréacteur CFM56-7B .....	121
Tableau V. 3 calcul des paramètres de A B .....	123
Tableau V. 4 calcul des paramètres de la chambre de combustion.....	123
Tableau V. 5 calcul des paramètres de la turbine haute pression et la turbine basse pression .....	125
Tableau V. 6 calcul des paramètres thermodynamique de la tuyère .....	128
Tableau V. 7 Résultats après les calculs .....	129
Tableau V. 8 Résultats de Calcul des paramètres de performance de CFM56-7B.....	131
Tableau V. 9 variation des performance Tableau IV. 11: variation des rendements de CFM56-7B .....	132
Tableau V. 10 variation des rendements de CFM56-7B en fonction de nombre de mach.....	133
Tableau V. 11 variation des performances de CFM56-7B en fonction de taux de compression.....	133
Tableau V. 12 variation des rendements CFM56-7B en fonction de taux de compression.....	134
Tableau V. 13 Résultats du compresseur BP. ....	135
Tableau V. 14 Résultats du compresseur HP.....	136

# **Introduction générale**

## Introduction générale

Les turbomachines de compression forment une famille importante d'appareils qui permettent d'échanger de l'énergie avec le fluide qui les traverse. On les rencontre dans un grand nombre d'applications industrielles: Production d'électricité (turbine à gaz) ; Propulsion (turboréacteur); lourde (turbocompresseurs), chimique, la médecine..... De 1950 à nos jours, la recherche de la performance de ces turbomachines de compression est devenue un objectif pour tous les exploitants et les constructeurs.

Le fonctionnement d'un compresseur n'est stable que dans certaines limites et que si le débit d'aspiration est réduit suffisamment on atteint une zone de fonctionnement instable dite zone de pompage dans laquelle on obtient des oscillations fortes pouvant entraîner des conséquences mécaniques désastreuses :

Ruptures d'ailettes sur les compresseurs axiaux,

Vibrations radiales de très grand niveau,

Destruction des dispositifs d'étanchéité internes sur les compresseurs.

L'adaptation du compresseur à des conditions de fonctionnement variées est un défi majeur pour les fabricants et les utilisateurs, il est donc évident qu'il faudra que des moyens spécifiques de protection soient installés sur machines pour préserver leurs intégrités et conserver leurs performances aérodynamiques.

L'objet spécifique du travail rapporté ici est d'approfondir et faire une synthèse de quelques études faites dans ce cadre pour mieux connaître et maîtriser ce phénomène dans le compresseur de Air ALGERIE qui fait l'objet d'un stage pratique.

Notre travail s'articule sur quatre chapitres :

Dans le premier chapitre on s'intéresse à donner une présentation générale de **l'entreprise national Air Algérie** .

Dans le deuxième chapitre sera consacré aux turboréacteurs

Le troisième chapitre est a une étude technologique du système du turboréacteur CFM56-7b

Le quatrième chapitre est destiné à l'élaboration d'une analyse énergétique détaillée du turboréacteur CFM56-7b

Le cinquième chapitre est consacré à l'étude du phénomène de pompage dans le compresseur centrifuge du turboréacteur, puis la résolution de ce problème par des systèmes anti pompages

On termine en fin par une conclusion générale

# **Chapitre I:**

## **Présentation de la société AIR ALGERIE [1]**

## **Introduction**

Le domaine de la navigation aérienne a connu des développements technologiques très conséquents au cours des ces dernières années, du point de vue application et fondamental , dont on a une diversité de compagnies nationales. Pour ceci nous nous somme intéresser à la contribution d'une étude énergétique au sein de la compagnie "**AIR ALGERIE**" qui est l'instrument privilégié des échanges avec l'extérieur du pays et l'intérieur, et considérée comme le premier exportateur Algérien de service, cette étude présentée dans ce présent chapitre sera consacrée à la présentation de cette compagnie qui est une entreprise de présentation de services aérien réguliers ou non réguliers, internationale ou intérieure ayant objet de transport à titre onéreux, de personnes de bagages et courrier postal.

### **I.1. Présentation globale de la compagnie AIR ALGERIE**

C'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.

### **I.2. Historique d'Air Algérie**

AIR ALGERIE est une compagnie d'environ neuf mille travailleurs à travers le territoire national. L'aéroport de rattachement de la compagnie est situé à DAR EL-BEIDA. (Environ 16 km à l'est d'ALGER) et c'est là ou toutes les taches assurant le bon fonctionnement de la compagnie sont effectuées.

La création de la compagnie nationale de transport aérien AIR ALGERIE remonte à l'année 1947, son réseau de transport était orienté principalement vers la France. Ce même réseau était desservi par la société AIR TRANSPORT dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'Afrique occidentale.

Après l'indépendance, le 18.02.1963, l'Algérie nationalisa à hauteur de 51% du capital social d'Air Algérie et devint ainsi l'actionnaire principale de la compagnie du transport aérien.

Le 15.02.1972 la compagnie devient entièrement nationale après que l'état eu récupéré le reste des actions détenues par les sociétés étrangères.

Le 30.07.1983 par le décret N° 83-405, le transport aérien sur les lignes domestiques est confié à la compagnie « INTER-AIR-SERVICE ».

Le 14.11.1984 par le décret N° 84-347, les activités d'AIR ALGERIE sont de nouveaux élargies aux activités de l'entreprise « INTER-AIR-SERVICE », à ce titre Air

Algérie reprend la dénomination suivante : « ENTREPRISE NATIONALE

D'EXPLOITATION DES SERVICES AERIENS »

Le 17.02.1997 la compagnie devient une E.P.E Air Algérie (SPA) Entreprise Publique Economique -société par actions - (Détenue par le holding service, unique actionnaire publique au compte de l'état).

### **I.3. Situation géographique**

L'aéroport international d'Alger-Houari-Boumediène<sup>2</sup>, anciennement aéroport d'Alger-Maison Blanche, communément appelé « Alger-Houari-Boumediène », est un aéroport algérien, situé sur la commune de Dar El Beïda à 16 km à l'est d'Alger.

### **I.4. Missions et objectifs d'Air Algérie**

#### **I.4.1 Missions**

Comme toute entreprise, Air Algérie a des objectifs à atteindre notamment : augmenter son chiffre d'affaire, assurer une place importante sur le marché, faire face à la concurrence, rendre le client fidèle au produit offert et assurer la survie de l'entreprise.... Pour réaliser tous ses objectifs, elle a des missions à accomplir tout en respectant ses moyens.

L'entreprise de transport et de travail aérien telle définie dans le décret 48.347 du 24/11/1984 est un organisme public à caractère économique et commercial dont la mission principale est le transport aérien de passagers, bagages, fret et poste dans les conditions optimales de confort, de sécurité et de régularité.

De cette mission principale découle la mission suivante :

- L'exploitation des lignes internationales dans le cadre des conventions et accords internationaux.
- L'exploitation des lignes aériennes intérieures en vue de garantir les transports publics réguliers et non réguliers de personnes ; de bagages ; de fret et de poste.
- L'offre de prestation de service à des fins commerciales éducatives et scientifiques pour les besoins de l'agriculture, de la protection civile.

- De l'hygiène public; de l'action sanitaire et de transport de personnes et de marchandises à la demande sans préjudices aux attributions d'autres organismes.
- Le transit, commissions, consignations, assistance commerciale et toutes prestations en rapport avec son objet.
- Le ravitaillement des avions dans des conditions fixées par le ministère de tutelle.
- L'entretien, la réparation, la révision et toutes opérations de maintenance des aéronefs et équipements pour son compte.

#### **I.4.2 Objectifs**

Air Algérie s'est fixée comme objectifs :

- Une meilleure gestion de l'entreprise afin de fournir aux gestionnaires des informations fiables dans les meilleurs délais impartis.
- L'amélioration de la qualité offerte à sa clientèle
- Gestion du personnel
- Formation du personnel
- Représentation de l'entreprise au sein des organisations nationales et internationales.

### **I.5. LA FLOTTE D'AIR ALGERIE**

Air Algérie a acquis dans son histoire des aéronefs toujours à la pointe de la technologie pour répondre aux besoins de sa clientèle.

Le tableau ci-dessous représente les différents aéronefs que l'on retrouve au niveau de la compagnie Air Algérie.

Tableau I: 1 La flotte d'AIR ALGERIE

<b>TYPE</b>	<b>NOMBRE</b>	<b>CAPACITE</b>
AIRBUS 330	05	216
BOING 767-300	03	357
BOING 737-600 (NG)	05	101

BOING 737-800 (NG)	17	147
ATR 72-500	12	74
HERCULE L382G	01	CARGO

## I.6. Les différents ateliers au niveau d'hangar H400

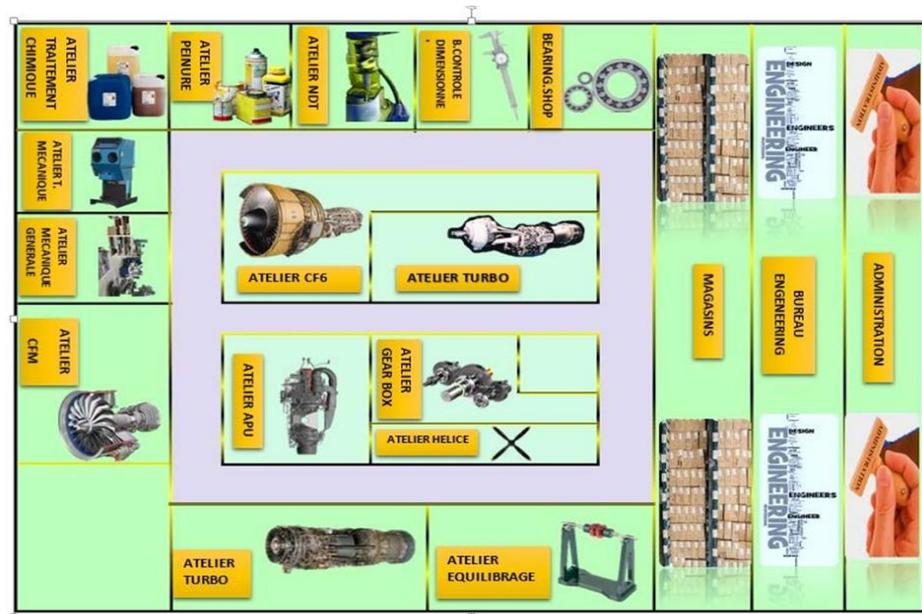


Figure I 1 Plan du H-400

### I.6.1 Le soudage

- Se fait à l'argent en utilisant une bouteille d'argent pour la protection du bain de fusion, et un poste de soudure à 2 courant, alternatif pour l'aluminium et continue pour les aciers.
- La matière d'apport est amenée manuellement.
- La mécanique générale
- Pour des petits bricolages comme le centrage, le rivetage, quelques alésages.

### I.6.2 Le sablage

C'est le nettoyage mécanique pour enlever, soit la tôle, soit la rouille et pour cela une multitude de matières est utilisées comme les Billes de verres, les Noyées de pêche et les Média plastiques.

### I.6.3 Le nettoyage chimique

En utilisant des produits dans des bains spéciaux suivant une chaîne de nettoyage bien déterminée suivant le cas traité.



Figure I 2 Produits dans des bains

### I.6.4 Peinture

Pour les différents travaux de peintures « maintenance » quels types de peintures.....

### I.6.5 Roulement

L'entretien des roulements et la détection des fissures.

### I.6.6 NDT : NON DESTRUCTIVE TESTING

Le but de NDT (Test Non Destructive) est de détecter la crique et les fissures à la base de 5 méthodes au niveau d'air Algérie : ressuage, magnétoscopie, radiographie (rayon x), les courant de f, les ultras son. Au niveau de H400 la détection est la base de 2 méthodes : ressuage, magnétoscopie.



Figure I 3 Atelier NDT

➤ **Ressuage**

Il se fait avec un produit qu'on l'appel pénétrons il y a plusieurs types de pénétrons (ex : RC65, HM3A, HM430 etc...).

On commence le ressuage par rincer les pièces concernée dans le pénétrons pendant 15 min après les laver avec de l'eau distillé on les mettre dans émulsifiant pour enlever le pénétrons tout de suite on met une poudre au niveau de la surface de la pièce pour déterminer les fissures dans 1 a chambre d'inspection CUV avec la lampe UV après la déposer (OUT).

➤ **Magnétoscopie**

La pièce se met dans le liquider magnétique au niveau de la barre de métal pour la rotation e la pièce afin de la rincer avec le pénétrons et la laver ensuite met de poudre pour détecter les fissures avec la lompe UV une fois terminer on la dépose au (OUT).

### **I.6.7 Atelier CFM**

Cet atelier traite le moteur CFM 56-7B.

Le CFM 56-7B équipe les B737 (600,700,800et 900), c'est un moteur double flux double corps, à haut taux de dilution, fabriqué par les deux grands constructeurs Snecma et GE, 50% pour chaque constructeurs, Snecma fabrique la partie froide (fan & booster +LPT +gear box) tandis que GE la partie chaude ou major moteur (HPT+CC+HPT) ; le CFM567B peut développer selon les besoins les poussés de décollage suivantes (18,20,22,24,26,27) mille Ib, c'est la raison de la notation CFM 56-B-18 .



Figure I 4 Moteur CFM56-7B

### I.6.8 Atelier APU

L'atelier prend en charge les travaux de maintenance et de réparation des "APU" (Auxiliary Power Unit), il est doté aussi d'un banc d'essai APU.



Figure I 5 Moteur APU

Les types d'APU traité dans l'atelier sont :

- APU de l'airbus A330. • APU de l'airbusA310.
- APU de Boeing 767.
- APU de Boeing 737\_200.
- APU de Boeing 737 NG (Next Génération).



Figure I 6 Moteur APU

Comme l'indique son nom c'est une unité de puissance auxiliaire, son rôle principal est:

- Fournir l'énergie électrique et pneumatique pour l'avion
- Fournir l'énergie pneumatique pour le réacteur pendant le sicle
- Démarrage moteur.

### **I.6.9 Atelier CF6**

Cet atelier traite 2 types de moteur : CF6 80-C2 et CF6 80-E1.

Le CF6 80 C-2 équipe le Boeing 747,767 est un turboréacteur de nouvelle génération conçu par GENERAL ELECTRIC, c'est un moteur double flux double corps, il est constitué de deux compresseurs (CBP CHP), une chambre de combustion et deux turbines, IDG, démarreur, 1 pompe hydraulique, contrôle alternateur, pompe à l'huile, échangeur, pompe à carburant, échangeur, gear-box.



Figure I 7 Moteur CF6

Le CF6 80 E-1 occupe le Boeing 747,767 est un moteur double flux double corps ayant les mêmes caractéristiques que le CF680 C-2, sauf qu'il a deux pompes hydrauliques c'est le moteur qui vient juste après le CF680 C-2.

#### **6.10. Atelier PW127**

L'atelier prend en charge les travaux de maintenance de turbopropulseur réalisé par le motoriste canadien WATT&WHITNEY. Ce moteur appartient au turbopropulseur de nouvelle génération (NG).



Figure I 8 Turbo-propulseur

#### **I.6.10 Atelier GEAR-BOX**

C'est une boîte à engrenage, son rôle principal est l'entraînement des accessoires moteur tel que le fuel pompe, le centrifugea-breather. L'AGB est utilisé aussi pour le démarrage du moteur.

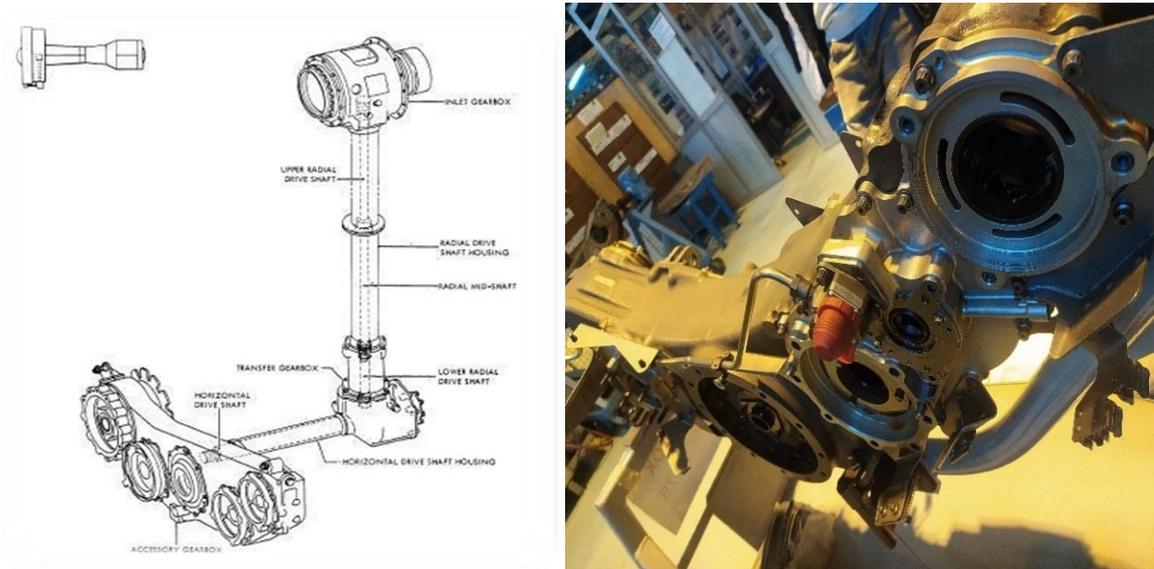


Figure I 9 Boite à engrenage

### I.6.11 Atelier Hélices

L'Appareil traité : Hercule c 130

Le type d'hélices trouvé dans l'atelier **Hamilton 54H60** est une hélice se compose des composants suivants :

Une hélice comporte un dôme, des pales équipées de dégivreur, une pompe hydraulique et de brush blocks.



Figure I 10 Moteur à hélices

### I.6.12 Atelier roulement

La première étape à laquelle on procède à l'arrivée du roulement à l'atelier est son nettoyage total.

Cette dernière suit une chaîne dont la démagnétisation représente le premier Maçon, on y procède à l'aide d'une machine dans le but d'éliminer est de supprimer des particules résiduelles de l'ionisation provoquée par la haute vitesse de rotation, puis on plonge le roulement dans un bain dégraissant à base de ARDROX 5503 pour quelque minute puis dans un bain décalaminant à la suite de quoi on rince le roulement avec de l'eau neutre «  $\text{ph}=7$  » et on le brosse avec une brosse à microfibres.

Après ce rinçage, le roulement passe au séchage dont il est séché à l'air comprimé puis il est immergé dans de l'huile de préservation Cee Bee Wdo

Enfin vient l'étape de l'inspection visuelle, on y guette les décolorations qui prennent une certaine teinte plutôt que d'autre « ces décolorations sont provoquées par une surchauffe »



Figure I 11 Roulement

### I.6.13 Atelier Equilibrage

#### I.6.13.1 Equilibrage Statique

Pour l'équilibrage statique d'un fan par exemple, on procède d'abord à l'équilibrage du moyeu « fandisk » à l'aide d'une machine spéciale qui détecte un excès de masse « un balourd » puis on place une masse égale à 180 degrés, ce qui équilibre ce moyeu, puis on procède à la pesée

des ailettes ,une fois l'ordinateur disposant du poids moment de chaque ailette il nous indique une répartition optimale à suivre , puis on procède au montage de ces ailette sur le disk fan , une fois cette répartition fini on passe le fan en entier à la machine d'équilibrage pour y détecter le balourd résiduelle , on finit par l'ajout final d'une masse a 180 degré , on obtient alors un fan parfaitement équilibré.



Figure I 12 Equilibrage Statique

### I.6.13.2 Equilibrage dynamique

Si toute fois l'équilibrage statique est insuffisant pour certain module, on procède à l'équilibrage dynamique, par exemple un compresseur on le dépose avec tous ces étages sur un plan composé de deux support, c'est une machine qui s'occupe de supprimer les moments et les forces de réaction du mécanisme sur sa base



Figure I 13 Equilibrage dynamique

### I.6.14 Atelier CFM

Le moteur CFM 56-7B est un turbo fan doubles corps, il est fabriqué sous forme de module pour faciliter sa maintenance et sa réparation, il peut atteindre une poussée de 27000 livres il dispose d'un compresseur axial a 14 étages, d'une chambre de combustion annulaire, d'une turbine haute pression HPT a un étage et d'une turbine basse pression à 4 étages

Ce moteur dispose d'inverseur de poussée, il est aussi un moteur « on condition » se revient à dire qu'il n'a pas de révision programmé, et qu'il reste monté jusqu'à ce que la durée de vie d'une pièce arrive à terme ou qu'une panne survient

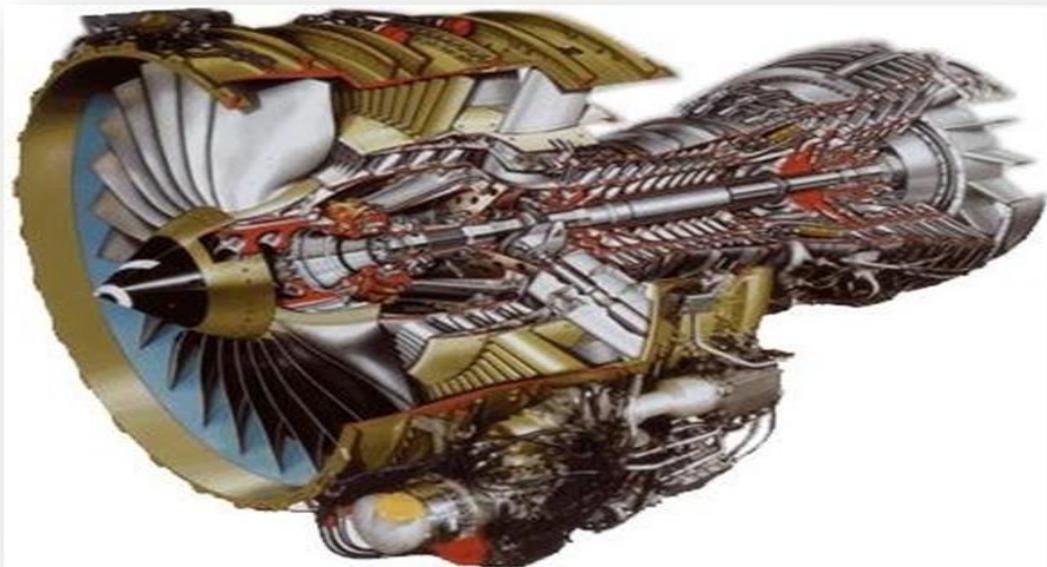


Figure I 14 Moteur CFM 56-7B

### I.6.15 Atelier Alisson

Le moteur analysé :Alisson T56. Il équipe entre autre le Lockheed c 130, son principe de fonctionnement est similaire à tous les turbopropulseurs. Ce moteur se compose d'une RGB « reduction gear box » et d'une turbo machine, la RGB est liée à l'hélice, le démarreur lance la procédure de combustion qui entraîne l'hélice et arrivé à un certain pourcentage de puissance le démarreur se désengage et le moteur est autonome



Figure I 15 Alisson T56

## I.7. Banc d'essai moteur

### I.7.1 Banc d'essai turbopropulseurs

Comme tout banc d'essai moteur, nous remarquons que le moteur est solidement fixé a un châssis, nous remarquons aussi qu'il y a présence d'une grille en haut du banc pour apporter de l'air au moteur



Figure I 16 Banc d'essai turbopropulseurs

### I.7.2 Banc d'essai turboréacteur

Il dispose d'une console full automatique , les moteur sont solidement fixé au pond qui les y ramène on , y connecte tous les câblage et tuyauterie que nécessite le test , ce banc d'essai est protégé par la présence de deux portes blindées , pour contenir le choque en cas de déflagration , les arrivées d'air sont protégé par des grilles , qui empêche tout objet d'être aspiré dans le flux d'air , bien évidemment directement après la tuyère du moteur , un large conduis , guide les gazes chauds qui s'échappent a de très hautes température .



Figure I 17 Banc d'essai turboréacteur

### Conclusion

Dans ce premier chapitre nous avons effectuer une présentation détaillée de la compagnie AIR ALGERIE ainsi que tous ces services , et les ses missions les plus importantes , cette présentation a pour objectif de positionner le lieu de notre stage qui nous permet de bien cerner ce modeste travail qui vas être bien décrits les chapitres qui suivants.

# **Chapitre II :**

## Généralités sur les turboréacteurs

## Introduction

L'industrie aéronautique évolue dans un contexte concurrentiel qui encourage les motoristes et avionneurs à réduire les coûts d'exploitation et de maintenance des avions due à plusieurs anomalies parmi celle-ci le phénomène de pompage qui fait objet de notre étude. En outre, l'amélioration des performances d'un avion, la diminution de son empreinte environnementale, nécessite une complexité accrue des systèmes avioniques qui équipent les nouveaux moteurs. Ce chapitre traite exclusivement les turboréacteurs, leur principe de fonctionnement, et les différents composants ainsi qu'un aperçu historique sur leur développement

### II.1. Définitions

Le turboréacteur ou bien ce qu'on appelle souvent le moteur d'avion est une machine de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant qui est généralement du kérosène associé à l'air ambiant qui représente le comburant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans un milieu élastique opposée au sens d'éjection. La poussée générée résulte de l'accélération d'une certaine quantité d'air entre l'entrée (diffuseur) et la sortie (tuyère d'éjection) [2].



Figure II : 1 Réacteur de l'A380

Afin d'injecter une quantité d'air suffisante en masse, un accroissement de la pression à vitesse à peu près constante est assuré par le compresseur d'entrée. Le contact de l'air chaud avec le carburant injecté au niveau de la chambre de combustion provoque la combustion qui génère une quantité importante d'énergie sous forme des gaz chauds. Une partie de cette énergie produite est récupérée par une turbine située juste après la chambre de combustion pour entraîner certains accessoires, dont le compresseur fait partie. L'autre partie du flux chaud produit la

poussée ou une partie de cette poussée (selon le type de réacteur) par détente dans la tuyère d'éjection. [3].

## II.2. Historique

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 donc des turboréacteurs. A l'âge de 22 ans, Frank Whittle imagine qu'un avion peut propulser pour la première fois sans hélices et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée.

Il persiste alors seul 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 [4].

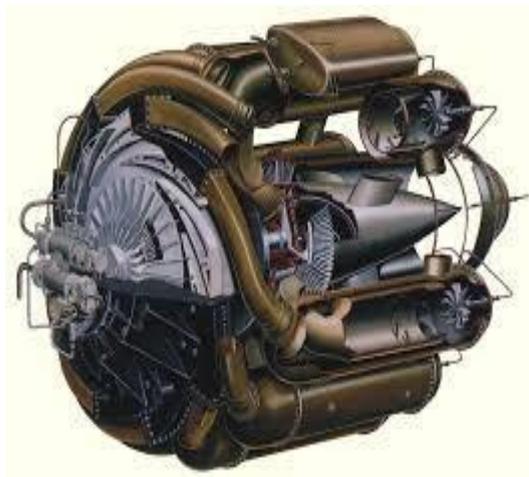


Figure II : 2 Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1)

En 1934 l'inventeur et le physicien allemand Hans von Ohain fait appel à l'Université de Göttingen pour développer un nouveau type de propulseur aéronautique, il s'agit d'un moteur dont la combustion se fait selon un cycle continu, ce moteur est similaire à celui de Whittle sur le dessin, mais différent sur les éléments internes. Von Ohain fait voler le premier turboréacteur sur un « Heinkel He 178 » en 1939, premier aéronef conçu pour être propulsé par ce type de moteurs [5].



Figure II : 3 Le Heinkel He 178

Les premiers turboréacteurs dessinés par Whittle et Von Ohain sont conçus sur la technologie des compresseurs centrifuges. Ces turboréacteurs nécessitent un moteur de grand diamètre à l'entrée pour pouvoir comprimer correctement l'air, un inconvénient qui pénalise leurs performances, en particulier leur vitesse maximale.

En 1940, Anselm Franz développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte ce qui a permis d'avoir un rendement meilleur. Il construit en 1944 Le « Junkers Jumo 004 », qui devient après non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit aéronautique en série [6].

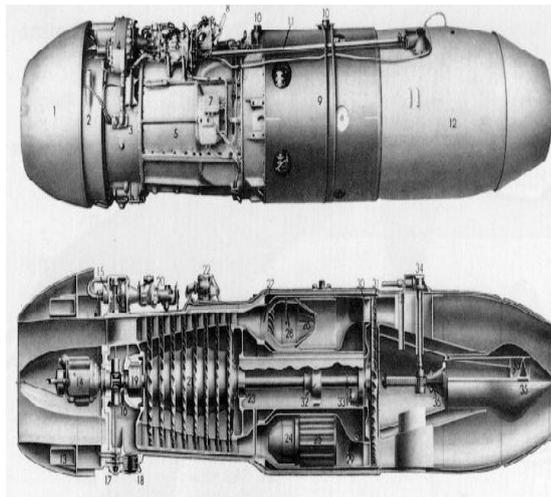


Figure II : 4 Le Junkers Jumo 004

## II.3. Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique

### II.3.1 L'action et la réaction

Le principe de propulsion des avions repose sur la troisième loi énoncée par Isaac Newton en 1687 (l'action et la réaction). Prenons comme exemple un ballon que l'on gonfle. La paroi du ballon subit une certaine pression et se dilate. Si le ballon est bien fermé la résultante des forces de pression à l'intérieur du ballon est nulle (schéma de gauche). Maintenant ouvrons l'embouchure du ballon (schéma de droite), les gaz en s'échappant créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement du ballon vers l'avant (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante) [7].

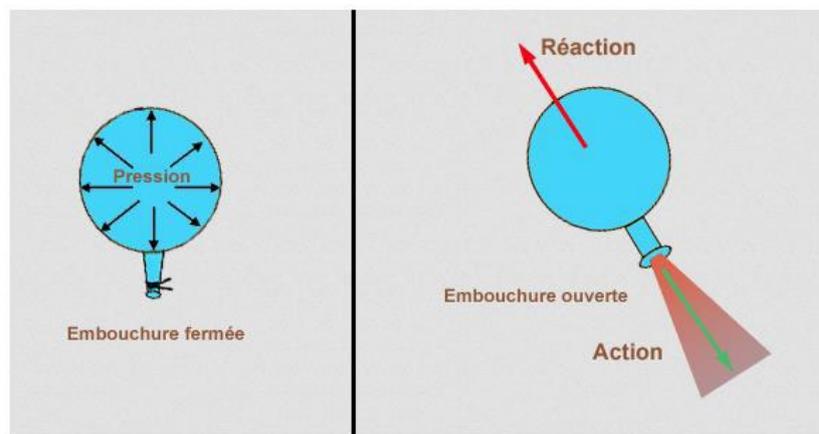


Figure II : 5 Principe d'action et de réaction

### II.3.2 Principe de fonctionnement

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 quatre mêmes étapes, à savoir : Admission - Compression - Combustion - Détente.

Au démarrage, grâce à un système appelé l'APU (pour le cas d'un démarreur électrique) ou grâce à un groupe pneumatique (pour le cas d'un démarreur pneumatique), le compresseur est mis en rotation ce qui permet d'aspirer et de comprimer l'air ambiant pour l'envoyer vers une ou plusieurs chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier d'accessoire injecte du carburant (kérosène). Le mélange air comprimé/carburant est enflammé dans la chambre de combustion par une 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 carburant, lubrificateur, ...), 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 et la bougie éteinte, le turboréacteur peut alors fonctionner de façon autonome.

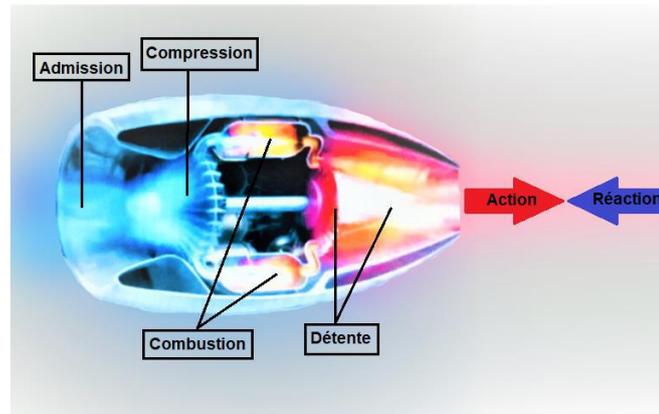


Figure II : 6 Principe de fonctionnement d'un turboréacteur

### II.3.3 Le cycle thermodynamique du turboréacteur

Le cycle Thermodynamique du Turboréacteur comprend quatre stades où l'air subit des modifications physiques ou chimiques :

- 1- L'admission ;
- 2- La compression ;
- 3- La combustion ;
- 4- La détente.

On distingue de **T<sub>0</sub>** à **T<sub>1</sub>** : la compression dynamique au niveau du diffuseur.

De **T<sub>1</sub>** à **T<sub>2</sub>** : la compression mécanique au niveau du compresseur.

De **T<sub>2</sub>** à **T<sub>3</sub>** : la combustion (l'apport calorifique) au niveau de la chambre de combustion.

De **T<sub>3</sub>** à **T<sub>4</sub>** : la détente dans la turbine actionnant le compresseur.

De **T<sub>4</sub>** à **T<sub>5</sub>** : la détente dans la tuyère propulsive [8].

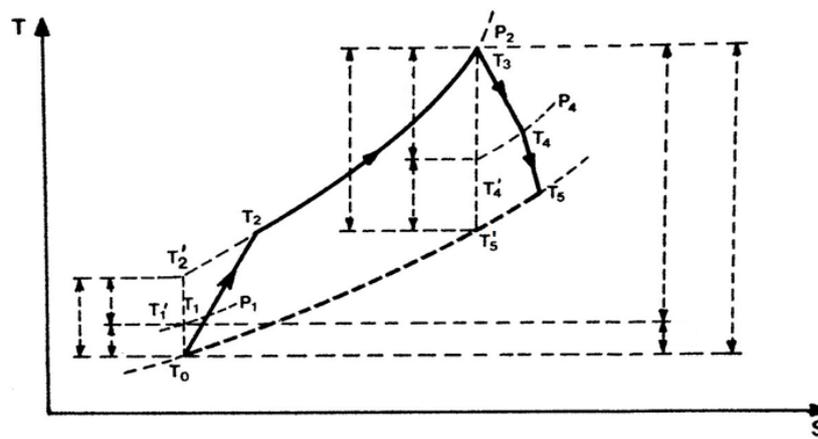


Figure II : 7 Diagramme (T-S) du cycle réel d'un turboréacteur simple flux en vol

## II.4. Principaux composants d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant

La conception d'un turboréacteur est fortement complexe à travers plusieurs étapes qui se terminent par l'assemblage de différents éléments dont on distingue essentiellement : le diffuseur ; la soufflante (Fan) ; les compresseurs ; la chambre de combustion ; les turbines ; la tuyère d'éjection ; les paliers et les enceintes ; les boîtiers d'accessoires ; le système de régulation.

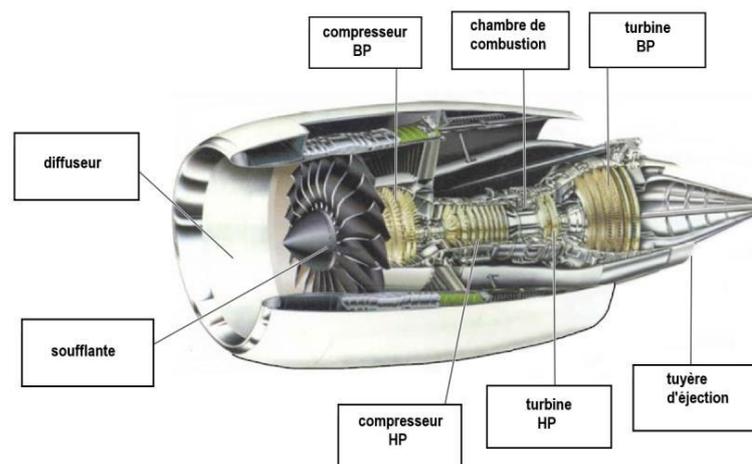


Figure II : 8 Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps

### II.4.1 Le diffuseur

Appelé également « manche d'entrée d'air », construit généralement de matériaux qui absorbent le bruit, le diffuseur représente alors le premier composant qui se connecte directement au flux d'air. Son rôle est d'alimenter la soufflante ou les compresseurs en air à des vitesses convenables (environ la moitié de la célérité du son locale) et de façon homogène [9].

### II.4.2 La soufflante

Dans la plupart des turboréacteurs, une soufflante est toujours placée avant le compresseur. Elle est constituée de plusieurs pales de grandes dimensions dont l'incidence varie le long de pale. Dans un turboréacteur à double flux, la soufflante permet d'accélérer l'air admis par le diffuseur qui se divise après en deux parties : un flux secondaire (flux froid), et un flux primaire (flux chaud). Le flux secondaire représente la plus grande partie qui passe par le redresseur secondaire, et permet à l'éjection de créer 75% jusqu'à 80% de la poussée totale, tandis que le flux primaire passe par le redresseur primaire, ce qui augmente légèrement sa pression avant d'être comprimé à nouveau en passant par les deux compresseurs (BP et HP). Pour le cas d'un turboréacteur mono flux, la totalité d'air aspiré par la soufflante suivra le même chemin que celle du flux primaire pour un turboréacteur double flux (voir le principe de fonctionnement). Une soufflante peut être considérée comme un étage de compression dont le rapport de pression est faible par rapport aux compresseurs [10].



Figure II : 9 La soufflante d'un CF6-80 E1..

### II.4.3 Les compresseurs

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

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- les compresseurs axiaux
- les compresseurs centrifuges.

Il y a également un autre type mixte : le compresseur « axialo-centrifuge ».

### II.4.3.1 Les compresseurs axiaux

Un compresseur axial résulte d'un empilage de plusieurs étages composés chacun d'un « aubage mobile » et un « aubage fixe ». Considérons d'abord un tel étage de compresseur. L'aubage mobile (roue ou rotor) est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des « aubes » qui se ressemblent à des petites ailes (ailettes), il tourne devant l'aubage fixe (grille fixe ou stator), qui est porté par le rotor du compresseur dont les aubes sont réglables en position autour de leurs axes pour optimiser l'écoulement des gaz. La compression de l'air s'effectue en deux phases :

- Premièrement, l'aubage mobile procure une accélération aux particules d'air, en les déviant par rapport à l'axe du moteur (en augmentant leurs vitesses relatives).
- Deuxièmement, l'aubage fixe qui le suit, ralentit ces particules et transforme une partie de leur vitesse en pression. Cet aubage s'appelle aussi « redresseur », car il ramène l'écoulement de l'air accéléré par l'aubage mobile, dans l'axe du moteur.

