



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



UNIVERSITE DE BOUMERDES
FACULTE DES HYDROCARBURES ET DE LA CHIMIE

DEPARTEMENT : Transport et Équipements Des Hydrocarbures

SPÉCIALIATÉ : Mécanique Des Unités Pétrochimiques

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention d'un diplôme de MASTER

THEME

*Étude thermodynamique et calcul des performances
du turboréacteur CFM56-7B*

Réalisé par :

BENCHENDIKH WAHIB

ABBACHE ILYES ABDALLAH

Suivi par :

Mr.SAHNOUNE

Promotion 2016

Résumé

الخلاصة :

شهدت التربينات الغازية في السنوات الأخيرة تطورا سريعا و استعمالا واسعا في الجانب الصناعي الخاص بالمنشآت الطاقوية الكبرى (المحروقات، انتاج الطاقة الكهربائية، المحركات النفاثة...الخ). هذه الآلات جد حساسة للظروف المناخية، ونقصد بهذا درجة حرارة الهواء و الرطوبة، بالإضافة الى طرق استعمالها و مكان تواجدها. تؤدي ارتفاع درجة الحرارة الى انخفاض كثافة الهواء، و هذا يقلل من شدة احتراق الوقود، كل هذه العوامل لها تأثير مباشر على المردود.
الكلمات المفتاحية : التربينات الغازية، النقل الحراري.

Résumé :

Les turbines à gaz ont connu ces dernières années un rythme de développement accéléré dans l'industrie des hydrocarbures, la production d'énergie électrique, et les turboréacteurs...etc. Ces machines sont très sensibles aux conditions climatiques, c'est-à-dire, à la température de l'air ambiant et à l'humidité, en plus des méthodes de leur utilisation et de leur emplacement. Une température élevée conduit à une diminution de la densité de l'air, ce qui réduit l'intensité de la combustion ; tous ces facteurs ont un impact direct sur leur rendement.

Mots clés : Turbine à gaz, transfert de chaleur.

Abstract:

Gas turbines have experienced in recent years an accelerated pace of development in the hydrocarbon industry, production of electrical energy and jet engines... etc. These machines are very sensitive to climatic conditions, that is to say, the temperature of the ambient air and moisture, in addition to methods of their use and their location. A high temperature leads to a decrease in air density, which reduces the combustion intensity; all these factors have a direct impact on their performance.

Keywords: Gas turbine, Heat Transfer.

Remerciements

Langage tout d'abord à DIEU qui nous a donné la force

Pour terminer ce modeste travail.

*Toutes nos infinies gratitude à notre promoteur, Monsieur
SAHNOUNE pour son encadrement et ses aides précieuses.*

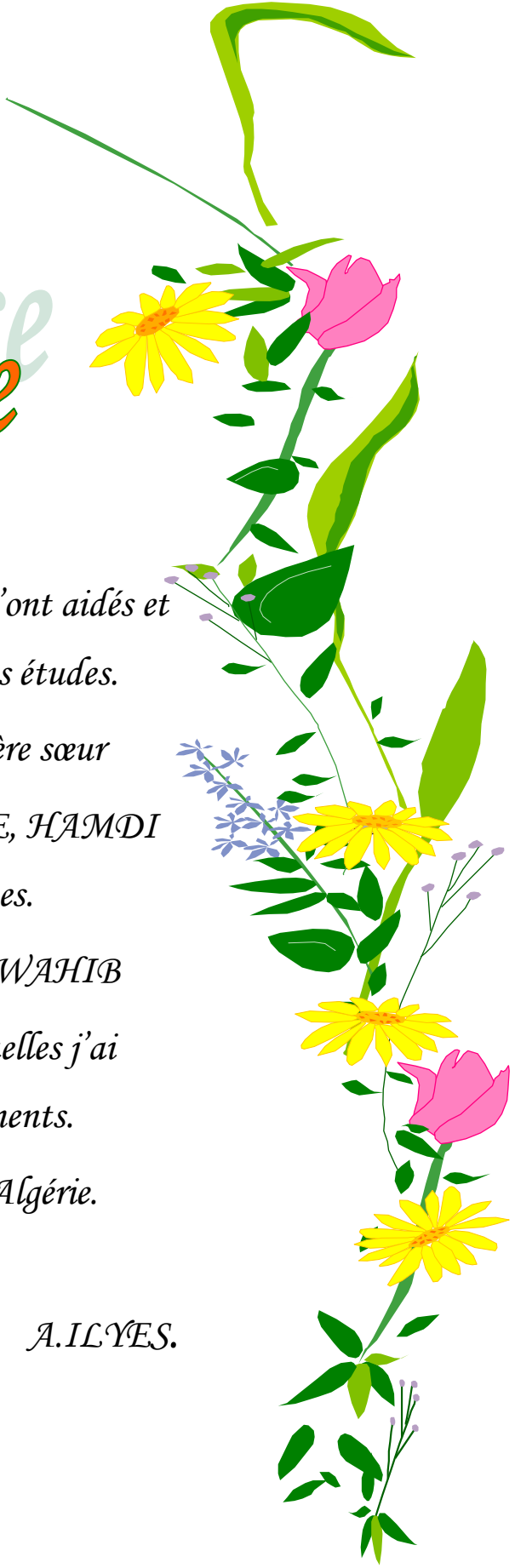
*Nous remercions aussi les membres de jury qui nous ont fait
l'honneur d'accepter le jugement de notre travail.*

*Notre sincère reconnaissance à nos enseignants du
département: transport et équipements des hydrocarbures.*

*Nos remerciements s'adressent aussi, à tous les travailleurs de
la base de maintenance d'air Algérie.*

*Enfin nous remercions tous ceux qui ont contribué de près
ou de loin à l'élaboration de ce modeste travail.*

ILYES . WAHIB

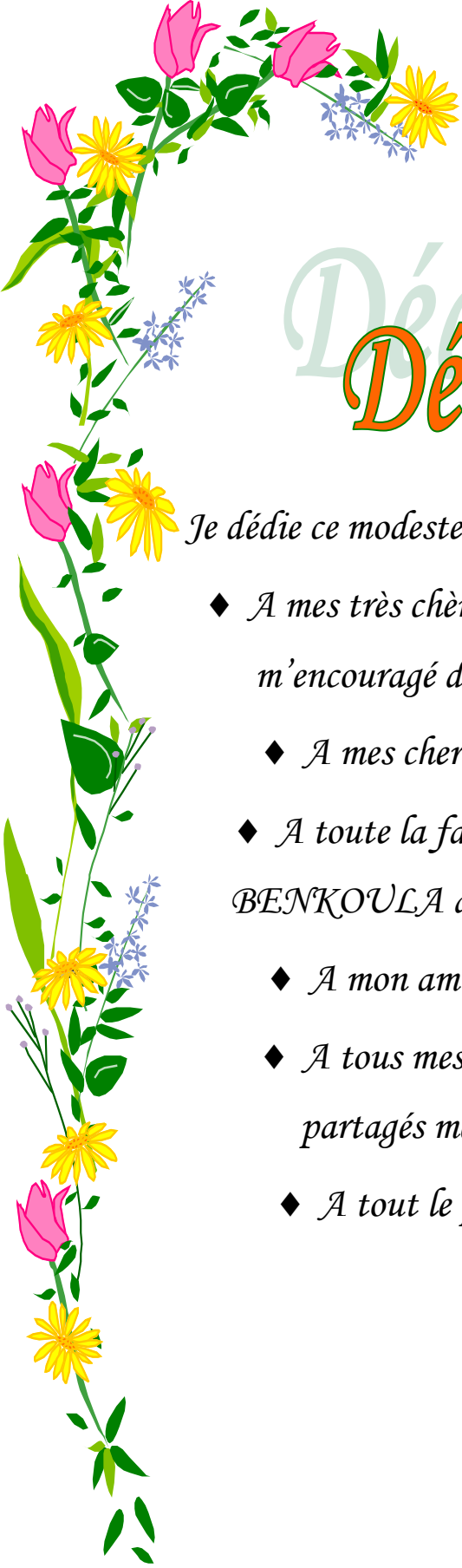


Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

- ◆ *A mes très chers parents qui m'ont aidés et m'encouragé durant toutes mes études.*
- ◆ *A mon cher frère et ma chère sœur*
- ◆ *A toute la famille ABBACHE, HAMDI ainsi que tous mes proches.*
- ◆ *A mon ami et mon binôme WAHIB*
- ◆ *A tous mes amis avec lesquelles j'ai partagés mes meilleurs moments.*
- ◆ *A tout le personnel d'air Algérie.*

A.ILYES.



Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

- ◆ *A mes très chers parents qui m'ont aidés et m'encouragé durant toutes mes études.*
- ◆ *A mes chers frères et ma chère sœur*
- ◆ *A toute la famille BENCHENDIKH, BENKOULA ainsi que tous mes proches.*
- ◆ *A mon ami et mon binôme ILYES*
- ◆ *A tous mes amis avec lesquelles j'ai partagés mes meilleurs moments.*
- ◆ *A tout le personnel d'air Algérie.*

B. WAHIB.

SOMMAIRE

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

Chapitre I : Présentation de la compagnie

I.1.Présentation de l'aéroport d'Alger	3
I .1.1.Description technique.....	3
I.1.2.Société de Gestion des Services et Infrastructures Aéroportuaires d'Alger (SGSIA).....	4
I.2.Présentation de la compagnie.....	5
I.2.1.Historique de la compagnie.....	6
I.2.2.Effectif.....	8

Chapitre II : Généralités sur les turboréacteurs

II.1.Les turbomachines.....	10
II.1.1.Définition des turbomachines.....	10
II.1.2.Fonctions et domaines d'utilisation des turbomachines.....	10
II.1.3.Les différents types des turbomachines aéronautiques.....	11
II.1.3.1.Le turboréacteur.....	11
II.1.3.2.Le turbopropulseur.....	11
II.1.3.2.Le turbomoteur.....	12
II.2.Les turboréacteurs.....	13
II.2.1.Turboréacteur à compresseur centrifuge.....	13
II.2.2.Turboréacteur à compresseur axial.....	13
II.2.3.Turboréacteur simple flux double-corps.....	14
II.2.4.Turboréacteur double flux mélangés.....	14
II.2.5.Turboréacteur avec postcombustion.....	15
II.2.6.Turboréacteur double flux avec soufflante.....	16
II.2.7.Turboréacteur double flux avec grande soufflante.....	16

II.3.Le moteur CFM56-7B.....	17
II.3.1.Historique du CFM56.....	17
II.3.1.1.Naissance.....	17
II.3.1.2.Les différents moteurs.....	18
II.3.2.Présentation du moteur CFM56-7B.....	20
II.3.3.Caractéristiques du moteur CFM56-7B.....	21
II.3.4.Le domaine d’application du moteur.....	21
II.3.5.Conception du moteur.....	22
II.3.6.Les différents modules du CFM56-7B.....	23
II.3.6.1.Module FAN.....	24
II.3.6.2.Module Major Core.....	24
II.3.6.2.a. Compresseur haute pression.....	25
II.3.6.2.b. La chambre de combustion.....	26
II.3.6.2.c. Turbine haute pression.....	26
II.3.6.3.Module LPT.....	27
II.3.6.4.Module boîte d’engrenage.....	27
II.3.7.Principe de fonctionnement.....	28
II.4.Le banc d’essais (AIR ALGERIE).....	30
II.4.1.Définition de banc d’essais (Test Cell).....	30
II.4.2.Situation.....	30
II.4.3.Dimensions.....	30
II.4.4.Les parties de banc d’essais.....	30
II.5.Les performances du turboréacteur.....	34
II.5.1.La poussée.....	34
II.5.2.Le taux de dilution.....	35
II.5.3.Consommation (horaire-spécifique).....	35
II.5.4.La poussée spécifique.....	35

II.5.5.Les puissances.....	35
II.5.6.Les rendements.....	36
II.5.7.Diagramme des vitesses.....	37
II.6.Nature de l'écoulement dans les turboréacteurs	38
II.7.Condition aux limites	39

Chapitre III : Etude thermodynamique

III.1.Rappels théoriques.....	40
III.1.1.Enthalpie totale.....	40
III.1.2.Premier principe de la thermodynamique.....	40
III.1.3.Travaux et rendements de compression.....	41
III.1.4.Travaux et rendements de détente.....	43
III.1.5.Le rendement de la chambre de combustion.....	43
III.1.6.Propriétés thermodynamiques de l'air.....	43
III.1.7.La vitesse d'éjection des gaz.....	44
III.2.Données de départ.....	45
III.2.1.Paramètres de l'air ambiant.....	45
III.2.2.Les rendements.....	45
III.2.3.Les vitesses.....	45
III.2.4.Les taux de compression et les taux de détente.....	45
III.2.5.Les sections.....	45
III.2.6.Les pertes.....	46
III.2.7.D'autres données.....	46
III.3.Les points particuliers du cycle de l'installation.....	46
III.4.Calcul thermodynamique de turboréacteur à deux lignes arbres en tenant compte des pertes dans les différents éléments de l'installation.....	48
III.4.1.Calcul du coefficient d'excès d'air α	48
III.4.2.Calcul de la densité.....	48

III.4.3.Paramètres d'air avant l'entrée de la soufflante.....	49
III.4.4.Paramètres d'air après le dernier étage du compresseur.....	50
III.4.5.Paramètres d'air avant la chambre de combustion.....	51
III.4.6.Paramètres du gaz après la chambre de combustion.....	52
III.4.7.Paramètres du gaz avant le premier étage de la turbine (THP)...	52
III.4.8.Paramètres du gaz après le dernier étage de la turbine(THP).....	53
III.4.9.Les paramètres avant le premier étage de la turbine (TBP).....	54
III.4.10.Les paramètres du dernier étage de la turbine (TBP).....	54
III.4.11.Les paramètres de la tuyère primaire après la turbine (TBP).....	55
III.4.12.Les paramètres de la tuyère secondaire.....	55
III.4.13.Travaux et puissances.....	56
III.4.14.Débit et rendement.....	57
III.4.15.Détermination de la pression et la température atmosphérique	
En fonction de l'altitude.....	59
III.4.16.Vérification du coefficient d'excès d'air.....	59
III.5.Les résultats	
a- de calcul d'après les données standard.....	60
b- de calcul d'après les données réelles (sur banc d'essai).....	61
c- Tableau comparatif des résultats abtenus	62
Conclusion	62

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

IV. Influence des facteurs extérieurs et intérieurs sur les performances de	
turboréacteur.....	63
IV.1.Influence des facteurs extérieurs sur les performances de	
turboréacteur.....	63
IV.2.Influence des facteurs intérieurs sur les performances de	
turboréacteur.....	63

IV.3.Calcul des performances de turboréacteur CFM56-7B.....	64
IV.4.Calcul des performances générales du CFM56-7B.....	68
Conclusion.....	68

Chapitre V : La maintenance du moteur CFM56-7B

V.1.La maintenance des turboréacteurs.....	69
V.1.1.Définition de la maintenance.....	69
V.1.2.But de la maintenance.....	69
V.1.3.Mode de maintenance.....	69
V.1.4.Les phénomènes précurseurs de pannes.....	69
V.1.5.Les types de la maintenance.....	69
V.1.5.1.La maintenance préventive.....	69
V.1.5.1.a. maintenance systématique.....	70
V.1.5.1.b. Maintenance préventive conditionnelle.....	70
V.1.5.2.La maintenance corrective.....	70
V.1.5.2.a. Maintenance palliative.....	71
V.1.5.2.b. Maintenance curative.....	71
V.2.La maintenance appliquée sur le moteur CFM56-7B.....	72
V.2.1.Types d'inspection.....	72
V.2.1.a. Inspection de moteur à l'arrêt.....	72
V.2.1.b. Inspection de la machine en marche.....	73
V.2.1.c. Contrôles au boroscope.....	73
V.2.2.Inspection du moteur démonté.....	74
V.2.2.a. Inspection des chambres de combustion.....	75
V.2.2.b. Inspection des voies des gaz chauds.....	75
V.2.2.c. Révision générale.....	76
V.3.Les ateliers de maintenance.....	79
V.3.1.Atelier joint et roulement.....	79

V.3.2.Atelier nettoyage chimique.....	79
V.3.3.Atelier nettoyage mécanique et grenaillage.....	80
V.3.4.Atelier métrologie.....	81
V.3.5.Atelier mécanique générale.....	81
V.3.6.Atelier peinture.....	82
V.3.7.Atelier équilibrage.....	82
V.4.Atelier assurance qualité.....	83
V.4.1.Atelier F.P.I.	83
V.4.2.Atelier M.P.I.	83
V.4.3.Courant de foucou.....	84
V.5.4.Les ultras son.....	84
V.4.5.Contrôle sur table.....	84
V.4.6.Contrôle moteur.....	84
V.4.7.Atelier rayon X.....	84
Conclusion générale.....	86

Liste des figures :

Figure (I-1) : Aéroport d'Alger Houari Boumediène.....	5
Figure (I-2) : Avion Airbus-A330.....	6
Figure (I-3) : Avion Boeing-737.....	7
Figure (I-4) : Organigramme d'air Algérie.....	9
Figure (II-1) : Un turboréacteur.....	11
Figure (II-2) : Un turbopropulseur.....	12
Figure (II-3) : Un turbomoteur.....	12
Figure (II-4) : Turboréacteur à compresseur centrifuge.....	13
Figure (II-5) : Turboréacteur à compresseur axial.....	14
Figure (II-6) : Turboréacteur simple flux double-corps.....	14
Figure (II-7) : Turboréacteur double flux mélangés.....	15
Figure (II-8) : Turboréacteur avec postcombustion.....	16
Figure (II-9) : Turboréacteur double flux avec soufflante.....	16
Figure (II-10) : Turboréacteur double flux avec grande soufflante.....	17
Figure (II-11) : Développement du moteur CFM56-7B.....	19
Figure (II-12) : Vue interne du CFM56-7B.....	20
Figure (II-13) : Domaine d'application du moteur.....	22
Figure (II-14) : L'écoulement d'air dans le moteur.....	23
Figure (II-15) : Conception modulaire du moteur CFM56-7B.....	23
Figure (II-16) : Les différents composants du module fan.....	24
Figure (II-17) : Les composants du module major core.....	25
Figure (II-18) : Compresseur haute pression HP.....	25
Figure (II-19) : La chambre de combustion.....	26
Figure (II-20) : Turbine haute pression.....	26
Figure (II-21) : Module LPT.....	27
Figure (II-22) : La boîte d'accessoires.....	28

Figure (II-23) : Les différents flux d'air.....	28
Figure (II-24) : Dimension de banc d'essai.....	30
Figure (II-25) : La configuration en L.....	31
Figure (II-26) : La configuration en U.....	32
Figure (II-27) : La configuration admission pliée.....	33
Figure (II-28) : Salle de contrôle.....	33
Figure (II-29) : Triangle des vitesses pour un compresseur axial.....	37
Figure (II-30) : Triangle des vitesses pour une turbine axiale.....	38
Figure (III-1) : Schéma thermique de l'installation d'un turboréacteur à deux attelages....	46
Figure (III-2) : Diagramme T-S réel.....	47
Figure (III-3) : Diagramme T-S théorique.....	47
Figure (IV-1) : Influence de T_3 sur la puissance et le rendement de la turbine.....	66
Figure (IV-2) : Influence de la température ambiante sur le rendement, puissance et la consommation spécifique.....	66
Figure (IV-3) : Influence de l'humidité sur la puissance et la consommation spécifique de la turbine.....	67
Figure (IV-4) : Influence de l'extraction de l'air à partir des différents étages du compresseur sur la puissance.....	67
Figure (V-1) : Les différents types de maintenance.....	71
Figure (V-2) : Emplacement des orifices d'introduction du boroscope.....	74
Figure (V-3) : Inspection des chambres de combustion.....	75
Figure (V-4) : Inspection des voies des gaz chauds.....	76
Figure (V-5) : Les différents bains dans l'atelier de nettoyage.....	79
Figure (V-6) : L'appareil de sablage dans l'atelier de nettoyage mécanique.....	80
Figure (V-7) : L'ancien appareil de sablage.....	80
Figure (V-8) : Le stylo de peinture sous forme d'huile ALODINE 1132.....	82

Liste des tableaux :

Tableau (I-1) : La flotte d'air Algérie.....	8
Tableau (II-1) : Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B.....	21
Tableau (III-1) : Les résultats de calcul d'après les données standard.....	60
Tableau (III-2) : Les résultats de calcul d'après les données réelles (banc d'essai).....	61
Tableau (III-3) : Comparaison entre les résultats trouvés.....	62

Nomenclature

Nomenclature :

Symbole	Désignation	Unité
C_p	spécifique à pression constante	J/Kg.K
C_{p_a}	chaleur spécifique de l'air à pression constante	J/Kg.K
C_{p_g}	chaleur spécifique du gaz à pression constante	J/Kg.K
C_{p_m}	chaleur spécifique moyenne	J/Kg.K
C_v	chaleur spécifique à volume constant	J/Kg.K
C_{sp}	consommation spécifique du carburant	Kg/Nh
C_H	consommation massique horaire	Kgc/h
F	Force de poussée	N
F_{sp}	poussée spécifique	N.s/Kg
g	accélération du pesanteur	m/s ²
M_i	la masse molaire du composant i	g/mol
X_i	la fraction molaire du composant i	
$\dot{m}$	débit massique	Kg/s
$\dot{m}_I$	débit massique de l'air du flux primaire	Kg/s
$\dot{m}_{II}$	débit massique de l'air du flux secondaire	Kg/s
$\dot{m}_a$	débit massique d'air	Kg/s
$\dot{m}_g$	débit massique du gaz	Kg/s
$\dot{m}_c$	débit massique du carburant	Kg/s
G_0	débit massique théorique d'air ou pouvoir comburivore du carburant	Kga/Kgc
P	pressions totale	Pas
p	pressions statique	Pas
P_e	pression à l'entrée	Pas
P_s	pression à la sortie	Pas
P_{ci}	pouvoir calorifique inférieur	Kj/Kg
P_p	puissance propulsive	W
P_{Th}	puissance thermique	W
P_{tht}	puissance thermique théorique	W
P_{thr}	puissance thermique réel	W
P_i	puissance mécanique	W
P_{souf}	puissance de la soufflante	W
P_{CBP}	puissance du compresseur base pression	W
P_{CHP}	puissance du compresseur haute pression	W
P_{CC}	puissance de la chambre de combustion	W
P_{TBP}	puissance de la turbine haute pression	W
P_{THP}	puissance du compresseur haute pression	W
P_{cal}	puissance calorifique	W
$\mathfrak{S}_{eff}$	puissance effective	W
Q	chaleur	J

Nomenclature

Q_{cith}	chaleur théorique isotherme de compression	J
r	constante universelle des gaz parfait 8314.5	J/KgK
T	température totale	K
t	température statique	K
T_e	température d'entrée	K
T_s	température de sortie	K
$V=C_i$	vitesse	m/s
V_0	vitesse d'entrée	m/s
V_1	vitesse de sortie des gaz chauds	m/s
V_2	vitesse de sortie des gaz froids	m/s
a	vitesse du son	m/s
W_i	travail	J
$W_{t,cith}$	travail théorique isotherme de compression et de détente	J
$W_{t,c}$	travail adiabatique réel de compression et de détente	J
$W_{t,cis}$	travail isentropique de compression et de détente	J
$W_{t,cp}$	travail polytropique de compression et de détente	J
W_{THP}	travail théorique de la turbine haute pression	J
W_{CHP}	travail théorique du compresseur haute pression	J
z	altitude de vol	m
η_{isouf}	rendement isentropique de la soufflante	
$\eta_{t,cp}$	rendement polytropique de compression ou de détente	
$\eta_{it,c}$	rendement isentropique de compression ou de détente	
η_{CC}	rendement la chambre de combustion	
$\eta_{iC,THP}$	rendement isentropique de la turbine ou compresseur haute pression	
$\eta_{iC,TBP}$	rendement isentropique de la turbine ou compresseur base pression	
η_i	rendement interne	
$\eta_{it,c}$	rendement interne de la turbine ou compresseur	
η_p	rendement propulsif	
η_{Th}	rendement thermique	
η_{Tht}	rendement thermique théorique	
η_{Thr}	rendement thermique réel	
η_g	rendement global	
σ_D	les pertes dans le diffuseur	
σ_T	les pertes dans la tuyère	
ε_{CBP}	taux de compression du compresseur base pression	
ε_{CHP}	taux de compression du compresseur haute pression	
ε_{souf}	taux de compression de la soufflante	
ε_{THP}	taux de détente de la turbine haute pression	
ε_{TBP}	taux de détente de la turbine base pression	
ΔH	variation d'enthalpie	J
H	enthalpie totale	Kj/Kg
h	enthalpie statique	Kj/Kg
ΔP	différence de pression	Pas
ρ	masse volumique	Kg/m ³

Nomenclature

Indices et Exposants

K	l'exposant polytropique
γ	le coefficient isentropique
ε	taux de compression ou de détente
σ	la perte dans les organes
λ	le taux de dilution
M	nombre de Mach
α	coefficient d'excès d'air

Abréviations

CBP	le compresseur base pression
CHP	la compresseur haute pression
CC	la chambre de combustion
TBP	la turbine basse pression
THP	la turbine haute pression
is	isentropique
th	théorique
p	polytropique
Souf	soufflante

Introduction générale :

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

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

Le turboréacteur est doté d'un système de régulation, son objectif est de lui permettre d'effectuer une efficacité maximale pour une condition donnée. A l'origine, les systèmes de contrôle moteur se composaient de simples liaisons mécaniques contrôlées par le pilote.

Ensuite, est venue l'introduction de control moteur électronique analogique en utilisant un signal électrique pour communiquer les réglages moteur désirés. Par la suite, la progression logique était de systèmes numériques de contrôle électroniques qui a abouti au système FADEC le système de contrôle électronique numérique à pleine autorité.

En effet, il est à noter que ce domaine se développe constamment, donc il est intéressant de réaliser un projet de fin d'études consacré à ce domaine. Et afin d'atteindre ce but on s'est adressé à la compagnie aérienne nationale AIR ALGERIE qui nous a proposé une étude concernant le Turboréacteur CFM56-7B équipant les avions Boeing 737 NG.

Notre travail représente dans son ensemble une étude thermo énergétique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres de fonctionnement de ce turboréacteur, et pour cela nous pourrons déterminer les performances qui sont la poussée et la consommation spécifique du carburant pour nombre de Mach et altitude variés.

Et aussi on explicite importance de la température ambiante, bien qu'elle soit importante pour le bon fonctionnement de ce type de machine, n'est pas prise en considération lors du processus de calcul de leurs caractéristiques, et ce, malgré la diminution de cette température, le rendement du moteur reste toujours relativement limité.

Pour atteindre les objectifs fixés à cette étude, on a subdivisé le travail en cinq chapitres :

Le premier chapitre est consacré à une représentation de lieu de stage « aéroport d'Alger » et du SGSIA et une présentation de la compagnie d'AIR ALGERIE.

Le second chapitre donne les généralités sur les turbomachines et les propulseurs à réaction et une description détaillé du moteur CFM56-7B.

Introduction générale

Le troisième chapitre traite les équations fondamentales et l'étude énergétique et thermodynamique du « Turbofan ».

Le quatrième chapitre porte sur la méthode de calcul des performances qui est basée sur des équations empiriques.

Le dernier chapitre comporte tout qui concerne la maintenance préventive, corrective des turbomachines et la documentation nécessaire et aussi tous les ateliers liés à ce domaine.

Enfin, on clôture notre travail par une conclusion générale.

I.1.Présentation de l'aéroport d'Alger :

L'aéroport international d'Alger - Houari Boumédiène, est un aéroport algérien, situé sur la commune de Dar El Beïda à 16 km à l'est d'Alger. Dont sa création est en 1924.

