

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



Faculté De Technologie

## Mémoire de Master

**Filière : Génie Mécanique**  
**Spécialité : installation énergétique et turbomachine**

### THEME

**Analyse et amélioration des performances Energétiques d'un  
Turboréacteur Double flux Double corps CFM56-7b**

**Présenté par :**

BERREKSI Meriem  
BOULAOUADJEB Ibtissem

**Promotrice : M. BAHLOUL**

**Promotion 2019- 2020**



## **Remerciements**

*On tient à remercier avant tout le bon dieu, le tout puissant de nous avoir donné la force, la volonté et la patience nécessaire pour la réalisation de ce modeste travail.*

*A notre encadreur M. **BAHLOUL**.*

*On vous remercie pour tout : votre gentillesse, votre disponibilité, vos conseils et surtout*

*Votre confiance qui nous a permis d'exprimer nos compétences durant ce travail.*

*Je tenais à remercier les membres de jury qui nous ont fait l'honneur de présider et d'examiner ce modeste travail.*

*Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département Génie Mécanique.*

*On voudrait aussi exprimer notre profonde gratitude à nos familles pour leur soutien moral et leur encouragement prodigué pendant tous ces années d'études.*

*Notre reconnaissance va également à tous nos amis.*

## *DEDICACE*

*Je remercie tout d'abord le bon dieu de m'avoir donné le courage et la patience pour accomplir ce travail.*

*Je dédie ce modeste travail à*

*A mes chers parents tout les mots du monde ne soudaient exprimer l'immense Amoure que je vous porte, ni la profonde que je vous témoigne pour tous les Efforts sacrifices que vous n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon bien être .j'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi.*

*Que dieu tout puissant garde et vous procure santé, bonheur et langue vie  
Inchallah.*

*A moi-même*

*A mes chers et adorables frères et sœur en témoignage de mon affection fraternelle  
je vous souhaite une vie pleine de bonheur et de succès.*

*A toute mes amies sur tout*

*Meriem, nessrin, soumia, chima, aboubaker, rahim, en témoignage de l'amitié sincère et  
du soutien inébranlable que vous m'avez apporté et merci pour tous les professeurs.*

***IBTISSEM***

## *Dedicace*

Je dédie ce modeste travail à

*A mes chers parents ,tout les mots du monde ne  
soudaient exprimer l'immense amour que je  
vous porte, ni la profonde que je vous témoigne  
pour tous les efforts sacrifices que vous n'avez  
jamais cessé de consentir pour mon instruction  
et mon bien être .j'espère avoir répondu aux  
espoirs que vous avez fondés en moi.*

*que dieu tout puissant garde et vous procure  
santé, bonheur et longue vie inchallah*

*A moi-même*

*A mon très cher frère ishak et mes sœurs  
Hadjer, Iman , Rania et Méllissa pour leur  
soutien et leurs orientations accordées*

*Amon adorable Mohamed*

*A tout mes amis Particulièrement ibtisssem  
nesrin soumia aboubekr*

***Meriem***

## *Sommaire*

<b>Introduction générale</b> .....	1
------------------------------------	---

### **Chapitre I : Présentation de la compagnie AIR Algérie**

Introduction .....	3
I.1.La compagnie air Algérie .....	3
I.2.Air Algérie et ces grandes dates.....	4
I.3.Présentation des trois types d'avion .....	5
I.3.1. ATR .....	5
I.3.2. Airbus .....	5
I.3.3. Boeing .....	6
I.4. Organisation de compagnie Air Algérie .....	7
I.4.1. La Direction technique .....	7
I.4.2. Présentation du service électronique .....	8
I.4.3. La Flotte d'air Algérie .....	10
I.4.4. Description de l'atelier révision moteur (H 400) .....	11
I.5. Evolution du moteur .....	12
I.5.1. Evolution du moteur CF6 .....	13
Conclusion.....	16

### **Chapitre II : Généralités sur turboréacteurs**

Introduction .....	17
II .1. Historique .....	17
II .2. Définitions .....	19
II.3. Les principaux Composantes d'un turboréacteur et leurs fonctionnement.....	19
II.3.1. L'entrée d'air.....	20
II.3.1.1. À Rôle .....	20
II.3.1.2. Le module fan.....	20
II.3.2. La soufflante ou fan .....	21
II.3.3. Les compresseurs .....	21
II.3.3.1. Les compresseurs axiaux.....	22
II.3.3.2. Les compresseurs centrifuges.....	23
II.3.4. La chambre de combustion .....	24
II.3.5. Les turbines .....	25
II.3.5.1. Les turbines axiales .....	25

a) Le distributeur .....	26
b) Le rotor .....	27
II.3.5.2. Les turbines centrifuges .....	27
II.3.6. La tuyère d'éjection .....	27
II.3.7. Les paliers et les enceintes .....	28
II.3.8. Les boîtiers d'accessoires .....	29
II.4. Différents types de turboréacteurs .....	29
II.4.1. Turboréacteur à compresseur centrifuge.....	29
II.4.2. Turboréacteur à compresseur axial .....	30
II.5. Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique .....	31
II.5.1. L'action et la réaction .....	31
II.6. Fonctionnement du Turboréacteur.....	31
II.7. Paramètres de performances d'un turboréacteur .....	33
II.7.1. La poussée.....	34
II.7.2. La poussée spécifique .....	34
II.7.3. La consommation spécifique .....	34
II.7.4. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique .....	34
II.7.5. Le rendement interne .....	35
II.7.6. Le rendement de propulsion .....	35
II.7.7. Le rendement global .....	35
II.7.8. Croisière et point fixe .....	35
Conclusion .....	35

### **Chapitre III : Etude Energétique du turboréacteur**

Introduction .....	37
III.1. Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps .....	37
III.1.1. La puissance .....	37
III.1.2. La gamme de poussées .....	37
III.1.3. La masse .....	37
III.1.4. Le débit d'air absorbé.....	37
III.1.5. La consommation en carburant.....	38
III.1.6. La fiabilité.....	38
III.1.7. Le bruit .....	38
III.1.8. La pollution atmosphérique .....	39
III.2. Cycle thermodynamique .....	39

III.2.1. Cycle à double flux séparés .....	39
III.2.2. Cycle à double flux mélangés (à dilution) .....	40
III.3. Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux .....	41
III.3.1. Les avantages .....	41
III.3.2. Les inconvénients .....	41
III.4. Domaines d'application .....	42
III.5. Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux double corps .....	43
III.5.1. Cas d'un turboréacteur à double flux séparés .....	43
III.5.1.1. La poussée .....	43
III.5.1.2. La consommation spécifique .....	43
III.5.1.3. La puissance calorifique .....	44
III.5.1.4. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique) .....	44
III.5.1.5. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique) .....	44
III.5.1.6. La puissance de propulsion .....	44
III.5.1.7. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique .....	44
III.5.1.8. Le rendement thermique (thermodynamique) réel .....	44
III.5.1.9. Le rendement interne .....	44
III.5.1.10. Le rendement de propulsion .....	44
III.5.1.11. Le rendement global .....	44
III.5.2. Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution) .....	45
III.5.2.1. La poussée .....	45
III.5.2.2. La consommation spécifique .....	45
III.5.2.3. La consommation spécifique .....	45
III.5.2.4. La puissance calorifique .....	45
III.5.2.5. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique) .....	45
III.5.2.6. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique) .....	46
III.5.2.7. La puissance de propulsion .....	46
III.5.2.8. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique .....	46
III.5.2.9. Le rendement thermique (thermodynamique) réel .....	46
III.5.2.10. Le rendement interne .....	46
III.5.2.11. Le rendement de propulsion .....	46
III.5.2.12. Le rendement global .....	46
III.5.2.13. Le taux de dilution .....	46
Conclusion .....	47

## Chapitre IV : Calcul analytique des performances du moteur CFM56-7B

Introduction .....	48
IV.1. Description du moteur CFM56-7B .....	48
IV.2. Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B .....	50
IV.2.1. Décomposition du CFM56-7B .....	50
IV.2.2.1. Hypothèse de calcul .....	50
IV.2.2. Données de calcul .....	51
IV.2.3. Calcul des paramètres de performances pour un cas constant .....	52
IV.2.3.1. Calcul de la vitesse et du nombre de Mach au point A .....	52
IV.2.3.2. Calcul de la pression et de la température au point B .....	53
IV.2.3.3. Calcul de l'enthalpie au point C .....	54
IV.2.3.4. Calcul de la pression, la température et l'enthalpie au point E .....	55
IV.2.3.5. Calcul de l'enthalpie et de la température au point B' .....	56
IV.2.3.6. Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point E'' (après le mélange) .....	57
IV.2.3.7. Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point F'' .....	59
IV.2.3.8. Calcul de la vitesse au point F'' .....	60
IV.2.3.9. Calcul des débits massique .....	61
IV.2.3.10. Calcul de la poussée .....	62
IV.2.3.11. Calcul de la poussée spécifique .....	61
IV.2.3.12. Calcul de la consommation spécifique .....	61
IV.2.3.13. Calcul de la puissance calorifique .....	62
IV.2.3.14. Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) théorique .....	62
IV.2.3.15. Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) réelle .....	62
IV.2.3.16. Calcul de la puissance de propulsion .....	62
IV.2.3.17. Calcul du rendement thermodynamique (thermique) théorique .....	62
IV.2.3.18. Calcul du rendement thermique (thermodynamique) réel .....	63
IV.2.3.19. Calcul du rendement interne .....	63
IV.2.3.20. Calcul du rendement de propulsion .....	63
IV.2.3.21. Calcul du rendement global .....	63
IV.2.4. les paramètres de performances pour nombre de mach varie .....	64
IV.2.5. les paramètres de performances pour taux de compression .....	65
IV.3 Résultats et discussion .....	66
IV.3.1. L'influence de nombre de mach sur les différents rendements .....	66
IV.3.2. L'influence de taux de compression sur les différents rendements .....	70



Conclusion .....	73
Conclusion générale .....	74

## *Liste des figures*

### **Chapitre I**

<b>Figure I. 1</b> : La face d'avion ATR 72-500. ....	5
<b>Figure I. 2</b> : la face d'avion A330-200. ....	6
<b>Figure I. 3</b> : la face d'avion B737-800 NG. ....	6
<b>Figure I. 4</b> : Organisation de compagnie Air Algérie. ....	7
<b>Figure I. 5</b> : La Direction technique ....	8
<b>Figure I. 6</b> : Présentation du service électronique ....	9
<b>Figure I. 7</b> : Boeing 737 équipé d'un turboréacteur ....	10
<b>Figure I. 8</b> : moteur APU APIC A320. ....	12
<b>Figure I. 9</b> : moteur CFM56-7B. ....	15

### **Chapitre II**

<b>Figure II. 1</b> : Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1).....	18
<b>Figure II. 2</b> : Le Junkers Jumo 004 ....	18
<b>Figure II. 3</b> : réacteur de l'A380 ....	19
<b>Figure II. 4</b> : Coupe longitudinal d'un réacteur double flux double corps ....	20
<b>Figure II. 5</b> : La soufflante du GE90 ....	21
<b>Figure II. 6</b> : Une partie d'un compresseur axial.....	22
<b>Figure II. 7</b> : Schéma du fonctionnement d'un étage de compresseur ....	23
<b>Figure II. 8</b> : Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif.....	24
<b>Figure II. 9</b> : Chambre de combustion ....	24
<b>Figure II. 10</b> : Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion ....	25
<b>Figure II. 11</b> : Un étage d'une turbine axiale.....	26
<b>Figure II. 12</b> : Aubes d'un distributeur ....	26
<b>Figure II. 13</b> : Ailette d'un rotor ....	27
<b>Figure II. 14</b> : Coupe d'une tuyère d'éjection ....	28
<b>Figure II. 15</b> : boîtier d'accessoire.....	29
<b>Figure II. 16</b> : Turboréacteur à compresseur centrifuge ....	30
<b>Figure II. 17</b> : Turboréacteur à compresseur axial.....	30
<b>Figure II. 18</b> : Principe d'action et de réaction.....	31
<b>Figure II. 19</b> : Fonctionnement d'un Turboréacteur ....	32

### **Chapitre III**

<b>Figure III. 1</b> : Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux séparés.....	40
<b>Figure III. 2</b> : Diagramme (T-S) du cycle à dilution. ....	41
<b>Figure III. 3</b> : Turboréacteur à double flux séparés. ....	43
<b>Figure III. 4</b> : Turboréacteur à double flux mélangés. ....	45

### **Chapitre IV**

<b>Figure IV. 1</b> : Coupe du CFM56-7B ....	49
--	----

<b>Figure IV. 2</b> : Décomposition du turboréacteur CFM56-7B.....	50
<b>Figure IV. 3</b> :courbe rendement théorique en fonction de nombre de mach.....	66
<b>Figure IV. 4</b> : courbe rendement thermique réel en fonction de nombre de mach .....	67
<b>Figure IV. 5</b> :courbe rendement interne en fonction de nombre de mach.....	68
<b>Figure IV. 6</b> :courbe rendement propulsion en fonction de nombre de mach.....	68
<b>Figure IV. 7</b> :courbe rendement globale en fonction de nombre de mach.....	69
<b>Figure IV. 8</b> :courbe rendement théorique en fonction de taux de compression .....	70
<b>Figure IV. 9</b> : courbe rendement thermodynamique réel en fonction de taux de compression ..	70
<b>Figure IV. 10</b> :courbe rendement interne en fonction de nombre de mach.....	71
<b>Figure IV. 11</b> : courbe rendement propulsion en fonction de taux de compression .....	72
<b>Figure IV. 12</b> :courbe rendement globale en fonction de taux de compression.....	72

## *listes des tableaux*

### **Chapitre I**

<b>Tableau I. 1</b> : Atelier révision moteur .....	11
---	----

### **Chapitre IV**

<b>Tableau IV. 1</b> : Caractéristiques du turboréacteur CFM56-7B .....	49
<b>Tableau IV. 2</b> : données de calculs de CFM56-7B .....	51
<b>Tableau IV. 3</b> : Données de calcul du turboréacteur CFM56-7B. ....	52
<b>Tableau IV. 4</b> : calcul des paramètres de A B.....	54
<b>Tableau IV. 5</b> : calcul des paramètres de la chambre de combustion .....	55
<b>Tableau IV. 6</b> : calcul des paramètres de la turbine haute pression et la turbine basse pression	56
<b>Tableau IV. 7</b> : calcul des paramètres thermodynamique de la tuyère .....	60
<b>Tableau IV. 8</b> : Résultats après les calcul .....	60
<b>Tableau IV. 9</b> : Résultats de Calcul des paramètres de performances de CFM56-7B.....	64
<b>Tableau IV. 10</b> : variation des performances de CFM56-7B en fonction de nombre de mach ..	64
<b>Tableau IV. 11</b> : variation des rendements de CFM56-7B en fonction de nombre de mach.....	65
<b>Tableau IV. 12</b> : variation des performances de CFM56-7B en fonction de taux de compression.....	65
<b>Tableau IV. 13</b> : variation des rendements CFM56-7B en fonction de taux de compression ....	66

## ***LISTE DES ABREVIATION***

**APU** : auxiliary power unit.

**AGB**: accessory gearbox.

**GP7200**: General Electric Pratt & Whitney série7200.

**GE90-115B**: Série GE90 (de General Electric) type 115 Boeing.

**A320**: Airbus 320.

**B777**: Boeing 777.

**IFSD**: In Flight Shut Down.

**CFM56-7B** : Série CFM56 (de CFM INTERNATIONAL) type 7 Boeing.

### **LISTE DES SYMBOLES :**

$C_{pa}$ : chaleur spécifique à pression constante de l'air en [j/ (**kg.k**)].

$C_{pg}$ : chaleur spécifique des gaz de fin de combustion en [j/ (**kg.k**)].

$C_{pm}$ : chaleur spécifique à pression constante du flux mélangé en [j/ (**kg.k**)].

$C_{sp}$ : consommation spécifique en [**kg/ (h.N)**].

**CH** : consommation horaire en [**kg/h**].

**F** : poussée en [**N**].

$F_{sp}$ : poussée spécifique en [**N.s/kg**].

$m_a$  : débit massique d'air en [**kg/s**].

$m_c$  : débit massique du carburant en [**kg/s**].

$m_e$  : débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [**kg/s**].

$m_i$  : débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [**kg/s**].

$m$  : débit massique total ( $m_a + m_c$ ) en [**kg/s**].

$P_0$  : pression d'entrée en [**pa**].

$P_s$  : pression de sortie en [**pa**].

**PCI** : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [j/**kg**].

$P_{cal}$ : puissance calorifique en [**w**].

$P_{th-t}$  : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [**w**].

$P_{th-r}$  : puissance thermique réelle en [**w**].

$P_p$  : puissance de propulsion en [**w**].

$S_s$ : section de sortie en [**m<sup>2</sup>**].

$T_c$ : température de fin de combustion en [**k**].

$T_0$  : température d'entrée d'air (température de l'atmosphère) en [k].

$T_s$  : température de sortie des gaz chauds en [k].

$T_{si}$  : température de sortie du flux primaire en [k].

$T_{sis}$  : température de sortie isentropique en [k].

$T_{sr}$  : température de sortie réelle en [k].

$V_0$  : vitesse d'entrée d'air en [m/s].

$V_s$  : vitesse de sortie des gaz chauds en [m/s].

$V_{se}$  : vitesse de sortie du flux secondaire en [m/s].

$V_{si}$  : vitesse de sortie du flux primaire en [m/s].

$\eta_{th}$  : rendement thermodynamique théorique.

$\eta_{tr}$  : rendement thermique réel.

$\eta_i$  : rendement interne.

$\eta_p$  : rendement de propulsion.

$\eta_g$  : rendement global.

$\lambda$  : taux de dilution.

$\tau$  : Taux global de compression.

## Résumé

Cette étude est une contribution à l'analyse des performances énergétiques du turboréacteur CFM56-7b, on s'est concentré sur le calcul des différents paramètres de performances (poussée spécifique ; consommation spécifique ; rendement thermodynamique théorique ; rendement thermodynamique réel ; rendement interne ; rendement de propulsion et rendement global) en fonction de nombre de Mach et taux de compression. L'analyse de ces résultats est dans le but d'amélioration de ces performances.

## Mots Clés :

*Turboréacteur - Turboréacteur double flux double corps - Performances énergétique - Température de fin de combustion - Taux de compression.*

## Abstract

This study is a contribution to the analysis of the energetically performances of turboreactor CFM56-7b. We concentrated to calculate the different performances parameters ( specific thrust; specific consumption; theoretical thermodynamic efficiency; real thermodynamic efficiency; internal efficiency; propulsion efficiency and overall efficiency ) function with Mach number and compression rate. The analysis of these results in order to improve these performances

## Keys Words:

*Turboreactor–double-body double flow Turboreactor – energy performance –end of combustion temperature – compression ratio.*

## ملخص

هذه الدراسة هي مساهمة في تحليل أداء الطاقة للمحرك التوربين CFM56-7b ، حيث ركزنا على حساب معايير الأداء المختلفة (الدفع المحدد ؛ الاستهلاك المحدد ؛ الكفاءة الديناميكية الحرارية النظرية ؛ الكفاءة الديناميكية الحرارية الحقيقية ؛ الكفاءة الداخلية ؛ الكفاءة). الدفع والكفاءة الكلية) كدالة لعدد ماك ونسبة الضغط. يتم تحليل هذه النتائج بغرض تحسين هذا الأداء.

## الكلمات المفتاحية

-محرك توربين محرك نفاث مزدوج التدفق مزدوج - أداء الطاقة - درجة حرارة نهاية الاحتراق - نسبة الضغط.

# **Introduction générale**



Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. IL est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable.

D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Le cœur d'un avion est le moteur, c'est un organe très sensible, très complexes et extrêmement chers.

Le turboréacteur est la forme la plus complexe d'un moteur d'avion à réaction d'où la nécessité d'une bonne maîtrise de sa conception qui repose elle-même à des calculs délicats.

