

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE MECANIQUE



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

Option : installations énergétique et turbomachines.

Thème :

Prédiction des émissions d'oxyde d'azote (NO_x) en sortie d'un
turboréacteur double flux :
Analyse comparative entre modèles corrélatifs

Présenté par :

KEZZIM Rafik

BOURABAH Bosri

Sous la direction de :

Mr BENAROUS Abdallah

Année universitaire 2021/2022

DEDICACES

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

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

Ce qu'ils ont pu faire pour moi.

Toute la famille KEZZIM et BOURABAH.

Sans oublier toutes personnes qui me connaissent de loin ou de près, et à toute mes professeurs de département mécanique

-Faculté de Technologie-

BOURABAH Bosri

KEZZIM Rafik

REMERCIEMENT

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

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

Nos remerciements vont aussi à tous ceux qui nous ont aidés à effectuer le stage au sein de la compagnie AIR ALGERIE monsieur « S. ZIWECH » et mon Co-encadreur « O. BRAHIMI », J'aimerais exprimer ma gratitude à tous les chercheurs et spécialistes, trop nombreux pour les citer, qui ont pris le temps de discuter de mon sujet. Chacun de ces échanges m'a aidé à faire avancer mon analyse.

Nos tous sincères remerciements vont également à tous les enseignants pédagogiques du département du génie mécanique de l'université de BLIDA 1 qui ont contribué à notre formation.

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

*KEZZIM Rafik
Et
BOURABAH Bosri*

Nomenclature :

Abréviation	Lettres Grecques
CAD: Atterrissage – Décollage	δ_P : écrit relative de pression
CBP: compresseur basse pression	δ_T : écrite relative de température
CH4: Le méthane	η_{cc} : rendement chambre de combustion
CHP: compresseur haut pression	η_{is} : rendement isentropique
CO: Le monoxyde de carbone	η_m : rendement mécanique
CO2: Le dioxyde de carbone	ξ_1 : les pertes de diffuseur
CP_c: chaleur spécifique de compresseur	ξ_4 : les pertes chambre combustion
CP_t: chaleur spécifique de turbine	ξ_5 : les pertes de fan
DAC: chambre de combustion annulaire double	ξ_7 : les pertes de canal secondaire
HC: Les hydrocarbures imbrûlés	π_{CBP} : taux de compression compresseur basse pression
HFC: L'hydro-fluor carbone	π_{cc} : taux chambre de combustion
I'AACC: aéroport autorités coordination Council	π_{CHP} : taux de compression compresseur haute pression
I'IATA: international air transport association	π_D : taux compression diffuseur
I'OACI: Organisation de l'aviation civile internationale	π_{fan} : taux de fan
LTO: Landing and Take-Off	π_{Pn} : taux compression canal primaire
N2O: L'oxyde nitreux	π_{Ps} : taux compression canal secondaire
NOx: Les oxydes d'azote	π_{TBP} : taux de détente turbine basse pression
O3: l'ozone	π_{THP} : taux de détente turbine haute pression
SAC: chambre de combustion annulaire simple	Symboles :
SF6: l'hexafluorure de soufre	0 conditions externes.
SO2: Le dioxyde de soufre	1 entrée diffuseur.
TBP: turbine basse pression	2 sortie diffuseur / entrée CBP / Fan.
THP: turbine haute pression	3 (3s) sortie CBP (Fan).
PFC: L'hydrocarbure perfluoré	4 sortie CHP / entrée chambre de combustion (CC).
UE: l'Union Européenne	5 sortie CC.
VBV: variable bleed valves (vannes de purge variables)	6 sortie turbine haute pression (THP).
VSV: variable stator vanne (vanne de stator variable)	M zone de mélange THP / TBP.
	7 sortie turbine basse pression (TBP).
	8 éjection tuyère primaire.
	8s éjection tuyère secondaire.

Lettres

F₀₀: la poussée (KN)

M₀: Mach

mf: le débit de carburant (Kg/s)

N₁: l'arbre de l'attelage basse pression

N₂: l'arbre de l'attelage haute pression

P_{ci}: pouvoir calorifique (Kj/KG)

P_t: Pression totale (bar)

P_{t_f}: pression totale flux sekunder (bar)

T_t: Température totale (K)

T_{t_f}: température totale flux sekunder (K)

T_{t_max}: température de la flamme dans chambre de combustion (K)

T_{t_is}: Température totale isentropique (K)

p₃ : pression (Kpa)

t₃ : température (R)

C_{sp} : Consommation spécifique du moteur (Kg/DaN.h).

F : Poussée totale (KN).

L_{vap} : Chaleur latente de vaporisation (J/Kg).

m_{&i} : Débit d'air primaire (Kg/S).

m_{&e} : Débit d'air secondaire (Ks/S).

P_i, P_e : Pourcentages des prélèvements d'air pour
L'usage interne et externe.

P_{ki} : Pression totale au niveau de la tranche « k ».

P_{ci(T)} : Pouvoir calorifique inférieur du combustible.

P₀ : Pression atmosphérique (Atm).

r=287J /Kg. K Constante du gaz pour l'Air.

T_{5i} : **Température** de fin de combustion (K°).

T_{ki} : Température totale au niveau de la tranche « k ».

T₀ : Température à l'altitude considérée (K°).

V₀ : Vitesse du vol (M/S).

H_m (T) : Fonction enthalpie pour le mélange entre les gaz brûlés et l'air réintroduit en aval de la THP.

H(T), C_p(T), Φ (T) : Fonctions Thermodynamiques pour le mélange brûlé.

H(T), C_p (T), Φ (T) : Fonctions thermodynamiques Pour les réactifs (Air, Kérosène).

Sommaire :

Introduction générale :	12
I) Chapitre I :	14
Introduction :	15
I.1) L'avancée technologique des turboréacteurs :	16
I.1.1) Le turboréacteur à simple flux :	16
• Turboréacteur à simple flux mono corps :	16
• Turboréacteur simple flux double corps :	16
I.1.2) Le réacteur à double flux :	18
I.2) Les éléments principaux d'un turboréacteur :	19
I.2.1) Diffuseur :	19
I.2.2) La soufflante ou « fan » :	20
I.2.3) Le compresseur :	21
a) Les Compresseurs centrifuges :	22
• Principe de fonctionnement :	22
b) Les compresseurs axiaux :	22
• Compresseur à basse pression (CBP) :	23
• Compresseur à haute pression (CHP) :	24
• Principe de fonctionnement :	24
I.2.4) La chambre de combustion :	24
• SYSTÈME D'INJECTION :	26
• SYSTÈME D'ALLUMAGE :	26
I.2.5) La Turbine :	26
a) Module turbine haute pression « THP » :	26
b) Module turbine basse pression « TBP » :	26
I.2.6) La tuyère :	27
a) Tuyère normale :	27
• Tuyère à double flux mélangés :	27
• Tuyère à double flux séparés :	27
• Tuyère avec post-combustion :	28
I.3) Les pertes de charge :	28
• Les pertes de charge dans la chambre de combustion :	28
I.4) Les émissions polluant des aéronefs :	29
I.4.1) Les polluants étudiés :	29

Conclusion :	31
II) Chapitre II :	32
INTRODUCTION :	33
II.1) Transports aérien et pollution atmosphérique :	34
II.1.1) Les émissions globales :	35
II.1.2) Les émissions locales :	35
II.2) LES EVOLUTIONS PREVISIBLES :	36
II.2.1) La part croissante de la pollution des avions :	36
II.2.2) La prise en compte de nouveaux problèmes :	37
II.2.3) La prise de conscience croissante de la pollution :	37
II.2.4) Esquisse des actions à engager :	38
II.3) Prédiction des émissions de Nox des turboréacteurs :	38
II.4) Hypothèse :	40
II.5) Calculs thermodynamique (Pt, Tt) :	41
II.6) Calculs polytropiques avancé :	44
II.7) Techniques de prévision des émissions de NOx :	47
Conclusion :	49
III. Chapitre III :	50
INTRODUCTION :	51
III.1) Présentation de réacteur CFM 56-7B :	52
III.2) Les constituants principaux d'un CFM 56 -7B :	53
III.2.1) La soufflante ou « fan » :	53
III.2.2) Le compresseur basse pression (LPC) :	53
III.2.3) Le compresseur haute pression (HPC) :	53
III.2.4) La chambre combustion :	53
III.2.5) Turbine haute pression (THP) :	54
III.2.6) Turbine basse pression (BPT) :	54
III.2.7) Les circuits de refroidissement :	54
III.3) Les stations de turboréacteur CFM 56-7B :	56
III.4) Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B :	56
III.5) Calcul des pressions et températures thermodynamique (Pt-Tt):	58
III.5.1) Calcul des pressions et températures polytropique :	58
III.5.2) Calcul des pression et températures isentropique :	59
III.6) Rapport de test sur banc d'essai « Air Algérie » :	59
III.7) Calcul EINOx dans différents points :	60

III.7.1)	Avec méthode P3-T3 :.....	60
III.7.2)	Calcul EINOx avec méthode T3 :.....	61
III.7.3)	Calcul EINOx avec méthode débit de carburent :	63
III.8)	Calcul les écarts relatives :.....	63
III.8.1)	Estimation des écarts relatives de P3-T3 :.....	63
III.8.2)	Estimation des écarts relatives de EINOx :	64
	Conclusion :.....	67
	Conclusion générale :	68
	Annexe :	69
	Reference.....	75

Liste des Figures :

Figure I-1 schéma d'un turboréacteur simple flux mono corps.	16
Figure I-2 : schéma d'un turboréacteur simple flux double corps	17
Figure I-3: les plages des taux de compression et température.	18
Figure I-4: schéma d'un turboréacteur double flux double corps.	19
Figure I-5: entre d'air « diffuseur »	20
Figure I-6: La soufflante « FAN ».....	21
Figure I-7: Le compresseur centrifuges.....	22
Figure I-8: Les compresseurs axiaux.....	23
Figure I-9: La chambre de combustion.	25
Figure I-10: Chambre de combustion annulaire.	25
Figure I-11: Chambre de combustion tubulaire.....	25
Figure I-12: schéma de tuyère normale.	27
Figure I-13: schéma Tuyère à double flux séparés.....	27
Figure I-14: schéma Tuyère avec post-combustion.....	28
Figure II-1 : Les distances au niveau du sol peuvent être estimées à partir de pentes moyennes à l'atterrissage et au décollage	34
Figure II-2: courbe taux de compression sur débit d'air.	40
Figure III-1 : le réacteur CFM56-7B.....	52
Figure III-2: Le circuits de refroidissement de CFM56-7B.	55
Figure III-3: Schéma du découpage en tranches de l'écoulement.....	56
Figure III-6 : les données qu'on a vue dans le banc d'essai en régime ralenti (point fixe).	60
Figure III-7: les données qu'on a vue dans le banc d'essai en régime Décollage.	60
Figure III-8 : graphe comparer les valeurs de EINOx entre deux formule 1&2 (méthode P3-T3).	61
Figure III-9 : graphe comparer les valeurs de EINOx entre deux formule 1&2 (méthode T3).....	62
Figure III-10:graphe affiché les valeurs de EINOx dans différent point de fonctionnement (méthode débit de carburant).....	63
Figure III-11:Graphe de comparaison de EINOx au point fixe.....	65
Figure III-12: Graphe de comparaison de EINOx au Décollage.	65
Figure III-13: Graphe de comparaison de EINOx au régime de croisière.....	66

Liste des Tableaux :

Tableau III-1: Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B.....	56
Tableau III-2 : Les caractéristiques principales du réacteur CFM56-7B dans différents points de fonctionnement.....	57
Tableau III-3: Calcul des pressions et températures polytropique.	58
Tableau III-4: Calcul des pressions et températures isentropique.	59
Tableau III-5 : Les résultats nécessaires du banc d'essai sur différents points.....	59
Tableau III-6: Calcul EINOx avec méthode P3-T3 (III.1).	61
Tableau III-7: Calcul EINOx avec méthode P3-T3 (III.2).	61
Tableau III-8: Calcul EINOx avec méthode T3 (III.3).....	62
Tableau III-9: Calcul EINOx avec méthode T3 (III.4).....	62
Tableau III-10: Calcul EINOx avec méthode débit de carburant (III.5).	63
Tableau III-11: Comparaison des températures et pressions entre "calcul analytique" et "Olivier scholz,2012" et "Air Algérie".	63
Tableau III-12: Estimation des écarts relatifs de P3-T3.....	64
Tableau III-13: Rapport de test de General Electric qui affiche les émissions de CFM56-7B.	64
Tableau III-14: Erreur relative de EINOx au point fixe.	64
Tableau III-15: Erreur relative de EINOx au Décollage.	65
Tableau III-16: Erreur relative de EINOx au régime de Croisière.	65

Abstract

The evolution of the turbojet is an important step in the airline industry. Its main feature is to reduce both fuel consumption and pollution, while developing a maximum thrust jet. The CFM56-7B, twin body turbo fan is a user-friendly aircraft engine that is among the most used engines in the aviation world, it was developed by the two major industries GE and SAFRAN Snecma. This paper presents a correlative analysis between thermodynamic calculations and actual data in different stages of the LTO (landing-takeoff) cycle on the CFM56-7B turbojet reactor. After a presentation of the fundamental principles of jet engines, a detailed description and classification of jet engines, our study focuses on the understanding of the pollutant emissions of this engine and the evolution of its parameters (pressure, temperature, speed, mass flow...) for the different engine stations. Our aim is to provide future researchers with a reference for projects related to jet engine technology.

ملخص

بعد تطور الطائرة التوربينية خطوة مهمة في صناعة الطيران. ميزتها الرئيسية هي تقليل كل من استهلاك الوقود والتلوث، مع تطوير أقصى دفعة نفثة. مروحة توربو CFM56-7B ذات الجسم المزدوج هي محرك طائرات سهل الاستخدام وهو من بين المحركات الأكثر استخدامًا في عالم الطيران، وقد تم تطويره من قبل الصناعتين الرئيسيتين GE و SAFRAN Snecma. تقدم هذه الورقة تحليلاً مترابطاً بين الحسابات الديناميكية الحرارية والبيانات الفعلية في مراحل مختلفة من دورة LTO (الهبوط والإقلاع) على المفاعل النفث التوربيني CFM56-7B. بعد تقديم عرض للمبادئ الأساسية للمحركات النفثة، ووصف وتصنيف مفصلين للمحركات النفثة، تركز دراستنا على فهم انبعاثات الملوثات لهذا المحرك وتطور معلماته (الضغط ودرجة الحرارة والسرعة والتدفق الكتلي...) لمحطات المحرك المختلفة. هدفنا هو تزويد الباحثين المستقبليين بمرجع للمشاريع المتعلقة بتكنولوجيا المحركات النفثة.

Résumé

L'évolution du turboréacteur est une étape importante dans l'industrie du transport aérien. Sa caractéristique principale est de réduire et la consommation du carburant et la pollution, tout en développant un jet de poussée maximale. Le CFM56-7B, double corps turbo fan est un moteur d'avion convivial qui est parmi les moteurs les plus utilisés dans le monde de l'aviation, il a été développé par les deux grandes industries GE et SAFRAN Snecma. Ce mémoire une analyse correlative entre calculs thermodynamique et donnée réel dans différentes étapes du cycle LTO (landing-takeoff) sur le turboréacteur CFM56-7B. Après une présentation des principes fondamentaux des moteurs à réaction, une description détaillée et une classification des moteurs à réaction, notre étude c'est concentré sur la compréhension des émissions polluants de ce moteur et l'évolution de ses paramètres (pression, température, vitesse, débit de masse ...) pour les différentes stations du moteur. Notre objectif est de mettre à la disposition aux futurs chercheurs une référence pour les projets relatifs à la technologie des moteurs à réaction.

Introduction générale :

Actuellement , l'ingéniosité de l'industrie aéronautique est très concurrentielle , la réussite commerciale des avions adhère fortement des contrôles qu'ils doivent améliorer et continuer à optimiser ce domaine , le poids qui doit être allégé , la détonation produite par les moteurs qui doit être fiable , de sa consommation qui doit supporter la compétition née de la concurrence commerciale , les émissions polluantes qui doit être faibles en raison de la protection environnemental , l'élément qui contribue à atteindre cet objective est la conception du moteur et l'augmentation de ces performances , en outre , en raison de l'impact pénible des préoccupations environnemental sur l'avion civile , la législation concernant les émissions fixée par l'organisation ou de l'aviation civile internationale (OACI) sont trop exigeants , car les campagnes aériennes doivent minimiser les dépenses de fonctionnement combinées avec les législations d'émissions strictes relèvent de nouveaux défis pour l'industrie des turboréacteurs .

Les nouveaux moteurs à réaction doivent être en situation pour diminuer les coups d'exploitation causés par les taxes des émissions polluantes, ainsi qu'un impact environnemental réduit.