Il s'agit du plus important de tous les aéroports algériens. Sa capacité actuelle est d'environ 12 millions de passagers par an pour un flux réel de plus ou moins 4,5 millions en 2009. Il est composé d'un aérogare pour les vols internationaux, inaugurée le 5 juillet 2006, d'un aérogare pour les vols intérieurs, et d'un troisième pour les vols charters. L'aéroport d'Alger a été classé meilleur aéroport africain en 2011.

L'aéroport d'Alger est un aéroport civil international desservant la capitale algérienne et sa région (wilayas d'Alger, de Tipaza, de Blida, de Médéa, de Boumerdès et de Tizi-Ouzou).

L'aéroport est géré depuis novembre 2006 par la Société de gestion des services et infrastructures aéroportuaires (SGSIA), filiale de l'EGSA Alger, en partenariat avec Aéroports de Paris (ADP).

I.1.1.Description technique :

a-Pistes : L'aéroport dispose de deux pistes d'une longueur de 3 000 m chacune ; la première en béton bitumineux, la deuxième en asphalte.

b-Aérogares : Trois terminaux accueillent les passagers de l'aéroport : Le terminal 1 : inauguré en 2006, dédié aux vols internationaux. Le terminal 2 : ancien terminal international, rénové, dédié aux vols nationaux et le terminal 3 : ancien terminal national, dédié aux vols charters.

c-Dessertes : L'aéroport d'Alger est desservi par la compagnie aérienne nationale Air Algérie, la compagnie algérienne Tassili Airlines ainsi que par des compagnies aériennes européennes, nord-africaines et du Proche-Orient telles que : Aigle Azur, Tunis Air, British Airways, Air France, Saudi Arabian Airlines, Turkish Airlines, Qatar Airways, Alitalia.

L'aéroport d'Alger permet ainsi des vols de et vers :

a- L'Afrique : le Maroc, la Tunisie, la Libye, la Mauritanie, le Mali, le Niger, le Sénégal, le Burkina Faso et la Côte d'Ivoire ;

b-L'Europe : l'Irlande, le Royaume Uni, la France, la Belgique, l'Allemagne, la Suisse, l'Italie, l'Espagne, le Portugal, la Russie et la Turquie ;

c-Le Proche-Orient : l'Égypte, l'Arabie saoudite, le Qatar, les Émirats arabes unis, la Jordanie, le Liban et la Syrie ;

d-L'Amérique du Nord : le Canada ;

e-L'Asie : la Chine.

I.1.2.Aéroport d'Alger Houari Boumediene - Société de Gestion des Services et Infrastructures Aéroportuaires d'Alger (SGSIA) :

La Société de Gestion des Services et Infrastructures Aéroportuaires d'Alger (SGSIA), appelée plus communément « Aéroport International d'Alger Houari Boumediene », est une Entreprise Publique Économique (EPE), filiale de l'EGSA Alger.

Créée le 1er novembre 2006 pour la gestion et l'exploitation de l'Aéroport International d'Alger Houari Boumediene, avec un niveau de qualité et de performances élevé.

Principales Missions de la SGSIA :

- L'acquisition, la construction, l'aménagement, la gestion, l'exploitation, la maintenance et le développement d'installations et infrastructures aéroportuaires.
- La fourniture de prestations de services dans le domaine aéroportuaire
- La valorisation et l'exploitation de tout actif mobilier ou immobilier acquis ou réalisé sur fonds propres, reçus en dotation, ainsi que ceux qui lui sont affectés pour les besoins de service public

Pour mener à bien ses attributions et répondre aux attentes des passagers et des usagers de l'Aéroport, la société s'est dotée d'une organisation adéquate.

La Direction Générale est composée d'un staff rattaché au Président Directeur Général (conseillers, Direction de l'Audit) ainsi que les autres Directions et départements à savoir :

- Direction Financière et Commerciale.
- Direction de l'Exploitation avec une Organisation opérationnelle.
- Direction de la Maintenance et de la Logistique.
- Direction des Ressources Humaines et du Juridique.
- Direction des Infrastructures et des Travaux.
- Département systèmes informatiques.
- Départements sûreté et sécurité.
- Département qualité et environnement.
- Service communication.



Figure (I-1) : Aéroport d'Alger Houari Boumédiène

I.2.Présentation de La compagnie :

AIR ALGERIE est une société par actions- SPA dont le capital est de 43.000.000.000,00 DA. Une compagnie résolument tournée vers la modernité, elle a réalisé en 2009 un chiffre d'affaires de 58,1 milliards de dinars, en progression de 7 % par rapport à 2008 et un bénéfice net de 4 milliards de dinars. La Compagnie transporte annuellement près de 3,54 millions de passagers (sur ses lignes régulières, Hadj et Omra).

La flotte d' AIR ALGERIE compte 40 appareils dont 39 sont exploités pour le passage et 1 pour le cargo. D'un âge moyen passant de 17 ans en 2003 à seulement 7 ans à fin 2010, la flotte passage est une des flottes les plus jeunes du secteur.

Le processus de développement d' AIR ALGERIE est en constante évolution. Après avoir réalisé la nouvelle base de maintenance et modernisé sa flotte, elle a entamé la modernisation de ses outils de gestion et systèmes d'information ainsi que la mise aux normes de ses activités, lui permettant de faire face aux défis du marché, sans cesse présents.

La Compagnie dispose aujourd'hui, d'un certain nombre d'atouts forts pour améliorer sa compétitivité sur le marché face à la concurrence, assurer sa rentabilité et préserver sa santé financière.

Une situation financière saine :

- une flotte entièrement renouvelée (31 nouveaux avions). L'âge moyen de la flotte passage est de 7 ans au 31/12/2010 ;
- une base de maintenance de toute dernière technologie à l'aéroport d'Alger, constituant pour AIR ALGERIE, un nouveau centre de profit ;

- la poursuite du processus de certification requis déjà entamé : EASA PART 145, IOSA/IATA et ISO 9001 version 2000 et d'implémentation d'un système qualité lui permettant de se hisser aux standards internationaux.



Figure (I-2): Avion Airbus - A330

I.2.1. Historique de la compagnie :

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.

2007 : Le capital d'Air Algérie est porté à 43 milliards de dinars. Ouverture de la ligne Alger-Montréal-Alger.

2009 : Ouverture en Février de la ligne ALG-PEK-ALG, renforcement des fréquences sur les vols internationaux, renforcement des navettes ATR entre ALGER et les grandes villes (ANNABA, ORAN et CONSTANTINE), ouverture de nouvelles lignes en ATR dans le cadre du désenclavement des hauts plateaux et des régions du sud.

2010 : Renforcement de notre flotte avec l'acquisition de 4 ATR et 3 BOEING 737 800 et réorganisation de la compagnie.

2011 : poursuite de rajeunissement de la flotte avec l'acquisition de quatre Boeing 737-800.



Figure (I-3): BOEING-737

I.2.2.EFFECTIF:

L'effectif d 'AIR ALGERIE au 30/09/2010 est de 9 078 personnes.

L'exercice 2007 a vu la mise en œuvre du plan social. Les départs en retraite avant l'âge légal ont concerné 1 187 personnes.

Le groupe AIR ALGERIE comprendrait notamment des filiales spécialisées dans les activités suivantes:

- Le cargo.
- Le Catering.
- La Maintenance.
- Groundhandling
- tour opérateur

La flotte d'Air Algérie est composée au 31/12/2012 de 43 appareils dont 42 pour le passage en exploitation :

Type d'appareil	Nombre
A 330 -200	5
B 767 – 300	3
B 737 -800	17
B737 – 600	5
ATR 72 – 500	12
Total flotte passage	42
HL 130	1
Total flotte CARGO	1
Total flotte	43

Tableau (I.1) : La flotte d'Air Algérie

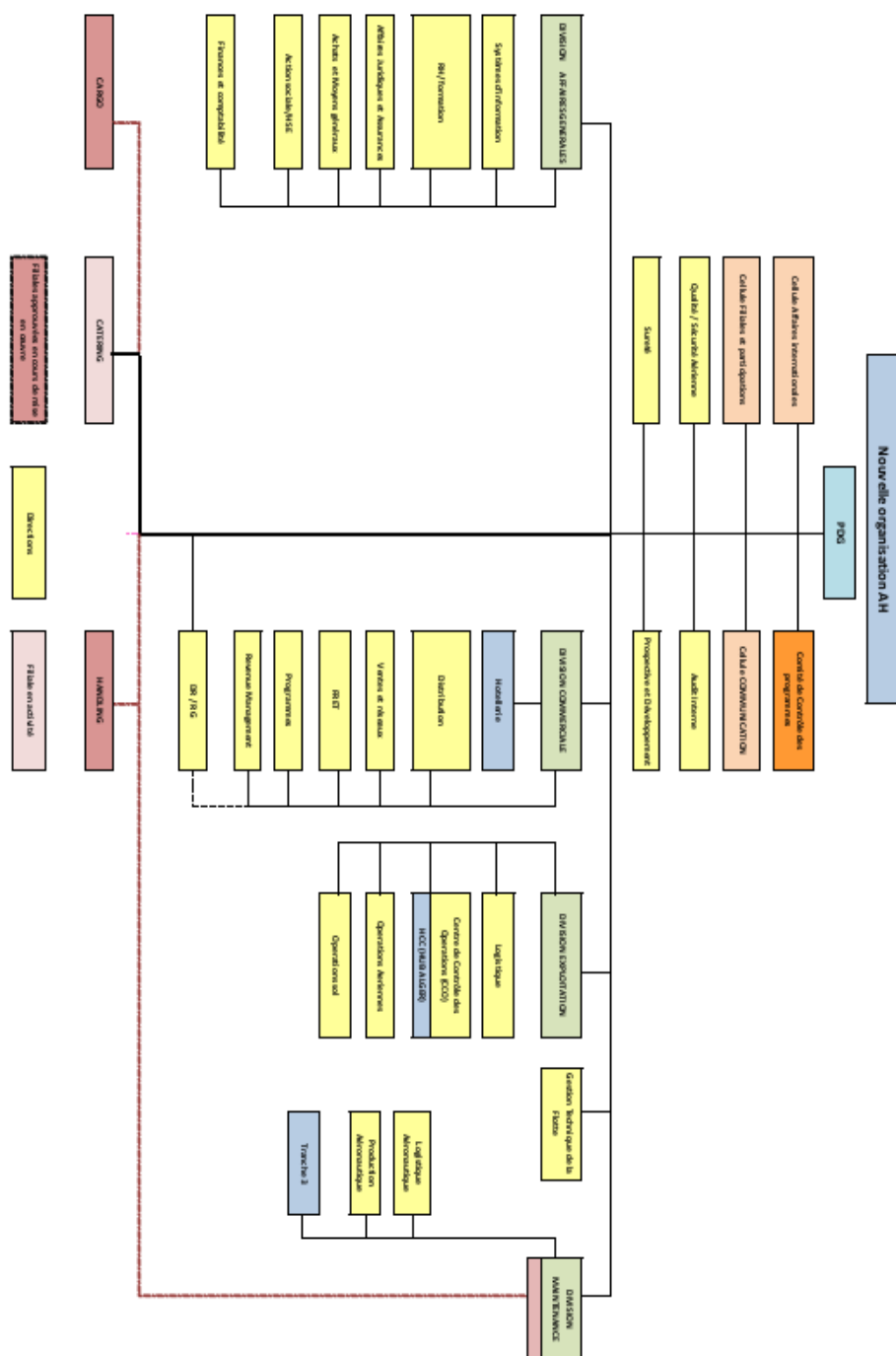


Figure (I-4) : Organigramme d'air Algérie.

II.1.Les turbomachines :

II.1.1.Définition des turbomachines :

Les turbomachines sont des machines tournantes qui réalisent un transfert d'énergie entre leurs arbres propres, et un fluide en mouvement. Ce transfert peut s'effectuer dans les deux sens :

- une récupération de l'énergie du fluide sur l'arbre de la machine (fonction réalisée par les machines de type turbine)
 - une augmentation de l'énergie du fluide par fourniture d'énergie mécanique sur l'arbre de la machine (fonction réalisée par les machines de type compresseur, ventilateur, pompe...)
- Puisqu'elle consomme ou recueille de l'énergie mécanique sur son arbre, elle doit être nécessairement accouplée à une autre machine jouant un rôle de :
- moteur dans le cas des turbomachines génératrices (moteur électrique, moteur Diesel, turbomachine réceptrice) ;
 - machine entraînée dans le cas des turbomachines réceptrices (dynamo, alternateur, turbomachine génératrice).

II.1.2.Fonctions et domaines d'utilisation des turbomachines :

A-Récupération de l'énergie d'un fluide (turbines) :

- Liquide : récupération d'énergie potentielle hydraulique (barrages,...)
- Gaz : turbines de dentiste, turbocompresseurs, turbopompes, ...
- Turbines associées à d'autres éléments (compresseurs, chambres de combustion...) pour la production d'énergie mécanique, ou pour la propulsion en aéronautique.

B-Compression de gaz (compresseurs) :

- Fonction qui se présente dans des domaines très diversifiés : industrie chimique (pression de réaction), industrie pétrolière (extraction du pétrole), ou simplement création d'air comprimé.
- Compresseurs associés à d'autres éléments (turbines, chambres de combustion,...) pour la production d'énergie mécanique, ou pour la propulsion en aéronautique.

C-Transport de fluide :

- Élévation : fournir une énergie pour vaincre le champ gravitationnel (pompes)
- Transport horizontal : apport périodique d'énergie au fluide pour vaincre les pertes de charges (boosters)

D-Ventilation

E-Production d'énergie mécanique à partir d'une source de chaleur :

Production réalisée par des turbines à gaz ou des turbines à vapeur. Ces machines associent dans un cycle thermodynamique turbines, compresseurs, sources de chaleur, refroidisseurs,...Puissance variant de quelques kW à plusieurs dizaines de MW.

- Production d'énergie électrique (aérospatiale, avions, chars, réseau nationale,...)
- Production d'énergie mécanique : entraînement d'hélice de bateau, d'avion (turbopropulseur), de rotor d'hélicoptère ...

-Turbines à vapeur essentiellement destinées à la production de forte puissance d'énergie électrique dans les centrales thermiques.

F-Propulsion par réaction :

Ces machines associent dans un cycle thermodynamique turbines, compresseurs, chambres de combustions, tuyères...

Comme les turbomachines aéronautiques :

-Turboréacteurs

-Turbo fans (multi flux)

II.1.3.Les différents types des turbomachines aéronautiques :

-Les turbomachines aéronautiques peuvent être identifiées trois types de moteurs différents :

II.1.3.1.Le turboréacteur :

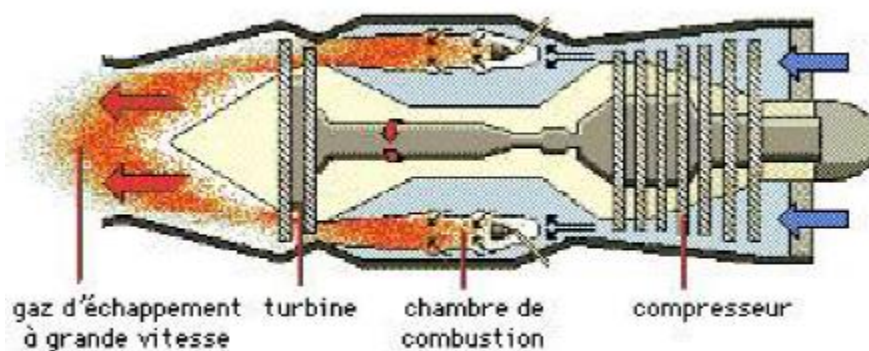


Figure (II-1) : Un turboréacteur

Parmi les moteurs qui fonctionnent dans l'air, les turboréacteurs sont les plus utilisés. Après l'admission de l'air dans le moteur, un ou plusieurs compresseurs, axiaux ou centrifuges, augmentent la pression de l'air, puis ce dernier pénètre dans la chambre de combustion, où il est mélangé avec le combustible vaporisé et ensuite brûlé. L'énergie nécessaire au fonctionnement du compresseur est fournie par une turbine placée entre la chambre de combustion et la tuyère. En sortant de la chambre de combustion, les gaz atteignent les aubes d'une ou de plusieurs turbines et sont alors ralentis. Ils sont ensuite détendus essentiellement dans la tuyère terminale, ce qui engendre une poussée propulsant l'avion. Il est utilisé dans les avions de ligne etc...

Exemple: le turboréacteur PW 500 conçu pour équiper les jets d'affaires de faible à moyen tonnage.

II.1.3.2.Le turbopropulseur :

Il a globalement la même constitution que le turboréacteur et l'air y subit à peu près le même cycle thermodynamique. Le turbopropulseur utilise cependant une hélice pour fournir l'énergie de propulsion. Environ 90% de l'énergie des gaz détendus est absorbée dans la partie de la turbine à gaz qui commande l'hélice, 10% sont utilisés pour accélérer le flux d'éjection. Ce dernier contribue donc seulement pour une petite partie à la poussée globale de propulsion.

Les turbopropulseurs sont efficaces pour les avions de petite taille et de taille moyenne qui volent à des vitesses inférieures à 750 km/h.

Exemple : Le turbopropulseur TP400D pour l'avion de transport militaire A400M d'Airbus Military.

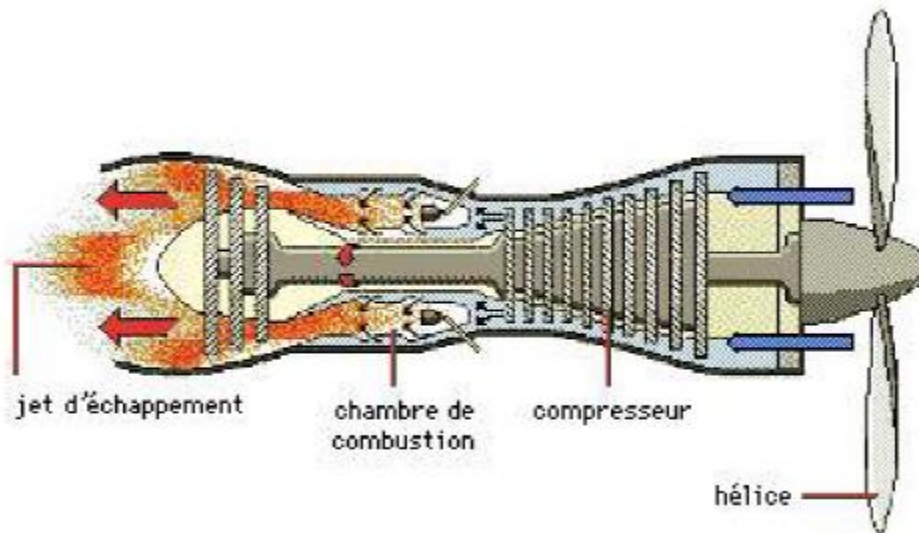


Figure (II-2): turbopropulseur

II.1.3.3. Le turbomoteur:

Comme pour le turbopropulseur, le turbomoteur est composé d'une turbine à gaz sur laquelle a été rajoutée une turbine basse pression à un ou plusieurs étages qui entraîne par l'intermédiaire d'un réducteur les rotors de l'hélicoptère. Cette turbine à gaz est souvent à compresseur centrifuge ou axial/centrifuge.

Il existe deux sortes de turbomoteurs:

- Les turbomoteurs à turbine liée
- Les turbomoteurs à turbine libre

Le couple est exploité pour entraîner des rotors d'hélicoptère ou entraîner des Groupes auxiliaires de puissance (APU) etc...

Exemple : Le turbomoteur Arriel de Turboméca destiné aux hélicoptères.



Figure (II-3) : turbomoteur

II.2.Les turboréacteurs:

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

- Une compression dans le compresseur
- Une augmentation de la température dans la chambre de combustion
- Une détente dans la turbine et la tuyère.

II.2.1.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 font un moteur compact idéal pour les hélicoptères.

Un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages.

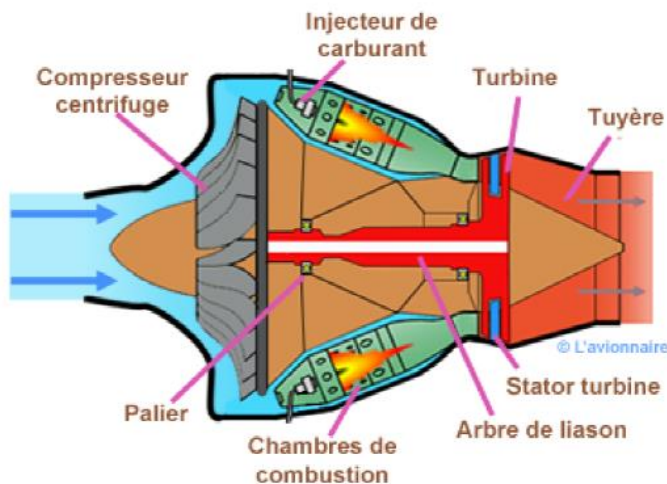


Figure (II-4) : Turboréacteur à compresseur centrifuge

II.2.2.Turboréacteur à compresseur axial :

Turboréacteur 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.

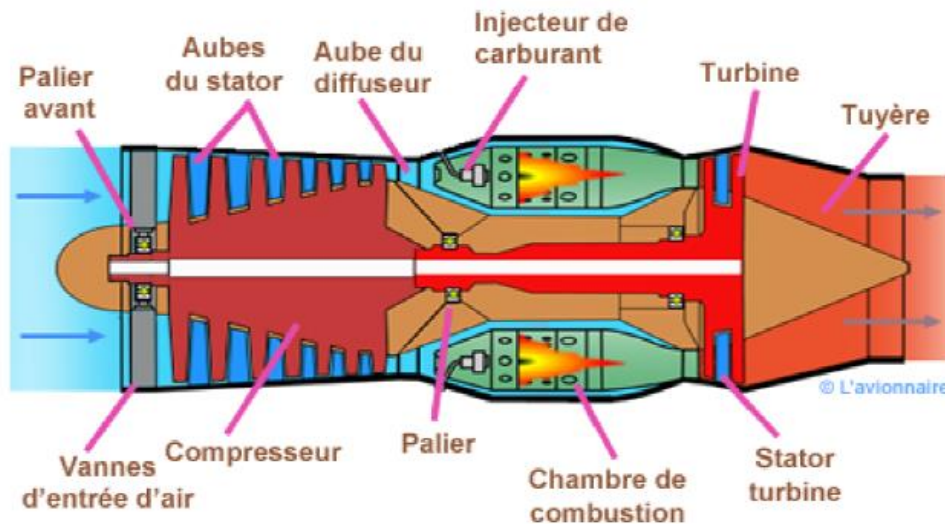


Figure (II-5): Turboréacteur à compresseur axial

II.2.3. Turboréacteur simple flux double-corps :

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

L'ensemble compresseur et turbine (en rouge ci-dessous) constitue l'attelage N2. L'ensemble compresseur et turbine (en gris ci-dessous) constitue l'attelage N1.

Les deux attelages sont liés par des arbres d'entraînement différents et ont des vitesses de rotation différentes. A noter que l'arbre de l'attelage N1 passe à l'intérieur de l'arbre de l'attelage N2.

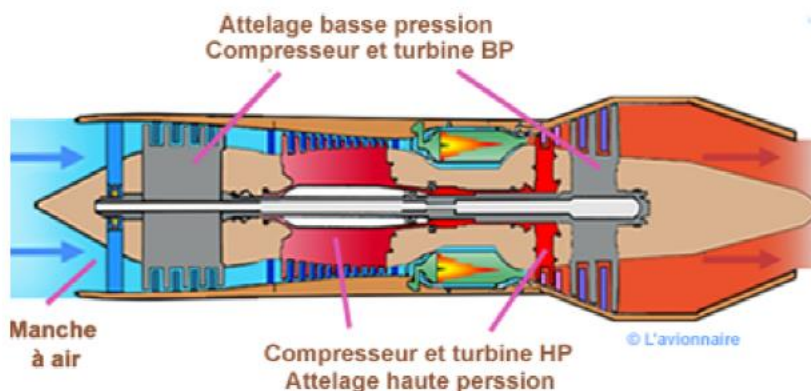


Figure (II-6): Turboréacteur simple flux double-corps

II.2.4. Turboréacteur double flux mélangés :

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire. Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur. Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par le compresseur haute pression, les chambres

de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid (en bleu) contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés. Sur certains réacteurs pour favoriser le mélange air secondaire (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.

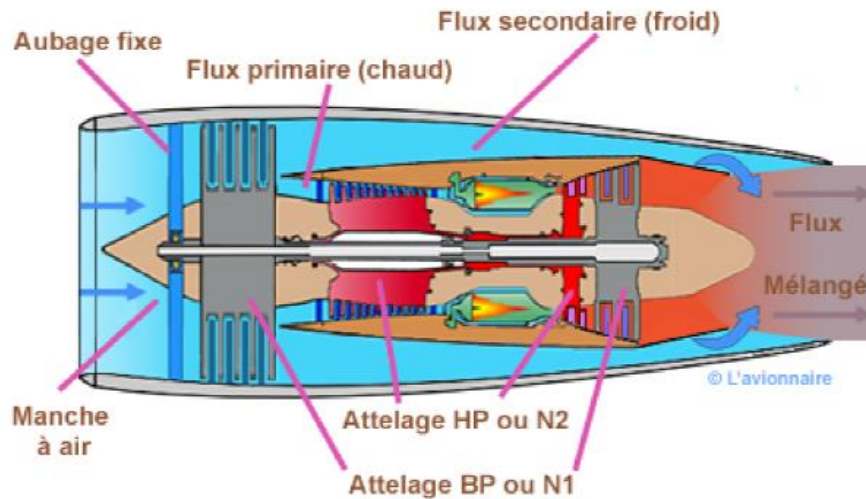


Figure (II-7):Turboréacteur double flux mélangés

II.2.5.Turboréacteur avec postcombustion :

Après la combustion normale du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. Du carburant (Kérosène) injecté en fines gouttes se vaporise et se mélange dans l'écoulement à forte vitesse qui sort de la tuyère du turboréacteur, et qui contient encore environ un tiers de l'oxygène de l'air initial. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion.

La postcombustion peut aussi bien équiper les turboréacteurs simple flux que double flux. Elle n'est utilisée actuellement que par des avions militaires supersoniques et principalement par des avions de combat rapides. Seuls deux avions civils l'avaient utilisée, le Concorde franco-anglais et le Tupolev Tu144russe.

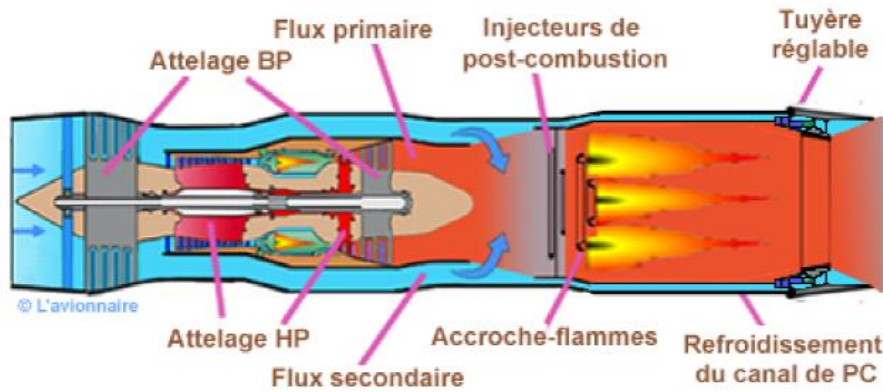


Figure (II-8): Turboréacteur avec postcombustion

II.2.6. Turboréacteur double flux avec soufflante :

Sur ce type de turboréacteur une soufflante (ou fan en anglais) d'un diamètre bien supérieur au compresseur BP est rajoutée à l'avant de celui-ci. Ce qui permet d'obtenir du flux secondaire un maximum de poussée. Cette soufflante est entraînée par le même arbre que le compresseur BP.