Par ailleurs, l'industrie aéronautique est très compétitif, elle s'intéresse surtout aux turboréacteurs double flux doubles corps en vue de leur rendement et leur fiabilité, ils sont considérablement améliorés depuis leurs débuts, cependant leur coût est très important, et représente en général pour un avion civil le tiers du coût total de l'appareil.

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

Notre travail est divisé en trois chapitres :

On a débuté avec l'introduction générale dans le premier chapitre où nous avons effectué une présentation détaillée de la société Air Algérie

Des notions générales et les éléments constitutifs des turboréacteurs et son principe de fonctionnement sont présentés aux deuxièmes chapitres.

Dans le troisième chapitre, l'accent est mis sur le turboréacteur double flux double corps, ses caractéristiques, son domaine d'opération et les formulations mathématiques nécessaires pour le calcul de ses performances.

Le quatrième chapitre est consacré à l'étude du turboréacteur de type **CFM56-7B** ainsi que le calcul de ses différentes performances où nous effectuons une procédure mathématique afin

d'améliorer ces différents critères de performances en fonction de certains nombres de paramètres suivi d'une analyse et discussion des courbes obtenues.

On clôturera notre travail par une conclusion générale.

**Chapitre I :**  
**Présentation de la compagnie AIR**  
**Algérie**

## **Introduction**

L'aviation est l'un des moyens de transport modernes. Mais le terme aviation ne se réfère pas seulement aux voyages, mais inclut les industries aéronautiques, les aéronefs et leurs types tant militaires que civils, les sociétés de transport aérien telles que les sociétés de divertissement les aéroports et les sciences spécialisées dans l'aviation.

Il existe également d'autres activités comme le saut en parachute qui n'utilisent pas de machines complexes, mais qui font partie de l'activité dans les airs.

Dans le souci d'assurer une cohésion et un enchaînement logique pour notre étude, nous avons jugé utile de réserver ce chapitre pour la présentation de la compagnie Air Algérie où nous avons effectué notre stage pratique ainsi que l'entreprise CFM International, le constructeur du moteur CFM56/7B en l'occurrence, sur lequel s'est portée notre étude.

Notre stage pratique qui s'est déroulé au niveau de l'atelier révision moteur de la compagnie Air Algérie nous permettant de découvrir ses installations techniques ainsi que de connaître le turboréacteur double flux double corps.

### **I.1.La compagnie air Algérie [1]**

Est une société par action S P A dont le capital est 40 milliards de dinars. Après avoir réalisé sa nouvelle base de maintenance et de modernisé sa flotte, elle a entamé la modernisation de ses outils de gestion et système d'information ainsi que la mise aux normes de ses activités, lui permettant de faire face aux défis du marché.

Air Algérie apparaît en 1947, créée sous l'impulsion de Jean Lignel, elle va se hisser rapidement au niveau des principales compagnies aériennes mondiales et assurera avec Air France la plus grande partie du trafic vers la métropole au départ d'Alger, Oran ou Constantine.

Le quadrimoteur Breguet 763 Provence, familièrement appelé Deux-Ponts, est mis en service par Air France en mars 1953.

À partir de 1955, avec la découverte du pétrole et le début de la révolution nationale Algérienne, les besoins en transport aérien de personnel et de fret augmentent considérablement et l'Algérie et le Sahara se couvrent d'un réseau très dense, alors un véritable pont aérien est mis en place sur la Méditerranée.

Actuellement la compagnie a réalisé sa nouvelle base de maintenance et modernisé sa flotte, elle a entamé la modernisation de ses outils de gestion et système d'information ainsi que la mise aux normes de ses activités, lui permettant de faire face aux défis du marché.

## I.2. Air Algérie et ces grandes dates

- **1947**:Création de la C.G.T. (Compagnie Générale de Transport) avec un réseau principalement orienté vers la France.
- **1962** : Recouvrement de l'indépendance de l'Algérie.
- **1963** : L'État prend 51% du capital d'Air Algérie.
- **1970** : L'État porte sa participation au capital d'Air Algérie à 83%.
- **1973** : L'État décide d'intégrer à Air Algérie la Société de Travail Aérien (S.T.A.).
- **1974** : L'État porte sa participation à 100% en rachetant les 17% encore détenus par Air France.
- **1983** : L'entreprise est scindée en deux entités distinctes, l'une pour les lignes intérieures (IAS) et l'autre pour les lignes internationales.
- **1984** : Les deux entités citées ci-dessus sont à nouveau fusionnées en une seule entreprise à laquelle revient la charge de la gestion des aéroports.
- **1987** : Air Algérie est déchargée de la gestion aéroports.
- **1997** : Air Algérie devient une société par actions avec un capital de 2,5 milliards DA.
- **1998** : Libéralisation du transport aérien.
- **2000** : Le capital d'Air Algérie est porté à 6 milliards de dinars.
- **2001** : Le capital d'Air Algérie est porté à 14 milliards de dinars.
- **26 Mars 2005** : Le capital d'Air Algérie est porté à 26 milliards de dinars.
- **30 Septembre 2005** : Le capital d'Air Algérie est porté à 29 milliards de dinars.
- **2006** : Le capital d'Air Algérie est porté à 37 milliards de dinars.
- **2009** : Appel d'offres international d'achat de 11 avions (7 moyen-courriers famille Airbus A320 ou Boeing 737, 4 régionaux à turbo propulsion type Bombardier DASH ou ATR) pour une valeur de 111 millions de dollars (accord de l'État algérien).

A ce jour, AIR ALGERIE compte une flotte de 43 avions composée de :

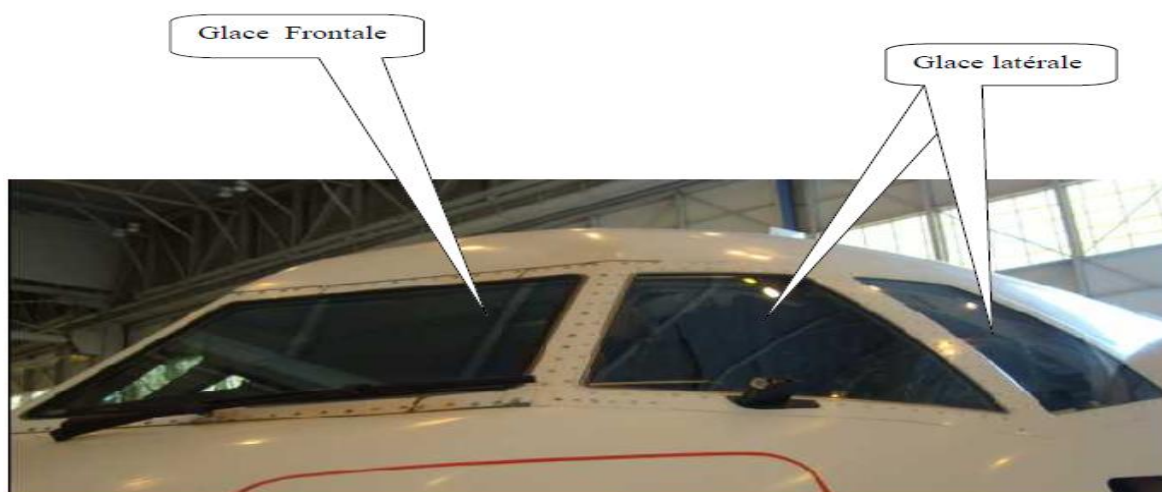
- BOEING 737-800      17Avions
- BOEING 737-600      5 Avions
- BOEING 767-300      3 Avions
- ATR 72 -500          12 Avions
- AIRBUS A330-200      5 Avions
- HERCULES C-130      1 Avions.

### I.3. Présentation des trois types d'avion

#### I.3.1. ATR

ATR 42 et ATR 72 de la série-500, ATR (Avions de transport régional), dans le siège social se situe à Toulouse, est leader mondial sur le marché des avions turbopropulseurs de transport régional de 40 à 70 places. Au total 835 appareils ont été commandés dont 375 des séries -500 (chiffres ATR octobre 2006).

L'assemblage finale est réalisé sur le site de Toulouse-Blagnac à partir du fuselage et des Près de bordeaux.



**Figure I.1:** La face d'avion ATR 72-500.

#### I.3.2. Airbus

L'airbus A330 est un avion de ligne-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec le quadriréacteur Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché ETOPS des avions biréacteurs.

L'A330 partage avec l'A340 le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

À la fin de juin 2007, un total de 786 appareils A330 avait été commandé dont 481 déjà livrés. 478 d'entre eux étaient à cette date toujours en activité.



Figure I.1: la face d'avion A330-200.

### I.3.3. Boeing

Il existe 9 modèles du 737 répartis en trois générations. Les modèles originaux sont les 737- 100 et 200. Les classiques sont le 737-300, le 737-400 et le 737-500. Enfin la nouvelle génération comporte le 737-600, le 737-700, le 737-800 et le 737-900.

Equippé de deux turboréacteurs de type CFM56-7B le 737 NG peut voler jusqu'à 2900 mille nœud avec les pleins passagers.

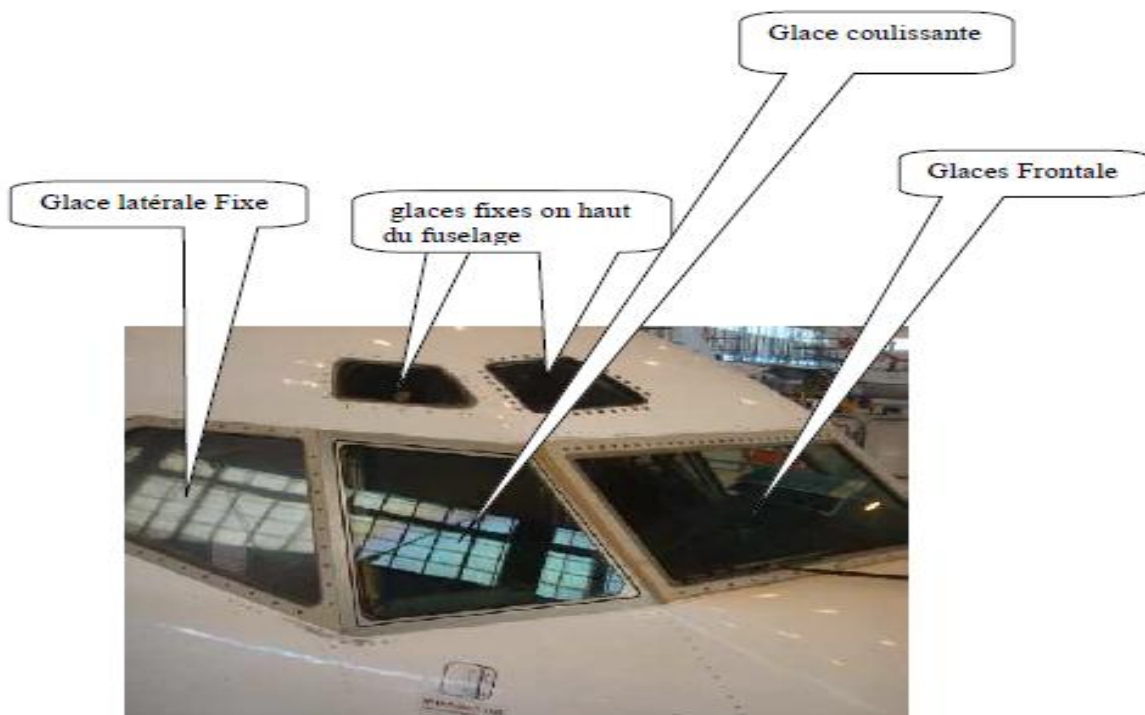


Figure I.2: la face d'avion B737-800 NG.

## I.4. Organisation de compagnie Air Algérie

A l'instar des autres compagnies internationales, Air Algérie de son côté a opté dans son organisation pour une structure de **Groupe** qui comprend une série de filiales spécialisées chacune dans des opérations bien spécifiques pour ainsi assurer une plus grande flexibilité en matière d'alliances stratégiques, par un plus grand choix de partenaires potentiels et permettre de mieux mesurer les résultats réels, obtenus par chaque activité. Cette faculté élargit donc substantiellement le champ des partenaires potentiels. Le groupe AIR ALGERIE comprend notamment des filiales spécialisées dans les activités suivantes:

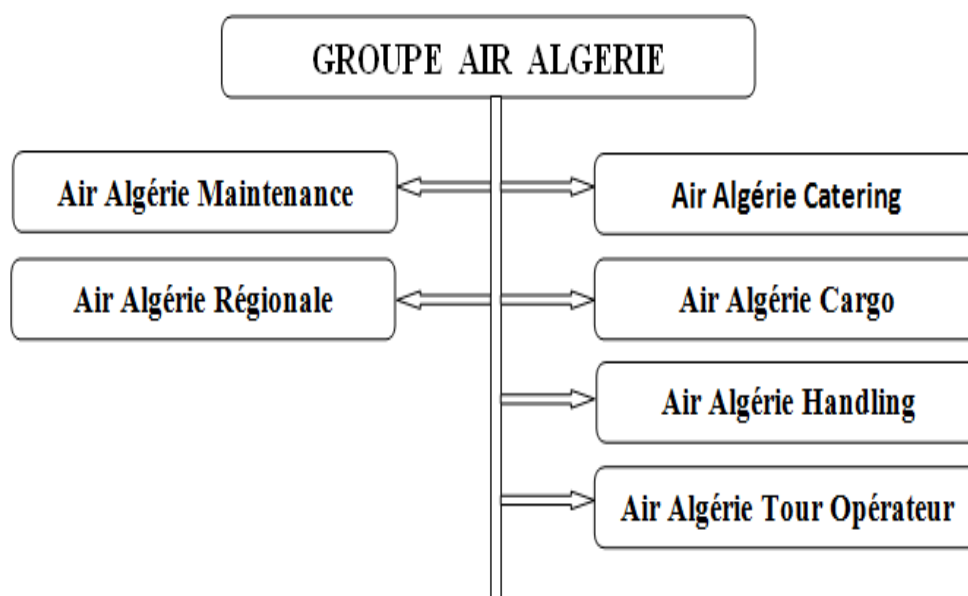


Figure I. 3 : Organisation de compagnie Air Algérie

### I.4.1.La Direction technique

La division maintenance comprend la direction logistique ainsi que la direction technique où nous avons été affectés, elle est chargée d'assurer la maintenance non seulement des appareils propres à Air Algérie mais aussi ceux de compagnies étrangères.

Le personnel de la maintenance est en majeure partie composé d'agent ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et de leurs équipements.





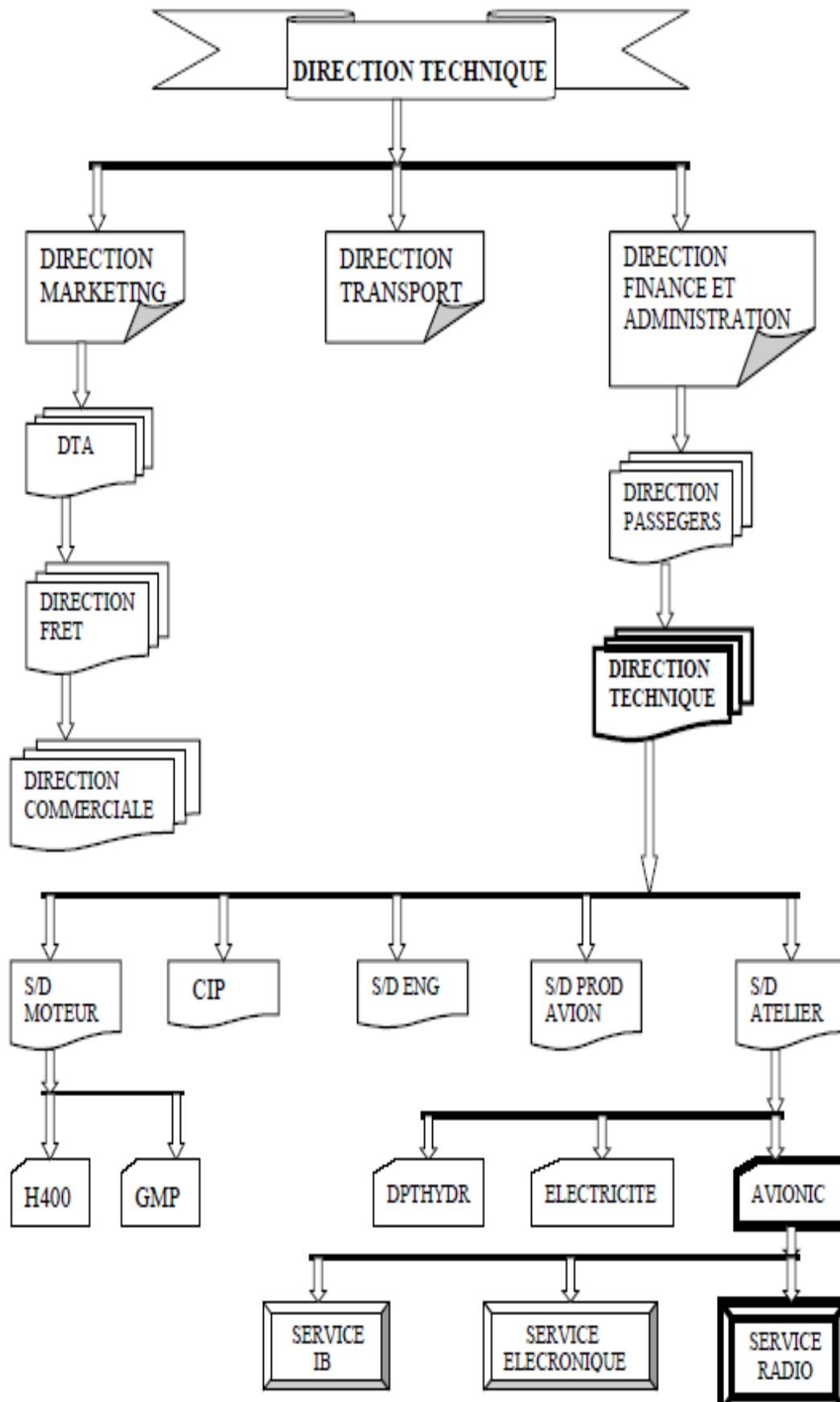


Figure I.5 : Présentation du service électronique

### I.4.3. La Flotte d'air Algérie

En plus de 10 avions en commande, Air Algérie compte une flotte composée de :

❖ Commercial

Avion	Nombre	Commande	Module
Airbus A330-200	5		240 Passagers
Boeing B767-300	3		240 Passagers
Boeing B737-600	5		180 passagers
Boeing B737-800	10	7	163 passagers
ATR-72-500	7	1	40 Passagers
<b>Total</b>	30	8	

❖ Cargo

Avion	Nombre	Commande	Module
Hercule L 328G	1		21 tonnes
Boeing B 737-200	1	2	08 tonnes
<b>Total</b>	2	2	



**Figure I.6:** Boeing 737 équipé d'un turboréacteur

#### I.4.4. Description de l'atelier révision moteur (H 400)

L'atelier révision moteur est un grand hangar, il couvre une aire de 960 m<sup>2</sup>, il possède deux entrées (A et B).

Cet atelier a pour objectif essentiel la révision des moteurs avions pour une longue durée

Il se compose :

**Tableau I.1:** Atelier révision moteur

Départements	Ateliers
Production moteurs	Atelier pw127
	Atelier APU
	Atelier HELICES
	Atelier TURBO
	Atelier CFM
	Atelier CF6
	Atelier Equilibrage
	Banc d'essais
Production ateliers	Atelier électricité
	Atelier GBX
	Atelier de nettoyages /peinture
	Atelier inspection Dimensionnelle/roulements
	Atelier mécanique générale/ Soudure
Contrôle	NDT
Bureau technique / ppc	Engineering/processus



**Figure I. 7:** moteur APU APIC A320

## **I.5. Evolution du moteur**

### **CFM 56-2**

C'est la première version de réacteur qui fut conçu pour remotoriser les Mc Donnell Douglas DC-8. Ce fut un succès, le CFM56-2 fut également choisi pour remotoriser les avions de la famille Boeing C-135 (la plupart sont des ravitailleurs). Environ 1800 CFM56-2 ont été produits, d'une puissance qui va de 98 à 108 KN.