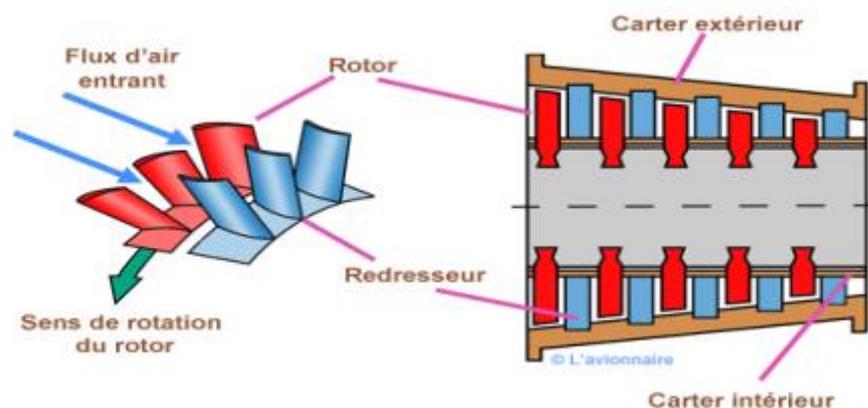


Figure II : 10 Une partie d'un compresseur axial

Sur le plan aérodynamique, les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par trois grandeurs : débit d'air ( $Q_v$ ), taux de compression ou rapport de pression ( $P/P_0$ ) et son rendement ( $\eta$ ).

En fait les instruments de mesures du moteur suivent plutôt le régime de rotation ( $N$  en **tr/mn**), mais ce qui compte sur le plan aérodynamique ce sont les vitesses mécaniques (vitesses d'entraînement) ( $U = N \cdot \text{Rayon} \cdot \pi / 30$  en **m/s**) et surtout les vitesses d'écoulement devant et dans les aubages.

Un compresseur complet possède toute une succession d'étages, dont l'allongement des aubes (la hauteur des ailettes) varie le long du compresseur, il devient de plus en plus faible au fur et à mesure qu'on progresse dans le compresseur, pour compenser les variations de la masse volumique du fluide et pour garder la vitesse axiale constante [10].

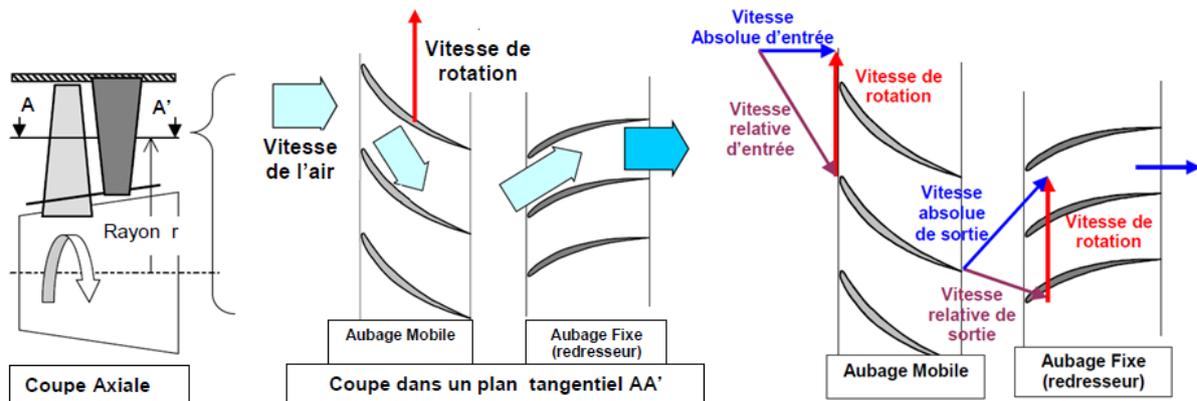


Figure II : 11 Schéma du fonctionnement d'un étage de compresseur

#### II.4.3.2 Les compresseurs centrifuges

Un compresseur centrifuge est constitué d'un « rouet » à palettes radiales et de deux diffuseurs : un radial et l'autre axial (voir la figure ci-dessous).

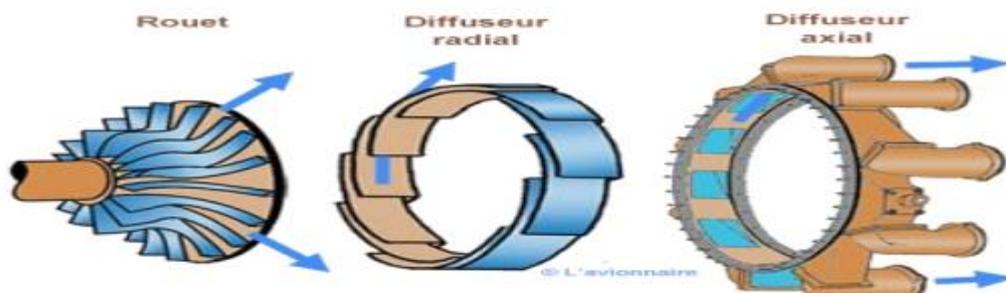


Figure II : 12 Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif

Dans un compresseur centrifuge, le rouet aspire l'air axialement et le refoule radialement après l'avoir accéléré et comprimé, grâce à l'effet de la force centrifuge. Cet air est ensuite redressé en passant par le diffuseur radial puis le diffuseur axial, ce qui transforme une partie de sa vitesse en pression.

Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion. Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression en 1 étage, supérieur à celui d'un compresseur axial en 5 étages. En contrepartie,

son encombrement radial est important et conduit à des maîtres couples rédhibitoires en matière de poussée.

En revanche, le compresseur centrifuge est souvent utilisé dans les moteurs des hélicoptères dont le but est beaucoup moins de pousser que de faire tourner leurs pales [9].

#### II.4.4 La chambre de combustion

Située entre le compresseur HP et la turbine HP, la chambre de combustion est destinée alors à chauffer l'air qui sort du dernier étage de compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à l'éjection [8]. Il est bien évident que le fonctionnement d'une chambre de combustion varie d'un constructeur à un autre, mais le fonctionnement général reste relativement identique. L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une grande partie passe par la tête du foyer pour alimenter les systèmes d'injection et donc contribuer à la combustion, tandis que l'autre partie la contourne. L'air de contournement sert à la fois au refroidissement des parois, à diluer et à bien mélanger l'écoulement dans le foyer (voir le schéma ci-dessous).

La chambre de combustion peut être partagée en trois zones thermiques : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution. La température varie aux alentours de 2000°C entre la zone primaire et la zone secondaire pour arriver à la sortie de la chambre avec une valeur d'environ de 1200°C [11].

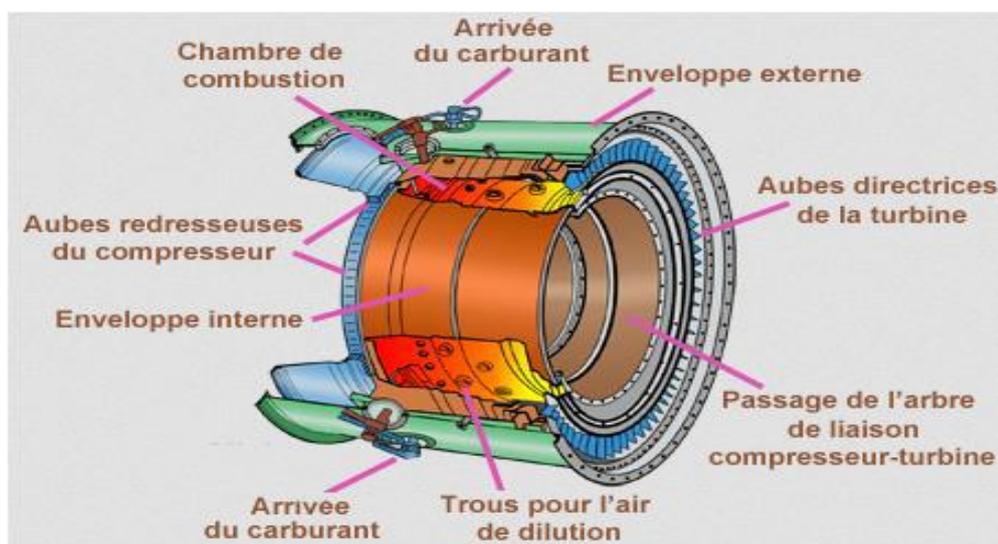


Figure II : 13 Chambre de combustion

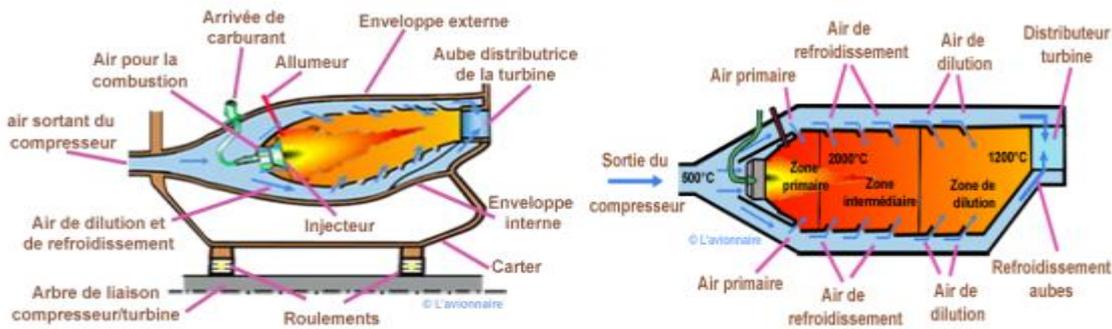


Figure II : 14 Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion

## II.4.5 Les turbines

Sur un turboréacteur, la turbine a pour rôle de récupérer une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour faire entraîner le compresseur, la soufflante et autres accessoires, à l'aide d'un arbre de transmission (arbre de liaison). Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines:

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

Dans un turboréacteur double corps la turbine HP entraîne le compresseur HP tandis que la turbine BP entraîne le compresseur BP et la soufflante [11].

### II.4.5.1 Les turbines axiales

Une turbine axiale peut comporter un ou plusieurs étages selon les besoins en énergie, un étage est constitué d'un aubage fixe (distributeur ou stator) suivi d'un aubage mobile (roue mobile ou rotor). Sortant de la chambre de combustion les gaz de fin de combustion vont se détendre dans le distributeur, ce qui va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement la roue mobile tourne comme le montre la figure ci-contre [11].

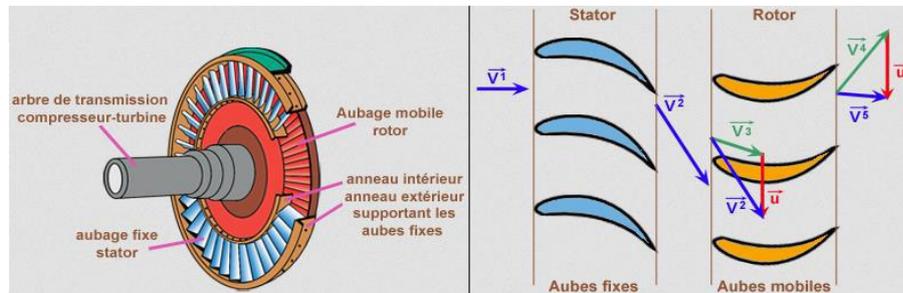


Figure II : 15 Un étage d'une turbine axiale

#### II.4.5.1.1 Le distributeur :

Il est constitué d'un ensemble des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur (voir la figure ci-contre). Son rôle est de diriger l'écoulement des gaz sortant de la chambre de combustion sur les aubes de rotor de la turbine.

Pour les turbines à plusieurs étages, chaque distributeur est intercalé entre les rotors de la turbine pour redresser les filets d'air. Ces aubes directrices étant exposées aux gaz chauds de combustion, ce qui nécessite un refroidissement pour atténuer les contraintes thermiques qui peuvent endommager l'aube. L'aube directrice est pourvue d'une cloison interne qui épouse sa forme. Des trous répartis sur cette cloison vont permettre à l'air de refroidir la paroi interne de l'aube.

Après avoir refroidi les surfaces internes, l'air s'échappe par des trous sur le bord d'attaque afin de le refroidir. Une rangée de trous disposée de chaque côté du bord d'attaque permet de refroidir l'intrados et l'extrados par recouvrement de film. Une autre rangée de trous disposée sur le bord de fuite en assurant le refroidissement par convection [11].

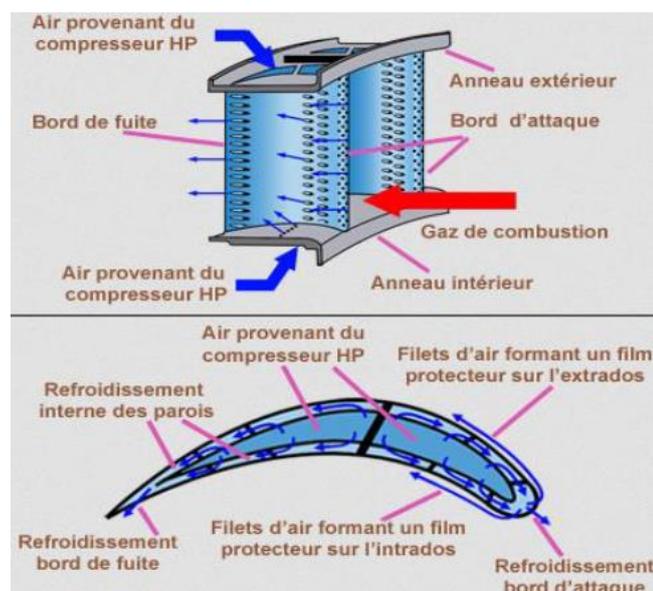


Figure II : 16 Aubes d'un distributeur

### II.4.5.1.2 Le rotor

Comme les aubes directrices du distributeur les ailettes du rotor sont exposées aux gaz chauds de combustion, il est donc nécessaire de les refroidir. Le principe est le même que pour les aubes directrices. De l'air provenant du compresseur HP pénètre à l'intérieur de l'ailette puis s'échappe par le bord d'attaque en créant un refroidissement par film protecteur sur l'extrados et l'intrados, et par convection sur le bord de fuite [11].

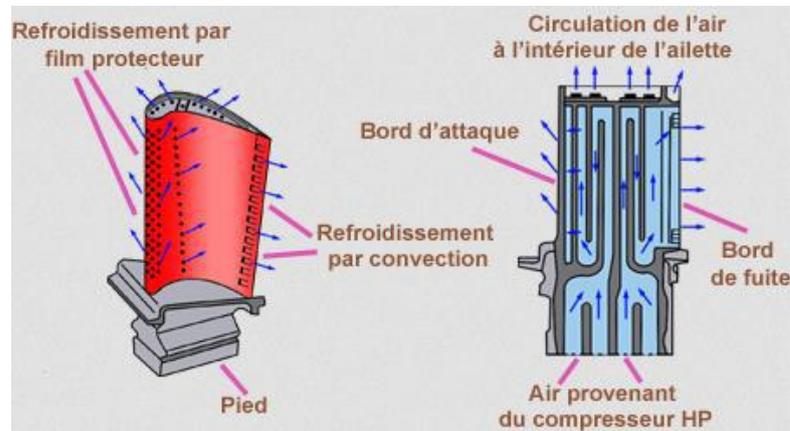


Figure II : 17 Ailette d'un rotor

### II.4.5.2 Les turbines centrifètes :

Une turbine centrifète comporte, en suivant le sens d'écoulement des gaz de fin de combustion : un distributeur, une roue mobile et un diffuseur. Le rôle du distributeur est d'orienter et d'accélérer le flux des gaz chauds. La roue doit être centrifète ou hélico-centrifète mais toujours ouverte afin de diminuer sa masse et son moment d'inertie. Elle doit être calculée pour qu'au point d'adaptation le fluide sorte axialement afin d'entrer convenablement dans le diffuseur qui relie entre la turbine et la tuyère d'éjection [11].

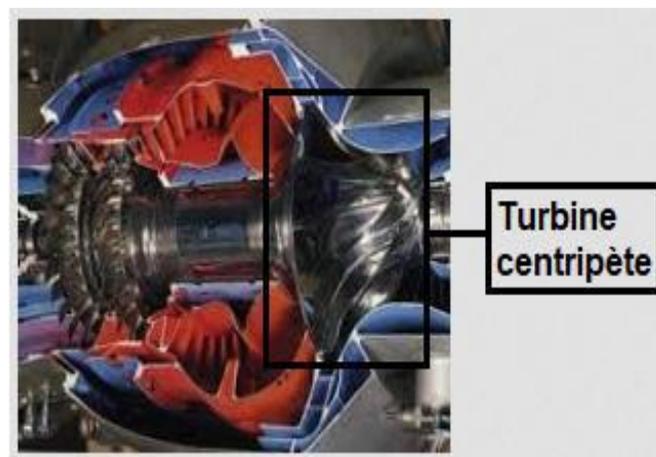


Figure II : 18 Turbine centrifète

#### II.4.6 La tuyère d'éjection :

Dans le cas le plus simple (turboréacteur simple-flux subsonique), la tuyère ressemble à un gros tuyau d'une section généralement convergente qui accélère l'air en sortie de la turbine et l'amène à la vitesse d'éjection optimale (pour obtenir le maximum de poussée).

Si le turboréacteur possède une réchauffe (une postcombustion), la tuyère est à section variable (convergente puis divergente ou simplement convergente) pour s'adapter à diverses conditions de fonctionnement. La variation de section se fait généralement en fermant plus ou moins, grâce à des volets montés à la périphérie de la tuyère [9].

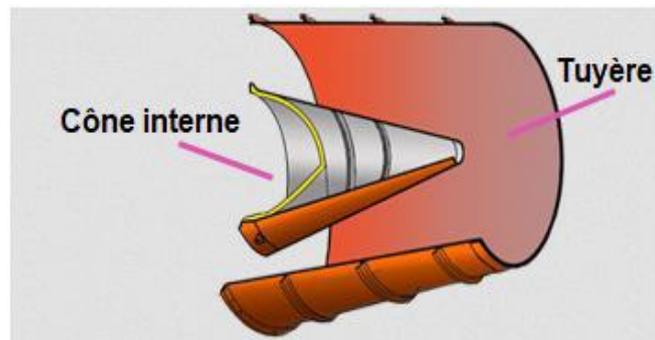


Figure II : 19 Coupe d'une tuyère d'éjection

#### II.4.7 Les paliers et les enceintes

Les arbres de transmission « turbine/compresseur » doivent pouvoir tourner à des très grandes vitesses, tout en restant rigoureusement rectilignes et parfaitement dans l'axe du turboréacteur. Ils doivent pouvoir aussi supporter des efforts de plusieurs tonnes ainsi qu'un minimum de balourds accidentels.

Pour cette raison, des organes mécaniques appelés « paliers » (sont généralement à roulements à billes ou à rouleaux) sont mis en place pour supporter et guider ces arbres de transmission en s'appuyant sur des structures fixes du turboréacteur. Ces structures fixes sont à l'image des chambres-palier pressurisées et maintenues par des bras fixés au carter du turboréacteur.

Ces chambres comprennent des joints d'étanchéité et permettent de contenir un liquide de lubrification (généralement de l'huile) injectée par une pompe au niveau des paliers, afin de contribuer au bon rendement du turboréacteur et donc à sa moindre consommation de carburant. A la fin de la lubrification, l'huile doit être refroidie par du carburant et renouvelée pour compenser les fuites. Pour éviter le déplacement vers l'avant ou vers l'arrière des ensembles mobiles, le palier amont est un palier de butée (roulement à billes).

En fait, le déplacement longitudinal des arbres et donc celui des corps, est contrôlé dans des « enceintes » pressurisées. Celles-ci contiennent des pistons solidaires aux arbres, sur lesquels s'exercent des efforts de pression variables selon les cas de vol [9].

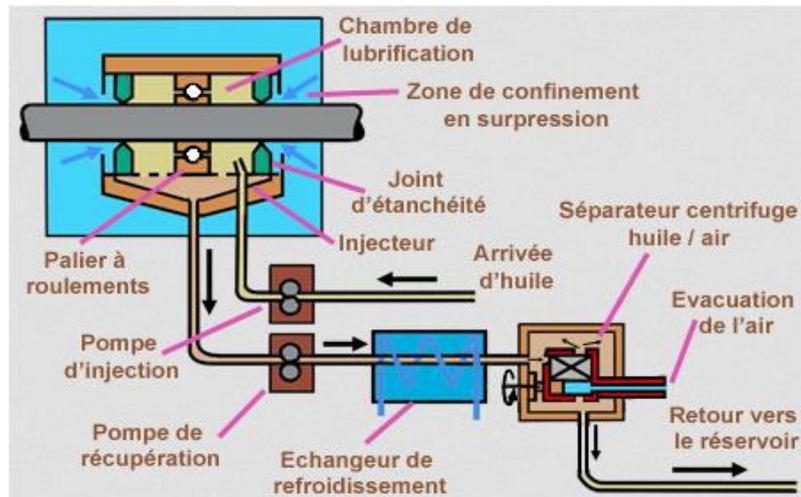


Figure II : 20 Principe de lubrification d'un palier

## II.5. Les différents types de turboréacteur

### II.5.1 Turboréacteur à compresseur centrifuge

Ce type de turboréacteur comprend un compresseur centrifuge lié mécaniquement par un arbre à une turbine, il offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré son grand diamètre, a fait que ce type devient un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Le turboréacteur à compresseur centrifuge est moins performant que celle à compresseur axial, la raison pour laquelle, il est rarement utilisé pour les avions [14].

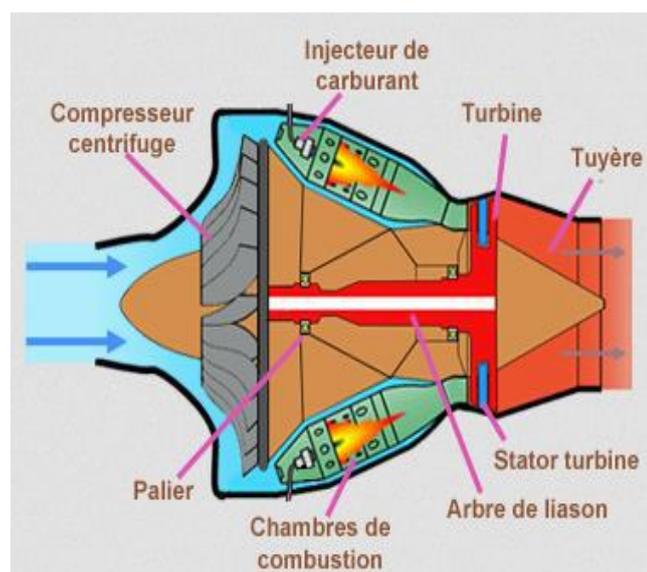


Figure II : 21 Turboréacteur à compresseur centrifuge

## II.5.2 Le turboréacteur à compresseur axial

### II.5.2.1 Turboréacteur simple flux mono-corps

C'est le type le plus simple, il comprend un compresseur à plusieurs étages lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages, ce qui fait que l'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion (chambres séparées), ou avec une seule chambre de combustion annulaire [14].

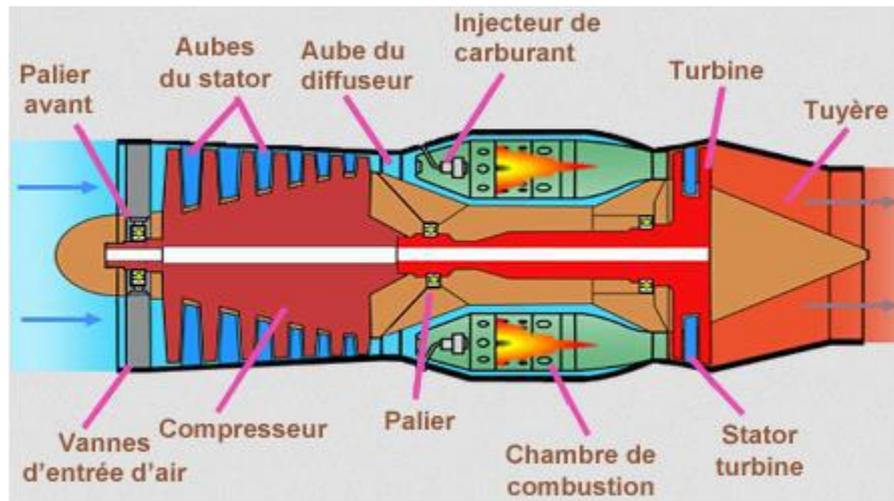


Figure II : 22 Turboréacteur simple flux mono-corps

### II.5.2.2 Turboréacteur simple flux double-corps

Pour augmenter la puissance, certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble compresseur et turbine en rouge (figure ci-contre) constitue le corps haute pression qui tourne à une vitesse  $N_2$ , tandis que l'ensemble compresseur et turbine en gris constitue le corps basse pression qui tourne à une vitesse  $N_1 \neq N_2$ . A noter que l'arbre de liaison du corps haute pression passe à l'intérieur de l'arbre du corps basse pression.

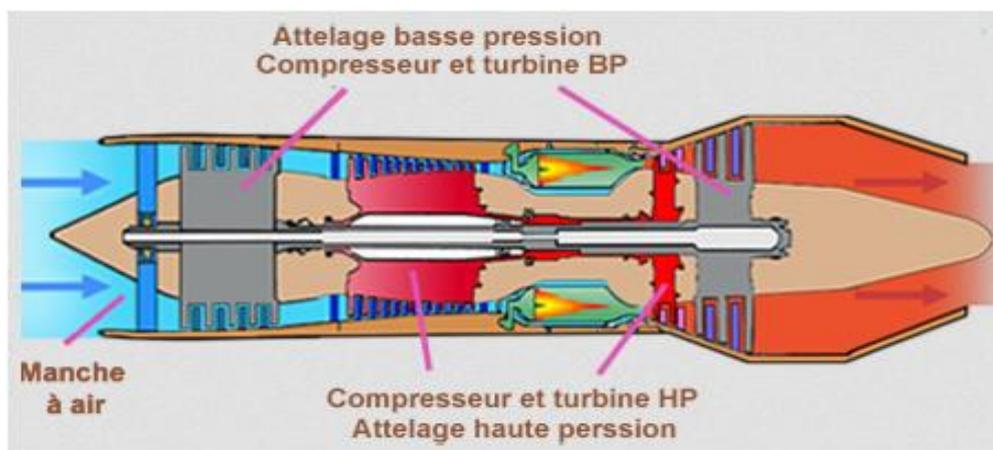


Figure II : 23 Turboréacteur simple flux double-corps

### II.5.2.3 Turboréacteur double flux mélangés

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur de basse pression.

Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire. Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur : Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur de haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés [14].

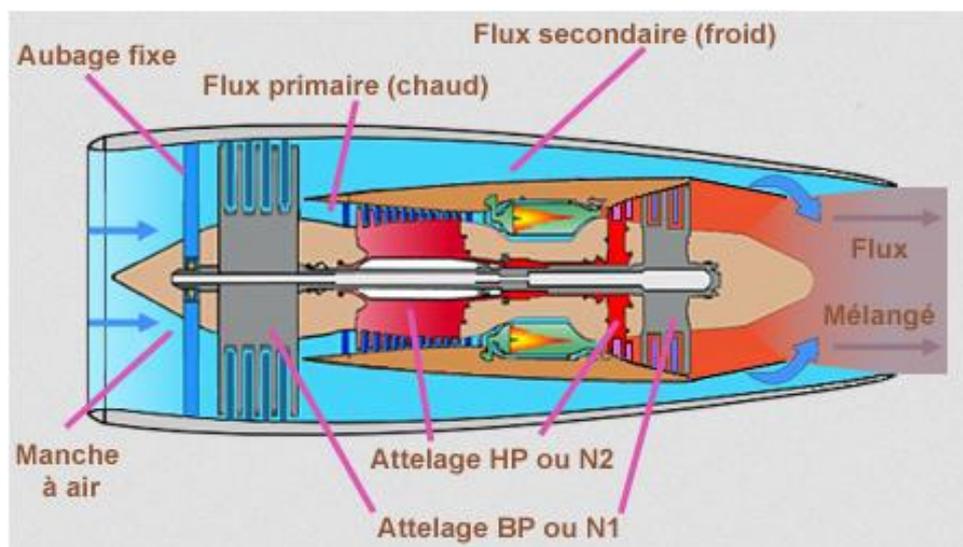


Figure II : 24 Turboréacteur double flux mélangés

### II.5.2.4 Turboréacteur avec postcombustion

Après la première combustion du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe, située juste avant la tuyère d'éjection, provoque une deuxième combustion, en injectant du carburant (Kérosène) se forme de vapeur dans l'air initial qui contient encore environ un tiers de l'oxygène, ce qui permet d'avoir un écoulement à forte vitesse qui sera accéléré encore en sortant par la tuyère d'éjection. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion [14].

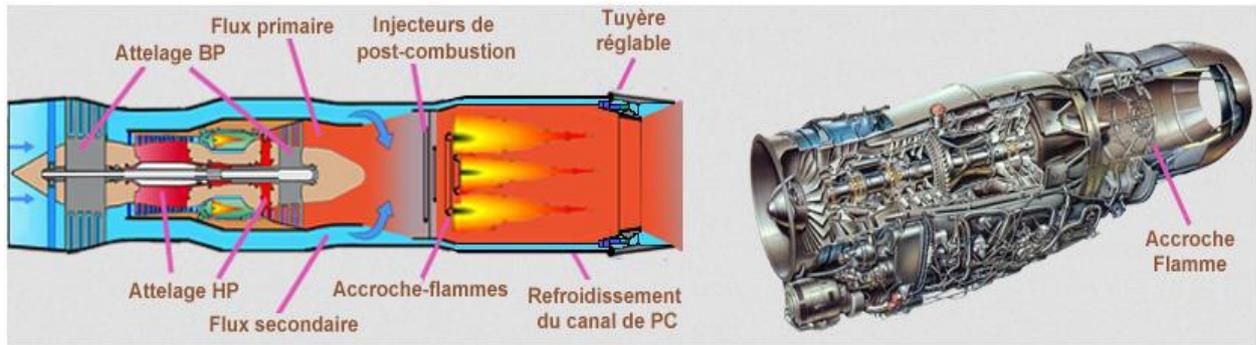


Figure II : 25 Turboréacteur avec postcombustion

### II.5.2.5 Turboréacteur double flux avec grande soufflante

Dans ce type de réacteur, il existe une grande soufflante située à l'amont du turboréacteur, entraînée par l'arbre basse pression, et qui reçoit la totalité de d'air aspiré, sera divisé après en deux parties : La majeure partie constitue le flux secondaire, l'autre partie constitue le flux primaire.

Dans un turboréacteur à simpleflux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important.

En revanche, dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le chemin secondaire est faiblement accélérée d'où une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite. Le rapport entre le débit d'air du flux secondaire et celui du flux primaire s'appelle rapport de dilution ou taux de dilution. Ce rapport était de 1 au début des années 70 (moteur JT8D Boeing 737), il est actuellement supérieur à 8 comme le GP7200 de « Engine Alliance » [14].

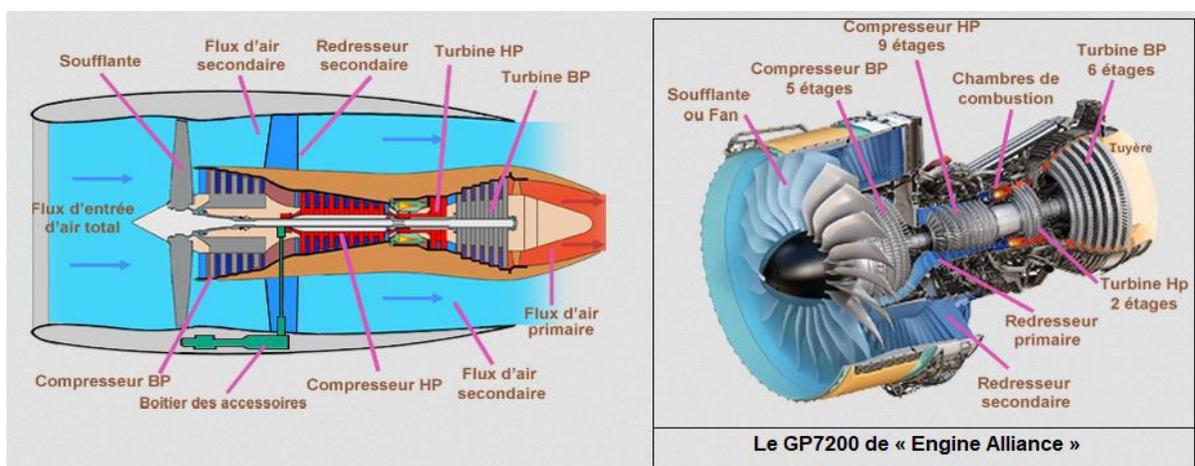


Figure II : 26 Turboréacteur double flux avec grande soufflante

**Conclusion:**

A travers ce chapitre on a pu constater que les domaines d'utilisations des turboréacteurs sont très vastes, néanmoins nous nous sommes intéressés particulièrement à ceux utilisés dans l'industrie aéronautique, leur principe de fonctionnement ainsi que leurs organes constitutifs.

# **Chapitre III :**

## **Description de moteur CFM56\_7B**

:

## INTRODUCTION

De nos jours le domaine d'aviation continu à susciter des recherches du point de vue fondamentale et application ce qui fait que ce domaine est en plein essor.

Pour ceci nous nous sommes intéressées à faire un étude technologique détaillé qui comporte trois partie essentielle électrique mécanique énergétique.

### III.1. Description du réacteur CFM56-7B

Le CFM56-7B est un turbo-fan double corps à écoulement axial avec Un taux de dilution élevé, et d'une conception entièrement modulaire pour permettre de Facilité les opérations de la maintenance.



figure III. 1 Vue interne du CFM56-7B

Il est certifié en 1996 sur le **boeing 737-800 NG et** occupe près de 59% des ventes sur le marché. Son rôle est de délivrer une poussée à l'avion et d'assurer la puissance aux systèmes suivants : Electrique environ 90KVA, Hydraulique etPneumatique.

La figure suivante montre les différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing B737-600/-700/-800/-900/-BBJ/COMBI/C40A.

Le moteur utilisé sur ces types d'avions est le CFM56-7B, dont la poussée s'étend de 19500 à 27300 livres de poussée.



figure III. 2 les différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing

### III.2. CARACTERISTIQUES techniques et énergétiques DU MOTEUR CFM56-7B

Tableau III. 1 Caractéristiques du moteur cfm56-7b

Poussée	19500 à 73000 pounds
Diamètre de l'entrée d'air	1,55 m
La masse du réacteur est de	2361 kg
Poids du moteur à vide	238 kg
Longueur	2,50 m
N <sub>1</sub> max	104% (5380 tr/mn)
N <sub>2</sub> max	105% (1583 tr/mn)
Taux de compression	32
Débit d'air au décollage	385 kg/s
Vitesse moyenne d'éjection du gaz (décollage)	295 m/s
Par kg de poussée par heure	0,95 k
Taux de dilution	5,6
Générateur électrique	3000 psi à 34 gallons/mn
Pneumatique limité	à 3000 psi et 390 à 440f degrés
Limite de démarrage de l'EGT	725°C

## III DISCRPTION DU SYSTEME FADEC

### III.3.1 INTRODUCTION AU SYSTEME FADEC :

Le CFM56-7B fonctionne à travers un système connu sous le nom de **fadec** (Full Authority Digital Engine Control). Il prend en charge la réponse aux commandes de l'avion par le contrôle complet des systèmes moteur. Il fournit également des informations à l'avion sous forme d'indications au poste pilotage, pour la surveillance et l'entretien du moteur (maintenance reporting and trouble shooting).

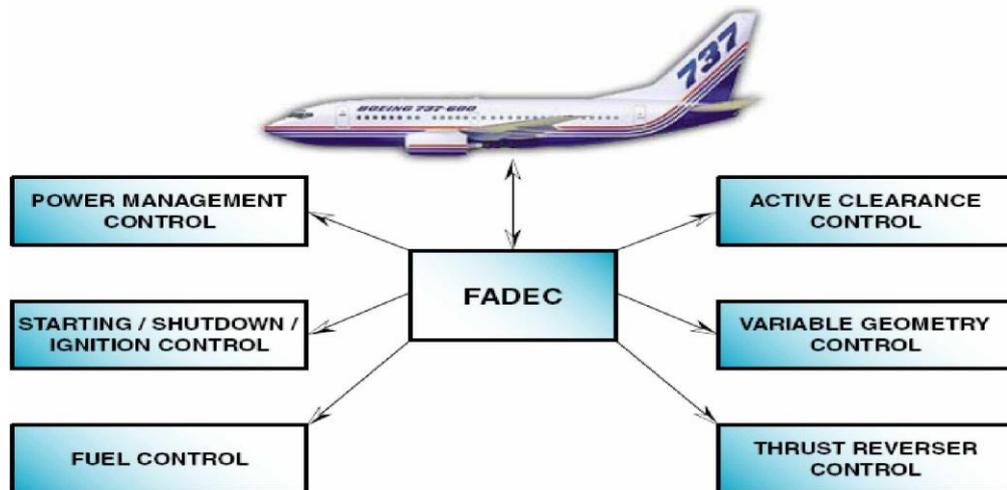


figure III. 3 Le but de FADEC [15]

### III.3.2 LES COMPOSANTS DE FADEC :

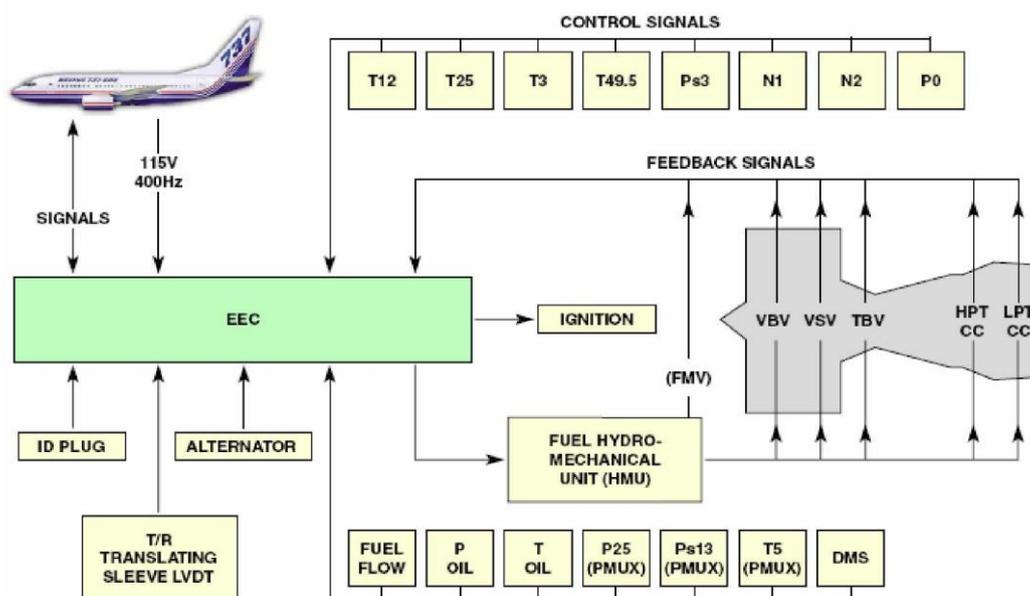


Figure III. 4 Les composants de FADEC[15]

### III.3.3 DESEIGN DE FADEC :

Le FADEC est bâti sur un système de test (BITE). Il effectue les tests et détecte ses propres défauts internes et également externes.