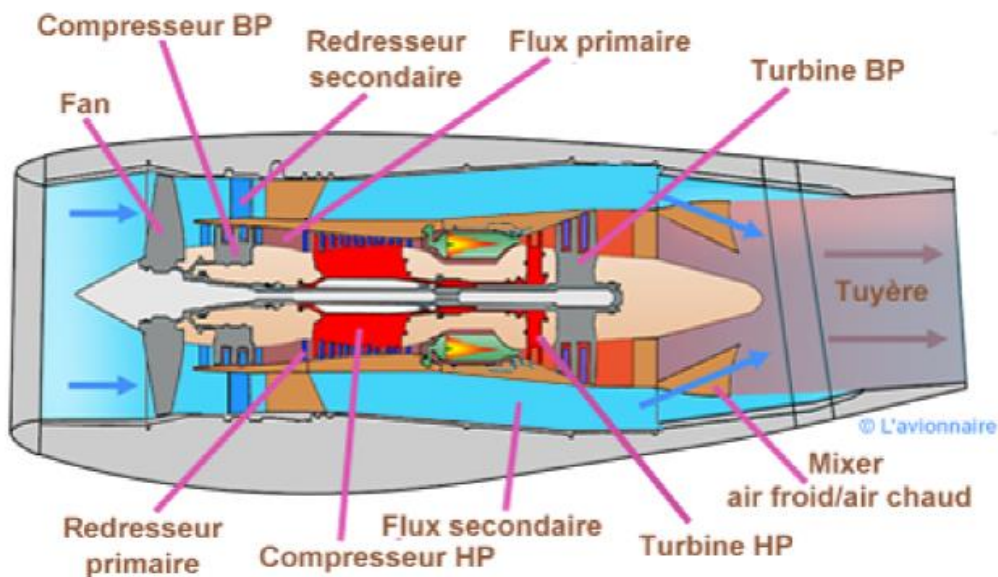


Figure (II-9): Turboréacteur double flux avec soufflante

II.2.7. Turboréacteur double flux avec grande soufflante :

La soufflante qui reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions. La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire.

Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire.

Dans un turboréacteur à simple flux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important. En revanche dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le flux secondaire est faiblement accélérée et vient "gagner" le flux

primaire fortement accéléré d'où une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite.

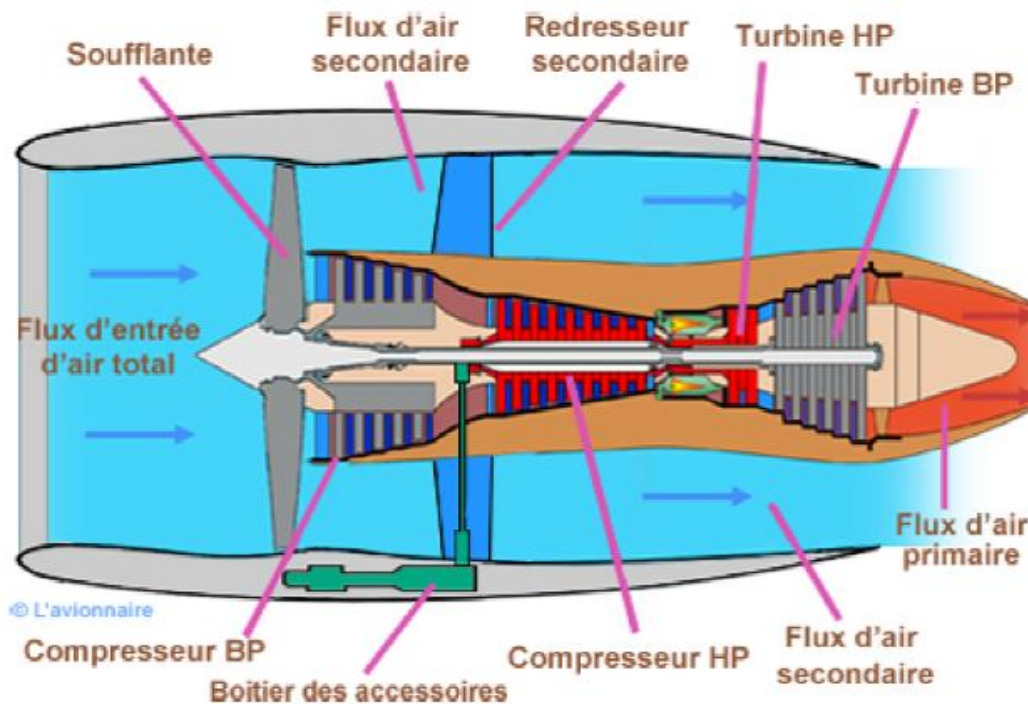


Figure (II-10): Turboréacteur double flux avec grande soufflante.

II.3. Le moteur CFM 56-7B :

II.3.1. Historique du CFM56 :

II.3.1.1. Naissance :

CFM56 est le nom d'une série de turboréacteurs à fort taux de dilution fabriqués par CFM International. La gamme propose des moteurs dont la poussée va de 82 à 151 kN.

Les CFM-56 sont, au niveau mondial, la gamme de moteurs à réaction la plus vendue des années 1990 et 2000, avec plus de 23 000 exemplaires en service sur plus de 9 700 avions. Ils équipent de nombreux modèles, comme le McDonnell Douglas DC-8, le Boeing C-135, le Boeing 737, toute la famille des Airbus A320, une partie des clients ayant néanmoins opté pour le V2500 proposé par le consortium International AeroEngine (IAE), ainsi que l'Airbus A340, excepté les versions A340-500 et A340-600 équipés, quant à eux, de réacteurs Rolls-Royce.

Le CFM56 est un turboréacteur à fort taux de dilution fabriqué pour la 1ère fois en 1974 par la société américaine General Electric (GE) aux Etats-Unis qui se charge de la partie CORE qui représente la partie haute pression du moteur partenariat avec la société française Snecma

(Société National d'Etude et de Construction de Moteur d'Avion) qui se charge de la partie basse pression du moteur ainsi que les accessoires et de la tuyère d'éjection. Le nom de ce produit vient de la combinaison des noms des deux réacteurs produits par les sociétés mères : le CF (commercial Fan) et le M56 (le 56eme projet de Snecma).

II.3.1.2.Les différents moteurs :

a-CFM56-2 :

C'est la première version du réacteur qui fut conçu pour remotoriser les McDonnell Douglas DC-8. Ce fut un succès et le CFM56-2 fut également choisi pour remotoriser les avions de la famille Boeing C-135 (la plupart sont des ravitailleurs).

Environ 1 800 CFM56-2 ont été produits, d'une poussée qui va de 98 à 108 kN.

b-CFM56-3 :

Après le succès du CFM56-2 sur le marché de la modernisation d'avions anciens, le CFM56-3 consacrera la réussite de la société en étant choisi par Boeing comme moteur exclusif pour sa nouvelle gamme de Boeing 737, les Boeing 737-300, 400 et 500, également appelés Boeing 737 Classic.

Plus de 4 500 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 poussée de 82 à 105 kN

Le Boeing 737 ayant été conçu à la base avec un réacteur de plus petit diamètre, il a fallu réduire la hauteur du réacteur pour qu'il ne frotte pas par terre. Les ingénieurs ont donc été obligés de situer le boîtier d'accessoires sur le côté du moteur, ce qui donne cet aspect caractéristique à la nacelle.

c-CFM56-5A et CFM56-5B :

Sur la lancée du modèle précédent, le CFM56-5A fut conçu pour l'Airbus A320, le grand rival du Boeing 737.

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 CFM-56 à disposer d'un système de régulation électronique pleine autorité (FADEC).

Le CFM56-5A équipe également l'Airbus A319 dès 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 et A321. Il est disponible dans une gamme de poussée de 98 à 142,50 kN.

Les CFM56-5A et CFM56-5B sont en concurrence avec l'International AeroEngines V2500 (A319, A320 et A321) ainsi qu'avec le Pratt & Whitney PW6000 (A318) et équipent environ 60 % des avions de la famille A320. En 2010, plus de 2 500 exemplaires avaient été produits.

d-CFM56-5C :

Après le succès sur les biréacteurs courts et moyens courriers des versions précédentes, le CFM56-5C conçu pour l'Airbus A340 marque un retour aux quadriréacteurs longs courriers.

Le CFM56-5C équipe en exclusivité les versions A340-200 et A340-300 et dispose de poussées comprises entre 139 et 151 kN.

Pour le CFM56-5C, CFM International fournit un ensemble complet spécialement optimisé comprenant le moteur, la nacelle et la tuyère d'éjection.

Pour les versions A340-500 et A340-600, le CFM56 ne sera plus assez puissant, et Airbus aura recours à quatre Rolls-Royce Trent 500 d'une taille mieux proportionnée à l'avion.

e-CFM56-7B :

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

f-CFM56 Tech Insertion :

Le CFM56 Tech Insertion équipe les Boeing 737 et Airbus A320 depuis 2007, date à laquelle il est devenu la configuration de production pour tous les moteurs CFM56-7B et CFM56-5B. Son principal atout est de réduire les émissions d'oxydes d'azote de 28 % par rapport à ses prédécesseurs.

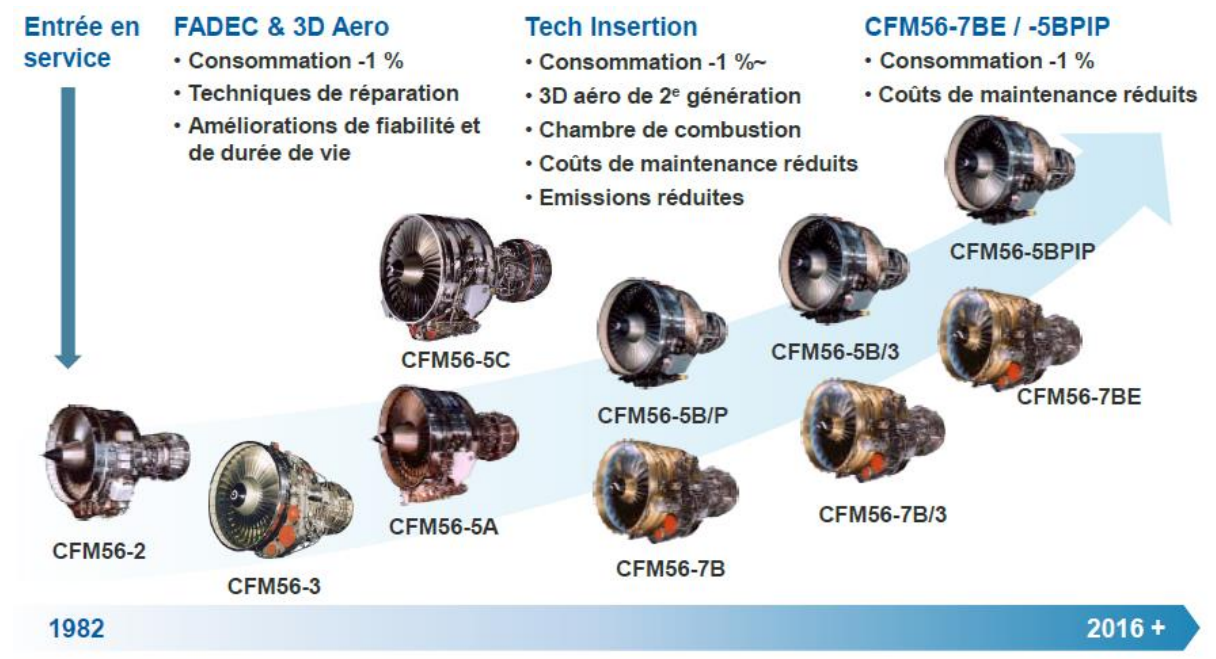


Figure (II-11): Développement du moteur CFM56

II.3.2.Présentation du moteur CFM56-7B:

Le CFM56-7B est une série certifié en 1996 par la Federal Aviation Administration (FAA) et la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC). Ce turboréacteur est parfaitement adapté à la famille Boeing 737 nouvelle génération. Il est bénéfice de la large expérience de CFM, il est offert aux opérateurs, à moindre cout, des performances et fiabilité encore accrue, ainsi une meilleure adaptation aux exigences environnementales.

Le CFM56-7B est un turboréacteur double corps, double flux à un diamètre de Fan égal à 1.648 m et un poids nu 2384 kg, il produit une gamme de poussée allant de 8700 daN à 12012daN.

L'acronyme **CFM** veut dire : **compresseur fan moteur**.

Son rôle est de délivrer une poussée à l'avion et d'assurer la puissance des circuits de bords suivants :

- La génération électrique.
- La génération hydraulique.
- La génération pneumatique.

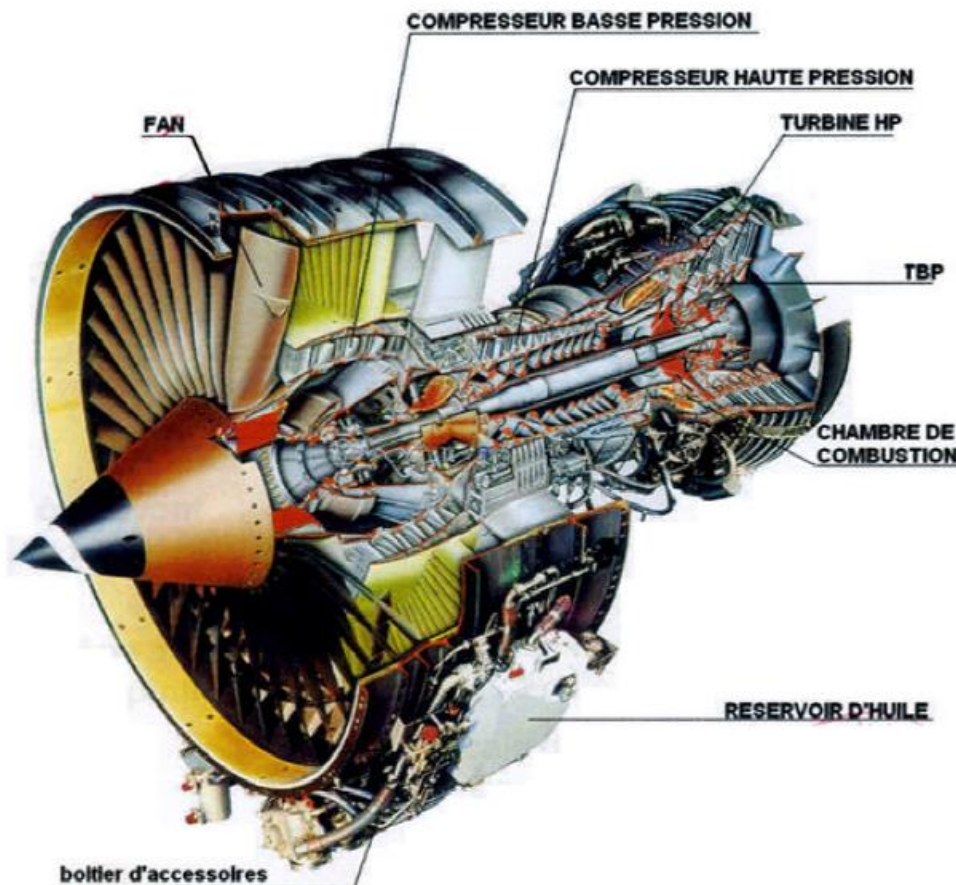


Figure (II-12): Vue interne du CFM56 -7B

II.3.3.CARACTERISTIQUES DU MOTEUR CFM56-7B :

Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B sont les suivantes :

Modèle	CFM56-7B
Poussé	19500à73000pounds
Diamètre de l'entrée d'air	1.55m
La masse du réacteur est de	2361 kg
Poids du moteur à vide	238 kg
Longueur	2 ,50 m
N1 max	104% (5380 tr/mn)
N2 max	105% (1583 tr/mn)
Taux de compression	32
Débit d'air au décollage	385 kg/s
Vitesse moyenne d'éjection du gaz (décollage)	295 m/s
Par kg de poussée par heure	0,95 k
Taux de dilution	5,6
Générateur électrique	3000 psi à 34 gallons/mn
Pneumatique limité	à 3000 psi et 390 à 440f degrés
Limite de démarrage de l'EGT	725 °C
EGT max	950 °C

Tableau (II-1) : Les caractéristiques principales du moteur CFM56-7B

II.3.4.Le domaine d'application du moteur :

La figure (II-13) suivante montre les divers modèles de moteur de l'avion BoeingB737-600/-700/-800 /-900/BBJ/COMBI/C40A.

Le moteur **CFM56-7B** équipe tout la gamme Boeing s'étendant de 19500 à 27300livres de poussée.



Figure (II-13): Domaine d'application du moteur

II.3.5. Conception du moteur :

Le CFM56-7B est un moteur à double flux double core. De l'air est aspiré par les aubes de Fan et séparé par un carénage de séparation (splitter fairing) en deux écoulements, Primaire et secondaire.

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

b- Le flux d'air secondaire : passe à travers une partie du Fan, vers les outlet guide vanes (OGV's) et refoulé par le conduit de décharge nacelle, en produisant approximativement 80 % de la poussée totale au décollage. Il joue également un rôle dans le système d'inverseur de poussée.

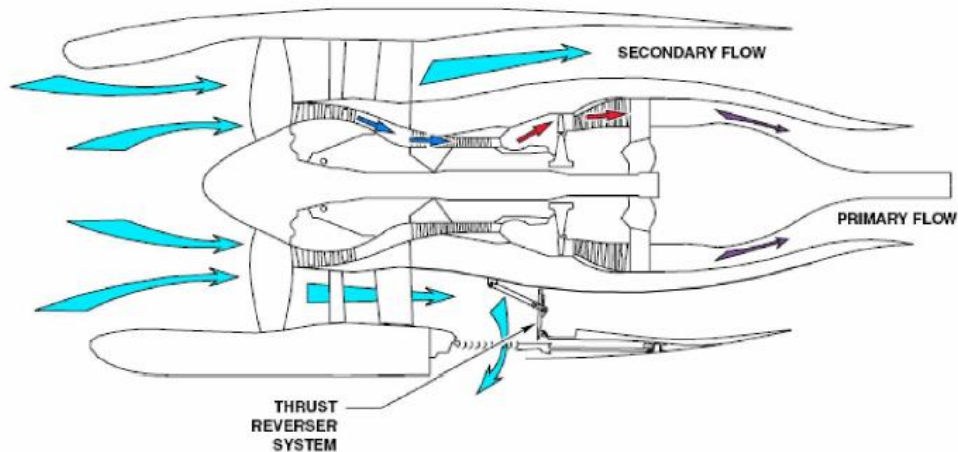


Figure (II-14) : L'écoulement d'air dans le moteur

II.3.6. Les différents modules du CFM56-7B :

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

Module Fan.

Module Major Core.

Module LPT.

Système d'entraînement D'accessoires.

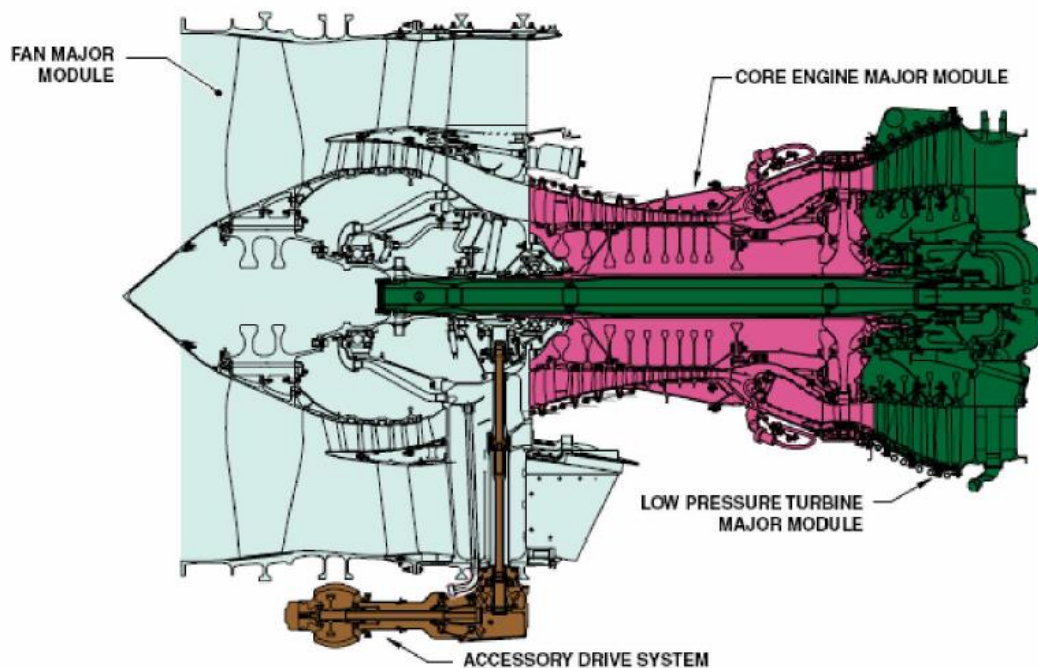


Figure (II-15): Conception modulaire du moteur CFM56-7B

II.3.6.1. Module Fan:

Le module fan se compose d'une soufflante et un compresseur basse pression. La soufflante placée à l'avant du compresseur basse pression, il est constitué de 24 ailettes, son rôle est d'assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur, et le divise en deux flux primaire et secondaire. Il constitue le premier étage de compresseur basse pression.

Et d'un compresseur basse pression : Il est de type axial, composé de quatre étages les nombres des aubes de chaque étage son successivement 74, 78 et 74. Son rôle consiste à aspirer et comprimer l'air.

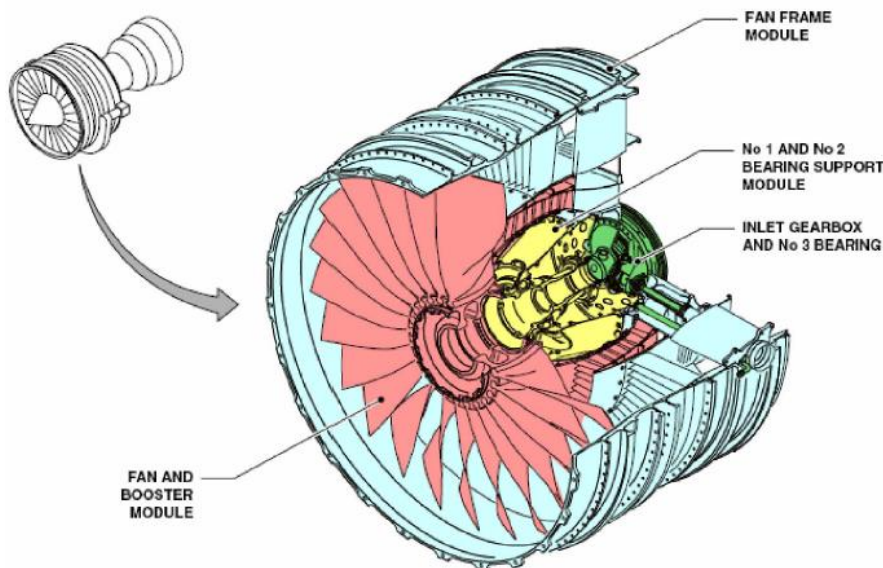


Figure (II-16): Les différents composants du module fan.

II.3.6.2. Module Major Core:

Le module major core est composé d'un compresseur haute pression, une chambre de combustion et d'une turbine haute pression.

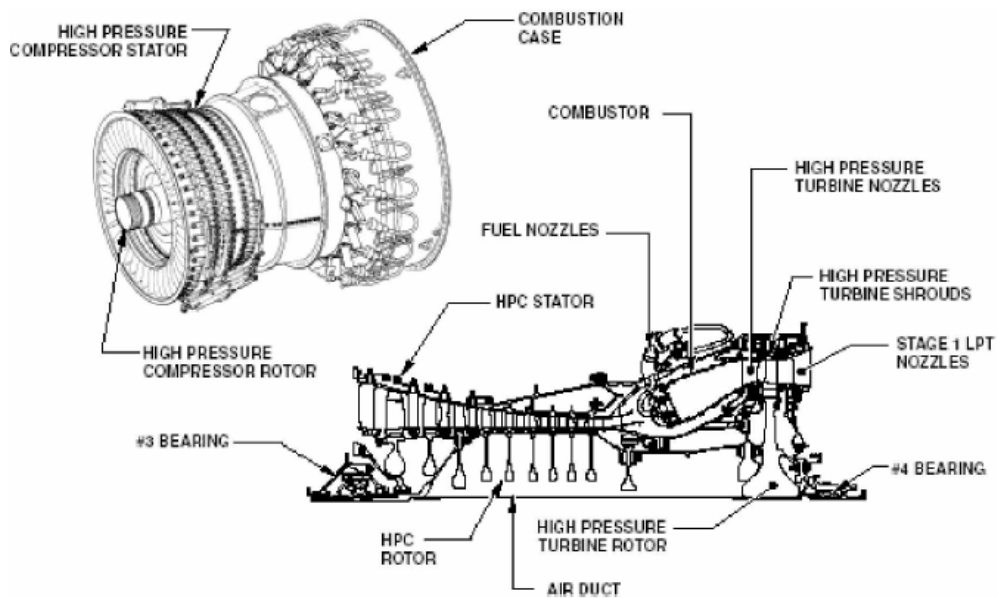


Figure (II-17): Les composants du module major core

a-Compresseur haute pression :

Il est de type axial constitue de 9 étages, il augmente la pression de l'air provenant de compresseur basse pression pour assurer des conditions optimales pour la chambre de combustion.

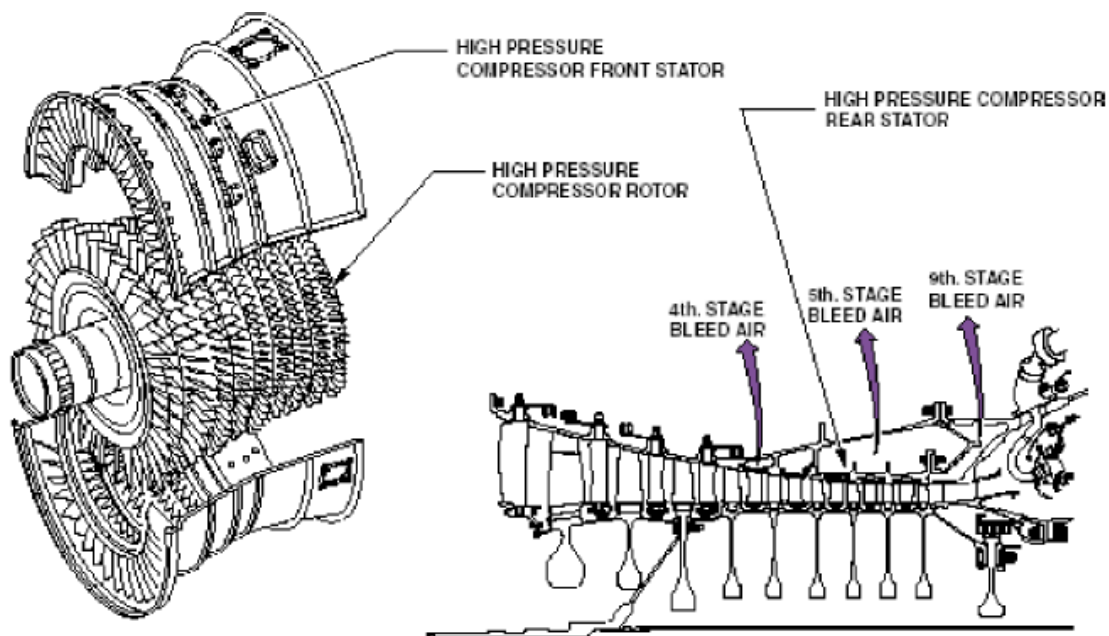


Figure (II-18): Compresseur haute pression HP

b-La chambre de combustion :

Elle est de type annulaire comporte 20 injecteurs et deux bougies. Elle est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la turbine et à donner suffisamment de poussée à la tuyère.