### **CFM56-3**

Après le succès du CFM56-2 sur le marché de la modernisation d'avion anciens le CFM56-3 consacrera la réussite en étant choisi par Boeing comme motorisation exclusive pour sa nouvelle gamme de Boeing 737, les Boeing 737-300, 400, 500, également appelés Boeing 737 Classique. Plus de 4500 CFM56-3 ont été construits depuis sa certification en 1984, ce qui en fait le réacteur le plus largement produit de toute l'histoire de l'aviation dans une gamme de puissance de 82 à 105 KN.

### **CFM56-5A et CFM56-**

#### **5B**

sur la lancée du modèle précédent, le CFM56-5A fut conçu pour le grand rival du Boeing 737, l'Airbus A320. Le CFM56-5A a été certifié en 1987, et est disponible dans des poussées de 98 à 118 KN.

C'est également le premier modèle de CFM56 à disposer d'un système de régulation électronique pleine autorité (FADEC). Ce moteur équipa également l'Airbus A319 à sa sortie en 1996.

Le CFM56-5B est une évolution du CFM56-5A qui entre en service en 1994 et équipe toute la gamme des Airbus A318, A319, A320, A321. Il est disponible dans une gamme de poussée de 98 et 142.50 KN.

### **CFM56-5C**

Après le succès sur les biréacteurs court et moyen-courriers des versions précédentes le CFM56-5C conçu pour l'airbus A340 marque, un retour aux quadriréacteurs long-courriers. Il équipe en exclusivité les versions A340-200 et A340-300, et dispose de puissances comprises entre 139 et 151 KN.

Pour ce turboréacteur, CFM International fournit un ensemble complet spécialement optimisé comprenant le moteur, la nacelle et la tuyère d'éjection.

### **Moteur CF6**

Les moteurs CF6 sont une famille de turboréacteur. À l'origine développé sur la base du moteur militaire TF39 pour actionner l'Avion Galaxie C-5, ils étaient le premier de haute puissance, et ont continué pour actionner une grande variété d'avions de ligne civile. Leur concurrence primaire est Rolls Royce RB211, et les dérivés des deux conceptions de moteur actionnent presque chaque avion de ligne widebody (Gros avions à réaction avec un fuselage qui est suffisamment large pour accueillir trois sections de sièges séparés par deux allées) volant actuellement. GE-Aviation prévoit pour remplacer la famille CF6 avec GENx, qui sont attendus prochainement.

#### **I.5.1. Evolution du moteur CF6**

##### **1. CF6-6**

Cette première version du CF6 ventilateur de diamètre 2.19 m, il produit d'un flux d'air de 590 kg/s, ayant pour résultat un rapport relativement élevé de dilution de 5,72. Rapport global de pression du compression est 24 ,3. Le moteur développe une poussée statique de 40.000 livres<sub>f</sub> (kN 178).

##### **2. CF6-50**

La série CF6-50 et a été dérivé du CF6-6, ventilateur de diamètre 2.19 m, il produit d'un flux d'air de 660 kg/s, ayant pour résultat un rapport relativement élevé de dilution de 4,26. Rapport global de pression du compression est 29 ,3.il développe une poussée statique de 46.000 et 54.000 livres<sub>f</sub> (205 à 240kN).

### **3. CF6-80**

Les séries CF6-80 sont des turboréacteurs avec une gamme de poussée de 48.000 à 75.000 livres<sub>f</sub> (214 à 334kN).

Les séries CF6-80 sont divisées en trois modèles distincts.

#### **3. a. CF6-80A**

Le CF6-80A, qui a une estimation de poussée de 48.000 à 50.000 livres<sub>f</sub> (214 à 222kN), équipe les deux twinjets, Boeing 767 et Airbus A310.

Pour le CF6-80A/A1, le diamètre de ventilateur demeure à 2.19 m, avec un flux d'air de 651 kg/s, le rapport global de pression est 28, avec un rapport de dilution de 4.66, la poussée de charge statique est de 48.000 livres<sub>f</sub> (214kN). La configuration mécanique de base est identique à la série CF6-50.

#### **3. b. CF6-80C2**

Le CF6-80C2 a une estimation de poussée de 52.500 à 63.500 livres<sub>f</sub> (234 à 282kN) un le diamètre de ventilateur a grimpé jusqu'à 2.36 m, avec un flux d'air de 790 kg/s. Le rapport global de pression est 30.4, avec un rapport de dilution de 5.15. Il a une bonne réputation (économie de carburant dans sa classe de poussée).

#### **3. c. CF6-80E1**

Le CF6-80E1 est spécifiquement conçu pour l'Airbus A330, avec l'estimation poussée de 67.500 à 72.000 livres<sub>f</sub> (300 à 345kN), le diamètre de ventilateur est grimpé jusqu'à 2.44m avec un flux d'air de 875 kg/s. Le rapport global de pression est 32.6, avec un rapport de dilution de 5.3.

### **CFM56-7B**

Le CFM56-7B est le réacteur que nous allons étudier plus en détail dans le quatrième chapitre il équipe en exclusivité les dernières évolutions du Boeing 737, les versions B737-600, 700 800,900 dites Boeing NG Pour nouvelle génération.

Il a été certifié en 1996, dispose des dernières avancées technologiques et est disponible dans des poussées de 87 à 121 KN.



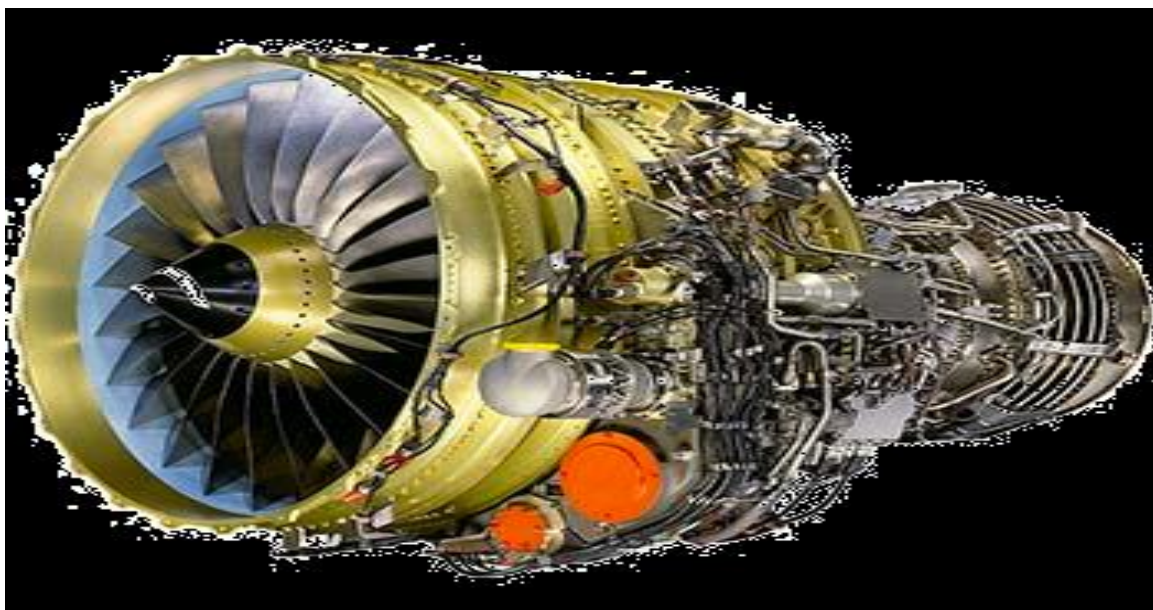


Figure I. 8: moteur CFM56-7B.

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





**Conclusion**

L'objectif de ce chapitre est consacré à faire une présentation générale de la société Air ALGERIE, dans laquelle on a effectué notre travail de fin d'études, nous avons décrit tous les ateliers et les départements de la compagnie en général, le nombre et les types d'avions ainsi que l'historique.

# **Chapitre II :**

## **Généralités sur turboréacteurs**

## **Introduction**

Le développement l'aviation recouvre de nombreux aspects, des infrastructures aux ressources humaines, en passant par les formations et les activités connexes de renforcement des capacités.

L'objectif ultime de ces efforts est de jeter, dans un état donné, les fondations d'un système de transport aérien sûr et efficace, qui soit conforme aux normes et pratiques recommandées (SARP) et aux objectifs stratégiques de l'OACI pour le réseau mondial du transport aérien.

Notre étude porte sur l'étude des performances énergétiques d'un turboréacteur CFM 7B-56, donc il a été nécessaire de donner des généralités sur les turboréacteurs, historique, quelques définitions ainsi les principales composantes et leurs principes de fonctionnement.

### **II .1. Historique**

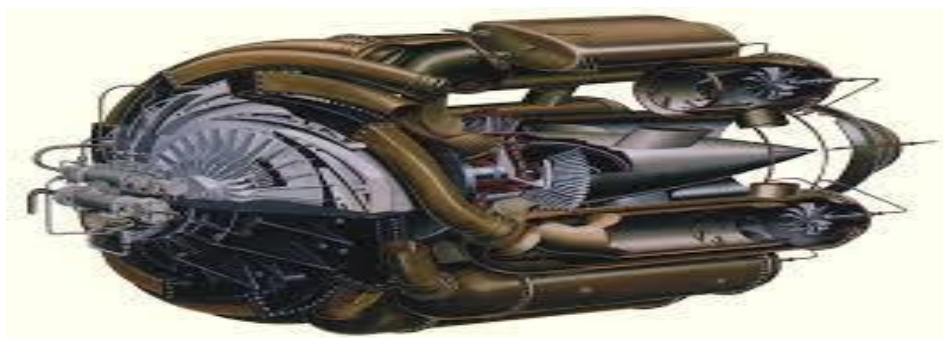
Le premier turboréacteur est construit et présenté comme « turbopropulseur » par le roumain Henri Coandă au salon de l'aéronautique en 1910. Lors d'un essai au sol, son inventeur et pilote, surpris par sa puissance, coupe le moteur, mais l'inertie, bien plus importante que celle d'un moteur à hélice, fait que l'avion décolle quand même, puis, privé de propulsion, atterrit brutalement et brûle partiellement. Coandă revient à une motorisation à hélice, mais poursuit ses études et son aventure sera à l'origine de la découverte de l'effet Coandă.

Le moteur Coandă inspire d'abord le français Maxime Guillaume, qui est le premier à déposer, le 3 mai 1921, un brevet d'invention concernant la « propulsion par réaction sur l'air » brevet qu'il obtient le 13 janvier 1922. Néanmoins il ne sera suivi d'aucune construction, car elle aurait nécessité d'importantes avancées techniques sur les compresseurs et les matériaux. Dans les années 1930, de nouveaux turboréacteurs sont conçus à peu près simultanément mais indépendamment, par Frank Whittle en Angleterre et par Hans Von Ohain en Allemagne.

Whittle, ingénieur aéronautique s'engage dans la Royal Air Force en 1928 et effectue ses premiers vols en tant que pilote en 1931. Âgé alors de 22 ans, il imagine pour la première fois un avion propulsé 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. Premier prototype de l'E28/39 connu sous le nom de « Pioneer ».

En 1935 grâce à des dons privés, il construit le premier prototype de turboréacteur et le teste au banc d'essai en avril 1937. Le premier turboréacteur W.1 destiné à un petit avion expérimental, est livré le 7 juillet 1939 à la société Power Jets Ltd., avec laquelle Whittle est associé. En février 1940 la Gloster Aircraft Company est choisie pour développer un avion mû par le W.1. Le « Pioneer » effectue ainsi son premier vol le 15 mai 1941.



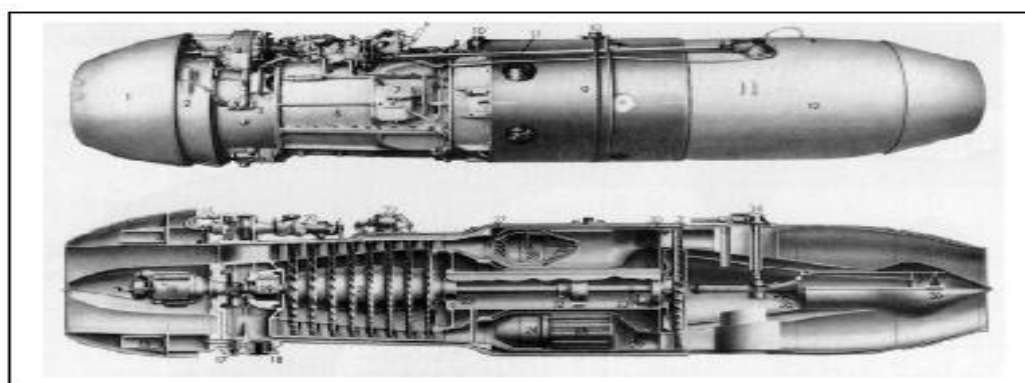
**Figure II. 1:** Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1)

Les premiers turboréacteurs dessinés par Whittle et Von Ohain sont conçus sur la technologie des compresseurs centrifuges.

Ces turboréacteurs présentent l'inconvénient de nécessiter un moteur de grand diamètre pour pouvoir comprimer correctement l'air à l'entrée du turboréacteur, ce qui augmente le diamètre de leur fuselage et pénalise leurs performances, en particulier leur vitesse maximale.

En 1940, Anselme Franz (en) développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte et le rendement meilleur.

Le Junkers Jumo 004 devient ainsi, en 1944 non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit en série.



**Figure II. 2:** Le Junkers Jumo 004

## II .2. 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 carburant, 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]

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]



Figure II. 3 : réacteur de l'A380

## II.3. Les principaux Composantes d'un turboréacteur et leur fonctionnement

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, et la tuyère d'éjection.

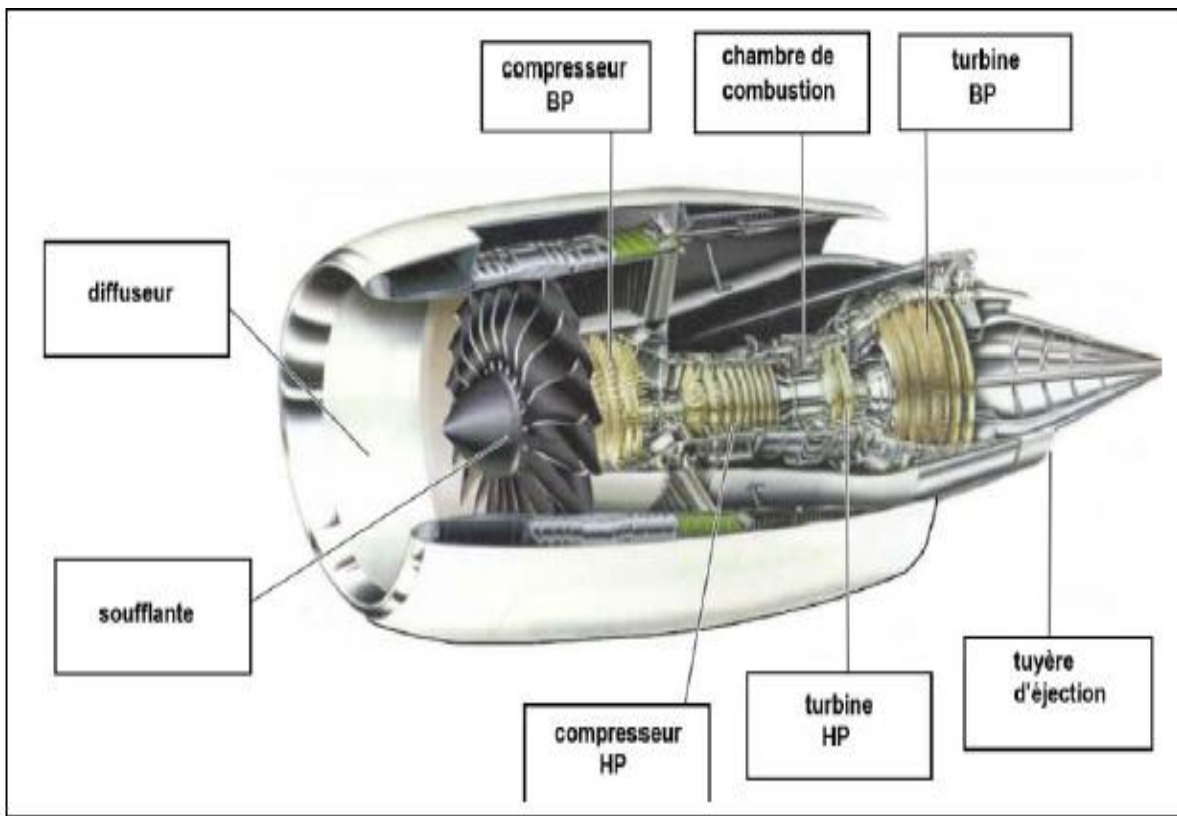


Figure II. 4: Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps

### II.3.1. L'entrée d'air

#### II.3.1.1. À Rôle

Appelée également manche à air, son rôle est de capter l'air dans les milliers conditions afin qu'avant la soufflante (fan), ou le premier compresseur soit régulier. Elle est conçue selon le type de turbine.

Le CFM56-7B est composé de trois principaux modules :

- ✓ Le module FAN
- ✓ Le module CORE
- ✓ Le module LPT

Et d'une Gear Box (boîte d'accessoire).

#### II.3.1.2. Le module fan

Il est composé d'une soufflante et d'un compresseur basse pression et positionné en avant du moteur et colle au module coré.

### II.3.2. La soufflante ou fan

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. [4]



Figure II. 5 : La soufflante du GE90

### II.3.3. Les compresseurs

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

### II.3.3.1. Les compresseurs axiaux

Un compresseur axial résulte d'un empilage de plusieurs étages composés chacun d'un « aubage mobile » et un « aubage fixe ».

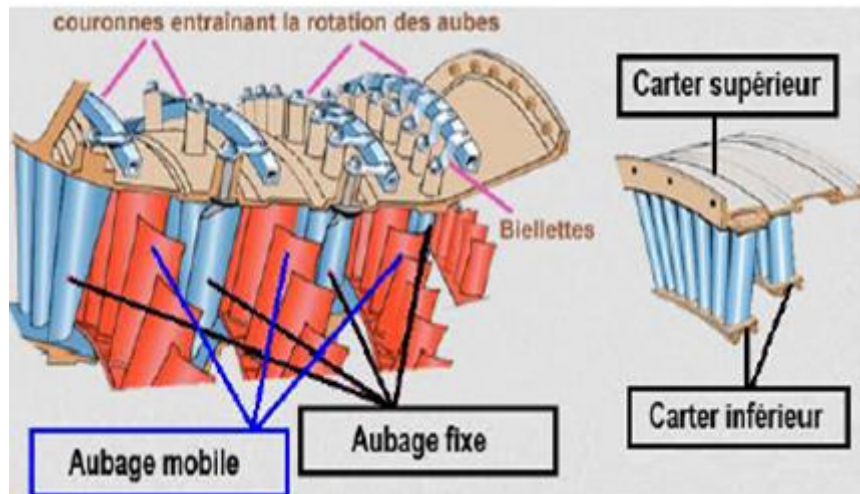


Figure II. 6: Une partie d'un compresseur axial

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 carter 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.