Le système de (BITE), détecte et isole ces pannes, dans le but de déterminer l'état desanté des canaux et de transmettre le rapport de maintenance a l'avion.

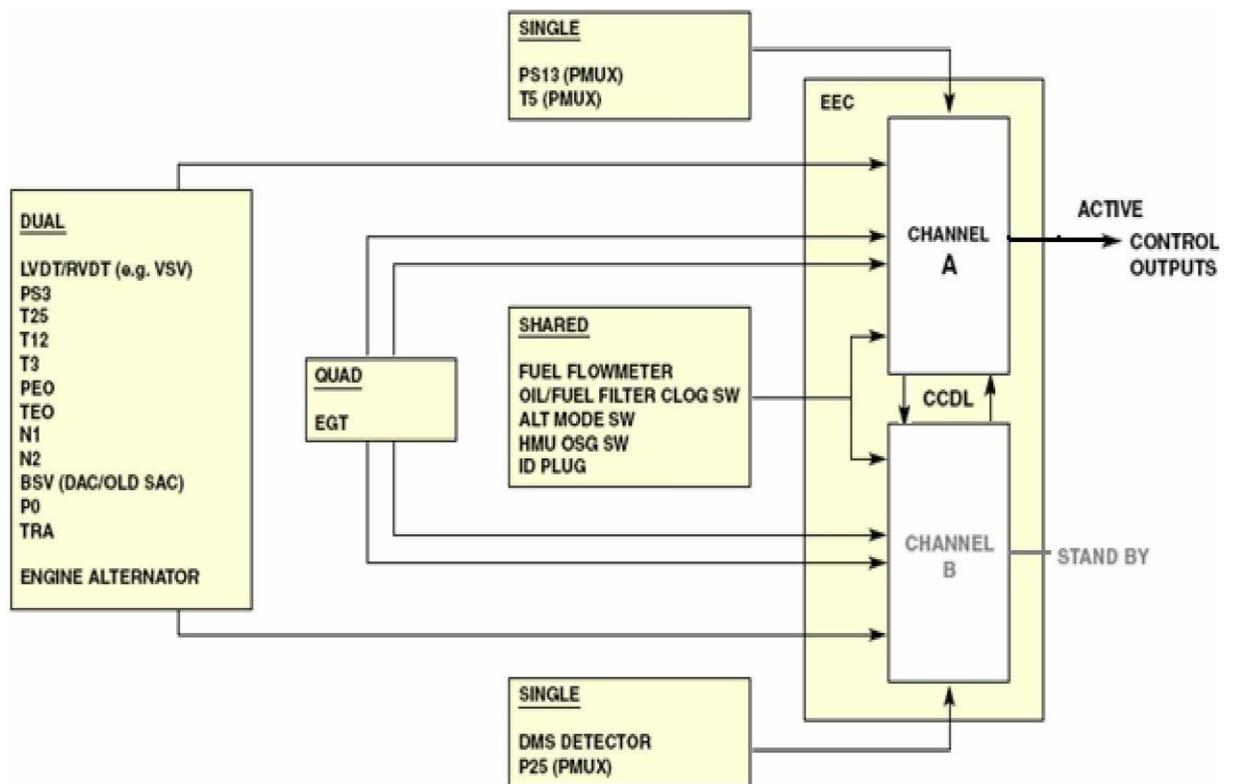


figure III. 5 Design de FADEC[15]

### III.3.4 UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR – EEC :

Le EEC est une unité de contrôle à deux canaux logés dans un caisson enaluminium, qui est fixé à droite sur le carter Fan en position 2 heures (ALF).

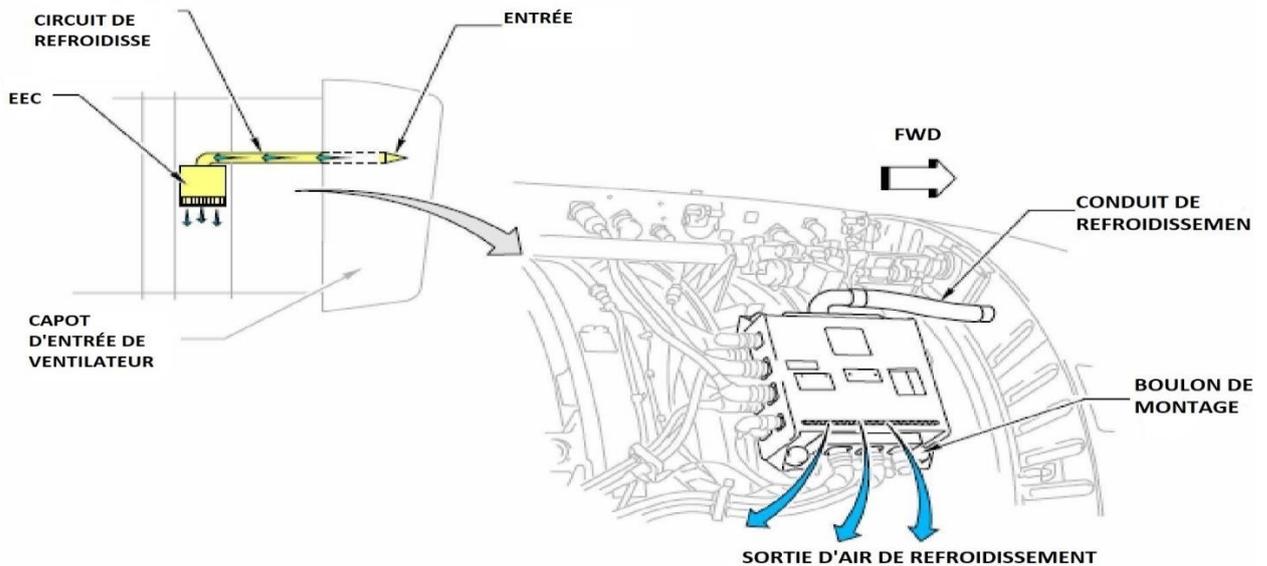


figure III. 6 Electronique contrôle moteur [16]

### III.3.5 Prise d'identification moteur (Identification Plug) :

La prise d'identification moteur fournit au EEC des informations sur la configuration du moteur auquel elle est installée.

La prise d'identification (ID plug) fournit au EEC des informations sur la configuration comme suit :

- Famille et modèle du moteur.
- N1 trime modifier.
- La poussée « Thrust rating ».
- Le Bump pour les -7B22 B1, -7B24 B1, -7B27 B1.
- Surveillance de l'état du moteur (optionnel).
- Configuration de la chambre de combustion (SAC ou DAC).
- BSV active, ou inactive.

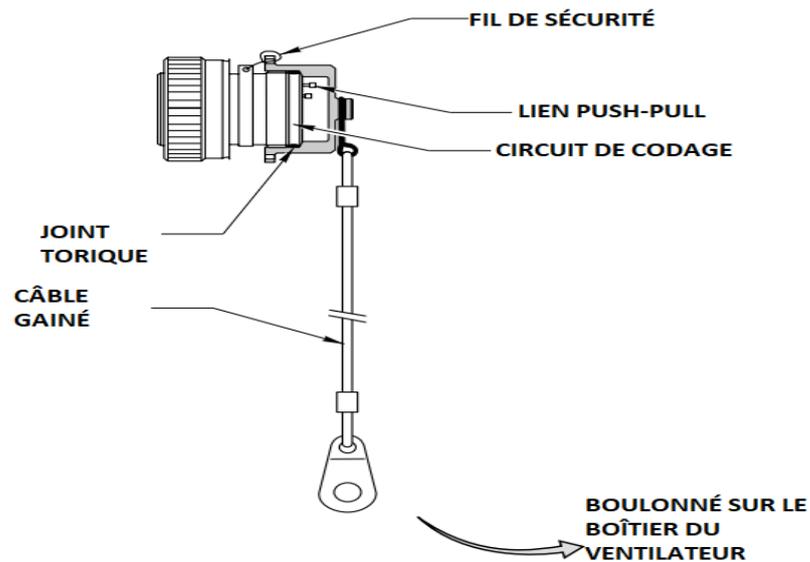


figure III. 7 Prise d'identification moteur [16]

### III.3.6 SONDES DU MOTEUR :

Pour le bon fonctionnement du moteur Le EEC a besoin d'avoir des informations sur les paramètres moteur, tel que les températures et les pressions des gaz à différentes parties du moteur dans le but de contrôler le moteur durant toutes les phases du vol :

- Sondes de vitesse
- Sondes de température.
- Thermocouples
- Sondes Pressions
- Sondes de vibration

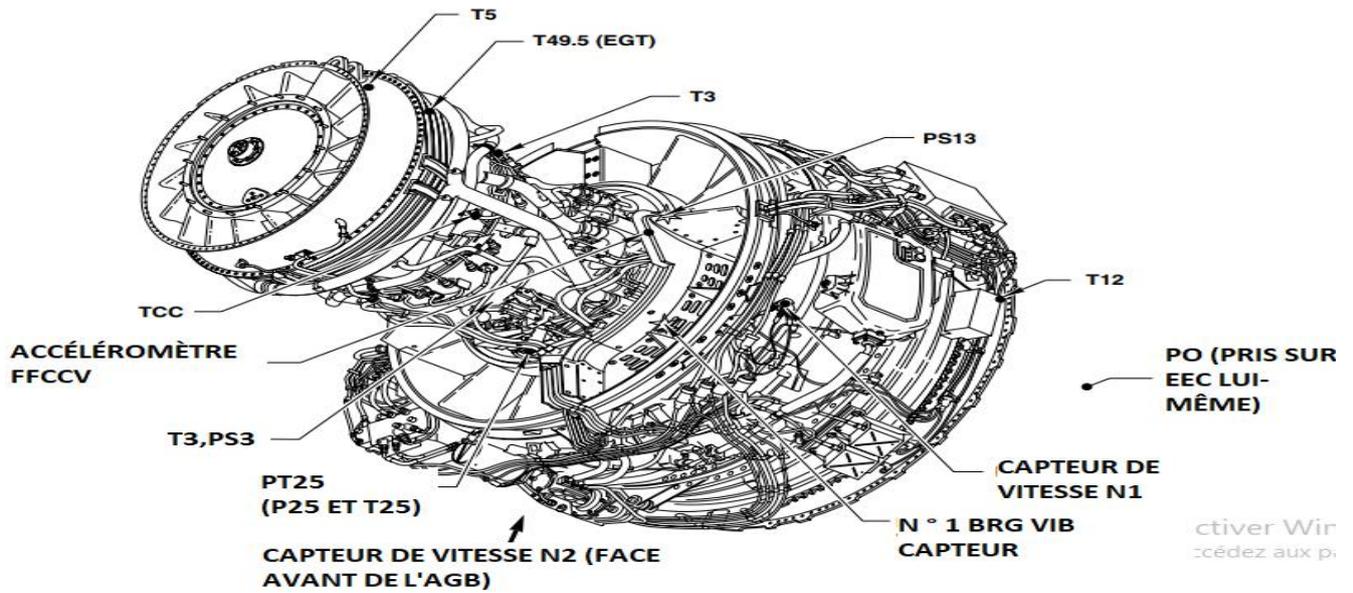


Figure III. 8 Les sondes du moteur [16]

### III.3.7 LE CABLAGE MOTEUR :

La figure suivant montre les différents câbles du moteur :

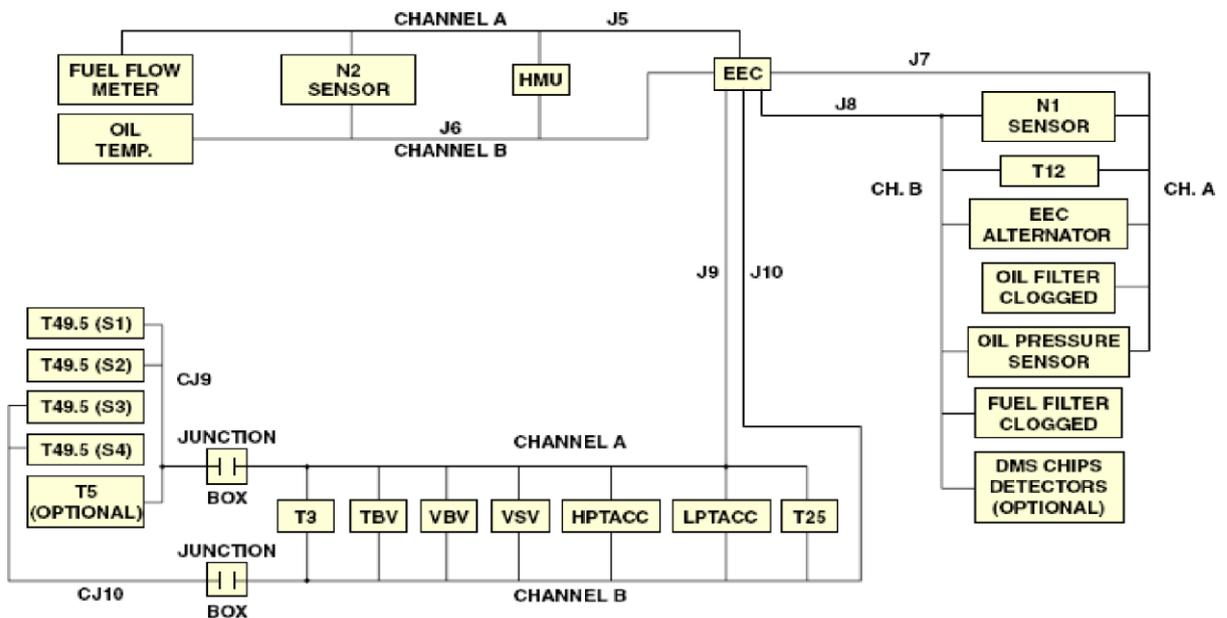


Figure III. 9 Le câblage moteur [15]

### III.3.8 CIRCUIT DE GRAISSAGE :

#### III.3.8.1 ROLE DU CIRCUIT DE GRASSAGE :

Le rôle du circuit de graissage est de :

- Lubrifier.
- Refroidir.

- Nettoyer.

Les paliers de l'enceinte avant, l'enceinte arrière, la boîte de transmission et la boîte d'entraînement des accessoires.

Le circuit de graissage assure le réchauffage du carburant.

### **III.3.8.2 COMPOSITION DU CIRCUIT GRAISSAGE :**

Le circuit de graissage est entièrement intégré dans la nacelle du réacteur il comprend :

- Un (01) réservoir
- Un (01) clapet d'isolement.
- Une (01) pompe de pression.
- Trois (01) pompes de récupération.
- Un (01) filtre principal équipé d'une by pass.
- Un (01) transmetteur de pression d'huile.
- Une (01) sonde de température d'huile.
- Un (01) filtre de récupération d'huile équipée d'un mono –contact détecteur
- De colmatages et d'une by pass.
- Un (01) échangeur thermique principal (huile/carburant)
- Un (01) servo réchauffeur carburant.

### **III.3.8.3 CONTROLE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :**

La surveillance du circuit de graissage est réalisée à partir

#### **➤ DES INDICATIONS :**

- Pression d'huile.
- Température d'huile.
- Quantité d'huile

#### **➤ DES ALARMES :**

- Un voyant baisse de pression d'huile
- Un voyant colmatage filtre de récupération d'huile.

### III.3.9 CIRCUIT DE DEMARRAGE ET ALLUMAGE :

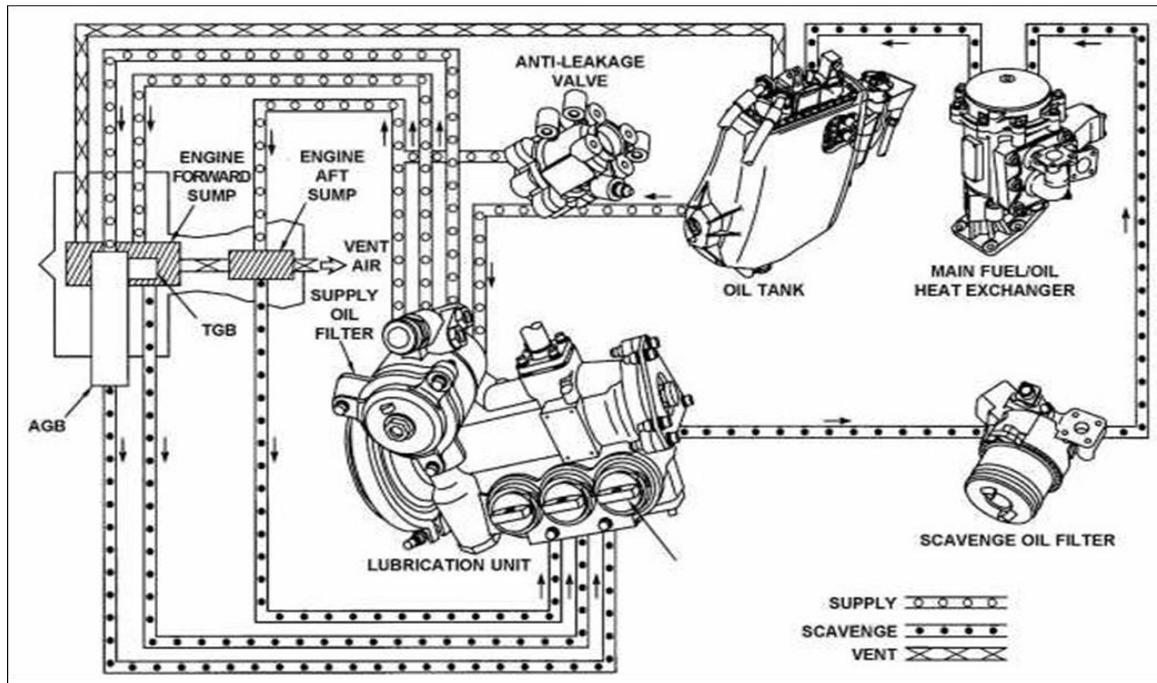


figure III. 10 circuit de graissage[15]

#### III.3.9.1 CIRCUIT DE DEMARRAGE :

Le circuit de démarrage du réacteur utilise la pression du circuit de génération pneumatique. Il peut être alimenté par :

- L'APU.
- Un des réacteurs déjà en fonctionnement.
- Un groupe de par pneumatique.
- Chaque moteur est équipé de :
- Un démarreur pneumatique.
- Une vanne de démarrage.
- Deux boites d'allumage (gauche et droite).
- Deux bougies

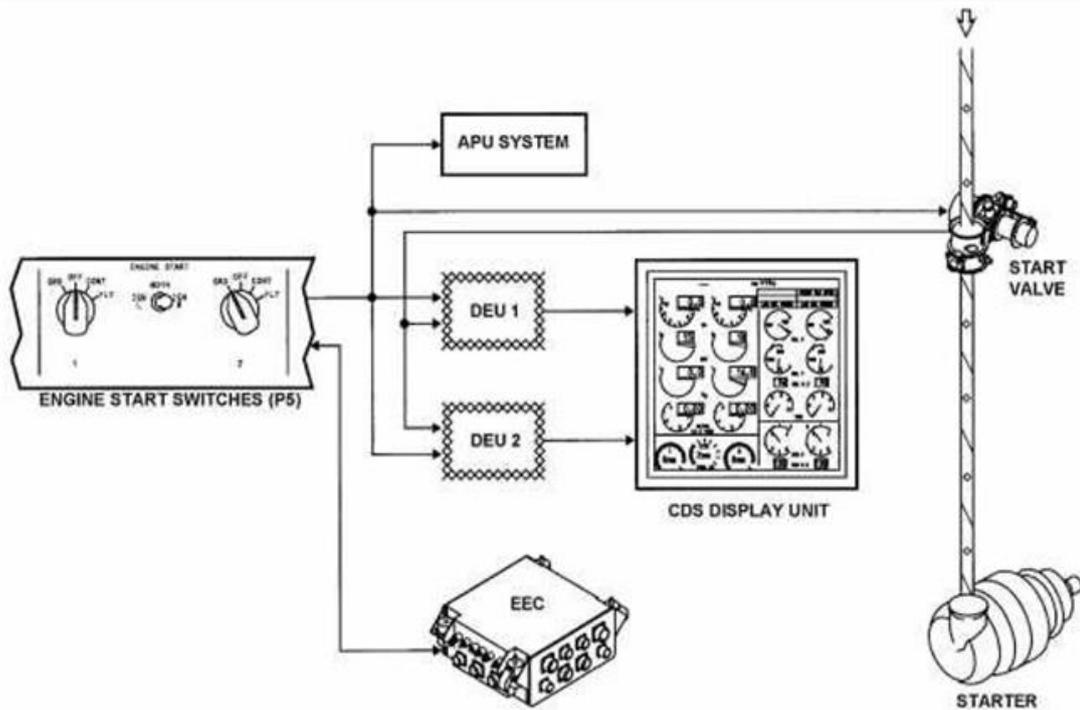


figure III. 11 circuit de démarrage [15]

### III.3.9.2 CIRCUIT D'ALLUMAGE :

Le dispositif d'allumage est utilisé pour provoquer l'inflammation du mélange air/carburant dans la chambre de combustion et éviter l'extinction au cours du fonctionnement. L'ensemble est constitué de deux circuits identiques et indépendants gauche et droit.

#### III.3.9.2.1 CIRCUIT GAUCHE :

Il comprend :

- Une boîte d'allumage.
- Une bougie.

#### III.3.9.2.2 CIRCUIT DROIT :

Il comprend :

- Une boîte d'allumage.
- Une bougie.

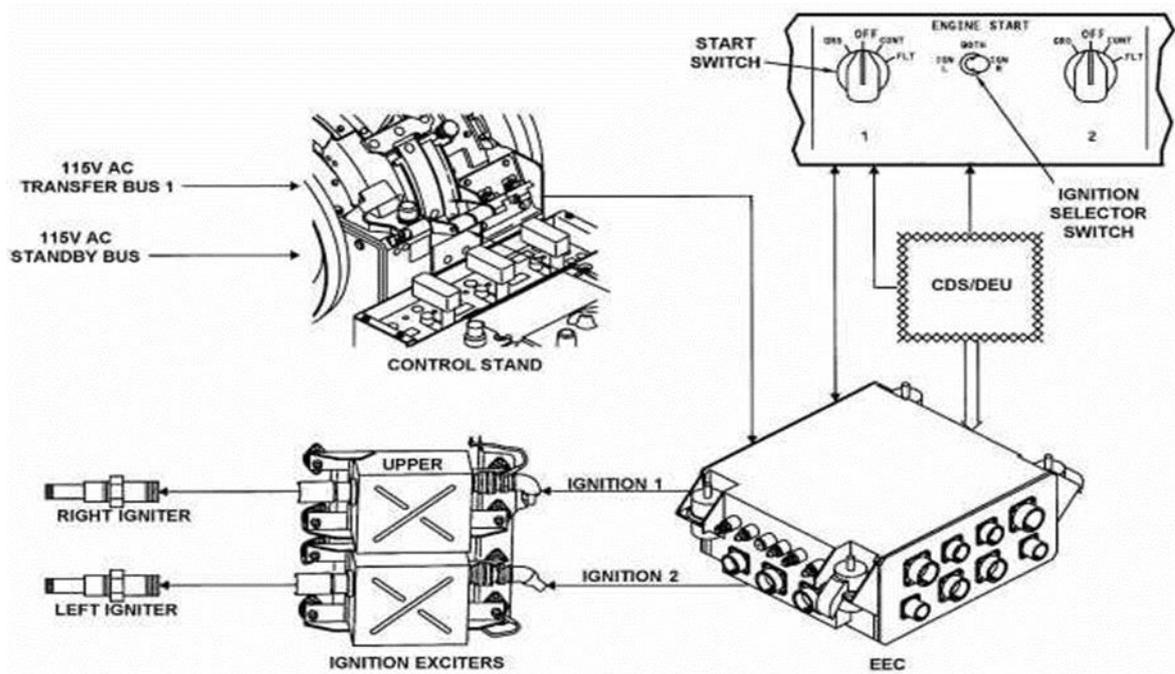


Figure III. 12 LE CIRCUIT DE D'ALLUMAGE [15]

### III.3.10 COMMANDES ET CONTROLE :

#### III.3.10.1 PANNEAU DE DEMARRAGE :

Il est situé sur le panneau supérieur pilote (P5), il comprend :

- Un sélecteur de démarrage
- Un sélecteur d'allumage.

#### III.3.10.2 SELECTEUR DE DEMARRAGE :

Le sélecteur de démarrage permet la sélection du programme de fonctionnement du démarreur. Il comprend quatre (04) positions :

- OFF (ARRET)
- GROUND (SOL)
- CONT (ALLUMAGE CONTINU)
- FLT (REALLUMAGE en VOL)

### III.3.10.3 SELECTEUR D'ALLUMAGE :

Le sélecteur d'allumage permet la sélection du programme de Fonctionnement des circuits d'allumage. Il comprend trois (03) positions :

- LEFT (BOITE D'ALLUMAGE GAUCHE)
- RIGHT (BOITE D'ALLUMAGE DROITE)
- BOTH (BOITES D'ALLUMAGE GAUCHE ET DROITE)

### III.3.11 CIRCUIT REVERSE :

L'énergie utilisée pour déplacer les demi – couronnes mobiles de l'inverseur de poussée est fournie par le circuit hydraulique avion. Le circuit hydraulique A alimente l'inverseur de poussée du moteur n°1 (gauche)

Le circuit hydraulique B alimente l'inverseur de poussée du moteur n°2(droit). Néanmoins un circuit hydraulique secours peut alimenter l'inverseur de poussée de n'importe quel moteur en cas de panne hydraulique des circuits A ou B

Le système d'inversion de poussée comprend :

- Un (01) ensemble de commande, contrôle et retour d'asservissement.
- Six (06) vérins hydrauliques.
- Deux (02) sync lock (verrouilleur de synchronisation).
- Une (01) vanne d'isolement hydraulique.
- Une (01) vanne de sélection du sens de rotation.
- Deux (02) demi-couronnes (gauche et droite).
- Dix (10) portes.
- Douze (12) cascades.

Le contrôle de la reverse se fait par :

- L'unité électronique de contrôle moteur qui gère les transducteurs linéaires à déplacement variable.

- L'EAU qui gère les Switch de proximité, les deux syn lock, la vanne d'isolement hydraulique et la vanne de sélection du sens de rotation et le voyant reverser.

#### **SIGNALISATION :**

- Un voyant REV apparaît sur l'indicateur N1 quand la reverse est sélectionnée.
- Le voyant s'allume ambre quand la reverse est en transit.
- Le voyant s'allume vert quand la reverse est sortie et verrouillée.
- « Le voyant REV est gère par l'unité électronique de contrôle moteur(EEC) »
- Un voyant REVERSER s'allume ambre pendant 10.5 secondes lors de l'entrée reverse.
- Il s'allume ambre et reste allumé quand il Ya une panne reverse. « Le voyant reverser et géré par L'EAU »

#### **III.3.12 CIRCUIT DE COMMANDE :**

Chaque réacteur est équipé de :

- Une (01) manette de poussée.
- Une (01) manette de démarrage.
- Une (01) manette reverse.
- Une (01) manette poignée coupe-feu.
- La commande de la poussée par l'auto manette.

#### **III.4. LES DIFERENTS MODULES DU MOTEUR**

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

- Module major Fan and Booster
- Module major Core
- Module major LPT

- Système d'entraînement D'accessoires

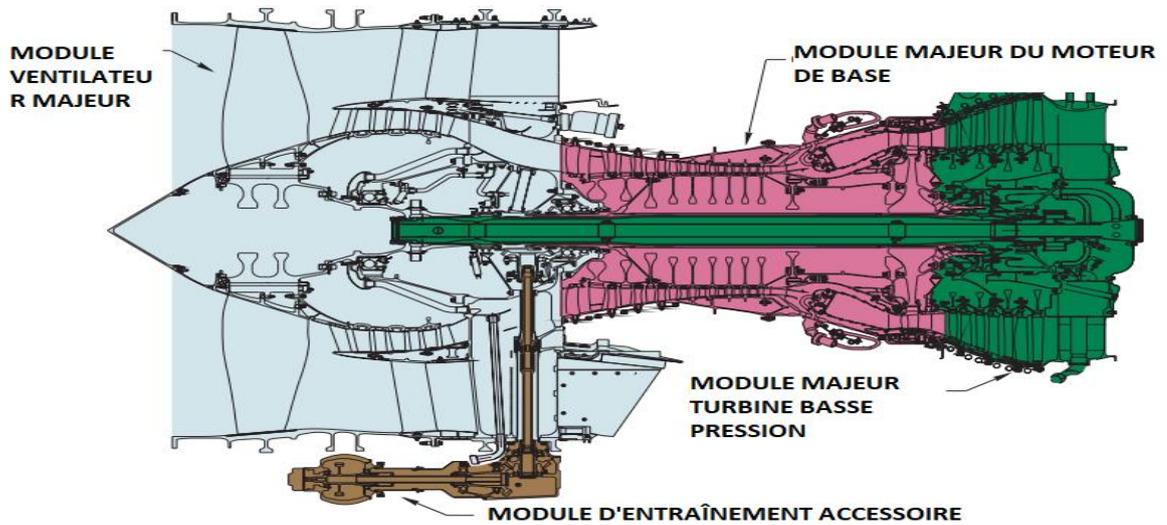


figure III. 13 Les modules du moteur CF M 56-7b [17]

#### III.4.1 Le module major fan and booster

- **Fan (soufflante) :** qui est une soufflante de 24 ailettes à large corde en titane fixées sur le fan disque ou ils seront maintenus radialement par des cales.
- **BOOSTER :** qui est le compresseur de charge (Compresseurs basse pression) de quatre étages. Le fan accélère la vitesse de l'air, un carénage de splitter (séparateur) divise l'air en deux flux,

L'air primaire et le secondaire. La première passe dans le CORE à travers le booster qui augmente la pression à un rapport de 1.7 et le renvoi vers le compresseur HPC tant dis que le flux secondaire va vers le canal du FAN, qui constitue 80% de la poussée. [17]

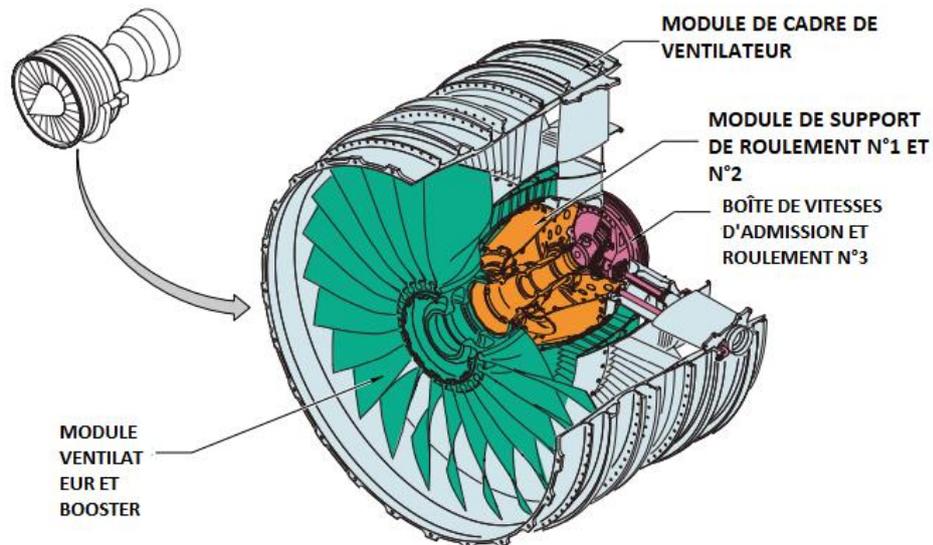


figure III. 14 ventilateur et booster[16]

### III.4.2 Module major core

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

L'extrémité avant du core est supportée par deux rangées de roulements N°3, un à Galet et l'autre à Billes, situés au niveau du FAN FRAME.

L'extrémité arrière est supportée par un roulement à Galet N°4, situé au niveau de l'arbre arrière du rotor HPT.

### III.4.3 Module major LPT

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

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

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

### III.4.4 Module d'entraînement d'accessoires

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

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

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

- Boîte de vitesses d'admission (IGB)
- Arbre de transmission radial (RDS)
- Boîte de transfert (TGB)
- Arbre de transmission horizontal (HDS)
- Boîte de vitesses accessoire (AGB)

### **III.5. LES STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CFM56-7B :**

On distingue cinq stations aérodynamiques où des capteurs et des sondes sont placés :

- **Station 0** : air ambiant ;
- **Station 12** : entrée fan ;
- **Station 25** : température d'entrée HPC ;
- **Station 30** : sortie HPC (pression sortie HPC) ;
- **Station 49,5** : deuxième étage LPT.

Si le moteur est équipé du kit de surveillance d'état de santé moteur, on a en plus des sondes aux stations aérodynamiques suivantes :

- Station 25 : entrée HPC ;
- Station 50 : sortie LPT.

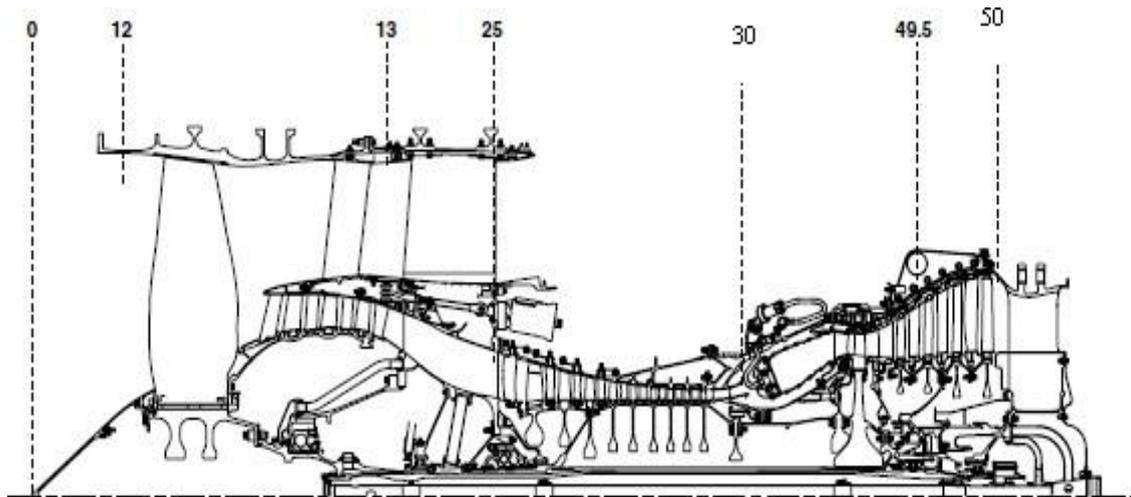


figure III. 15 Les stations aérodynamiques du moteur CF M56-7b [17]

### III.6. ELEMENTS CONSTITUTIFS DU MOTEUR :

#### III.6.1 Entre d'air

L'entrée d'air se présente sous la forme d'un conduit, son rôle est de raccorder le plus avantageusement (champ de vitesse le plus homogène possible) les filets d'air avec l'entrée du compresseur et cela le domaine de vol.

#### Cônes

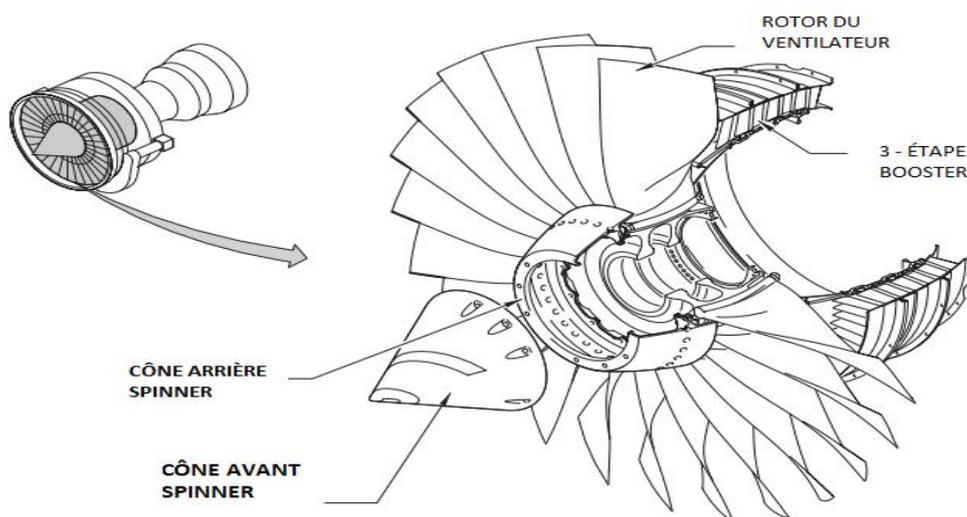


figure III. 16 DESCRIPTION LES ELEMENTS DE CONE [16]

#### Cônes avant et arrière de fileur :

Les cônes avant et arrière de fileur sont les capots aérodynamiques quel flux d'air

direct de prise de moteur.

Pales de ventilateur :

Il y a 24 larges cordes, pales de ventilateur titaniques. Une cale d'entretoise sous chaque pale de ventilateur la tient en position radiale correcte. Vous enlevez la cale d'entretoise pour faciliter pour enlever le ventilateur lame. Les plateformes entre les lames font le flux d'air lisse. La bride de retenue de ventilateur et le circlip juge cales et plateformes d'entretoise de pale de ventilateur.

Vous avez lu cette information gravée sous la racine du ventilateur lame :

- Numéro de la pièce
- Numéro de série
- Poids d'élan.