Une réduction de consommation de carburant se diminue car cela a une relation de corrélation directe avec les émissions polluantes, peut être réalisée principalement en augmentant le taux de dilution et la température d'admission dans le poste combustion, aussi, diminuer les pertes de charges et les pertes de puissance du moteur, un certain nombre de nouveaux concepts de moteurs palliant à ces questions qui ont été proposés au fil des années.

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

Le premier chapitre discute l'avancée technologique des turboréacteurs et ses éléments principaux aussi on introduit les émissions polluantes des aéronefs, le deuxième chapitre nous allons discuter propos du transport aérien et la pollution atmosphérique avec des méthodes pour prédictions des NOx des turboréacteurs études calculs thermodynamiques , le dernier chapitre commence par une présentation du moteur que nous avons fréquenté durant

notre stage pratique ensuite ses résultats à propos des émissions polluants , et une analyse comparative .

I) Chapitre I:

Introduction :

Les avionneurs ont de tout temps cherché à augmenter les performances des turboréacteurs tout en respectant les impératifs de sécurité inhérents au transport aérien. Or, optimisation du taux de compression des compresseurs des moteurs et de leur rendement.

Il existe différentes techniques de mesures qu'apportent un degré de précision progressivement plus élevé et comportent un degré inverse d'incertitude. Ce sont le but et la nécessité de la quantification des émissions des aéronefs qui déterminent le niveau de précision nécessaire dans un inventaire, ce qui, à son tour, détermine la méthodologie appropriée. Un facteur secondaire est la disponibilité des données. Même si une analyse peut garantir un plus haut degré de précision, cela pourrait n'être pas possible pour certains éléments de l'analyse faute de disponibilité des données. L'OACI insiste pour que, si un inventaire d'émissions doit donner lieu à des politiques qui affecteront l'exploitation aérienne à un aéroport donné, les calculs soient basés sur les meilleures données disponibles (Niveaux de poussée, Durée de phase, Débit carburant).

I.1) L'avancée technologique des turboréacteurs :

Les turboréacteurs sont séparés en deux grandes classes :

I.1.1) Le turboréacteur à simple flux :

IL existe deux types :

- **Turboréacteur à simple flux mono corps :**

C'est le cas le plus simple. Un compresseur à plusieurs étages est lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire.

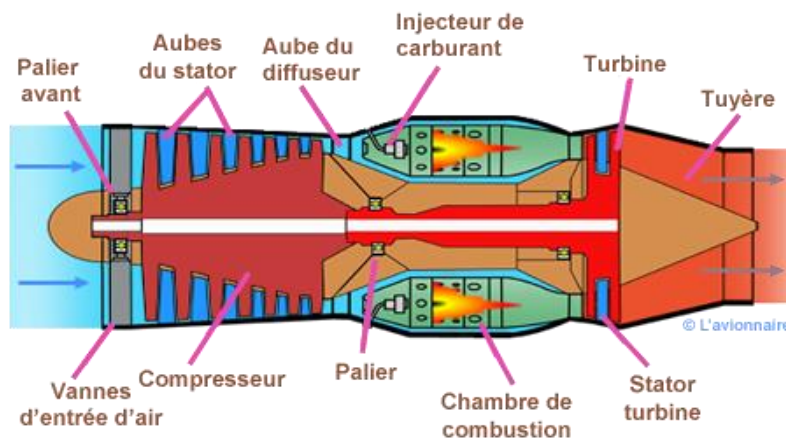


Figure I-1 schéma d'un turboréacteur simple flux mono corps.

- **Turboréacteur simple flux double corps :**

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine.

L'ensemble compresseur (CHP) et turbine (THP) constitue l'attelage N2.

L'ensemble compresseur (CBP) et turbine (TBP) constitue l'attelage N1.

Les deux attelages sont liés par des arbres d'entraînement différents et ont des vitesses de rotation différentes.

À noter que l'arbre de l'attelage N1 passe à l'intérieur de l'arbre de l'attelage N2.

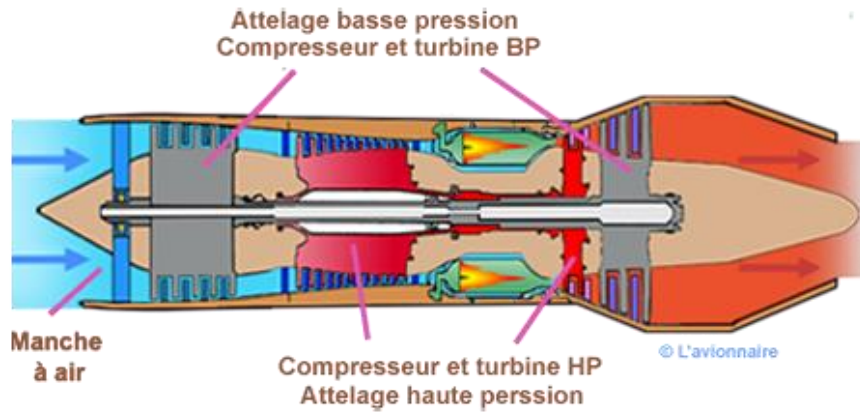


Figure I-2 : schéma d'un turboréacteur simple flux double corps

Le compresseur est composé de plusieurs étages. à chaque étage, une roue composée d'ailettes (30 à 80 par roue), tourne et comprime l'air comme un ventilateur. Entre chaque Étage de compresseur, un jeu d'ailettes fixes redresse le flux mis en rotation par la roue Précédente.

Le taux de compression (rapport des pressions d'entrée et de sortie du compresseur) peut atteindre des rapports de 1 à 30. La température de l'air s'élève à chaque compression et atteint 400C° devant la chambre de combustion. Dans cette dernière, les gaz sont portés à 1300C° environ. En sortie de la chambre à combustion, les gaz brûlés sont détendus au travers d'une turbine, reliée au compresseur, puis d'une tuyère.

Le réacteur est dit « à simple flux » car la totalité de l'air aspiré par le compresseur passe par la chambre de combustion et la turbine. Ce réacteur a deux inconvénients majeurs, une Consommation excessive de carburant, un bruit très important dû à la vitesse d'éjection Supersonique des gaz brûlés et aux parties tournantes. Le SNECMA ATAR (du SMB2 au Mirage III) est un exemple de réacteur simple flux. Avec ce Réacteur, et sans utiliser la postcombustion, le SMB2 de présérie a franchi le mur du son lors de son premier vol en mai 1956.

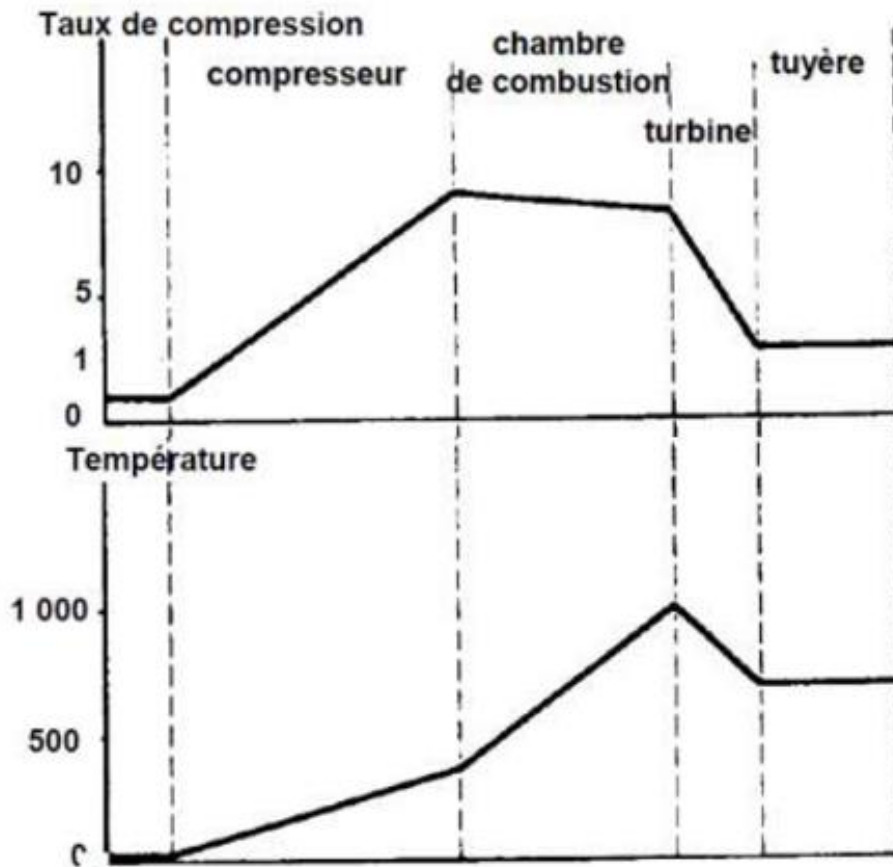


Figure I-3: les plages des taux de compression et température.

I.1.2) Le réacteur à double flux :

Le problème de forte consommation et de bruit excessif a pu être résolu en développant des Réacteurs à double flux. Dans un réacteur double flux seule une partie de l'air entrant le flux Primaire ou « flux chaud » traverse la chambre de combustion et la turbine. L'autre partie le Flux secondaire ou « flux froid » est comprimée puis envoyée dans une tuyère commune aux deux Flux ou éjectée dans une tuyère séparée. Dans ce type de réacteur, la quantité de carburant nécessaire à la combustion du flux primaire est forcément moins importante et le flux Secondaire contournant le générateur d'air chaud en étouffe le bruit. Les réacteurs double-flux Sont caractérisés par le taux de compression du flux secondaire, et le taux de dilution.

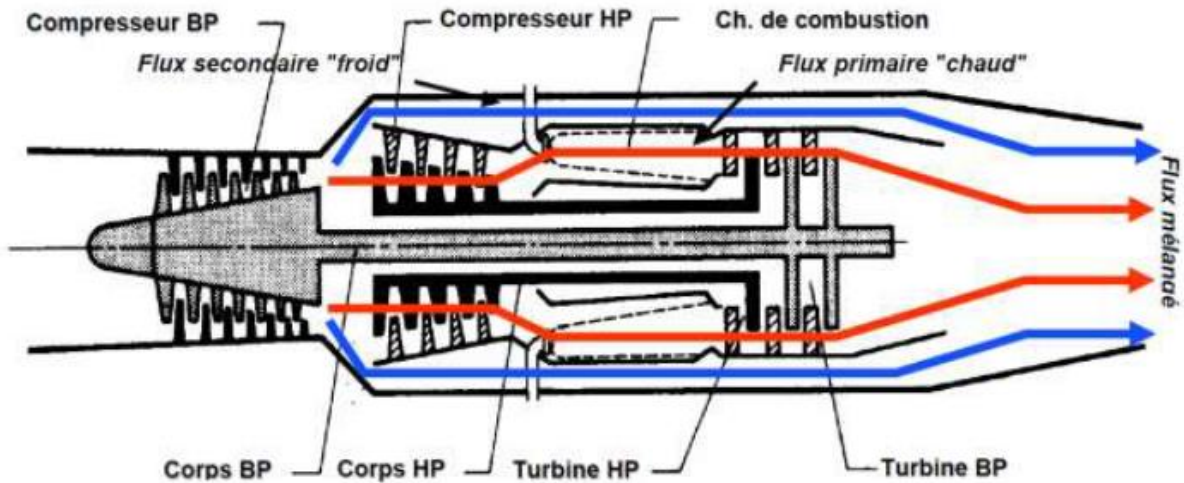


Figure I-4: schéma d'un turboréacteur double flux double corps.

La compression et la détente dans la turbine peuvent se faire en une seule étape, dans ce cas le Réacteur est monocorps, la turbine et le compresseur ne forment qu'une unique partie tournante, ou elles peuvent se faire en plusieurs étapes, et dans ce cas le réacteur est double Corps (2 étapes) ou triple corps (3 étapes). Dans ce second cas, le flux entrant traverse un Premier compresseur dit « basse pression ». Dans un réacteur à double flux, C'est à ce niveau que la séparation va se faire entre les deux flux primaires et secondaires. Ensuite, le flux primaire est comprimé dans un compresseur dit « haute pression ». à la sortie de la chambre de combustion, il traverse une première turbine dite « haute Pression », reliée au compresseur HP puis une turbine dite « basse pression » reliée au Compresseur BP. Les taux de compression passent de 6 à 14 pour les monocorps, à 10 à 30 Pour les multi-corps.

I.2) Les éléments principaux d'un turboréacteur :

I.2.1) Diffuseur :

Le diffuseur est une conduite divergente à paroi thermiquement isolée. Elle transforme l'énergie cinétique de l'air en mouvement en énergie de pression.

L'air traversant le diffuseur dans un propulseur subit une compression dynamique. C'est un processus de compression adiabatique non réversible à cause de la présence des frottements dans l'écoulement du fluide.

L'ensemble « entrée d'air »

- ❖ Il est à la charge de l'avionneur
- ❖ Il permet l'alimentation du moteur en air dans tout le domaine de vol et quelques soient les conditions extérieures
- ❖ Il peut être muni de divers équipements (grille de protection, atténuateur de bruit, filtre, dispositif antigivrage,)
- ❖ Carter en alliage léger (aluminium, composites).



Figure I-5: entre d'air « diffuseur »

Appelée également manche à air son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant la soufflante (fan) ou le premier compresseur soit régulier elle est conçue selon le type de turbine. Une entrée de turboréacteur sera complètement différent d'une entrée de turbopropulseur.

Ces entrées d'air axiales sont dégivrées par l'air chaud provenant généralement du compresseur haute pression. Si des ailettes directrices d'entrée d'air sont utilisées elle dispose également un système antigivrage, l'entrée contient également des matériaux réduisant le son, qui absorbent le bruit du FAN et permet de rendre le moteur plus silencieux

I.2.2) La soufflante ou « fan » :

Il s'agit du premier étage de compression chargé de l'accélération de l'air admis à l'entrée du réacteur, Il se compose d'une roue à aubes longues, fines et présentant un certain vrillage.

La vitesse tangentielle à l'extrémité des aubes peut atteindre 460 m/s. La température à cet étage est faible



Figure I-6: La soufflante « FAN »

Le principe de fonctionnement d'une soufflante est :

- à la dimension des aubes, surtout les aubes mobiles, qui ont un grand allongement, leur hauteur représentant plus de la moitié du rayon de la soufflante,
- au fait que le flux d'air se sépare en deux flux à la sortie de l'aubage mobile : flux primaire et flux secondaire, avec un redresseur distinct pour chacun d'eux,
- au fait que la soufflante est une source de bruit importante, que l'on réduit en choisissant des nombres d'aubes adéquats et de grands écartements entre l'aubage mobile et ses redresseurs.

I.2.3) Le compresseur :

Le compresseur permet d'augmenter la pression de l'air sortant du diffuseur. Le système reçoit un travail provenant de la turbine. L'air traversant le compresseur dans un propulseur subit une compression mécanique avec un rapport de compression π_c . C'est un processus de compression adiabatique non réversible.

Il existe deux sortes principales de compresseurs

- Les compresseurs centrifuges
- Les compresseurs axiaux

a) Les Compresseurs centrifuges :

Un compresseur centrifuge est composé d'un rouet à palettes radiales qui aspire l'air axialement et de deux diffuseurs.

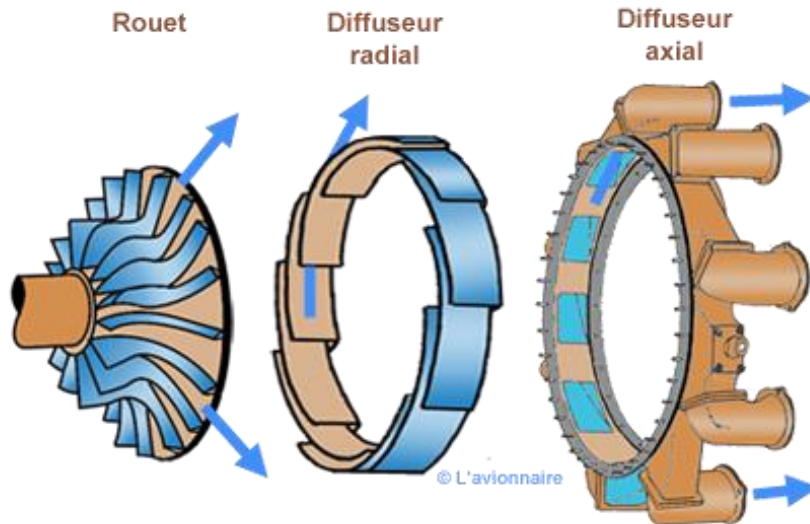


Figure I-7: Le compresseur centrifuges.