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), et surtout les vitesses d'écoulement devant et dans les aubages.



$$U = N \cdot R \cdot \pi / 30$$

**U** : vitesses d'entraînement en m/s.

**N** : vitesse de rotation en tr/mn.

**R** : le rayon en m.

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. [5]

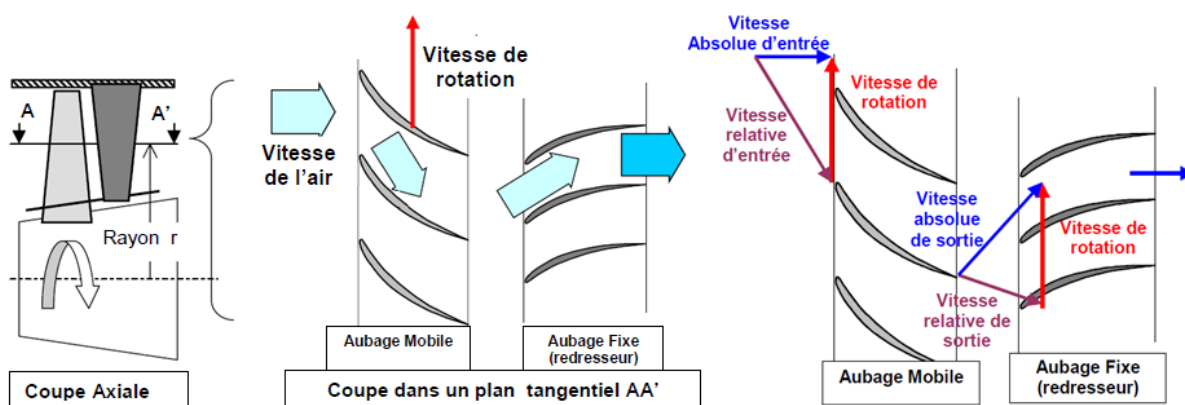


Figure II. 7 : Schéma du fonctionnement d'un étage de compresseur

### II.3.3.2. 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).

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 mâtres 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. [5]

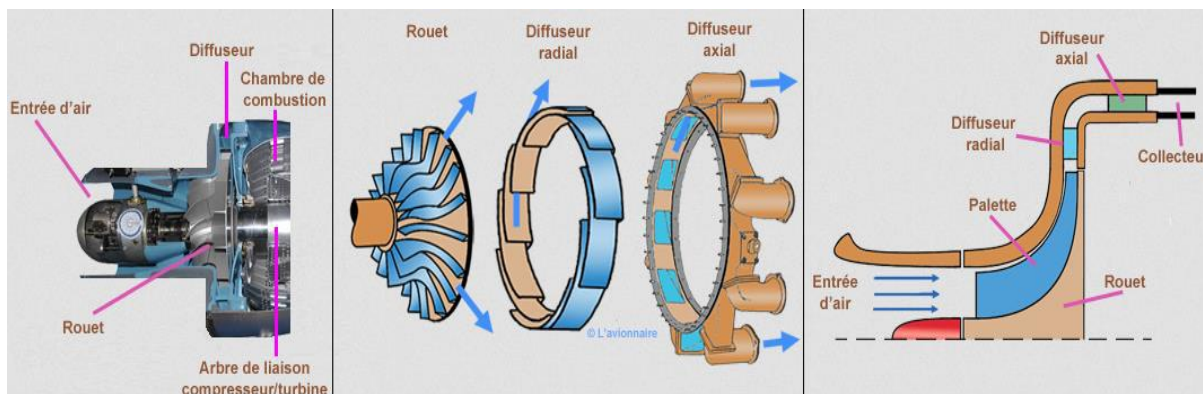


Figure II. 8: Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif

### II.3.4.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.[5]

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.

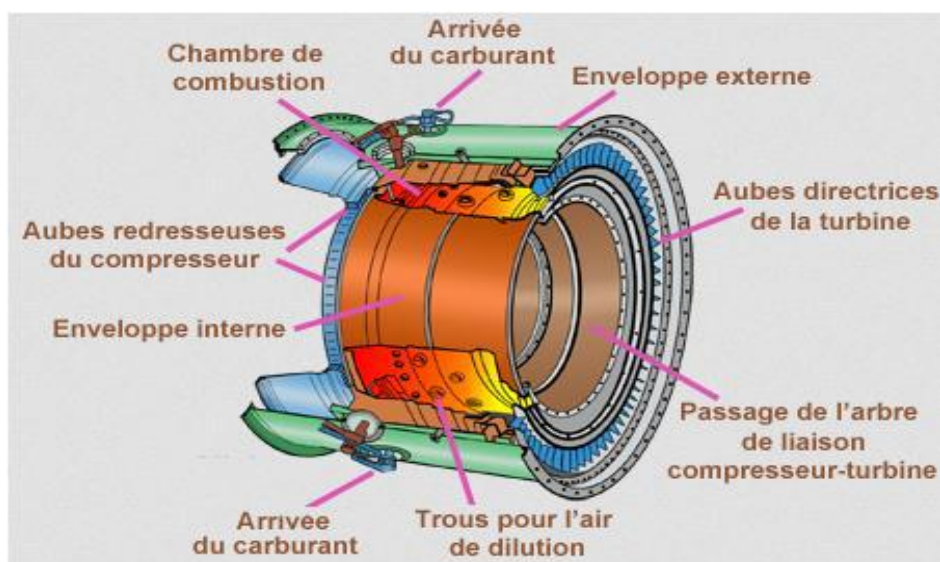
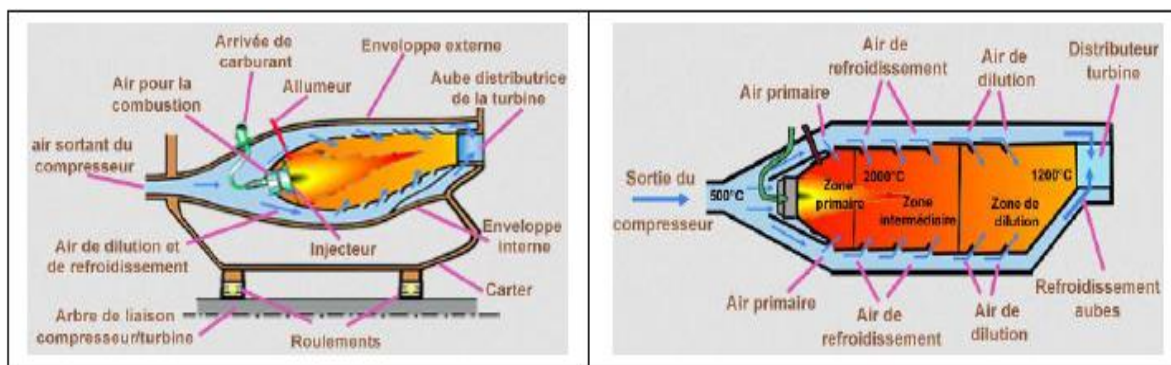


Figure II. 9: Chambre de combustion

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. [6]



**Figure II. 10:** Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion

### II.3.5. 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 turbine:

- les turbines axiales, solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et des turbopropulseurs.
- les turbines centrifuges, 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. [6]

#### II.3.5.1. Les turbines axiales [6]

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.

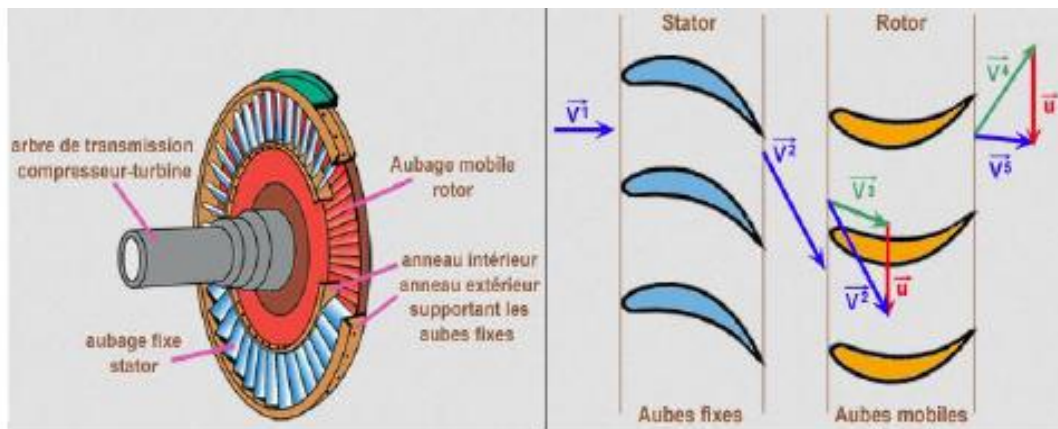


Figure II. 11: Un étage d'une turbine axiale

### a) Le distributeur

Le distributeur 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 forme.

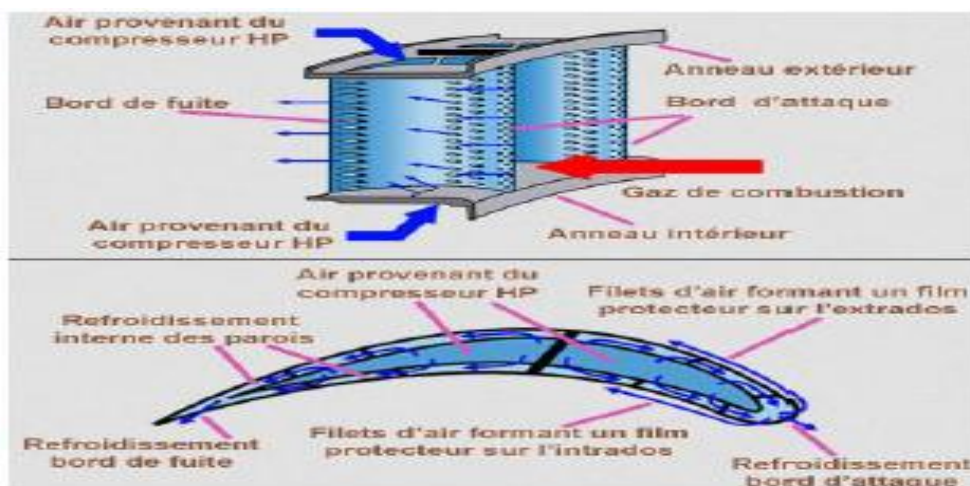


Figure II. 12: Aubes d'un distributeur

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.

### b) 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.

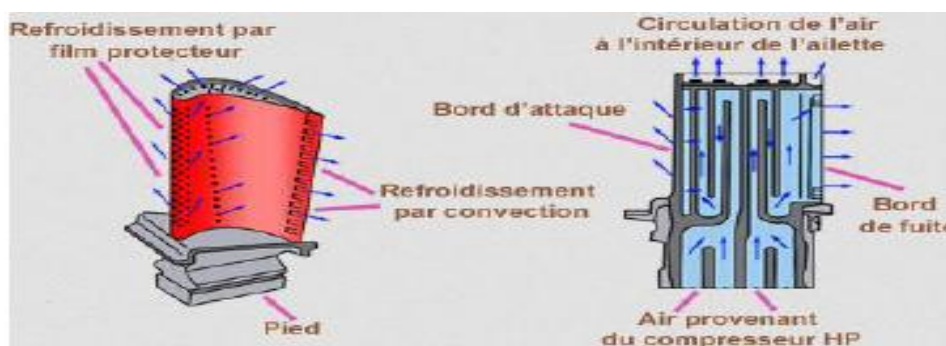


Figure II. 13: Ailette d'un rotor

### II.3.5.2. 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. [7]

### II.3.6. 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. [5]

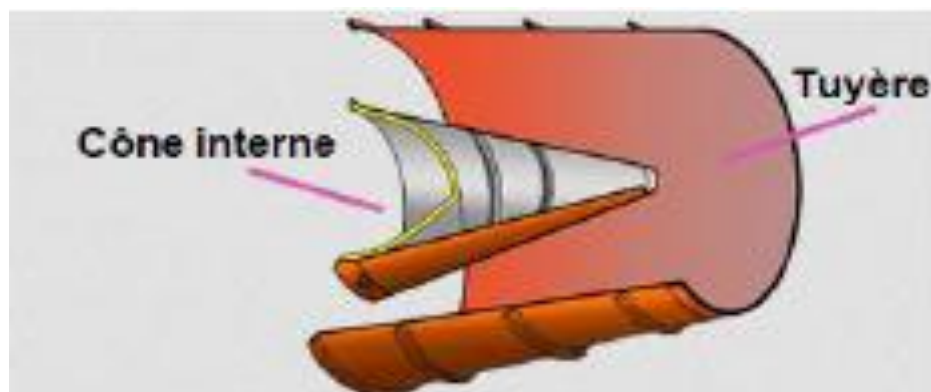


Figure II. 14: Coupe d'une tuyère d'éjection

### II.3.7. 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. [5]

### II.3.8. Les boîtiers d'accessoires

Un boîtier d'accessoires ou **AGB** (accessoire gearbox) comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que : les générateurs électriques - les pompes hydrauliques - les pompes decarburant - les pompes pour lubrification, etc. Dans les turboréacteurs de la famille CFM, les boîtiers d'accessoires sont généralement montés dans la zone du compartiment de soufflante. Ils sont plus précisément suspendus à des brides formées sur le carter métallique de rétention de ce compartiment de soufflante. Ils peuvent être également montés dans le compartiment central du turboréacteur, et plus particulièrement autour du compresseur haute pression. [6]

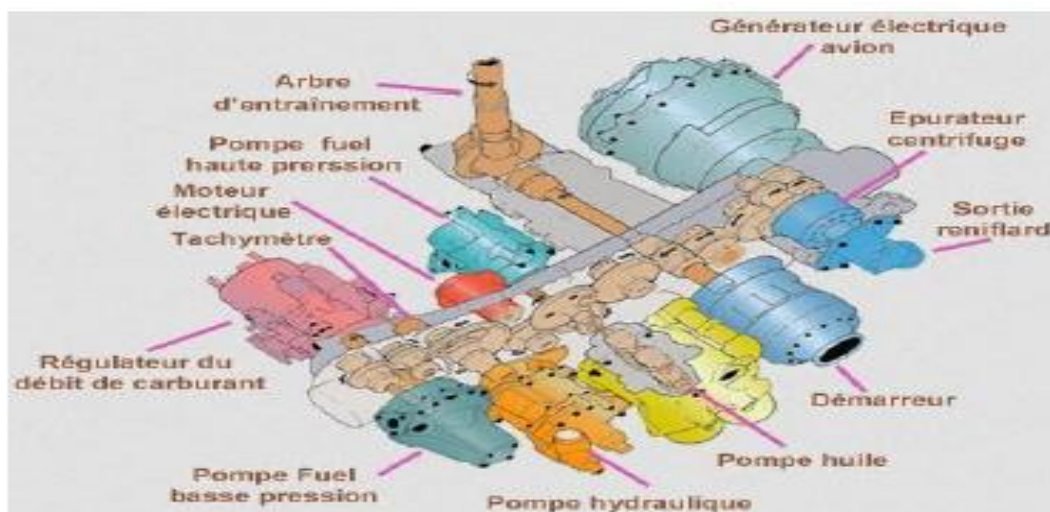


Figure II. 15: boîtier d'accessoire

## II.4. Différents types de turboréacteurs

### II.4.1. Turboréacteur à compresseur centrifuge

Un compresseur centrifuge est lié mécaniquement par un arbre à une turbine. Celle-ci peut être centripète ou axiale à un ou plusieurs étages. Le compresseur centrifuge offre l'avantage d'être simple à fabriquer, Sa faible longueur malgré un fort diamètre en fait 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. [8]

Ci-dessous un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages.

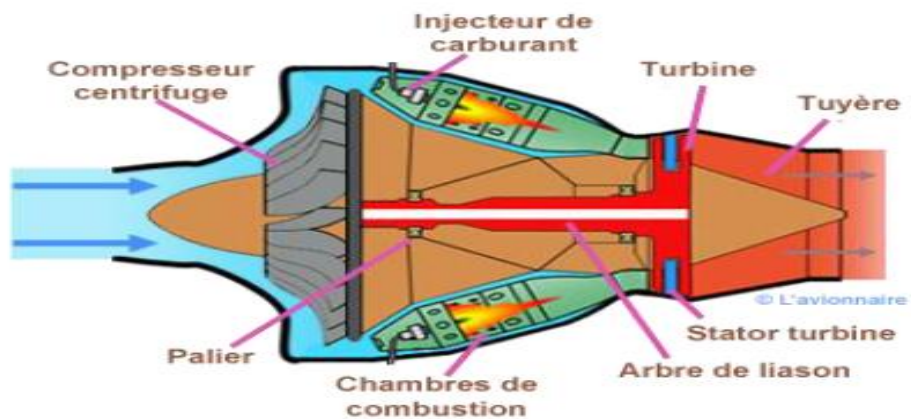


Figure II. 16: Turboréacteur à compresseur centrifuge

#### II.4.2. Turboréacteur à compresseur axial

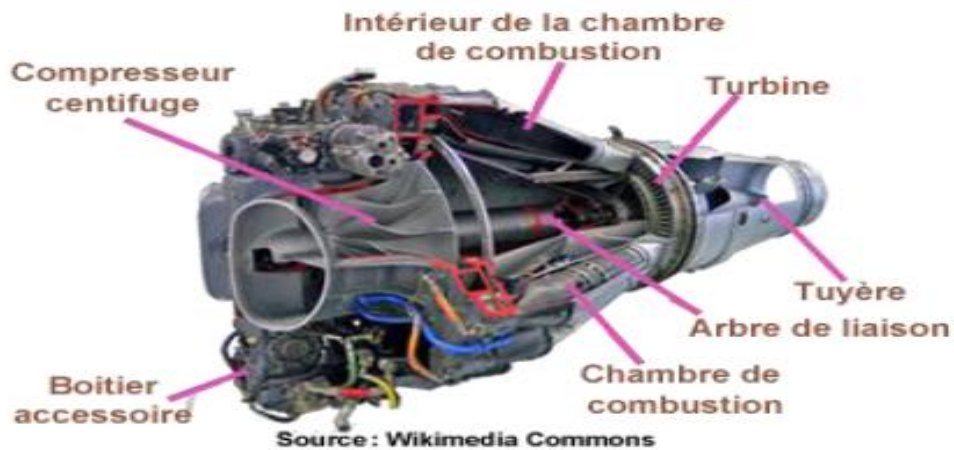


Figure II. 17: Turboréacteur à compresseur axial

On a 10 types de turboréacteur à compresseur axial :

- Turboréacteur simple flux mono-corps.
- Turboréacteur simple flux double-corps.
- Turboréacteur double flux mélangés.
- Turboréacteur avec postcombustion.
- Turboréacteur photo Adour.
- Turboréacteur double flux avec soufflante.
- Turboréacteur double flux avec grand soufflante.
- Turboréacteur Photo GP7200.
- Nouveaux turboréacteurs.
- Turboréacteur photo Propfan.



## II.5.Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique

### II.5.1.L'action et la réaction

Le principe de propulsion des avions sa réaction s'appuie 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 nul (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).