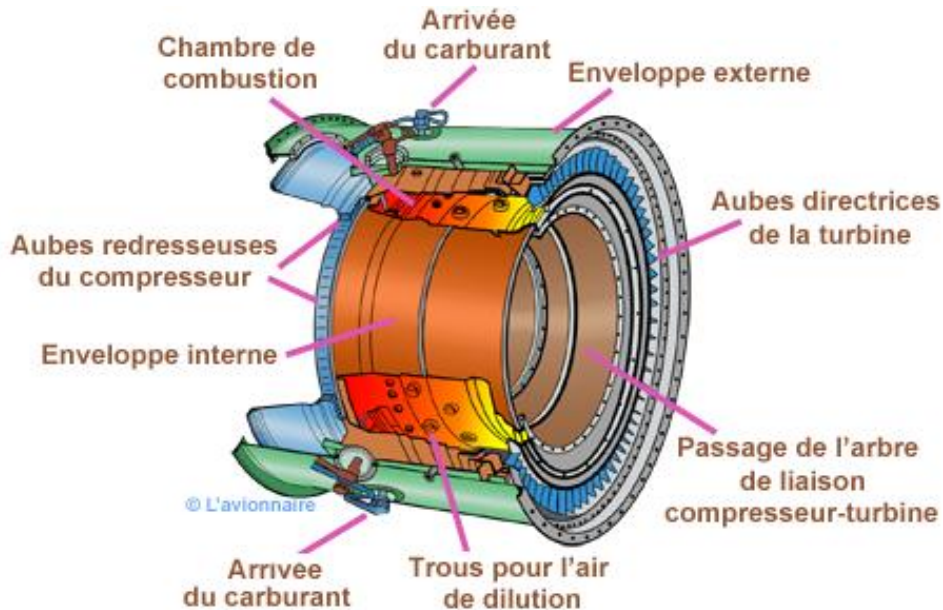


Figure (II-19) : La chambre de combustion.

c-Turbine haute pression :

C'est une turbine axiale mono étage de 80 aubes, elle récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour entrainer le rotor compresseur haute pression et les accessoires.

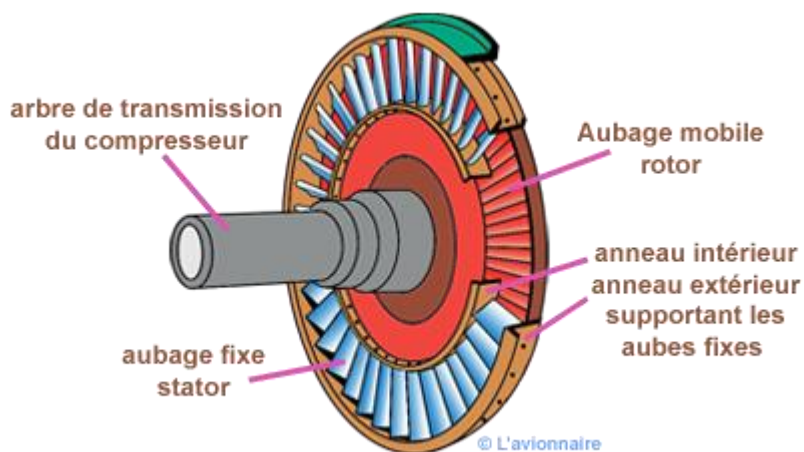


Figure (II-20) : Turbine haute pression

II.3.6.3. Module LPT :

Le module LPT est une turbine basse pression axiale à quatre étages, elle transforme la pression et la vitesse du gaz qui vient de la turbine haute pression en énergie mécanique pour entraîner la soufflante et le rotor de compresseur BP.

Le CFM56-7B se compose à deux systèmes de rotation coaxiaux indépendants :

- Attelage basse pression de vitesse de rotation N1 entre le compresseur et turbine basse pression.
- Attelage haute pression de vitesse de rotation N2 entre le compresseur et la turbine haute pression.

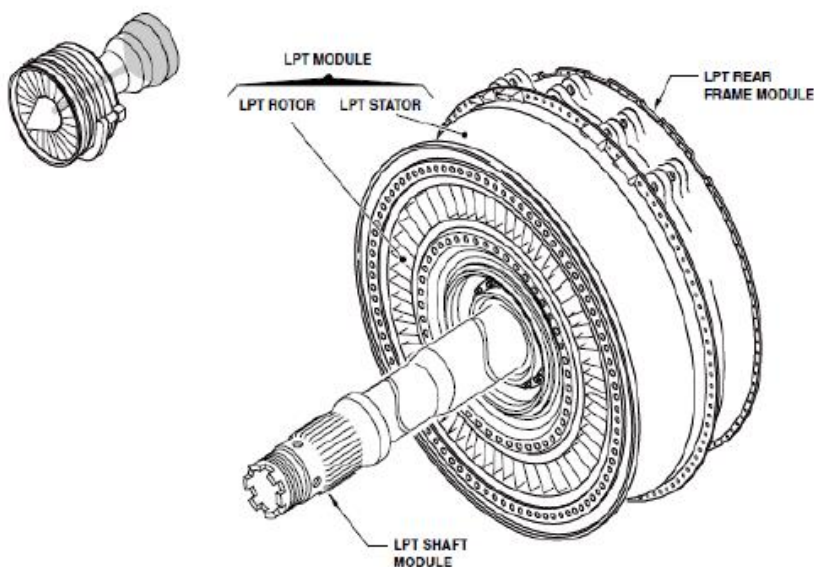


Figure (II-21) : module LPT

II.3.6.4. Module boîte d'engrenage :

Elle est placée sur le côté gauche du moteur sur le carter entrée fan, elle se compose de :

IGB : (InletGear Box) prélève le mouvement de l'attelage haute pression N2 et le transmet vers Radial Drive Shaft (**RDS**).

RDS : (Radial Drive Shaft) assure la transmission radiale du mouvement.

TGB : (Transfert Gear Box) transforme le mouvement radial en mouvement axial.

HDS : (Horizontal Drive Shaft) transmet le mouvement du **TGB** vers l'**AGB**.

AGB : (Accessory Gear Box) entraîne les accessoires du moteur.

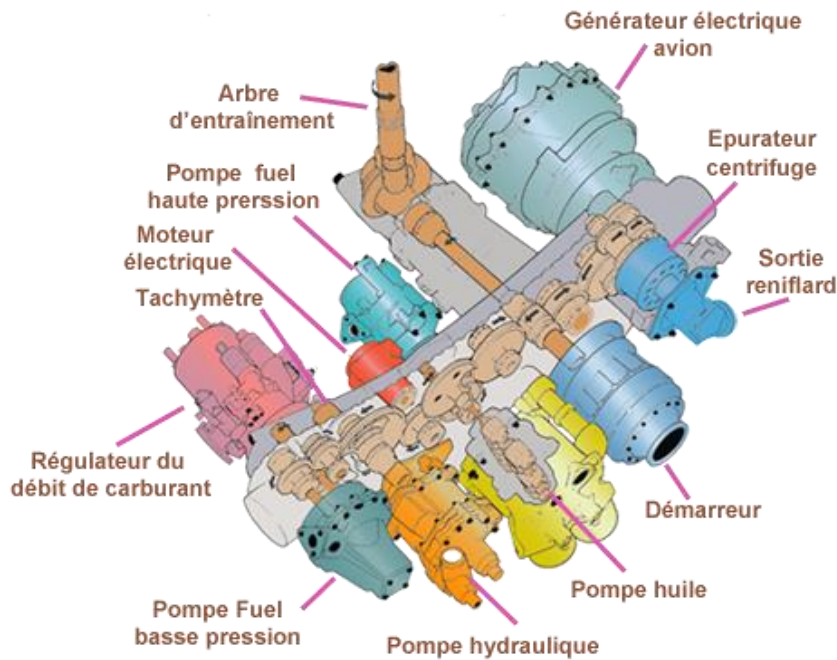


Figure (II-22) : La boîte d'accessoires

II.3.7.Principe de fonctionnement :

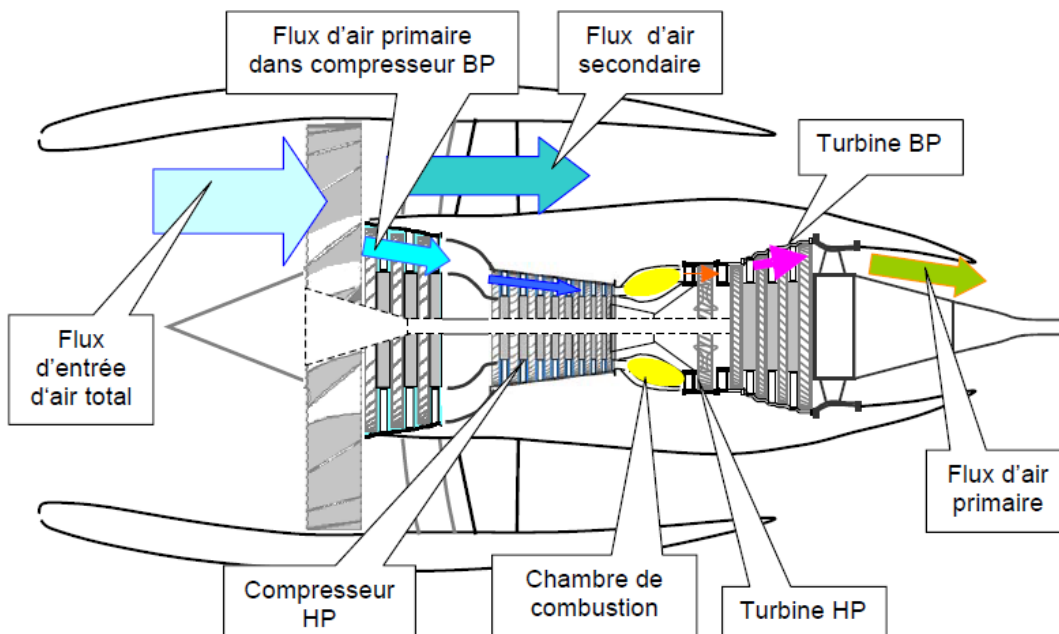


Figure (II-23) : Les différents flux d'air

Le moteur CFM56-7B est un moteur basé sur le principe de la réaction. La variation de vitesse d'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 du moteur à réaction, engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé vers l'avant.

On alimente le réacteur à l'aide d'une source pneumatique soit par un moteur auxiliaire appelé APU (Auxiliary Power Unit) ou par un groupe au sol, l'air est dirigé vers le démarreur pneumatique à travers la vanne de démarrage qui entraîne la boîte d'engrenage (le Gear Box), qui lui-même entraîne l'attelage HP. Lorsque le moteur arrive au 25% de vitesse de rotation, il fonctionne de manière autonome.

Au cours de fonctionnement de moteur, l'air passe successivement par les différents modules du moteur.

Au niveau de diffuseur l'écoulement d'air est décéléré.

Le compresseur aspire et comprime l'air, ce dernier passe premièrement par la soufflante puis il se divise en deux flux primaire et secondaire.

Le flux secondaire dévie directement vers l'arrière du réacteur pour augmenter le débit d'air et plus exactement pour produire la poussée.

Le flux primaire passe par le compresseur, la chambre de combustion, la turbine et la tuyère.

Dans chaque étage des compresseurs basses et hautes pressions, le rotor aspire et accélère le flux d'air, le stator qui le suit transforme une partie de vitesse de cet flux en pression, ce qui augmente graduellement la pression dans les deux compresseurs jusqu'à atteindre le système de combustion.

L'air comprimé qui pénètre dans la chambre de combustion se répartie en deux circuits, une partie contribue à la combustion avec le carburant (le kérosène) de manière à constituer un mélange explosif, et une autre partie contribue au refroidissement des parois et pour diluer les gaz de combustion.

Les gaz ayant acquis leur maximum d'énergie sont dirigés vers la turbine pour absorber cette énergie ce qui permet de tourner le compresseur et la soufflante à des vitesses maximales.

A la fin ces gaz s'écoulent dans la tuyère qui transforme leur pression résiduelle en énergie cinétique, cette dernière engendre une poussée et avec la poussée de flux secondaire le réacteur va être propulsé vers l'avant.

Comme la température des gaz qui sortent de la chambre de combustion sont très élevés, et les aubes de la turbine sont exposées à ces gaz chauds, il est donc nécessaire de refroidir ces aubes, ce qui est fait par un prélèvement de l'air de compresseur HP qui pénètre à l'intérieur par des trous de refroidissement.

II.4. Le banc d'essais (AIR ALGERIE) :

II.4.1. Définition de banc d'essais (Test Cell):

Test cell est une cellule d'essai moteur (installation) qui permet de fournir un environnement de test contrôlé et compatible avec le moteur à l'essai et, ainsi, n'altère pas le fonctionnement normal du moteur. Elle est donc nécessaire d'effectuer les essais dans une installation qui peut fournir une mesure des performances du moteur avec une précision et une exactitude relatives à celles obtenues dans le banc d'essai du constructeur original de moteur.

II.4.2. Situation :

Situé à proximité de l'aéroport d'Alger à environ 800 mètres de la piste d'atterrissage, le banc d'essais fait partie de la base de maintenance Air Algérie technics qui est constitué des infrastructures suivantes, hangar 260m 92m, ateliers et bureaux, magasin central, cantine, services et atelier révision moteur.

II.4.3. Dimensions :

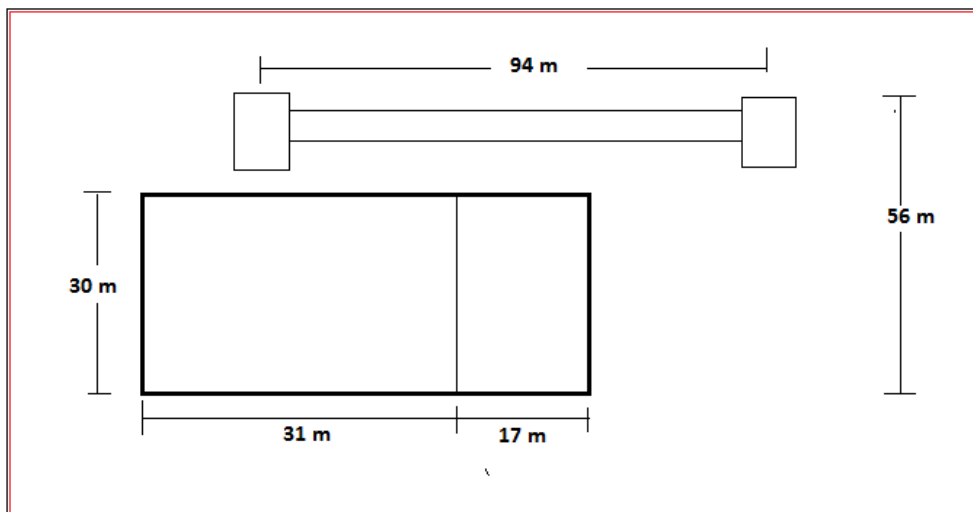


Figure (II-24) : Dimension de banc d'essais

Longueur total entre d'air – cheminée d'échappement : 94 mètres

Périmètre totale : 295 m

500 mètre de la piste

Superficie : 5264 m²

Capacité: 100000lbs.

II.4.4. Les parties de banc d'essais :

La surface du banc d'essais est divisée en plusieurs parties dont les 04 principales sont:

A-Salle de préparation:

C'est la plus grande partie, où les moteurs sont réceptionnés, inspectés et équipés avec les équipements nécessaires avant d'être transportés vers la cellule de test. Cette salle peut contenir plusieurs moteurs en même temps. Cette salle est constituée de deux parties :

Partie droite : 4 stations pour les turboréacteurs.

Partie gauche : 3 parties pour les turbopropulseurs.

B-Cellule de test (TEST ROOM):

Deux grandes portes acoustiques et blindées nous amènent à cette partie principale car c'est là qu'on teste les moteurs, de conception délicate et précise, l'écoulement du flux d'air ne doit pas dépasser les 15 m/s au niveau de l'entrée d'air du moteur et une distribution de pression uniforme.

Les configurations principales du point de vue écoulement de l'air :

Il existe 3 configurations principales du point de vue écoulement de l'air qui sont:

a-Configuration en «L» : admission d'air horizontal et échappement vertical.

Caractéristiques:

- sensible aux variations de la direction du vent.
- nécessite plus d'espace autour de la cellule.
- construction simple et moins coûteuse.

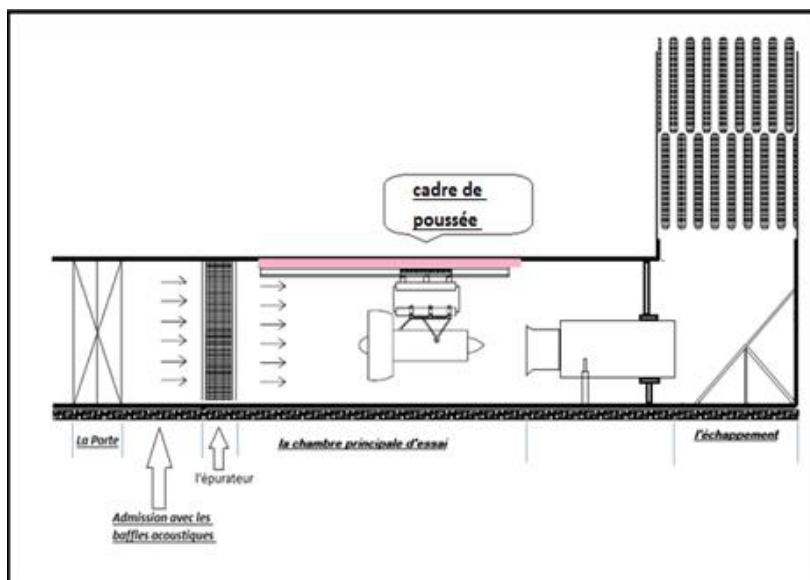


Figure (II-25) : La configuration en L

b-Configuration en « U »: admission d'air verticale et échappement vertical.

Caractéristiques:

- l'admission d'air verticale procure une vitesse d'air uniforme.
- non sensible aux variations du vent.
- température à l'intérieur uniforme.

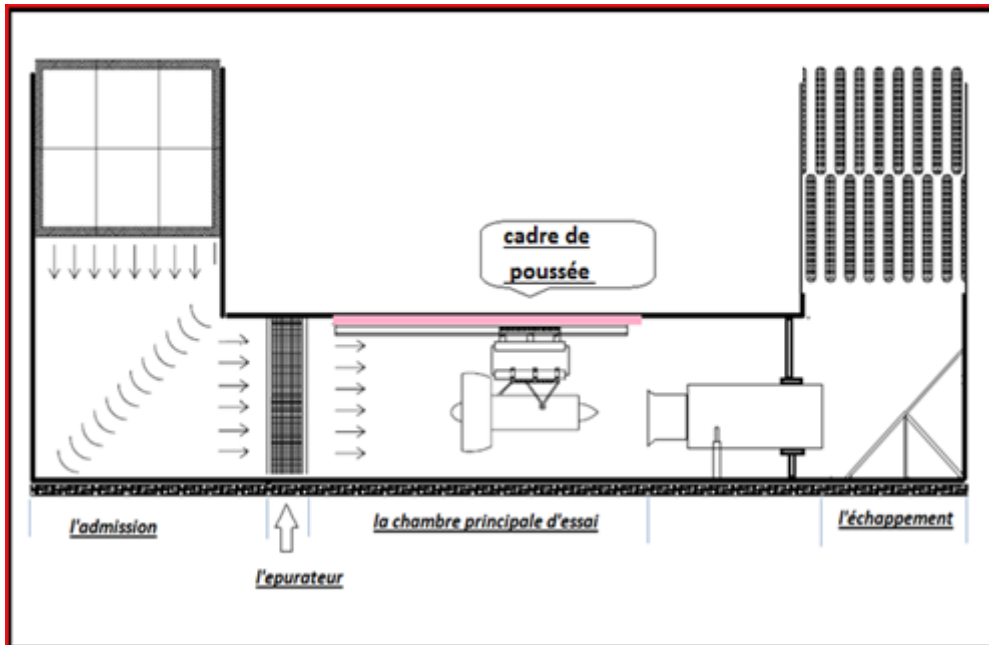


Figure (II-26) : La configuration en U

c-Configuration « admission pliée »: admission d'air verticale mais déportée sur un côté ou bien admission d'air horizontale mais au-dessus de la cellule, dans les deux cas, l'échappement est vertical.

Caractéristiques:

- non sensible aux variations du vent.
- moteur en test plus près de l'admission d'air.

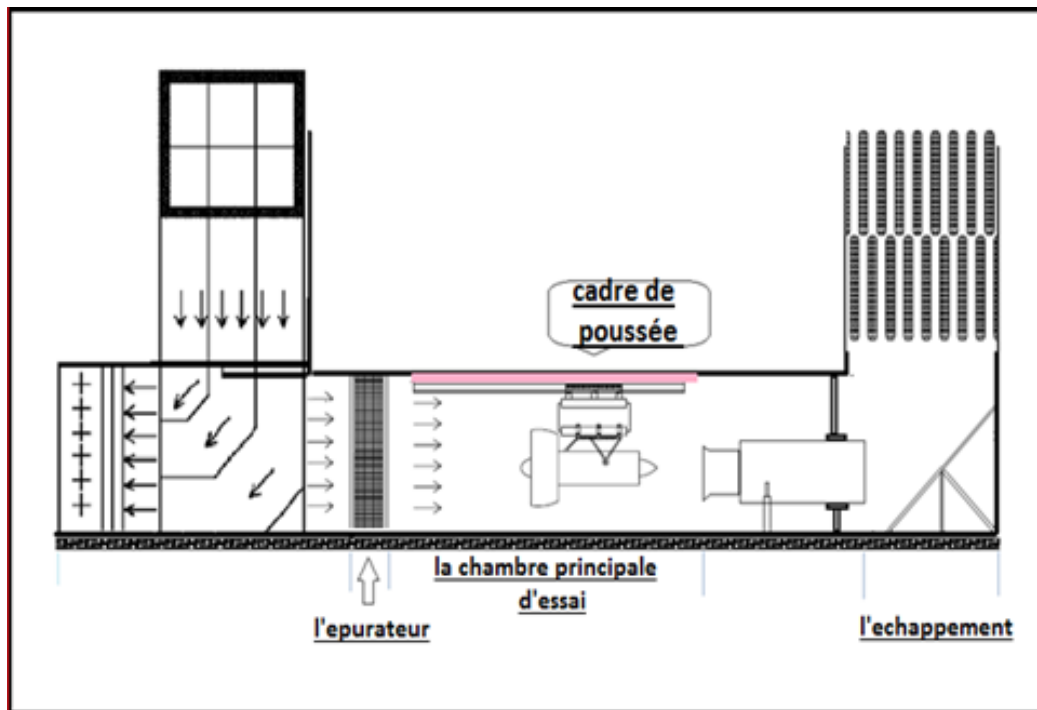


Figure (II-27) : La configuration admission pliée

C-Salle de contrôle :

C'est la salle qui comporte les systèmes de contrôle et de commandes du moteur et autres systèmes du banc d'essais. Cette salle est entièrement isolée de la cellule de test par un couloir ou sas constituée de deux portes blindées et acoustiques et deux fenêtres blindées. Cela est nécessaire en cas d'explosion d'un moteur durant le test.

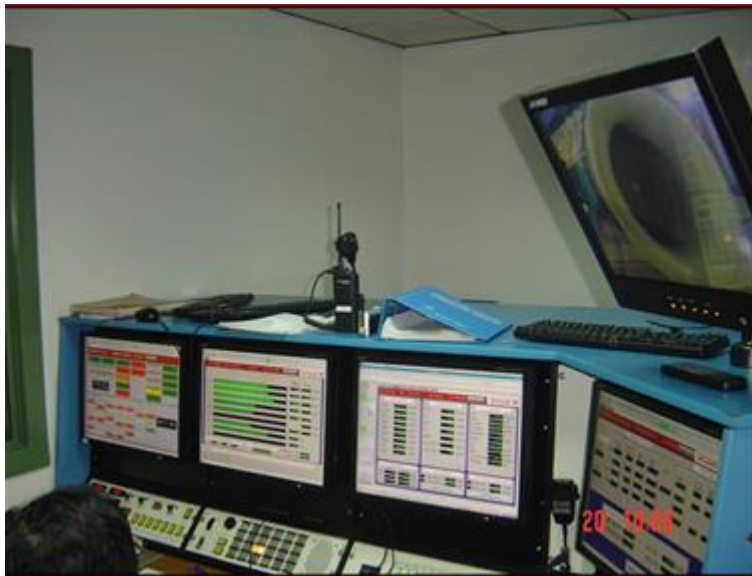


Figure (II-28) : Salle de contrôle

D-Salle d'équipement auxiliaire:

Cette salle est située au-dessus de la cellule de test, elle contient une multitude d'instruments de mesure

- a) Systèmes de mesure de pression.
- b) Mesure de débit carburant (on fuel room)
- c) Mesure de température
- d) Mesure des vitesses de rotation.
- e) Mesure de la vibration.
- f) Mesure de l'humidité.

II.5. Les performances du turboréacteur :**II.5.1. La poussée :**

La poussée est le résultat de la conversion de l'énergie thermique prenant naissance dans la chambre de combustion du moteur et se transformant en énergie cinétique lors du trajet du flux de gaz tout au long de la tuyère. L'expression de la poussée dépend du type de turboréacteur.

- Pour les turboréacteurs à simple flux on a :

$$\mathbf{F} = \dot{m}_a(\mathbf{V}_s - \mathbf{V}_0) + \dot{m}_c \mathbf{V}_s \text{ avec :}$$

$\mathbf{F}$: La poussée en Newton (N).

$\dot{m}_a$: Débit massique de l'air passant dans le moteur en (Kg/s).

$\dot{m}_c$: Débit du carburant en (Kg/s).

$\mathbf{V}_0$: Vitesse de l'air à l'entrée en (m/s).

$\mathbf{V}_s$: Vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s).

- Pour les turboréacteurs à double flux :

$$\mathbf{F} = \dot{m}_1 (\mathbf{v}_1 - \mathbf{v}_0) + \dot{m}_2 (\mathbf{v}_2 - \mathbf{v}_0) + \dot{m}_c \mathbf{v}_1 \text{ avec :}$$

$\dot{m}_1$: Débit massique d'air intérieur (flux chaud) en (Kg/s).