- **Principe de fonctionnement :**

La turbine fait tourner la roue à grande vitesse et l'air est continuellement aspiré au centre de la roue. Les palettes étant divergentes, l'air sous l'effet de la force centrifuge va être accéléré, comprimé et refoulé radialement vers l'extérieur le long des aubes jusqu'à l'extrémité de la roue. Pour faciliter l'écoulement axial de l'air dans le conduit d'entrée sur la roue en rotation, les aubes au centre de la roue sont courbées dans le sens de la rotation. Cet air passe ensuite dans deux diffuseurs, le premier radial, le second axial pour être redressé. La majeure partie de l'énergie cinétique (vitesse de l'air) est alors transformée en énergie de pression. Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion.

b) Les compresseurs axiaux :

Un compresseur à flux axial est composé de deux éléments principaux :

- un rotor constitué d'un ensemble d'aubes de section aérodynamique. Cet ensemble est monté entre des paliers dans les carters ;
- un stator ou redresseur constitué d'un ensemble d'aubes fixes.

Un compresseur axial est généralement composé :

- D'un attelage basse pression (Rotor/Stator).
- D'un attelage haute pression (Rotor/Stator).

Le taux de compression des compresseurs est lié à sa vitesse de rotation et au nombre d'étages qu'il comporte.

Conçus de la même manière, les compresseurs basse et haute pression se différencient par la taille de leurs aubes et par leur vitesse de rotation.

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aubes mobiles rotor et d'un stator à aubes redresseur, tous ces étages sont calculés pour adapter parfaitement leurs conditions de fonctionnement à celles des étages en amont et en aval.

L'aubage mobile rotor est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des aubes (ailettes) et tourne devant l'aubage fixe redresseur.

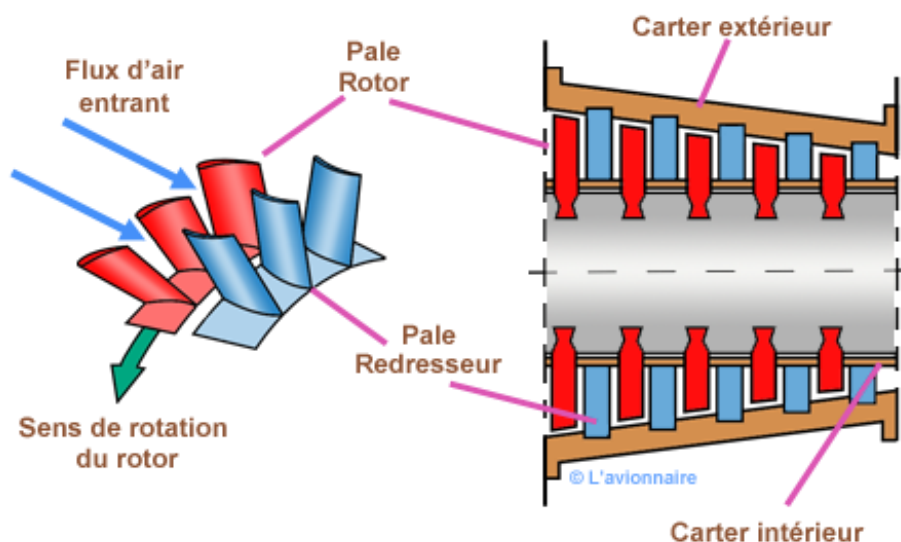


Figure I-8: Les compresseurs axiaux.

- **Compresseur à basse pression (CBP) :**

Le compresseur basse pression (CBP) est lié à la turbine à basse pression (TBP) par l'arbre à basse pression (N1). Le compresseur basse pression (CBP) a des rangées de pales qui retournent l'air dans les moteurs.

Lorsque l'air est forcé vers l'arrière, la surface transversale du (TBP) diminue, ce qui réduit le volume d'air, de la loi idéale sur le gaz, cela implique que l'air devient pressurisé et que la

température augmente, immédiatement après que l'air traverse le (TBP), il entre dans le compresseur haute pression.

- **Compresseur à haute pression (CHP) :**

Le compresseur à haute pression (CHP) est situé directement en aval du (TBP) et directement en amont de la chambre de combustion. Le (CHP) est lié à la turbine à haute pression par l'arbre haute pression, comme le (CBP) le (CHP) dispose de deux rangées de lames de filage qui forcent l'air vers l'arrière vers une pression plus élevée et une température plus élevée.

- **Principe de fonctionnement :**

Le rotor aspire et accélère le flux d'air en le déviant par rapport à l'axe du moteur, le stator qui suit, redresse le flux dans l'axe et le ralentit en transformant une partie de sa vitesse en pression, le rotor suivant réaccélère le flux d'air en le déviant à nouveau de l'axe du moteur, le stator suivant va de nouveau redresser le flux le ralentir et transformer sa vitesse en pression.

L'augmentation du taux de compression pour un seul étage de compresseur axial d'un turboréacteur civil est de 1,15 à 1,16 en condition d'utilisation optimale. C'est pour cette raison qu'un compresseur complet possède de nombreux étages.

I.2.4) La chambre de combustion :

La chambre de combustion est la partie vitale du turboréacteur. Son rôle est d'établir le mélange de l'air comprimé avec le combustible et par combustion, de transformer son énergie chimique en énergie thermique (calorifique).

La conception d'une chambre de combustion doit satisfaire les conditions suivantes :

- Une combustion complète car la qualité de ce processus affecte directement le rendement thermique du turboréacteur.
- Une configuration géométrique qui assure la stabilité de la combustion sur un grand intervalle des valeurs du rapport de mélange.
- Aptitude de rallumage dans les différentes conditions atmosphériques.

On peut considérer qu'une chambre de combustion peut être partagée en trois zones : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution.

La température varie aux alentours de 2000 °C dans la zone du primaire pour diminuer aux environs de 1200 °C à la sortie de la chambre.

Ces températures élevées nécessitent un refroidissement des parois de la chambre (voir ci-dessus Principe de refroidissement). Celui-ci est obtenu par de l'air sortant du compresseur à environ 500 °C.

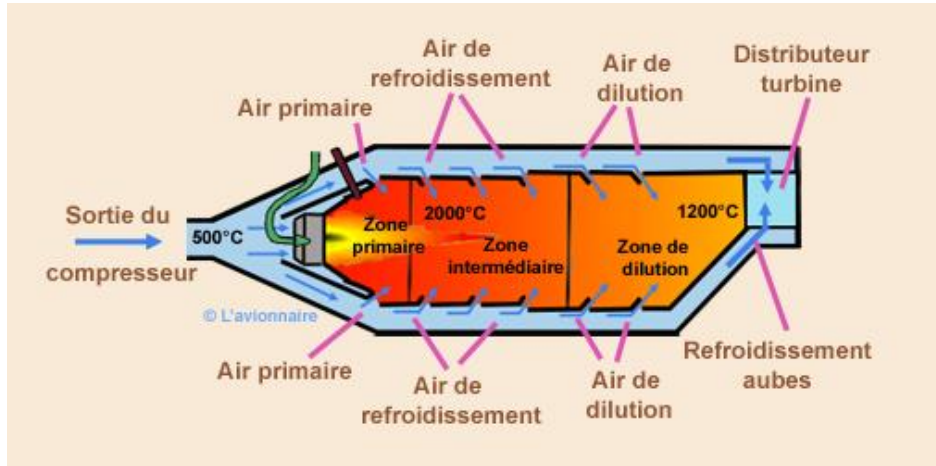


Figure I-9: La chambre de combustion.

Deux types de chambres de combustion sont principalement rencontrés dans le milieu aéronautique :

- Chambre de combustion tubulaire.
- Chambre de combustion annulaire.

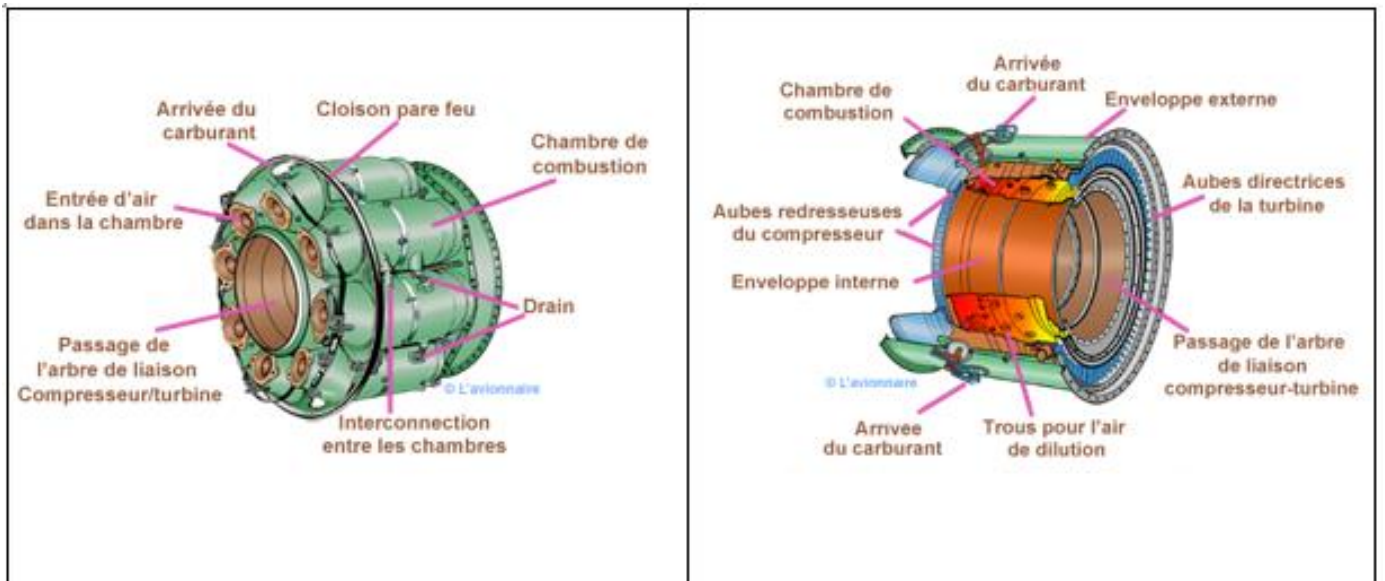


Figure I-11: Chambre de combustion tubulaire.

Figure I-10: Chambre de combustion annulaire.

- **SYSTÈME D'INJECTION :**

- La combustion se produit dans la phase gazeuse, il est alors nécessaire d'injecter le combustible sous une forme voisine de l'état gazeux. Le combustible à haute pression subit un mouvement de tourbillonnement dans l'injecteur.

L'injection peut se faire directement dans le sens de l'écoulement ou à contre-courant, les avantages de cette dernière sont :

- la combustion est plus complète car la vitesse est réduite au niveau de l'injecteur.
- elle assure une meilleure pulvérisation par suite des chocs sur les molécules de carburant.

- **SYSTÈME D'ALLUMAGE :**

L'allumage du mélange gazeux s'établit non seulement par des brûleurs mais aussi par un ensemble d'accessoires qui se trouve à l'extérieur de la chambre « bougie d'allumage ».

I.2.5) La Turbine :

Ce module est un organe de détente, il transforme l'énergie cinétique qui sort de la chambre de Combustion en travail mécanique.

Il existe dans deux types de turboréacteur :

- ❖ Turboréacteurs mono-corps : Contient un seul attelage (shaft).
- ❖ Turboréacteurs double-corps : contient deux turbines de détente qui permet de transformer le maximum d'énergie en travail mécanique
 - Attelage basse pression (BP).
 - Attelage haute pression (HP).

a) Module turbine haute pression « THP » :

C'est un organe construit généralement d'un seul étage, il récupère l'énergie calorifique des gaz chauds pour entrainer le compresseur (CHP), et la commande des accessoires l'ensemble compresseur et turbine (attelage HP N2)

b) Module turbine basse pression « TBP » :

Est constitué d'une turbine basse pression de plusieurs étages elle transforme l'énergie calorifique qui sort du module (THP) pour entrainer la soufflante et le compresseur basse pression (attelage BP N1).

I.2.6) La tuyère :

La tuyère évacue les gaz chauds sous pression sortant des turbines avec le maximum de vitesse de manière à obtenir le maximum de poussée. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente.

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. Convergente en écoulement subsonique et divergente en écoulement supersonique. On distingue deux types de tuyères :

a) Tuyère normale :

- **Tuyère à double flux mélangés :**

Sur certains réacteurs à double flux, pour favoriser le mélange air secondaire air froid / air primaire air chaud, un mélangeur mixer est rajouté au début de la tuyère, ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale.

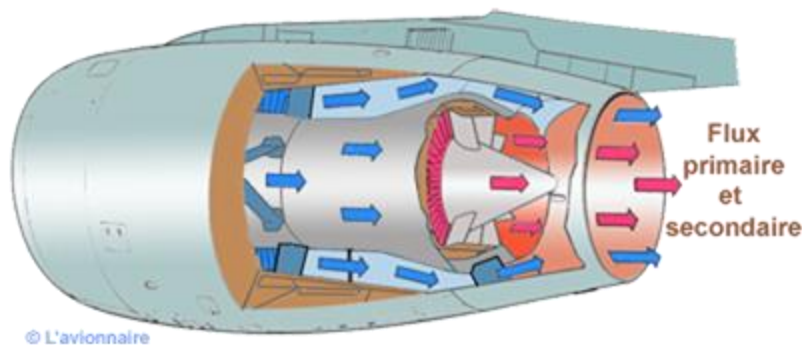


Figure I-12: schéma de tuyère normale.

- **Tuyère à double flux séparés :**

Les flux étant séparés chaque flux est éjecté par une tuyère. Ce type de tuyère est appelée tuyère à chevrons et permet de réduire le bruit basses fréquences.

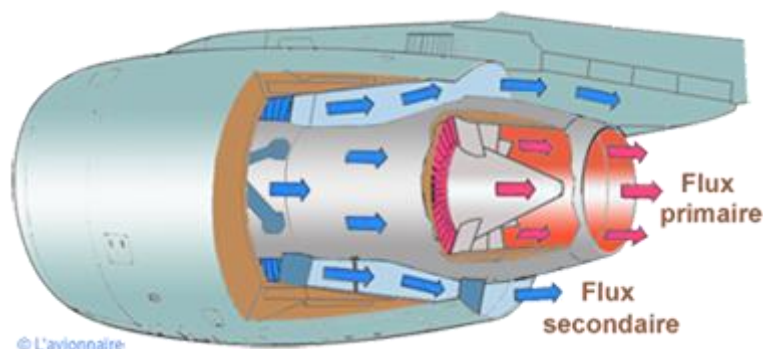


Figure I-13: schéma Tuyère à double flux séparés

- **Tuyère avec post-combustion :**

La post-combustion est un système utilisé par les avions militaires supersoniques pour augmenter temporairement la poussée fournie par un turboréacteur. En anglais on parlera de « After burner ».

La post-combustion consiste à injecter et enflammer, à l'aide de brûleurs auxiliaires, du kérosène derrière la turbine du moteur, dans les gaz d'échappement du réacteur, ce qui a pour effet une augmentation importante de la poussée. Mais, la consommation de carburant augmente nettement.

L'extrémité de la tuyère doit être de section variable afin d'obtenir un gain de poussée aux régimes plein gaz sec et plein gaz avec réchauffe. Ce système peut aussi être utilisé pour créer une poussée vectorielle

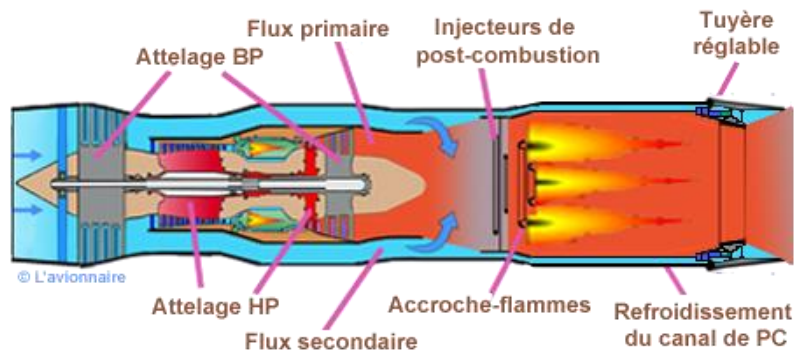


Figure I-14: schéma Tuyère avec post-combustion

I.3) Les pertes de charge :

Les pertes de charge sont un problème récurrent de la mécanique des fluides surtout dans le domaine des transports de fluide. Physiquement, elles correspondent à une perte de pression dans une canalisation.

- **Les pertes de charge dans la chambre de combustion :**

Les pertes de charges sont inévitables. Elles sont essentiellement dues aux turbulences de l'écoulement dans la chambre de combustion et aux frottements visqueux sur les parois.

- Les pertes de charges dans la chambre de combustion doivent être réduites au maximum.

- Les pertes de charges entraînent des pertes de performance du moteur.