[9]

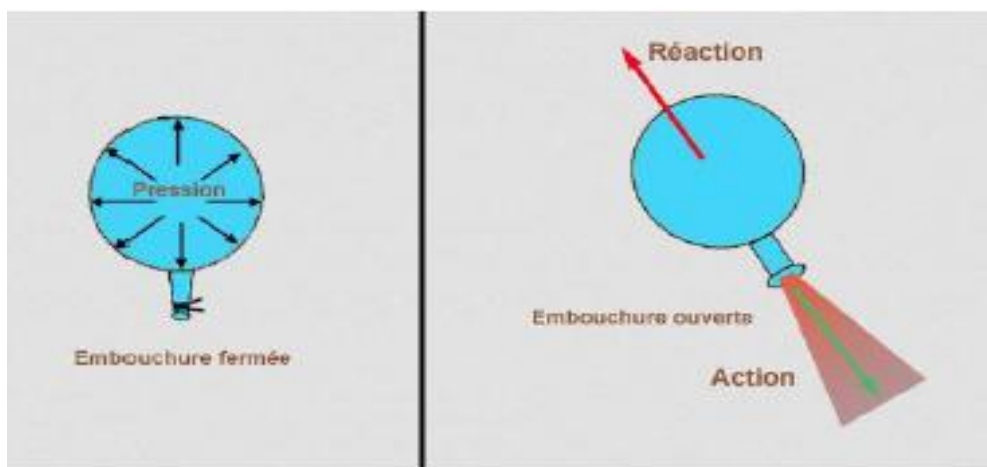


Figure II. 18: Principe d'action et de réaction

## II.6.Fonctionnement du Turboréacteur

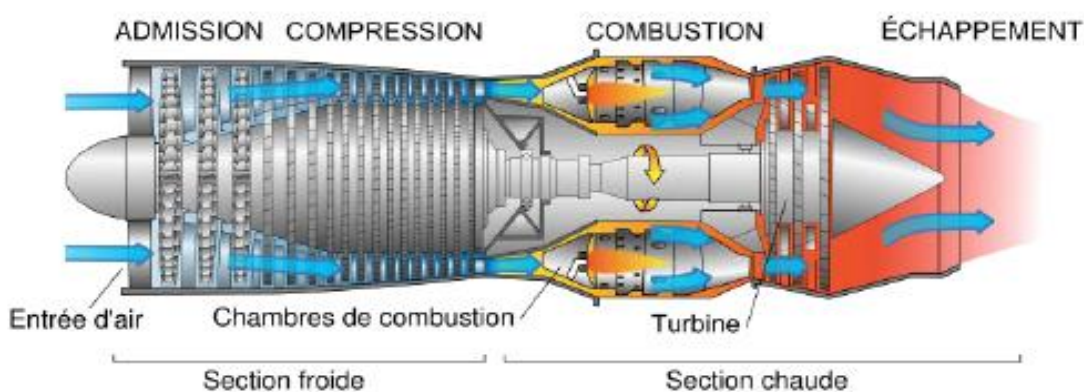
Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur, crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur, qui par réaction (d'où le terme de moteur à réaction) engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé vers l'avant. Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz. A l'admission, l'air est aspiré par la soufflante (le cas échéant), puis comprimé via un compresseur (dans tous les cas).

Du kérosène est ensuite injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce qui permet de fortement dilater les gaz. Ces derniers s'échappent du turboréacteur par la tuyère qui, en raison de sa section convergente accélère la vitesse de l'air (suivant l'effet venturi).

L'écoulement étant maintenu subsonique au sein du réacteur. L'air passe au préalable par une turbine permettant d'entraîner le compresseur, et les accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur; le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de carburant. En simplifiant, l'énergie de pression engendrée au sein du réacteur sera transformée en énergie cinétique en sortie, ce qui engendrera une forte poussée.

À l'image des moteurs automobile, le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre temps (admission, compression, combustion et détente/échappement), théoriquement décrit par le cycle de Brayton. Ce cycle est constitué d'une compression adiabatique réversible, d'une combustion isobare irréversible, (le réacteur étant considéré comme un système ouvert), d'une détente adiabatique réversible et d'un refroidissement isobare réversible.

Deux types principaux de turboréacteurs, Ci-dessous le turboréacteur est muni de compresseur centrifuge et plus bas il est muni d'un compresseur axial.



**Figure II. 19:** Fonctionnement d'un Turboréacteur

Le principe de fonctionnement reste le même les gaz sont comprimés, mélangés à un carburant, enflammés cela produit une poussée vers l'arrière, qui est en partie utilisée pour entretenir la compression en amont. Les deux moyens utilisés pour comprimer l'air en amont sont : Les turbines axiales, et les turbines centrifuges. Les turbines axiales sont plus complexes possèdent plus de pièces en mouvements. Le rendement globale reste très bon mais pour un coût de production plus lourd. La maintenance est également plus difficile, les rotors de pales de compression sont intercalés avec des pales fixes dont la fonction est la réorientation du flux.

Le turboréacteur est un moteur à réaction tirant ses propriétés propulsives de la différence de la vitesse existant l'air absorbé et l'air rejeté. Pour accroître cet écart, l'air aspiré subit plusieurs transformations :

➤ **Compression** : c'est le processeur qui vise à augmenter la pression des gaz par :

1. l'augmentation de la vitesse relative du fluide.
2. la transformation en pression par réduction de section (diminution de volume) une augmentation de la pression dans le compresseur. Cette compression augmente l'énergie de l'air donc la combustion devient plus efficace par rapport à l'obtention de puissance. Le compresseur est à double corps, c'est-à-dire, avec deux étapes consécutives de compression à basse pression puis à haute pression.

➤ **Combustion** : c'est le phénomène par lequel l'énergie fossile est transformée en énergie calorifique. Le processeur comprend :

- la pulvérisation de carburant mélange à l'air capté
- l'inflammation du mélange air/carburant et l'augmentation de la température des gaz à iso-pression

La réduction de la pollution engendrée par les turbomachines s'effectue en agissant sur ce processus.

➤ **Détente** : l'énergie des gaz chauds est utilisée pour deux finalités d'abord, les gaz chauds à la sortie de la chambre de combustion, font tourner la turbine **HP** puis la turbine **BP** qui va prélever une partie de leur énergie, et la transformer en énergie mécanique pour entraîner le compresseur BP et la soufflante, c'est le mouvement  $N_1$  (5380tr /min).

Par contre la majorité de l'énergie des gaz expulsés provoque une poussée par réaction sur la tuyère. [14]

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

## II.7. Paramètres de performances d'un turboréacteur

Les paramètres de performances varient relativement d'un turboréacteur à un autre selon le type (simple flux, simple flux avec postcombustion, double flux séparés ...), pour lequel on choisit le cas d'un turboréacteur simple flux. Pour un turboréacteur simple flux, on distingue les paramètres de performance suivants :

- La poussée.
- La poussée spécifique.
- La consommation spécifique.
- Le rendement thermodynamique ou thermique.
- Le rendement interne.
- Le rendement de propulsion.
- Le rendement global.

**II.7.1.La poussée**

La poussée est la force de réaction à l'action des gaz chauds accélérés et éjectés sur l'air ambiant :

$$F = m_a (V_s - V_0) + m_c V_s + (P_s - P_0) S \dots\dots\dots(1)$$

Si la tuyère est adaptée (Ps = P0), donc l'équation de poussée devient :

$$F = m_a(V_s - V_0) + m_c V_s \dots\dots\dots (2)$$

**II.7.2.La poussée spécifique**

C'est le rapport entre la poussée et le débit massique total (débit massique d'air + débit massique du carburant) :

$$F_{sp} = F / (m_a + m_c)\dots\dots\dots (3)$$

**II.7.3.La consommation spécifique**

C'est le rapport entre la consommation massique horaire et la poussée :

$$C_{sp} = CH / F \dots\dots\dots (4)$$

$$CH = 3600 m_c \dots\dots\dots(5)$$

$$\text{Et donc : } C_{sp} = (3600m_c) / F \dots\dots\dots(6)$$

**II.7.4.Le rendement thermodynamique (thermique) théorique**

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique (mécanique) et la puissance calorifique:

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal} \dots\dots\dots(7)$$

$$\text{Or: } P_{th-r} = 1/2 m_a (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 m_c V_s^2 \dots\dots\dots(8)$$

### II.7.5. Le rendement interne

C'est le rapport entre la puissance thermique réelle (cinétique) et la puissance thermique théorique (mécanique) :

$$\eta_i = P_{th-r} / P_{th-t} \dots\dots\dots (9)$$

### II.7.6. Le rendement de propulsion

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance thermique réelle :

$$\eta_p = P_p / P_{th-r} \dots\dots\dots (10)$$

$$\text{Or: } P_p = F V_0 = [m_a (V_s - V_0) + m_c V_s] V_0 \dots\dots\dots (11)$$

### II.7.7. Le rendement global

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

$$\eta_g = P_p / P_{cal} \dots\dots\dots (12)$$

### II.7.8. Croisière et point fixe

La croisière représente la phase du vol située entre le décollage et l'atterrissage. Lors de cette phase, l'aéronef atteint une vitesse, dite vitesse de croisière, correspondant au régime des moteurs prévu pour la partie courante d'un vol, c'est-à-dire sans la phase de montée et d'approche en vue de l'atterrissage. Durant cette phase l'aéronef suit un trajet dans une configuration optimale du point de vue de sa consommation en carburant, appelée "croisière économique". [10]

Le point fixe représente les situations où le turboréacteur peut fonctionner à son régime maximal sans être propulser, elles sont souvent sur terre à l'image des bancs des essais.

## Conclusion

Dans ce chapitre on a évoqué les sciences thermodynamiques et aérodynamiques qui expliquent le principe de fonctionnement théorique de chaque composante du turboréacteur.

**Chapitre III :**

**Etude Energétique du turboréacteur**  
**CFM-7b double flux double corps**

## **Introduction**

Les performances d'un moteur sont évaluées à travers deux paramètres importants : la poussée spécifique qui représente la poussée par unité de débit massique d'air qui traverse le moteur. Aussi la consommation spécifique elle représente la consommation de carburant par unité de poussée et de temps.

Dans ce chapitre on va traiter les caractéristiques ainsi que les domaines d'application du turboréacteur CFM-7b.

### **III.1. Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps [5]**

#### **III.1.1. La puissance**

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

#### **III.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 GENERAL ELECTRIC).

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.

#### **III.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.

#### **III.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.

### **III.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 toute fois 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.

### **III.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.

### **III.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.



### III.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, ...).

## III.2. Cycle thermodynamique

### III.2.1. Cycle à double flux séparés

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  $m_i$ , tandis que le cycle AB"D" est parcouru par le flux secondaire caractérisé par le débit massique  $m_e$ . [11]

Au départ l'air qui caractérise le flux primaire sera comprimé de 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]

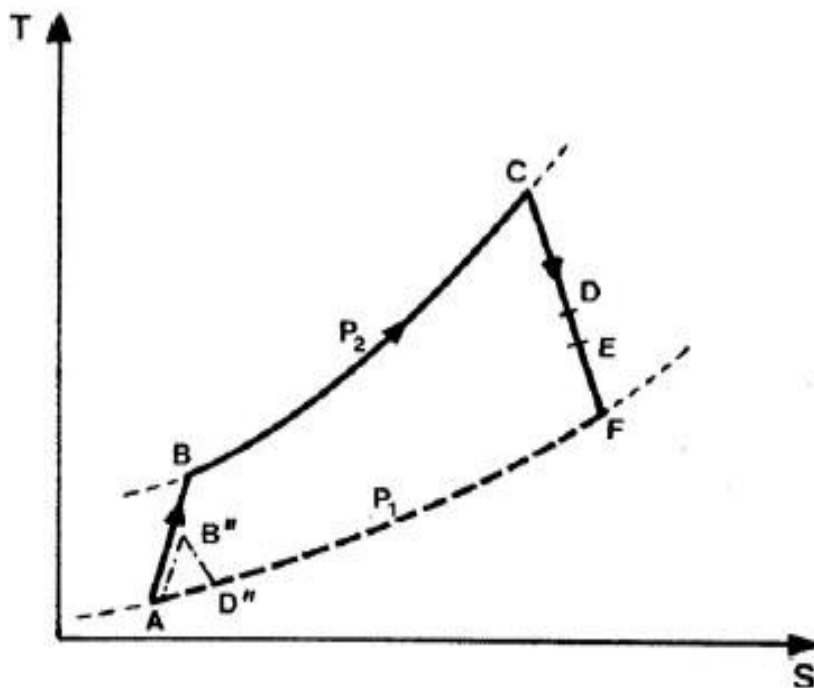


Figure III. 1 : Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux séparés.

### III.2.2. Cycle à double flux mélangés (à dilution)

Après avoir fourni comme précédemment de l'énergie mécanique au flux secondaire on peut aussi élever son niveau énergétique à celui du flux primaire en les mélangeant c'est alors le cycle à dilution. Le point représentatif E'' du mélange a pour enthalpie la moyenne pondérée de celle des constituants. Le mélange entraîne une augmentation d'entropie, mais la puissance propulsive ne sera pas affectée de façon significative. La détente motrice E''F'' s'opère ensuite dans une tuyère unique. Le flux de dilution prélevé en B' après la soufflante est mélangé à celui sortant de la turbine basse pression (E), le mélange à température intermédiaire (E'') est détendu de E'' à F'' dans la tuyère.[11]

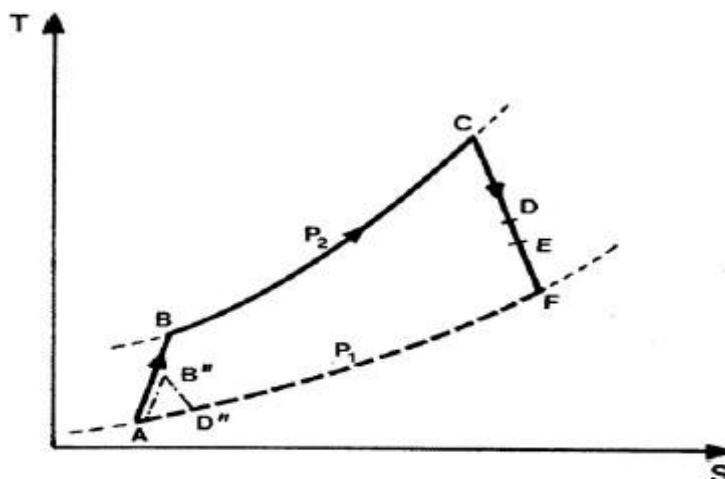


Figure III. 2: Diagramme (T-S) du cycle à dilution.

### III.3. Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux

#### III.3.1. Les avantages

- ✓ 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.3.2. Les inconvénients

- ✓ La surface frontale est plus grande par 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 un 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. [13]

### **III.4. Domaine d'application**

Parmi les turboréacteurs doubles flux on distingue Larzac 04 (Longueur 1180 mm Diamètre max : 602 mm Masse : 290 kg) donnant 1320 daN de poussée. Le rapport de dérivation (R) est de 0,53 comme valeur moyenne et la consommation spécifique au point fixe tombe à 0,71 kg/h.daN. Les arbres de cette machine tournent respectivement à 17000 tr/mn (BP) et 22750 tr/mn (HP). Le rapport de pression global au point fixe est de 10,5 et la température maximale est de 1130 °C.

Ce type de réacteur a été destiné dans premier temps à équiper une large gamme d'appareil et visant principalement le marché civil, il a été utilisé aussi sur des avions comme le Dassault Dornier Alpha Jet et l'HAL HJT-36 Sitara. [11]

On distingue aussi le turboréacteur CFM 56 (Snecma-General Electric), une machine compound de 9790 daN de poussée au banc d'essais et un rapport de dérivation de près de 0,86 (86% du débit est dérivé), ce qui lui confère une excellente consommation spécifique ( $C_{sp0} = 0,68$  kg/h.daN seulement).

Les corps tournent respectivement à 4675 tr/mn pour le BP, et 14240 tr/mn pour le HP. Le corps BP comporte l'étage de soufflante, 3 étages de compresseur axial, et 4 étages de turbine, tandis que le corps HP comporte 9 étages de compresseur et 1 étage de turbine. Le rapport de compression total atteint 29 au point fixe, La température devant la turbine HP est très élevée : 1290°C. Cette machine pèse environ 2 t.

Le CFM 56 équipe de nombreux modèles d'avions civils et militaires, comme le McDonnell Douglas DC-8, le Boeing C-135 et le Boeing 737. [11]

Dans la même lignée, il faut citer la machine CF 650 A (Snecma-General Electric) qui équipe l'Airbus et qui développe l'énorme poussée de 21800 daN, avec un rapport de pression une température devant la turbine HP, et une consommation spécifique voisins de ceux de la précédente. Le rapport de dérivation est un peu plus faible (0.82), avec un débit d'air de 660 kg/s, ce qui explique la faible vitesse de rotation de l'arbre BP 3800 tr/mn. Cet arbre outre la soufflante, il comporte 3 étages de compresseur et 4 étages de turbine.

L'arbre HP tourne à 10300 tr/mn et comporte 14 étages de compresseur et 2 étages de turbine. Cette machine pèse 3740 kg, et son diamètre extérieur atteint près de 2,700 m. [11]

### III.5. 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).

#### III.5.1. Cas d'un turboréacteur à double flux séparés

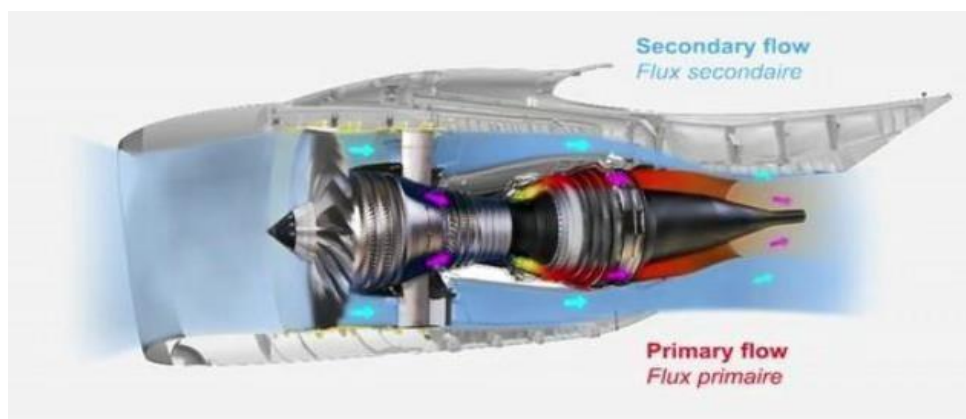


Figure III. 3: Turboréacteur à double flux séparés.

#### III.5.1.1. La poussée

Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i(V_{si} - V_0) + m_e(V_{se} - V_0) + m_c V_{si} \dots\dots\dots (13)$$

$$F_{sp} = F / (m_i + m_e + m_c) \dots\dots\dots (14)$$

#### III.5.1.2. La consommation spécifique

$$C_{sp} = CH / F \dots\dots\dots (15)$$

$$CH = 3600 m_c \dots\dots\dots (16)$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 m_c)/F \dots\dots\dots(17)$$

**III.5.1.3. La puissance calorifique**

$$P_{cal} = m_c PCI \dots\dots\dots(18)$$

**III.5.1.4. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)**

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m C_{pg}(T_{si}-T_0)] \dots\dots\dots(19)$$

Or:  $m = m_i + m_c \dots\dots\dots(20)$

**III.5.1.5. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)**

$$P_{th-r} = 1/2 m_i(V_{si}^2 - V_0^2) + 1/2 m_e(V_{se}^2 - V_0^2) + 1/2 m_c V_{si}^2 \dots\dots\dots(21)$$

**III.5.1.6. La puissance depropulsion**

$$P_p = FV_0 = [m_i(V_{si}-V_0) + m_e(V_{se}-V_0) + m_c V_{si}]V_0 \dots\dots\dots(22)$$

**III.5.1.7. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique**

$$\eta_{th} = P_{th-t}/P_{cal} \dots\dots\dots(23)$$

**III.5.1.8. Le rendement thermique (thermodynamique) réel**

$$\eta_{tr} = P_{th-r}/P_{cal} \dots\dots\dots(24)$$

**III.5.1.9. Le rendement interne**

$$\eta_j = P_{th-r}/P_{th-t} \dots\dots\dots(25)$$

**III.5.1.10. Le rendement depropulsion**

$$\eta_p = P_p/P_{th-r} \dots\dots\dots(26)$$

**III.5.1.11. Le rendement global**

$$\eta_g = P_p/P_{cal} \dots\dots\dots(27)$$

### III.5.2 Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution)

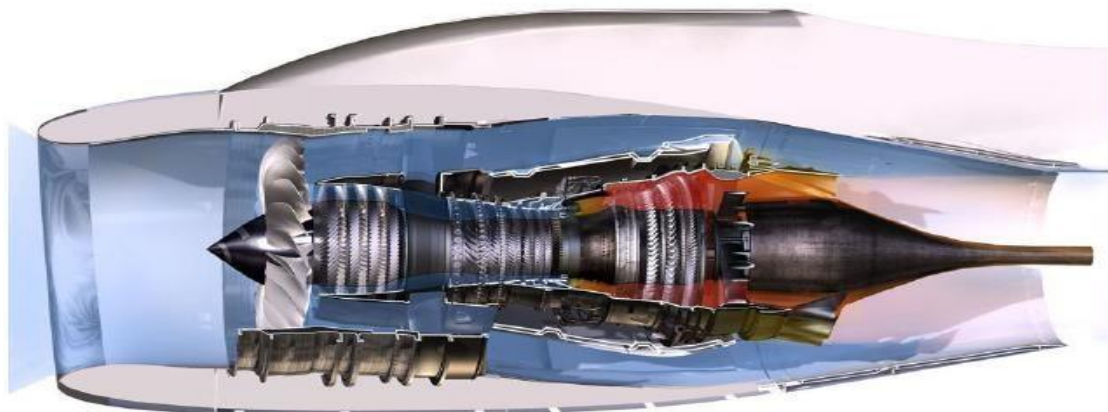


Figure III. 4: Turboréacteur à double flux mélangés.