$\dot{m}_2$: Débit massique d'air extérieur (flux froid) en (Kg/s)

$\dot{m}_c$: Débit massique de carburant en (Kg/s)

V_1 : Vitesse d'éjection des gaz chauds en (m/s)

V_2 : Vitesse d'éjection des gaz froids en (m/s)

II.5.2. Le taux de dilution :

Pour un turboréacteur à double flux le taux de dilution λ est le rapport entre le débit d'air du flux secondaire (froid) et celui du flux primaire (chaud), il est défini par :

$$\lambda = \frac{\text{débit massique du flux secondaire}}{\text{débit massique du flux primaire}} \text{ Donc } \lambda = \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1}$$

II.5.3- Consommation (horaire-spécifique) :

Consommation massique horaire (C_H) : Caractérise par la consommation du carburant par heure.

$$C_H = 3600 \cdot \dot{m}_c \text{ en (Kg combustible/h).}$$

Consommation spécifique (C_{SP}) :

C'est le rapport entre la consommation horaire du carburant et la poussée nette du moteur :

$$C_{SP} = \frac{C_H}{F} \text{ en (Kg combustible/N.h).}$$

II.5.4- Poussée spécifique :

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

$$F_{SP} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} \text{ en (N.s/kg)}$$

II.5.5. Les puissances :

a- Puissance calorifique :

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion du kérosène débité dans la chambre de combustion :

$$P_{cal} = \dot{m}_c PCI$$

PCI : C'est le pouvoir calorifique de combustible.

b- Puissance thermique théorique :

C'est la fraction de la puissance calorifique transformée en énergie mécanique

$$P_{tht} = P_{cal} - \dot{m} C_p (T_s - T_0)$$

$\dot{m} = \dot{m}_a + \dot{m}_c$: Débit de fluide sortant du réacteur en (Kg/s)

T_s : Température des gaz à la sortie du réacteur en (K)

T_0 : Température de l'atmosphère dans la quelle se diluent les gaz chauds en (K)

$\dot{m}C_p (T_s - T_0)$: Est la puissance théorique perdue sous forme de chaleur vers la source froide.

c- Puissance thermique réelle :

Est la fraction de la puissance calorifique réellement transformée en énergie mécanique en (w).

Elle est représentée en pratique par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans le réacteur.

Pour un réacteur à simple flux :

$$P_{thr} = \frac{1}{2}\dot{m} (V_s^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_c V_s^2.$$

Pour un réacteur à double flux :

$$P_{thr} = \frac{1}{2}\dot{m}_1 (V_1^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_e (V_2^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_c V_s^2.$$

d- Puissance propulsive :

C'est le travail de la poussée par unité de temps : $P_p = F \cdot V_0$

II.5.6- Les rendements :

a-Rendement thermique théorique : C'est le rapport entre la puissance thermique théorique et la puissance calorifique

$$\eta_{tht} = \frac{P_{tht}}{P_{cal}}$$

b-Rendement réel : C'est le rapport entre la puissance thermique réelle et la puissance calorifique

$$\eta_{thr} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}}$$

c-Rendement interne : C'est le rapport entre la puissance thermique réelle et la puissance thermique théorique

$$\eta_{in} = \frac{P_{thr}}{P_{tht}}$$

d-Rendement de propulsion : C'est le rapport de la puissance propulsive à la puissance exercée.

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{thr}}$$

e-Rendement global : C'est le rapport du travail fourni par la machine à la chaleur qui elle a reçu.

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

Remarque : $\eta_{thr} = \eta_{th} \cdot \eta_{in}$ et $\eta_g = \eta_{thr} \cdot \eta_p$

II.5.7. Diagramme des vitesses :

C'est la traduction graphique de la composition des vitesses : $\vec{v} = \vec{u} + \vec{w}$

Où $\vec{v}$ est la vitesse absolue, $\vec{u}$ la vitesse d'entraînement et $\vec{w}$ la vitesse relative.

On définit les angles α et β : $\hat{\alpha} = (\vec{u}, \vec{v})$ et $\hat{\beta} = (\vec{u}, \vec{w})$.

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

a-Triangles des vitesses pour un compresseur axial :

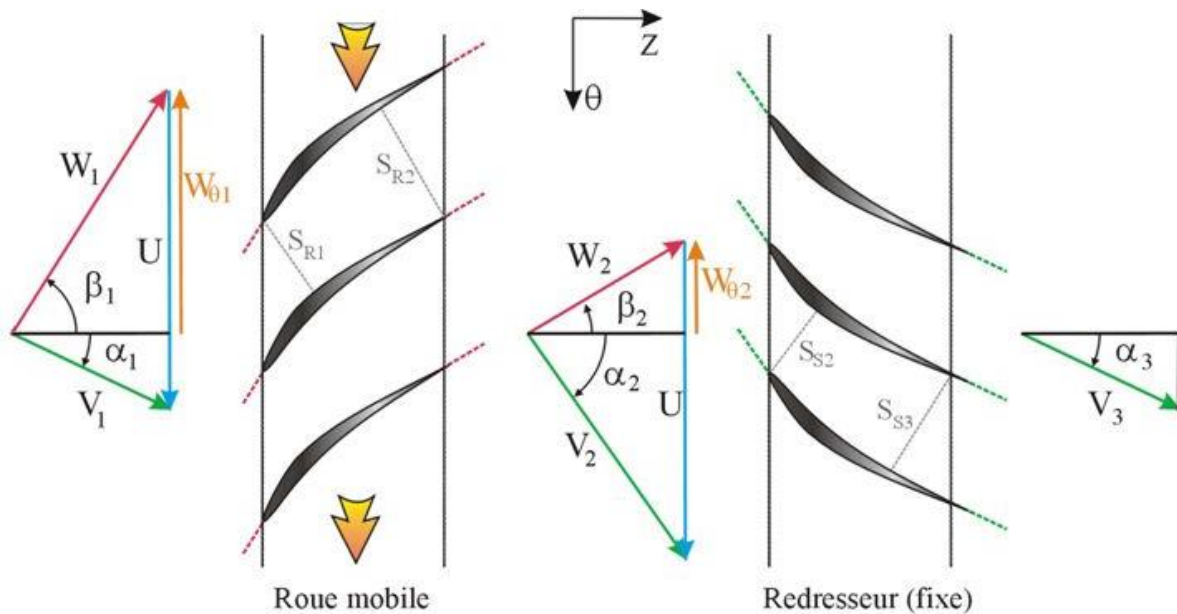
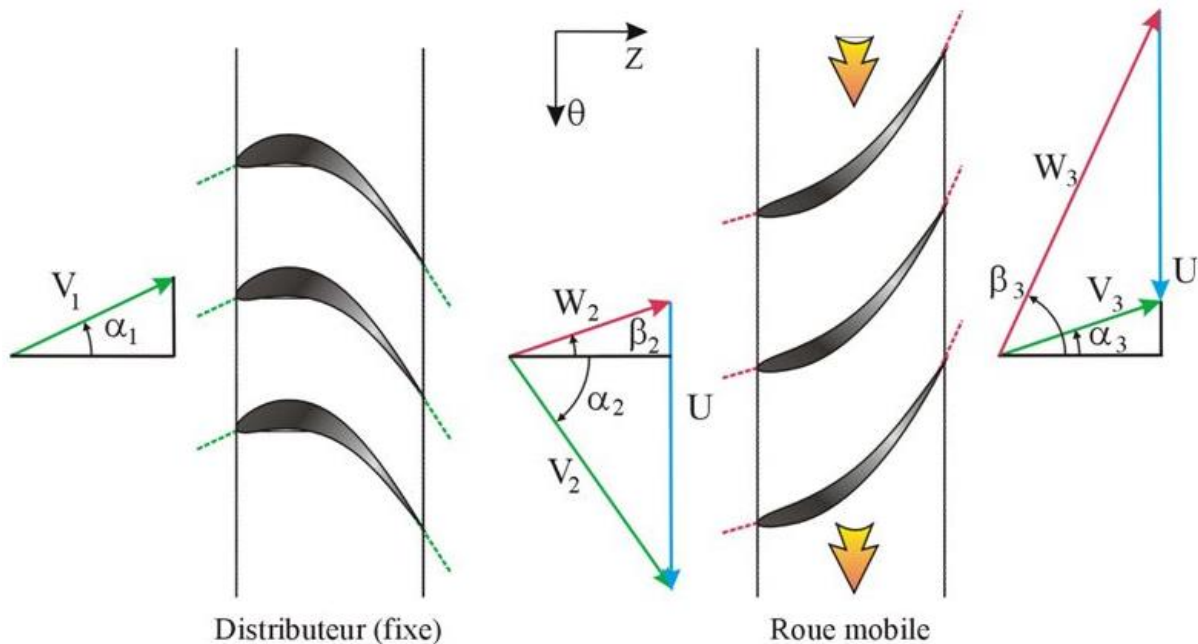


Figure (II-29) : triangle des vitesses pour un compresseur axial.

b-Triangle des vitesses pour une turbine axiale :**Figure (II-30) :** Triangle des vitesses pour une turbine axiale**II.6.Nature de l'écoulement dans les turboréacteurs:**

L'écoulement dans les turboréacteurs est transitoire, tridimensionnel, turbulent et avec transfert de chaleur d'un fluide supposé Newtonien (air).

- Un écoulement est dit transitoire, par rapport à un repère donné, si en tous points fixes par rapport à ce repère, la vitesse ainsi que toutes les quantités thermodynamiques attachées aux particules fluides varient avec le temps donc ($\partial/\partial t \neq 0$).
- Un écoulement est dit turbulent, lorsque le nombre de Reynolds est très élevé. Pour de faibles nombres de Reynolds l'écoulement est laminaire.

Ce nombre sans dimension est défini par $R_e = \mathbf{V} L / \nu$.

L : longueur caractéristique (la corde d'un profil d'aile).

ν : viscosité cinématique de fluide est égale à ρ/μ , μ : La viscosité dynamique et ρ : la masse volumique.

$\mathbf{V}$: vitesse caractéristique.

- On peut aussi classer le régime de l'écoulement selon le nombre de mach M :

-Subsonique ($M < 1$).

-Sonique ($M = 1$).

-Transsonique ($0,8 < M < 1,2$).

-Supersonique ($1 < M < 5$).

-Hypersonique ($M > 5$).

II.7. Condition aux limites:

Afin de trouver une solution particulière d'un problème à partir des équations de continuité, de quantité de mouvement, de l'énergie et d'équation d'état, il est nécessaire de fixer les conditions aux limites thermiques et mécaniques

II.7.1 Condition aux limites thermiques : elles peuvent être de trois natures

Dirichlet : Dans ce type de conditions la valeur de la variable dépendante (la température) est imposée sur la frontière du domaine de calcul $T = T_0$ sur la frontière.

Newman La variable dépendante (un flux de chaleur) n'est pas connue sur la frontière mais sa dérivée est bien définie $\phi \cdot \mathbf{n} = -\lambda \nabla T \cdot \mathbf{n} = \phi_0$.

Mixte : Une combinaison linéaire des deux premières conditions est imposée sur la frontière

$$\phi \cdot \mathbf{n} = -\lambda \nabla T \cdot \mathbf{n} = h(T - T_0) + \phi_0$$

II.7.2 Condition aux limites mécaniques :

A la paroi la vitesse de fluide égale à celle de la paroi, pour une paroi fixe la vitesse par conséquent égale à zéro c'est-à-dire les composantes normales et tangentielles du vecteur vitesse sont nulles (cas d'un fluide visqueux). mais pour un fluide parfait la composante tangentielle de la vitesse n'est pas nulle.

III.1. Rappels théoriques :

Les formules et notions théoriques rappelées ci-après sont celles strictement nécessaires aux calculs des cycles et performances des turboréacteurs.

III.1.1. Enthalpie totale :

Par définition :

$$H = h + V^2/2 \quad (\text{Energie potentielle négligée}) \dots \dots \dots (1)$$

III.1.2. Premier Principe de la thermodynamique :

Appliqué aux turboréacteurs, il s'écrit entre l'entrée (1) et la sortie (2) du fluide :

$$W_i + Q = \Delta H = H_2 - H_1 \dots \dots \dots (2)$$

En écoulement adiabatique ($Q = 0$), cette relation devient

$$W_i = \Delta H = H_2 - H_1 \dots \dots \dots (3)$$

Soit :

- pour un compresseur

$$W_i = \Delta H = H_2 - H_1 > 0 \dots \dots \dots (4)$$

- pour une turbine :

$$W_i = \Delta H = H_2 - H_1 < 0 \dots \dots \dots (5)$$

- pour une tuyère ($W_i = 0$):

$$H_2 = H_1 \dots \dots \dots (6)$$

Considérons maintenant un écoulement qui n'échange ni chaleur ni travail avec l'extérieur. Un observateur entraîné à la vitesse du fluide relèverait des températures et pressions statiques t et p , seules grandeurs physiques réelles. Au contraire, un observateur fixe, faisant face à l'écoulement, mesureraient des valeurs dites d'arrêt ou totales ou encore génératrices :

Température totale ou température d'arrêt :

$$T = t + V^2/2C_p \dots \dots \dots (7)$$

Pression totale :

$$P = p \cdot (T/t)^{\gamma/\gamma-1} \dots \dots \dots (8)$$

Pour l'écoulement considéré, la relation (6), compte tenu de la définition de l'enthalpie totale, peut s'écrire :

$$h_2 + V_2^2/2 = h_1 + V_1^2/2.$$

En utilisant la relation $dh = C_p dt$, il vient :

$$t_2 + V_2^2/2C_p = t_1 + V_1^2/2C_p \dots\dots\dots (9)$$

D'où

$$T_2 = T_1 = Cte.$$

Si, en outre, l'écoulement est réversible

$$P_1/T_1^{1/\gamma} = P_2/T_2^{1/\gamma} \dots\dots\dots (10)$$

Et

$$P_2 = P_1 = Cte \dots\dots\dots (11)$$

Théoriquement la pression totale à la sortie de chaque organe est celle à l'entrée de l'organe qui le suit mais s'il existe des pertes il faut alors utiliser la relation d'efficacité :

$$\sigma = P_{tr\acute{e}el} / P_{t\ th\acute{e}orique}.$$

Ainsi, pour tout écoulement d'un gaz parfait qui n'échange ni travail ni chaleur avec l'extérieur on obtient :

- si l'écoulement est sans pertes (donc isentropique), la pression totale se conserve ;
- *même en présence de pertes*, la température totale se conserve aussi.

Pour les écoulements adiabatiques qui échangent du travail (compresseurs et turbines), par application de (3), on obtient :

$$P_1 = \dot{m} W_i = \dot{m} (H_2 - H_1) \dots\dots\dots (12)$$

Soit, encore (si C_p est constant) :

$$P_1 = \dot{m} C_p (T_2 - T_1) \dots\dots\dots (13)$$

III.1.3. Travaux et rendements de compression :

- Pour une transformation réversible isotherme, le travail de compression par unité de masse s'exprime par :

$$W_{cith} = r T_1 \ln(P_2/P_1) \dots\dots\dots (14)$$

P_1 : pression absolue à l'entrée de la machine.

P_2 : pression absolue à la sortie de la machine.

La quantité de chaleur échangée pour maintenir la transformation isotherme s'en déduit immédiatement :

$$Q_{cith} = -W_{cith}.$$

En pratique, cette transformation n'est pas réalisable, on la remplace par une suite de compressions adiabatiques et de refroidissements isobares.

- Pour une transformation adiabatique, intéressant ramenée à un débit unitaire, le travail réel de compression est fourni par les relations (12) et (13) :

$$W_c = H_2 - H_1 = C_p(T_2 - T_1) \dots\dots\dots (15)$$

Le travail de compression isentropique est égal à :

$$W_{cs} = H_{2s} - H_1 = C_p(T_{2s} - T_1) \dots\dots\dots (16)$$

Il peut s'exprimer en fonction des pressions puisque, pour cette transformation réversible, la relation (10) donne :

$$T_{2is}/T_1 = (P_2/P_1)^{\gamma-1/\gamma} \dots\dots\dots (17)$$

D'où

Les expressions (15) et (16) sont approchées car elles supposent la constance de C_p pendant l'évolution, mais elles sont, cependant, valables dans la plupart des cas.

- Pour une évolution polytropique. ces transformations réversibles, non adiabatiques, aboutissent par définition au même état final (P_2, T_2) que la transformation réelle, elles obéissent à la loi :

$$P/T^{k/k-1} = Cst \dots\dots\dots (18), k > 1, k \neq \gamma.$$

Analogie à la loi isentropique de la relation (14) mais où k remplace γ . L'exposant polytropique k est défini par la relation:

$$k-1/k = \log(T_2/T_1)/\log(P_2/P_1) \dots\dots\dots (19)$$

Le travail de compression polytropique a pour valeur :

$$W_{cp} = k/k-1 * rT_1 [(P_2/P_1)^{k-1/k} - 1] = \left(\frac{k}{k-1}\right) \left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right) C_p(T_2 - T_1) \dots\dots\dots (20)$$

Les rendements de compression se définissent en comparant les évolutions réversibles aux évolutions réelles. On a donc par définition :

- Rendement isentropique

$$\eta_{cis} = W_{cis}/W_c \dots\dots\dots (21)$$

- Rendement polytropique

$$\eta_{cp} = W_{cp}/W_c \dots\dots\dots (22)$$

III.1.4. Travaux et rendements de détente :

Les formules concernant la détente présentent une grande analogie avec celles relatives à compression.

Ainsi, le travail spécifique fourni par la turbine au cours d'une détente réversible isotherme est :

$$W_{\text{tith}} = r T_3 \ln(P_3/P_4) \dots \dots \dots (23)$$

Pour les détente isentropiques, les formules (15), (16), (17) et (18) de la compression deviennent :

$$|W_t| = H_3 - H_4 = C_p (T_3 - T_4) \dots \dots \dots (24)$$

$$|W_{\text{tis}}| = H_3 - H_{4\text{is}} = C_p (T_3 - T_{4\text{is}}) \dots \dots \dots (25)$$

$$T_{4\text{is}}/T_3 = (P_4/P_3)^{\gamma-1/\gamma} \dots \dots \dots (26)$$

$$W_{\text{tis}} = C_p T_3 \left[\left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{\gamma-1/\gamma} - 1 \right] \dots \dots \dots (27)$$

La relation (22) reste valable pour les détente polytropiques, l'exposant polytropique devenant :

$$k-1/k = \log(T_4/T_3) / \log(P_4/P_3) \dots \dots \dots (28)$$

Les travaux de détente polytropique s'expriment par :

$$W_{\text{tp}} = k/k-1 * r T_3 \left[\left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{k-1/k} - 1 \right] = \left(\frac{k}{k+1} \right) \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) C_p (T_3 - T_4) \dots \dots \dots (29)$$

Les rendements de détente se définissent en comparant les évolutions réelles aux évolutions réversibles. On a donc, par définition :

$$\eta_{\text{tis}} = W_{\text{tis}}/W_t \dots \dots \dots (30)$$

$$\eta_{\text{tp}} = W_{\text{tp}}/W_t \dots \dots \dots (31)$$

III.1.5. Le rendement de la chambre de combustion :

Est introduit le débit de carburant $\dot{m}_c$; mais la combustion n'étant pas parfaite, il subsiste des imbrûlés dans les gaz d'échappement et seul le débit de carburant brûlé $\dot{m}_{c,b}$ apporterait de l'énergie au fluide actif. L'efficacité ou rendement de combustion est donc :

$$\eta_{\text{cc}} = \dot{m}_{c,b} / \dot{m}_c \dots \dots \dots (32)$$

Au régime nominal, sa valeur est très élevée, généralement : $0.99 \leq \eta_{\text{cc}} \leq 1$. Aux régimes de ralenti ou en fonctionnement à haute altitude, η_{cc} peut descendre à 0,90 voire 0,80.

III.1.6. Propriétés thermodynamiques de l'air :

Constante spécifique de l'air :

$$r = 8314,4 / M (\text{g/mol}) = 287 \text{ J/kg.K}, (M = 0,2M_{\text{O}_2} + 0,8M_{\text{N}_2} = 29 \text{ g/mol}).$$

A partir de l'équation d'état des gaz parfaits la masse volumique de l'air est égale à :

$$\rho = P/RT \dots\dots\dots (33)$$

Les chaleurs spécifiques des gaz parfaits sont fonction des paramètres d'état (T, P).

Dans les calculs pratiques, on néglige l'influence de la pression, lorsqu'elle est inférieure à 20 bars, sur la chaleur massique C_p de l'air; ainsi on a :

Pour $273 < T < 1800^\circ\text{K}$ on a :

$$C_p = a + bT + cT^2 + dT^3 \quad (T \text{ en K}, C_p \text{ en KJ/Kmol.K}) \dots\dots\dots (34)$$

Avec $a=28.11$ $b=0.1967 \cdot 10^{-2}$ $c=0.4802 \cdot 10^{-5}$ $d= -1.966 \cdot 10^{-9}$.

Et $M=28.97$ kg/kmol.

La chaleur massique moyenne de convention $C_p(T_1, T_2)$ dans l'intervalle de température on a :

$$C_p(T_1, T_2) = C_p(T_1) \cdot T_1 - C_p(T_2) \cdot T_2 / T_1 - T_2 \dots\dots\dots (35)$$

$$\text{avec} \quad C_{pg}(T) = \sum X_i \cdot C_{pi}(T) / M_g.$$

La relation de mayer donne le coefficient isentropique moyen de l'air comme suit :

$$\gamma_{12} = C_p(T_1, T_2) / (C_p(T_1, T_2) - R) \dots\dots\dots (36).$$

III.1.7. La vitesse d'éjection des gaz :

Pour caractériser la vitesse des écoulements gazeux, on utilise souvent le nombre de Mach :

$$M = v/a \dots\dots\dots (37)$$

a : vitesse du son telle que $a = \sqrt{\gamma R T}$

M : nombre de mach

D'après l'équation (III-8) on a : $T_t = T + v^2/2c_p = \text{Cst}$ et d'après la relation de Mayer et de gaz parfait on peut exprimer T_t en fonction de M :

$$T_t = T [1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M^2] \dots\dots\dots (38)$$

$$P_t = P [1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M^2]^{\gamma/(\gamma - 1)} \dots\dots\dots (39)$$

Donc la vitesse d'éjection d'après les équations précédentes est :

$$V = 2 c_p (T_t - T) = M \cdot \sqrt{\gamma R T} \dots\dots\dots (40)$$

III.2.Données de départ :

En général, les turbines sont fabriquées par les constructeurs, pour travailler dans des conditions standards, mais en réalité celles-ci travaillent dans des régions aux conditions climatiques différentes, afin de mettre en évidence cet impact un calcul thermodynamique s'impose :

- a) d'après les données du banc d'essai ;
- b) d'après les conditions climatiques (particulièrement aux températures ambiantes différentes selon l'environnement du moteur).

Le but de cette étude thermodynamique est de déterminer tous les paramètres et performances de notre moteur CFM56-7B.

III.2.1. Paramètres de l'air ambiant :

Température de l'air ambiant : $t_1 = 15^\circ\text{C} \Rightarrow T_1 = 288.15^\circ\text{K}$.

Pression de l'air ambiant : $P_1 = 1,01325 \text{ bar}$.

III.2.2. Les rendements :

Rendement de la soufflante $\eta_{\text{isouf}} = 0,86$;

Rendement du compresseur HP $\eta_{\text{icHP}} = 0,86$;

Rendement du compresseur BP $\eta_{\text{icBP}} = 0,86$;

Rendement de la chambre de combustion $\eta_{\text{cc}} = 0,99$;

Rendement mécanique de la transmission : $\eta_{\text{mc}} = 0,99$;

Rendement isentropique de la turbine THP : $\eta_{\text{iTHP}} = 0,9$;

Rendement isentropique de la turbine TBP : $\eta_{\text{iTBP}} = 0,9$;

III.2.3. Les vitesses :

Vitesse de rotation de l'attelage BP : $N_1 = 5223 \text{ tr/mn}$.

Vitesse de rotation de l'attelage HP : $N_2 = 14400 \text{ tr/mn}$.

III.2.4. Les taux de compression et les taux de détente:

Pour la soufflante $\epsilon_{\text{souf}} = 1.5434$;

Pour le compresseur HP $\epsilon = 7.52$;

Pour le compresseur BP $\epsilon = 2.8$;

Pour la turbine BP $\epsilon = 4$;

III.2.5. Les sections :

Section d'entrée d'air $S_1 = 1.6964 \text{ m}^2$.

Section d'entrée THP $S_2 = 0.33 \text{ m}^2$.

Section de sortie d'air secondaire $S_3 = 1.0623 \text{ m}^2$.

Section de sortie d'air primaire $S_4 = 0.2958 \text{ m}^2$.

III.2.6. Les pertes :

Les pertes au diffuseur $\eta=0.98$.

Les pertes entre CBP et CHP $\sigma_{3'}=0.98$.

Les pertes de combustion $\sigma_{cc}=0.96$.

Les pertes dans la tuyère I $\sigma_I=0.44$.

Les pertes dans la tuyère II $\sigma_{II}=0.98$.

III.2.7. D'autres données :

Pouvoir calorifique de carburant : $PCi=43000 \text{ KJ/Kgc}=10287 \text{ Kcal /Kgc}$.

Température à la chambre de combustion $t_5=1408,268^\circ\text{C} \Rightarrow T_3=1681,418^\circ\text{K}$;

Débit total à l'entrée $\dot{m}_t = 361.15 \text{ kg/s}$.

Débit carburant $\dot{m}_c = 1,33 \text{ kg/s}$.

Vitesse de l'air à l'entrée du moteur $V_o=100 \text{ m/s}$.

III.3. Les points particuliers du cycle de l'installation :

0 : entrée dans le diffuseur ;

2 : sortie soufflante ;

3' : entrée compresseur CHP ;

4' : entrée de la chambre de combustion ;

5 : sortie de la chambre de combustion ;

5' : l'entrée de la THP ;

6 : sortie de la THP et l'entrée de la TBP ;

7 : sortie de la TBP ;

8 : sortie de la tuyère primaire ;

II : sortie tuyère secondaire.

1 : entrée soufflante ;

3 : sortie compresseur CBP ;

4 : sortie compresseur CHP ;

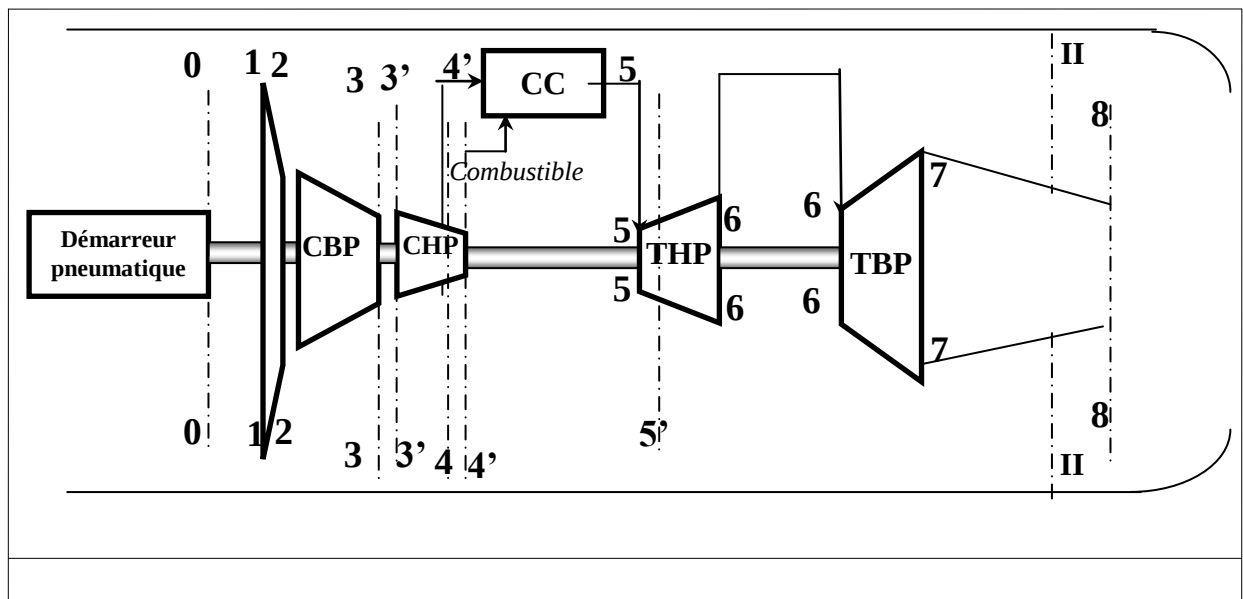


Figure (III-1) : Schéma thermique de l'installation d'un turboréacteur à deux attelages.