Sphérique les creux montrent les trous excentrés. Il y a les trous de boulon excentrés ou fils sur ces composants :

- Cône avant de fileur
- Cône arrière de fileur
- Évitez la bride de retenue
- Évitez le disque.

### III.6.2 L'AGB

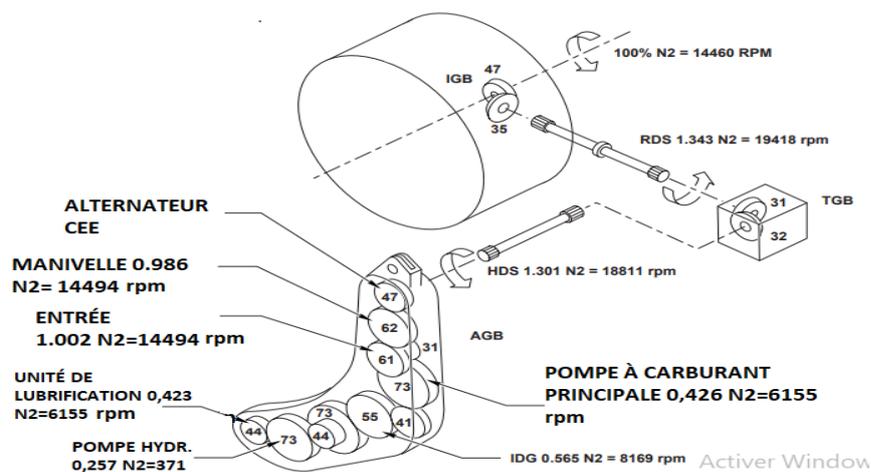


figure III. 17 les accessoires de moteur sur l'AGB[16]

La boîte d'engrenages des accessoires (l'AGB) est sur du côté gauche du moteur, sur la caisse d'admission de ventilateur. L'AGB envoie le couple du Rotor de N2 par des pignons droits pour tourner les accessoires de moteur et d'avion. Ils sont ligne unités remplaçables. Vous obtenez l'accès à l'AGB et les accessoires quand vous ouvrez le capot gauche de ventilateur. Endroits d'accessoires.

Ces les accessoires de moteur et d'avion sont sur le visage plan de l'AGB :

- Alternateur de la CEE
- Sonde de N2
- Garniture opérante à la manivelle
- Démarreur d'air de moteur
- Générateur intégré d'entraînement (IDG)
- Pompe hydraulique.

Ces accessoires de moteur sont sur le visage arrière de l'AGB :

Paquet de pompe à essence (pompes à essence, HMU, et huile/carburant principal échangeur de chaleur)

Unité de lubrification

Nettoyez le filtre à huile.

### **III.6.3 LE COMPRESSEUR**

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

Le compresseur est constitué d'une partie mobile appelée ROTOR et d'une partie fixe le STATOR. Le rôle du ROTOR est de fournir de l'énergie cinétique au fluide, le STATOR transformant cette énergie en énergie de pression. [17]

Le compresseur axial est constitué de :

- Un ROTOR formé par un empilage de disque à la périphérie desquels sont fixées des ailettes, deux disques consécutifs sont séparés par une virole.

- Un STATOR formant le carter du compresseur et à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux recevant des ailettes.
- Chaque disque du ROTOR équipé de ses aubes forme une grille d'aubes ROTOR.
- Chaque anneau du STATOR avec ses ailettes constitue une grille d'aubes STATOR.

### III.6.3.1 Définition d'un étage de compresseur :

Un étage de compresseur axial est constitué d'une grille d'aubes ROTOR suivie d'une grille d'aubes STATOR.

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.

### III.6.3.2 Généralité sur le Compresseur axial double corps de moteur CFM56-7B

L'ensemble est composé de deux compresseurs mono corps montés en série, 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. [17]

- Cette disposition permet d'obtenir deux vitesses de rotation différentes surtout dans les bas régimes.
- Bien que de conception et d'usinage plus délicate. Le compresseur double corps présente les avantages suivants :
- Démarrage du réacteur plus facile car on entraîne en rotation simplement le mobile HP, le mobile HP étant entraîné par l'écoulement du fluide au niveau des turbines.
- Accélération et décélération plus rapides car moins d'inertie.
- Poussée de ralenti plus faible.
- Meilleur rendement de compression aux faibles régimes.

### III.6.3.3 Compresseur basse pression :

Il comprend quatre étages. Son taux de compression du décollage peut atteindre 2.9 sur certains moteurs.

Il n'est jamais équipé de stators orientables, la protection anti –pompage étant assurées par des vanes de décharge.

#### **III.6.3.3.1 Fan (soufflante)**

Le fan n'est autre qu'un compresseur à un étage débitant dans une tuyère annulaire. Le fan fournissant la majeure partie de la poussée, son rendement aérodynamique est d'une extrême importance. Etant donné ses dimensions, la vitesse en bout de pale est très élevée et l'écoulement y est en partie supersonique.

Afin d'éviter les vibrations, les pales sont généralement rendues solidaires par une cloison (snubber).

Cette cloison a pu être éliminée sur les fans sont constitués d'une structure en nid d'abeille soudée entre deux tôles en titanium.

Les aubes de sortie du fan sont destinées à redresser l'écoulement avant l'entrée de la tuyère.

Pour un moteur typique (CFM 56 p.ex.), le fan atteint au décollage un rendement de 0,89 avec un taux de 1,6 et un nombre de Mach en bout de pale de 1,5.

#### **Le module :**

L'étude porte sur la partie située à l'avant du moteur. Elle comprend :

- Une partie tournante: le rotor
- Une partie fixe: le stator

La pièce principale de l'étude est une pièce composante du stator: le carter de soufflante.

#### **Le rotor de soufflante :**

C'est une roue mobile (un disque plus ses aubes) avec 24 aubes fan, fixées à un arbre tournant.

Cette soufflante accélère une masse d'air importante et fournit la plus grande partie de la poussée.

Elle se trouve à l'intérieur d'un carénage : le stator.

#### **Le stator :**

Il est constitué du carter de soufflante (ou carter fan), celui-ci est assemblé à l'avant à la manche d'admission par une bride que l'on appelle "bride A1" et assemblé à l'arrière au carter intermédiaire par une bride que l'on appelle "bride A'1".[16]

Parmi toutes les pièces accrochées sur le carter fan, on considèrera la masse: a plus lourde d'entre- elles: la boîte d'engrenage dite aussi AGB a pour rôle de prélèvera de la puissance au moteur sous forme de rotation d'un arbre et de la distribuer à différents équipements (alternateurs, pompes à huiles...)

### **Manche d'admission :**

C'est le canal d'entrée à l'air capté. Ce fluide s'écoule dans tout le turboréacteur, depuis l'entrée d'air jusqu'à la tuyère d'éjection en passant par le compresseur, la chambre de combustion et la turbine.

### **Le carter intermédiaire:**

C'est la principale structure du moteur qui supporte les rotors et stator à travers laquelle cheminent les principaux efforts: reprise de poussée, suspensions, efforts de balourds, efforts inertiels...

### **Le carter fan**

On examine le carter au droit des aubes du rotor de soufflante entre lesquels il existe un jeu fonctionnel. Le jeu en bout d'aubes fan doit être le plus faible possible pour accroître la performance du moteur, c'est-à-dire éviter le retour du flux d'air provoqué par une pression plus faible à l'amont de l'aube qu'à l'aval.

Devant le faible jeu, le carter comporte au droit des aubes un matériau abordable permettant d'éviter le contact métal sur métal.

Ce jeu varie en fonctionnement selon les phases de vol (ralenti, décollage, croisières) compte tenu des évolutions des paramètres qui le pilote (vitesse de rotation, pressions, températures ...).

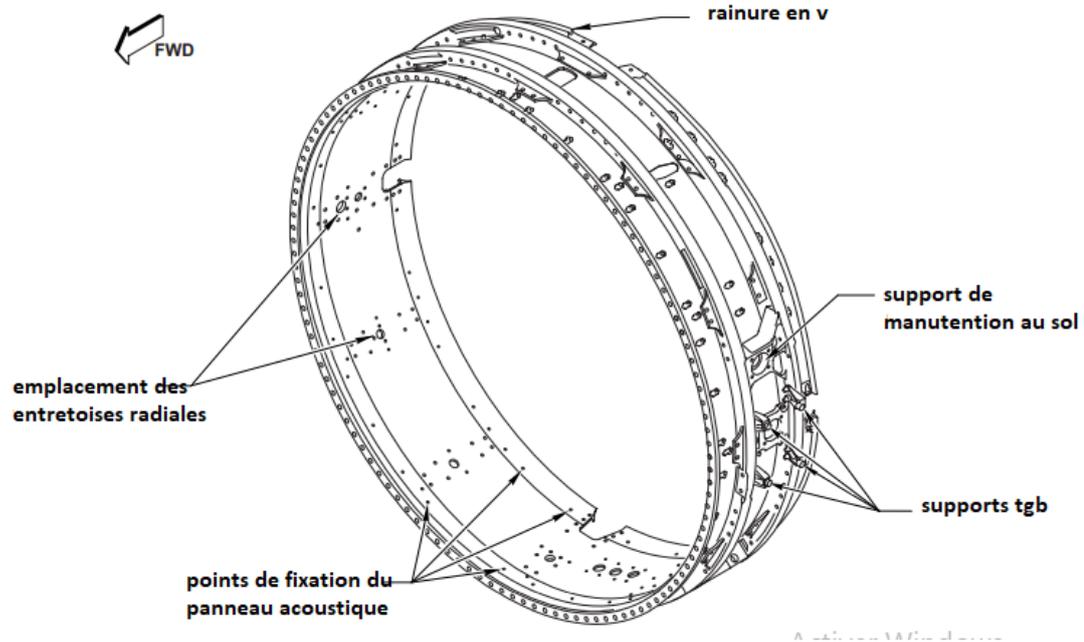


Figure III. 18 le carter Fan [16]

### PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DES VBV :

Lorsque le débit d'air du compresseur est faible et le rapport manométrique de compression est élevé, les risques de pompages sont plus importants, et cela avec une variation en fonction des conditions ambiantes (T, P), et du régime de compresseur.

**Nota :** sur le CF6 80, il dépend aussi du compresseur HP et les conditions de son fonctionnement.

Une diminution du rapport manométrique du compresseur BP et une augmentation de son débit d'air sont provoquées par l'ouverture progressive des VBV, les risques de pompage du compresseur BP sont ainsi réduits. A bas régime réacteur et lors d'une réduction rapide de régime le régulateur des dispositifs anti-pompage commande l'ouverture progressive de VBV. A régime élevé et stabilisé, en condition standard, le réacteur fonctionne à son régime d'adaptation, les VBV sont fermées. [17]

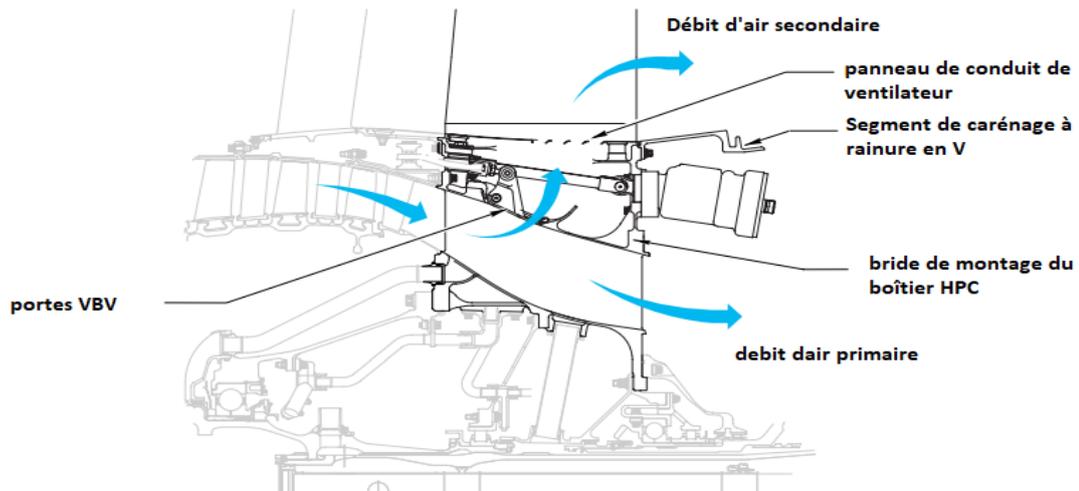


Figure III. 19 la position de la vanne de décharge [17]

Après la production d'un pompage prolongé, et si on aura une ou des cassures

Au niveau des aubes, on choisit parmi les méthodes suivante la plus simple :

- Répartition en deux séries décroissantes.
- Répartition en une série décroissante forte/faible.
- Répartition en 4 séries décroissantes en sens opposées.
- Réparation en 3 séries décroissantes forte/faible.

#### III.6.3.4 Compresseur haute pression :

Le compresseur est du type dit « axial », car l'air y est propulsé parallèlement à l'axe de la machine.

Il comprend un grand nombre d'étages successifs, chaque étage étant constitué d'aubes tournant à grande vitesse et constituant le rotor, suivies d'aubes fixes formant le stator.

Les aubes du rotor sont implantées dans un tambour ; els aubes du stator dans un carter démontable.

Le premier étage est précédé d'aubes d'entrée (inlet guide Vanes) dont le but est d'orienter correctement l'écoulement vers le premier rotor.

## Principe de fonctionnement de VSV [17]

La variation de l'angle d'incidence de l'écoulement de l'air par rapport au profil des ailettes des rotors. Des compresseurs axiaux, dépendent des conditions d'écoulement à l'entrée de l'étage et de la vitesse de rotation des moteurs compresseur.

Quand l'angle d'incidence de l'écoulement est très petit, on aura une diminution du rendement du compresseur et de l'efficacité. Quand l'angle d'incidence augmente de l'épaisseur de la C.L, l'écoulement peut devenir tourbillonnaire et entraîner un décrochage aérodynamique de l'étage.

On peut faire une correction de l'angle d'incidence de l'écoulement dans le rotor par une variation commandée de l'angle de calage des aubes de station compresseur et des aubes de préparation.

Les VSV, maintiennent une valeur stable de l'angle d'incidence sur les, ailettes du rotor par le CFM56,

à tous les régimes du compresseur HP quelques soient les conditions ambiantes.

La détermination de la position des aubes se fait grâce au régulateur anti- pompage en fonction du régime N2, de la température de l'air à l'entrée du compresseur HP.

En grand régime du réacteur avec des conditions normales, le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum.

Les VSV sont en position « ouverte » à un régime bas, ce compresseur ne

Concorde plus avec son régime d'adaptation.

Pour des vitesses des VSV sont « fermée » quand le calage est maximum et pour un régime N2 inférieur au ralenti. On élimine les risques de décrochage aérodynamique grâce aux ailettes du compresseur HP qui travaillent sous un angle d'incidence optimum. A faible régime, on aura une chute rapide que le débit des étages avant, afin d'éviter les perturbations dans l'étage arrière, on met les VSV en position « fermée » pour limiter le débit d'air. A bas régime le VSV fermé et le VBV ouvert. A haut régime le VSV ouvert et le VBV fermé

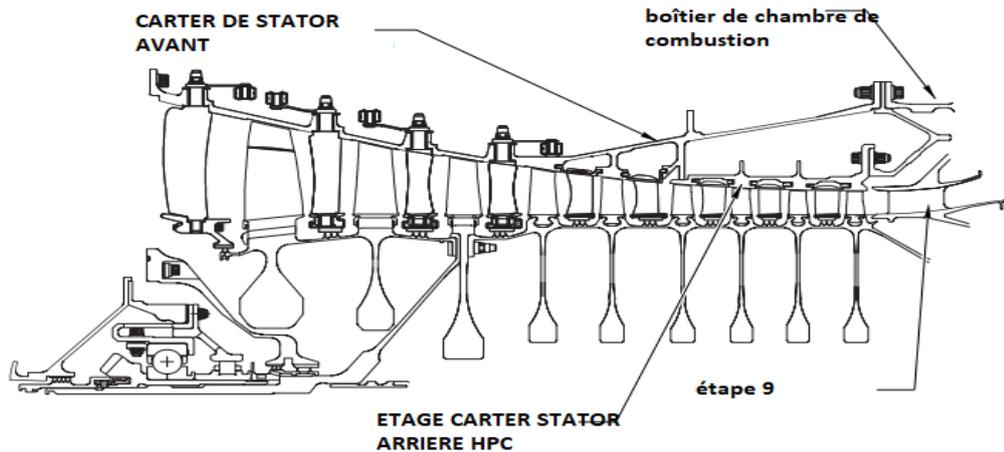


figure III. 20 la position de la vanne de décharge [16]

### III.6.3.5 Avantage du compresseur double corps

Le compresseur double corps présente de nombreux avantages liés à sa conception.

En effet, pour un même apport de carburant le mobile HP tournera à une vitesse de rotation plus élevée que le même compresseur simple corps, car il présente moins d'inertie. De ce fait, le bourrage sur les derniers étages est beaucoup plus faible, le compresseur double corps sera donc moins sensible au pompage aux bas régimes.

Le mobile BP tourne avec une vitesse beaucoup plus faible que le corps HP et cela d'autant que l'apport de carburant est faible, ce qui permet d'avoir des régimes de ralenti plus fiables et donc des consommations de carburant plus faibles.

De plus l'ensemble mobile double corps présentant moins d'inertie permettra des accélérations et décélérations plus rapides.

Nous retiendrons donc comme avantages de double corps comparé au simple corps Moins sensible au pompage aux bas régimes.

- Rendement de compression aux faibles régimes amélioré.
- Poussée de ralenti plus faible.
- Facilités de démarrage (seul le HP est entraîné).
- Accélération et décélération plus rapides.

Le seul inconvénient réside évidemment en sa complexité technologique (arbres concentrique) se traduisant par un coût plus élevé.

### Les aubes

En général, les ailettes sont de la même nature que les disques sur lesquels elles sont fixées. Les disques sont soit en acier spécial (Z12 C13 ou A286) ou en titane. On rencontre aussi des montages disque acier spécial et aubages en alliage aluminium (AU 2 GN).

### Fixation des aubes

Les aubes sont fixées sur la roue mobile par différents moyens, une aube est représentée par une racine « nub » et un sommet « tip » la fixation se réalise sur la roue pour éliminer le mouvement avant arrière haut, bas et rotation, dans le rotor les aubes sont fixées une cote de l'autre. Les pieds de fixation sont en queue d'aronde en T et à baguette.

L'empilement de disques forme une gaine ou on reçoit. Les aubes qui sont soumis à une force centrifuge. Les méthodes usuelles qui sécurisent la fixation des aubes rotor aux disques peuvent être circonférentielle ou axiale aussi.

### III.6.4 La chambre à combustion

Une chambre de combustion annulaire est composée de deux tubes concentriques recevant dans l'espace annulaire formé par les deux enveloppes internes et externes du tube à flamme où se présente les injecteurs disposés tous autour de la section d'entrée du tube à flamme. [17]

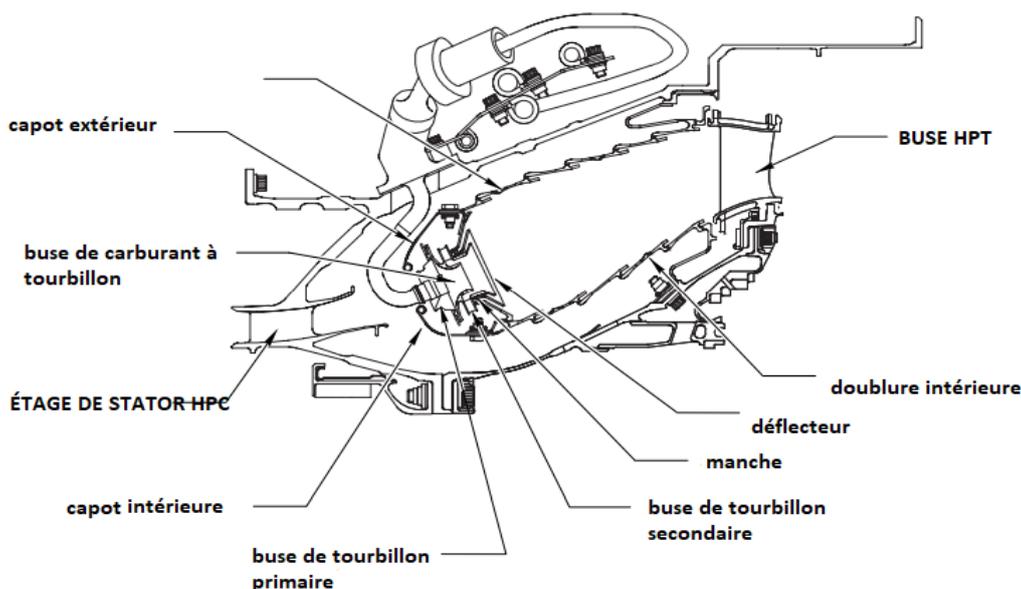


figure III. 21 la chambre à combustion annulaire. [16]

Tube à flamme est enveloppé par le carter interne et externe. Pour assurer l'allumage, deux allumeurs sont disposés à 11 h et 1 heure entre deux injecteurs consécutifs pour assurer l'allumage et former un anneau de flamme dans la chambre de combustion

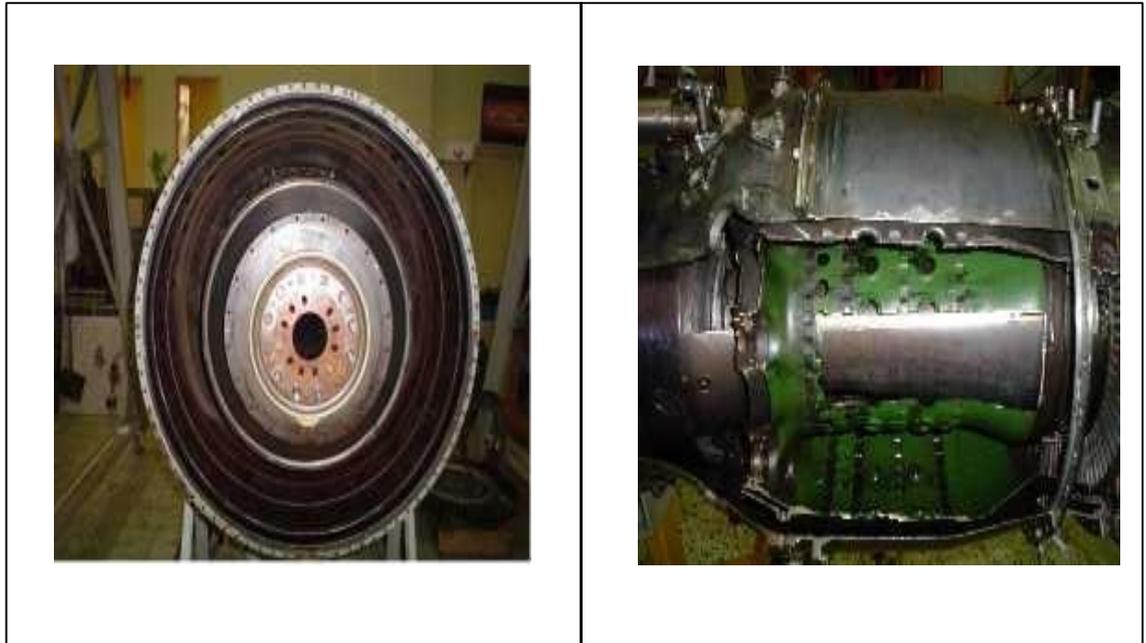


Figure III. 22 Photo d'une chambre annulaire [17]

La chambre de combustion annulaire est très difficile à réaliser car elle demande trop de moyens techniques d'autre part elle exige un personnel qualifié pendant les opérations de remise en état et d'entretien. Cependant son rendement est meilleur que celui de la chambre tubulaire puisqu'elle occupe le plus d'espace alloué à la combustion par la machine.

Elles se composent de façon générale de :

Un carter de raccordement à la veine d'air du compresseur (ce carter est souvent appelé carter intermédiaire) dans lequel se trouvent les éléments apportant le kérosène appelés injecteur :

- Un ou plusieurs tubes à flamme dans le ou lesquels séjourne la flamme
- Une enveloppe externe et une autre interne dans lequel passe l'arbre Compresseur turbine
- Un carter de raccordement au premier étage de turbine.

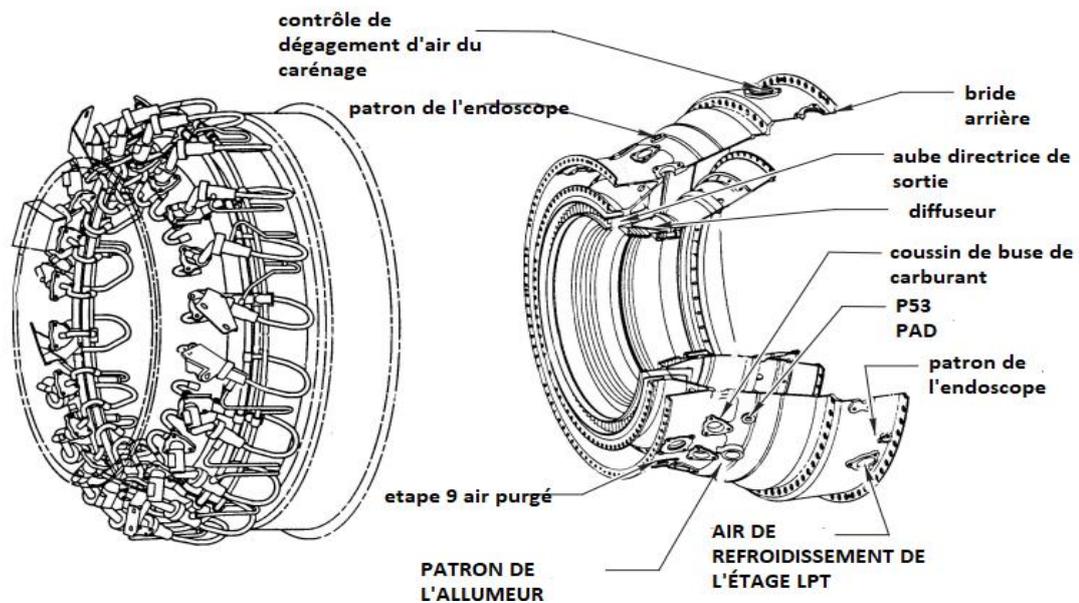


figure III. 23 les différents éléments qui constituent la chambre à combustion [16]

La chambre de combustion est un élément qui fournit de 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 qui crée la réaction dans le but de permettre la transformation de l'énergie chimique en énergie calorifique.

Les constructeurs cherchent la meilleure forme de la chambre de combustion pour :

- Avoir un encombrement minimal.
- Assurer la combustion la plus complète possible.
- Réduire les pertes de charge.
- Éviter les déformations à des influences thermiques.

### Le Fonctionnement :

L'air sous pression venant du compresseur entre dans la chambre elle se partage en un air primaire flux qui constitue l'air de combustion dosé de manière à ce que le rapport **combustible/air** est situé aux environs de **1/15** richesse idéale pour une combustion.

Le carburant est injecté dans le tube par pulvérisation en fines gouttelettes ainsi pour un bon brassage air \ carburant l'air primaire est entraîné dans un mouvement tourbillonnaire à travers

des aubes de turbulences autour de l'injecteur ceci améliore la combustion et diminue la quantité des imbrûlés.

Le deuxième flux est trois à quatre fois supérieur au flux primaire qui circule entre l'enveloppe interne et le carter de la chambre cet air est mélangé au primaire dans la zone secondaire et la zone de dilution correspondant a la quantité d'air secondaire et tertiaire.

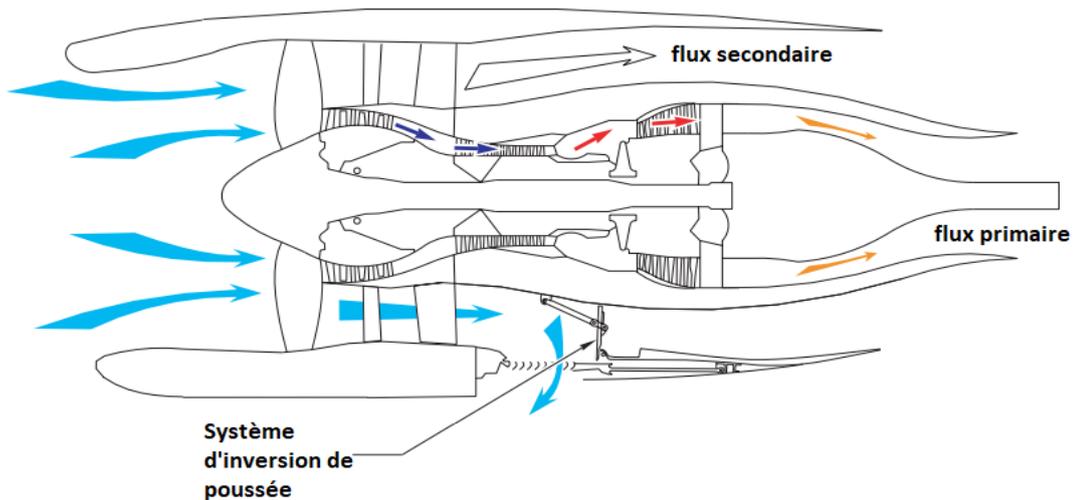


figure III. 24 l'entrée d'air primaire et secondaire [16]

Les gaz en fin de combustion atteignent une température de **2200 °K** qui est trop élevée pour les aubes turbines il est donc nécessaire de refroidir les gaz ce qui est réalisé par les orifices d'air secondaire et tertiaire qui limitent la température a une valeur comprise entre **1100** et **1400°c**.

La disposition de ces orifices est très délicate et seul l'expérience peut mener à des bons résultats. Ces derniers créent un film d'air assurant la protection thermique des tôles constituant le tube a flamme. Cependant les orifices de grandes sections assurent la création de zones de circulations qui permet de stabiliser la flamme à proximité de l'injecteur favorisant son auto inflammation et évitant l'extinction par décrochage de la flamme. [17]

### MATERIAUX UTILISE :

Dans toutes les chambres de combustion les matériaux utilisés sont des 'réfractaires'. Ces matériaux doivent résister aux fortes températures ainsi qu'aux chocs thermiques et conserver des caractéristiques mécaniques aussi bien aux températures ambiantes qu'aux hautes températures (régime de décollage).

En générale les tubes à flamme sont en aciers spéciaux réfractaires composés essentiellement de nickel chrome, ceux-ci devant aussi résister aux fortes corrosions dues aux hautes températures. Les aciers employés sont généralement des aciers spéciaux de la classe Niamonic, ou alliage renié (78 ou 80). Nous donnons ci-dessous les matériaux constituant la chambre de combustion d'un moteur militaire.

**Tube à flamme:**

Il en générale fait avec un alliage de **chrome nickel (NC 22 Fe D)** qui résiste a de très hautes température car le tube a flamme est le siège de la combustion

**Brûleurs :**

Le brûleur, l'ensemble de l'injecteur plus le tourbillonnaire, ils sont en **acier** spécial, au chrome, nickel titane (Z 10 CNT 18)

**Porte Brûleurs :**

Il est en alliage d'aluminium (AU 5N)

**Enveloppe externe :**

L'enveloppe externe est le carter qui couvre le tube a flamme de l'extérieur, lui aussi subit a de température élevé, il est en **acier spécial, nickel, chrome et titane** (Z3 NCT 25)

**Enveloppe interne :**

C'est celui qui couvre le tube a flamme de l'intérieur et dans le quelle passe l'axe du compresseur, turbine il est en titane (T50)

**Carter intermédiaire :**

Il fait le raccordement entre le compresseur et la chambre de combustion, il résiste a des températures moyenne il est en alliage, titane (ZTI).

**III.6.5 La turbine**

La turbine est un élément qui assure l'entraînement du compresseur et ces accessoires (GTR) ou réducteur. En général un étage de turbine est constitué d'un stator turbine de type axial.

Point de vue énergétique, la turbine prélève alors de l'énergie des gaz chaud venant de la chambre de combustion pour les transformer en énergie mécanique servant à tourner la roue turbine.

### III.6.5.1 Fonctionnement

L'air provenant de la chambre de combustion s'écoule dans les aubes fixes stators ce qui fait transformer en vitesse l'énergie de pression du fait que le passage formé par deux aubes stators consécutives sont convergent. D'autre part les filets d'air seront dévié d'un certain angle pour attaquer la roue turbine ou ils vont prendre naissance les forces aérodynamiques provoqua la rotation del'attelage.

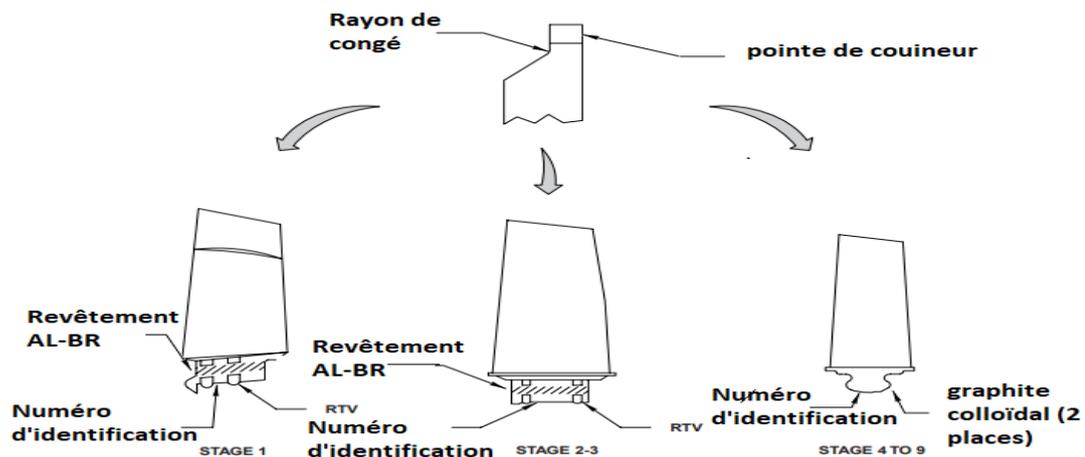


Figure III. 25 les aubes du rotor [16]

### III.6.5.2 Turbine haute pression

La turbine haute pression est du type axial. A divers points de vue, la turbine n'est autre qu'un compresseur inversé.

En effet :

- Un étage de turbine se compose d'un stator équipé d'aubes fixes (distributeur, nozzle guide vanes) suivi d'un rotor
- Entre les aubes, la section de passage est convergente.
- Il y a transformation d'une partie de l'énergie cinétique de l'écoulement en énergie mécanique.
- Il y a une chute de pression et de température.

Le trajet de l'air s'analyse comme dans le cas du compresseur. De même, la force aérodynamique sur les aubes se décompose en un effort tangentiel créant le couple moteur et un effort axial partiellement équilibré par celui, opposé, du compresseur.

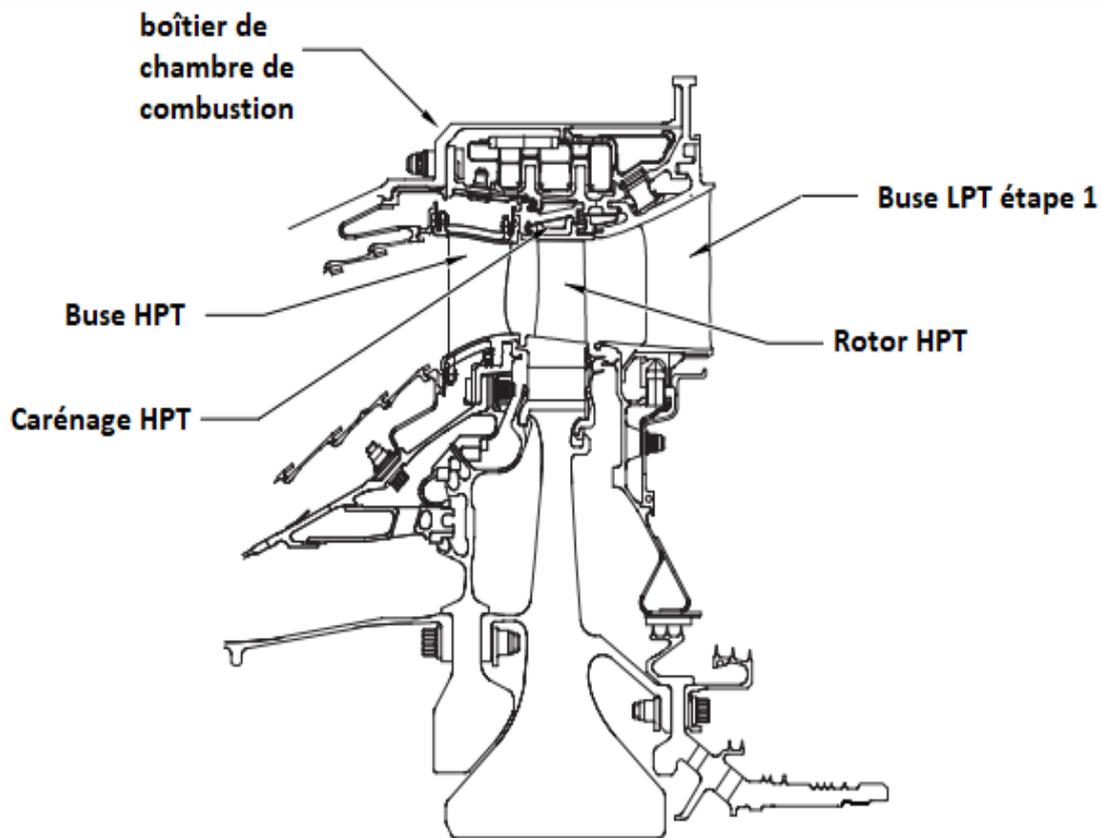


Figure III. 26 turbine haute pression [16]

### III.6.5.3 Turbine basse pression

Les finalités du module majeur LPT sont :

- Transformer la pression et la vitesse des gaz provenant de la turbine à haute pression (HPT), dans puissance mécanique pour entraîner le ventilateur et le surpresseur module.
- De fournir un support arrière pour les rotors HP et BP.
- De fournir des supports arrière pour l'installation du moteur sur l'avion.
- Le module principal LPT est situé à l'arrière du moteur, et se compose de :
- Le module rotor/stator LPT
- Le module d'arbre LPT
- Le module de cadre arrière LPT

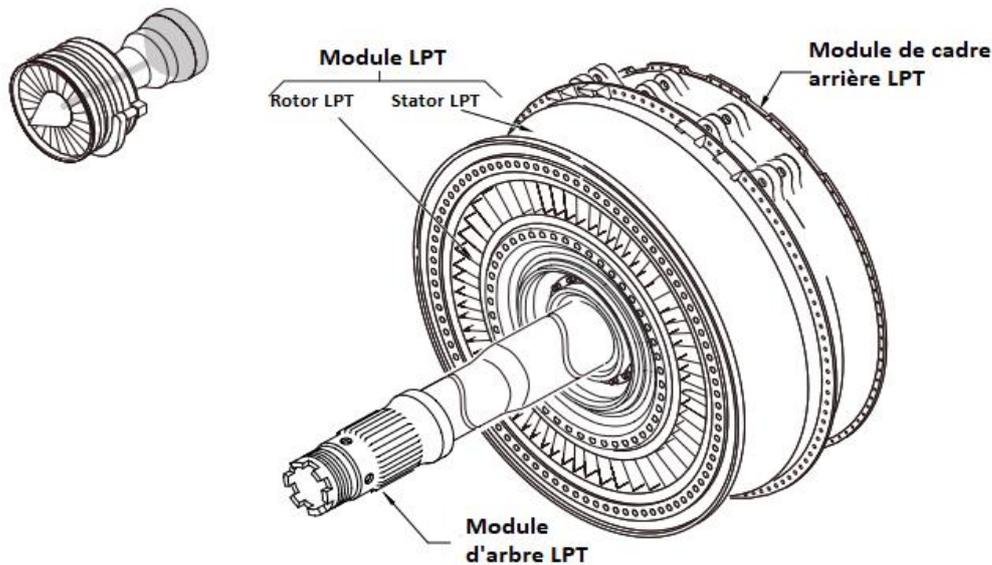


figure III. 27 Turbine basse pression [16]

### Influence du débit sur la pression :

Le couple fourni par la turbine est peu sensible aux modifications d'angle d'incidence de l'écoulement.