#### III.5.2.1. La poussée

A Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i (V_s - V_0) + m_e(V_s - V_0) + m_c V_s \dots \dots \dots (28)$$

#### III.5.2.2. La poussée spécifique

$$F_{sp} = F / (m_i + m_e + m_c) \dots \dots \dots (29)$$

#### III.5.2.3. La consommation spécifique

$$C_{sp} = CH / F \dots \dots \dots (30)$$

$$CH = 3600 m_c \dots \dots \dots (31)$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 m_c) / F \dots \dots \dots (32)$$

#### III.5.2.4. La puissance calorifique

$$P_{cal} = m_c PCI \dots \dots \dots (33)$$

#### III.5.2.5. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m_t C_{pm} (T_s - T_0)] \dots \dots \dots (34)$$

$$m_t = m_i + m_c \dots\dots\dots(35)$$

**III.5.2.6. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)**

$$P_{th-r} = 1/2 m_i(V_s^2 - V_0^2) + 1/2 m_e(V_s^2 - V_0^2) + 1/2 m_c V_{s2} \dots\dots\dots(36)$$

**III.5.2.7. La puissance de propulsion**

$$P_p = F V_0 = [m_i (V_s - V_0) + m_e (V_s - V_0) + m_c V_s] V_0 \dots\dots\dots(37)$$

**III.5.2.8. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique**

$$\eta_{th} = P_{th-r} / P_{cal} \dots\dots\dots(38)$$

**III.5.2.9. Le rendement thermique (thermodynamique) réel**

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal} \dots\dots\dots(39)$$

**III.5.2.10. Le rendement interne**

$$\eta_j = P_{th-r} / P_{th-t} \dots\dots\dots(40)$$

**III.5.2.11. Le rendement de propulsion**

$$\eta_p = P_p / P_{th-r} \dots\dots\dots(41)$$

**III.5.2.12. Le rendement global**

$$\eta_g = P_p / P_{cal} \dots\dots\dots(42)$$

**III.5.2.13. Le taux de dilution**

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

primaire :

$$\lambda = m_e / m_i \dots\dots\dots(43)$$



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. [14]

## **Conclusion**

Dans ce chapitre nous avons présente les caractéristiques physiques et thermodynamiques du turboréacteur CFM-7b, cycle thermodynamique les paramètres de performance. De même nous avons cité ses avantages ses inconvénients

**Chapitre IV :**  
**Calcul analytique des**  
**performances du moteur CFM56-7B**

## **Introduction**

Les calculs scientifiques sont nécessaires pour la prédiction de l'évolution des performances énergétiques des turboréacteurs, la raison pour laquelle, nous allons calculer dans ce chapitre les différents paramètres de performances du turboréacteur **CFM56-7B** au point fixe (au banc d'essais) en utilisant les équations citées dans le chapitre précédent.

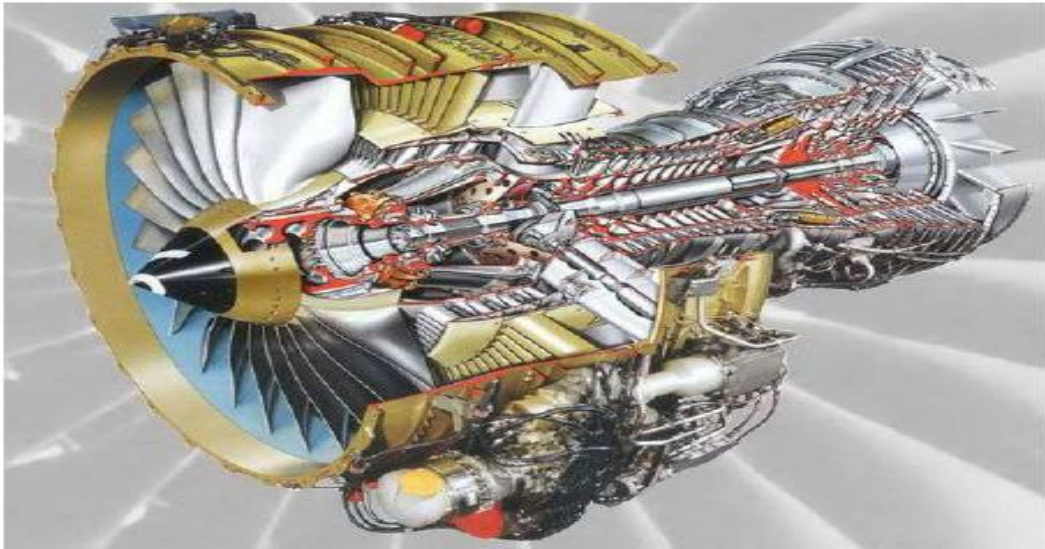
Le calcul sera divisé en deux parties : la première partie sera consacrée au calcul des paramètres de performances pour un cas constant du fonctionnement, tandis que la deuxième partie sera consacrée au calcul des paramètres pour un cas variable, pour voir l'influence de certains paramètres comme le nombre de mach et le taux de compression les performances du **CFM56-7B**.

### **IV.1. Description du moteur CFM56-7B**

Le CFM56-7B est un turboréacteur double flux double corps avec soufflante produit par CFM INTERNATIONAL, une société commune entre SAFRAN AIRCRAFT ENGINES et GENERAL ELECTRIC. Sélectionné par Boeing comme motorisation exclusive de sa gamme « 737 NextGeneration », le CFM56-7B offre alors une poussée comprise entre 87 et 121 KN.

Grâce à des évolutions importantes sur le corps haut pression et la turbine basse pression, la version la plus récente CFM56-7BE offre des améliorations de performances significatives réduction de 1% de la consommation de carburant et de 4% des coûts de maintenance.

Le CFM56-7BE et ses modules sont interchangeables avec les autres moteurs et modules de la famille CFM56-7B et les kits d'améliorations s'intègrent facilement aux CFM56-7B et CFM56-7B/3, ce qui offre une grande souplesse. [12]



**Figure IV. 1:** Coupe du CFM56-7B

Le tableau suivante représenté les caractéristique d'un turboréacteur CFM56-7B :

**Tableau IV. 1:** Caractéristiques du turboréacteur CFM56-7B

Poussée max au décollage (KN)	108
Taux de dilution	5,3
Taux de compression général max pour la montée	32,7
Poussée max en montée (KN)	26,5
Longueur (mm)	2 629
Diamètre de la soufflante (mm)	1 550
Nombre d'étages de la soufflante/compresseur basse /haute pression	1 /3/9
Nombre d'étages de la turbine basse /haute pression	4/1
Poids sec (Kg)	2 385,90 / 2395,97

## IV.2. Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B

### IV.2.1. Décomposition du CFM56-7B

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

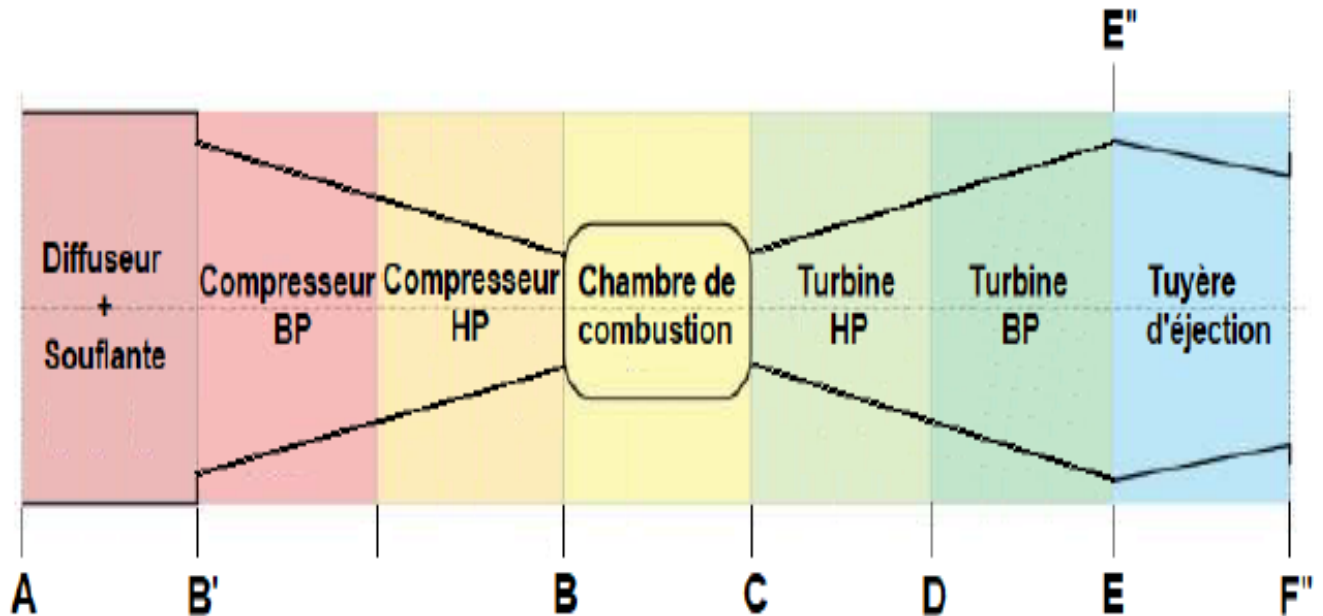


Figure IV. 2: Décomposition du turboréacteur CFM56-7B.

#### IV.2.2.1. 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.

## IV.2.2. Données de calcul

Tableau IV. 2 : données de calculs de CFM56-7B

Données	Symboles	Unités	Valeurs
Constante des gaz parfaits	$r$	$\text{j/ (Kg K)}$	287,15
Coefficient isentropique	$\gamma$		1,4
Chaleur spécifique à pression constante de l'air	$C_{pa}$	$\text{j/ (Kg K)}$	1008,7
Chaleur spécifique à pression constante des gaz	$C_{pg}$	$\text{j/ (Kg K)}$	1253
Chaleur spécifique à pression constante du mélange (flux secondaire+fluxprimaire)	$C_{pm}$	$\text{j/ (Kg K)}$	1047,478
Masse volumique de l'air au point A	$\rho_A$	$\text{Kg/m}^3$	1,29
Débit massique d'air total	$m_e + m_i$	$\text{Kg/s}$	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	$T_c$	$\text{K}$	1563
Le pouvoir calorifique du carburant	$PCI$	$\text{Kj/Kg ;}$	43920
Taux de compression global	$\tau = P_B/P_A$	-	29
Taux de dilution	$\lambda$	-	5,3

## IV.2.3. Calcul des paramètres de performances pour un cas constant

Tableau IV. 3: 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''	?	$P_{F''} = 101,325$	?

## IV.2.3.1. Calcul de la vitesse et du nombre de Mach au point A

1. 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

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

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

## 2. nombre de Mach

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

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

IV.2.3.2. Calcul de la pression et de la température au point B

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

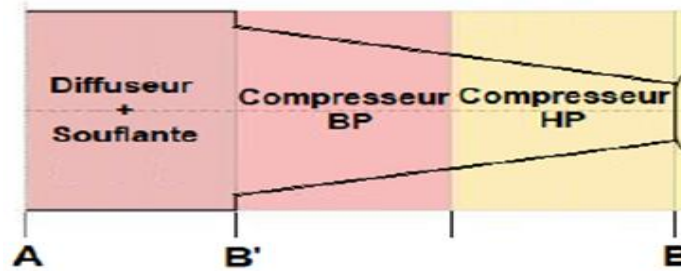


Schéma qualitatif entre le point A et B'

1. 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

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

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

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

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



## 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 IV. 4 : calcul des paramètres de A  $\longrightarrow$  B

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

## IV.2.3.3. Calcul de l'enthalpie au point C



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 IV. 5 : calcul des paramètres de la chambre de combustion

	P (Kpa)	V (m /s)	h (K j/Kg)	T (K)
<b>Point B</b>	2938 ,425	0	1109 ,873	$T_{Bis}=785,1$ $T_{Br}=1100 ,3$
<b>Point c</b>	2938 ,425	0	1958 ,439	1563

IV.2.3.4. Calcul de la pression, la température et l'enthalpie au point E

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

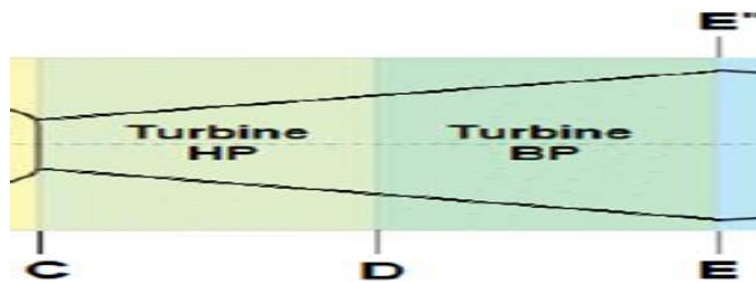


Schéma qualitatif entre le point C et E

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  $P_E$** 

$$\frac{T_C}{T_{Eis}} = \left(\frac{P_C}{P_E}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad P_E = 182,634 \cdot 10^3 \text{ pa}$$

$$P_E = 182,634 \text{ Kpa}$$

**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 IV. 6:** calcul des paramètres de la turbine haute pression et la turbine basse pression

paramètre	P (Kpa)	V (m/s)	h (K j/Kg)	T (K)
<b>Point C</b>	2938,425	0	$h_{cr} = 1958,439$	1563
<b>Point E</b>	182,634	0	$h_{Eis} = 885,549$ $h_{Er} = 1108,654$	$T_{Er} = 884,8$ $T_{Eis} = 706,7$

**VI.2.3.5. Calcul de l'enthalpie et de la température au point B'**

On ne 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'

$$\eta_s = \frac{T_{B'is} - T_A}{T_{B'r} - T_A}$$

$$T_{B'r} = 362,5 \text{ K}$$

3. 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'

$$h_{B'r} = C_{pa} T_{B'r}$$

$$h_{B'r} = 365,654 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{B'r} = 365,654 \text{ K j/Kg}$$

IV.2.3.6. Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point E'' (après le mélange)

Le mélange s'effectue à pression constante ( $P_E = P_{B'} = P_{E''} = 182,634 \text{ Kpa}$ )

**1. Calcul de l'enthalpie réel au point E''**

$$h_{E''r} = h_{Er} + \frac{(h_{B'r} \lambda)}{(\lambda+1)}$$

$$h_{E''r} = 483,590 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{E''r} = 483,590 \text{ K j/Kg}$$

**2. Calcul de la température isentropique au point E''**

$$T_{E''r} = \frac{h_{E''r}}{C_{pm}}$$

$$T_{E''r} = 461,7 \text{ K}$$

**3. Calcul de l'enthalpie isentropique au point E''**

$$h_{E''is} = \frac{(h_{B'is} \lambda) + h_{Eis}}{(\lambda+1)}$$

$$h_{E''is} = 441,812 \cdot 10^3 \text{ j/ Kg}$$

$$h_{E''is} = 441,812 \text{ K j/Kg}$$

**4. Calcul la température isentropique au point E''**

$$T_{E''is} = \frac{h_{E''is}}{C_{pm}}$$

$$T_{E''is} = 421,8 \text{ K}$$

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

$$P_E = 182,634 \text{ Kpa}$$

## IV.2.3.7. Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point F''

E'' → F'' : transformation adiabatique (tuyère d'éjection) :



Schéma qualitatif entre le point E et F''

$$P_{F''} = P_A = 101,325 \cdot 10^3 \text{ pa} = 101,325 \text{ Kpa}$$

## 1. Calcul de la température isentropique au point F''

$$\frac{T_{E''is}}{T_{F''is}} = \left( \frac{P_{E''}}{P_{F''}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{F''is} = 356,4 \text{ K}$$

## 2. Calcul de l'enthalpie isentropique au point F'' :

$$h_{F''is} = \frac{C_{pm}}{T_{F''is}}$$

$$h_{F''is} = 373,321 \text{ K j/Kg}$$

## 3. Calcul de l'enthalpie réel au point F''

$$\eta_{Tuy} = \frac{(h_{F''r} - h_{E''is})}{(h_{F''is} - h_{E''is})}$$

$$h_{F''r} = 381,540 \text{ kj/Kg}$$

## 4. Calcul de la température réel au point F''

$$h_{F''r} = C_{pm} T_{F''r}$$

$$T_{F''r} = 364,2 \text{ K}$$

$$\frac{(h_{F''r} - h_{E''r}) + \frac{1}{2} V_{E''}^2}{V_{F''}^2} = 0, V_{E''} = 0$$

**IV.2.3.8. calcul de la vitesse au point F''**

On applique le théorème de Bernoulli entre E'' et F'', on obtient :

$$V_{F''} = \sqrt{2(h_{E''r} - F'' h_{F''r})}$$

$V_{F''} = 451,774 \text{ m/s}$

**Tableau IV. 7 :** 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 IV. 8:** 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''	$T_{F''is} = 356,4$ $T_{F''r} = 364,2$	$P_{F''} = 101,325$	$V_{F''} = 451,774$

**IV.2.3.9. Calcul des débits massique**

$$\lambda = \frac{m_e}{m_i} = 5,3 \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ \lambda m_i + m_i = 408 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ m_i(\lambda + 1) = 408 \end{cases}$$

$$\lambda = \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ m_i = \frac{408}{(\lambda + 1)} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda m_i \\ m_i = \frac{408}{(5,3 + 1)} \end{cases}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} m_e = 343,238 \text{ kg/s} \\ m_i = 64,762 \text{ kg/s} \end{cases}$$