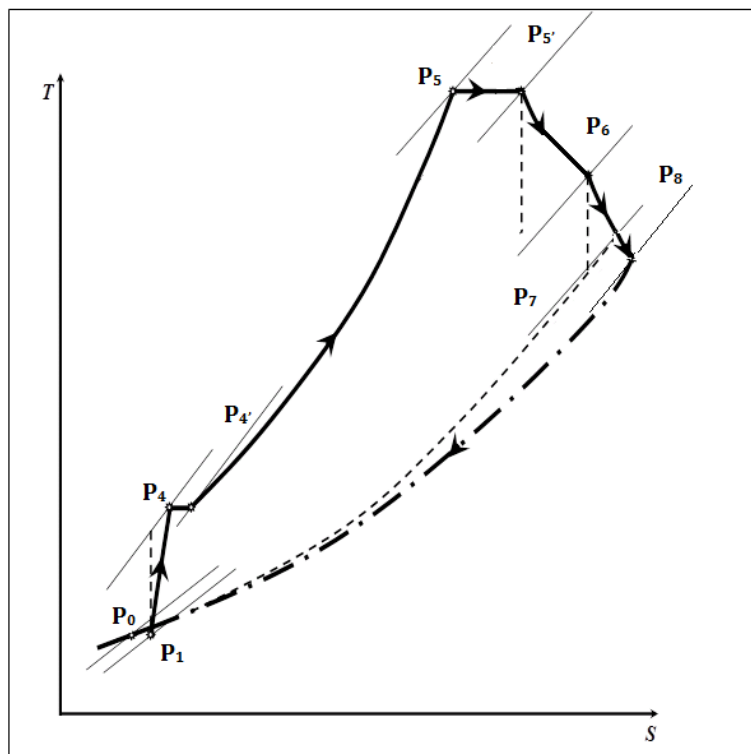


Figure (III-2): diagramme T-S réel.

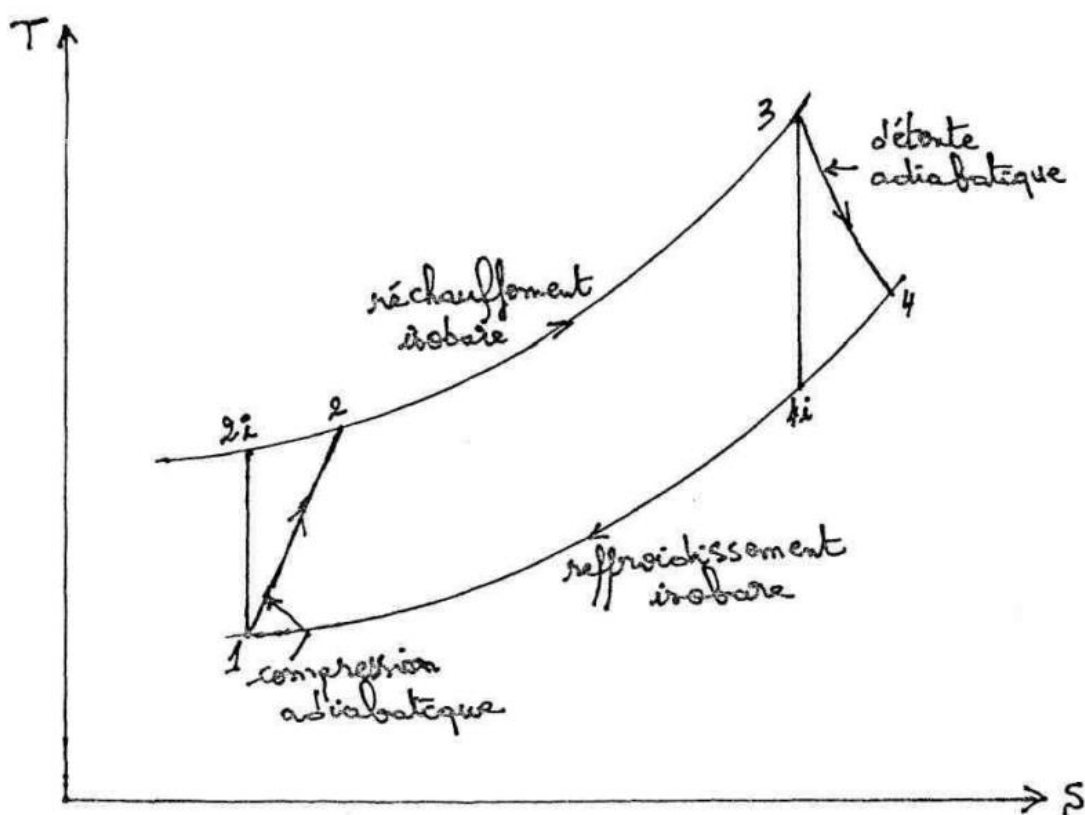


Figure (III-3) : Diagramme T-S théorique.

III.4. Calcul thermodynamique de turboréacteur à deux lignes arbres en tenant compte des pertes dans les différents éléments de l'installation :

III.4.1. Calcul du coefficient d'excès d'air α :

Débit massique théorique d'air G_0 ou pouvoir comburivore du carburant :

$$G_0 = \lambda_k \cdot PCi$$

Où : $\lambda_k = 1,43 \cdot 10^{-3}$: Caractéristique de MEKONOVALOV.

PCi : pouvoir calorifique inférieur du carburant.

$PCi = 43000 \text{ KJ/Kgc} = 10287 \text{ Kcal/Kgc}$.

$$\text{D'où : } G_0 = 1,43 \cdot 10^{-3} \cdot 10287 = \mathbf{14.71 \text{ kga/kgc}}$$

Coefficient d'excès d'air :

Faisons le bilan énergétique de la chambre de combustion :

$$PCi \cdot \eta_{cc} \approx C_{pa} \cdot [\alpha \cdot G_0 \cdot (T_5 - T_4) + T_5]$$

Où : η_{cc} : rendement de la chambre de combustion ;

C_{pa} : chaleur spécifique isobare moyenne de l'air entre températures d'entrée T_4 et de sortie T_5 de la chambre de combustion.

$$T_4 = 902.3^0 K \Rightarrow T_m = (T_5 + T_4) / 2.$$

$$T_m = 1291.86^0 K.$$

D'après les formules (34), (35) et (36) on a : $C_{pa} = 1,122 \text{ KJ/Kg.K}$.

$$\gamma_{45} = C_{pa} / (C_{pa} - r) = 1.34.$$

$$\alpha = (PCi \cdot \eta_{cc} - C_{pa} \cdot T_5) / (G_0 \cdot C_{pa} (T_5 - T_4)) = 3.16 \approx 3.$$

$$\text{soit : } \alpha = 3$$

III.4.2. Calcul de la densité :

Dans notre cas la vitesse de vol est nulle donc :

$$P_{t \text{ atm}} = 1.01325 \text{ pa.}$$

$$T_{t \text{ atm}} = 288 \text{ K.}$$

Donc la densité de l'air à l'entrée dans l'atmosphère:

$$\rho_{t \text{ atm}} = P_{t \text{ atm}} / r T_{t \text{ atm}} = 1.22523 \text{ kg/m}^3.$$

$$\rho_{t \text{ atm}} = \mathbf{1,22523 \text{ kg/m}^3}.$$

$$P_{t \text{ atm}} = 1,01325 \text{ bar} \quad T_{t \text{ atm}} = 288^0 \text{ K} \quad \rho_{t \text{ atm}} = 1,22523 \text{ kg/m}^3$$

III.4.3. Paramètre d'air avant l'entrée de la soufflante:**A). Les paramètres d'arrêt :**

A l'entrée du diffuseur les paramètres totaux sont les mêmes que celle de l'atmosphère donc :

$$P_0 = 1.01325 \text{ pa.}$$

$$T_0 = 288 \text{ K.}$$

$$\rho_0 = 1,22523 \text{ kg/m}^3.$$

La pression à la sortie du diffuseur:

$$P_1 = P_0 - \Delta P$$

$$\text{Où : } \Delta P = \Delta P_1$$

ΔP_1 : pertes de pression dans le diffuseur à l'entrée du compresseur.

- La perte de pression dans le diffuseur d'entrée du compresseur est déterminée par la formule suivante :

$$\Delta P_1 = \frac{1-\eta}{\eta} \rho (C_1^2 - C_0^2) / 2.$$

Où : η : pertes dans le diffuseur.

C_0 et C_1 : vitesse à l'entrée et à la sortie du diffuseur, la vitesse C_1 est à la sortie du diffuseur (ou avant le premier étage du compresseur) varie de 100 à 200 m/s.

Dans l'intervalle de vitesse subsonique ($M < 1$).

Le rendement du diffuseur varie de 0,85 à 0,95.

Prenons : $C_1 = 100 \text{ m/s}$ et $\eta = 0,9$;

$$\Delta P_1 = \frac{1-0,9}{0,9} * 4.469 * \frac{100^2 - 40^2}{2} = 2085 \text{ Pa.}$$

$$\Rightarrow \Delta P = \Delta P_1 = (0,02085) \cdot 10^5 \text{ Pa.}$$

$$\Rightarrow \Delta P = 0,02085 \text{ bar.}$$

Les paramètres d'arrêt au point 1 sont alors :

$$P_1 = P_0 - \Delta P = (1,01325 - 0,02085) \cdot 10^5 \Rightarrow P_1 = 0.9924 \text{ bar}$$

$$T_1 = T_0 = 288^0 \text{ K}$$

$$\rho_1 = P_1 / r T_1 = 0.9924 \cdot 10^5 / 287 \cdot 288 = 1,2 \text{ kg/m}^3$$

$$P_1 = 0.9924 \text{ bar} \quad T_1 = 288^0 \text{ K} \quad \rho_1 = 1,2 \text{ kg/m}^3$$

B). Les paramètres statiques au point1:

$$t_1 = T_1 - C_1^2 / 2C_p = 288 - 100^2 / 2 * 1122 = 283,01^0 k.$$

$$p_1 = P_1 (t_1 / T_1)^{1/\gamma} = 0,9924 \left[\frac{283,01}{288} \right]^{\frac{1}{0,286}} = 0,934 \text{ bar}$$

$$\text{Où: } m = \frac{\gamma-1}{\gamma} = \frac{1,4-1}{1,4} = 0,286$$

$$\text{et } \rho_1 = p_1 / r t_1 = 1,15 \text{ kg/m}^3.$$

$$p_1 = 0,934 \text{ bar} \quad t_1 = 283,01 \quad \rho_1 = 1,15 \text{ kg/m}^3$$

III.4.4. Paramètres de l'air après le dernier étage du compresseur (point4) :

En considérant la soufflante et le CBP et le CHP comme un seul compresseur telle que :

A). Les paramètres d'arrêt :**La pression d'arrêt :**

$$P_4 = \epsilon_{cp} \cdot P_1 \Rightarrow P_4 = 32,5 * 0,9924 = 32,25 \text{ bar}.$$

La température d'arrêt:

$$T_4 = T_1 \left[1 + \frac{\epsilon_{cp}^m - 1}{\eta_{ic}} \right]$$

$$\text{Tel que } T_1 = 288^0 \text{ K}$$

Où η_{ic} : rendement isentropique du compresseur.

Evaluons la température à la sortie du compresseur à $T_4 = 850,04 \text{ K}$ alors la température moyenne de l'air dans le compresseur :

$$T_m = (T_1 + T_4) / 2 = 569,02 \text{ K}.$$

En utilisant cette température moyenne et les graphique : $C_p = f(t)$ et $\gamma = f(t)$, déterminons les valeurs moyennes de C_p et γ

$$\gamma = 1,395 \Rightarrow m = \frac{1,395-1}{1,395} = 0,283$$

$$\text{et } C_p = 1,01 \text{ Kj/Kg.K.}$$

$$\text{Comme } r = m \cdot C_p \Rightarrow r = 0,283 \cdot 1,01 = 0,286 \text{ J/Kg.K}$$

$$\text{D'où : } T_4 = 288 [1 + (32,5^{0,283} - 1) / 0,86] = 850,04^0 \text{ K}.$$

$$\text{Et } \rho_4 = 32,25 * 10^5 / 286 * 850,04 = 13,27 \text{ kg/m}^3.$$

$$P_4=32.25 \text{ bar} \quad T_4=850.04 \text{ K} \quad \rho_4=13.27 \text{ kg/m}^3$$

B). Les paramètres statiques:

La vitesse de l'air après le dernier étage du compresseur, d'habitude varie de 100 à 150 m/s .

Prenons cette vitesse $C_4=120 \text{ m/s}$, alors les paramètres statiques sont :

$$t_4 = T_4 - C_4^2 / 2C_p = 843 \text{ K.}$$

Où : $C_p = 1020 \text{ J/kg.K}$ pour $(T_4=850.04 \text{ K})$ et $\gamma=1,375$.

$$p_4 = P_4 (t_4/T_4)^{1/\gamma} = 31.31 \text{ bar.}$$

$$\rho_4 = p_4 / (R T_4) = 31.31 \times 10^5 / 287 \times 850.04 = 12.84 \text{ kg/m}^3.$$

$$p_4=31.31 \text{ bar}; t_4=843 \text{ K}; \rho_4=12.84 \text{ kg/m}^3$$

III.4.5. Paramètres de l'air avant la chambre de combustion :

$$P_4' = P_4 - \Delta P$$

$$\text{Où : } \Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2$$

Tel que : ΔP_1 : pertes de pression d'arrêt dans le diffuseur après le dernier étage du compresseur.

$$\Delta P_1 = (1 - \eta) \rho_4 (C_4^2 - C_4'^2) / 2$$

Où : $\eta=0,5$ à $0,7$; rendement du diffuseur à la sortie du compresseur.

$C_4'=40 \text{ m/s}$: vitesse dans la conduite

$$\Delta P_1 = (1 - 0,6) 12.84 (120^2 - 40^2) / 2 = 32870.4 \text{ Pa.}$$

ΔP_2 : pertes de pression dans la conduite entre le compresseur et la chambre de combustion (4 : 4') ;

$$\Delta P_2 = 0,01 P_4 = 0,01 \times 32.25 \times 10^5 = 0,3225 \times 10^5 \text{ Pa.}$$

D'où : $\Delta P = 0,65 \text{ bar}$

$$P_4' = P_4 - \Delta P = 32.25 - 0.65 = 31.6 \text{ bar}$$

$$T_4' = T_4 = 850.04 \text{ K.}$$

$$\rho_4' = P_4' / (R T_4') = 13 \text{ Kg/m}^3.$$

$$P_4' = 31.6 \text{ bar} ; T_4' = 850.04 \text{ K} ; \rho_4' = 13 \text{ Kg/m}^3$$

III.4.6. Paramètres du gaz après la chambre de combustion:

On évalue les paramètres aérodynamiques pendant l'apport jusqu'à 4% de la chambre de combustion ;

$$P_5 = \sigma_{cc} \cdot P_4 = (0.96) \cdot 31.6 = 30.34 \text{ bar}.$$

$$T_5 = 1681.418 \text{ K} \Rightarrow \begin{cases} \gamma = 1,359 \\ C_p = 1087 \text{ J/Kg.K} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m = 0,264 \\ r = 287,3 \text{ J/Kg.K} \end{cases}$$

$$\rho_5 = P_5 / r T_5 = 7.90 \text{ kg/m}^3.$$

$$P_5 = 30.34 \text{ bar} \quad T_5 = 1681.418 \text{ K} \quad \rho_5 = 6.3 \text{ kg/m}^3$$

III.4.7 Paramètres du gaz avant le premier étage de la turbine (THP):**A). Les paramètres d'arrêt :**

$$P_{5'} = P_5 - \Delta P; \text{ où } \Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2$$

ΔP_1 : pertes de pression d'arrêt dans la conduite : $\Delta P_1 = 0,005 \text{ bar}$

ΔP_2 : pertes de pression d'arrêt dans le diffuseur d'entrée de la THP

$$\Delta P_2 = \frac{1-\eta}{\eta} \rho_5 (C_{5'}^2 - C_5^2) / 2 = 3721.51 \text{ Pa} = 0,037 \text{ bar}.$$

$$T_q \quad \eta = 0.9 \quad C_{5'} = 110 \text{ m/s.} \quad C_5 = 40 \text{ m/s.}$$

$$P_{5'} = 30.34 - 0,037 = 30.30 \text{ bar} \quad T_{5'} = 1681.418 \text{ K}$$

$$\rho_{5'} = P_{5'} / r T_{5'} = 6.3 \text{ kg/m}^3.$$

$$P_{5'} = 30.30 \text{ bar} \quad T_{5'} = 1681.418 \text{ K} \quad \rho_{5'} = 6.3 \text{ kg/m}^3$$

B). Les paramètres statiques:

$$t_{5'} = 1681.418 - 110^2 / 2 * 1087 = 1675.85 \text{ K}.$$

$$p_{5'} = P_{5'} [t_{5'} / T_{5'}]^{1/\gamma} = 29.95 \text{ bar}.$$

$$\rho_{5'} = p_{5'} / r t_{5'} = 6.23 \text{ Kg/m}^3.$$

$$p_{5'} = 29.95 \text{ bar} \quad t_{5'} = 1675.85 \text{ K} \quad \rho_{5'} = 6.23 \text{ Kg/m}^3.$$

III.4.8. Paramètres du gaz après le dernier étage de la turbine (THP):

A). Les paramètres d'arrêt :

Le rapport des pressions de la THP peut être déterminé en faisant le bilan énergétique du (compresseur axial- turbine) :

$$P = \dot{m}_I \cdot W_{CHP} \cdot 1/\eta_{iCHP} = \dot{m}_g \cdot W_{THP} \cdot \eta_{iTHP}$$

Où : $\dot{m}_I$ et $\dot{m}_g$: débit massique de l'air et des gaz ;

P : la puissance de la turbine HP ;

W_{CHP} et W_{THP} : travaux massique théorique du compresseur HP et de la turbine HP ;

η_{iCHP} et η_{iTHP} : rendement isentropique du compresseur HP et de la turbine HP, qui tiennent compte des pertes de frottement (dans le palier par exemple).

Admettant que : en premier approximation

$$\dot{m}_I = \dot{m}_g$$

Alors nous obtenons :

$$W_{CHP} = \eta_{iCHP} \cdot \eta_{iTHP} \cdot W_{THP} ;$$

$$m = \frac{\gamma-1}{\gamma} ; \quad r = m \cdot C_p$$

$$C_{p_a} \cdot T_4^{*1/\eta_{iCHP}} \cdot (1 - \varepsilon_{CHP}^{-m}) = C_{p_g} \cdot T_5^{*} \cdot \eta_{iTHP} (1 - \varepsilon_{THP}^{-m}).$$

Pour $C_{p_a} = 1019.4 \text{ J/Kg.K}$

$T_m = 569.02 \text{ K}$.

$T_1 = 288 \text{ K}$.

$T_4 = 850.04 \text{ K}$.

$$\Rightarrow \gamma = 1.395.$$

$$m = 0.283.$$

$$r = m C_{p_a} = 286,3 \text{ J/Kg.K}$$

$$\begin{cases} C_{p_g} = 1003,2 \text{ J/Kg.K} \\ \gamma = 1,45 \quad m = \frac{\gamma-1}{\gamma} = 0,31 \end{cases}$$

$$\text{Donc : } 1019,4 \cdot 850,04 \cdot (1/0.86) \cdot (1 - 7.52^{-0.283}) = 0.9 \cdot 1003.2 \cdot 1681.418 (1 - \varepsilon_{THP}^{-0.31})$$

$$\varepsilon_{THP}^{-0.31} = 0.711 \Rightarrow \varepsilon_{THP} = 3.$$

$$P_5/P_6 = \varepsilon_{THP} \Rightarrow P_6 = P_5/\varepsilon_{THP} = 30.30/3 = 10.1 \text{ bar}.$$

$$(T_6)_S = T_5/\varepsilon_{THP}^{mg} = 1196.10 \text{ K}.$$

$$T_6 = T_5 - \eta_{THP}(T_5 - (T_6)_s) \Rightarrow T_6 = 1681.418 - 0.9(1681.418 - 1196.10) = 1244.63^\circ\text{K}$$

$$\rho_6 = P_6 / r T_6 = 2.84 \text{ kg/m}^3.$$

$$P_6 = 10.1 \text{ bar} \quad T_6 = 1244.63^\circ\text{K} \quad \rho_6 = 2.83 \text{ Kg/m}^3$$

B). Les paramètres statiques :

$$t_6 = T_6 - C_6^2 / 2 C_p = 1244.63 - 90^2 / 2 * 1003.2 = 1240.59 \text{ K.}$$

$$p_6 = P_6 [t_6 / T_6]^{1/\gamma} = 10.1 * (1240.59 / 1244.63)^{1/0.31} = 10 \text{ bar.}$$

$$\rho_6 = p_6 / r t_6 = 2.81 \text{ Kg/m}^3.$$

$$p_6 = 10 \text{ bar} \quad t_6 = 1240.59 \text{ K} \quad \rho_6 = 2.81 \text{ Kg/m}^3$$

III.4.9. Les paramètres avant le premier étage de la turbine TBP:

A). Les paramètres d'arrêt :

Les paramètres de l'entrée de la turbine BP c'est les mêmes celle de la sortie du THP

$$P_6 = 10.1 \text{ bar} \quad T_6 = 1244.63^\circ\text{K} \quad \rho_6 = 2.83 \text{ Kg/m}^3$$

B). Les paramètres statiques :

$$p_6 = 10 \text{ bar} \quad t_6 = 1240.59 \text{ K} \quad \rho_6 = 2.81 \text{ Kg/m}^3$$

III.4.10. Les paramètres du dernier étage de la turbine TBP:

A). les paramètres d'arrêt :

Admettant que la vitesse à la sortie du dernier étage de la turbine BP est $C_7 = 90 \text{ m/s}$

Et le rapport de pression dans la TBP est :

$$\varepsilon_{TBP}^* = P_6 / P_7 \text{ donc } P_7 = 2.5 \text{ bar.}$$

$$(T_7)_{is} = T_6 / \varepsilon_{TBP}^{mg} = 809.84 \text{ K.}$$

$$\eta_{iTBP} = W_{réel} / W_{th} = (T_6 - (T_7)_{is}) / (T_6 - T_7)$$

$$T_7 = T_6 - \eta_{iTBP}(T_6 - (T_7)_{is}) = 1244.63 - 0.9(1244.63 - 809.84) = 853.32 \text{ K.}$$

$$\rho_7 = P_7 / r T_7 = 2.5 \cdot 10^5 / (287 * 853.32) = 1.02 \text{ Kg/m}^3.$$

$$P_7 = 2.5 \text{ bar} \quad T_7 = 853.32^\circ\text{K} \quad \rho_7 = 1.02 \text{ Kg/m}^3$$

B). Les paramètres statiques :

$$t_7 = T_7 - C_7^2 / 2C_p = 853.32 - 90^2 / 2 * 1040 = 849.43K.$$

$$p_7 = P_7 [t_7 / T_7]^{1/\gamma} = 2.46 \text{ bar.}$$

$$\rho_7 = p_7 / r t_7 = 1.01 \text{ Kg/m}^3.$$

$$p_7 = 2.46 \text{ bar} \quad t_7 = 849.43K \quad \rho_7 = 1.01 \text{ Kg/m}^3$$

III.4.11. Les paramètres de la tuyère primaire après la turbine TBP:

La pression statique à la sortie du silencieux p_8 et égale à la pression atmosphérique P_0 .

$$P_8 = \sigma_I * P_7 = 2.45 \cdot 10^5 \text{ Pa.}$$

Comme c'est une section sans machine il y a la conservation de la température totale d'où :

$$(T_8 = T_7 = 853.32K)$$

$$\rho_8 = P_8 / r T_8 = 2.45 \cdot 10^5 / (287 * 853.32) = \text{Kg/m}^3.$$

$$P_8 = 2.45 \text{ bar} \quad T_8 = 853.32^\circ K \quad \rho_8 = 1 \text{ Kg/m}^3$$

Calculer la vitesse:

La tuyère est adapté à : $p_8 = P_{\text{atm}} = 1.01325 \text{ bar.}$

d'après la relation (39) $M = \sqrt{[2/(\gamma-1)] * (1 - (P_{\text{atm}}/P_8)^{\gamma-1/\gamma})}$.

$$\gamma = 1.4.$$

$$M = 1.056.$$

$$C_8 = M * a = M \sqrt{\gamma r T_8} = 617.44 \text{ m/s}$$

B). Les paramètres statiques :

$$t_8 = T_8 - C_8^2 / 2C_p = 853.32 - 617.44^2 / 2 * 1040 = 670.04K.$$

$$\rho_8 = p_8 / r t_8 = 0.53 \text{ Kg/m}^3.$$

$$p_8 = 1.01325 \text{ bar} \quad t_8 = 670.04K \quad \rho_8 = 0.53 \text{ Kg/m}^3$$

III.4.12. Les paramètres de la tuyère secondaire :

La pression statique à la sortie du silencieux p_{II} et égale à la pression atmosphérique P_0 .

$$P_{II} = \sigma_{II} * P_2 = 1.5010 \cdot 10^5 \text{ Pa.}$$

$$T_q \quad \epsilon_{\text{sof}} = P_2 / P_1 \text{ donc } P_2 = P_1 * \epsilon_{\text{sof}} = 1.5317 \text{ bar.}$$

Comme c'est une section sans machine il y a la conservation de la température totale d'où :

$$(T_{II} = T_2 = 331.76K)$$

$$T_2 = T_1 [1 + (\epsilon_{\text{souf}}^m - 1) / \eta_{\text{isouf}}] = 288 [1 + (1.5434^{0.283} - 1) / 0.86] = 331.76^0 \text{K}.$$

$$\rho_{II} = P_{II} / r T_{II} = 1.013 \cdot 10^5 / (287 \cdot 664.6) = 0.55 \text{Kg/m}^3.$$

$$P_{II} = 1,5010 \text{bar} \quad T_{II} = 331.76^0 \text{K} \quad \rho_{II} = 1.58 \text{Kg/m}^3$$

Calculer la vitesse:

la tuyère est adapté à : $p_{II} = P_{\text{atm}} = 1.01325 \text{bar}$.

d'après la relation (39) $M = \sqrt{[2/(\gamma - 1) * (1 - (P_{\text{atm}}/P_{II})^{\gamma-1/\gamma})]}$

$$\gamma = 1.4.$$

$$M = 0.729.$$

$$C_{II} = M * a = M \sqrt{\gamma r T_{II}} = 265.72 \text{ m/s}.$$

B). Les paramètres statiques :

$$t_{II} = T_{II} - C_{II}^2 / 2 C_p = 331.76 - 265.72^2 / 2 * 1040 = 297.82 \text{K}.$$

$$\rho_{II} = p_{II} / r t_{II} = 1.19 \text{Kg/m}^3.$$

$$p_{II} = 1.01325 \text{ bar} \quad t_{II} = 297.82 \text{K} \quad \rho_{II} = 1.19 \text{Kg/m}^3$$

III.4.13. Travaux et puissances :

Le travail de la soufflante égale à :

$$W_{\text{souf}} = C_{p_a} \cdot T_1 * 1 / \eta_{\text{isouf}} * (\epsilon_{\text{souf}}^m - 1) = 44.70 \text{kJ/kg}.$$

La puissance de la soufflante égale à :

$$P_{\text{souf}} = \dot{m}_I * W_{\text{souf}} = 2965.24 \text{KW}.$$

Le travail du compresseur égal à :

$$W_{\text{comp}} = C_{p_a} \cdot T_2 * 1 / \eta_{\text{ic}} * (\epsilon_c^m - 1) = 541.77 \text{kJ/kg}.$$