I.4) Les émissions polluant des aéronefs :

L'intérêt pour les émissions de polluants atmosphériques des aéronefs et des aéroports n'a cessé de croître depuis l'augmentation considérable du trafic de turboréacteurs commerciaux dans les années 1970. Par exemple, les émissions des aéronefs produisent des polluants atmosphériques tels que NO_x, HC et particules fines (PM), qui, à leur tour, peuvent faire intervenir des problèmes environnementaux plus larges en rapport avec l'ozone (O₃) au niveau du sol, les pluies acides et les changements climatiques, et peuvent présenter des risques pour la santé publique et l'environnement. Contrairement à la plupart des modes de transport, les aéronefs parcourent de grandes distances à diverses altitudes, engendrant des émissions qui peuvent avoir une incidence sur la qualité de l'air aux niveaux local, régional et global.

I.4.1) Les polluants étudiés :

Au niveau local, le choix des polluants dépend du type d'étude souhaité. En effet, dans le cas d'un inventaire qui ne fournit que des bilans de masses, à l'instar des SRCAE[5], l'ensemble des polluants atmosphériques peut être pris en compte. En revanche, dans le cas d'études d'impact, certains polluants sont à privilégier, comme les oxydes d'azote et les hydrocarbures (étudiés dans le cadre de la formation d'ozone (pollution photochimique) et le dioxyde de soufre (étudié dans le cadre de l'acidification de l'atmosphère). Ces documents peuvent nécessiter une étude plus poussée notamment lorsque les polluants ont un impact significatif dans le domaine de la santé, de l'environnement, etc.

Les réglementations sur la qualité de l'air locale portent souvent sur des espèces d'émissions spécifiques, ainsi que sur les polluants secondaires que ces émissions peuvent former. Il en résulte que ces réglementations peuvent varier et être adaptées aux conditions et aux priorités locales dans les pays où elles sont appliquées. Un exemple en est la différence dans l'emphase que placent l'Union Européenne (UE) et les États-Unis sur le NO₂, les NO_x et l'ozone (O₃) : de nombreux États de l'UE se préoccupent davantage des concentrations de NO₂, tandis que les États-Unis et d'autres se soucient plus des émissions de NO_x, qui sont un précurseur de l'O₃.

La réglementation peut également conditionner le choix des polluants étudiés. Le Code de l'Environnement demande que des seuils de concentrations soient respectés pour des espèces telles que le dioxyde d'azote, les particules en suspension dont le diamètre est inférieur à 10

μm et celles inférieures à $2,5 \mu\text{m}$, le dioxyde de soufre, etc. Le protocole de Kyoto s'attache quant à lui aux six gaz à effet de serre suivants :

- Le dioxyde de carbone (CO_2)
- Le méthane (CH_4).
- L'oxyde nitreux (N_2O).
- L'hydro-fluor carbone (HFC)
- L'hydrocarbure perfluoré (PFC) et l'hexafluorure de soufre (SF_6).

Compte tenu des différentes raisons énoncées, le présent guide prend en compte uniquement les polluants suivants :

- Les oxydes d'azote (NO_x),
- Le monoxyde de carbone (CO),
- Les hydrocarbures imbrûlés (HC)
- Le dioxyde de soufre (SO_2).

Monoxyde de carbone (CO) : Gaz incolore et inodore formé lors d'une combustion incomplète de carburants de chauffage ou pour moteurs. Effets : agit comme poison respiratoire chez les humains et les animaux à sang chaud. Joue un rôle dans la formation d'ozone dans la troposphère libre.

Oxydes d'azote (NO_x/NO_2) : Terme générique englobant le dioxyde d'azote (NO_2) et le monoxyde d'azote (NO). Le NO s'oxydant rapidement pour devenir du NO_2 , les émissions sont exprimées en équivalents dioxyde d'azote (NO_2). Les oxydes d'azote sont formés lors de la combustion des combustibles de chauffage ou des carburants pour moteurs, spécialement aux hautes températures. Caractéristiques : le NO est un gaz incolore, converti dans l'atmosphère en NO_2 ; le NO_2 prend une couleur rougeâtre à hautes concentrations. Effets : problèmes respiratoires, dommages importants aux végétaux et aux écosystèmes sensibles, par l'action combinée de plusieurs polluants (acidification) et sur fertilisation d'écosystèmes.

Dioxyde de carbone (CO_2) : Gaz existant à l'état naturel qui est aussi un sous-produit de la combustion de carburants fossiles ou de biomasse, de changements dans l'utilisation des sols ou d'autres processus industriels. Le dioxyde de carbone est le gaz de référence par rapport auquel le potentiel de réchauffement global d'autres gaz à effet de serre est mesuré. Effets : sa contribution aux changements climatiques.

Conclusion :

Le domaine de la propulsion aéronautique a connu beaucoup de développements en terme d'améliorations, sur tous les aspects, performances et de poussée du moteur, réduction du bruit et de consommation, rendre le moteur plus fiable, mais les émissions n'ont pas beaucoup diminué, mais ont plutôt augmentés en raison de la demande accrue de transport aérien, les recherches scientifiques visant à trouver des solutions pour réduire les émissions nocives.

Ces considérations sont donc devenues un élément essentiel de la conception technique et de l'exploitation ainsi que de la formulation des politiques et de la législation. Les émissions des moteurs d'avions constituent un problème environnemental majeur. Pour évaluer et contrôler les émissions des avions, il existe des méthodes précises pour les prédire de manière fiable.

II) Chapitre II :

INTRODUCTION :

D'un point de vue global, la croissance du trafic aérien et la prise de conscience de nouveaux phénomènes conduisent à accorder une attention toute particulière à la pollution des avions. Au plan local, les aéroports sont une source complexe de pollution de l'air, en raison des mouvements d'avions et des nombreuses autres activités polluantes qui y sont exercées. Les quantités de CO et HC émises par les moteurs d'avions ont d'ores et déjà été réduites de façon considérable depuis le début des années 1970, grâce à des améliorations technologiques. Mais, les émissions de NOx n'ont que faiblement diminué. D'ores et déjà, les normes de l'organisation de l'aviation civile internationale sont en cours de révision. Cette révision est également souhaitée par les aéroports et par les compagnies aériennes. En particulier, plusieurs compagnies européennes ont annoncé que les niveaux de pollution émis seraient désormais des critères importants de choix de leurs moteurs.

II.1) Transports aérien et pollution atmosphérique :

La certification des émissions des moteurs s'appuie sur le cycle « Atterrissage – Décollage » (CAD ou LTO pour « Landing - Take-Off ») est défini dans le volume II de l'OACI [6].

Ce cycle décompose les différentes opérations de l'aéronef sur et autour de l'aéroport en quatre phases : approche, circulation au sol, décollage, montée. Ce cycle théorique constitue la base de l'aire d'étude.

Le cycle « Atterrissage – Décollage » inclut l'ensemble des opérations de l'avion, du sol jusqu'à une hauteur de 3 000 pieds (environ 915 m). Cette hauteur correspond à celle de la couche limite, qui est directement affectée par les phénomènes se produisant en surface à l'échelle locale tels que la pollution, les cycles thermiques diurnes, les vents locaux, etc. [7]

Les distances au niveau du sol peuvent être estimées à partir de pentes moyennes à l'atterrissage et au décollage, et sont représentées par la figure ci-dessous :

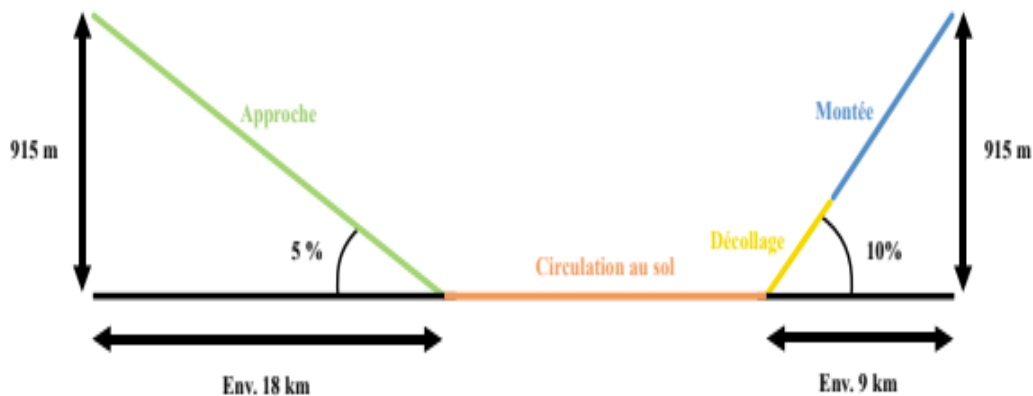


Figure II-1 : Les distances au niveau du sol peuvent être estimées à partir de pentes moyennes à l'atterrissage et au décollage

Les polluants émis par les moteurs d'avion sont le monoxyde de carbone (CO), les hydrocarbures (HC), les oxydes d'azote (NOx), les particules, le dioxyde de soufre (SO₂), ainsi que le gaz carbonique (CO₂).

Les émissions de CO et de HC sont plus importantes à faible charge (sol, phase d'approche), alors que les émissions de NOx et de particules sont plus importantes à forte charge (décollage et croisière). Les émissions de CO₂ sont directement liées à la consommation de kérosène. Les émissions de SO₂ sont dues à la présence de soufre dans le kérosène, qui est de toutes façons très faibles, et ne peuvent être appréhendées comme une question de pollution due aux moteurs d'avion.

Les quantités de CO et HC émises par les turboréacteurs ont été réduites de façon considérable depuis le début des années 70, grâce à des améliorations technologiques. En termes de quantité de polluants émis par passager au cours d'un cycle LTO (landing and take-off) par les moteurs neufs, les émissions de HC ont diminué de plus de 90% et celles de CO d'environ 70% (dont 50% imputables aux constructeurs de moteurs et 20% aux constructeurs d'avions). Mais, les émissions de CO₂ n'ont diminué que de 40% et celles de NO_x de 10% (en réalité, sans amélioration technologique, les émissions de NO_x auraient augmenté de 40% en raison de l'accroissement du taux de compression des moteurs).[3]

II.1.1) Les émissions globales :

D'un point de vue global, les émissions des avions ne constituent qu'une faible part du total des émissions en provenance de l'ensemble des sources de polluants.

Les données relatives aux émissions de NO_x des avions ne comprennent que les émissions dues aux mouvements (atterrissage et décollages) et qu'il faudrait donc y ajouter les émissions dues aux conditions de croisière, qui sont certainement très importantes.[7]

II.1.2) Les émissions locales :

Les aéroports sont une source complexe de pollution de l'air en raison des nombreuses activités polluantes qui y sont exercées : mouvements des avions, émissions des véhicules routiers de l'aéroport, émissions des automobiles et camions circulant dans l'enceinte de l'aéroport, centrale thermique, aires de stockage du kérosène, zones de test des moteurs.

Mais les avions restent la source principale à l'intérieur des aéroports. On peut noter par exemple que les émissions de NO_x dues aux mouvements des avions à Roissy-Charles-de-Gaulle s'élèvent à environ 3000 t/an, ce qui est du même ordre de grandeur que les émissions d'une centrale électrique de 300 MW. Cependant, ces données ne sont pas toujours représentatives de la qualité de l'air, car les émissions des avions sont bien réparties dans un large volume et sont soumises à une très bonne dispersion.[7]

II.2) LES EVOLUTIONS PREVISIBLES :

II.2.1) La part croissante de la pollution des avions :

Les problèmes de pollution des moteurs d'avion, étudiés très sérieusement dans les années 70, avaient conduit à prendre au début des années 80 des réglementations peu sévères, suite aux études montrant que les avions n'étaient responsables que de l'ordre de 1% de la pollution totale et que la réduction des niveaux de pollution impliquait le recours à des technologies coûteuses et complexes.

D'un autre côté, des réglementations strictes sont prises, notamment en Europe, pour réduire les émissions des autres sources de pollution (installations de combustion, automobiles). Les émissions de certains polluants (SO₂, HC, NO_x, CO) pourraient baisser environ de moitié d'ici le début du prochain millénaire.

Ces mesures conduiront à augmenter la part relative des avions au moment même où le trafic aérien ne cesse de croître. En outre, sur le plan local, les aéroports pourraient devenir des sources de pollution de plus en plus importantes.

Il convient de noter par ailleurs que les autres gaz traces émis par les moteurs d'avion jouent un rôle indirect dans l'effet de serre, par l'effet de leurs réactions chimiques dans l'atmosphère. Compte tenu des teneurs actuellement obtenues en sortie des réacteurs, l'effet cumulé du CO, des HC, et surtout des NO_x, émis par un avion pourrait atteindre 10 ou 20% de l'effet du CO₂ émis.

Par ailleurs, le rôle des polluants émis en altitude est mal connu, mais pourrait se révéler considérable :

Ainsi, les avions sont toujours suspectés de jouer un rôle important dans la destruction de la couche d'ozone, de par les émissions de NO_x émis dans la stratosphère (c'est-à-dire émis par les avions supersoniques, ainsi que par les avions subsoniques lors des parcours polaires, où la tropopause peut descendre jusqu'à 8 km d'altitude) en outre, les émissions de gaz traces en altitude pourraient jouer un rôle différent dans l'effet de serre de celui des émissions au niveau du sol.

Enfin, les émissions de vapeur d'eau en altitude pourraient jouer un rôle considérable dans l'effet de serre il semblerait, d'après que la vapeur d'eau émise par les avions pourrait

contribuer à l'effet de serre d'un ordre de grandeur équivalent à celui de leurs émissions de CO₂.^[8]

II.2.2) La prise en compte de nouveaux problèmes :

Les préoccupations en matière d'effet de serre, qui se font de plus en plus pressantes depuis le milieu des années 80, obligent à rajouter le CO₂ à la liste des polluants dont il faut tenir compte. La contribution de l'aviation aux émissions de ce gaz est d'ores et déjà importante (de l'ordre de 5%) et devrait aller croissante avec le développement du trafic.

Il convient de noter par ailleurs que les autres gaz traces émis par les moteurs d'avion jouent un rôle indirect dans l'effet de serre, par l'effet de leurs réactions chimiques dans l'atmosphère. Compte tenu des teneurs actuellement obtenues en sortie des réacteurs, l'effet cumulé du CO, des HC, et surtout des NO_x, émis par un avion pourrait atteindre 10 ou 20% de l'effet du CO₂ émis.

Par ailleurs, le rôle des polluants émis en altitude est mal connu, mais pourrait se révéler considérable :

ainsi, les avions sont toujours suspectés de jouer un rôle important dans la destruction de la couche d'ozone, de par les émissions de NO_x émis dans la stratosphère (c'est-à-dire émis par les avions supersonique que, ainsi que par les avions subsoniques lors des parcours polaires, où la tropopause peut descendre jusqu'à 8 km d'altitude); en outre, les émissions de gaz traces en altitude pourraient jouer un rôle différent dans l'effet de serre de celui des émissions au niveau du sol enfin, les émissions de vapeur d'eau en altitude pourraient jouer un rôle considérable dans l'effet de serre; il semblerait, d'après , que la vapeur d'eau émise par les avions pourrait contribuer à l'effet de serre d'un ordre de grandeur équivalent à celui de leurs émissions de CO₂.^[8]

II.2.3) La prise de conscience croissante de la pollution :

Dans ce cadre, on peut noter qu'il y a actuellement, en Europe et aux USA notamment, une intensification des préoccupations face à la pollution des moteurs d'avion: depuis le 1er mars 1989, la Suède perçoit une taxe sur les HC et les NO, émis par les avions pendant les vols intérieurs; les normes de l'OACI (organisation de l'aviation civile internationale) sont en cours de révision et plusieurs pays européens demandent la sévèrissations des normes d'émission de NO_x les aéroports, à travers l'AACC (aéroport autorités coordination Council), et les compagnies aériennes, à travers l'IATA (international air transport association), souhaitent

également cette révision, en particulier, plusieurs compagnies aériennes européennes ont annoncé que les niveaux de pollution émis seraient désormais des critères importants de choix de leurs moteurs.[8]

II.2.4) Esquisse des actions à engager :

Il ressort de ce qui précède qu'il faut améliorer la situation, surtout en matière de NOx et de CO2. L'objectif à considérer pour les années à venir doit être :

la réduction des émissions des moteurs, notamment des émissions de NO, et de CO2, par la mise au point d'améliorations technologiques, ces améliorations pourront être suscitées par la sévérisations de la réglementation, par des mesures économiques comme des taxes ou des subventions, aussi bien que par la pression des exigences des clients (compagnies aériennes), une attention accrue portée aux aéroports: certains aéroports pourraient devenir des sources importantes de pollution de l'air, si bien qu'il pourrait être envisagé d'y prendre des mesures de limitation du trafic pour réduire cette pollution.