La tendance au pompage, caractéristique importante du compresseur, n'existe pas dans la turbine car l'écoulement dans des sections convergentes n'a aucune tendance au décrochement.

Il est donc possible d'obtenir le taux de détente prescrit avec un seul étage (Parfois deux).

Comme pour le compresseur, la section de passage de la turbine est

Adaptée à la variation de volume d'un étage à l'autre (ici le volume augmente). En pratique ceci est réalisé en augmentant la hauteur des aubes d'un étage à l'autre.

Au point de vue physique, en simplifiant beaucoup, on peut considérer la turbine comme une section annulaire saturée c'est-à-dire dans laquelle l'écoulement se fait à la vitesse du son.

Cela signifie que la pression à l'entrée de la turbine est proportionnelle au débit (massique) d'air qui la traverse et dépend fortement de la température. On remarquera que pour un débit donné, une variation rapide de température, comme pendant une accélération rapide, se manifestera par

Une augmentation immédiate de pression d'entrée.

## LIMITATIONS

La température d'entrée de la turbine haute pression influence le rendement du moteur.

La poussée maximum du moteur est également limitée par cette température.

De nombreuses études ont permis d'augmenter la température maximum que les aubes sont à même de supporter. Elle est les moteurs les plus modernes de l'ordre de 1400°.

Les deux phénomènes qui limitent l'utilisation de la turbine sont : le fluage (creep) et les chocs thermiques. [17]

### Fluage (creep)

Aux régimes élevés, les aubes du rotor sont soumises simultanément à des forces centrifuges, des aérodynamiques et des températures importantes.

Ces aubes s'allongent proportionnellement au temps de fonctionnement.

### Chocs thermiques

Pendant la phase de démarrage, ainsi que pendant les accélérations et décélérations, les variations de températures provoquent des dilatations inégales des diverses parties de la turbine.

Bien que le régulateur de carburant tienne compte de ce phénomène, le pilote doit être conscient que toute accélération ou décélération brutale provoque des sollicitations préjudiciables, invisibles et non comptabilisées, mais qui répétées abrègent la vie du moteur.

- **Les aubes :**

Ces dernières années, la température d'entrée de la turbine a pu être

Augmentée grâce à deux approches complémentaires :

-la recherche de matériaux résistant aux hautes températures.

-l'introduction d'un système de refroidissement des aubes.

On remarquera que les turbines modernes peuvent travailler à des températures de gaz supérieures au point de fusion du métal.

### **III.7. Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux :**

#### **III.7.1 Les avantages : [17]**

- La poussée développée est plus grande que celle développée par le turboréacteur à simple flux.
- Le poids par unité de poussée est inférieur à celui du turbopropulseur. Dans les turboréacteurs à doubles flux : les gaz d'échappement sont noyés dans le flux d'air supplémentaire, il en résulte une nette diminution du bruit issu de la combustion et des organes en mouvement. Ce résultat a induit une quasi obligation de commercialisation d'avion avec ce type de réacteur pour une amélioration de la qualité de vie à bord de l'avion mais aussi aux abords des aéroports.
- Le turboréacteur double flux est moins polluant par rapport aux autres types.
- Un turboréacteur à double flux développe une plus grande poussée pour le Décollage et l'ascension. De plus, il est bien plus économique aux vitesses plus basses.

#### **III.7.2 Les inconvénients : [17]**

- La surface frontale est plus grande part à celle du turboréacteur simple flux.
- La consommation du carburant est plus élevée par rapport à celle du turbopropulseur.
- Le diamètre extérieur et la carène sont plus par rapport au turboréacteur simple flux.
- Comme tous les autres types, le turboréacteur double flux double corps nécessitent au démarrage d'être lancé, en fait c'est le compresseur qui doit dans premier temps être mis en fonctionnement avant que la turbine puisse suffire pour lui procurer l'énergie nécessaire.
- Le plus des organes d'un turboréacteur double flux double corps a fait qu'il est
- Plus lourd qu'un turboréacteur simple corps.
- Sa construction plus compliqué par rapport au turboréacteur simple flux.
- La limite de vitesse est inférieure à celle du turboréacteur simple flux

### **Conclusion**

Ce chapitre est dédié à une description du moteur d'avion CFM56-7b, ses composants, son principe de fonctionnement, suivi d'une étude technologique détaillée qui comporte trois parties

essentielles électrique, mécanique et énergétique. Cette étude sera utilisée dans les chapitres qui Suits.

# **Chapitre IV :**

## Pompage et anti pompage

## Introduction

Le domaine du transport aérien est en plein essor grâce aux développements de la recherche dans le domaine fondamental d'aérodynamique. Pour ceci nous allons présenter dans ce chapitre une initiation à un phénomène aérodynamique qui persiste souvent dans les compresseurs des avions et plus fréquent dans les turboréacteurs double flux. Puis cette étude sera suivie de la résolution de cette anomalie par l'anti pompage assuré souvent par l'emplacement des vannes de décharge VBV et VSV dans le compresseur axial du turboréacteur CFM56-7b

### IV.1. Phénomène de pompage [18]

#### Définition

Au régime de marche nominale du compresseur, l'air s'écoule régulièrement sur les aubes. Aux autres régimes de marche du moteur, cet écoulement régulier est compromis et s'accompagne de décollements au décrochage.

Le décrochage aérodynamique des filets d'air sur les premiers étages consécutifs aux angles d'incidence trop élevés entraîne une perte d'efficacité. Comme le débit est freiné par ces derniers, cette contre-pression entraîne l'inversion du débit.

Cette inversion amène une augmentation d'incidence sur les derniers étages qui deviennent efficaces et la contre-pression diminue, ce qui permet au débit de redevenir normal.

Ceci entraîne de nouveau une diminution d'incidence sur les derniers étages et une augmentation de la contre-pression d'où l'inversion de débit. Le même cycle recommence. Donc le moteur pompe, d'où l'apparition du phénomène de pompage. Alors l'écoulement d'air n'est plus régulier, il devient pulsatoire.

On peut dire que le pompage est un décrochage aérodynamique sur aubages rotor pouvant se traduire par l'inversion de l'écoulement (variation brutale de  $P_2$ )

#### IV.1.1 Caractéristiques de phénomène de pompage

La marche instable du compresseur (le pompage) est caractérisée par des oscillations périodiques brutales de la pression et des vitesses dans l'écoulement d'air traversant le compresseur, des oscillations de la veine d'air dans le moteur et parfois par des retours d'air du compresseur dans l'entrée d'air.

### IV.1.2 COURBES CARACTERISTIQUES DU FONCTIONNEMENT D'UN COMPRESSEUR:

Le compresseur est testé sur un banc d'essai de compresseur. Il est constitué de façon suivante :

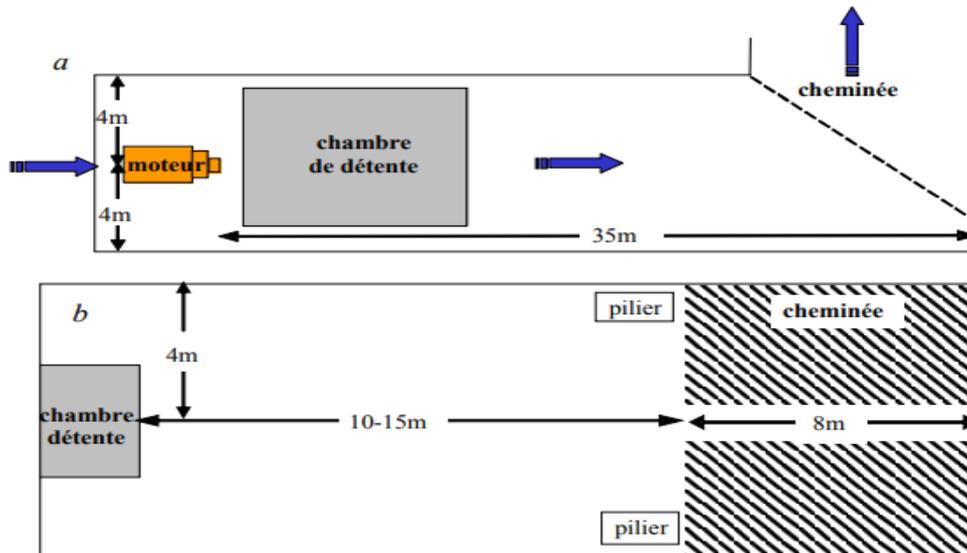


Figure IV. 1 un banc d'essai de compresseur [19]

Le rotor est accouplé à un moteur électrique dont on peut faire varier le régime (Nombre de tours/min). Le compresseur reçoit sur sa partie avant une chambre amont (nombre de tours/min) Munie d'un volet permettant de régler le débit d'air et la pression amont, il reçoit également à sa partie avale sont assez vastes pour que les vitesses d'écoulement soient négligeables. A un régime donné (à une vitesse de rotation du moteur électrique entraînent le compresseur)  $N_1$  (tr/min), en faisant varier le débit d'air par l'intermédiaire des volets A et B et on suit la variation du taux de compresseur:  $R=P_2/P_1$ .

$P_2$ = pression sortie de compresseur.

$P_1$ =pression entrée de compresseur.

On obtient une courbe ayant la forme illustrée par la courbe (V. 02) puis on reillère, en changeant à chaque fois la vitesse de rotation du moteur électrique ( $N_2, N_3$ ).

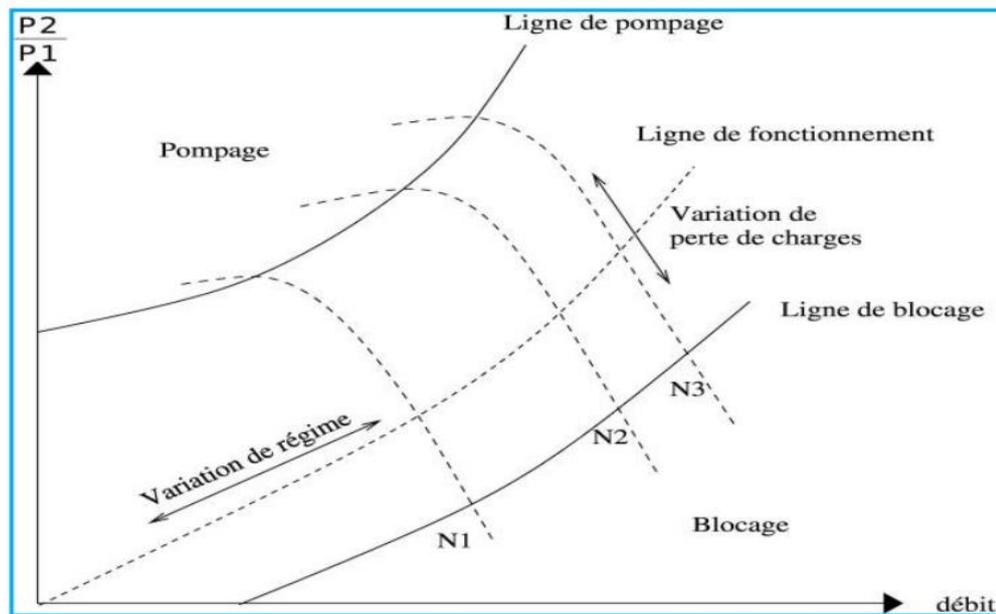


Figure IV. 2 Diagramme de fonctionnement d'un compresseur et allure de la ligne de pompage [19]

Nous constatons que :

A  $N = \text{constante}$ , le taux de compression est sensiblement constant pour les faibles débits, puis il chute rapidement quand les débits augmentent. A débit constant le taux de compression augmente quand le nombre de tours croit. Pour compléter le diagramme ci-dessus, il faut tracer la ligne de pompage qui apparaît lorsqu'on réduit trop le débit. Cette ligne nous permet d'éviter de fonctionner le compresseur dans la zone de pompage, c'est à dire la ligne délimitant la zone de pompage, en effet, une trop grande réduction du débit entraîne une diminution de la vitesse d'entrée à chaque étage et donc un décrochage des aubes amenant le pompage. Le diagramme trouvé est le suivant

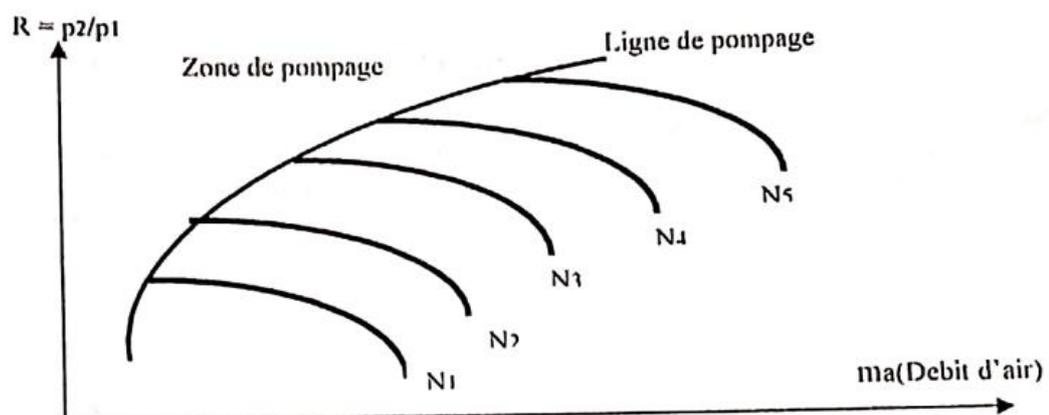


Figure IV. 3 diagramme montrant la ligne de pompage

Il est également intéressant de tracer sur ce diagramme, les courbes iso rendement du compresseur. En pratique, le calcul du rendement compresseur est aisé puisqu'il est facile de déterminer la puissance fournie au compresseur par le moteur d'entraînement. Cela se traduit par le diagramme suivant: (voir Courbe (V. 04))

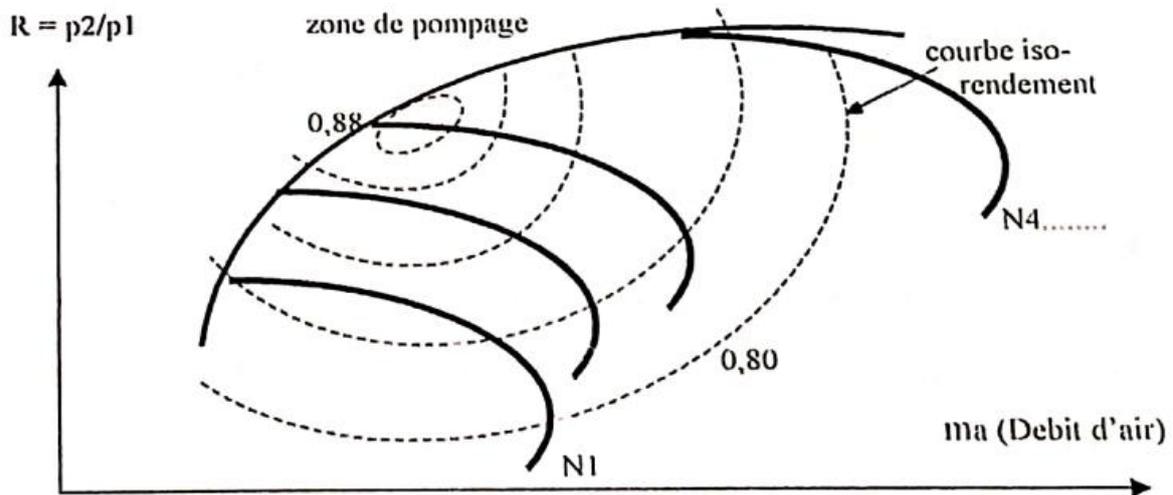


Figure IV. 4 Courbe iso rendement

On voit que le rendement augmente lorsque l'on se rapproche de la ligne de pompage. Les constructeurs cherchent donc à faire fonctionner le compresseur dans ces zones de rendement élevé, mais encore faut-il ne pas risquer de tomber dans la zone de pompage.

### IV.1.3 LE PHENOMENE DE POMPAGE DANS LES COMPRESSEURS AXIAUX :

#### IV.1.3.1 PRESENTATION DU PROBLEME:

Il est classique de représenter la carte des performances d'un compresseur axial dans le plan rapport de pression débit sur chaque courbe caractéristique à vitesse de rotation constante (iso vitesse)

Il existe un point rapport de pression débit au-delà du quel apparaît un régime localement ou globalement stationnaire.

Ces régimes peuvent être essentiellement de quatre types: décollement annulaire, flottement ou pompage, décollement tournant.

Le pompage est un régime instationnaire qui affecte l'ensemble (compresseur - circuit récepteur). Il est caractérisé par une oscillation axiale du débit à faible fréquence avec des amplitudes considérables. L'aisance d'un tel phénomène dépend non seulement du compresseur mais aussi de son environnement, elle peut néanmoins être déclenchée par la présence de

décollement tournant. Ce régime inacceptable, en raison de graves dangers qu'il présente, oblige les constructeurs à prévoir une (marge de pompage), c'est à dire une limite du domaine de fonctionnement qui exclut l'ensemble de ces instabilités. Le problème est d'autant plus critique que la zone de bon rendement voisin avec cette marge doit se faire au niveau de l'avant-projet en tenant compte de la précision de la méthode déterminant la ligne de pompage de son éloignement du point d'opération optimum et de l'influence des hétérogénéités de l'écoulement à l'entrée du compresseur.

#### IV.1.4 MARGE AU POMPAGE ET L'ENVIRONNEMENT DU COMPRESSEUR:

##### IV.1.4.1 DEFINITION QUANTATIVE DE MARGE AU POMPAGE:

La marge au pompage, nous l'avons vu, estime la distance entre la ligne de fonctionnement (définie généralement comme le lieu géométrique, dans le plan taux de compression - débit, des points de rendement maximal) et la ligne de pompage (limite de fonctionnement stable) pour une iso vitesse deux thèses s'affrontent.

- La première intéresse à la distance entre le point nominal et un point de pompage sur la même iso vitesse.
- La deuxième à la distance entre le point nominal et un point sur la ligne de pompage se trouvant au même débit du point nominal.

##### A) MARGE AU POMPAGE BASEE SUR LA PENTE INITIALE (M<sub>pi</sub>):

Cette définition de la marge au pompage ne s'intéresse qu'au pompage sur une même iso vitesse indépendamment de la forme de la ligne de pompage sur les autres iso vitesses.

$$M_{pi} = \left[ \frac{\frac{\pi p h}{Dp}}{\frac{\pi p}{Dh} - 1} \right] \cdot 100 \dots\dots\dots(IV.1)$$

(M<sub>pi</sub>) mesure la distance angulaire entre le point nominal et le point de pompage. Cette définition la plus souvent utilisée par le rapport NASA. Peut être exprimée également par :

$$XMARGE = \left[ \frac{\frac{\pi}{D}}{\frac{\pi n}{Dn} - 1} \right] \cdot 100 \dots\dots\dots(IV.2)$$

En utilisant la même méthode, on peut définir un point quelconque sur une vitesse donnée par un paramètre appelé (XMARGE)

##### B) MARGE AU POMPAGE BASEE SUR ISO DEBIT (M<sub>pd</sub>):

Cette marge au pompage est la plus utilisée dans l'industrie. Elle est définie par la courbe (11.06).

La simplicité de cette définition est évidente, elle s'intéresse directement au taux de compression. La notion d'iso débit n'est pas éloignée de la méthode de calcul hors adaptation généralement utilisée et dans laquelle on impose un débit.

#### **IV.1.4.2 LES EFFETS DE L'ENVIRONNEMENT SUR LA MARGE AU POMPAGE:**

Le phénomène de pompage dépend non seulement du compresseur mais aussi de son environnement. Le pompage est un régime instationnaire qui affecte l'ensemble compresseur circuit récepteur. (GREITER) a montré depuis 1976, l'importance du circuit général amont et aval, dans lequel est installé le compresseur.

D'autre, il est connu que la ligne de pompage d'un compresseur est fonction des hétérogénéités de l'écoulement à l'entrée. C'est le cas de la phase de vol à forte incidence ou u décollement de la marche d'entrée du moteur provoque des distorsions radiales et circumférentielles de vitesse et de pression qui affectent la ligne de pompage.

Une marge au pompage doit tenir compte d'un certain nombre d'effets:

- Le niveau prévu des distorsions à l'entrée. Une certaine tolérance vis-à-vis de ces distorsions.
- Les effets de nombre de Reynolds.
- La détérioration partielle des éléments de la machine.
- Le vieillissement.
- Les phases transitoires d'accélération. On estime qu'un compresseur moderne a une marge au pompage (Mpd) de 20 % représentant la somme de :
  - 5% pour tenir compte des distorsions prévues.
  - 3% de tolérance.
  - 2% pour tenir compte des détériorations de la machine.
  - 10% pour tenir compte des phases transitoires.

En effet, durant la phase d'accélération, le débit carburant augmente, la variation d'enthalpie (H) fournie par la turbine augmente plus vite que n'augmente le débit du compresseur

lors d'un fonctionnement stabilisé et pourtant, le taux de compresseur est supérieur à la valeur stabilisée.

#### **IV.1.4.3 AUTRES ELEMENTS PERMETTANT L'AMELIORATION DE LA MARGE AU POMPAGE:**

Parmi les éléments de construction de chaque étage, quelques-uns ont été étudiés en détail dans la littérature. Ces éléments sont :

- L'incidence nominale.
- Les jeux au bout de l'aube.
- L'allongement.
- La solidité. Le traitement du carter.
- Vannes de décharge.
- Géométrie variable des stators.

#### **IV.1.4.4 LES CAUSES DE POMPAGE :**

En ce qui concerne les causes du pompage, on distingue essentiellement les causes suivantes :

- Faible régime.
- Le pompage sur reprise ou obstruction thermique.
- Conditions de vol (température, viscosité, la marche d'air)

#### **IV.1.4.5 FAIBLE REGIME :**

Avant d'étudier l'effet des faibles régimes, on va examiner la variation de l'angle d'incidence ( $i$ ) de l'écoulement par rapport au profil d'aube, selon les vitesses axiales et d'entraînements.

Pour une vitesse axiale constante, une augmentation de la vitesse d'entraînement provoque une augmentation de l'angle d'incidence ( $i$ ). La même chose pour une vitesse d'entraînement constante, si la vitesse axiale croît ou décroît, l'incidence ( $i$ ) augmente ou diminue.

Ainsi aux faibles régimes, c'est à dire lorsque la vitesse de rotation du compresseur basse pression (BP) n'est pas adaptée à la vitesse de l'écoulement d'air dans l'aubage, il en résulte un angle d'incidence trop élevé ce qui provoque un décollement des filets d'air sur l'extrados des ailettes.

#### IV.1.4.6 CONDITION DE VOL:

On distingue trois paramètres (condition) de vol ayant des origines diverses qui peuvent provoquer un pompage.

##### IV.1.4.6.1 le pompage tournant:

Précédemment nous avons supposé que l'entrée d'air fournit un profil de vitesse homogène à l'entrée du compresseur.

En réalité, il peut régner dans certains cas une hétérogénéité provoquant un décrochage local sur certains aubages rotor du premier étage (Voire Fig. (II. 08

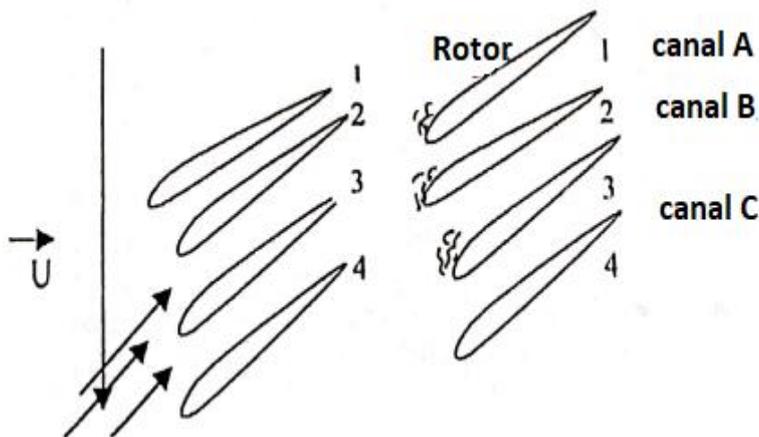


Figure IV. 5 propagation du décollement tournant

#### Explication:

Supposons que les aubes (2) et (3) décrochent, les canaux (B) et (c) s'obstruent complètement ils ne débitent plus, alors que le débit total reste inchangé. Cette chute de débit modifie les incidences locales de l'aubage (2) et (4) l'incidence de l'aube (2) diminue alors que celle de (4) reçoit.

L'aube (4) décroche à son tour alors que l'aube (2) raccroche. La zone de décrochage se déplace. Donc le sens de déplacement du décrochage par rapport au stator semble inverse au sens de rotation du rotor. On peut trouver sur un compresseur plusieurs zones de décollement tournant. Un décollement tournant même très local peut amener le décrochage complet de la rangée d'aube entraînant un pompage

Le décollement tournant est très néfaste au compresseur un décrochage périodique peut entraîner la rupture par fatigue.

#### IV.1.4.6.2 L'influence de la température :

Les altitudes plus élevées (Z)

S'accompagné d'une diminution simultanée de la température à l'entrée du compresseur et du débit (ma) (raréfaction de l'air)

On a :

$$P = P_0(20 - Z) / (20 + Z) \text{ avec:}$$

P: la masse volumique de l'air à une altitude (Z) (kg/m<sup>3</sup>)

P<sub>0</sub> : la masse volumique de l'air au niveau de la mer (Z=0)

Z: Altitude

Ma = PSV avec :

Ma : débit masse d'air

S : surface d'écoulement d'air

V: vitesse d'écoulement d'air

Nous remarquons que lorsque Z-p ma

Cette diminution (ma) du débit pouvant conduire au pompage

#### IV.1.4.6.3 effet de la viscosité :

Nous avons supposé dans notre étude précédente que l'aire est supposée comme étant un fluide parfait mais l'air est un fluide visqueux (Fig. (11.10)).

Le décrochage aérodynamique peut intervenir de forte incidence ou en dérapage important Les deux cas précédents entraînent un pompage par diminution de débit d'air et du taux de compression et se rencontre surtout sur les avions militaires qui volaient aux hautes altitudes (épaississement de couches limite) ou à des incidences élevées.

Ce type de décollement est d'autant plus fort que la viscosité cinématique est élevée or celui-ci croit avec l'altitude pouvant ainsi entraîner un pompage en altitude.

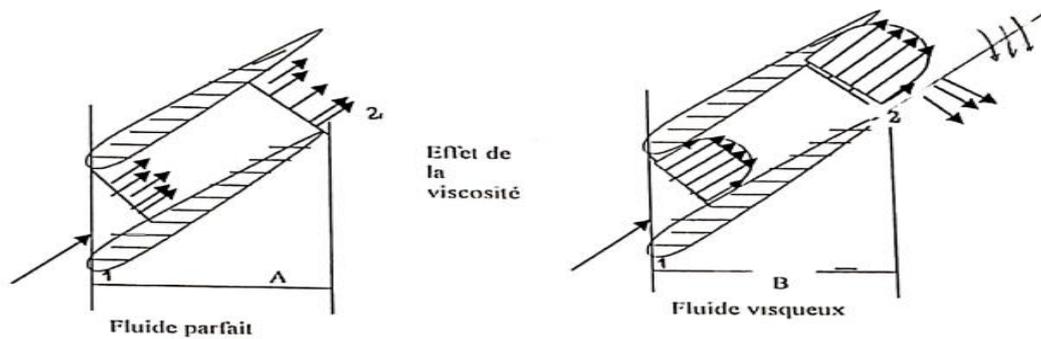


Figure IV. 6 Effet de la viscosité

#### IV.1.4.6.4 Influence de l'entrée d'air :

Sur l'entrée d'air, toute variation brutale du débit masse d'air peut entraîner un phénomène de pompage, lorsque l'avion fait:

- Une ressource rapide.
- Une assiette très cabrée.
- Un dérapage de frottement (surface efficace très faible).

On représente deux cas de décrochage dues aux fortes incidences ou au dérapage important. les deux cas précédents entraînent un pompage par diminution du débit d'air et du taux de compression et se rencontrent surtout sur des avions militaires évoluant aux hautes altitudes et à des incidences élevées.

#### IV.1.5 AUTRE CAS DE POMPAGE :

- Lors du tir d'un missile, l'aspiration des gaz chauds de la propulsion entraîne une diminution de débit d'air pouvant conduire au pompage.
- Dans les turboréacteurs avec post-combustion, l'allumage de celle-ci, avec une section de sortie ou d'éjections trop faibles, entraîne une augmentation de la température dans la tuyère. Cela amène une obstruction thermique qui conduit par suite au pompage et l'extinction du moteur.
- Le cas de deux avions se suivent de trop près, le second absorbe les gaz chauds sortant de la tuyère du premier, alors cela risque de s'approcher de la zone de pompage.
- Des détériorations du compresseur (absorption de corps étrangers) peuvent entraîner pour un même débit, un taux de compression plus, la ligne de pompage descend.

- Augmentation brusque et important du débit de carburant, dans ce cas, le freinage se situe à la sortie même du compresseur.
- Un blocage de début à cause de l'apparition d'un col sonique à un distributeur de turbine, dans une phase de fonctionnement ou l'écoulement devait être normalement sonique.

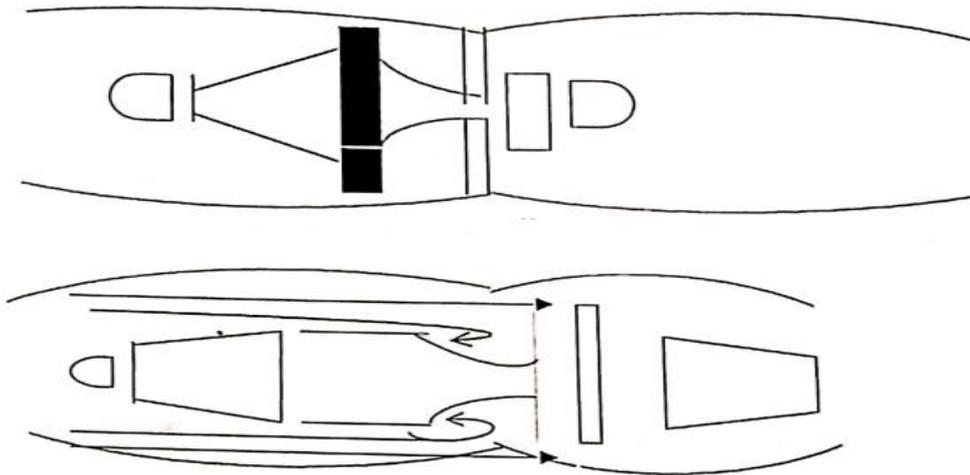


Figure IV. 7 les 2 cas de pompage

#### IV.1.6 Les conséquences du pompage:

Mauvaise alimentation en air d'où :

- Augmentations de la température turbine (risque de surchauffe)
- Diminutions des performances du réacteur (baisse de poussée)
- Risques d'extinction.

Vibration, d'où risque de formation de criques et éventuellement rupture d'aubage.

#### IV.1.7 LES REMEDES DE POMPAGE (dispositifs anti-pompage):

On a vu que le pompage est un phénomène dangereux, il peut aller jusqu' à causer La perte de la totalité de la poussée et par suite l'arrêt du moteur pour remédier à ce phénomène on a pensé aux dispositifs de régulation appelés dispositifs anti- pompage qui est constitué de :

- Aubage de pré rotation (IGV)
- Vannes de décharge (VBV)

- Stator à calage variable (VSV)
- Les doubles attelages.
- Tuyère à section variable (ce remède n'est pas spécifique de CFM 56-7b (avion civil) mais utilise dans avion (militaire) donc on en est pas intéressé)

Tableau IV. 1 Les remèdes et les causes

Causes	Remèdes
Faible régimes	Aubage de pré rotation Stator Vannes décharge
Reprise ou obstruction	Limiteur d'accélération tuyère a section variable
Condition de vol température viscosité entrée d'air	Modification des conditions de vol ; altitude assiette

#### IV.1.7.1 Principe de fonctionnement les dispositifs anti-pompage :

Pour remédier à ce phénomène, on a des dispositifs de régulation appelés dispositifs anti-pompage qui est composé de :

##### IV.1.7.1.1 Vanne de décharge :

C'est une évacuation d'une certaine quantité d'air du compresseur d'un débit normal au débit dérive (débit secondaire) à travers l'ouverture de vanne de décharge sans modification du fonctionnement du compresseur.

Cette ouverture des vannes de décharge permet de faciliter l'écoulement dans les étages situés en amont ( $V_a/V$ ) et diminue l'écoulement dans le dernier puisque moins d'air y circule ( $V_a/V$ ).

Elles sont ouvertes aux bas régimes et fermées aux poussées importantes, en fonction automatique et sont confiés à un système de régulation (à l'aide d'un vérin hydraulique).

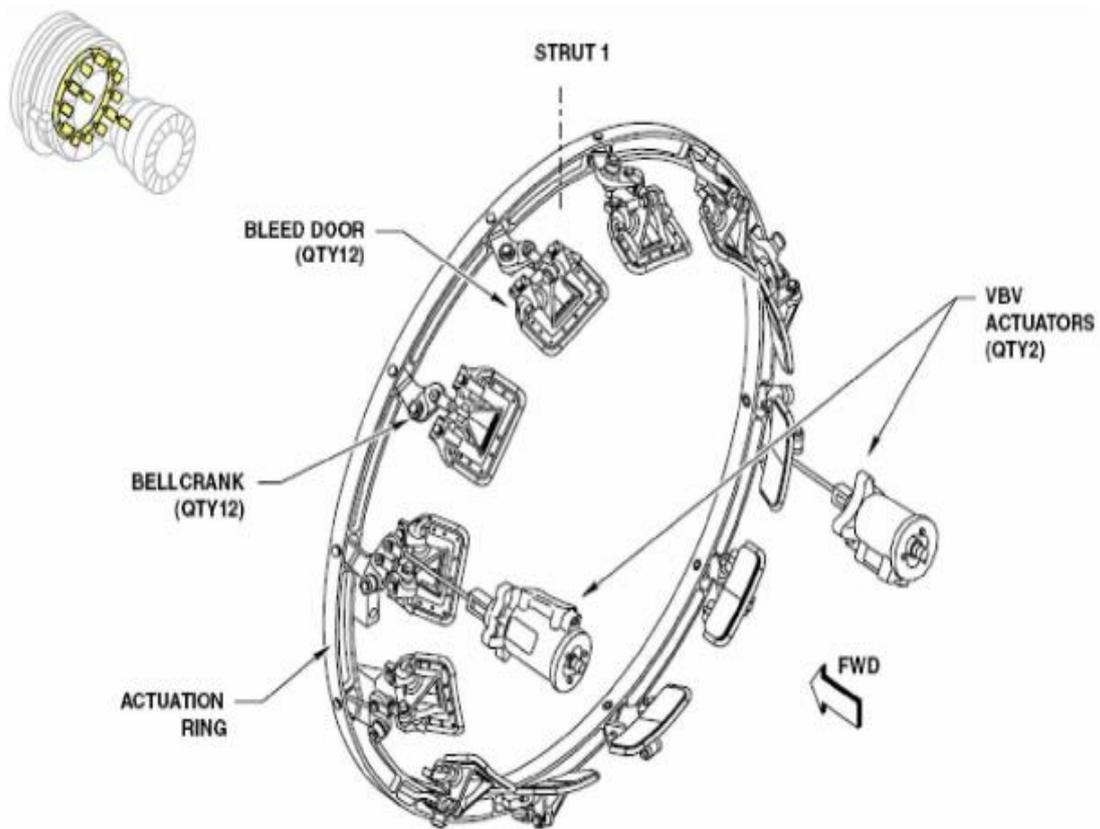


Figure IV. 8 Système de vanne de décharge

#### IV.1.7.1.2 Aubages détecteurs d'entrée à calage variable (appelée aussi aubage de pré rotation à calage variable):

Ce sont des aubages à l'entrée du rotor qui permettent de diriger l'air convenablement sur la première grille d'aubages mobiles, c'est à dire modification de l'angle de calage de ces aubages. Nous pouvons, en faisant tourner l'air dans le même sens que le compresseur aux bas régimes, amener une diminution relative de l'angle d'incidence, donc améliorer l'efficacité du premier étage et par voie les conséquences de l'efficacité du compresseur

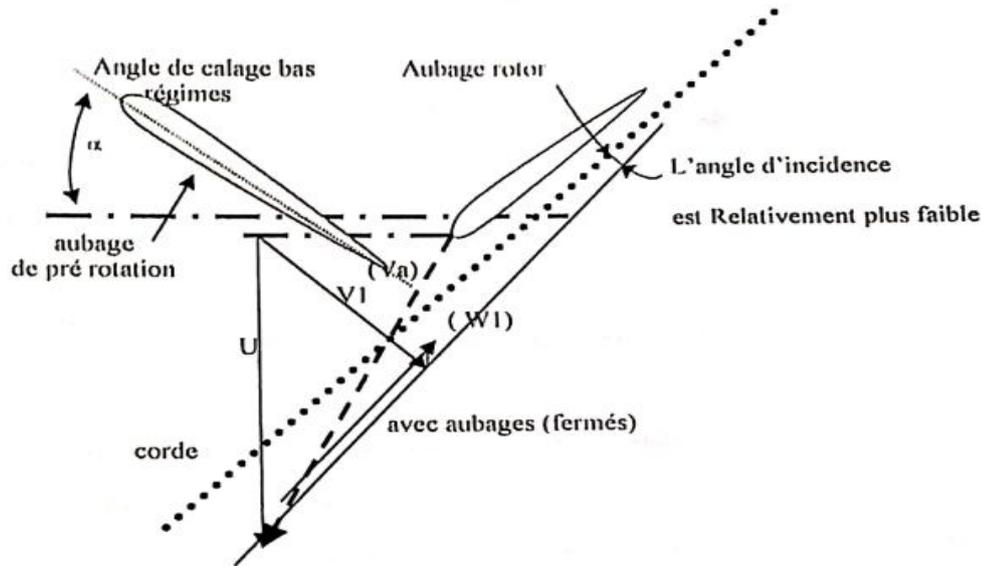


Figure IV. 9 aubage de pré rotation à calage variable

Au fur et à mesure de l'augmentation de la vitesse de rotation, l'angle de calage est modifié à fin que l'écoulement revient dans l'axe. On dit que les aubages « s'ouvrent » (a).