**Calcul de  $m_c$** 

$$m_c \text{PCI} = (m_i + m_c) h_c - m_i h_{br} \Rightarrow (\text{PCI} - h_c) = m_i h_c - m_i h_{br}$$

$$F = m_i (v_{F''} - v_A) + m_e (v_{F''} - v_A) + m_c v_{F''}$$

$$m_c = 1,310 \text{ kg/s}$$

**I.2.3.10. Calcul de la poussée**

$$F = m_i (v_{F''} - v_A) + m_e (v_{F''} - v_A) + m_c v_{F''}$$

$$F = 116,838 \cdot 10^3 \text{ KN}$$

**IV.2.3.11. Calcul de la poussée spécifique**

$$F_{SP} = \frac{F}{(m_c + m_e + m_i)}$$

$$F_{SP} = 285,451 \text{ N.s/kg}$$

**IV.2.3.12. Calcul de la consommation spécifique**

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{(3600 m_c)}{F}$$



$$C_{sp}=40,036.10^{-3} \text{ kg/ (h.N)}$$

$$C_{sp}=40,036.10^{-3} \text{ kg/ (h.N)}$$

#### IV.2.3.13. Calcul de la puissance calorifique

$$P_{cal}= m_c PCI$$

$$P_{cal}= 57,535.10^6 \text{ W}$$

$$P_{cal}=57,535.10^3 \text{ Kw}$$

#### IV.2.3.14. Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) théorique

$$P_{th-t}=P_{cal}- [(m_i + m_c) c_{pm}( T_{F''r} -T_A)]$$

$$P_{th-t}=53,092.10^6 \text{ W}$$

$$P_{th-t}=53,092.10^3 \text{ Kw}$$

#### IV.2.3.15. Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) réelle

$$P_{th-r}=\frac{1}{2} [(m_e +m_i) (v_{F''}^2 - v_A^2)] +\frac{1}{2} (m_c v_{F''}^2)$$

$$P_{th-r}=36,033.10^6 \text{ Kw}$$

$$P_{th-r}= 36,033.10^3 \text{ Kw}$$

#### IV.2.3.16. Calcul de la puissance de propulsion

$$P_p = F V_A$$

$$P_p= 19,594.10^6 \text{ W}$$

$$P_p= 19,594.10^3 \text{ Kw}$$

#### IV.2.3.17. Calcul du rendement thermodynamique (thermique) théorique

$$\eta_{th} = \frac{P_{th-t}}{P_{cal}}$$

$$\eta_{th}= 0.9228 = 92.28 \%$$

**IV.2.3.18. Calcul du rendement thermique (thermodynamique) réel**

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th-r}}{P_{cal}}$$

$$\eta_{tr} = 0,6263 = 62,63 \%$$

**IV.2.3.19. Calcul du rendement interne**

$$\eta_i = \frac{P_{th-r}}{P_{th-t}}$$

$$\eta_i = 0,6787 = 67,87 \%$$

**IV.2.3.20. Calcul du rendement de propulsion**

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th-r}}$$

$$\eta_p = 0.5438 = 54.38 \%$$

**IV.2.3.21. Calcul du rendement global**

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}}$$

$$\eta_g = 0,3406 = 34,06 \%$$

Tableau IV. 9 : Résultats de Calcul des paramètres de performances de CFM56-7B

	<b>F</b>	<b>P<sub>cal</sub></b>	<b>P<sub>th-t</sub></b>	<b>P<sub>th-r</sub></b>	<b>P<sub>p</sub></b>	<b>η<sub>th</sub></b>	<b>η<sub>tr</sub></b>	<b>η<sub>i</sub></b>	<b>η<sub>p</sub></b>	<b>η<sub>g</sub></b>
	(KN)	(Kw)	(Kw)	(Kw)	(Kw)	%	%	%	%	%
Les Performances	116,8	57,53 10 <sup>3</sup>	53,09 10 <sup>3</sup>	36,033. 10 <sup>3</sup>	19,59 10 <sup>3</sup>	92.2	62,6	67 ,8	54.3	34,06

#### IV.2.4. 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 IV. 10 : variation des performances de CFM56-7B en fonction de nombre de mach

<b>M</b>	<b>F</b>	<b>F<sub>SP</sub></b>	<b>C<sub>sp</sub></b>	<b>P<sub>cal</sub></b>	<b>P<sub>th-t</sub></b>	<b>P<sub>th-r</sub></b>	<b>P<sub>p</sub></b>	<b>η<sub>th</sub></b>	<b>η<sub>tr</sub></b>	<b>η<sub>i</sub></b>	<b>η<sub>p</sub></b>	<b>η</b>
	KN	N.s/kg	kg/h. N	KW	KW	KW	KW	%	%	%	%	%
<b>0.6</b>	100	244.3	47,16 10 <sup>-3</sup>	57,55 10 <sup>3</sup>	53,02 10 <sup>3</sup>	36,03 10 <sup>3</sup>	20,83 10 <sup>3</sup>	92,28	57,19	61,98	63,29	36,2
<b>0.7</b>	91,6	223,93	51,45. 10 <sup>-3</sup>	57,55 10 <sup>3</sup>	53,02 10 <sup>3</sup>	29,75 10 <sup>3</sup>	22,23 10 <sup>3</sup>	92,28	51,81	55,96	74,98	38,85
<b>0.8</b>	71,6	175,09	65,80 10 <sup>-3</sup>	57,55 10 <sup>3</sup>	53,02 10 <sup>3</sup>	26,04 10 <sup>3</sup>	19,91 10 <sup>3</sup>	92,28	45,23	49 ,01	76.50	34,60
<b>0.9</b>	57,4	140,45	82,03 10 <sup>-3</sup>	57,55 10 <sup>3</sup>	53,02 10 <sup>3</sup>	21,84 10 <sup>3</sup>	17,96 10 <sup>3</sup>	92.28	37,95	41,13	82,23	31,21

Tableau IV. 11: 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

#### IV.2.5. les paramètres de performances pour taux de compression

Remarque : Dans ce partie on refait la méthode de calcul du différent paramètres des performances pour taux de compression variée en utilisant les équations cités dans la partie précédente et on obtiens les résultats suivants :

Tableau IV. 12: 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>	121,9	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
<b><math>\tau =29</math></b>	57,49	57,55 10 <sup>3</sup>	53,02 10 <sup>3</sup>	21,84 10 <sup>3</sup>	17,96 10 <sup>3</sup>	92.28	62,63	67,87	54,38	34,06

Tableau IV. 13 : 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

### IV.3 Résultats et discussion

Les courbes présentées ci-dessous ont fait l'objet de l'étude de l'influence de nombre de mach et du Taux de compression ( $\tau$ ) sur les différents rendements.

#### IV.3.1. L'influence de nombre de mach sur les différents rendements

##### ➤ Analyse du rendement thermique théorique

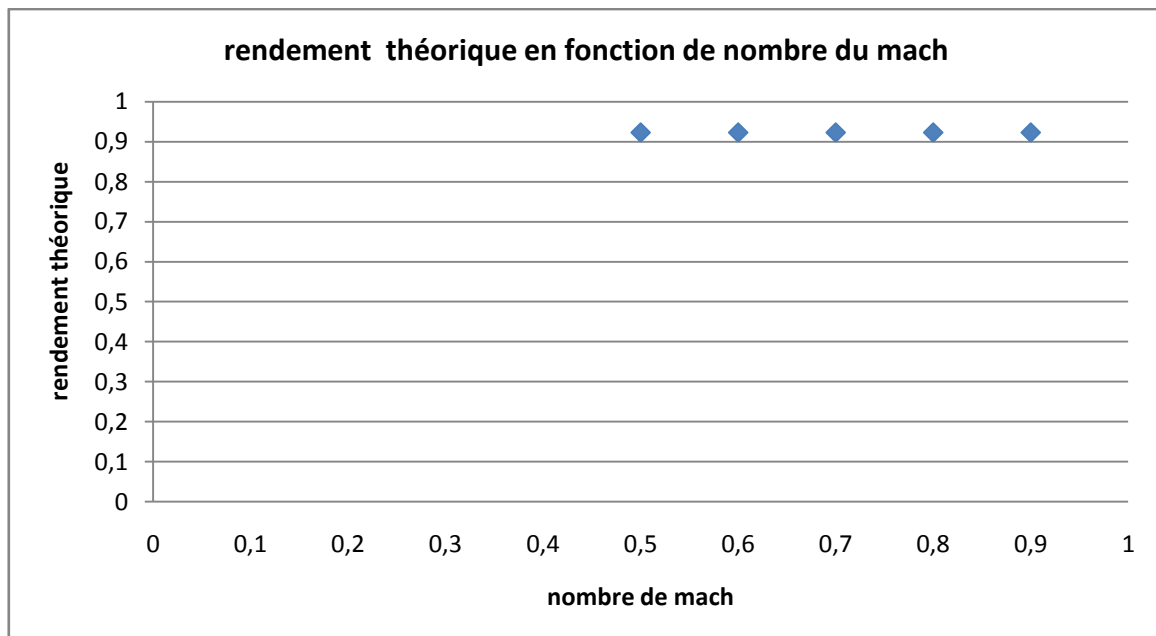
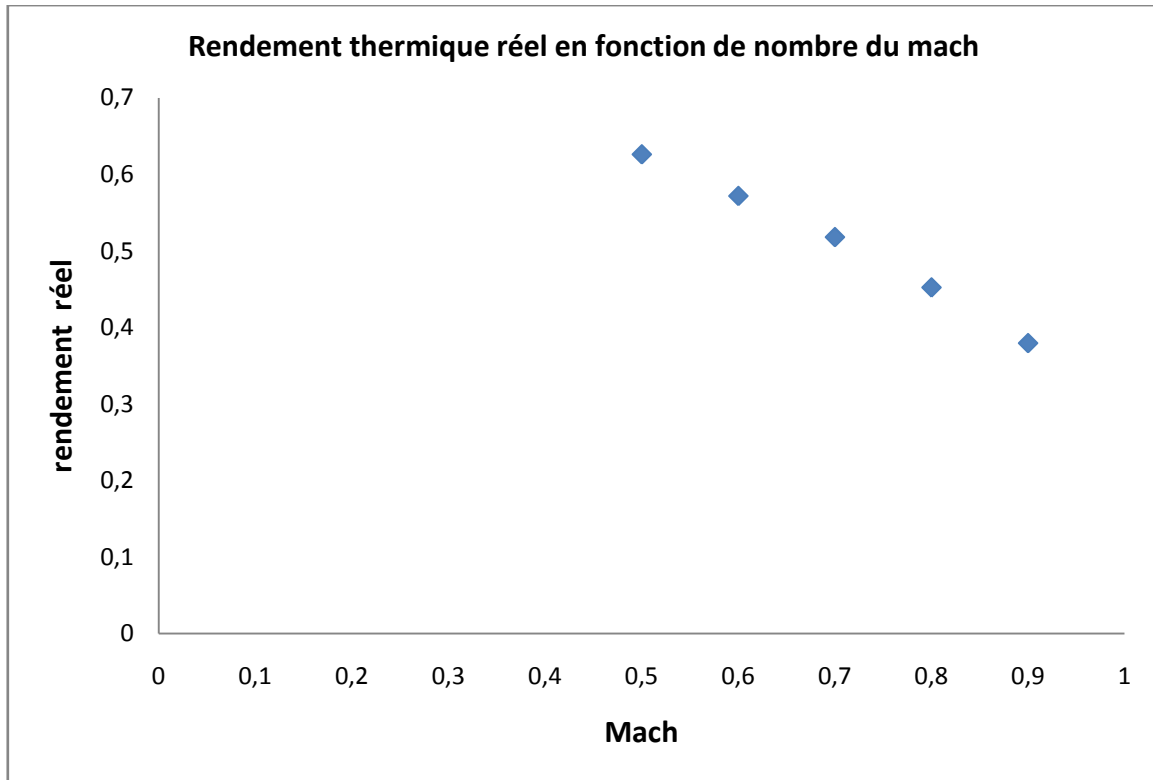


Figure IV. 3 : rendement théorique en fonction de nombre de mach

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du nombre de mach sur le rendement théorique, Le courbe affiché une constance de rendement ce qui indique que le nombre de mach n'influence pas sur ce rendement.

➤ **Analyse du rendement thermique réel**



**Figure IV. 4 :** rendement thermique réel en fonction de nombre de mach

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du nombre de mach sur le rendement théorique réel,

On remarque une diminution de rendement interne ce qui indique que l'influence du nombre de mach devint inverse.

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale 62.63 %, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 37.95%

➤ Analyse du rendement interne

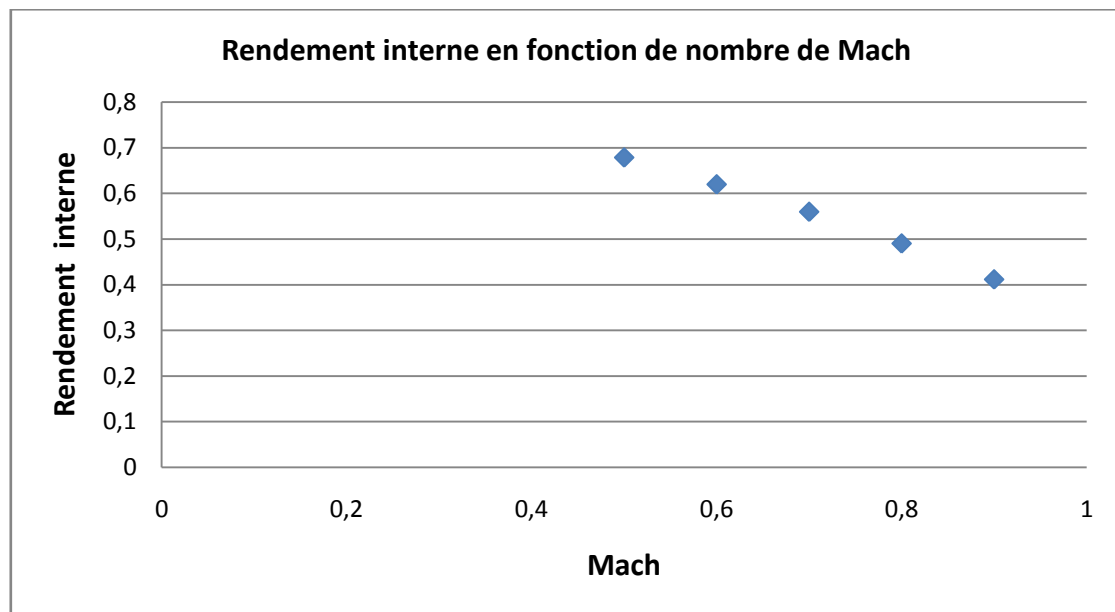


Figure IV. 5 : rendement interne en fonction de nombre de Mach

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du nombre de mach sur le rendement interne.

On remarque une diminution de rendement interne ce qui indique que l'influence du nombre de mach devient inverse.

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale 67.87%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 41.13%.

➤ Analyse du rendement propulsion

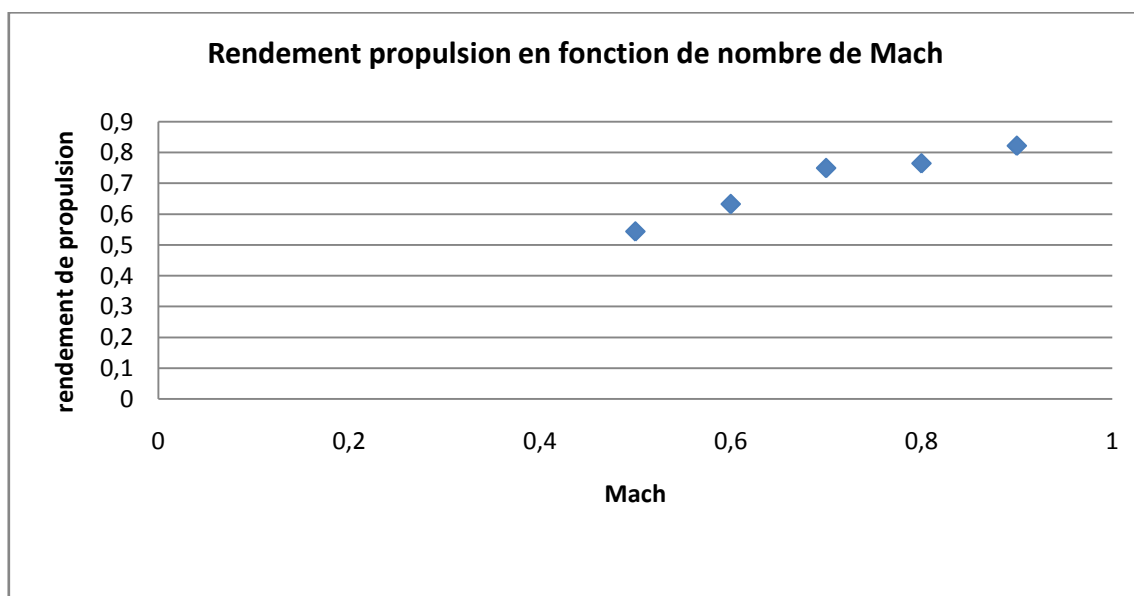
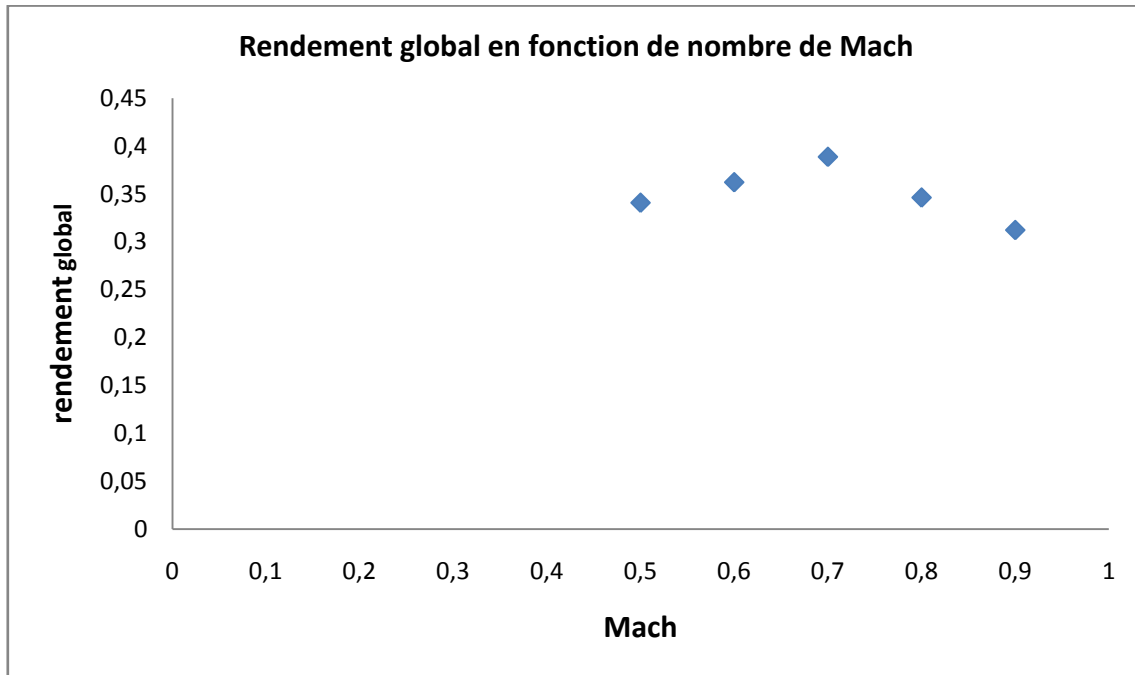


Figure IV. 6 : rendement propulsion en fonction de nombre de Mach

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement propulsion. En remarque une augmentation de rendement de propulsion

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale 82.22%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 54.38%

➤ **Analyse du rendement globale**



**Figure IV. 7:** rendement globale en fonction de nombre de Mach

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du taux de nombre de mach sur le rendement globale, tandis que à partir de  $M= 0.7$ , l'influence du taux de nombre de mach devint inverse.