II.3) Prédiction des émissions de Nox des turboréacteurs :

Une étude systématique des méthodes de prévision des émissions de NOx des moteurs à turbine à gaz d'avion et propose une méthode modifiée basée sur des données non exclusives. Actuellement, la quantité totale d'émissions de NOx et d'autres espèces provenant de la flotte mondiale d'aéronefs est inférieure à celle des véhicules terrestres. Cependant, les émissions des avions sont devenues un problème très important car les émissions de croisière dans la haute troposphère et la basse stratosphère contribuent directement au changement climatique. La flotte mondiale d'avions devrait être multipliée par plus de deux au cours des deux prochaines décennies, ce qui pourrait encore aggraver la situation. Toute réduction éventuelle des émissions due à l'amélioration de la technologie ne pourra pas contrecarrer l'augmentation des émissions due à la croissance de l'aviation. Pour limiter l'effet sur le réchauffement climatique, les réglementations ou législations pour les moteurs et les aéronefs devraient être rendues plus strictes. De la brève discussion sur les réglementations donnée dans la section suivante, il devient clair que l'accent principal du contrôle réglementaire est sur l'émission de NOx. Par conséquent, la prédiction et l'évaluation précises des émissions de NOx des moteurs pendant toutes les phases d'une mission d'avion deviennent essentielles.[3]

Les émissions des avions comprennent le dioxyde de carbone (CO2), vapeur d'eau (H2O), oxyde de soufre (ALORSX), dioxyde d'azote (NO2), protoxyde d'azote (N2O), le monoxyde

de carbone (CO), les hydrocarbures imbrûlés (UHC), la suie et les particules. Les émissions de croisière typiques d'un moteur à double flux moderne se composent de 72% CO₂, 27,5 % H₂O, 0,02 % ALORSX, et 0,4 % d'espèces traces. Les espèces traces contiennent à leur tour 84% de NO_x, 11,8 % de CO, 4 % d'UHC et 0,2 % de suie.

Parmi les émissions répertoriées précédemment, les principaux contributeurs au changement climatique sont CO₂ (un gaz à effet de serre direct), la suie, H₂O, et NO_x (gaz à effet de serre indirect). Suie et H₂ entraînent la formation de nuages de condensation et de cirrus, tandis que les NO_x entraînent une modification du méthane et de l'ozone. L'ozone renforce l'effet de serre à la basse température de l'altitude de croisière plus qu'au niveau de la mer. CO₂ et H₂O les émissions peuvent être directement estimées à partir de la consommation de carburant, tandis que les émissions de NO_x ne peuvent pas être estimées directement car elles dépendent également de la manière dont la combustion est contrôlée. Par conséquent, la prédiction des émissions de NO_x est complexe et est devenue un domaine de recherche actif. En conséquence, diverses méthodes de prédiction sont disponibles dans la littérature ouverte, bien que certaines méthodes utilisées par les industries nécessitent des informations exclusives.

Ces considérations sont donc devenues un élément essentiel de la conception technique et de l'exploitation ainsi que de la formulation des politiques et de la législation. Pour évaluer et contrôler les émissions des avions, il faut un outil précis pour les prédire de manière fiable. De nombreuses méthodes de prévision sont disponibles pour l'indice d'émission de NO_x dans la littérature ouverte, tandis que certaines méthodes utilisées par les industries nécessitent des informations exclusives. Cet article rassemble de nombreuses méthodes de prédiction importantes et fait une étude systématique de leur exactitude et de leur applicabilité. Enfin, une nouvelle méthode appelée NO_x : générique est proposée ici, qui se compare bien à la méthode la plus fiable, à savoir, la P3-T3 méthode, mais contrairement à la méthode P3 - T3, la présente formulation ne nécessite aucune information exclusive.[3]

Tandis que les limites supérieures pour toutes les émissions de polluants majeurs (émissions de CO, HC, NO_x et de suie) pendant le cycle d'atterrissage et de décollage normalisé (LTO) sont spécifiées pour tous les turboréacteurs et turbosoufflantes existants et futurs. Premier temps, on pourrait développer la mise en place de capteurs autour des aéroports d'Orly et de Roissy. Ces capteurs pourraient être exploités par Aéroports de Paris. Mais il serait préférable qu'Aéroports de Paris participe à l'association AIRPARIF (association multipartite Etats-élus-industriels qui exploite le réseau de la surveillance de la pollution de l'air en Ile-de-France).

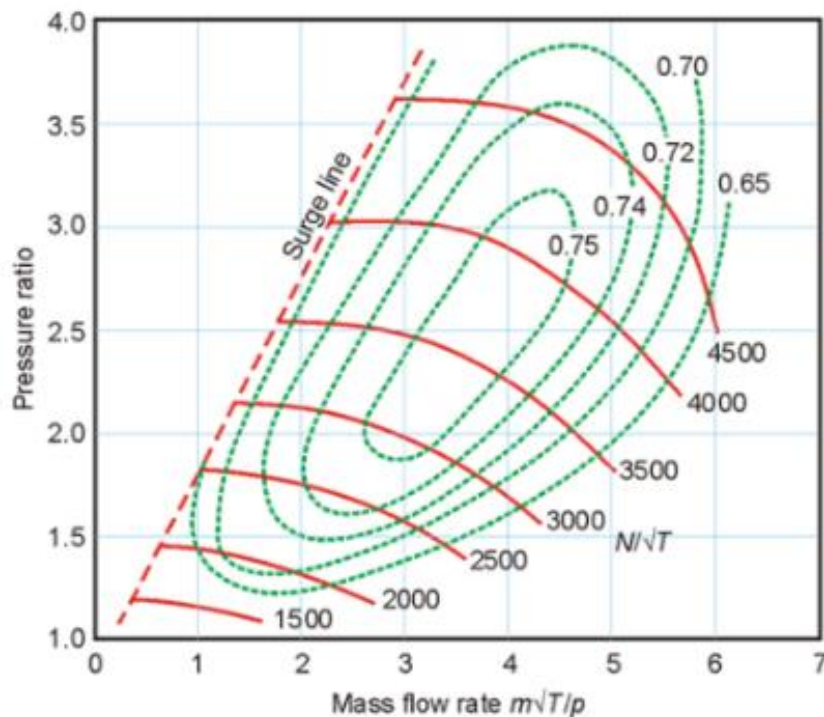
Intensifier les recherches scientifiques sur les effets de la pollution en altitude, et notamment les effets des NOx et de la vapeur d'eau ; étudier le rôle des effets structurels du transport aérien : influence du trafic sur la taille des avions, sur la taille des aéroports, influence de la congestion sur la pollution... [3]

II.4) Hypothèse :

On peut conclure que la plupart des modèles basés sur les corrélations ne sont pas adaptés pour prédire les émissions de polluants pour tous les moteurs car ils ne sont valables que pour les moteurs dans lesquels des expérimentations sont menées. Les modèles simplifiés basés sur la physique et les simulations haute-fidélité utilisent des méthodologies complexes pour estimer les émissions de polluants et ils ne peuvent pas être utilisés comme outil de prédiction pour les raisons expliquées précédemment. La méthode P3-T3 est la plus précise des techniques de prédiction simples, mais elle nécessite des informations exclusives.

Les méthodes d'écoulement du carburant suppriment la nécessité d'informations exclusives, mais la précision se détériore.

Le taux de compression du réacteur ne varie pas sur les différents régimes de cycle LTO, alors que le débit d'air varie.



II.5) Calculs thermodynamique (Pt, Tt) :

➤ Point 0 :

Pression totale :
$$Pt_0 = P_0 \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} \times \Pi_0^2 \right)^{\frac{\lambda}{\lambda-1}} \quad (\text{II.1})$$

Température totale :

$$Tt_0 = T_0 \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} \times \Pi_0^2 \right) \quad (\text{II.2})$$

➤ Point 1 :

Pression totale :
$$Pt_1 = Pt_0$$

Température totale :
$$Tt_1 = Tt_0$$

➤ Point 2 :

Pression totale :
$$Pt_2 = Pt_1 \times \pi_D \quad (\text{II.3})$$

Température totale :

$$Tt_2 = Tt_1$$

➤ Point 3 :

Calcul isentropique :

Pression totale :
$$Pt_3 = Pt_2 \times \pi_{CBP} \quad (\text{II.4})$$

Température totale :

$$Tt_{3is} = Tt_2 \times \pi_{CBP}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}} \quad (\text{II.5})$$

Calcul polytropique :

Pression totale :
$$Pt_3 = Pt_2 \times \pi_{CBP} \quad (\text{II.6})$$

Température totale :

$$Tt_3 = Tt_2 + \frac{1}{\eta_{is}} (Tt_{3is} - Tt_2) \quad (\text{II.7})$$

➤ Point 3f :

Calcul isentropique :

Pression totale :

$$Pt_{3fis} = Pt_2 \times \pi_{fan} \quad (\text{II.8})$$

Température totale :

$$Tt_{3fis} = Tt_2 \times \pi_{fan}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}} \quad (\text{II.9})$$

Calcul polytropique :

Pression totale :

$$Pt_{3f} = Pt_2 \times \pi_{fan} \quad (\text{II.10})$$

Température totale :

$$Tt_{3f} = Tt_2 + \frac{1}{\eta_{is}} (Tt_{3fis} - Tt_2) \quad (\text{II.11})$$

➤ Point 4 :

Calcul isentropique :

Pression totale :

$$Pt_{4is} = Pt_3 \times \pi_{CHP} \quad (\text{II.12})$$

Température totale :

$$Tt_{4is} = Tt_3 \times \pi_{CHP}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}} \quad (\text{II.13})$$

Calcul polytropique :

Pression totale :

$$Pt_4 = Pt_3 \times \pi_{CHP} \quad (\text{II.14})$$

Température totale :

$$Tt_4 = Tt_3 + \frac{1}{\eta_{is}} (Tt_{4is} - Tt_3) \quad (\text{II.15})$$

➤ **Point 5 :**

Pression totale :

$$Pt_5 = \pi_{cc} \times pt_4 \quad (\text{II.16})$$

Température totale :

$$Tt_5 = Tt_{max} = 1563 \text{ K}$$

$$f = \frac{CP_t \times Tt_5 - CP_c \times Tt_4}{\eta_{cc} \times P_{ci} - CP_t \times Tt_5} \quad (\text{II.17})$$

➤ **Point 6 :**

Calcul isentropique :

Pression totale :

$$Pt_{6is} = Pt_5 \times \pi_{THP} \quad (\text{II.18})$$

Température totale :

$$Tt_{6is} = Tt_5 - \frac{1}{\eta_{is}} (Tt_5 - Tt_6) \quad (\text{II.19})$$

Calcul polytropique :

Pression totale :

$$Pt_6 = Pt_5 \times \pi_{THP} \quad (\text{II.20})$$

Température totale :

$$Tt_6 = Tt_5 - \frac{CP_c}{CP_t} \times Tt_4 - Tt_3 \times \frac{1}{\eta_m(1+f)(1-\xi_1)(1-\xi_4)(1-\xi_7)(1-\xi_5)} \quad (\text{II.21})$$

➤ **Point 7 :**

Calcul polytropique :

Pression totale :

$$Pt_7 = Pt_6 \times \pi_{TBP} \quad (\text{II.22})$$

Température totale :

$$Tt_7 = Tt_6 - \left[\frac{1}{\eta_m(1+f)} \times \frac{CP_c}{CP_t} \times (Tt_3 - Tt_2) \right] \quad (\text{II.23})$$

Calcul isentropique :

Pression totale :

$$Pt_{7is} = Pt_6 \times \pi_{TBP} \quad (\text{II.24})$$

Température totale :

$$Tt_{7is} = Tt_6 - \frac{1}{\eta_{is}} (Tt_6 - Tt_7) \quad (\text{II.25})$$

➤ Point 8 :

Pression totale :

$$Pt_8 = Pt_7 \times \pi_{Pn} \quad (\text{II.26})$$

Température totale :

$$Tt_8 = Tt_7$$

➤ Point 8_f :

Température totale :

$$Tt_{8f} = Tt_{3f}$$

Pression totale :

$$Pt_{8f} = Pt_{3f} \times \pi_{Ps} \quad (\text{II.27})$$

II.6) Calculs polytropiques avancé :

➤ Point 1 :

La température totale T_{1i} , par le biais de l'enthalpie totale :

$$H_{1i} = H(T_0) + \frac{V_0^2}{2} \quad (\text{II.28})$$

$$P_{1i} = P_0 \times e^{(\varphi(T_{1i}) - \varphi(T_0))} \quad (\text{II.29})$$

➤ Point 2 :

$$P_{2i} = (1 - \varepsilon_1) \times P_{1i} \quad (\text{II.30})$$

$$T_{2i} = T_{1i}$$

➤ **Point 3 :**

$$P_{3i} = P_{2i} \times \tau_3 \quad (\text{II.31})$$

La température totale T_{3i} en inversant la fonction dérivée φ .[1]

$$\varphi_{3i} = \varphi_{2i} + \frac{1}{\eta_{c3}} \text{Ln}(\tau_3) \quad (\text{II.32})$$

➤ **Point 3_{si} :**

$$P_{3si} = P_{2i} \times \tau_{fan} \quad (\text{II.33})$$

$$\varphi_{3si} = \varphi_{2i} + \frac{1}{\eta_{fan}} \text{Ln}(\tau_{fan}) \quad (\text{II.34})$$

➤ **Point 8_{si} :**

$$P_{8si} = (1 - \varepsilon_s) P_{3si} \quad (\text{II.35})$$

$$T_{8si} = T_{3si}$$

➤ **Point 4 :**

$$P_{4i} = P_{3i} \times \tau_4 \quad (\text{II.36})$$

$$\varphi_{4i} = \varphi_{3i} + \frac{1}{\eta_{c4}} \text{Ln}(\tau_4) \quad (\text{II.37})$$

$$f = \frac{H_{air}(T_{5i}) - H_{air}(T_{4i})}{\eta_{cc} \cdot P_{ci}(T_{5i}) - [H_{kérosène}(T_{5i}) - H_{kérosène}(T_{4i})] - L_{kérosène}^{vap}} \quad (\text{II.38})$$

➤ **Point 5 :**

$$P_{5i} = (1 - \varepsilon_{foyer}) \cdot P_{4i} \quad (\text{II.39})$$

La température de fin combustion $T_{t_{5i}}$ supposée fixée par des considérations technologiques.[1]

➤ **Point 6 :**

$$P_{6i} = P_{5i} \times e^{\left[-\frac{1}{\eta_{D6}}(\varphi_{5i} - \varphi_{6i})\right]} \quad (\text{II.40})$$

$$H'_{6i} = H'_{5i} - \frac{H_{4i} - H_{3i}}{(1+f)(1-P_i - P_e)\delta_i} [1 + \mu] \quad (\text{II.41})$$

La température totale T_{6i} est évaluée par inversion implicite de la fonction $H'(T)$ qui dépend du dosage.[1]

$$H_m(T) = (1 - P_e)H_{air}(T) + f(1 - P_i - P_e)H_{kérosèn}(T) \quad (\text{II.42})$$

$$(1 + f)(1 - P_i - P_e)(H'_{6i} - H'_{mi}) = P_i(H'_{mi} - H_{4i}) \quad (\text{II.43})$$

$$P_{mi} = P_{6i}$$

$$[(1 + f)(1 - P_i - P_e) + P_e]\delta_i(H'_{mi} - H'_{7i}) = \delta_i(H_{3i} - H_{2i}) + \delta_e(H_{3si} - H_{2i}) + W_{frott} \quad (\text{II.44})$$

➤ **Point 7 :**

$$P_{7i} = P_{6i} \times e^{\left[-\frac{1}{\eta_{D7}}(\varphi_{7i} - \varphi_{6i})\right]} \quad (\text{II.45})$$

La température T_{7i} pourra être déterminée en utilisant :

$$H'_{7i} = H'_{mi} - \frac{(H_{3i} - H_{2i}) + \lambda(H_{3si} - H_{2i})}{(1+f)(1-P_i - P_e)} [1 + \mu'] \quad (\text{II.46})$$

➤ **Point 8 :**

$$T_{8i} = T_{7i}$$

$$P_{8i} = (1 - \varepsilon_7)T_{7i} \quad (\text{II.47})$$

II.7) Techniques de prévision des émissions de NOx :

Pour quantifier EINOx, il Ya différentes techniques sont proposé :

❖ Relation entre EINOx et la poussée (F_{00}) :

La relation entre la puissance de sortie et les émissions de Nox.[2]

$$EI_{NOx} = F_{00} 0.65 \quad (II.48)$$

$$F_{00} [KN]$$

❖ Relation entre EINOx et (T3) :

La relation entre la température d'entrée de la chambre de combustion (T3) et EINOx.[2].[4]

• Corrélation 1 :

$$EI_{NOx} = 4 \times 10^{-9} T_3^{3.364} \quad (II.49)$$

$$T_3 [K]$$

• Corrélation 2 :

$$EI_{NOx} = 0.17282 \times e^{(0.00676593 \times T_3)} \quad (II.50)$$

$$T_3 [K]$$

❖ Relation entre EINOx et (mf) :

La relation entre le débit de carburant et les émissions de NOx.[2]

$$EL_{NOx} = 20 \times mf^{0.6} \quad (II.51)$$

$$mf \left[\frac{kg}{s} \right]$$

❖ Relation entre EINOx et (P3-T3) :

La relation entre « la température(T3) et la pression(P3) d'entrée de la chambre de combustion » et « EINOx ».[4]

• Corrélation 1 :

$$EI_{NOx} = 2 + 28.5 \times \sqrt{\frac{P_3}{3100}} \times e^{\frac{T_3 - 825}{250}} \quad (II.52)$$

$$P_3[KPa] , T_3[K]$$

- **Corrélation 2 :**

$$EI_{NOx} = 33.2 \times \left(\frac{p_3}{432.7} \right)^{0,4} \times e^{\left(\frac{t_3 - 459.67 - 1027.6}{349.9} + \frac{6.29 - 6.3}{53.2} \right)} \quad (II.53)$$

$$p_3[PSI] , t_3[R^\circ]$$

Conclusion :

Dans ce chapitre on a évoqué les sciences thermodynamiques, le problème du transport aérien avec la pollution atmosphérique, aussi les méthodes de prédictions des émissions, Expliquent le fonctionnement théorique de chaque composant du turboréacteur sous forme de variation de pression et de température.