Le fonctionnement de ces aubages directeurs d'entrée à calage variable et également automatique et confié à un système de régulation.

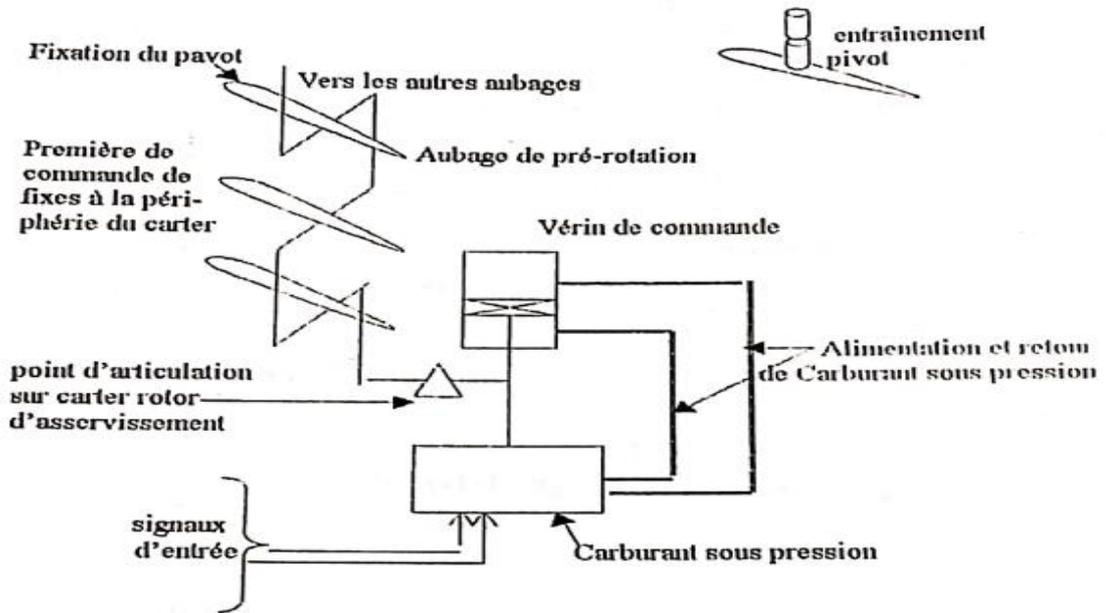


Figure IV. 10 système de regulation

### IV.1.7.1.3 aubage du stator a calage variable:

Le principe de fonctionnement de ces "stators à calage variable " est le même que celui des aubages directeurs d'entrée à calage variable. Ils sont également « fermés » aux vitesses de rotation faible et « ouvertes » au à mesure de l'augmentation  $Nt/ nm$ .

Comme il s'agit de diminuer l'angle d'incidence de l'air sur les premières grilles mobiles, il est bien entendu que ces stators à calage variable sont réservés pour les trois premiers étages.

Un vérin double effet alimenté par le courant sous pression venant de régulateur actionne un arbre, la rotation sur lui-même de cet arbre entraîne le déplacement de quatre (4) anneaux ceinturant le carter compresseur grâce à quatre (4) bielles reliant ces différentes parties.

Le moment alternatif circulaire de ces anneaux amen la rotation des aubages sur eux-mêmes car des biellettes retient les anneaux aux embouts carrés et brides des aubages.

Dans le chapitre qui suit-on va, essayer de donner une idée bien détaillée du système anti-pompage du moteur le plus utilisé dans le marché mondial, en l'occurrence le CFM 56- 7b. une étude méticuleuse sera faite sur ce dispositif ou on va illustrer son fonctionnement et sa composition (éléments).

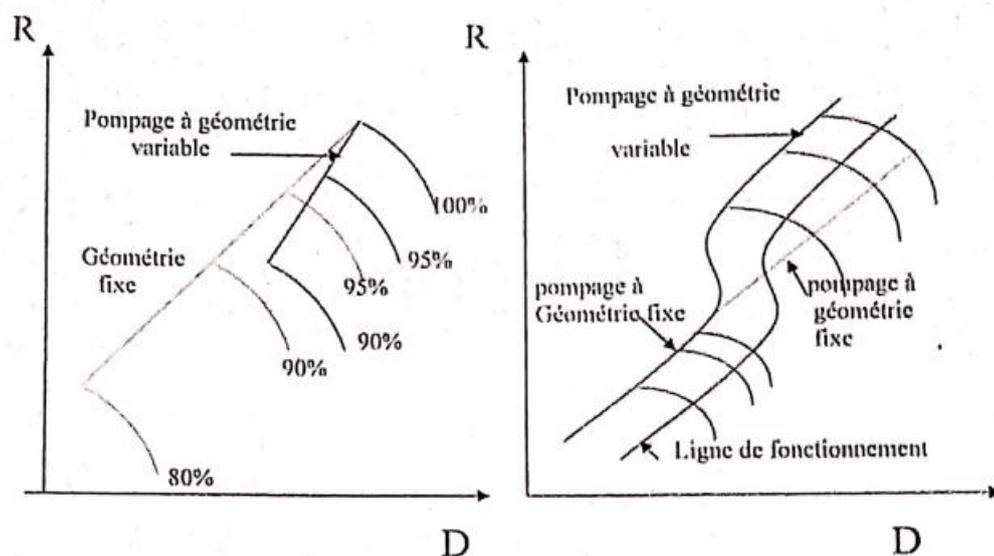


Figure IV. 11 Géométrie variable des stators

## IV.2. ANTI -POMPAGE [18]

### INTRODUCTION :

Les dispositifs anti-pompage dans le moteur CFM56-7B afin d'assurer cette tâche le système est muni ces dispositifs suivants :

- Les vannes de décharge (VBV: variable bleed valve)

- Les aubages du stator à calage variable (VSV: variable stator valve)
- Les vannes de décharge et de transition (TBV: transient blood valve)

Pour comprendre ce système, Il faut bien définir après deux éléments essentiels à savoir :

- Système de régulation électronique numérique du moteur (EEC: electronic engine control)
- Dispositif de régulation du moteur (HMU: hydromechanical unit) qui assure:
  - La régulation du débit carburant vers la chambre de combustion.
  - La régulation des pressions d'asservissement vers les vérins.
  - La protection sur vitesse.

## **IV.2.1 ELECTRONIQUE CONTROLE UNITE (EEC) :**

### **IV.2.1.1 Définition et rôle de la EEC:**

La EEC est le composant primaire qui commande du système carburant et contrôle moteur, il est positionné à 4:00 H et composé de deux canaux (Channel) canal (A) et le canal (B) de sécurité, d'où il est la mémoire contrôle du moteur qu'il fait prendre soin de lui. Il emploie des données (information d'entrées pour calculer un signal de commande logique du canal (A) et du canal (13) puis envoie le signal de contrôle pour faire un bon fonctionnement du moteur et évité les dégâts.

Des signaux commandes de contrôle vont à travers des connecteurs électriques que systèmes de contrôle moteur. Ainsi il se relie a ces systèmes et composant moteur / avion :

#### **1-moteur:**

- Prise d'identification.
- Dispositif de régulation moteur (IMU).
- Système de contrôle d'air moteur.
- Capteur moteur.
- Système contrôle carburant.
- Alternateur de la (EEC).
- Système d'allumage.

#### **2-avion :**

- Système d'écrans commun (CDS).
- Unité électrique d'écrans (DEUs) ou bien boite de contrôle et d'affichage.

- Calculateur d'auto manette.
- Ordinateur de gestion de vol (FMC).
- Commande de démarrage (levier).
- Indication de moteur et de carburant.
- Unité de référence inertielle de donnée aérienne (1) et (2) (ADIRU).
- Unité d'acquisition des données de vol (FDAU).
- Interrupteur anti-incendie.
- Manette de poussée.
- Inverseurs de poussée.
- Bus de transfère.

Par ces connexions l'unité de contrôle électrique réacteur (EEC) assure les fonctions suivantes :

- Contrôle de la poussée de réacteur.
- Contrôle de débit d'air du compresseur (VSV, VBV, TBV)
- Refroidissement les accessoires du réacteur,
- Refroidissement des carters turbine haute et basse pression (HPTACC, LPTACC)
- La protection des paramètres limités.
- Le système de test incorporé à l'équipement.
- La détection des pannes.
- Les indications des pannes.
- Contrôle du circuit renversé.
- Contrôle du circuit démarrage.

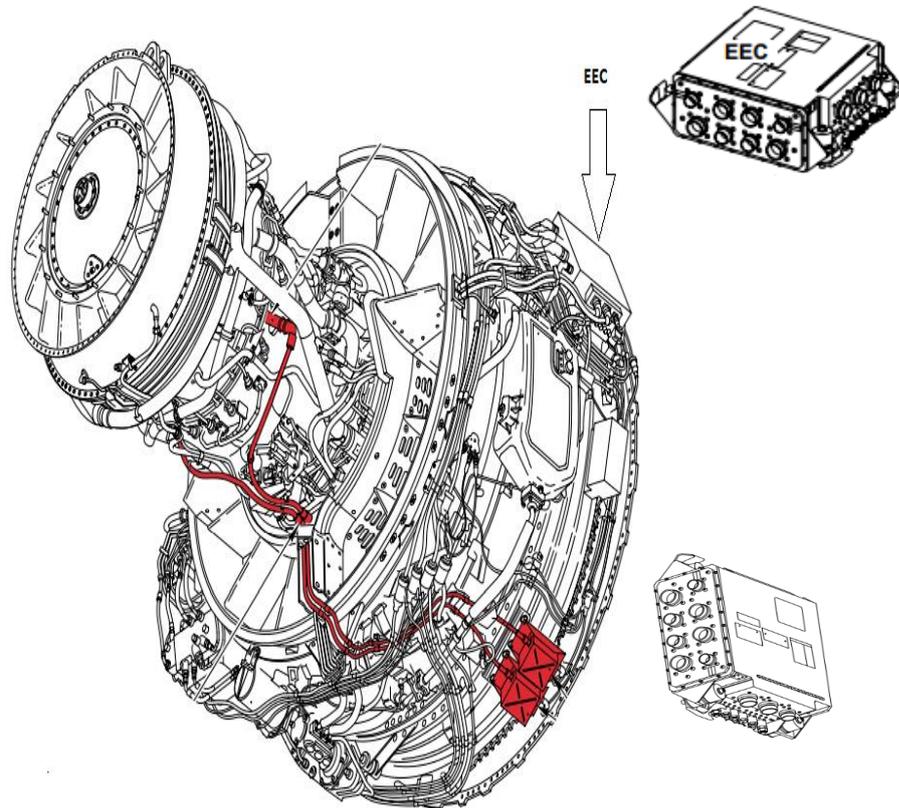


Figure IV. 12 l'emplacement de EEC [16]

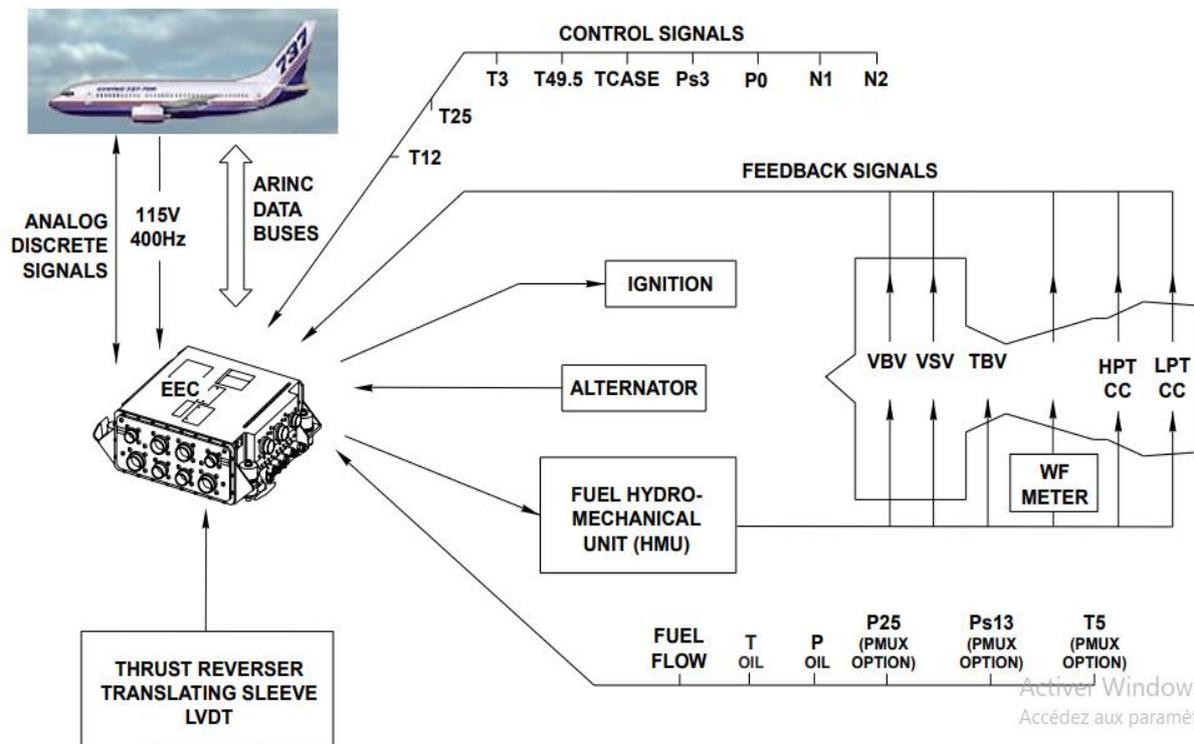


Figure IV. 13 Connection de la EEC [15]

**• Remarque :**

L'unité de contrôle électronique réacteur (EEC) à deux (02) modes de fonctionnement :

- Le mode contrôle
- Le mode teste

**IV.2.1.2 Les paramètres fournis par le EEC:**

L'unité de contrôle électronique (EEC) transmet comme paramètres de base: PO, P12, P3, T12, T49, N1, N2, Wf (débit de carburant), plus les positions des vannes.

La position du moteur sur l'avion (1 ou 2) et son NO de séries des mots d'état de maintenance donnant des informations des pannes détectées (le cas échéant) dans la EEC ou l'un quelconque des organes installés sur le moteur et dans la nacelle: HMU, vanne de refroidissement de la EEC, boîtiers d'allumage, les capteurs... En option, la EEC peut aussi transmettre les paramètres P13, P25, T3, T5.

Tous ces paramètres sont transmis Sous forme digitale (mots séries de 25 bits, transportant soit en des valeurs numériques, soit en des booléens d'état), et, envoyées vers Unité d'affichage (DEUS) pour l'affichage.

Entrer

**IV.2.1.3 ALIMENTATION ELECTRIQUE DE LA EEC :**

La EEC est alimente en 28 volts continue à partir du réseau avion quand le moteur ne tourne pas ou sa vitesse est encore faible au démarrage ( $N_2$  inférieur à 12%), et par son alternateur triphasé qui lui est propre dès que le moteur tourne à plus de 15% de  $N_2$  nominale. Au sol, 5minutes après l'arrêt du moteur, l'alimentation automatique coupée pour éviter des heures initiales de fonctionnement de l'EEC. Il reçoit aussi une alimentation 115 volts alternatifs pour les circuits d'allumage.

**IV.2.1.4 REPROGRAMMATION DE LA EEC:**

La EEC peut être reprogrammée avec chargeur de donnée portable (PDL). Un câble du PDL est branché à la EEC dans le J1, J2, P11. LA EEC est le PDL sont alimentés, ensuite est chargé dans la EEC.

Le PDL affiche le message « LOADCOMPLETE » lors de la réussite du chargement ou « TRANSFER FAIL » de l'échec du transfert. Pour vérifier la configuration du logiciel on consulte les pages maintenance de la CDU.

## **IV.2.2 Description générale d'unité hydromécanique (HMU):**

### **IV.2.2.1 Définition:**

La HMU est un élément de système FADEC, elle reçoit des signaux électriques de la EEC et les convertit grâce à des moteur-couple et à des servovannes, en ordres hydraulique pour la commande (contrôle) le dosage du carburant (FMV) envoyé aux injecteurs et pour la commande des dispositifs anti-pompage (VBV, VSV, TBV) et des vannes de contrôle actif des jeux (HPTCC, LPTCC). Elle a des raccordements électriques et hydraulique (carburant), ceux-ci relient la HMU à la EEC aux systèmes de commande, et aux systèmes de servo de moteur pour un bon fonctionnement du moteur.

### **IV.2.2.2 La HMU est relié électriquement à ces composants :**

- La prise électrique du canal « A » de la EEC
- La prise électrique du canal « B » de la EEC
- Le solénoïde du robinet d'arrêt haut pression (HPSOV)
- Indicateur de colmatage de valve (HPSOV)

### **IV.2.2.3 La HMU aux lignes de connexion hydrauliques suivants :**

- La valve de démarrage du brûleur BSV (non montré)
- La ligne d'ouverture de vanne de décharge (VBV open line)
- La ligne de fermeture de vanne de décharge (VBV close line)
- La ligne du côté tige des vérins des stators à calage variable (VSV rode line)
- La ligne du côté tête des vérins des stators à calage variable (VSV Head line)
- La ligne de régulation de pression du carter (PCR line)
- La ligne de la valve de contrôle de jeu de turbine haute pression (HPTCC)
- La ligne de la valve de contrôle de jeu de turbine basse pression (LPTCC)
- La ligne de la valve de décharge de transition (TBV)

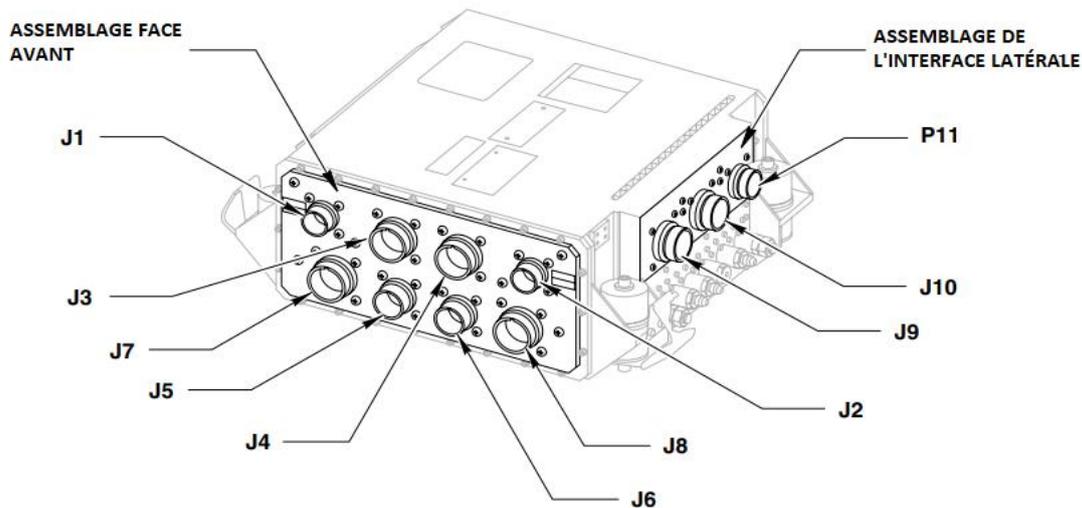


Figure IV. 14 unité hydromécaniques [15]

<b>CANAL CONNECTEUR (IMPAIR)</b>	<b>A</b>	<b>CANAL CONNECTEUR (PAIR)</b>	<b>B</b>	<b>FONCTION</b>
J1		J2		PUISSANCE D'ALLUMAGE (115V)
J3		J4		RÉSERVOIR de POUSSÉE
J5		J6		HMU,N2,DÉBIT de CARBURANT ,TEMPÉRATURE DE L'HUILE
J7		J8		N1,T12,EEC ALT,FILTRE À HUILE ET À CARBURANT OBSTRUÉS,
J9		J10		T25,LPTACC,HPTACC,VSV,VBV,TB V,T3,T49.5, T5,TCC
P11		PARTAGÉ		BOUCHON D'IDENTIFICATION DU MOTEUR, INTERFACE D'ESSAI

- Les lettres sur la HMU identifient les différents raccordement (hydrauliques et Electriques)
- La HMU à (06) moteurs-couples et vannes électro-hydraulique (EHSV) qui règlent les signaux de commande hydrauliques en débit et pression de carburant en fonction des ordres donnés de la EEC, à destination des moteurs et vérins des systèmes suivants :
  - Vanne de dosage carburant (FMV)

- La vanne de décharge de transition (TBV)
- La vanne de contrôle de jeu de turbine haute pression (HPTCC)
- La vanne de contrôle de jeu de turbine basse pression (LPTCC)
- Les vannes de décharge (VBV)
- Les stators à calage variable (VSV)

#### IV.2.2.4 Emplacement de l'unité hydromécanique (IIMU):

- La HMU décrit en dessous est disposée au côté arrière de bloc pompe de carburant qui attache au AGB.
- Pour avoir accès au IIMU, il faut ouvrir le capot gauche du fan.

#### IV.2.2.5 Les éléments constituent de la HMU:

##### ➤ Electrohydraulique vannes (EHSV):

- L'EHSV installe à six emplacement dans la HMU elle convertit, la commande électrique de la EEC en signal hydraulique, il deux types de l'ELSV un à quatre voies et l'autre à trois voies.
- L'EHSV commandée par un moteur-couple qui pilote un vérin, le moteur-couple à deux bobines indépendantes, isolées électriquement, chacune recevant ses ordres d'un canal de l'EEC.
- Un dispositif compare les pressions à l'amont et l'aval de la valve et maintient leur différence constante en régulent la quantité de carburant envoyée.

##### ➤ La valve de dosage carburant :

Elle établit l'orifice de la livraison pour assurer le carburant dosé de moteur au robinet de pressurisation et d'isolement. La position de la valve de dosage, et l'ouverture de l'orifice est établit par la valve de dosage EHSV en réponse au commande de la EEC.

##### ➤ Les commutateurs de position:

Les commutateurs de position type de roseau au deux locations dans la HMU, ils fournissent des indications à la EEC et l'avion.

➤ **l'alimentation de carburant au HMU:**

Le carburant est fourni directement à la prise principale de carburant principale de carburant PC, et par un réchauffeur de carburant PSF, la pression de cette dernière distribue au :

- Moteur couple à des servo-vannes de la vanne de décharge (VBV EISV).
- Solénoïde de la valve d'isolement d'air-frame.
- Moteur couple à des servo-vannes de la vanne de décharge et de transition (VSV EHSV).
- Travers le rétracteur vers la tête de sonde et la valve de by-pass intègre.
- La valve d'isolement et pressurisation Régulateur de pression PC

➤ **le régulateur de pression d'asservissement PC :**

Le régulateur de PC établit, réglé la pression de refoulement PC et maintien approximativement 300psig (2069kgage) au-dessus la pression du carter de régulation PCB. La pression de carburant PC est distribué au :

- Régulateur de pression PCR.
- Moteur couple à des servo-vannes de la vanne de dosage carburant (FMV EHSV)
- Servo-valve de vitesse.
- Moteur couple à des servo-vannes de la vanne de contrôle de jeux basse pression (LPTCC EHSV).
- Moteur couple à des srvo-vannes de la vanne de contrôle de jeux haute pression (HPTCC EHSV).
- Solénoïde de la valve de démarrage du brûleur (BSV)
- Moteur couple à des servo-vanes de la vanne de décharge et de transition (TBV EHSV)

➤ **Le régulateur pression d'asservissement PCR:**

Ce régulateur établit pour régler la pression PCR approximativement 150psig (1034) kpa gage) au-dessus la pression de carter du régulateur de PCB. La pression de carburant PCR est distribuée à :

- Tête de piston intégré
- La tige de la valve HPTCC.
- La tige de la valve LPTCC.
- La tige de la valve TBV.
- Le solénoïde de BSV.

➤ la valve anti-retour PCB:

C'est une valve à ressort et à piston qui maintient PCB un nominal 10psi (69kpa) au-dessus de PB.

➤ la tête de sonde et la valve de by-pass:

Ils se fonctionnent ensemble pour maintenir la différence de pression de la valve de dosage  $P_1-P_2$ .

➤ **Le solénoïde de valve d'isolement (AFSO):**

Elle fonction pour compléter le circuit de la HMU (clapet)

➤ **La valve de démarrage du bruleur (BSV):**

Elle fonction suivant de circuit de carburant.

➤ **La valve anti-retour et de pressurisation:**

Elle exécute deux fonctions: Assure que les pressions d'asservissement de fonctionnement sont dans la régulation pendant le démarrage de moteur et les états de débit faible, et agir en tant que robinet d'isolement de carburant livraison pendant l'arrêt du moteur.

➤ **le régulateur de survitesse (OSG):**

L'OSG assure la protection de moteur en cas ou le système FADEC perdu la commande du moteur.

➤ **un dispositif électromécanique d'interface de moteur (EMID):**

EHSVS est un solénoïde convertit d'entrée de signal électrique de EEC on signale hydraulique pour les fonctions externes.

## IV.2.3 LES AUBAGES DU STATOR A CALAGE VARIABLE (VSV):

### IV.2.3.1 Description générale :

Ce mécanisme de stator a calage variable est utilisé sur l'entrée du compresseur haute pression (HPC), pour ajuster l'écoulement d'air autour des profils d'aube à différents régimes de fonctionnement du moteur. Dans le but d'éviter le pompage du moteur,

Ce système de stator à calage variable assure ses fonctions en contrôlant la position angulaire du dispositif suivant :

### IV.2.3.2 Les aubes de pré-rotation à calage variable (IGV):

Le compresseur est prévu pour fonctionner à des régimes très proches de son régime maximal, il s'ensuit qu'aux faibles régimes, le fonctionnement est perturbé.

Sur la figure (A) est représenté le diagramme rotor au nous remarquons que, pour une vitesse d'entrée  $V$  et pour une vitesse  $U$  (correspondant à un régime voisin de  $N_{Max}$ ), le fonctionnement est correct. Pour la même vitesse d'entrée  $V$ , si l'on diminue trop  $U$ , soit  $m$

Les filets d'air se présentant avec une incidence trop fortement négative, ceux-ci décrochent et entraînent un pompage. Afin de rétablir un bon fonctionnement aux bas régimes, le constructeur interpose avant le premier rotor, un aubage de pré rotation.

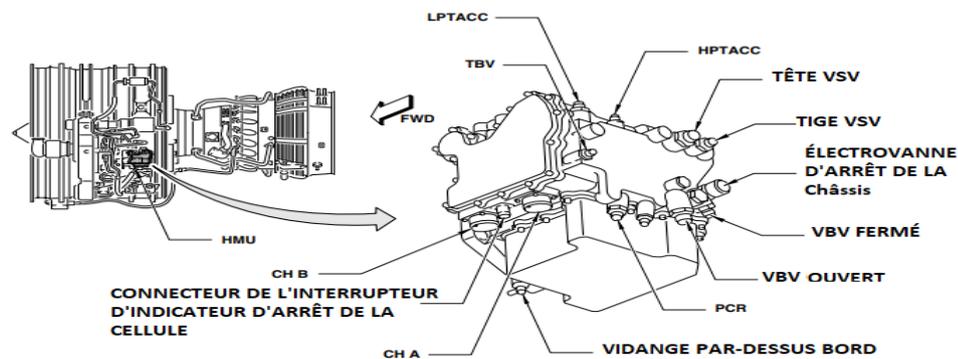


Figure IV. 15 Rétablissement du bon fonctionnement aux bas régimes [16]

Son rôle (IGV) est de modifier la direction du vecteur de vitesse absolue sans trop en changer le module, afin de rétablir un fonctionnement. On trouve donc devant le premier rotor une grille d'aubes dont le calage varie en fonction de la vitesse de rotation du rotor.

-sur la figure (B) nous remarquons (avec  $V = v$ ):

- Aux forts régimes :  $U + W = v$
- Aux faibles régimes:  $M + u = V$

### IV.2.3.3 Aubage du stator à calage variable (VSV):

Afin d'améliorer les performances du compresseur haute pression (HPC), on y installe des stators à calage variable. Le fonctionnement de ces stators est identique an aubages de pré rotation, ils permettent de désire  $V_a$  en fonction de nombre de tour par minute pour adopter un fonctionnement optimal à tous les régimes et ceci en conservant la valeur de l'angle d'incidence de l'écoulement aérodynamique par rapport aux ailettes de compresseur.

### IV.2.4 LES COMPOSANTS DU SYSTEME (VSV):

Le système du stator à calage variable est constitué de:

- **Deux (02) v vérins de commande:**

Se sont des vérins de type à piston qui ont pour rôle de convertir la pression hydraulique de HMU par action mécanique pour entraîner les deux barres à leviers de commande (Bellec Rankas semblées)

- **Deux barres à levier de commande :**

Se sont des barres reliées à quatre anneaux de commande pour les actionner.

- **Quatre (04) anneaux de commande :**

Se sont des anneaux de contrôle de l'angle d'incidence des ailettes du stator de compresseur haute pression (HPC).

- **Stator à calage variable :**

- Un seul étage des aubes directrices d'entrée à calage variable (1GV)
- Trois (03) étages des aubes du stator à calage variable (VSV)

### IV.2.5 L'emplacement des composants du système de VSV:

#### a) les aubes de pré rotation à calage variable (1GV) :

Sont montées à l'entrée d'air du compresseur haute pression (HPC)

#### b) Les aubages du stator à calage variable (VSV) :

Dispose aux trois (03) étages premiers de compresseur haut pression (HPC)

#### C) Deux vérins de commande :

Sont montés sur la cote droite et gauche du moteur sur le compresseur (HPC) dont leurs positions horaires sont à 2: 00 et 8 :00 heures, chaque vérin est lié sur une barre à levier de Commande.

**D) Deux barres à leviers de commande:**

elles sont disposées, systématiquement de chaque côtes du compresseur haute pression (HPC)

**E) Quatre (04) anneaux de commande :**

Disposés autour des premiers étages du compresseur HP.

- Pour avoir l'accès au composant du système de VSV, il faut ouvrir le capot du fan et des revers.

**IV.2.6 Caractéristiques fonctionnelles du vérin de VSV:**

Tableau IV. 2 Caractéristiques fonctionnelles du vérin de VSV

Fluide d'opération	MIL-T-5624, Grade JP 4-5 MIL- C- 7024,, Type 2 ASTM D 1655 JET AI or JET B
Pression	Opération (refoulement): 0-1370 psig (0-9446kpa)
Dimensions physiques	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Résistance 2055psig (14169 kpa) à 350 °F (177°C) 2350 psig (16203 kpa) à 70°F (21°C)</li> <li>• Longueur (piston rétracte): 11,5in. (292,1 mm)</li> <li>• Longueur (piston élargir): 14,25 in. (361,96 mm)</li> <li>• Largeur: 3,5in. (88,9 mm)</li> <li>• Hauteur: 3,5in. (88,9 mm)</li> </ul>
Température	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Fluide: -65° à 325 °F (-18,3° à 176,6 °C)</li> <li>• Opération: -65 ° à 325 °F (-18,3 ° à 176.6 °C)</li> </ul>
Poids	5,3 lb (2,40 kg)

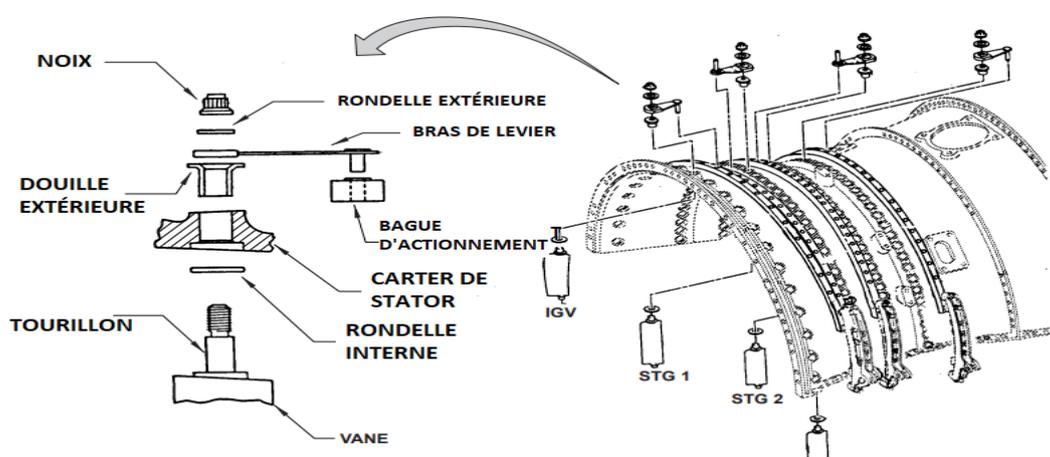


Figure IV. 16 l'emplacement des composants du système (VSV) [16]

### IV.2.7 Description du vérin de commande du système de VSV:

Le vérin du système est de type (vérin à piston), munis de deux connections hydraulique coté tige du piston 'rode side' et du coté de tête « Head side » qui est reliés à la HMU, à travers ces connections. La HMU envoie un signal hydraulique de commande du levier de commande qui est connecté directement à la tige du piston du vérin, cela entraîne les trois autres leviers restants, car les quatre leviers se relient entre eux par l'intermédiaire de la barre de commande qui transmette le mouvement.

Le deuxième vérin opère de la même Les façon. Chaque levier d'une même rangée d'aube et relie à un anneau de commande. Les quatre anneaux de commande des VSV sont entrainés par deux barres à leviers de commande disposés de chaque coté du compresseur pour actionner les IGV et les VSV qui fonctionnent en même temps et de la même façon.

- Chacun des vérins de commande des VSV possède une porte de drainage qui permet T'évacuation du carburant qui fait du joint de la tige
- Le transcripteur différentiel variable linéaire (LVDT) du vérin gauche est connecté au canal A de la EEC, tandis que le LVDT du vérin droit est connecté au canal B de la EEC. Leur rôle consiste à transmettre la position des VSV à partir de la EEC.

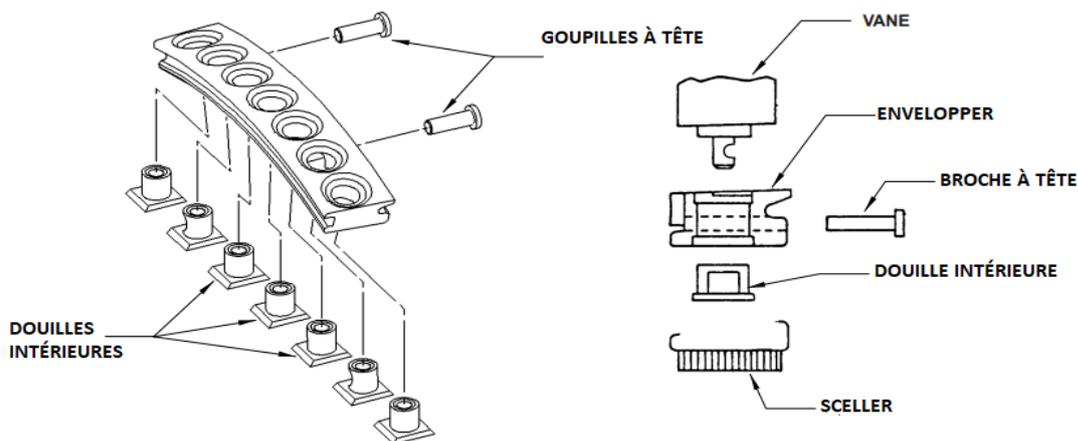


Figure IV. 17 FIGURE COPMPOSANTE DE VSV [16]

### IV.2.8 FONCTIONEMENT DU SYSTEME DE VSV :

L'unité de contrôle électronique (EEC) utilise ces données pour programmer position du stator à calage variable (VSV) :

- La température d'air totale (TAT)
- La pression d'air totale d'avion (PT)
- La pression d'air statique d'avion (PO)
- La vitesse de rotation de l'attelage basse pression NI
- La vitesse de rotation de l'attelage haute pression N2
- La température d'air à la sortie du compresseur HP T25.

Le système de VSV fonctionne automatiquement. La EEC obtient TAT, PT, et PO T'ADIRU à travers l'unité d'affichage électronique (DEU), et sont obtenus les autres données des sondes du moteur. Ces paramètres sont employés pour calculer la position commande VSV.

A partir de ces données la EEC envoie un signal de commande électrique à l'unité hydromécanique (HMU), qui envoie à son tour un signal hydraulique aux deux vérins de commande du VSV. Chacun de ces deux vérins est connecté à une barre de leviers de commande disposé de chaque côté du compresseur HP, les deux vérins et barres de levier de commande fonctionnent au même temps pour actionner le stator à calage variable (VSV) aux quatre anneaux de commande.

La pression hydraulique d'unité hydromécanique (HMU) est délivrée aux deux orifices de connections hydrauliques de chaque vérin de commande des VSV, Ceux des côtés têtes (Head side) ou ceux des cotés tiges (Rod side) de ces derniers, L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier, détermine la direction du piston du vérin (soit vers la fermeture ou vers l'ouverture). Tandis que le débit de cette pression détermine la distance à parcourir. Même direction et même sens du mouvement pour le deuxième piston qui fonctionne de la même façon que le premier.