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale 38.85%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 31.21%



### IV.3.2. L'influence de taux de compression sur les différents rendements

#### ➤ Analyse du rendement thermique théorique

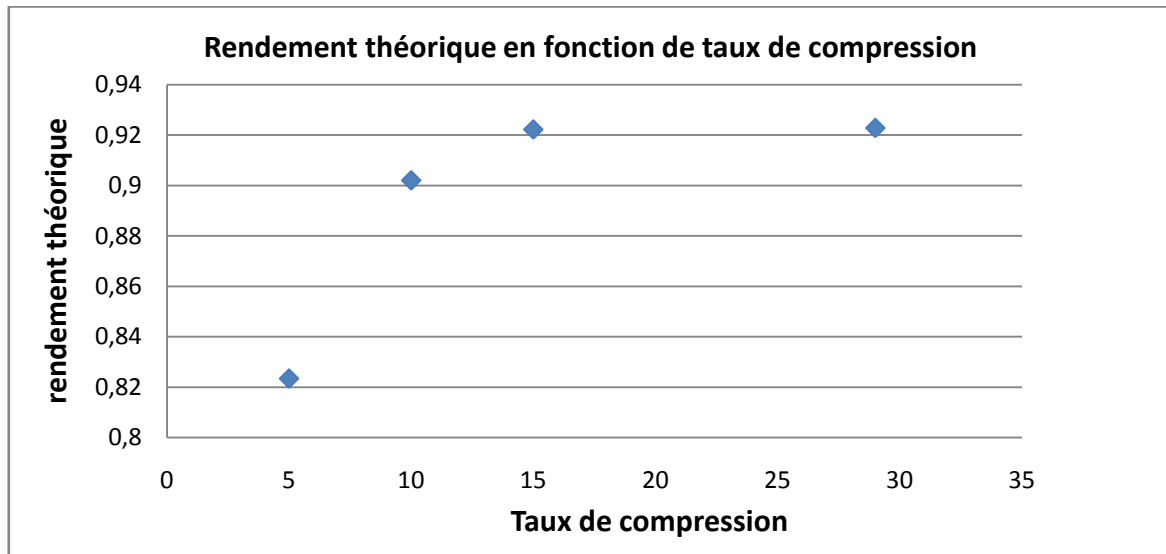


Figure IV. 8: rendement théorique en fonction de taux de compression

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement thermique théorique. En remarque une augmentation de rendement

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale 92.28%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 82.33%

#### ➤ Analyse du rendement thermique réel

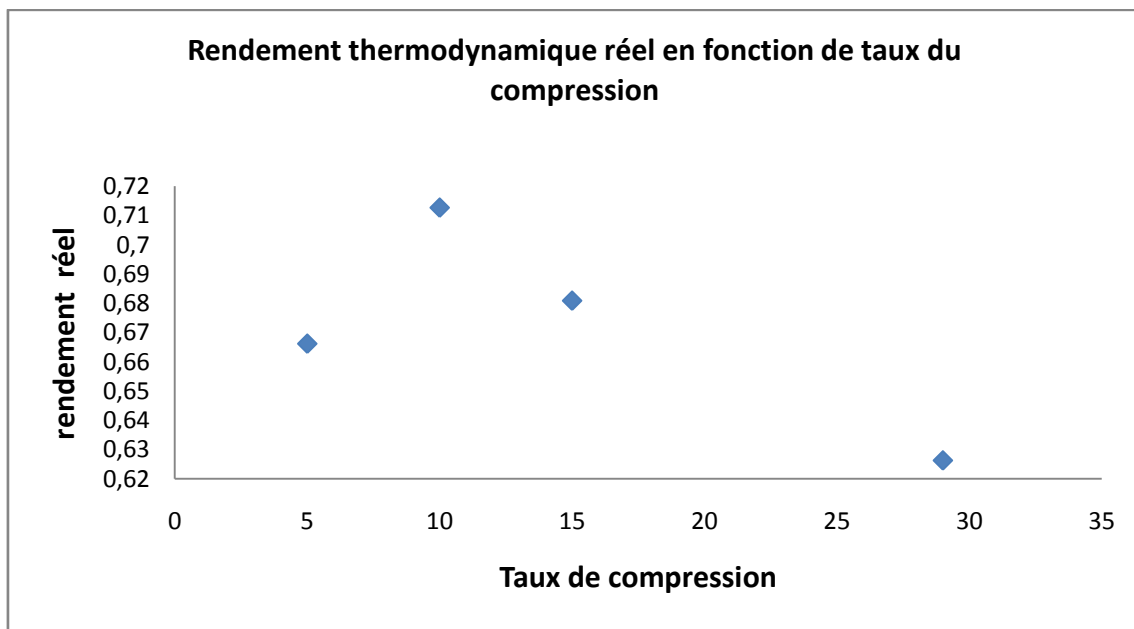
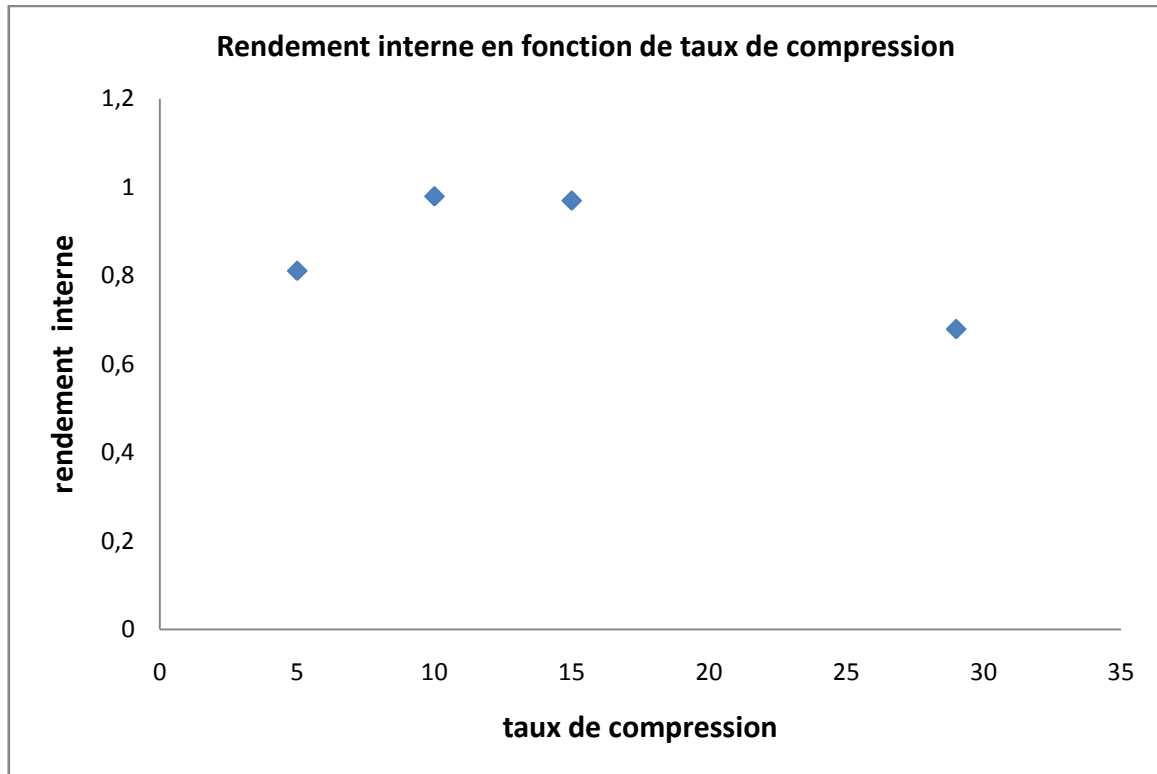


Figure IV. 9 : rendement thermodynamique réel en fonction de taux de compression

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement thermique réel, tandis que à partir de  $\tau= 10$ , l'influence du taux de compression devint inverse. Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale 71.27%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 62.63%

➤ **Analyse du rendement interne**



**Figure IV. 10** : rendement interne en fonction de taux de compression

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement interne, tandis qu'à partir de  $\tau = 15$ , l'influence du taux de compression devint inverse.

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale à 97.90% (une valeur où les pertes internes sont très faibles), cela est dû à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 67.87%.

## ➤ Analyse du rendement de propulsion

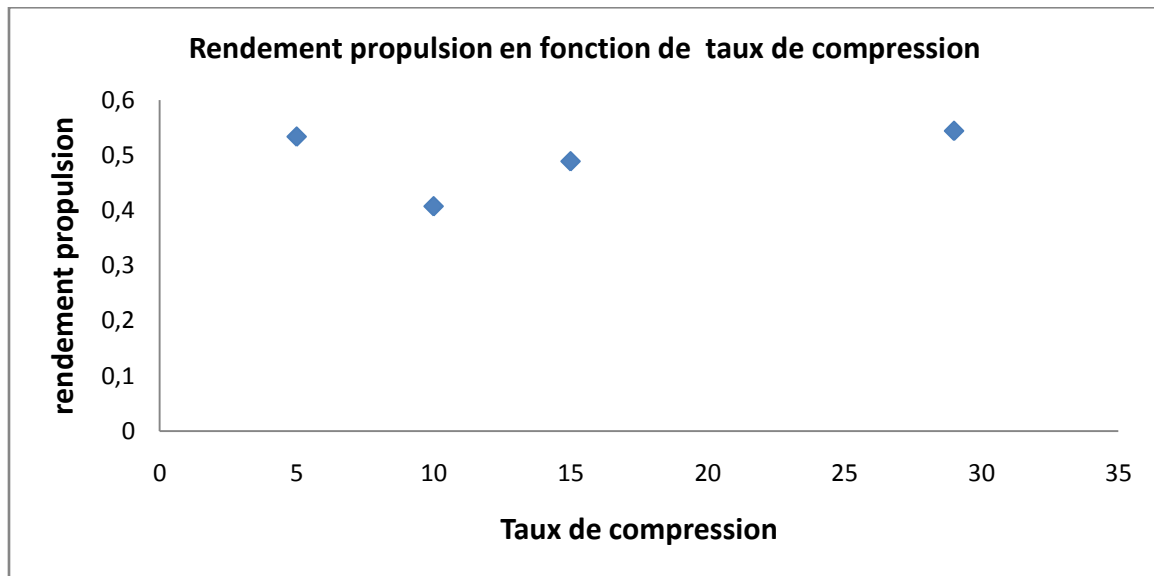


Figure IV. 11 : rendement propulsion en fonction de taux de compression

Le courbe montre l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement de propulsion à partir de  $\tau = 15$ , tandis que à partir de  $\tau = 5$  jusqu'à  $\tau = 15$ , l'influence du taux de compression est inversement proportionnelle.

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale à 54.38%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 40.75%.

## ➤ Analyse du rendement global

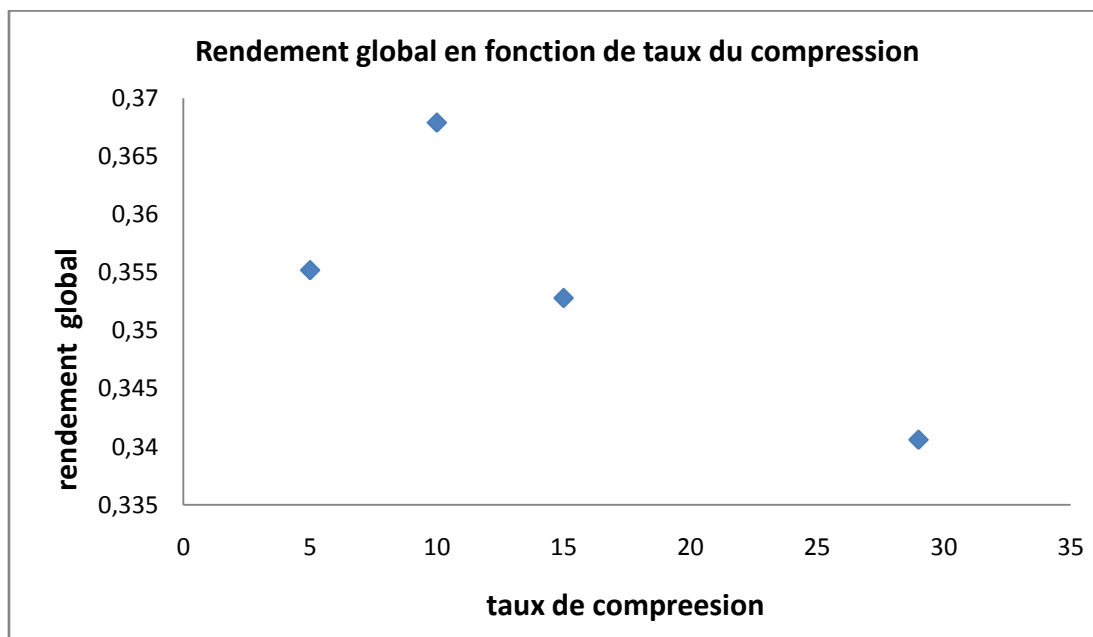


Figure IV. 12 : rendement global en fonction de taux de compression

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement global, tandis qu'à partir de  $\tau = 10$ , l'influence du taux de compression devient inverse.

Le courbe affiche aussi une valeur maximale du rendement égale à 36.79%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 34.06%.

### **Conclusion**

Après l'analyse des performances du moteur CFM56-7b, de même nous avons effectués des calculs théoriques pour voir la variation des paramètres de performances tel que : la poussée, rendement théorique, rendement réel, rendement interne, rendement de propulsion et le rendement global en fonction des paramètres suivants : nombre de Mach, le taux de compression, qui sont présentés dans des différentes courbes.

On constate que nous pouvons améliorer les différents rendements, en manipulant le taux de compression, tout en assurant un bon fonctionnement du turboréacteur. L'augmentation du taux de compression ne doit pas être d'une manière aléatoire, car ça risque de créer le phénomène de décollement qui provoque le problème de pompage, ce qui influence négativement sur les rendements et détruit les aubes du compresseur.

# **Conclusion générale**

Le domaine d'aviation a connu un développement assez important ces dernières années, ce développement touche spécialement les moteurs dont les turboréacteurs sont les plus récents, pour ceci nous sommes intéressés à faire une étude reflète une modeste contribution sur le plan énergétique dans le domaine aéronautique concernant le monde des turboréacteurs.

Le présent travail de fin d'étude reflète une modeste contribution sur le plan énergétique dans le Domaine aéronautique concernât le monde des turboréacteurs.

En effet, à l'issu de cette étude, on a pris connaissance des différents turboréacteurs, et on a pu comprendre de manière plus détaillé le principe de fonctionnement du turboréacteur CFM56-7b et les différentes démarches théoriques permettant de calculer ses performances qui se basent sur nos connaissances déjà acquis durant notre cursus universitaire en spécialité énergétique et turbomachine.

Les résultats et les courbes obtenues ont permis d'arriver à conclusion suivante : nous pouvons améliorer les différents rendements, en manipulant le taux de compression et nombre de mach.

Comme perspectives on propose pour les projets d'avenir d'étudier le phénomène de pompage qui a un impact très important sur les rendements et qui est en relation très étroite avec le taux de compression et bien d'autres paramètres.

Références  
Bibliographique

- [1] documentation de la société
- [2] Khodjahadjer ; ziadi-chibanesara. Etude des performances d'un turboreacteur double flux cfm56-7b. 2016/2017. P 13.
- [3] Quentin de jour. Évaluation de la performance d'un compresseur contra-rotatif à écoulement mixte. Août 2018. P 1.
- [4] 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.
- [5] Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004
- [6] LES TURBOMACHINES, ÉLÉMENTS COMPOSANT UNE TURBINE A GAZ. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorelements.php>. Consulté le 15/03/2019.
- [7] Marcel FRELIN ; Michel TOUSSAINT. Article : BM4570. Sur [www.techniques-ingenieur.fr](http://www.techniques-ingenieur.fr).
- [8] LES TURBOMACHINES, DIFFÉRENTS TYPES DE TURBORÉACTEUR. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorturboreact.php>. Consulté le 18/04/2019.
- [9] LES TURBOMACHINES, Principe général de fonctionnement. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorprincipe.php>. Consulté le 16/04/2019.
- [10] Croisière (pilotage). Sur <http://dictionnaire.sensagent.leparisien.fr>. Consulté le 15/06/2019.
- [11] René Bidard ; Jacques Bonnin. Energétique et turbomachines. PARIS 1979.
- [12] Jean-Pierre DEVAUX; Catherine DEVAUX. Cours de Turbomachines INTRODUCTION. 01/09/2016. P 11-12.
- [13] Belazizia Abdennacer. Introduction à la mécanique de propulsion. 2015. P 26.
- [14] Michel PLUVIOSE. Conversion d'énergie par turbomachines. PARIS 2010.



# Annexe



\*\* CFM PROPRIETARY \*\*

CFM56-7B  
PERFORMANCE SUMMARY  
(METRIC SYSTEM)

ENGINE: 854.623

DATE: 06/23/2019

CELL: P5A

Version: TSS720030

CFM56-7B PTS, Rev 04

ISSUE DATE: 11/05/10

AMEND DATE: 00/00/00

STANDARD DAY PERFORMANCE (15 Deg C)		SFC, Kg/h/daN			N1	N2	Airflow Kg/s	EGT, Deg C	
POWER	Fn, daN	ACTUAL	MAX	LIMIT	MARGIN				
7B27 TKOF	12143.	0.378				5154.	14354.	361.	789.5
7B27 MaxCon	11521.	0.367				4995.	14208.	353.	763.0
Part Power 1	10765.	0.358				4832.	14050.	342.	733.9
Part Power 2	9163.	0.348				4548.	13741.	316.	676.9
Derate	5338.	0.331				3682.	12965.	242.	537.8
WEIGHTED SFC	N/A	0.360	0.363		0.8				

	Fn, daN		WF, Kg/h		N1	N2	EGT Deg C
	ACTUAL	LIMIT	ACTUAL	LIMIT			
APPROACH IDLE	872.	934.	422.	N/A	1600.	10744.	379.9
MINIMUM IDLE	340.	378.	273.	295.	1050.	8666.	416.5

HOT DAY PERFORMANCE		N1K		Fn, daN			EGT, C			N2	
POWER		ACTUAL	MODFD	ACTUAL	LIMIT	ACTUAL	MODFD	LIMIT	ACTUAL	MODFD	LIMIT
T/O (30 Deg C)	4607.	9476.	9370.	9163.		771.	768.	844.	14160.	14138.	14280.
Max Cont (25 Deg C)	4504.	8935.	8832.	8630.		736.	732.	851.	13934.	13915.	N/A
Derate	3736.	5532.	5532.	5338.				N/A			N/A

N1 Modifier 3. Selected

DEMONSTRATED NAMEPLATE THRUST	RDG. # 0009	T/O ACT: 12357.	MINIMUM 9163.
	RDG. # 0010	M/C ACT: 11780.	MINIMUM 8630.

SYSTEM PERFORMANCE	ACTUAL	LIMIT
Acceleration Time from 15% to 95% Max Takeoff Thrust	4.65	5.00 s
Deceleration Time to Min Idle for 75% Thrust Decay	5.25	6.50 s
Vibration - LP Rotor - Max at 4632. N1 1BV	0.02	0.06 mm DA
- Max at 5314. N1 FECCV	0.02	0.06 mm DA
- HP Rotor - Max at 10495. N2 1BV	1.91	3.3 cm/s Peak
- Max at 10013. N2 FECCV	2.60	4.1 cm/s Peak
- LPT Clips - 0 clips added, reference location is Balance Screw Hole Number 0		
Oil Consumption:	0.19	0.34 l/hr
Indicated Oil Pressure at Ground Idle	153.41	90 kPad (Min)
Cont. Oil Pressure at T/O (Normal Operation, Type II Oil) Min/Max	389.64	326/476 kPad
Oil Supply Temp (15-Minute Duration)	97.	155. deg C

GENERAL CHARACTERISTICS	
Time to Idle at Standard Sea Level Conditions (50.0 s Max)	45.9 s
Type Of Fuel:	JETA
Type and Vendor of Oil:	MOBIL JET II
Cell Factor at T/O :	1.0257
T2/TRISE/Humidity at T/O : 18.5 deg C/ 9. deg C/ 86. % relative humidity	
Fuel Lower Heating Value/Specific Gravity:	10304. kcal/kg / 0.8169
Bellmouth Serial No./Area :	2./ 1.7 sq. m.
Inlet Nozzle Serial No./Area :	6./ 0.8 sq. m.
Core Nozzle Serial No./Area :	2./ 0.3 sq. m.
Total Running Time:	2:02
What Type of Inlet Rakes Were Used? Cross NO Nacelle Probes NO	None YES

CFM PROPRIETARY INFORMATION

The information contained in this document is CFM proprietary information and is disclosed in confidence. It is the property of CFM and shall not be used, disclosed to others or reproduced without the express written consent of CFM. Notwithstanding, without limitation, it is not to be used in the creation, manufacture, development, or derivation of any repairs, modifications, spare parts, designs, or configuration changes or to obtain FAA or any other government or regulatory approval to do so. If consent is given for reproduction in whole or in part, this notice and the notice set forth on each page of this document shall appear in any such reproduction in whole or in part. This technical data is considered ITAR and/or EAR controlled pursuant to 22 CFR Part 120-130 and 15 CFR Parts 730-774 respectively. Transfer of this data by any means to a Non-U.S. Person, whether in the United States or abroad, without the proper U.S. Government authorization (e.g., license, exemption, NLP, etc.), is strictly prohibited.