Elles s'intéressent aux émissions polluantes des turboréacteurs sous forme générale, et préambule l'analyse comparative des émissions polluants du turboréacteur CFM-56 7B dans le prochain chapitre.

III. Chapitre III :

INTRODUCTION :

CFM International est une coentreprise entre la société américaine General Electric et la société motoriste française Safran Aircraft Engines, anciennement SNECMA 2. Le but de cette union est de développer et commercialiser la série de réacteurs d'avions CFM 56 et LEAP.

CFM n'est pas un sigle et n'a pas de sens particulier. Le nom de l'entreprise « CFM » et du produit qu'elle vend « le CFM 56 » vient de la combinaison des noms des deux réacteurs produits par les sociétés mères, le CF6 de GE Aviation et le M56 de la Snecma.

Ce chapitre va comprendre les résultats thermodynamique polytropiques et isentropiques de cette entreprise CFM International, le moteur le plus commercialisé au monde, et avec la génération qui est équipé dans la flotte de la compagnie AIR ALGERIE, le CFM 56-7B.

III.1) Présentation de réacteur CFM 56-7B :

Le CFM56-7B est le réacteur qui équipe en exclusivité les dernières évolutions du Boeing 737, les versions B737-600, 700, 800 et 900 dites Boeing 737 NG pour nouvelle génération.

C'est un moteur, double flux, double corps, et à écoulement axial, avec un taux de dilution élevé, d'une conception Entièrement modulaire pour mettre une facilité dans les opérations de maintenances occupe près de 59% des ventes sur le marché, Le CFM 56-7B est constitué des 4 étages compresseur basse pression et 9 étages compresseur haute pression, une chambre de combustion annulaire (SAC) ou bien deux chambre de combustion (DAC option), une seule étage turbine haute pression (HPT) et 4 étages turbine basse pression (LPT).

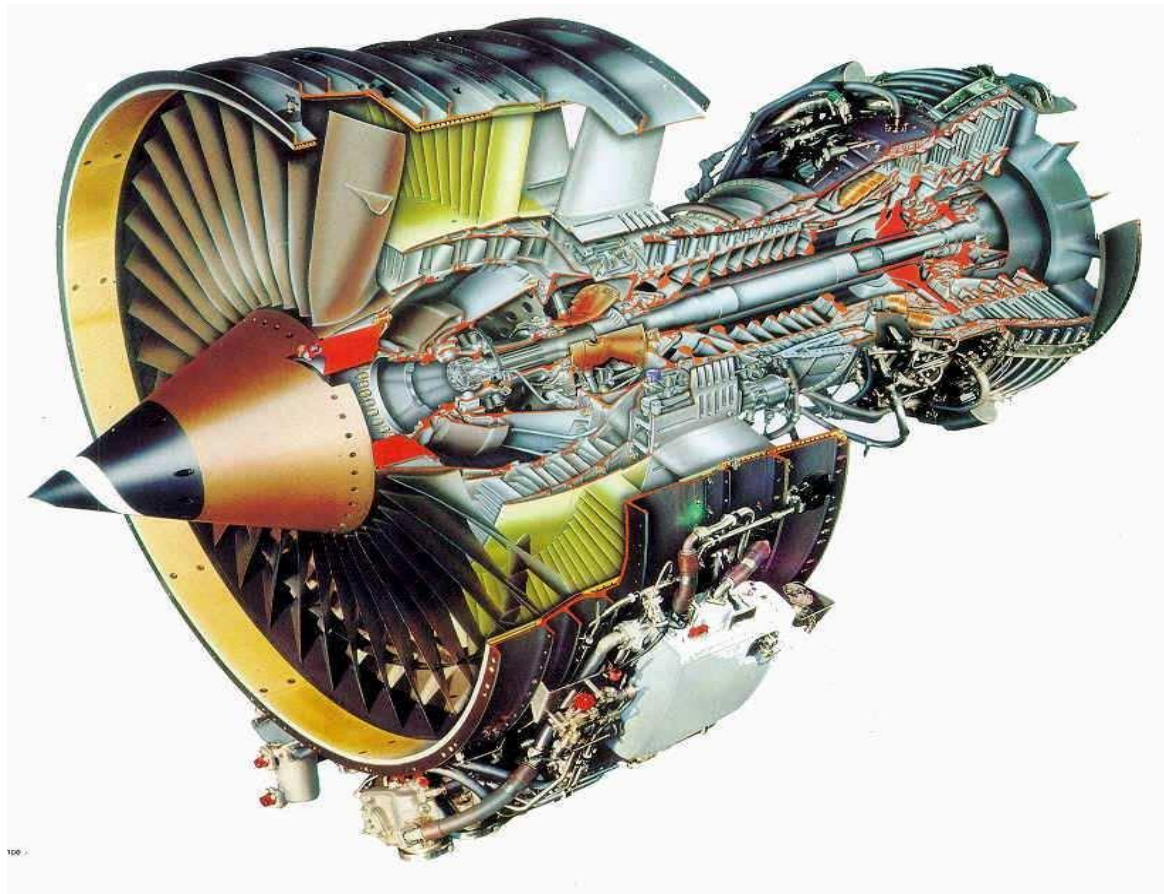


Figure III-1 : le réacteur CFM56-7B.

III.2) Les constituants principaux d'un CFM 56 -7B :

III.2.1) La soufflante ou « fan » :

La soufflante se compose d'un rotor de 24 ailettes, suivi de son étage de stator. Elle est entraînée par l'étage de la turbine son rôle est d'aspirer et accélérer l'air, réduire le bruit du moteur.

III.2.2) Le compresseur basse pression (LPC) :

C'est un compresseur à trois étages entraînés également par la turbine basse pression (TBP) il dispose a sa sortie 12 vanes de décharge (VBV : variable bleed valves) qui permettent d'évacuer dans le canal du flux secondaire l'excès d'air qui se forme dans certaines conditions en évitant ainsi le pompage de ce dernier.

La soufflante et le compresseur basse pression forment un compresseur à quatre (04) étages. Le fan accélère la vitesse d'air sera divisé en deux partie. L'air primaire et l'air secondaire.

Le moteur cfm56-7b est équipé par des compresseurs axiaux car sa maintenance est plus facile d'où ces compresseurs sont munis d'un rotor et un stator dont le rotor est la partie mobile et le stator partie fixe.

-Le rotor aspire et accélère le flux d'air en le devant par rapport à l'axe de moteur.

-Le redresseur ou stator qui suit, redresse le flux et guide l'air vers le rotor.

III.2.3) Le compresseur haute pression (HPC) :

C'est un compresseur axial de forme conique constitué de neuf 09 étages. Il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoi vers la chambre de combustion, les trois premiers étages comportent des aubes statoriques à calage variable (VSV : variable stator vane) qui constituent le dispositif anti-pompage haute pression.

III.2.4) La chambre combustion :

Contient 20 injecteurs de carburant et 2 bougies d'allumage pour but de mélanger l'air venant du compresseur haute pression avec le carburant (kérosène) elle assure un bon mélange air / carburant (pour 15g d'air il faut 1g de carburant) pour éviter le pompage et un excès d'air qui va éteindre les bougies donc une meilleure combustion qui produit les gaz chauds qui se dirige vers la turbine haute pression (THP).

-La chambre de combustion du CFM56-7b contient deux catégories :

- CFM56-7b SAC : contient une chambre de combustion annulaire simple (20 injecteurs).
- CFM56-7b DAC : contient une chambre de combustion annulaire double (40 injecteurs).

La catégorie (DAC) est adoptée afin de réduire les émissions d'oxyde d'azote (45% environ par rapport à un moteur SAC).

III.2.5) Turbine haute pression (THP) :

Le module de la turbine haute pression (THP) est construit d'un (01) étage, il a pour rôle de transformer l'énergie calorifique des gaz chaudes en énergie mécanique pour entraîner le compresseur haute pression (CHP) et la commande des accessoires l'ensemble compresseur et turbine haute pression (THP et CHP) est appelé attelage haute pression N2.

III.2.6) Turbine basse pression (BPT) :

Ce module est constitué de quatre étages, elle utilise l'énergie mécanique récupéré pour entraîner le FAN et le compresseur basse pression (soufflante). L'ensemble turbine basse pression, Fan et le compresseur basse pression est appelé attelage basse pression entraîné par shaft N1.

Il est supporté par trois roulements.

III.2.7) Les circuits de refroidissement :

L'amélioration des performances et des rendements des turboréacteurs passe par l'augmentation de la température des gaz dans les chambres de combustion.

Chaque type de turboréacteur est différents mais le principe général pour le refroidissement reste le même sur le dessin ci-dessous :

-L'air provenant de compresseur BP sert à refroidir les cavités du moteur et à refroidir et pressuriser les paliers.

-L'air provenant du cinquième étage de compresseur HP sert à refroidir une autre partie du moteur.

-L'air sortant du compresseur HP va refroidir le distributeur haut et basse pression ainsi que les ailettes des turbines hautes et basse pression.

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

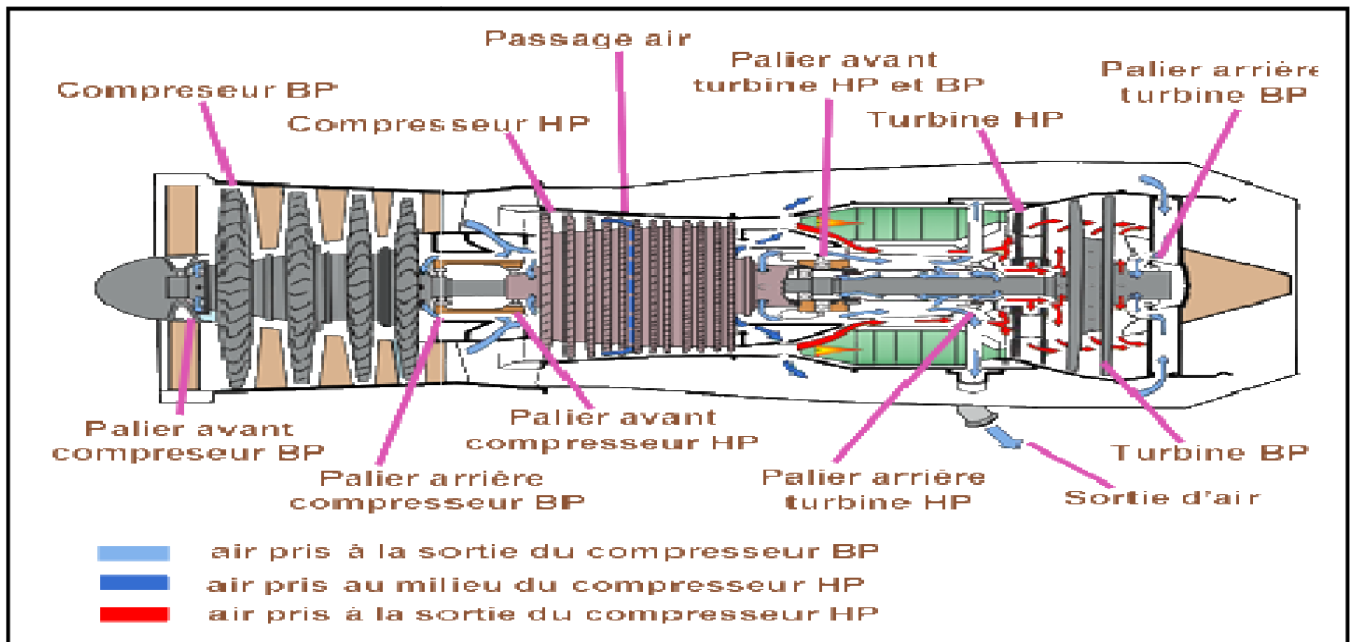


Figure III-2: Le circuits de refroidissement de CFM56-7B.

III.3) Les stations de turboréacteur CFM 56-7B :

Pour étudier les pressions et températures dans différents organes de turboréacteur on a fait le schéma du découpage suivant :

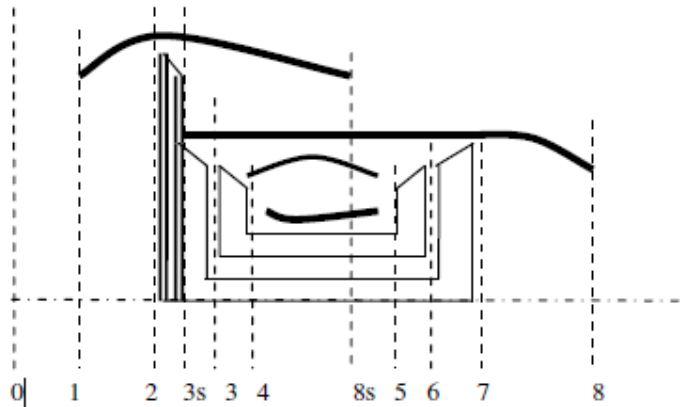


Figure III-3: Schéma du découpage en tranches de l'écoulement.

III.4) Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B :

Tableau III-1: Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B.

La poussée maximum Au décollage	84,51 – 121,43 (KN)	La longueur	2.51 (m)
Débit d'air	307.08 – 385 (Kg/sec)	La Hauteur	1.83 (m)
Taux_ de dilution	5.5 – 5.1	La Largeur	2.12 (m)
Taux de pression globale	32.8	Diamètre de Fan	1.54 (m)

Tableau III-2 : Les caractéristiques principales du réacteur CFM56-7B dans différents points de fonctionnement.

Quantité /Cycle	Point fixe Z= 0, F=7%	Décollage Z=0, F=100%	Montée Z=915m, F=85%	Approche Z=915m, F=30%
V0, (ou Mach 0)	Mach faible pour assurer aspiration	220 km/h = 61.11 m/s	220 km/h = 61.11 m/s	220 km/h = 61.11 m/s
T0, K	288.15	288.15	282.2025	282.2025
P0, (Bar)	1	1	0.8961	0.8961
Taux de dilution	5.3	5.3	5.3	5.3
Débit_Air_prim, (Kg/s)	4.2777	61.1111	51.94	18.33
Débit_Air_second (Kg/s)	22.6723	323.8889	275.31	97.17
Débit carburant (Kg/s)	0.109	1.103	0.91	0.316
Dosage Air/Fuel	39.2449	55.4044	57.0769	58.0063
Taux_CBP	1.81	1.81	1.81	1.81
Taux_CHP	10.41	10.41	10.41	10.41
Taux_Fan	1.5	1.5	1.5	1.5
Taux_THP	3.381	3.381	3.381	3.381
Taux_TBP	2.771	2.771	2.771	2.771

III.5) Calcul des pressions et températures thermodynamique (Pt-Tt):

III.5.1) Calcul des pressions et températures polytropique :

Tableau III-3: Calcul des pressions et températures polytropique.

Les points	Pression totale (bar)	Température totale polytropique (K)
Pt_0	1.6038	329.7876
Pt_1	1.6038	329.7876
Pt_2	1.5556	329.7876
Pt_3	2.8156	396.7374
Pt_{3f}	2.3334	374.2995
Pt_4	29.3103	812.2177
Pt_5	28.4309	1563
Pt_6	8.4070	1167.7461
Pt_7	3.0332	1112.5416
Pt_8	2.9422	1112.5416
Pt_{8f}	2.2633	374.2995

III.5.2) Calcul des pression et températures isentropique :

Tableau III-4: Calcul des pression et températures isentropique.