La pression reçue de l'orifice qui est de cote tête (HEAD SIDE) du vérin de commande actionne les VSV vers la fermeture suivant le réglage de position voulue et vice versa la pression reçue de l'orifice qui est du cote tige (ROD SIDE) du vérin actionne les stators à calage variable (VSV) vers l'ouverture suivant le réglage de position voulue, et ceci en fonction du débit de la pression hydraulique (quantité du carburant) fournie par la HMU est calculé par la EEC, même procédure pour le deuxième vérin.

Chaque vérin de commande des VSV se compose d'un LVDT, de deux raccords de carburant et d'une prise électrique. Le LDT du vérin gauche est connecté au canal B de la EEC,

tandis que le LVDT du vérin droit est connecté au canal A. leur rôle consiste à transmettre la position des VSV à partir de la EEC.

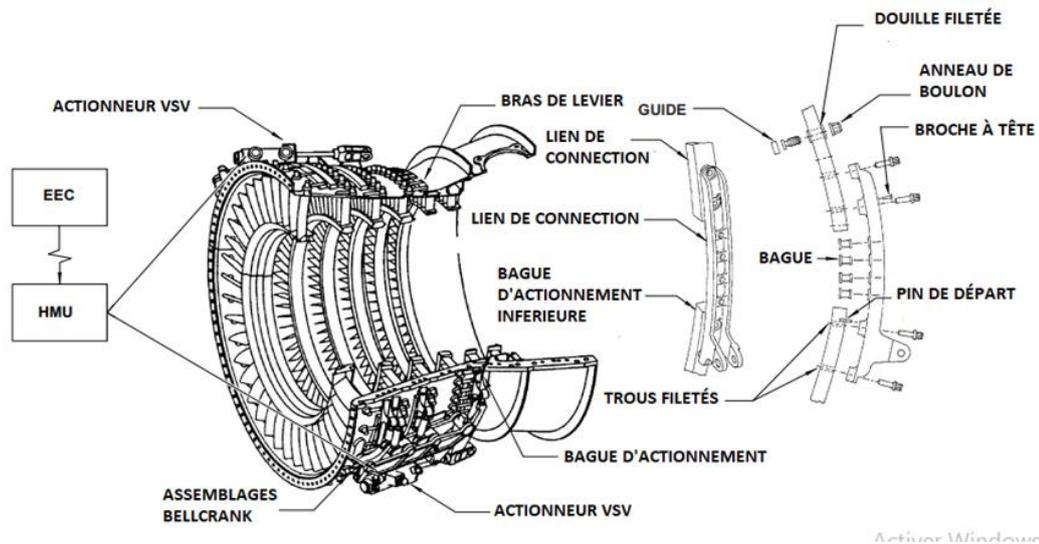


Figure IV. 18 FONCTIONNEMENT DE SYSTEME VSV [16]

#### IV.2.9 MODE OPERATIONS:

A bas régime, le compresseur s'éloigne de son régime d'adaptation, l'angle de calage des aubes augmente progressivement pour conserver l'angle d'incidence rotor constant. Quand la vitesse de rotation de l'attelage haute pression ( $N_2$ ) est au régime ralenti (61%), les VSV sont en position « FERME ».

Les VSV reviennent graduellement à leur position plus fermée aux basses altitudes et au importante chute de températures d'air totale pour améliorer la stabilité du moteur pendant les conditions de givrage. Au régime élevé, le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimal dans ce cas de VSV sont en position « OUVERTE », ils s'ouvrent progressivement quand  $N_2$  augmente, et ils sont à la position plus ouverte quand la vitesse de rotation d'attelage haute pression est plus de 95%.



## **IV.2.10 LES VANNES DE DECHARGE (VBV) :**

### **IV.2.10.1 Description générale:**

Le compresseur basse pression (LPC), étant destiné à alimenter le compresseur haute pression (HPC), fournit un taux de compression faible mais adapté aux régimes élevés. Donc le compresseur est dimensionné pour conserver la vitesse axiale ce qui veut dire que la vitesse axiale de sortie du compresseur est sensiblement égale à celle de l'entrée du compresseur, et cela pour ne pas perturber l'écoulement et éviter le pompage de se produire. Afin de réaliser cette condition nécessaire pour le bon fonctionnement du compresseur, les constructeurs ont donné une convergence à la veine de passage de l'air (entre rotor et stator) S2 régime donc à une vitesse axiale faible, S2 est trop faible pour conserver le débit à cause du phénomène de barrage dans le dernier étage. Pour remédier à ce phénomène les constructeurs ont donc adapté des vannes de décharge qui éjectent l'air à l'extérieur lorsqu'elle est ouverte, SI. Au faible et permettent aussi de rétablir une vitesse axiale constante.

Aux bas régimes, le débit d'air qu'il fournit est généralement excessif au besoin, c'est dire, son taux de compression et trop élevé ce qui provoque le pompage.

Le mécanisme des vannes de décharge (VBV) permet effectuer une décharge d'air du compresseur basse pression (LPC) vers l'écoulement de l'air secondaire. Ceci afin d'éviterle décrochage de l'écoulement dans le compresseur bas pression.

### **IV.2.10.2 LES COMPOSANTES DE SYSTEME DE VBV:**

Le système de VBV container les parties suivantes :

- Deux (02) vérins de commande de VBV

Chaque vérin de commande des vannes de décharge contient les composants suivants :

- Une sonde
- Une enveloppe
- Tige de cylindre et une unité de tige de piston du cylindre
- Un anneau de commande
- Dix (10) portes de décharge et deux (02) portes maitresse.

### IV.2.10.3 EMBLACEMENT DES COMPOSANTS DE VBV :

- Les vannes de décharge sont disposées à l'arrière du compresseur basse pression (LPC), elles sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux (02) vérins hydraulique.
- Le vérin de commande droit des vannes de décharge (VBV) est disposé sur la partie arrière du carter de la soufflante (fan) aux 4: 00 11 position.
- Le vérin de commande gauche de vanne de décharge (VBV) est monté sur la partie arrière du carter fan dont sa position horaire est 1: 00 -les composants sont disposés autour du carter fan(soufflante) sont :
  - Dix (10) vannes de décharge et deux (02) vannes de décharge maitresse, l'une des deux derniers positionnés à 1 : 00 H et l'autre positionnée à 4 00H.
  - Un anneau de commande.
  - Douze (12) leviers coudés (bielles)

Pour obtenir l'accès aux composants du système de VBV il faut ouvrir les deux capots fan et le capot des reverse.

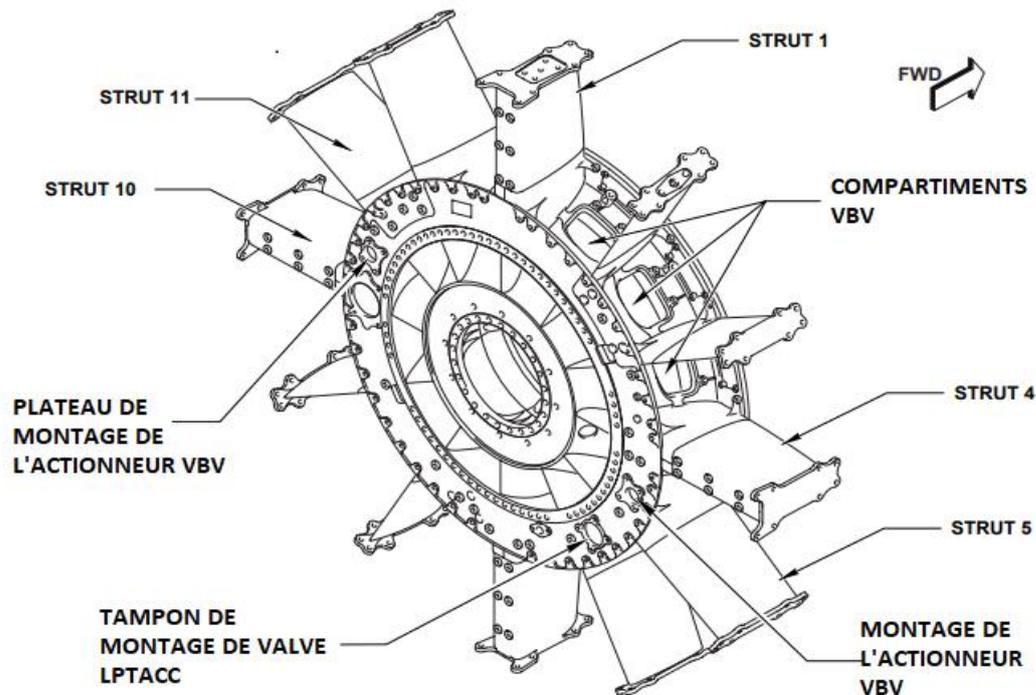


Figure IV. 19 REMPLACEMENT DE VBV [16]

#### **IV.2.10.4 DESCRIPTION DU VERIN DE COMMANDE DE VBV:**

Le vérin de commande des VBV est un vérin à piston, il est muni de deux connections hydrauliques coter tige du piston (Head side) et coté tête (Rod side) qui le relie a la HMU par Un bourrelet qui empêche les prises d'air, la même chose pour d autre vérin.

A travers ces deux connections la HMU envoie un signal hydraulique de commande aux deux pistons de deux vérins pour les actionnées.

Il y a un descripteur différentiel variable linéaire (LVDT) qui se connecte avec chaque Vérin, le LVDT du vérin gauche est relié au canal A de la EEC, celui du vérin droit est relié au canal B de la EEC.

Le vérin de commande de VBV possède une porte de drainage, pour évacuer le carburant qui fuit du joint de l'arbre.

#### **IV.2.10.5 Description des vannes de décharge :**

Les vannes de décharge contrôlent et régulent la décharge de quantité d'air du compresseur basse pression (LPC) vers I écoulement de flux d'air secondaire pour éviter le décrochage de l'écoulement dans les aubages du compartiment de compresseur basse pression (LPC). D'autre part, elle permet d'éviter les particules et les matières désirées comme l'eau, (FOD) pour atteindre le compresseur haute pression (HPC).

On a dit qu'il y a douze (12) vannes de décharge du VBV qui sont disposées en arrière de compresseur basse pression (LPC) et entoure du carter de la soufflante (fan) Chaque vanne est connectée à l'anneau de commande à travers une bielle, deux ces vannes.

Sont nommées les vannes maitresses, parce qu'ils sont á proximité des vérins de commande et Se relie directement à ces derniers par une longue bielle. Les décharges opérantes quand les deux vérins provoquent le mouvement des bielles des vannes maitresses qui entraînent l'anneau de commande ainsi que les douze (12) vannes qui sont connectés à ce dernier.

#### **IV.2.10.6 FONCTIONEMENT DES VANNES DE DECHARGE (VBV):**

Le contrôle électronique du moteur (EEC) utilise des données de l'avion et de moteur pour calculer la position angulaire des vannes de décharge (VBV) sont :

- La pression d'air statique ambiante (P0).
- La pression d'air totale de l'avion (PT).

- La température d'air totale d'avion(TAT) La température d'air à la sortie du compresseur (T25).
- La position du stator à calage variable (VSV).
- Vitesse de rotation de l'attelage basse pression (N1).
- Vitesse de rotation de l'attelage haute pression (N2).
- La résolution d'angle des reverse (TRA).

Le système de VBV fonctionne automatiquement, La EEC obtient P0, PT, et TAT de TADIRU à travers la DEU, NI, N2, T25 et la position des VSV de la sonde du moteur et obtient aussi TRA de la résolution des reverses. La EEC utilise ces données pour programmer la position optimale des vannes de décharge (VBV).

A partir de ces données la EEC envoie un signal de commande électrique au régulation carburant (HMU), qui transmet à son tour un signal hydraulique de commande pour régler la quantité du carburant à l'asservissement qui est délivrée aux deux orifices de Connections hydrauliques de chacun des deux vérins de commande VBV, Ceux du côté têtes Ou ceux des cotés tiges de ces derniers. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du Carburant en premier, détermine la direction de mouvement du piston, la quantité de pression donne la distance de déplacement du vérin, le deuxième vérin opère de la même façon.

La pression reçue de l'orifice qui est du côté tête du piston actionne les vannes VBV vers L'ouverture suivant le réglage de la position voulue. Et vice-versa, la pression reçue de L'orifice qui est du côté tige du vérin actionne les vannes vers la fermeture suivant le réglage de position voulue, même fonctionnement pour le deuxième vérin.

La tige du piston du vérin de commande des VBV est reliée avec une autre tige qui traverse la vanne de décharge maîtresse cette dernière est connectée avec une bielle, celle de la vanne maîtresse qui est reliée à un anneau de commande.

Les vérins de commande sont connectés à douze (12) portes qui assurent la position des vérins (VBV), ces derniers contrôlent la quantité d'air déchargée de LPC qui va au flux d'air secondaire. La sortie des pistons provoque une rotation en arc de cercle de l'anneau dans le sens contraire des aiguilles d'une montre et provoque la fermeture des vannes de décharge (VBV), même mécanisme pour l'autre vérin qui opère comme le premier et qui est à proximité de la deuxième vanne de décharge maîtresse.

Chaque vérin de commande se compose d'un transformateur différentiel variable linéaire (LVDT), de deux raccords de carburant et d'une prise électrique. Le LVDT du vérin droit envoie un signal électrique au canal A de la EEC, l'autre LVDT du vérin gauche envoie un signal électrique au canal B de la EEC pour contrôler la position des vannes de décharge (VBV) (voir Fig. (III 16))

#### IV.2.10.7 MODE OPERATIONS:

Dans les conditions optimales de fonctionnement du moteur c'est à dire a bas régime les vérins de commande définit une position OUVERTE des VBV. Les VBV sont en position FERME quand les VSV sont on position OUVERTE, c.à.d. quand la vitesse de rotation  $N_2$  atteint les 80% de sa vitesse maximale ( au régime élevé )



Les vérins de VBV actionnent les portiers VBV á une position OUVERTE quand les stators à calage variable (VSV) sont actionnés à la position FERME, c.à.d. quand la vitesse de rotation  $N_2$  atteint les 61% de sa vitesse maximale (au bas régime) Les portières de VBV se déplacent à leurs tours à une position plus FERME quand les VSV se déplacent à une position plus OUVERTE.

La EEC commande les portières des VBV pour être plus OUVERTE pendant les états suivants :

- Une décélération rapide de moteur
- Les inverseurs de poussée sont en opérations.
- Conditions de givrage potentielles.

#### CONCLUSION:

La maintenance des turboréacteurs est plus nécessaire qui exige la bonne maitrise des tous ses organes constitutives pour faire face à certains anomalies le plus dangereux qui est le phénomène du pompage dans les étages du compresseur qui apparaît dans l'atterrissage et le décollage d'un avion , heureusement les mainteniciens sont toujours disponible pour réussir à éliminer ce phénomène par l'anti pompage qui se fais par un système commander de vannes de

décharge VBV et VSV qui rentre dans le cadre de la maintenance préventive qui assez cher mais très rentable.

# Chapitre V :

Analyse énergétique d'un turboréacteur CFM 56-7B

## Introduction

Les turboréacteurs double flux double corps sont des engins très utilisés dans le domaine du transport aérien, à cause de leurs bonnes performances énergétiques par rapport aux turboréacteurs simple flux. Parmi ces moteurs double flux, on parle souvent du CFM56-7B de CFM INTERNATIONAL, l'un des turboréacteurs les plus performants au monde. Ce chapitre traite l'étude et l'analyse des performances énergétique du CFM56-7B pour un fonctionnement au point fixe. Après une présentation des principes fondamentaux des moteurs à réaction, une étude détaillée c'est concentré sur les paramètres thermodynamiques (taux de compression, débit,...) qui cause le phénomène de pompage qui influe explicitement les performances de moteur (rendement thermodynamique théorique ; rendement thermodynamique réel ; rendement interne ; rendement de propulsion et rendement global), et l'analyse des résultats, pour aboutir à la fin à la possibilité de la résolution de ce problème par l'anti pompage afin d'assurer la maintenance du compresseur.

### V.1. Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps [20]

#### V.1.1 La puissance

Ce n'est pas une grandeur très utilisée, (les motoristes et les avionneurs préfèrent la poussée). Pour le plus grand des moteurs cités ci-dessus, elle est de l'ordre de 80 M (Méga- Watt). Ceci représente environ 110 000 CV, 1000 fois plus qu'une automobile de tourisme de classe moyenne.

#### V.1.2 La gamme de poussées

Elle s'exprime en N (Newton), La gamme de poussée des turboréacteurs double flux est très vaste. La poussée maximale (au point fixe) varie de 1319 daN (déca-Newton) pour le plus petit, à 40 000 daN pour le plus grand (le GE90-115B de GENERALELECTRIC).

Pour les turboréacteurs double flux équipant les avions de transports civils tels que les A320, les Boeing 737..., le plus puissant de la famille la plus célèbre, celle des CFM56 de CFM INTERNATIONAL, a une poussée maximale de 15 100 daN.

#### V.1.3 La masse

Elle varie de 295 Kg pour le plus petit jusqu'à 7 500 Kg pour le plus grand des turboréacteurs, soit environ 50 fois plus élevée que celle du moteur d'une automobile moyenne.

#### V.1.4 Le débit d'air absorbé

Le plus grand turboréacteur absorbe environ 1500 kg/s, soit plus de 1 100 m<sup>3</sup>/s, dont il ne brûle toutefois que le 1/20 de l'oxygène qu'il absorbe, ce qui est encore moins au régime maximal. Pour le turboréacteur le plus petit, le débit d'air absorbé est de l'ordre de 28,1 kg/s.

### V.1.5 La consommation en carburant

Elle dépend avant tout de la poussée du moteur. Pour comparer les performances des turboréacteurs entre eux, on utilise la notion de « consommation spécifique » qui s'exprime en Kg/(daN.h). Elle varie d'un turboréacteur à un autre, soit autour de 0.55 en vol de croisière.

Pour le plus grand turboréacteur double flux (GE 90), en croisière toujours la consommation effective de carburant est de plus de 3000 kg/h, soit près de 4000 l/h (litres par heure). Cela représente environ 400 litres aux 100 km, soit environ 80 fois plus qu'une automobile économique.

Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la consommation au décollage et en montée est beaucoup plus importante qu'en croisière. Finalement, sur un vol complet de 10 000 km un B777 équipé de deux GE 90 consommera en moyenne de l'ordre de 1800 litres aux 100 km pour environ 400 passagers avec leurs bagages, soit environ 5 litres aux 100 km par passager.

### V.1.6 La fiabilité

Elle conditionne la sécurité des personnes et des biens, c'est une notion statistique qui s'apprécie d'abord pour les divers constituants, puis globalement au niveau du turboréacteur.

A ce niveau on utilise couramment le « taux d'arrêt du moteur en vol » (IFSD) la plupart des turboréacteurs double flux, se situe à moins d'un arrêt pour 500 000 heures de vol ou encore moins d'un arrêt pour 400 millions de km. Pour donner une représentation plus imagée, on peut dire qu'un turboréacteur moderne doit pouvoir faire plus de deux allers et retours Terre-planète Mars (lorsqu'elle est à sa plus grande distance de la Terre), et ceci sans panne.

### V.1.7 Le bruit

Des progrès très importants ont été accomplis depuis le début de l'ère des turboréacteurs double flux double corps, des réductions supérieures à 10 **dB** (décibel) ont été constatées aussi bien au décollage, qu'au survol et à l'atterrissage.

Les recherches qui sont menées actuellement et qui vont encore se poursuivre devraient permettre, d'obtenir des réductions de bruit du même ordre de grandeur dans les vingt ans à venir.

### V.1.8 La pollution atmosphérique

Les émissions polluantes qui résultent de la combustion du kérosène dans les turboréacteurs, représentent un véritable problème pour les scientifiques et les industriels. Actuellement, la situation est la suivante :

Le transport aérien participe à moins de 5% aux émissions polluantes au voisinage des zones habitées.

Le gaz carbonique (CO<sub>2</sub>) émis par le transport aérien ne contribue que pour 2 % à l'effet de serre autour du globe terrestre.

L'impact des oxydes d'azote (NO<sub>x</sub>) est non mesurable.

Grâce aux nouvelles technologies des turboréacteurs double flux et grâce à une réduction de plus de 50% des consommations spécifiques, les émissions polluantes ont été globalement réduites de 50% (chiffre bien entendu variable suivant les espèces de « polluant » oxydes de carbone, oxydes d'azote, ...).

### V.1.9 Cycle thermodynamique

#### V.1.9.1 Cycle à double flux séparés [21]

Dans un cycle à double flux séparés, le transfert d'énergie entre le flux primaire et le flux secondaire s'effectue uniquement sous forme mécanique.

Le cycle ordinaire ABCDF est parcouru par le flux primaire caractérisé par le débit massique  $\dot{m}_i$ , tandis que le cycle AB"D" est parcouru par le flux secondaire caractérisé par le débit massique  $\dot{m}_e$ . [11]

Au départ l'air qui caractérise le flux primaire sera comprimé d'A à B au niveau du diffuseur puis au niveau du compresseur basse pression et haute pression.

Ensuite, cet air comprimé se mélange avec du carburant pulvérisé au niveau de la chambre de combustion ce qui provoque la combustion de B à C qui génère une quantité très importante d'énergie sous forme des gaz chauds. Après, les gaz chauds vont se détendre de C à D dans la turbine haute pression et de D à E dans la turbine basse pression. A la fin de ce cycle, ce qui reste comme énergie sera transformé en vitesse par détente dans la tuyère d'éjection primaire de E à F permettant d'avoir un bon rendement propulsif.

Au moyen de la détente supplémentaire DE, on communique au flux secondaire une énergie ( $h_B - h_A$ ) grâce à une soufflante accouplée mécaniquement à l'avant du turboréacteur (ce qui permet d'accélérer le flux secondaire), tandis que la détente CD est destinée à fournir le travail du compresseur haute pression. [11] Le flux secondaire subit simplement une compression partielle de A à B" suivie d'une détente dans la tuyère d'éjection secondaire de B" à D", en fournissant une puissance exercée modérée, un peu inférieure à la puissance mécanique qu'il a reçue, et donc il bénéficie lui aussi d'un bon rendement propulsif. [12]



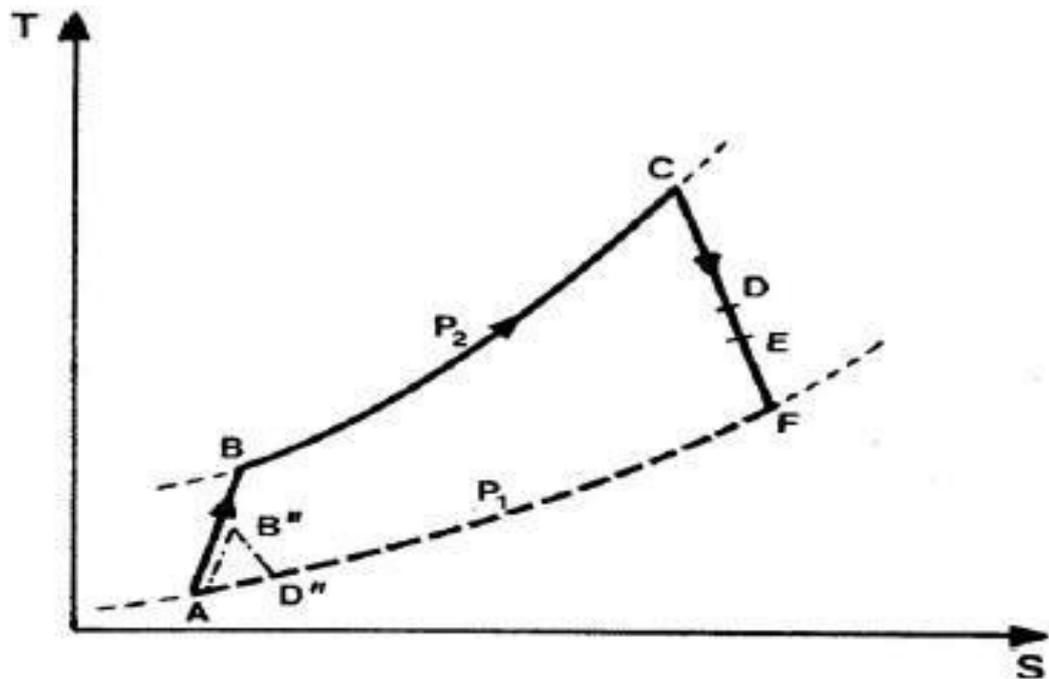


Figure V. 2 Diagramme (T-S) du cycle à dilution.

## V.2. Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux Double corps

Les paramètres de performances pour un turboréacteur à double flux varient relativement selon les deux types qui existent (à double flux séparés et à double flux mélangés).

### V.2.1 Cas d'un turboréacteur à double flux séparés

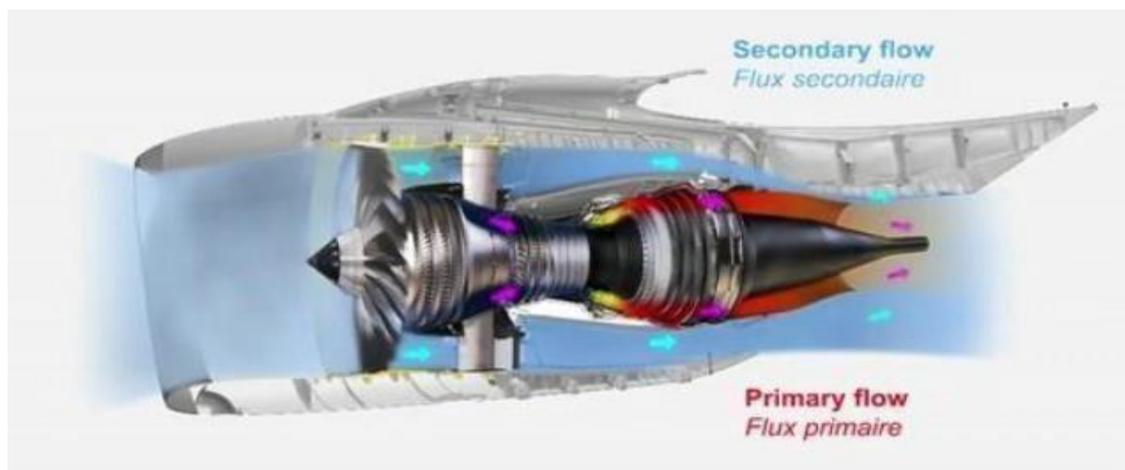


Figure V. 3 Turboréacteur à double flux séparés.

➤ **La poussée**

Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i (V_{si} - V_0) + m_e (V_{se} - V_0) + m_c V_{si} \dots \dots \dots (v.1)$$

$$F_{sp} = F / (m_i + m_e + m_c) \dots \dots \dots (v.2)$$

➤ **La consommation spécifique**

$$C_{sp} = CH / F \dots \dots \dots (v.3)$$

$$CH = 3600 m_c \dots \dots \dots (v.4)$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 m_c) / F \dots \dots \dots (v.5)$$

➤ **La puissance calorifique**

$$P_{cal} = m_c PCI \quad (v.6)$$

➤ **La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)**

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m C_{pg}(T_{si} - T_0)] \quad (v.7)$$

$$\text{Or: } m = m_i + m_c \quad (v.8)$$

➤ **La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)**

$$P_{th-r} = 1/2 m_i (V_{si}^2 - V_0^2) + 1/2 m_e (V_{se}^2 - V_0^2) + 1/2 m_c v_{si}^2 \quad (v.9)$$

➤ **La puissance de propulsion**

$$P_p = FV_0 = [m_i(V_{si} - V_0) + m_e(V_{se} - V_0) + m_c V_{si}] V_0 \dots \dots \dots (v.10)$$

➤ **Le rendement thermodynamique (thermique) théorique**

$$\eta_{th} = P_{th-t} / P_{cal} \quad (v.11)$$

➤ **Le rendement thermique (thermodynamique) réel**

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal} \dots \dots \dots (v.12)$$

➤ **Le rendement interne**

$$\eta_i = P_{th-r} / P_{th-t} \dots\dots\dots (v.13)$$

➤ **Le rendement de propulsion**

$$\eta_p = P_p / P_{th-r} \quad (v.14)$$

➤ **Le rendement global**

$$\eta_g = P_p / P_{cal} \quad (v.15)$$

**V.2.2 Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution)**

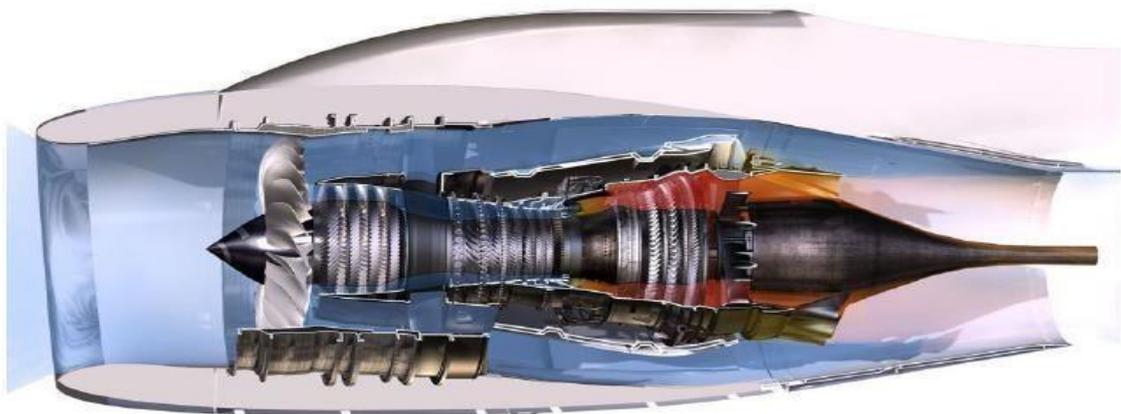


Figure V. 4 Turboréacteur à double flux mélangés.

➤ **La poussée**

A Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i (V_s - V_0) + m_e (V_s - V_0) + m_c V \quad (v.16)$$

➤ **La poussée spécifique**

$$F_{sp} = F / (m_i + m_e + m_c) \quad (v.17)$$

➤ **La consommation spécifique**

$$C_{sp} = CH / F \quad (v.18)$$

$$CH = 3600 m_c \quad (v.19)$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 m_c) / F \quad (v.20)$$

➤ **La puissance calorifique**

$$P_{cal} = m_c P_{CI} \quad (v.21)$$

➤ **La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)**

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m_t C_{pm} (T_s - T_0)] \quad (v.22)$$

$$m_t = m_i + m \dots\dots\dots (v.23)$$

➤ **La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique) :**

$$P_{th-r} = 1/2 m_i (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 m_e (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 m_c V_{s2} \dots\dots\dots (v.24)$$

➤ **La puissance de propulsion :**

$$P_p = F V_0 = [m_i (V_s - V_0) + m_e (V_s - V_0) + m_c V_s] V_0 \dots\dots\dots (v.25)$$

➤ **Le rendement thermodynamique (thermique) théorique :**

$$\eta_{th} = P_{th-t} / P_{cal} \dots\dots\dots (v.26)$$

➤ **Le rendement thermique (thermodynamique) réel :**

$$\eta_{th} = P_{th-r} / P_{cal} \dots\dots\dots (v.27)$$

➤ **Le rendement interne :**

$$\eta_i = P_{th-r} / P_{th-t} \dots\dots\dots (v.28)$$

➤ **Le rendement de propulsion :**

$$\eta_p = P_p / P_{th-r} \dots\dots\dots (v.29)$$

➤ **Le rendement global :**

$$\eta_g = P_p/P_{cal} \quad (v.30)$$

➤ **Taux de compression**

On peut montrer que tous ses diagrammes se réduisent à un seul à condition d'exprimer le taux de compression  $P_2/P_1$  en fonction du débit réduit  $Q_{ar}$  et du régime réduit  $N_r$ .

$$Q_{ar} = \frac{Q\sqrt{T_1}}{P_1 D^2} \quad (v.31)$$

$$N_r = \frac{N.D}{\sqrt{T_1}} \quad (v.32)$$

➤ **Le taux de dilution :**

C'est le rapport entre le débit massique du flux secondaire et le massique du flux primaire

:

$$\lambda = m_e/m_i \dots\dots\dots (v.33)$$

Tel que :

$\lambda$  : le taux de dilution.

En accroissant le taux de dilution, on peut améliorer notablement le rendement de propulsion sans affecter le rendement thermique. [23]

### **V.3. Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B :**

#### **V.3.1 Décomposition du CFM56-7B :**

Pour faciliter la tâche du calcul, nous allons décomposer le turboréacteur CFM56-7B en des parties selon les besoins :

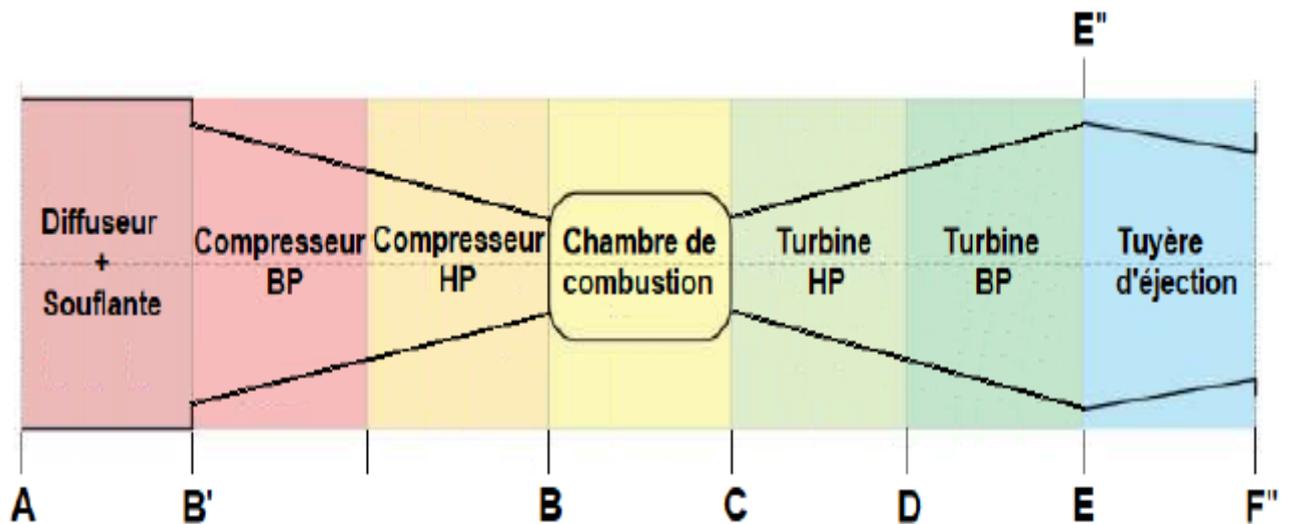


Figure V. 5 Décomposition du turboréacteur CFM56-7B.

### V.3.1.1 Hypothèse de calcul :

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

### V.3.2 Données de calcul :

Tableau V. 1 données de calculs de CFM56-7B

Données	Symboles	Unités	Valeurs
Constante des gaz parfaits	<b>r</b>	<b>j/ (Kg K)</b>	287,15

Coefficient isentropique	$\gamma$		1,4
Chaleur spécifique à pression constante de l'air	$C_{pa}$	<b>j/(Kg K)</b>	1008,7
Chaleur spécifique à pression constante des gaz	$C_{pg}$	<b>j/(Kg K)</b>	1253
Chaleur spécifique à pression constante du mélange (flux secondaire + fluxprimaire)	$C_{pm}$	<b>j/(Kg K)</b>	1047,478
Masse volumique de l'air au point A	$\rho_A$	<b>Kg/m<sup>3</sup></b>	1,29
Débit massique d'air total	$m_e + m_i$	<b>Kg/s</b>	408
Rendement de compression de la soufflante	$\eta_s$	-	0,88
Rendement du compresseur basse pression	$\eta_{CBP}$	-	0,84
Rendement du compresseur haute pression	$\eta_{CHP}$	-	0,82
Rendement de la turbine haute pression	$\eta_{THP}$	-	0,90
Rendement de la turbine basse pression	$\eta_{TBP}$	-	0,88
Rendement de la tuyère d'éjection	$\eta_{Tuy}$	-	0,88
Rendement mécanique turbine-compresseur	$\eta_{T-C}$	-	0,95
Température de fin de combustion	$T_C$	<b>K</b>	1563
Le pouvoir calorifique du carburant	<b>PCI</b>	<b>Kj/Kg ;</b>	43920
Taux de compression global	$\tau = P_B/P_A$	-	29
Taux de dilution	$\lambda$	-	5,3

### V.3.3 Calcul des paramètres de performances pour un cas constant :

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

Points	Température (K)	Pression (Kpa)	Vitesse (m/s)
A	$T_A = 300$	$P_A = 101,325$	?
B'	?	?	$V_{B'} = 0$
B	?	?	$V_B = 0$
C	$T_C = 1563$	?	$V_C = 0$
E	?	?	$V_E = 0$
E''	?	?	$V_{E''} = 0$
F''	?	$P_{F''} = 101,325$	?