La puissance du compresseur égale à :

$$P_{\text{comp}} = \dot{m}_I * W_{\text{comp}} = 36027.71 \text{KW}.$$

Le travail du compresseur BP égal à :

$$W_{\text{CBP}} = C_{p_a} \cdot T_2 * 1 / \eta_{\text{icBP}} * (\epsilon_{\text{cBP}}^m - 1) = 137.38 \text{kJ/kg}.$$

La puissance du compresseur BP égale à :

$$P_{\text{CBP}} = \dot{m}_I * W_{\text{CBP}} = 9135.77 \text{KW}.$$

Le travail du compresseur HP égal à :

$$W_{\text{CHP}} = C_{p_a} \cdot T_4 \cdot 1 / \eta_{i\text{CHP}} \cdot (1 - \varepsilon_{\text{CHP}}^{-m}) = 437.69 \text{ kJ/kg.}$$

La puissance du compresseur HP égale a :

$$P_{\text{CHP}} = \dot{m}_I \cdot W_{\text{CHP}} = 29106.39 \text{ KW.}$$

La puissance de la chambre de combustion égale a :

$$P_{\text{cc}} = (\dot{m}_I + \dot{m}_c) C_{p_g} \cdot T_5 - \dot{m}_I \cdot C_{p_a} \cdot T_4 = 57322.61 \text{ KW.}$$

Le travail de la THP égale a :

$$W_{\text{THP}} = C_{p_g} \cdot T_5 \cdot \eta_{i\text{THP}} (1 - \varepsilon_{\text{THP}}^{-m}) = 438.18 \text{ kJ/kg.}$$

La puissance de la THP égale a :

$$P_{\text{THP}} = (\dot{m}_I + \dot{m}_c) \cdot W_{\text{THP}} = 29721.75 \text{ KW.}$$

Le travail de la TBP égale a :

$$W_{\text{TBP}} = C_{p_g} \cdot T_6 \cdot \eta_{i\text{TBP}} (1 - \varepsilon_{\text{TBP}}^{-m}) = 392.56 \text{ kJ/kg.}$$

La puissance de la TBP égale a :

$$P_{\text{TBP}} = (\dot{m}_I + \dot{m}_c) \cdot W_{\text{TBP}} = 26627.34 \text{ KW.}$$

III.4.14. Débit et rendement :

A). Travail massique et rendement :

$$W_{\text{TBP}} = C_{p_g} \cdot T_6 \cdot \eta_{\text{TBP}} [1 - (\varepsilon_{\text{TBP}})^{-mg}]$$

$$T_6 = 1244.63 \text{ K et } T_7 = 853.32 \text{ K} \Rightarrow T_{\text{mg}} = 1048.98 \text{ K} \Rightarrow \begin{cases} \gamma = 1,35 \\ C_p = 1110,1 \text{ J/Kg.k} \end{cases}$$

$$\text{Donc : } W_{\text{TBP}} = 1110,1 \cdot 1244.63 \cdot 0,9 [1 - (4)^{-0.26}]$$

$$\Rightarrow W_{\text{TBP}} = 392.56 \text{ KJ/Kg}$$

Sur l'arbre de la machine réceptrice, la puissance est égale à 12.101 MW, le débit massique des gaz $(\dot{m}_g)_{\text{TBP}}$ sera :

$$\begin{aligned} \mathfrak{T}_{\text{eff}} &= \eta_m \cdot \dot{m}_g \cdot (W_{\text{TBP}}) \Rightarrow \dot{m}_g = \mathfrak{T}_{\text{eff}} / \eta_m \cdot (W_{\text{TBP}}) \\ &\Rightarrow \dot{m}_g = 12.101 \cdot 10^6 / (0.99 \cdot 392.56 \cdot 10^3). \\ &\Rightarrow \dot{m}_g = 31.14 \text{ Kg/s.} \end{aligned}$$

Faisant le bilan thermique de la chambre de combustion:

$$\eta_{cc} \cdot P_{ci} \cdot q_c = (1 - q_r - q_f) \cdot C_p^a \cdot (T_5 - T_4) + q_c \cdot C_p^c (T_5 - T_c).$$

$$\text{Car : } P_{ci} \cdot \dot{m}_c \cdot \eta_{cc} = (\dot{m}_I - \dot{m}_r - \dot{m}_f) \cdot C_p^a (T_5 - T_4) + \dot{m}_c \cdot C_p^c (T_5 - T_c).$$

η_{cc} : rendement de la chambre de combustion qui tient compte de la combustion incomplète et des pertes de chaleur au milieu extérieur.

q_c : débit massique relatif du combustible : $q_c = \dot{m}_c / \dot{m}_I$

q_r : débit massique relatif de l'air de refroidissement : $q_r = \dot{m}_r / \dot{m}_I = 0.05$.

q_f : débit massique relatif des fuites : $q_f = \dot{m}_f / \dot{m}_I = 0.01$.

$$q_c = (1 - q_r - q_f) \cdot C_p^a \cdot (T_5 - T_4) / (\eta_{cc} \cdot P_{ci} - C_p^c (T_5 - T_c))$$

Où T_c : température de combustible (70 à 80)°C

$$\Rightarrow q_c = (0.94 \cdot 1113.59 \cdot 779.118) / (0.99 \cdot 43.10^6 - 1800 \cdot (1681.418 - 350))$$

$$\Rightarrow q_c = 0.02.$$

Le débit massique de combustible :

$$\dot{m}_c = 1.33 \text{ Kg/s.}$$

Donc le débit d'air primaire:

$$\dot{m}_I = \dot{m}_c / q_c = 66.5 \text{ Kg/s.}$$

$$\dot{m}_I = 66.5 \text{ Kg/s.}$$

Et le débit d'air secondaire est :

$$\dot{m}_t = \dot{m}_I + \dot{m}_{II} \text{ donc } \dot{m}_{II} = \dot{m}_t - \dot{m}_I = 361.15 - 66.50 = 294.65 \text{ Kg/s.}$$

$$\dot{m}_{II} = 294.65 \text{ Kg/s.}$$

B). Le rendement thermique de l'installation :

$$\eta_{th} = \mathfrak{S}_{eff} / P_{cal} = (W_{TBP} \cdot \dot{m}_g) / P_{ci} \cdot \dot{m}_c.$$

$$392.56 \cdot 10^3 \cdot 31.14 / (43.10^6 \cdot 1.33) = 0.21$$

$$\Rightarrow \eta_{th} = 21.37\%$$

III.4.15. détermination de la pression et la température atmosphériques en fonction de l'altitude :

L'atmosphère est constituée d'un mélange de gaz et de vapeur d'eau. Il est difficile de le modéliser parce qu'il change de température en fonction de l'altitude, qui est peut être résulte une condensation, mais le besoin de l'aviation ont conduit à définir une atmosphère standard qui correspond aux critères suivants :

Pression au niveau de la mer : $P_{atmo} = 101325 \text{ Pa}$.

Température au niveau de la mer $T_{atmo} = 288.15 \text{ K}$.

Chute de température avec l'altitude $a = 0.0065 \text{ K/m}$.

La température diminue avec l'altitude. Donc on considère que la température T décroît linéairement avec l'altitude « Z » : $T_{atm}(Z) = T_{atmo} - a * Z$.

La variation de P_{atm} en fonction de l'altitude se donne par l'**annexe1**

$$P_{atm}(z) = 101325 [1 - (2.25577 * 10^{-5} * a)]^{5.2561}$$

Notre étude est faite à différents altitudes donc les paramètres statique de l'atmosphère et à l'entrée diffuseur sont confondus :

$$P_0 = P_{atm}.$$

$$T_0 = T_{atm}.$$

$$\rho_0 = P_0 / r T_0.$$

Donc les paramètres totaux en fonction du nombre de Mach deviennent :

$$T_{to} = T_0 (1 + (\gamma - 1) / 2 * M_0^2)$$

$$P_{to} = P_0 (1 + (\gamma - 1) / 2 * M_0^2)^{\gamma / \gamma - 1} \text{ avec } \gamma = 1.4.$$

La vitesse de vol (V_a) d'un avion qui se déplace dans une atmosphère de température statique T_0 et sous un Mach M_0 est

$$v_0 = a_0 * M_0 = M_0 * \sqrt{\gamma r T_0}.$$

III.4.16. Vérification du coefficient d'excès d'air :

$$\alpha = \dot{m}_a / \dot{m}_c * G_o = 66.5 / (1.33 * 14.71) = 3.40.$$

Donc : $\alpha = 3$

III.5. Les résultats :**III.5. a. De calcul d'après les données standard :**

Les pressions	Les températures	Les masses volumiques
$P_0=1.01325\text{bar}$	$T_0= 288^\circ\text{K}$	$\rho_0= 1,2 \text{ kg/m}^3$
$P_1=0.9924\text{bar}$	$T_1= 288^\circ\text{K}$	$\rho_1= 1,2 \text{ kg/m}^3$
$P_2=1.5317\text{bar}$	$T_2=331.76\text{K}$	$\rho_2= 1,6 \text{ kg/m}^3$
$P_4=32.25 \text{ bar}$	$T_4=850.04^\circ\text{K}$	$\rho_4=13.27\text{kg/m}^3$
$P_5=30.30\text{bar}$	$T_5=1681.418^\circ\text{K}$	$\rho_5=6.3\text{kg/m}^3$
$P_6=10.1\text{bar}$	$T_6=1244.63^\circ\text{K}$	$\rho_6= 2.83 \text{ kg/m}^3$
$P_7=2.5 \text{ bar}$	$T_7=853.32^\circ\text{K}$	$\rho_7= 1.02 \text{ kg/m}^3$
$P_8= 2.45 \text{ bar}$	$T_8= 853.32^\circ\text{K}$	$\rho_8= 1 \text{ kg/m}^3$
$P_{II}= 1,5010\text{bar}$	$T_{II}= 331.76^\circ\text{K}$	$\rho_{II}= 1.58 \text{ kg/m}^3$

$W_{TBP}= 392.56 \text{ kj/kg}$	Organe	Travail(Kj/Kg)	Puissance(Kw)
$\dot{m}_a = 66.5 \text{ kg/s}$	Soufflante	44.70	2965.24
$\dot{m}_c = 1.33 \text{ kg/s}$	Compresseur	541.77	36027.71
$\dot{m}_g= 31.14 \text{ Kg/s}$	CBP	137.38	9135.77
$\eta_{th} = 21.37 \%$	CHP	437.69	29106.39
	Chambre de combustion	0	57322.61
	Turbine HP	438.18	29721.75
	Turbine BP	392.56	26627.34

III.5. b. De calcul d'après les données réelles (sur banc d'essai) :

Température ambiante : $t_0 = 16.17^\circ\text{C} \Rightarrow T_0 = 289.32^\circ\text{K}$;

Pression ambiante : $P_0 = 1.0128 \text{ bar}$;

Taux de compression : $\varepsilon = 21.06$.

Les pressions	Les températures	Les masses volumiques
$P_1=0.9915\text{bar}$	$T_1= 289.32^\circ\text{K}$	$\rho_1= 1,2 \text{ kg/m}^3$
$P_4=29.07 \text{ bar}$	$T_4=836.15^\circ\text{K}$	$\rho_4=12.11\text{kg/m}^3$
$P_{5'}=30.19\text{bar}$	$T_{5'}=1650^\circ\text{K}$	$\rho_{5'}=6.4\text{kg/m}^3$
$P_6=8.6\text{bar}$	$T_6=1235.15^\circ\text{K}$	$\rho_6= 2.43 \text{ kg/m}^3$
$P_7= 2.2 \text{ bar}$	$T_7=840.15^\circ\text{K}$	$\rho_7= 0,89 \text{ kg/m}^3$
$P_8= 2.15 \text{ bar}$	$T_8= 840.15^\circ\text{K}$	$\rho_8= 0,89 \text{ kg/m}^3$
$P_{II}= 1,5 \text{ bar}$	$T_{II}= 330^\circ\text{K}$	$\rho_{II}= 1.58 \text{ kg/m}^3$

$W_{\text{TBP}} = 360 \text{ kJ/kg}$
$\dot{m}_a = 68.5 \text{ kg/s}$
$\dot{m}_c = 1.33 \text{ kg/s}$
$\dot{m}_g = 30.23 \text{ kg/s}$
$\eta_{\text{th}} = 21 \%$

III.5. c. Tableau comparative des résultats obtenus :

Résultat Cas	$\dot{m}_c$ (kg/s)	$\dot{m}_a$ (kg/s)	$\dot{m}_g$ (kg/s)	W_{TBP} (kj/kg)	η_{th} (%)
Données calculé : $T_0 = 288^\circ K$ $\varepsilon = 21.06$	1.33	66.5	31.14	392.56	21.37
Sur banc d'essai : $T_0 = 289.32^\circ K$ $\varepsilon = 21.06$	1.30	68.5	30.23	360	21

Conclusion :

A partir de ce calcul thermodynamique, on peut voir clairement l'influence très importante de l'élévation de la température de l'air ambiant sur la puissance utile et de rendement thermique de la turbine car cette élévation de la température de l'air ambiant entraîne une diminution de la masse volumique de l'air aspiré par le compresseur et donc une baisse du débit massique. On constate que cette petite diminution du rendement de l'ordre de 0.02% ce qui n'est très important, c'est dû au rapprochement de la température, mais je persiste à dire qu'il y a une sensibilité à la variation de la température qui influe négativement sur l'exploitation de la turbine.

On peut améliorer la puissance utile et le rendement thermique de la turbine on utilise différentes techniques de refroidissement des aubes de la turbine ex : film cooling et aussi améliorer les matériaux qui résistent à des très grandes températures.

IV. Influence des facteurs extérieurs et intérieurs sur les performances de turboréacteur :

IV.1. Influence des facteurs extérieurs sur les performances de turboréacteur :

Le turboréacteur emploie de l'air atmosphérique, donc ses performances sont considérablement influencées par tous les facteurs qui ont un effet sur le débit massique de l'air refoulé au compresseur.

Ces facteurs sont :

- ✓ la température ambiante ;
- ✓ la pression;
- ✓ l'humidité;
- ✓ les poussières.

A). La température ambiante :

A mesure que la température d'admission du compresseur augmente, le débit massique d'air diminue (en raison d'une diminution de masse spécifique). En conséquence, le rendement de la turbine et le travail utile (et donc, la puissance) diminuent.

B). La pression ambiante :

Si la pression atmosphérique diminue par rapport à la pression de référence, le débit massique de l'air diminue (en raison d'une diminution de sa masse spécifique) et la puissance utile proportionnellement réduite parce qu'elle est proportionnelle au débit massique du gaz.

C). L'humidité relative :

L'air humide est moins dense que l'air sec, donc si l'humidité relative augmente, la puissance débitée diminue et la consommation spécifique augmente.

D). La poussière :

Lorsque la concentration de poussière dans l'atmosphère augmentée à cause du vent de sable la quantité d'air admise dans le compresseur diminue ce qui fait diminuer la puissance de notre turbine.

IV.2. Influence des facteurs intérieurs sur les performances de turboréacteur :

Outre les facteurs externes décrits dans le paragraphe précédent, il y a d'autres facteurs qui influencent sérieusement sur les performances du turboréacteur. Ceux-ci peuvent être nommés comme les facteurs intérieurs, parce qu'ils sont liés aux systèmes auxiliaires du turboréacteur.

Ils sont énumérés ci-dessous :

- Chute de pression dans la section d'admission du compresseur ;
- Type de combustible ;

A). Chute de pression dans la section d'admission du compresseur :

Les chutes de pression sont provoquées par le diffuseur d'admission de la turbine. installés en amont de la bride d'aspiration de la soufflante. Quand l'air traverse cette partie, il est soumis au frottement qui réduit la pression et poids spécifique.

Ces chutes causent une réduction de la puissance utile et l'augmentation de la consommation spécifique, comme précédemment à cause de l'influence exercée par la pression ambiante.

B). Influence du type de combustible :

On obtient de meilleures performances si l'on emploie du kérosène. En effet la puissance débitée quand la charge est basse et les autres conditions (température ambiante, chute de pression,...etc.) sont identiques est supérieure d'environ 2%, tandis que la consommation spécifique est inférieure de 0,7 jusqu'à 1% selon le turboréacteur. Ces différences deviendront d'autant plus remarquables si nous comparons les performances obtenues avec du kérosène et avec des types de combustible de plus en plus lourds, tel que les combustibles résiduels. Ce comportement est dû au pouvoir calorifique plus élevé du kérosène par la combustion et aussi aux propriétés physique efficace telle que la température de congélation correspond à la température ambiante $T_{amb} = -60^{\circ}C$ à une altitude de 12km.

IV.3. Calcul des performances de turboréacteur CFM56-7B :

1-La poussée :

$$F = \dot{m}_I (v_1 - v_0) + \dot{m}_{II} (v_2 - v_0) + \dot{m}_c v_1 = 84060.35N = 18890Lbs. \quad \text{avec :}$$

$\dot{m}_I$: Débit massique d'air intérieur (flux chaud) en (Kg/s)

$\dot{m}_{II}$: Débit massique d'air extérieur (flux froid) en (Kg/s)

$\dot{m}_c$: Débit massique de carburant en (Kg/s)

$V_0 = C_1$: Vitesse d'absorption de l'air à l'entrée du moteur en (m/s)

$V_1 = C_8$: Vitesse d'éjection des gaz chauds en (m/s)

$V_2 = C_{II}$: Vitesse d'éjection des gaz froids en (m/s)

2- Le taux de dilution :

$$\lambda = \frac{\text{débit massique du flux secondaire}}{\text{débit massique du flux primaire}} \quad \text{Donc} \quad \lambda = \dot{m}_{II} / \dot{m}_I = 4.43$$

3- Consommation (horaire-spécifique) :

Consommation massique horaire (C_H) :

$$C_H = 3600. \dot{m}_c = 4788 \quad \text{en (Kg combustible/h).}$$

Consommation spécifique (C_{SP}) :

$$C_{SP} = \frac{C_H}{F} = 0.057 \quad \text{en (Kg combustible/N.h).}$$

4- Poussée spécifique :

$$F_{SP} = F / (\dot{m}_I + \dot{m}_c) = 1239.28 \quad \text{en (N.s/kg)}$$

5- Puissance :**a- Puissance calorifique :**

$$P_{cal} = \dot{m}_c \text{ PCI} = 57190 \text{ KW.}$$

PCI : C'est le pouvoir calorifique de combustible.

b- Puissance thermique théorique :

$$P_{tht} = P_{cal} - \dot{m} C_p (T_s - T_0) = 35706.77 \text{ KW}$$

Avec

$$T_s = (T_8 + T_{11})/2 = 592.54 \text{ K}$$

$\dot{m} = \dot{m}_I + \dot{m}_c$: Débit de fluide sortant du réacteur en (Kg/s)

T_s : Température des gaz à la sortie du réacteur en (K)

T_0 : Température de l'atmosphère dans laquelle se diluent les gaz chauds en (K)

$\dot{m} C_p (T_s - T_0)$: Est la puissance théorique perdue sous forme de chaleur vers la source froide.

c- Puissance thermique réelle :

$$P_{thr} = \frac{1}{2} \dot{m}_I (V_1^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_{II} (V_2^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_s^2 \\ = 21525.93 \text{ KW.}$$

d- Puissance propulsive :

$$P_p = F \cdot V_0 = 8406.04 \text{ KW.}$$

6- Les rendements :

Rendement thermique théorique

$$\eta_{tht} = \frac{P_{tht}}{P_{cal}} = 0.624 = 62.4 \%$$

Rendement réel

$$\eta_{thr} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}} = 0.376 = 37.64 \%$$

Rendement interne :

$$\eta_{in} = \frac{P_{thr}}{P_{tht}} = 0.602 = 60.2 \%$$

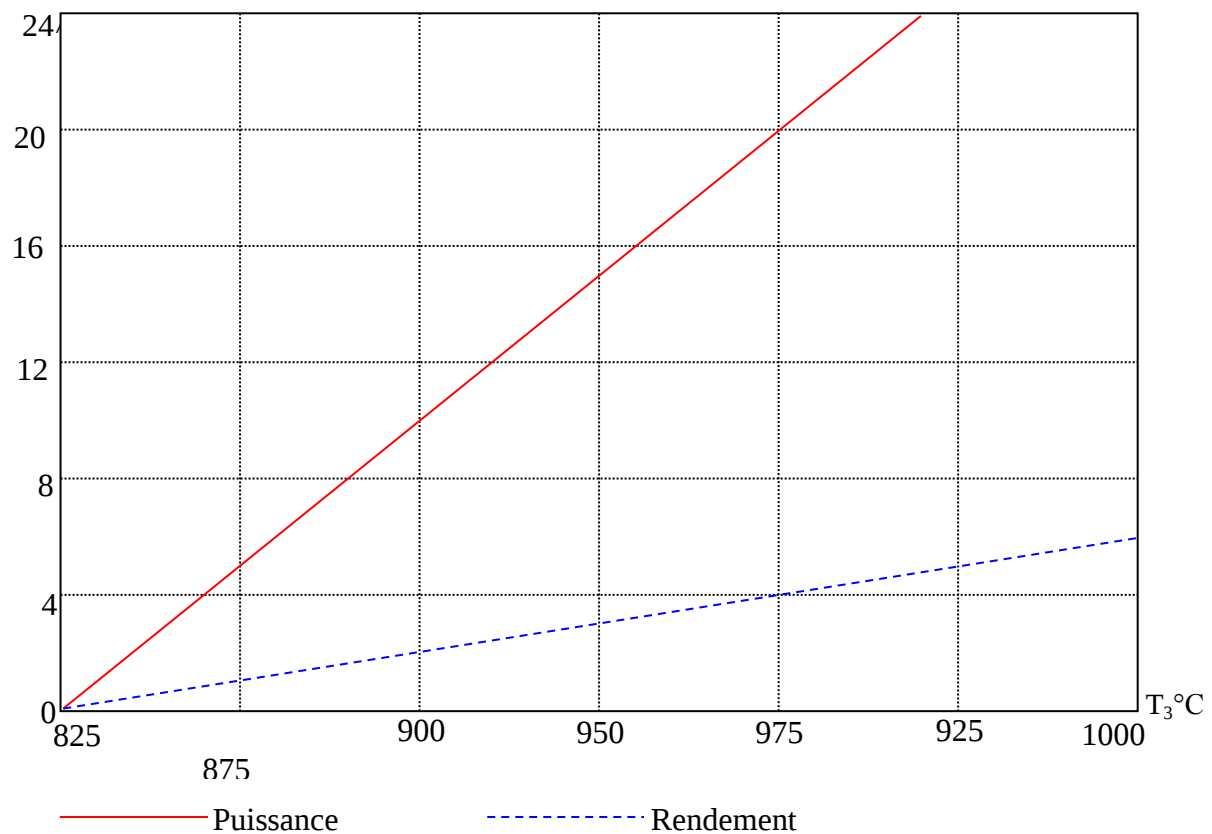
Rendement de propulsion :

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{thr}} = 0.39 = 39 \%$$

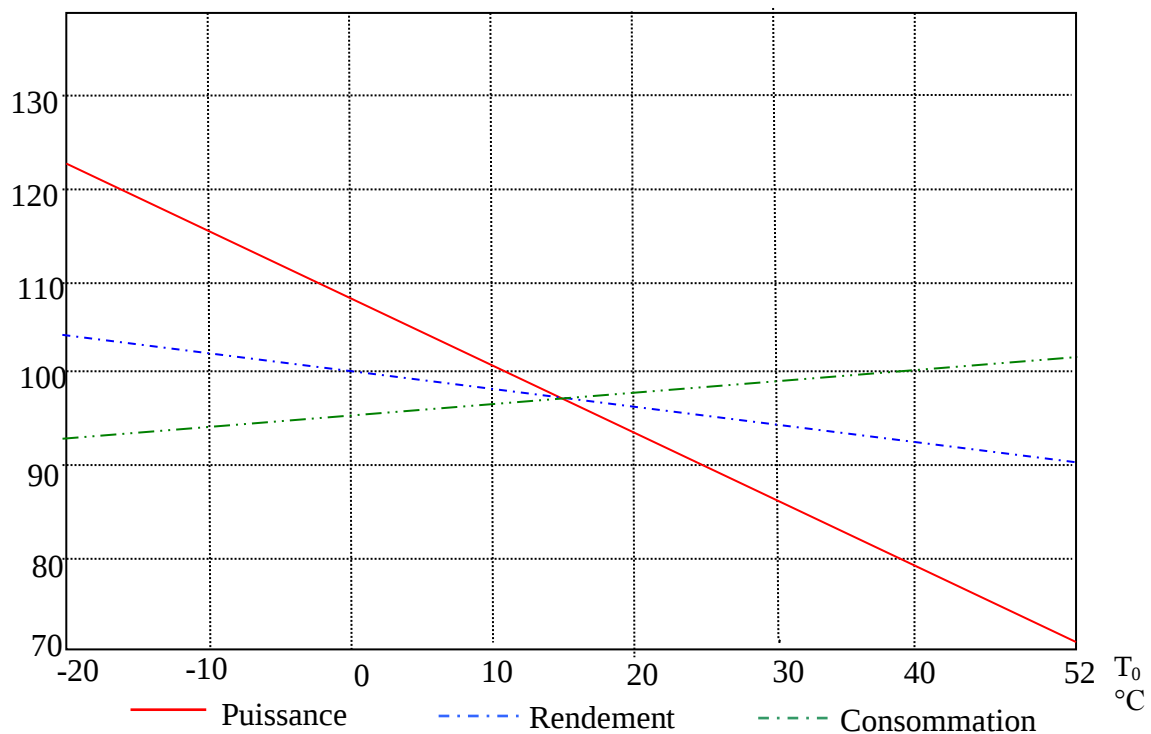
Rendement global :

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} = 0.147 = 14.7 \%$$

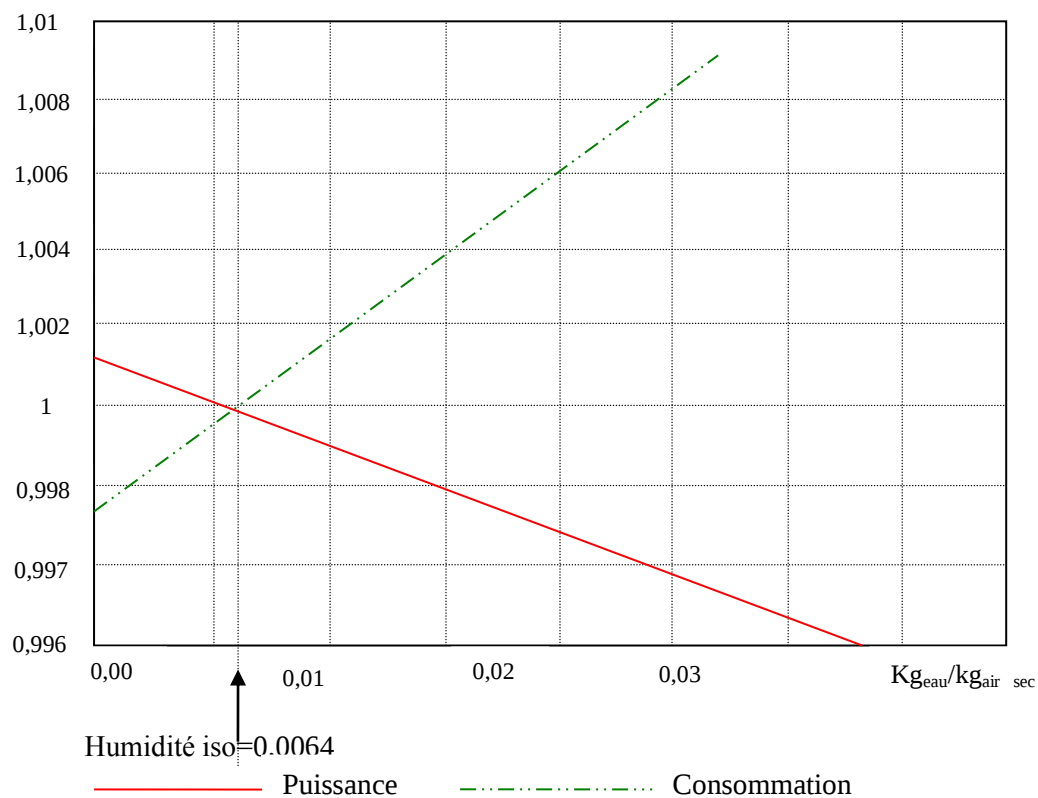
Remarque : $\eta_{thr} = \eta_{tht} \cdot \eta_{in}$ et $\eta_g = \eta_{thr} \cdot \eta_p$



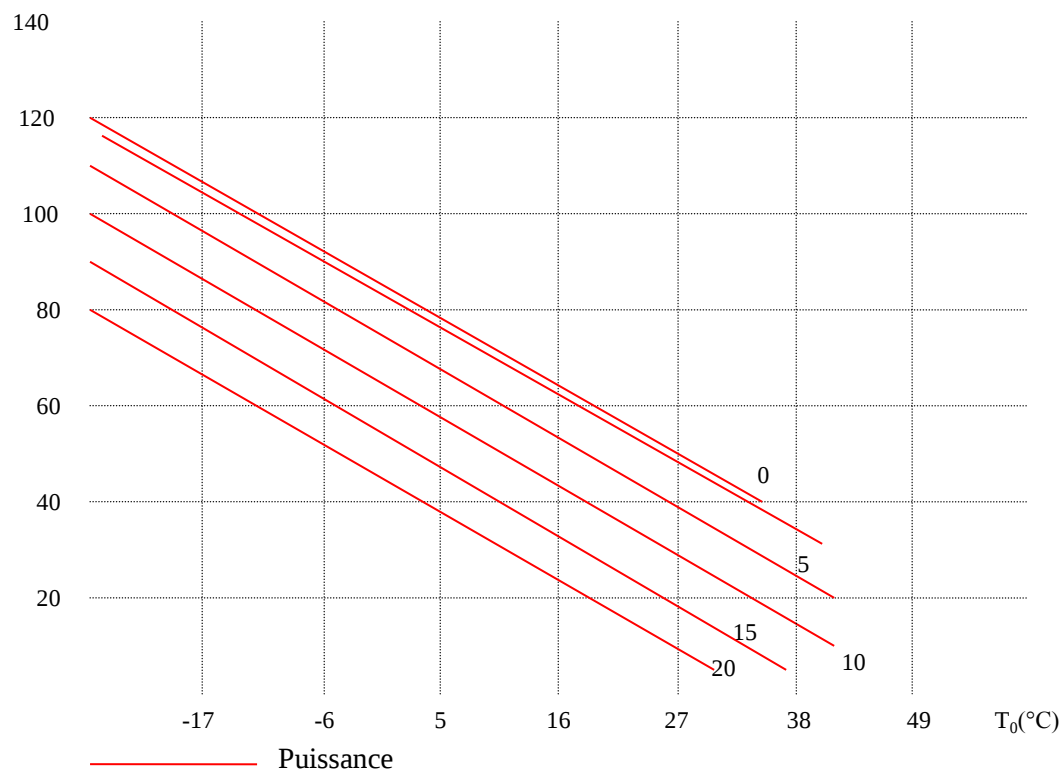
Figure(IV.1) Influence de T_3 sur la puissance et le rendement de la turbine



Figure(IV.2) Influence de la température ambiante sur le rendement, puissance et la consommation spécifique



Figure(IV.3) Influence de l'humidité sur la puissance et la consommation spécifique de la turbine



Figure(IV.4) Influence l'extraction de l'air à partir du différente étages du compresseur sur la puissance

VI.4. Les performances générales du CFM56-7B :

F_n : la poussée du turboréacteur en Lbs.