Les points	Pression totale isentropique (bar)	Température totale isentropique (K)
Pt_0	1.6038	/
Pt_1	1.6038	/
Pt_2	1.5556	/
Pt_3	2.8156	390.7120
Pt_{3f}	2.3334	370.2935
Pt_4	29.3103	774.8245
Pt_5	28.4309	/
Pt_6	8.4070	1137.7471
Pt_7	3.0332	1107.0818
Pt_8	2.9422	/
Pt_{8f}	2.2633	/

III.6) Rapport de test sur banc d'essai « Air Algérie » :

Tableau III-5 : Les résultats nécessaire du banc d'essai sur différents points.

Régime	Point fixe	Décollage	Croisière
P3 (bar)	2.4476	28.3893	26.6044
T3 (K)	517	852.15	834.15
Débit de fuel (kg/s)	0.0870	1.3804	1.2633
La poussée (KN)	2.7178	111.6192	105.4050

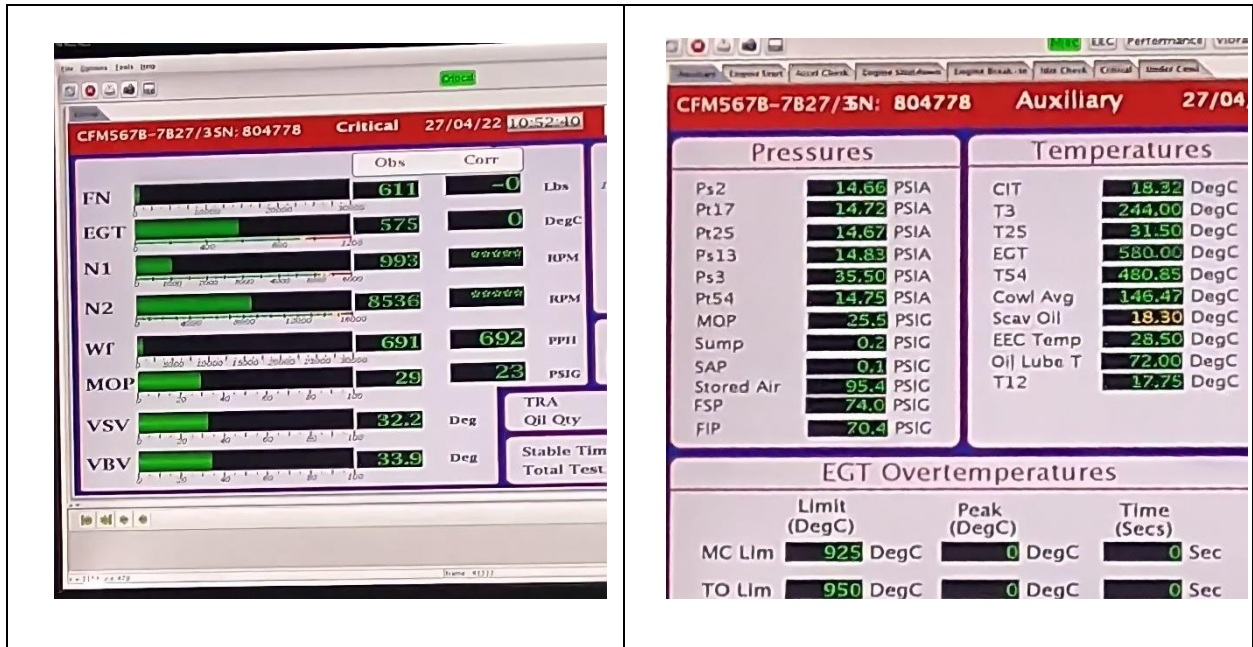


Figure III-4 : les données qu'on a vue dans le banc d'essai en régime ralenti (point fixe).



Figure III-5: les données qu'on a vue dans le banc d'essai en régime Décollage.

III.7) Calcul EINOx dans différents points :

III.7.1) Avec méthode P3-T3 :

- Première corrélation : [AECMA]

$$EI_{NOx} = 2 + 28.5 \times \sqrt{\frac{P_3}{3100}} \times e^{\frac{T_3 - 825}{250}} \quad (III.1)$$

Tableau III-6: Calcul EINOx avec méthode P3-T3 (III.1).

	Point fixe	Décollage	Croisière
ELNOx (g/kg)	4.3357	32.4022	29.3864

• **Deuxième corrélation : [For NASA]**

$$EI_{NOx} = 33.2 \times \left(\frac{p_3}{432.7}\right)^{0,4} \times e^{\left(\frac{t_3 - 459.67 - 1027.6}{349.9} + \frac{6.29 - 6.3}{53.2}\right)} \quad (III.2)$$

Tableau III-7: Calcul EINOx avec méthode P3-T3 (III.2).

	Point fixe	Décollage	Croisière
ELNOx (g/kg)	2.4873	37.1771	33.0202

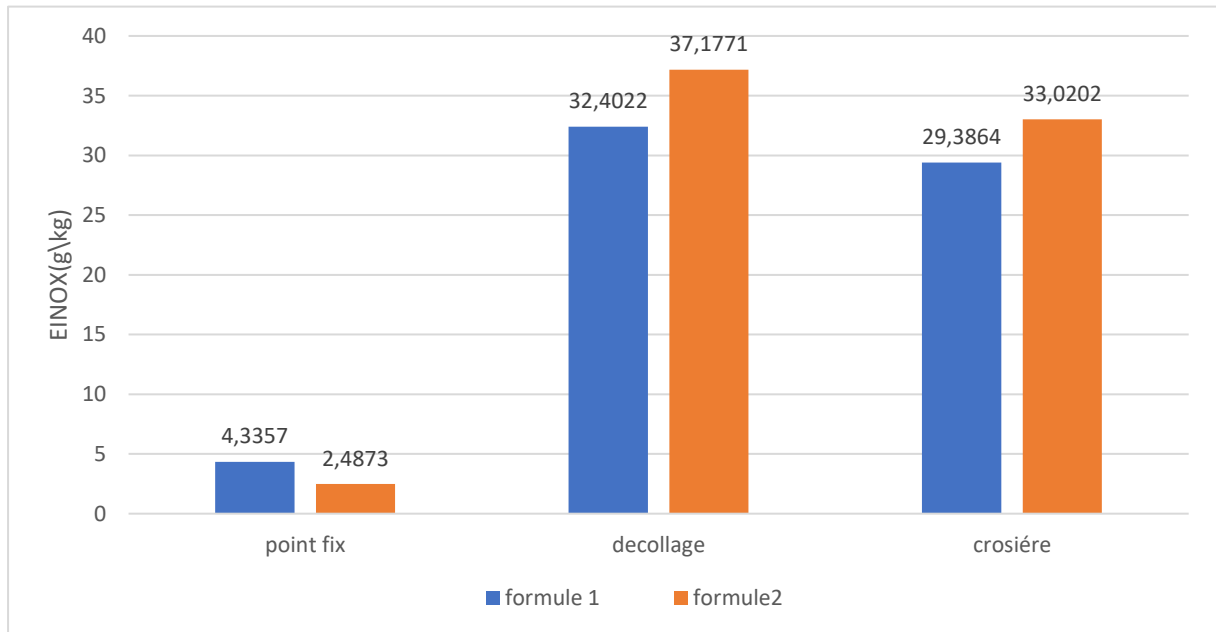


Figure III-6 : graphe comparer les valeurs de EINOx entre deux formule 1&2 (méthode P3-T3).

III.7.2) Calcul EINOx avec méthode T3 :

• **Corrélation 1 : [Tsague 2007]**

$$EI_{NOx} = 4 \times 10^{-9} T_3^{3.364} \quad (III.3)$$

Tableau III-8: Calcul EINOx avec méthode T3 (III.3).

	Point fixe	Décollage	Croisière
ELNOx (g/kg)	5.7114	55.1514	48.82

- **Corrélation 2 : [For Lipfert]**

$$EI_{NOx} = 0.17282 \times e^{(0.00676593 \times T_3)} \quad (III.4)$$

Tableau III-9: Calcul EINOx avec méthode T3 (III.4).

	Point fixe	Décollage	Croisière
ELNOx (g/kg)	5.3733	28.8613	26.86

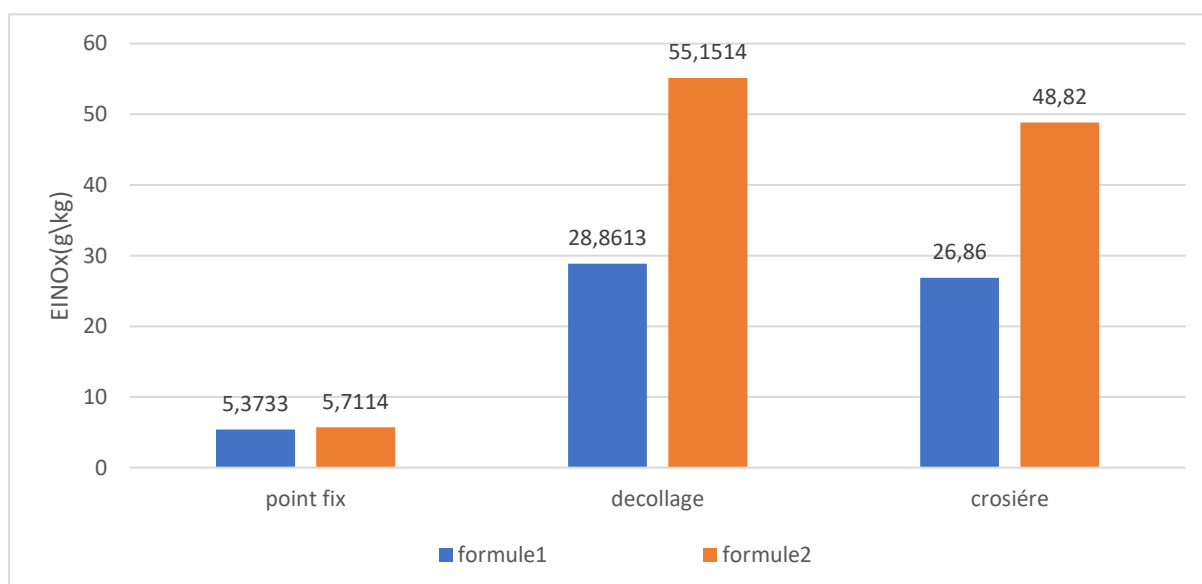


Figure III-7 : graphe comparer les valeurs de EINOx entre deux formule 1&2 (méthode T3).

III.7.3) Calcul EINOx avec méthode débit de carburent :

- **Corrélation :** [Tsague 2007]

$$EL_{NOx} = 20 \times mf^{0.6} \quad (III.5)$$

Tableau III-10: Calcul EINOx avec méthode débit de carburent (III.5).

	Point fixe	Décollage	Croisière
EINOx(g/kg)	4.6210	24.26	23.0109

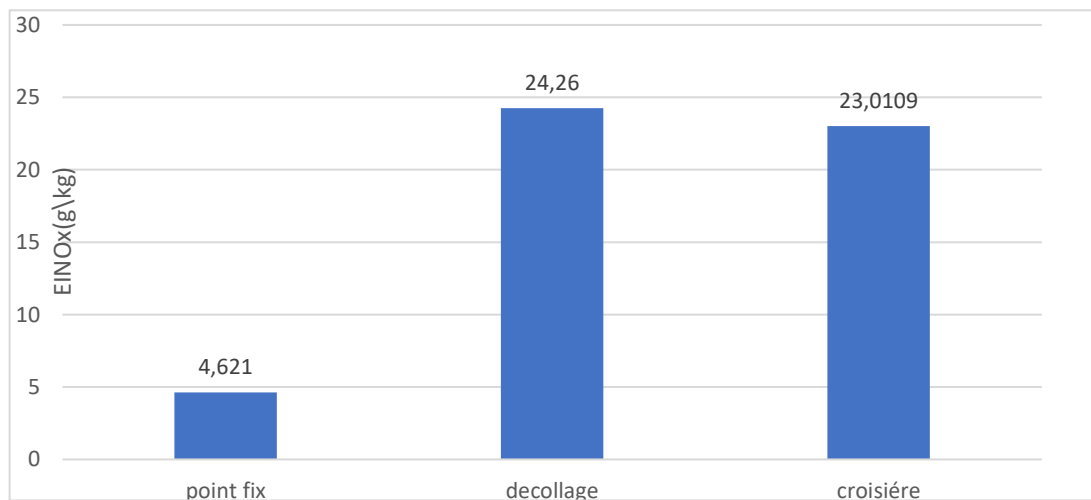


Figure III-8: graphe affiché les valeurs de EINOx dans différent point de fonctionnement (méthode débit de carburent).

III.8) Calcul les écarts relatives :

III.8.1) Estimation des écarts relatives de P3-T3 :

Par rapport « Olivier Scholz, 2012 » et « Données Air Algérie » et « programme ».

Tableau III-11: Comparéso les température et pression entre "calcul analytique" et "Olivier scholz,2012" et "Air Algérie".

	Calcul analytique	Programme	Olivier Scholz, 2012.[4]	Données Air Algérie
Sortie CHP / entrée C.C	4	4	3	3/30
Pression entrée chambre de combustion (bar)	29.3103	28.4591	26.071	28.3893
Température entrée chambre de combustion (K)	812.2177	803.9238	819.385	852.15

Tableau III-12: Estimation des écarts relatives de P3-T3.

Source Estimation Relative	Programme	Données air Algérie	Olivier Scholz, 2012
Pression δ_P	2.904%	3.1422%	11.0517%
Température δ_T	1.0211%	4.9164%	0.8824%

III.8.2) Estimation des écarts relatives de EINOx :

Tableau III-13:Rapport de test de General Electric qui affiché les émissions de CFM56-7B.

	La poussée (%)	Les émissions de EINOx (g/kg)
Point fixe	7%	4.36
Décollage	100%	23.95
Croisière	85%	17.89

Réf. GE REPORT CR-900E Rev. 2, July 19, 2010

L'organisation de l'OACI nous a fourni les résultats des essais du constructeur CFMI pour comparer les relations des papiers de recherches et permet de faire une estimation relative avec pourcentage sur différentes positions du cycle LTO.

➤ **Au point fixe :**

Les corrélations (III.3) et (III.4) montre que les émissions des EINOx sont 5.7 g/kg avec une erreur relative de 18%, alors que la corrélation (III.1) de [Tsague 2007] est pratiquement identique avec les résultats de l'ICAO avec une estimation relative de 0.69%, donc nous pouvons déduire que la corrélation (III.1) est la plus proche au résultat de l'OACI.

Tableau III-14:Erreur relative de EINOx au point fixe.

	Eq III.1	Eq III.2	Eq III.3	Eq III.4	Eq III.5
Erreur relative %	0.69	43.11	18.9	18.8	5.62

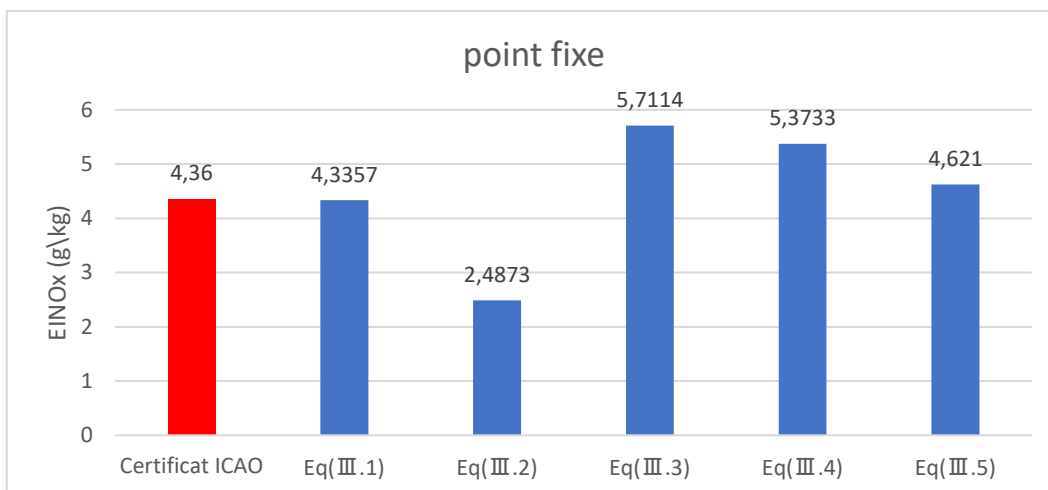


Figure III-9: Graphe de comparaison de EINOx au point fixe.

➤ Au décollage :

La corrélation (III.5) qui appartient à la recherche de [Tsague 2007] donne le résultat le plus proche aux références de l'OACI avec une estimation relative de 1.31%.

Tableau III-15: Erreur relative de EINOx au Décollage.