### V.3.4 Calcul de la vitesse et du nombre de Mach au point A :

➤ Calcul la vitesse  $V_A$

$$Q = V S = V \frac{\pi d^2}{4} \Rightarrow q = \rho V S$$

V : la vitesse moyenne du carburant

S : la section

Q : Débit

q: Débit massique

$$(q_i + q_e) = \rho_A V_A \left( \frac{\pi d^2}{4} \right)$$

$$V_A = 167,702 \text{ m/s.}$$

➤ Nombre de Mach :

$$M_A = \frac{V_A}{V_C} = \frac{V_A}{\sqrt{\gamma R T_A}}$$

$$M_A = 0,48 \approx 0,5.$$

**V.3.5 Calcul de la pression et de la température au point B :**

\*A→B : transformation adiabatique (soufflante + compresseur haute pression+ Compresseur basse pression) :

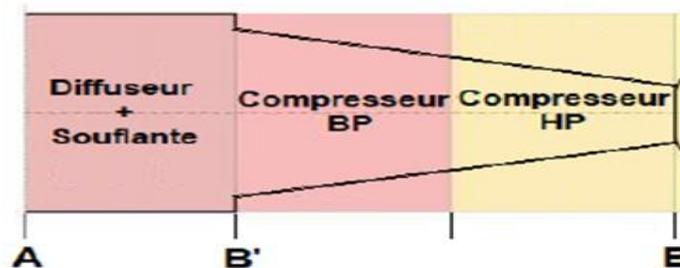


Figure V. 6 Schéma qualitatif entre le point A et B'

➤ **Calcul la pression au point B :**

$$\tau = \frac{P_B}{P_A}$$

$$P_B = 2938,425 \cdot 10^3 \text{ pa}$$

$$P_B = 2938,425 \text{ Kpa} .$$

➤ **La température isentropique au point B :**

$$\frac{T_{Bis}}{T_A} = (\tau)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P_c}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{Bis} = 785,1 \text{ K} .$$

➤ **La température réelle au point B :**

$$\eta = \frac{\Delta h_{is}}{\Delta h_{ree}} = \frac{\Delta T_{is}}{\Delta T_{ree}}$$

$$\eta_S \eta_{CHP} \eta_{CBP} = \frac{h_{Bis} - h_A}{h_{Br} - h_A} = \frac{T_{Bis} - T_A}{T_{Br} - T_A}$$

$$T_{Br} = T_A + \frac{T_{Bis} - T_A}{\eta_S \eta_{CHP} \eta_{CHB}}$$

$$T_{Br} = 1100,3 \text{ K} .$$

**Calcul de l'enthalpie réel au point B**

$$h_{Br} = C_{pa} T_{Br}$$

$$h_{Br} = 1109,873 \cdot 10^3 \text{ j/Kg}$$

$$h_{Br} = 1109,873 \text{ K j/Kg.}$$

Tableau V. 3 calcul des paramètres de A → B

M=0.5	P (Kpa)	V (m /s)	h (Kj/Kg)	T (K)
<b>Point A</b>	101,325	167,702		300
<b>Point B</b>	2938 ,425	0	1109 ,873	$T_{Bis}=785,1K$ $T_{Br}=1100 ,3$

**V.3.6 Calcul de l'enthalpie au point C :**

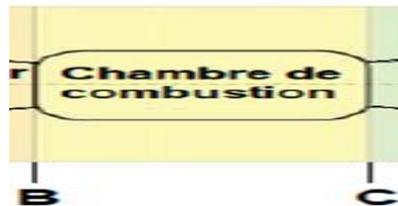


Figure V. 7 Schéma qualitatif entre le point B et C

$$P_C = P_B = 2938,425 \cdot 10^3 \text{ pa} = 2938,425 \text{ Kpa}$$

$$h_C = C_{pg} T_C$$

$$h_C = 1958,439 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_C = 1958,439 \text{ Kj/Kg.}$$

Tableau V. 4 calcul des paramètres de la chambre de combustion

	P (Kpa)	V (m /s)	h (Kj/Kg)	T (K)
<b>Point B</b>	2938 ,425	0	1109 ,873	$T_{Bis}=785,1$ $T_{Br}=1100 ,3$

Point c	2938 ,425	0	1958 ,439	1563
---------	-----------	---	-----------	------

### V.3.7 Calcul de la pression, la température et l'enthalpie au point E :

C→E : transformation adiabatique (turbine haute pression + turbine basse pression) :

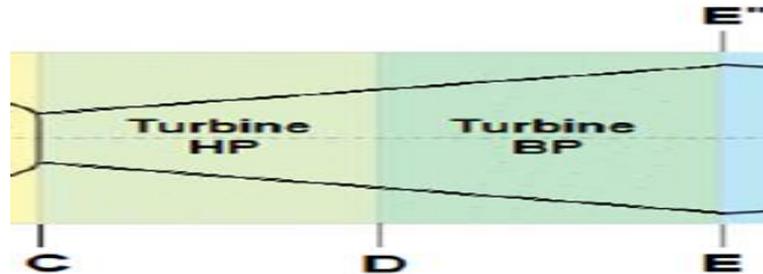


Figure V. 8 Schéma qualitatif entre le point C et E

#### ➤ Calcul de la température réelle au point E :

$$\eta_{T-C} = \frac{\Delta h_{is}}{\Delta h_{ree}} = \frac{\Delta T_{is}}{\Delta T_{ree}} \Rightarrow \eta_{T-C} = \frac{h_{Br} - h_A}{h_C - h_{Er}} = \frac{C_{pa} (T_{Br} - T_A)}{C_{pg} (T_C - T_{Er})}$$

$$T_{Er} = 884,8 \text{ K.}$$

#### ➤ Calcul de la température isentropique au point E :

$$\eta_{THP} \eta_{TBP} = \frac{\Delta h_{is}}{\Delta h_{ree}} = \frac{\Delta T_{is}}{\Delta T_{ree}} = \frac{h_C - h_{Er}}{h_C - h_{Eis}} = \frac{T_C - T_{Er}}{T_C - T_{Eis}}$$

$$T_{Eis} = T_C - \frac{T_C - T_{Er}}{\eta_{THP} \eta_{TBP}}$$

$$T_{Eis} = 706,7 \text{ K.}$$

#### ➤ Calcul de la pression $P_E$ :

$$\frac{T_C}{T_{Eis}} = \left( \frac{P_C}{P_E} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$P_E = 182,634 \cdot 10^3 \text{ pa}$$

$$P_E = 182,634 \text{ Kpa .}$$

➤ **Calcul de l'enthalpie isentropique au point E :**

$$h_{Eis} = C_{pg} T_{Eis}$$

$$h_{Eis} = 885,549 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{Eis} = 885,549 \text{ K j/Kg.}$$

➤ **Calcul de l'enthalpie réel au point E :**

$$h_{Er} = C_{pg} T_{Er}$$

$$h_{Er} = 1108,654 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{Er} = 1108,654 \text{ K j/Kg.}$$

Tableau V. 5 calcul des paramètres de la turbine haute pression et la turbine basse pression

	<b>P (Kpa)</b>	<b>V (m /s)</b>	<b>h (K j/Kg)</b>	<b>T (K)</b>
<b>Point C</b>	2938 ,425	0	$h_{cr} = 1958 ,439$	1563
<b>Point E</b>	182,634	0	$h_{Eis} = 885,549$ $h_{Er} = 1108 ,654$	$T_{Er} = 884,8$ $T_{Eis} = 706,7$

**V.3.8 Calcul de l'enthalpie et de la température au point B' :**

On considère que la compression au niveau de l'étage de la soufflante est adiabatique :

$$P_{B'} = P_E = 182,634 \cdot 10^3 \text{ pa} = 182,634 \text{ Kpa.}$$

➤ **Calcul de la température isentropique au point B' :**

$$T_A T_{B'is} = \left( \frac{P_A}{P_{B'}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{B'is} = 355 \text{ K.}$$

- Calcul de la température réelle au point B' :

$$\eta_s = \frac{T_{B'is} - T_A}{T_{B'r} - T_A}$$

$$T_{B'r} = 362,5 \text{ K.}$$

- Calcule l'enthalpie isentropique au point B' :

$$h_{B'is} = C_{pa} T_{B'is}$$

$$h_{B'is} = 358,088 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{B'is} = 358,088 \text{ K j/Kg.}$$

- Calcul de l'enthalpie réel au point B' :

$$h_{B'r} = C_{pa} T_{B'r}$$

$$h_{B'r} = 365,654 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{B'r} = 365,654 \text{ K j/Kg.}$$

### V.3.9 Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point E'' (après le mélange) :

Le mélange s'effectue à pression constante ( $P_E = P_{B'} = P_{E''} = 182,634 \text{ Kpa}$ )

- Calcul de l'enthalpie réel au point E''

$$h_{E''r} = h_{Er} + \frac{(h_{B'r} \lambda)}{(\lambda + 1)}$$

$$h_{E''r} = 483,590 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{E''r} = 483,590 \text{ K j/Kg.}$$

- Calcule la température isentropique au point E'' :

$$T_{E''r} = \frac{h_{E''r}}{C_{pm}}$$

$$T_{E''r} = 461,7 \text{ K.}$$

- **Calcul de l'enthalpie isentropique au point E'' :**

$$h_{E''is} = \frac{(h_{B'is} \lambda) + h_{Eis}}{(\lambda + 1)}$$

$$h_{E''is} = 441,812 \cdot 10^3 \text{ j/Kg}$$

$$h_{E''is} = 441,812 \text{ K j/Kg.}$$

- **Calcul la température isentropique au point E'' :**

$$T_{E''is} = \frac{h_{E''is}}{c_{pm}}$$

$$T_{E''is} = 421,8 \text{ K.}$$

$$P_{E''} = P_E = 182,634 \cdot 10^3 \text{ pa}$$

$$P_E = 182,634 \text{ Kpa.}$$

### V.3.10 Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point F'' :

E'' → F'' : transformation adiabatique (tuyère d'éjection) :

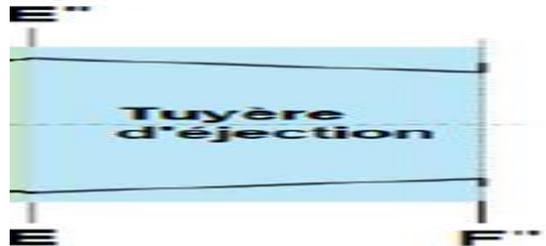


Figure V. 9 Schéma qualitatif entre le point E et F''

$$P_{F''} = P_A = 101,325 \cdot 10^3 \text{ pa} = 101,325 \text{ Kpa.}$$

- **Calcul de la température isentropique au point F'' :**

$$\frac{T_{E''is}}{T_{F''is}} = \left( \frac{P_{E''}}{P_{F''}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{F''is} = 356,4 \text{ K.}$$

- **Calcul de l'enthalpie isentropique au point F'' :**

$$h_{F''is} = \frac{c_{pm}}{T_{F''is}}$$

$$h_{F''is} = 373,321 \text{ K j/Kg.}$$

➤ Calcule l'enthalpie réel au point F'' :

$$\eta_{\text{Tuy}} = \frac{(h_{F''r} - h_{E''is})}{(h_{F''is} - h_{E''is})}$$

$$h_{F''r} = 381,540 \text{ j/Kg.}$$

➤ Calcul de la température réel au point F'' :

$$h_{F''r} = C_{pm} T_{F''r}$$

$$T_{F''r} = 364,2 \text{ K.}$$

$$\frac{(h_{F''r} - h_{E''r}) + \frac{1}{2} V_{E''}^2}{V_{F''}^2} = 0 ; V_{E''} = 0$$

➤ Calcule de la vitesse au point F'' :

On applique le théorème de Bernoulli entre E'' et F'', on obtient :

$$V_{F''} = \sqrt{2(h_{E''r} - h_{F''r})}$$

$$V_{F''} = 451,774 \text{ m/s.}$$

Tableau V. 6 calcul des paramètres thermodynamique de la tuyère

Point	P (Kpa)	V (m/s)	h (Kj/Kg)	T (K)
E''	182,634	0	$h_{E''is} = 441,812$	$T_{E''is} = 421,8$
			$h_{E''r} = 483,590$	$T_{E''r} = 461,7$
F''	101,325	451,774	$h_{F''is} = 373,321$	$T_{F''is} = 356,4$
			$h_{F''r} = 381,540$	$T_{F''r} = 364,2$

Tableau V. 7 Résultats après les calculs

Points	Température (K)	Pression (Kpa)	Vitesse (m/s)
A	$T_A = 300$	$P_A = 101,325$	$V_A = 167,702$
B'	$T_{B'is} = 355$ $T_{B'r} = 362,5$	$P_{B'} = 182,634$	$V_{B'} = 0$
B	$T_{Bis} = 785,1$ $T_{Br} = 1100,3$	$P_B = 2938,425$	$V_B = 0$
C	$T_C = 1563$	$P_C = 2938,425$	$V_C = 0$
E	$T_{Eis} = 706,7$ $T_{Er} = 884,8$	$P_E = 182,634$	$V_E = 0$
E''	$T_{E''is} = 421,8$ $T_{E''r} = 461,7$	$P_{E''} = 182,634$	$V_{E''} = 0$
F''	$T_{F''is} = 356,4$ $T_{F''r} = 364,2$	$P_{F''} = 101,325$	$V_{F''} = 451,774$

### V.3.11 Calcul des débits massique :

$$\lambda = \begin{cases} \frac{m_e}{m_i} = 5,3 \\ m_e + m_i = 408 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ \lambda m_i + m_i = 408 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ m_i(\lambda + 1) = 408 \end{cases}$$

$$\lambda = \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ m_i = \frac{408}{(\lambda + 1)} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ m_i = \frac{408}{(5,3 + 1)} \end{cases}$$

$$m_e = 343,238 \text{ kg/s.}$$

$$m_i = 64,762 \text{ kg/s.}$$

#### ➤ Calcule de $m_c$ :

$$m_c \text{ PCI} = (m_i + m_c) h_c - m_i h_{br} \Rightarrow (\text{PCI} - h_c) = m_i h_c - m_i h_{br}$$

$$F = m_i (v_{F''} - v_A) + m_e (v_{F''} - v_A) + m_c v_{F''}$$

$$m_c = 1,310 \text{ kg/s.}$$

**V.3.12 Calcul de la poussée :**

$$F = m_i (v_{F''} - v_A) + m_e (v_{F''} - v_A) + m_c v_{F''}$$

$$F = 116,838.10^3 \text{ KN.}$$

**V.3.13 Calcul de la poussée spécifique :**

$$F_{SP} = \frac{F}{(m_c + m_e + m_i)}$$

$$F_{SP} = 285,451 \text{ N.s/kg.}$$

**V.3.14 Calcul de la consommation spécifique :**

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{(3600 m_c)}{F}$$

$$C_{sp} = 40,036.10^{-3} \text{ kg/ (h.N)}$$

**V.3.15 Calcul de la consommation spécifique :**

$$C_{sp} = 40,036.10^{-3} \text{ kg/ (h.N) .}$$

$$P_{cal} = m_c PCI$$

$$P_{cal} = 57,535.10^6 \text{ W}$$

$$P_{cal} = 57,535.10^3 \text{ KW.}$$

**V.3.16 Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) théorique :**

$$P_{th-t} = p_{cal} - [(m_i + m_c) c_{pm} (T_{F''r} - T_A)]$$

$$P_{th-t} = 53,092.10^6 \text{ W}$$

$$P_{th-t} = 53,092.10^3 \text{ KW.}$$

**V.3.17 Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) réelle :**

$$P_{th-r} = \frac{1}{2} [(m_e + m_i) (v_{F''}^2 - v_A^2)] + \frac{1}{2} (m_c v_{F''}^2)$$

$$P_{th-r} = 36,033.10^6 \text{ KW}$$

$$P_{th-r} = 36,033.10^3 \text{ KW.}$$

**V.3.18 Calcul de la puissance de propulsion :**

$$P_p = F v_A$$

$$P_p = 19,594.10^6 \text{ W}$$

$$P_p = 19,594.10^3 \text{ KW.}$$

### V.3.19 Calcul du rendement thermodynamique (thermique) théorique :

$$\eta_{th} = \frac{p_{th-t}}{p_{cal}}$$

$$\eta_{th} = 0.9228 = 92.28 \%$$

### V.3.20 Calcul du rendement thermique (thermodynamique) réel :

$$\eta_{tr} = \frac{p_{th-r}}{p_{cal}}$$

$$\eta_{tr} = 0,6263 = 62,63 \%$$

### V.3.21 Calcul du rendement interne :

$$\eta_i = \frac{p_{th-r}}{p_{th-t}}$$

$$\eta_i = 0,6787 = 67,87 \%$$

### V.3.22 Calcul du rendement de propulsion :

$$\eta_p = \frac{p_p}{p_{th-r}}$$

$$\eta_p = 0.5438 = 54.38 \%$$

### V.3.23 Calcul du rendement global :

$$\eta_g = \frac{p_p}{p_{cal}}$$

$$\eta_g = 0,3406 = 34,06 \%$$

Tableau V. 8 Résultats de Calcul des paramètres de performance de CFM56-7B

F	F <sub>SP</sub>	C <sub>sp</sub>	P <sub>cal</sub>	P <sub>th-t</sub>	P <sub>th-r</sub>	P <sub>p</sub>	η <sub>th</sub>	η <sub>tr</sub>	η <sub>i</sub>	η <sub>p</sub>	η <sub>g</sub>
(KN)	(N.s/kg)	(kg/h.N)	(KW)	(KW)	(KW)	(KW)	%	%	%	%	%

Les performance	116,838	285,451	40,036 $10^{-3}$	57,535 $10^3$	53,092 $10^3$	36,033 $.10^3$	19,594 $10^3$	92.28	62,63	67 ,87	54.38	34,06
-----------------	---------	---------	---------------------	------------------	------------------	-------------------	------------------	-------	-------	--------	-------	-------

**V.4. Les paramètres de performances pour variable nombre de mach :**

**Remarque :** Dans cette partie on refait la méthode de calcul du différent paramètres des performances pour différents nombres de mach en utilisant les équations déjà citées dans la partie précédente et en obtiens donc les résultats suivants :

Tableau V. 9 variation des performance Tableau IV. 11: variation des rendements de CFM56-7B

Les performances	F (KN)	F <sub>SP</sub> (N.s/kg)	C <sub>sp</sub> (kg/h. N)	P <sub>cal</sub> (KW)	P <sub>th-t</sub> (KW)	P <sub>th-r</sub> (KW)	P <sub>p</sub> (KW)	η <sub>th</sub> %	η <sub>tr</sub> %	η <sub>i</sub> %	η <sub>p</sub> %	η %
<b>M =0.6</b>	100	244.31	47,16 $10^{-3}$	57,55 $10^3$	53,02 $10^3$	36,03 $10^3$	20,83 $10^3$	92,28	57,19	61,98	63,29	36,2
<b>M =0.7</b>	91,667	223,93	51,45. $10^{-3}$	57,55 $10^3$	53,02 $10^3$	29,75 $10^3$	22,23 $10^3$	92,28	51,81	55,96	74,98	38,85
<b>M =0.8</b>	71,670	175,09	65,80 $10^{-3}$	57,55 $10^3$	53,02 $10^3$	26,04 $10^3$	19,91 $10^3$	92,28	45,23	49 ,01	76.50	34,60
<b>M =0.9</b>	57,49	140,45	82,03 $10^{-3}$	57,55 $10^3$	53,02 $10^3$	21,84 $10^3$	17,96 $10^3$	92.28	37,95	41,13	82,23	31,21

Tableau V. 10 variation des rendements de CFM56-7B en fonction de nombre de mach

Rendement	$\eta_{th}$	$\eta_{tr}$	$\eta_i$	$\eta_p$	$\eta_g$
<b>M =0.5</b>	92.28	62,63	67,87	54,38	34,06
<b>M =0.6</b>	92.28	57,19	61,98	63,29	36,2
<b>M =0.7</b>	92.28	51,81	55,96	74,98	38,85
<b>M =0.8</b>	92.28	45,23	49,01	76,50	34,60
<b>M =0.9</b>	92.28	37,95	41,13	82,22	31, 21

### V.5. Les paramètres de performances pour taux de compression :

**Remarque :** Dans cette partie on refait la méthode de calcul du différent paramètres des performances pour taux de compression variée en utilisant les équations citées dans la partie précédant et en obtiens les résultats suivants :

Tableau V. 11 variation des performances de CFM56-7B en fonction de taux de compression

Les performances	<b>F</b> (KN)	<b>P<sub>cal</sub></b> (KW)	<b>P<sub>th-t</sub></b> (KW)	<b>P<sub>th-r</sub></b> (KW)	<b>P<sub>p</sub></b> (KW)	$\eta_{th}$ %	$\eta_{tr}$ %	$\eta_i$ %	$\eta_p$ %	$\eta_g$ %
<b><math>\tau =5</math></b>	121,93	57,535 .10 <sup>3</sup>	47,25 10 <sup>3</sup>	71,364 10 <sup>3</sup>	20,44 .10 <sup>3</sup>	82.33	66,62	81,05	53.34	35,52
<b><math>\tau =10</math></b>	173,44	79,05 10 <sup>3</sup>	72,89 10 <sup>3</sup>	71,364 10 <sup>3</sup>	29,086 10 <sup>3</sup>	90.20	71,02	97,90	40.75	36,79
<b><math>\tau =15</math></b>	143,84	72,46 10 <sup>3</sup>	50,90 10 <sup>3</sup>	49,34 10 <sup>3</sup>	24.12	92.22	68.09	96.33	48.88	35,28

$\tau = 29$	57,49	57,55 $10^3$	53,02 $10^3$	21,84 $10^3$	17,96 $10^3$	92,28	62,63	67,87	54,38	34,06
-------------	-------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-------	-------	-------	-------	-------

Tableau V. 12 variation des rendements CFM56-7B en fonction de taux de compression

Les rendements	$\eta_{th}\%$	$\eta_{tr}\%$	$\eta_i\%$	$\eta_p\%$	$\eta_g\%$
$\tau = 5$	82.33	66.62	81.05	53.34	35.52
$\tau = 10$	90.20	71.27	97.90	40.75	36.79
$\tau = 15$	92.22	68.09	96.93	48.88	35.28
$\tau = 29$	92.28	62,63	67,87	54,38	34,06

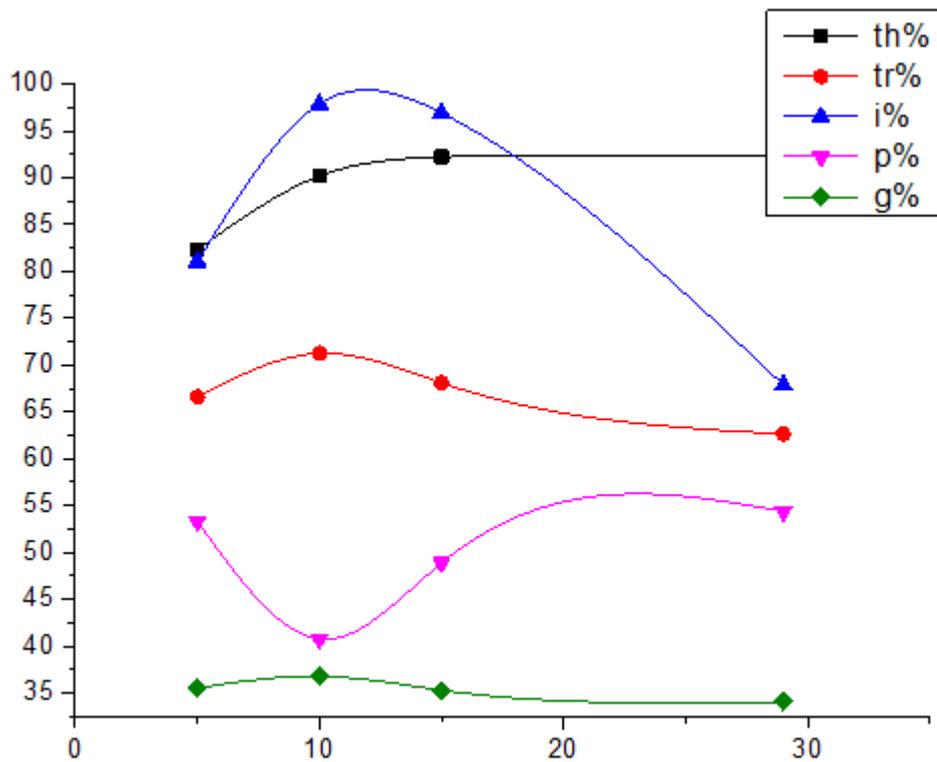


Figure V. 10 variation des rendements CFM56-7B en fonction de taux de compression

V.5.1 Compresseur Basse Pression :

Tableau V. 13 Résultats du compresseur BP.

Paramètres	E1		E2		E3		
	Entrée R1	R1	S1	R2	S2	R3	S3
$p_0$ [kPa]	114.753	131.763	131.763	150.4	150.4	170.741	170.741
$p$ [kPa]	91.864	103.269	106.577	119.135	122.777	136.571	140.564
$T_0$ [k]	302	315.8	315.8	329.7	329.7	343.5	343.5
$T$ [k]	281	291.8	294.8	305.7	308.7	319.5	322.5
$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1.323	1.453	1.453	1.453	1.453	1.658	1.658
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1.138	1.232	1.259	1.241	1.267	1.426	1.454
$M$	0.6116	0.6412	0.5968	0.6265	0.5832	0.6128	0.5706

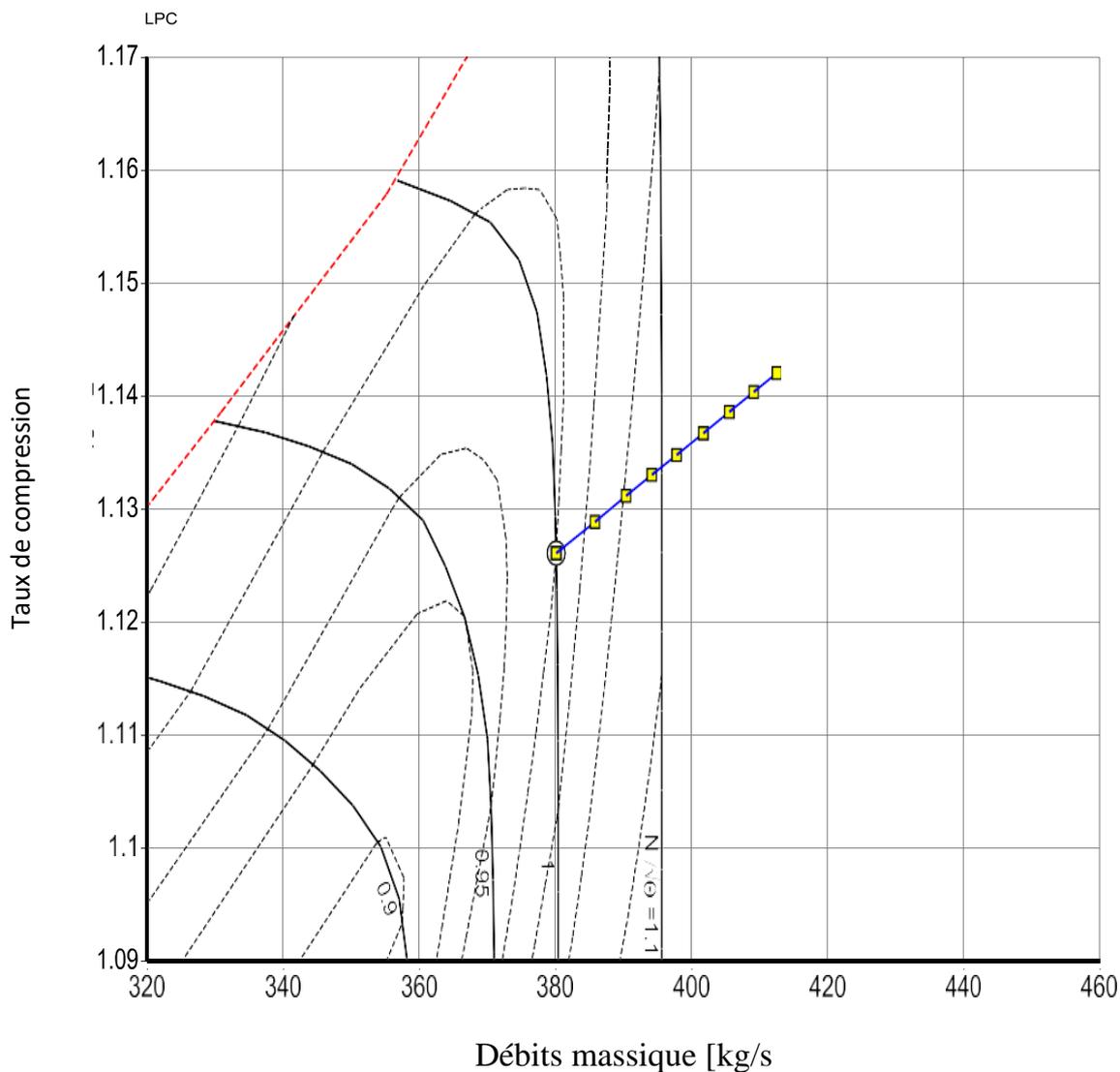


Figure V. 11 Fonctionnement du compresseur BP en accélération

### V.5.2 Compresseur Haute Pression :

#### ➤ Etude Aérodynamique : (voir annexe)

On prend de nouveau un rayon moyen qui permet de calculer les triangles de vitesses de chaque étage du compresseur. Ce rayon moyen est tiré d'après la section d'entrée du CHP comme indiqué donné par le constructeur avec une valeur  $S_{\text{CHP}}=0.1762 \text{ [m}^2\text{]}$ .

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

Tableau V. 14 Résultats du compresseur HP.

	Paramètres	$p_0$ [kPa]	$p$ [kPa]	$T_0$ [k]	$T$ [k]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	M
<b>E1</b>	R1	282.626	179.092	404.5	348.9	2.433	1.788	0.8395
	S1	282.626	231.9	404.5	379.4	2.433	2.129	0.576
<b>E2</b>	R2	435.798	294.336	465.5	409.9	3.26	2.501	0.8244
	S2	435.798	367.24	465.5	440.4	3.26	2.904	0.5346
<b>E3</b>	R3	637.042	451.46	526.5	470.9	4.214	3.339	0.7691
	S3	637.042	547.847	526.5	501.3	4.214	3.805	0.501
<b>E4</b>	R4	893.214	657.256	587.5	531.8	5.295	4.304	0.7237
	S4	893.214	780.548	587.5	562.3	5.295	4.834	0.4731
<b>E5</b>	R5	1211	918.587	648.5	592.8	6.505	5.396	0.6854
	S5	1211	1072	648.5	623.3	6.505	5.99	0.4493
<b>E6</b>	R6	1598	1242	709.5	653.8	7.844	6.617	0.6527
	S6	1598	1430	709.5	684.3	7.844	7.277	0.4288
<b>E7</b>	R7	2061	1636	770.5	714.8	9.315	7.968	0.6242
	S7	2061	1861	770.5	745.3	9.315	8.693	0.4019
<b>E8</b>	R8	2607	2105	831.5	775.8	10.92	9.451	0.5992
	S8	2607	2371	831.5	806.3	10.92	10.24	0.3951
<b>E9</b>	R9	3242	2659	892.5	836.8	12.65	11.06	0.5769
	S9	3242	2969	892.5	867.3	12.65	11.92	0.3809

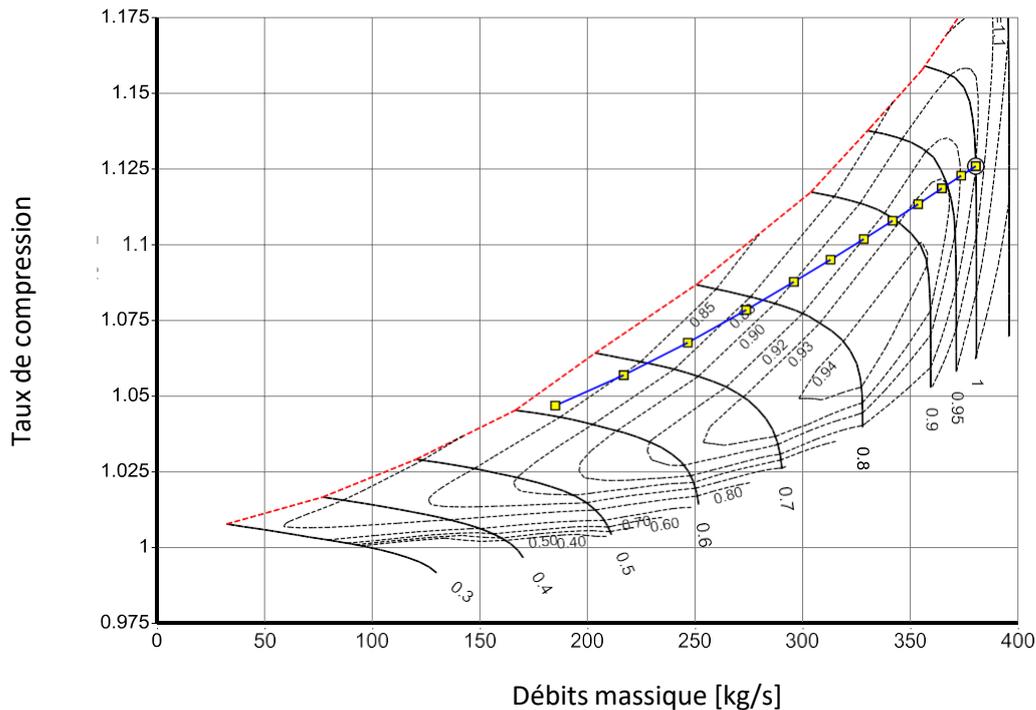


Figure V. 12 Fonctionnement du compresseur HP en accélération

### Conclusion :

Dans ce chapitre est destiné à faire tous d'abord un bilan énergétique de toutes les sections du turboréacteur CFM56-7b ou nous avons pu calculer ses performances tel que la poussée, le rendement ; puissance sur la base des données thermodynamiques calculés par l'application du premier et deuxième principe de la thermodynamique. Puis nous nous sommes intéressé à l'étude de phénomène de pompage, les résultats montrent une forte influence de taux de compression avec le rendement et la puissance, car dans la région forte on peut mettre en évidence un sérieux problème aérodynamique qui apparait suite à l'élévation de taux de compression, et le débit qui circule inversement ce qui peut causer certains problèmes sérieux et endommagements mécaniques dans les aubes du compresseur. On par la suite proposer les solutions possibles de l'anti-pompage, par exemple par l'ajout des vannes de décharge dans le circuit du compresseur centrifuge multi-étage, cette solution fait partie de la maintenance préventive de cette machine.

# Conclusion générale

---

## Conclusion générale

Au terme de notre étude, nous pouvons constater et conclure que combien le phénomène de pompage affecte les performances énergétiques du compresseur ainsi des turboréacteurs qui sont devenue de nos jours un moyen de transport aérien très important dont la résolution de tel problèmes qui se manifeste souvent exige l'utilisation des techniques précises pour faire l'anti pompage et dont le rôle dans l'atteinte des objectifs de la maintenance du moteur d'avion qui est loin d'être négligeable.

Notre travail s'est porté initialement sur des notions théoriques déjà acquis durant le cursus universitaire, suit d'une étude technologique réaliser durant le séjour à l'entreprise.

Cette étude technologique détaillée de ce turboréacteur nous a permis de toucher à plusieurs disciplines, que ça soit la mécanique, l'électrique et le pneumatique, et nous a permis d'enrichir nos connaissances intellectuelles acquises durant le cursus universitaire.

Aussi, en étudiant ses composants, nous avons pu saisir leurs principes de fonctionnement ainsi que leurs rôles. La courte période de stage qu'on a effectué à l'entreprise, nous a permis de côtoyer le monde de travail et d'acquérir une discipline professionnelle.

Le travail que nous avons réalisé s'inscrit dans le cadre de notre projet de fin d'étude avec le stage pratique au sein de la société, nous a permis de découvrir le monde industriel et nous a permis de connaître de nouvelles technologies.

Finalement, un autre élément important du stage est l'analyse énergétique de tous les organes constitutifs du moteur, notamment le compresseur, sur lequel on se concentre par la suite pour mettre en évidence un sérieux problème aérodynamique qui apparait suite à l'élévation de taux de compression, et le débit qui circule inversement ce qui peut causer certains problèmes sérieux et endommagements mécaniques dans les aubes du compresseur

En fin nous avons étudié la relation entre trois paramètres importants qui illustre ce phénomène de pompage qui sont le rendement, le taux compressions ainsi que le débit. De même on propose les solutions possibles de l'anti pompage, par exemple par l'ajout des vannes de décharge dans le circuit du compresseur centrifuge multi étage, cette solution fait partie de la maintenance préventive de cette machine.

La mise en valeur du respect des conditions de sécurité afin réduire le risque d'accident humain et des dommages du moteur d'avion.

## Références bibliographiques

- [1] document de la société présentation d 'AIR ALGERIE.
- [2] Khodja hadjer ; ziadi-chibane sara. Etude des performances d'un turboreacteur double flux cfm56-7b. 2016/2017. P 13.
- [3] Quentin dejour. Évaluation de la performance d'un compresseur contra-rotatif à écoulement mixte. Août 2018. P 1.
- [4] Kendall F. Haven.100 greatest science inventions of all time : How was the jet engine invented ?. 2006. P 225-226.
- [5] Mary Bellis. Article : History of the Jet Engine - Who Invented the Jet Engine?. Sur <https://www.thoughtco.com/history-of-the-jet-engine-4067905>. Consulté le 28/02/2019
- [6] Klaus Hünecke. Jet engines : fundamentals of theory, design and operation, Turbine Aircraft Engine. 1997. P 3.
- [7] LES TURBOMACHINES, Principe général de fonctionnement. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorprincipe.php>. Consulté le 16/04/2019.
- [8] René Bidard ; Jacques Bonnin. Energétique et turbomachines. PARIS 1979.
- [9] Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004.
- [10] Pawarej CHOMDEJ ; A. CARRERE. Elaboration d'un modèle thermodynamique robuste de turboréacteur. 18/10/2006. P 45-46.
- [11] LES TURBOMACHINES, ÉLÉMENTS COMPOSANT UNE TURBINE A GAZ. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorelements.php>. Consulté le 15/03/2019.
- [12] Marcel FRELIN ; Michel TOUSSAINT. Article : BM4570. Sur [www.techniquesingenieur.fr](http://www.techniquesingenieur.fr).
- [13] Jean-Pierre DEVAUX; Catherine DEVAUX. Cours de Turbomachines : INTRODUCTION. 01/09/2016. P 11-12.
- [14] LES TURBOMACHINES, DIFFÉRENTS TYPES DE TURBORÉACTEUR. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorturboreact.php>. Consulté le 18/04/2019.
- [15]: CTC-216\_ENGINE\_SYSTEMS
- [16]: CTC-215\_BASIC\_ENGINE
- [17] : Mémoire de Fin d'Etudes en Vue de l'Obtention Du Diplôme d'Etude Universitaire Appliquée ETUDE DESCRIPTIVE DE MOTEUR CFM 56-7B et MAINTENANCE DU COMPRESSEUR BASSE PRESSION Réalisé par KOHIL Abdellah
- [18] Etude descriptif du système anti pompage du moteur CFM 56-7b mémoire fin d'étude DEUA réalisé par SEMGHOUN RABEH ET NECHAD SAID université de blida
- [19] Mémoire de Fin d'Etude pour l'Obtention du Diplôme de Master en Génie Mécanique Etude Thermo énergétique du moteur CFM56-7B au point fixe (décollage) Présenté par : Mr BENTAALLAH Mohammed et Mr MAHI Rami Hamza
- [20] : Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004

[21] : René Bidard ; Jacques Bonnin. Energétique et turbomachines. PARIS 1979.

[22] : Jean-Pierre DEVAUX; Catherine DEVAUX. Cours de TurbomachinesINTRODUCTION.  
01/09/2016. P 11-12

[23]: Michel PLUVIOSE. Conversion d'énergie par turbomachines. PARIS 2010