	Eq III.1	Eq III.2	Eq III.3	Eq III.4	Eq III.5
Erreur relative %	26.1	35.6	56.59	17.04	1.31

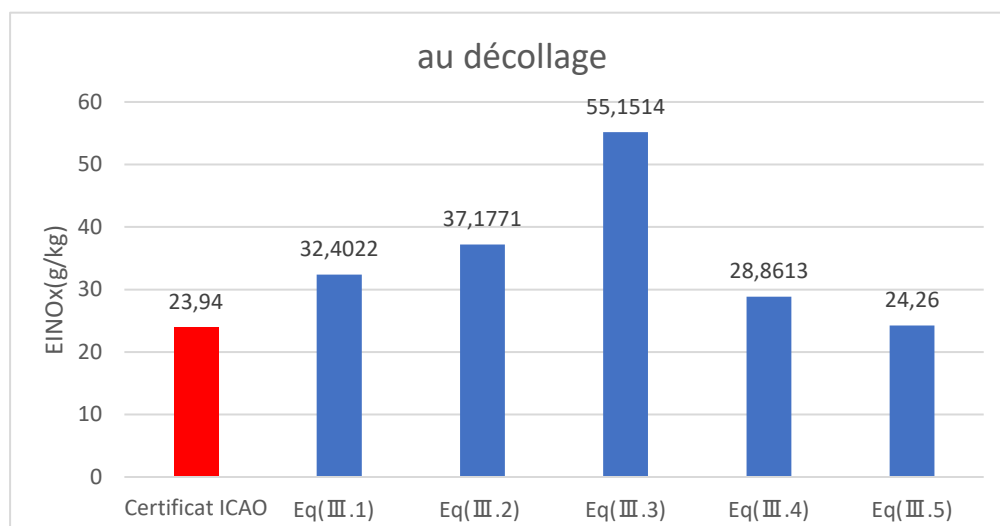


Figure III-10: Graphe de comparaison de EINOx au Décollage.

➤ Au régime de croisière :

Tableau III-16: Erreur relative de EINOx au régime de Croisière.

	Eq III.1	Eq III.2	Eq III.3	Eq III.4	Eq III.5
Erreur relative %	39.10	45.8	63.34	33.39	22.25

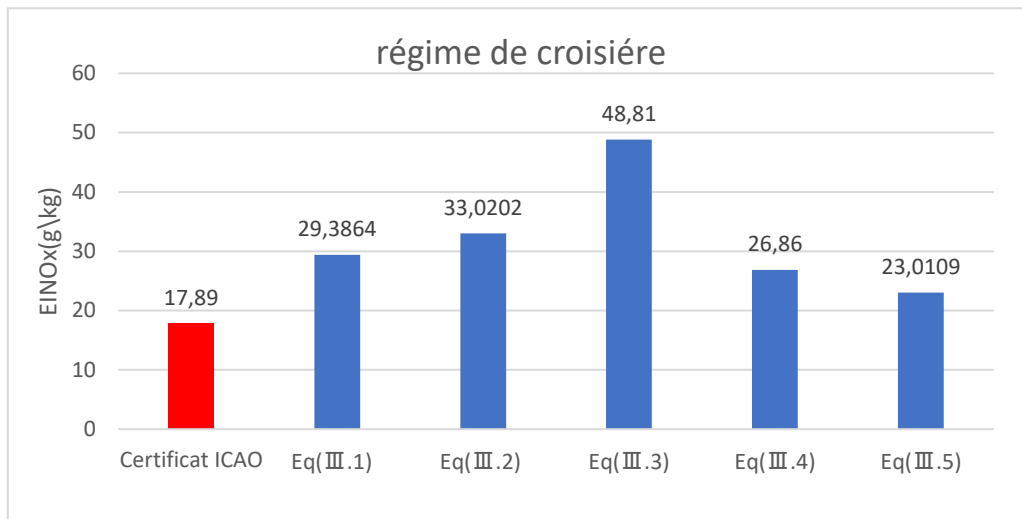


Figure III-11: Graphe de comparaison de EINOx au régime de croisière.

Conclusion :

A la fin de ce chapitre nous pouvons conclure qu'il n'y a pas de loi qui s'applique à tous les régimes du cycle LTO, mais il y a des lois sur lesquelles on peut compter en mode décollage et d'autres en mode fixe.

Conclusion générale :

La conception d'un turboréacteur est une tâche complexe qui demande de nombreuses Compétences en thermodynamique, mécanique des fluides, optimisation et conception. La réalisation de cette étude a été l'occasion de découvrir un volet du génie mécanique riche et pluridisciplinaire.

Les moteurs à réaction sont divers et variés et leurs applications sont par conséquent multiples. Les travaux visant à améliorer les performances des moteurs à réaction ne cessent de prospecter des solutions aux problèmes des émissions polluantes. L'objectif principal de ce mémoire a été de mener une étude thermodynamique du moteur CFM56-7B, une turbosoufflante à haut rapport de dilution et d'évaluer les performances Énergétiques aux différentes positions du cycle LTO (point fixe-décollage-croisière). L'évolution des différents paramètres thermodynamiques à travers les organes du moteur a été étudiée.

Les calculs ont été effectués en utilisant le logiciel fortran et les résultats analysés et traités sous environnement Excel.

Les résultats sont dans une large mesure satisfaisante pour une préconception du moteur qui est une étape incontournable dans le processus de la fabrication des moteurs à réaction. Les résultats obtenus quoique basés sur des hypothèses simplificatrices idéalistes ne s'écartent pas de façon grossière des données du constructeur. Notre objectif secondaire est de mettre à la disposition des futurs étudiants du département de génie mécanique de notre faculté une référence supplémentaire dans le domaine des moteurs à réaction.

Annexe :

Paramètres d'entrée du CFM56-7B[4]

Paramètres d'entrée pour le CFM56-7B24	
T_{∞}	288.15 K
P_{∞}	1.013 bars
Inlet Pres. Recov.	0.99
FPR	1.6
LPC Press. Ratio	1.81
Comp. Interduct Press. Ratio	0.98
HPC Press. Ratio	10.574
Bypass Duct Press. Ratio	0.98
Turb. Interduct Press. Ratio	0.98
BPR	5.3
Burner Exit Temperature	1563 K
Burner Efficiency	0.9995
Burner Press. Ratio	0.96
Fuel Heating Value	43152.8 kJ/kg
HP Spool Mech. Efficiency	0.99
LP Spool Mech. Efficiency	0.99
Turbine Exit duct Press. Ratio	0.96

Données de sortie fournies par le module thermodynamique pour le CFM56-7B[4]

	Temp. T_o	Press. P_o			
Station	K	bars	Efficiency	Polytropic	Press. Ratio
amb	288.15	1.013	Inlet Press. Recov.		0.99
2	288.15	1.003	Fan	0.89	1.6
13	335.079	1.605	Bypass Duct		0.98
21	321.018	1.404	LPC	0.90	1.81
22	321.018	1.390	HPC	0.90	10.574
24	387.554	2.516	Burner	0.9995 (isen.)	0.96
25	387.554	2.466	HPT	0.91	3.381
3	819.385	26.071	LPT	0.91	2.681
4	1563.0	25.028	Turbine Exit Duct		0.96
44	1189.6	7.403			
45	1189.6	7.255			
5	953.207	2.706	Net Thrust per air mass flow rate	346.94	kN/(kg/s)
8	953.207	2.598	SFC	10.74	mg/N-s
18	335.079	1.573	Fuel flow per air mass flow rate	0.0037	

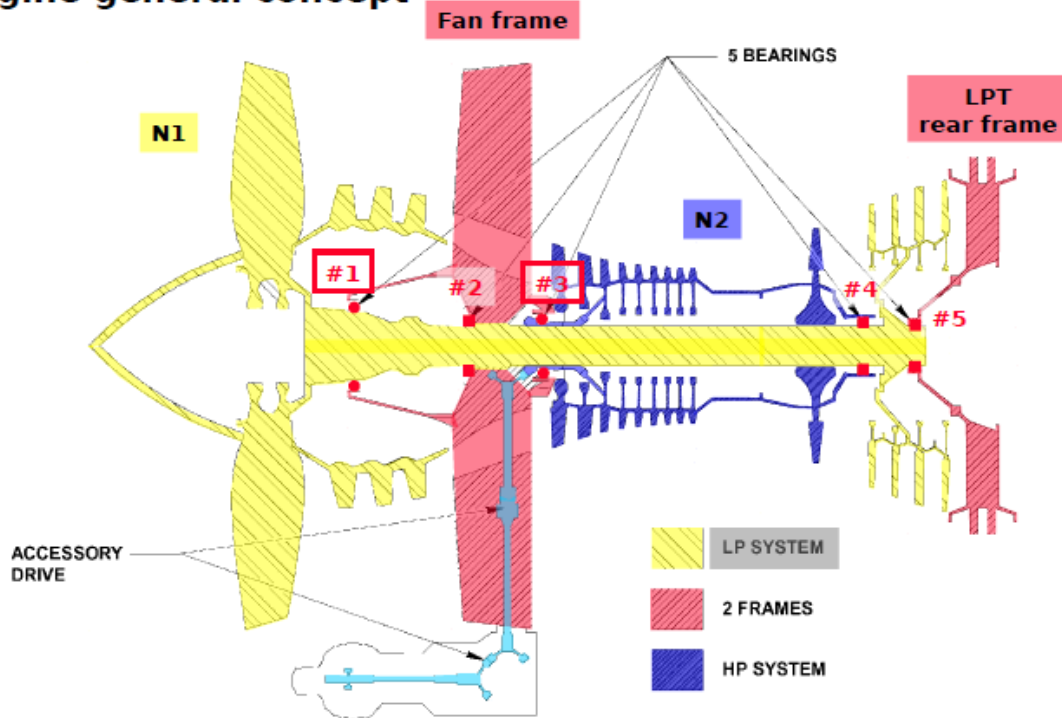
CFM56-7B technical data www.cfm56.com[9]

	CFM56-7B18	-7B20	-7B22	-7B24	-7B26	-7B27
Take-off conditions (sea level)						
Max. takeoff (lb)	19,500	20,600	22,700	24,200	26,300	27,300
Airflow (lb/sec)	677	696	728	751	779	782
Bypass ratio	5.5	5.5	5.3	5.3	5.1	5.1
In-flight performance (installed, 35 000 ft, Mach=0.80 - ISA)						
Max. climb thrust (lb)	5,962	5,962	5,962	5,962	5,962	5,962
Overall pressure ratio at max. Climb	32.8	32.8	32.8	32.8	32.8	32.8
Max. cruise thrust (lb)	5,420	5,450	5,450	5,480	5,480	5,480
Engine characteristics						
Length (in)	98.7	98.7	98.7	98.7	98.7	98.7
Fan diameter (in)	61.0	61.0	61.0	61.0	61.0	61.0
Basic dry weight (lb)	5,216	5,216	5,216	5,216	5,216	5,216
Applications						
Boeing NG series	737-600	737-600 737-700	737-600 737-700	737-700 737-800 737-900 C40A	737-800 737-900 BBJ Combi	737-800 737-900 BBJ BBJ

CFM56-7B main characteristics[9]

Type of engine	Turbofan	Performance	
Arrangement	Two spool axial flow	• Take-off thrust (SLS)	*19500 - 27300 lbs
Rotation	Clockwise (ALF)	• Take-off flat rated Temperature °F/°C	*86/30
Compressors		• Max climb thrust	*5962 lbs
Fan	Single stage	• By-pass ratio	*5.1:1 to 5.5:1
LP Compressor	Four stages	• EGT red line	950°C
HP Compressor	Nine stages	• 100% N1 (Low Pressure Rotational Speed)	5,175 rpm
Combustion chamber	Annular SAC (option DAC)	• N1 speed limit (red line)	104%
Turbines		• 100% N2 (High Pressure Rotational Speed)	14,460 rpm
HP Turbine	Single stage	• N2 speed limit (red line)	105%
LP Turbine	Four stages		
Overall dimensions			
Length	2.51m (98.72 ins)		
Height	1.83m (72.00 ins)		
Width	2.12m (83.40 ins)		
			*figures depend on engine model

Engine general concept



résultat de programme : **Communication Ouargla[1]**

```

F:\fortran\turbor\facteur.exe
subroutine      396.008300      796.008300      24.196910
Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.

fa fb      -2.574471      -3.779221E-02
Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.

Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.

subroutine      396.008300      896.008300      24.196910
Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.

fa fb      -2.574471      4.185009E-01
Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.

iiiterrr      19
Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.

conditions entree chambre
*****pression*****      28.459140
*****temperature****      803.923800
Pause - Please enter a blank line (to continue) or a DOS command.
    
```

Rapport de test AIR ALGERIE.

Performance

FSG		0.790	0.790
RelHum	%	40.44	38.35
SHUM	GPP	48.417	45.703
LHV		18774	18774
PLA Comm	Deg	78.1	75.8
PLA EEC	Deg	78.0	75.8

Rotor Speeds

N1Hz	RPM	2651.51	2556.75	2
N1I	RPM	5303	5113	
N1S	RPM	5303	5113	
N1 Cell	RPM	5301	5110	
N1Pct EEC	%	102.42	98.76	
N1Std	RPM	5229	5040	***
N1K	RPM	5234	5042	
N2Hz	RPM	10552.74	10466.46	10
N2I	RPM	14607	14488	
N2S	RPM	14607	14488	
N2	RPM	14607	14488	

Temperatures

CIT	DegF	72.3	72.2	
T3 EEC	DegF	1074.2	1041.8	
T25 EEC	DegF	265.5	251.1	
EGT EEC	DegF	1619.6	1560.2	
ScavOilt	DegF	70.9	70.9	
LubeOilt	DegF	*****	*****	***
CowlDoor1	DegF	367.5	350.1	
CowlDoor2	DegF	351.5	343.9	
CowlDoor3	DegF	249.3	242.9	
CowlDoor4	DegF	402.3	382.7	
CowlDoor5	DegF	298.8	289.4	
CowlDoor6	DegF	389.5	379.9	
CowlDoor7	DegF	269.0	268.9	
CowlDoor8	DegF	248.9	243.9	
CowlDoor9	DegF	262.4	257.6	

Pressures

PBar	mBar	1009.27	1009.25
PBar	PSIA	14.638	14.638
PCellF	PSI	0.001	0.001
PCellFpsia	PSIA	14.639	14.639
PCellR	PSI	-0.208	-0.201
PCellRpsia	PSIA	14.430	14.437
Pt2psia	PSIA	14.489	14.498
Pt17-1	PSI	-0.106	-0.110
Pt17-2	PSI	0.277	0.272
Pt17	PSIG	0.086	0.081
Pt17psia	PSIA	14.724	14.719
Pt25 - EEC	PSIA	14.678	14.677
PS13 - EEC	PSIA	14.688	14.688
PS3 - EEC	PSIA	411.752	385.865
SAP	PSIG	0.154	0.149
FIP	PSIG	22.482	22.186
MOP	PSIG	62.243	60.351

Vibrations

Corrections

Thrust Correction:

FN	Lbs	25093	23696
FNI	lbs	25093	23696
FNS	lbs	25093	23696
KHFn		1.000	1.000
Pt2	PSIA	14.489	14.498
Delta2		0.98586	0.98654
FnK	lbs	25456	24022
FNK1		27843	26087
FNAdj		1.004	1.005
FnAdjATC		0.997	0.997
FnAdjCSD		1.000	1.001
FnK2	Lbs	27962	26212
DeltaFn	Lbs	0	19
FnDR1	Lbs	27805	26446

Reference

- [1] **Communication Ouargla.** Journées d'études nationales de mécanique JENM 2005, Ouargla, 15-16 Mars 2005
- [2] **Article Tsague 2007.** Prediction of emissions in turbojet engines exhausts : relationship between nitrogen oxides emission index (EINOx) and the operational parameters.
- [3] **Article N. Chandrasekaran and Abhijit Guha.** Study of Prediction Methods for NOx Emission from Turbofan Engines, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 28, No. 1, January–February 2012
- [4] **Olivier Scholz, 2012,** UNE ENTRÉE D'AIR OPTIMISÉE AVEC DÉBIT MOTEUR AJUSTÉ SOUS LA CONTRAINTE D'INGESTION DE COUCHE LIMITE
- [5] **(SRCAE),** Le schéma régional du climat, de l'air et de l'énergie
- [6] **Manuel de la réglementation du transport aérien international,** volume II de l'OACI, Organisation de l'aviation civile internationale, 2004.
- [7] **La capacité aéroportuaire Guide technique,** Service technique de l'Aviation civile Juillet 2018
- [8] **transport aérien et pollution atmosphérique,** olivier Herz, Science of The Total Environment, Volume 134, Issues 1–3, 25 June 1993, Pages 335-342
- [9] **WWW.CFM56.COM**