EGT : la température des gaz d'échappement.

N_1 : la vitesse de rotation de l'attelage base pression.

N_2 : la vitesse de rotation de l'attelage haute pression.

W_f : le débit carburant en kg/s.

RPM : rotation par minute.

Lbs : unité de force est équivalente à 4.45N.

D'après nos calcul « banc d'essai »

performance	La poussée F_n (Lbs)	EGT (C°)	N_1 (RPM)	N_2 (RPM)	W_f (kg/s)
valeur	18890	518.17	5223	14400	1.33

Taux de dilution : $\lambda = 4.43$

D'après les calculs d'un vol en palier horizontale stabilisé :

Avec une altitude de $H=12000\text{m}$ et une température ambiante $T_{\text{amb}} = -60\text{ C}^\circ$.

performance	La poussée F_n (Lbs)	EGT (C°)	N_1 (RPM)	N_2 (RPM)	W_f (kg/s)
valeur	25091.65	815	5285.96	14553.71	1.32

Taux de dilution : $\lambda = 5.2$.

CONCLUSION :

À travers le calcul thermodynamique, on peut voir clairement l'influence très importante de la température de l'air ambiant à l'entrée de la soufflante, et son effet sur la charge massique en fluide moteur sur l'augmentation des performances et rendement de notre moteur CFM56-7B. Ce calcul numérique assez détaillé pour ce moteur en vol $T_{\text{amb}} = -60^\circ\text{C}$ montre que la poussée passe de 19000 à 25000, ce qui influe positivement sur l'exploitation du moteur.

Donc le moteur donne un très bon rendement avec une basse température de l'air à l'entrée de la soufflante.

V.1-La maintenance des turboréacteurs :

V.1.1-Définition de la maintenance :

La maintenance est l'ensemble des toute les actions techniques, administrative et de management durant le cycle de vie d'un bien , destinées à le maintenir ou rétablir dans un état dans lequel il peut accomplir la fonction requise.

V.1.2-But de la maintenance :

La maintenance a pour but :

- Assurer le bon fonctionnement du matériel.
- La suppression des arrêts non programmés et des chutes de production.
- L'amélioration de la sécurité et de la protection de l'environnement.
- Augmenter la durée de vie de la machine.
- Amélioration de production en optimisant les coûts engendrés des différentes opérations de maintenance.

V.1.3-Modes de Maintenance :

Il existe deux modes de maintenance :

A -La maintenance en service (on-line) : Elle s'effectue régulièrement pendant le fonctionnement des installations. Elle concerne en grande partie les machines tournantes.

B -La maintenance à l'arrêt (off ligne) : Elle s'effectue durant l'arrêt d'unités (SHUT-DOWN) et concerne en grande partie les équipements statiques.

V.1.4-Les phénomènes précurseurs de pannes :

La connaissance intime des machines et équipements permet à la longue de pouvoir prédire les pannes en observant, écoutant, sentant un certain nombre de signes, généralement précurseurs de panne. Il s'agit de :

- **Usure** : visible notamment par des limailles, débris, des poussières, du jeu...
- **Oxydation** d'organes, de pièces ou des traces d'oxydation
- **Connexions** : électriques, mécaniques ou hydrauliques relâchées, défailtantes
- **Vibrations** : anormales, inhabituelles
- **Fuites** : de fluides, d'air comprimé...
- **Echauffements**, odeurs ou couleurs particulières et inhabituelles

V.1.5-Les types de la maintenance :

On distingue dans le milieu industriel deux types de maintenance :

V.1.5.1-La maintenance préventive :

Elle vise à diminuer la probabilité de défaillance d'un système, pour cela elle s'appuie sur la maintenance systématique et la maintenance conditionnelle.

La maintenance préventive permet de remplacer des pièces qui se dégradent par suite d'usure, de fatigue, etc... Avant qu'elles ne provoquent une défaillance. Ces pièces présentent un taux de défaillance croissant avec l'âge.

La détermination de la durée entre remplacements nécessite la connaissance de la distribution des durées de vie. Elle fait appel à la théorie du renouvellement.

La maintenance préventive se divise en deux formes essentielles :

a-Maintenance systématique :

Maintenance effectuée selon un échéancier établi suivant le temps ou nombre d'unités d'usage. Elle est synonyme de la maintenance programmée, planifiée par potentiel d'heures et cycles. Elle consiste à remplacer certains composants susceptibles de tomber en panne, et qui peut affecter les autres composants.

b-Maintenance conditionnelle :

Maintenance préventive conditionnelle se définit comme une forme évoluée du préventif mettant le matériel sous surveillance continue. Elle consiste à ne changer l'élément que-lorsque celui-ci présente des signes de vieillissement ou d'usure mettant en danger les performances du matériel.

➤ **Avantages et inconvénients de la maintenance préventive :**

- Avantage :

- Bonne préparation de l'intervention.
- Durée de mobilisation du matériel minimisée.
- Facilité de programmation et de planification des travaux.

- Inconvénients

- Frais de gestion des stocks importants.
- Frais dus à la planification.
- Charges supplémentaires dues formation du personnel.

V.1.5.2-La maintenance corrective :

Elle s'applique après la panne et consiste au dépannage ou à la réparation.

La maintenance corrective est une opération de maintenance effectuée après détection d'une défaillance. Elle consiste à remettre l'équipement en état de marche lors d'une panne. Elle débouche sur deux types d'intervention.

La maintenance corrective est synonyme de la maintenance subie, elle est sous deux formes: palliative et curative.

a- Maintenance palliative :

C'est l'ensemble d'activités de type dépannage, elle permet à un équipement d'accomplir provisoirement une fonction requise. La maintenance palliative s'effectue sur place.

Les opérations effectuées sur l'équipement doivent être suivies d'actions curatives.

b- Maintenance curative :

Elle comprend les interventions du type réparation, ces interventions s'effectuent sur place. Les opérations effectuées sur un équipement ou un caractère permettant des modifications ou aménagement ayant pour objet de supprimer les défaillances et de rétablir l'équipement dans un état spécifié ou de lui permettre d'accomplir une fonction requise.

➤ Avantage et inconvénients de la maintenance corrective :**- Avantage :**

- Un budget d'entretien moyen.
- Coût direct minimisé.
- Frais de gestion de stocks non important.

- Inconvénient

- Temps d'arrêt et d'intervention trop élevé.
- Coût de maintenance élevée.
- Achats des pièces de rechange à un prix élevé.

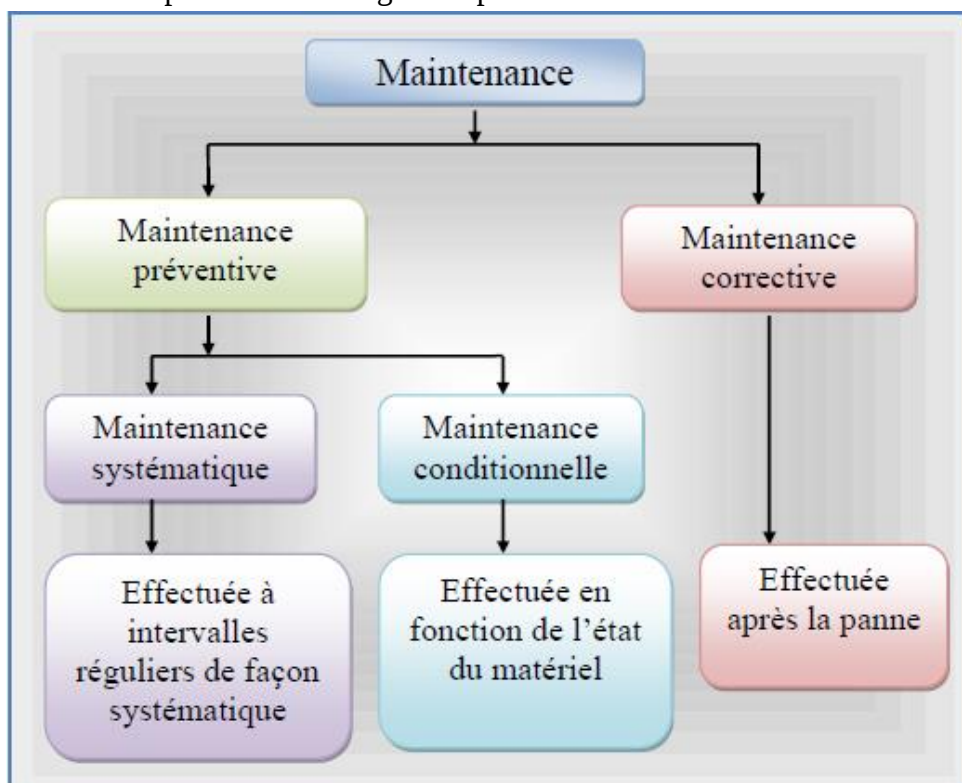


Figure (V-1) : Les différents types de maintenance.

V.2- La maintenance appliquée sur le moteur CFM56-7B :

Les moteurs CFM56-7B sont conçus pour permettre une maintenance facile sur place.

Seulement dans de rares cas, il est nécessaire d'envoyer les pièces à le constructeur pour leur réparation / remise en état.

Les caractéristiques suivantes permettent la maintenance sur place :

-La plupart des enveloppes sont ouvertes le long de leurs lignes médianes afin de pouvoir accéder aux pièces intérieures.

-Les pièces du stator peuvent être enlevées avec l'enveloppe supérieure ouverte.

-Les aubes de la turbine sont poussées de manière à pouvoir les remplacer dans le rotor sans besoin d'équilibrage final.

-Des chemises de combustion, brûleur et d'autres éléments de la chambre de combustion peuvent être démontés et remontés sans devoir démonter les enveloppes de combustion et les collies d'écoulement.

-Possibilité d'effectuer des inspections à l'intérieur de la turbine sans enlever les enveloppes extérieures en utilisant un boroscope.

L'exploitation d'un moteur CFM56-7B doit comprendre un programme planifié d'inspections périodiques et le cas échéant et le remplacement des pièces défectueuses, afin d'assurer une utilisation et une fiabilité maximales de la machine.

Avant et après chaque inspection, toutes les données, y compris les vérifications de vibration et démarrage, doivent être compilées et enregistrées pour référence dans l'avenir.

V.2.1-Types d'inspection :

Trois types principaux d'inspection de base ont été distingués pour les pièces les plus sujettes à l'action de combustible. Les inspections peuvent être classifiées comme suit :

a-inspections de moteur à l'arrêt :

Ces inspections sont effectuées quand le moteur est en « stand-by » c'est-à-dire prête à démarrer. Pendant la période de stand-by, les auxiliaires doivent être vérifiés, ainsi que les instruments pour assurer le bon étalonnage et les charges des batteries, l'état de tous les types de filtres, et les niveaux corrects des liquides (huile, eau....)

Ce type d'inspection a une importance capitale pour les machines en service d'urgence intermittente et/ou de fonctionnement de pointe, parce que le but principal de leur installation est assurer un démarrage fiable. Si les périodes hors service sont longues, il faudra programmer des démarrages périodiques.

b-Inspections de la machine en marche :

Il est conseillé d'enregistrer les paramètres principaux pendant les premiers démarrages et la marche du moteur, en effet, cette opération sert à avoir des valeurs de référence sur la consommation, les performances, etc., quand la machine est neuve. Ceci permettra une meilleure évaluation de tout changement de fonctionnement du moteur au cours de sa vie et aidera à découvrir les causes des défauts possibles et à choisir la solution appropriée.

Les données de fonctionnement doivent être acquises dans les phases transitoires (démarrage, arrêt) et en conditions de régime permanent.

Les paramètres principaux de l'inspection en marche sont :

- Vitesse.
- Charge.
- Nombre de démarrage.
- Nombre d'heures de fonctionnement.
- Pression et température aux différents points de la turbine.
- Température et pression ambiante.
- Pression d'huile et du combustible ainsi que les différents filtres.

c-Contrôles au Boroscope :

Les moteurs CFM56-7B sont dotés de deux points d'inspection par lesquels il est possible d'effectuer des examens visuels à l'aide d'appareils optiques spéciaux, appelés «boroscope». Les points d'inspection sont des orifices radiaux qui traversent les corps et les pièces internes.

Pour effectuer cette inspection, il faut introduire le boroscope dans les orifices prévus à cet effet (machine arrêtée). Chaque point d'inspection permet d'observer différentes pièces rotoriques ou statoriques.

Le boroscope permet d'effectuer des inspections rapides en réduisant ainsi les temps d'arrêts et le personnel nécessaire. Ces inspections couvrent les zones suivantes :

- Section compresseur.
- Système de combustion.
- Section turbine.

Le boroscope se compose d'un générateur de lumière, d'un conducteur de lumière flexible et d'un appareil optique rigide avec lentille haute qualité.

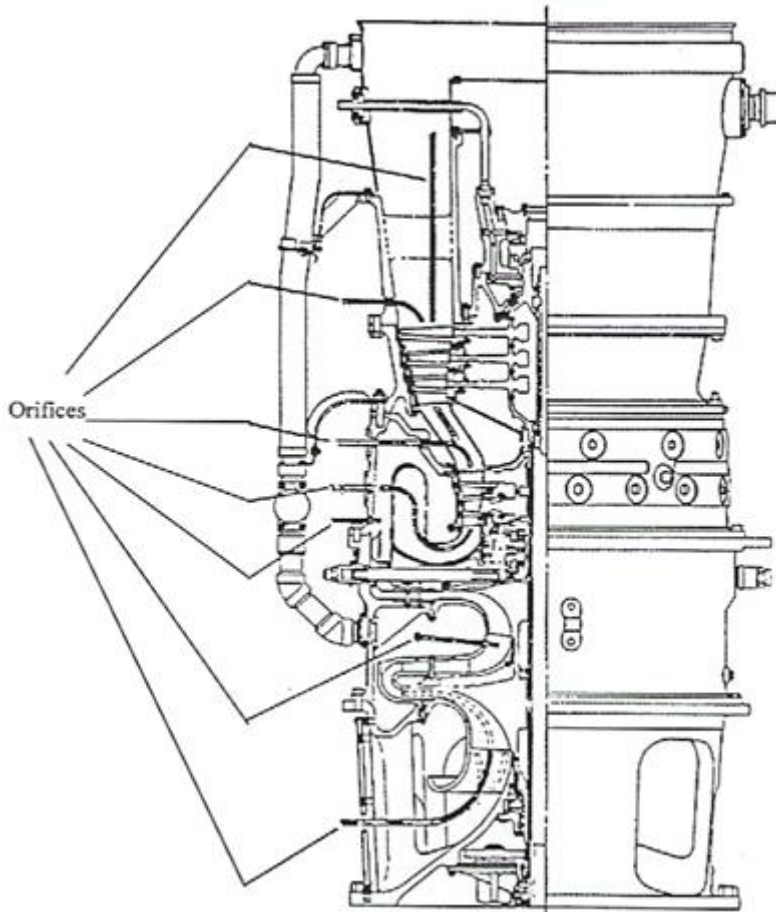


Figure (V-2) : Emplacement des orifices d'introduction du boroscope.

V.2.2-inspection du moteur démonté :

Inspections nécessitant le démontage des enveloppes afin d'accéder aux pièces internes, les inspections peuvent être distinguées comme suite :

- Visite du système de combustion
- visite de la veine du gaz chaud
- Révision générale

a- Inspection des chambres de combustion :

Cette inspection est une visite effectuée à l'arrêt pour examiner les chambres de combustion et les injecteurs combustible, qui sont connues comme étant les paramètres parties à remplacer ou à réparer au cours d'un programme d'entretien bien étudié. Des soins attentifs apportés à ces pièces permettront de prolonger au maximum le cycle de vie des parties situées en aval, par exemple les directrices et les aubes de la turbine.

La figure ci-dessous montre une section d'une unité typique démontée pour cet examen. Les chambres de combustion et les injecteurs combustibles devront être remplacés par des unités neuves, ou des unités remises en état. Cette méthode de visite permet un temps à l'arrêt minimum. Un examen visuel des pièces de transition et des directrices effectué à ce moment permettra d'établir au mieux le planning de la visite des parties chaudes. Cet examen visuel est au moyen d'un instrument d'optique appelé « BOROSCOPE » qui est inséré à travers la zone des chambres de combustion pour permettre l'examen des pièces de transition et des directrices du premier étage.

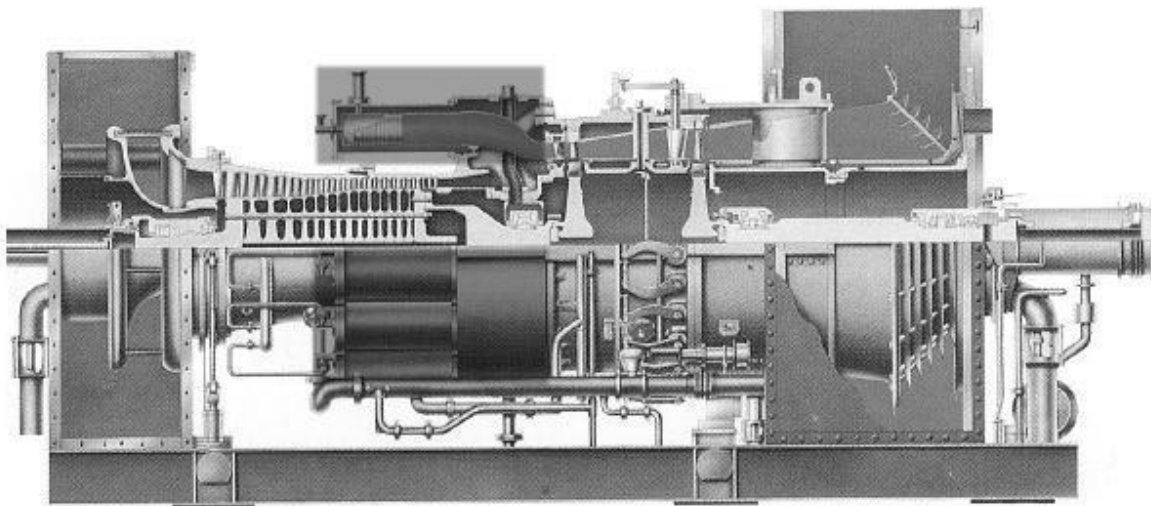


Figure (V-3) : Inspection des chambres de combustion (CI)

b- Inspection des voies des gaz chaud :

Cette inspection inclut les travaux nécessaires pour un examen de combustion, plus la dépose de la moitié supérieure du corps de la turbine. Cette inspection met en cause toutes les parties chaudes. Celles-ci comprenant les pièces de transition, les aubes turbines HP, les segments de protection, les directrices et les déflecteurs du cadre d'échappement.

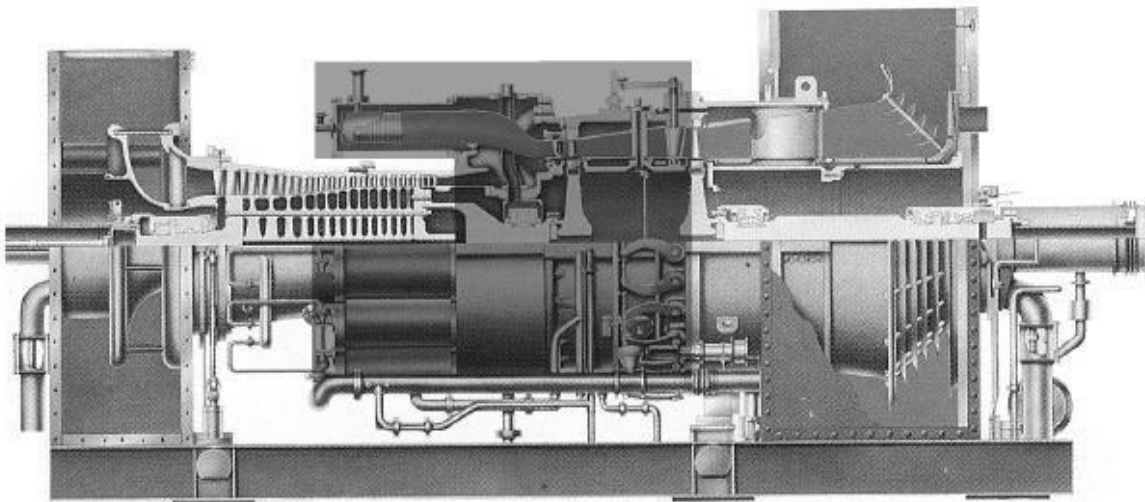


Figure (V-4) : Inspection des voies des gaz chaud (HGPI ou CI+)

c-Révision générale :

Le but d'une révision générale est d'examiner toutes les pièces intérieures du rotor et du stator, de l'admission de la chambre des filtres jusqu'au système d'échappement, y compris le réducteur de charge et la machine conduite.

Une inspection générale doit être programmée selon les recommandations du manuel de maintenance fourni avec la machine, et avec le résultat des inspections de la combustion et de la voie des gaz chaud, effectuées précédemment.

Afin d'effectuer une révision générale, tous les carters supérieurs doivent être enlevés, de manière à pouvoir enlever les rotors. Avant de procéder au démontage, des vérins doivent être placés sous les demi-carters inférieurs, afin de faciliter le glissement de la partie supérieure vers le haut au moment de l'ouverture et éviter ainsi des efforts de flexion sur les parties restantes des carters turbinent.

Procédure d'une révision générale

a-Préparation :

a) Préparation du kit des pièces de rechange:

- joints d'étanchéités.
- boulons, clavettes, tubes d'interconnexions...etc.

b) Préparation de l'outillage.

c) Préparation du dossier du moteur (documentation).

b-Démontage:

- Démontez les accouplements de charge et des auxiliaires;
- Relever les alignements.
- Démontez les bougies d'allumage, détecteurs de flamme, les captures de vibration, de vitesse et des thermocouples...etc....
- Relever les jeux sur le compresseur et la turbine (HP et BP).
- Contrôler les jeux d'assemblages (des coussinets et du rotor et labyrinthe d'étanchéité).
- Démontez la chambre de combustion, les tubes à flamme, tubes d'interconnexions et pièces de transition.
- Démontez les carters supérieurs ainsi que la partie supérieure de directrice premier et deuxième étage.
- On inspecte l'état de toutes les pièces démontées en particulier celles soumises aux contraintes thermiques ou mécaniques telles que: pièces de transition, tubes à flamme, aubes fixes et mobiles diaphragmes...etc.

Toute présence de fissures doit être relevée, on constatera toutes usures aux points de surchauffes.

- Paliers : prêter attention aux rayures profondes et au relâchement du métal anti-friction.
- Aubes : inspecter leur freinage et déceler toutes fissures ou changements de l'état de matériaux des aubes.
- Rotors : contrôler les états de surface aux niveaux des paliers, s'assurer de la non présence de point de frottement dû au mauvais centrage ou mauvais alignement.
- Boîtier d'engrenage : on inspecte l'état de sécurité de survitesse dans le boîtier d'engrenages.

c-Réparation des pièces endommagées et préparation pour le remontage:

On procédera à la réparation de toutes les pièces endommagées ou à un éventuel changement, on soufflera avec l'air comprimé le carter inférieur puis on procédera au remontage.

d-Remontage:

C'est l'opération inverse de démontage:

- On posera les demi-coussinets inférieurs des paliers puis les rotors ; GG et BP, on relèvera ensuite les jeux.
- Carter BP et HP supérieur.
- Enveloppe de la veine des gaz chauds.
- Diffuseur d'échappement.
- Caisson et gaine d'admission.
- Pièces de transition.
- Carter chambres de combustion, puis tubes à flamme et tubes d'interconnexions et chambres de combustion.
- Bougies d'allumage, injecteurs et tuyauterie du gaz combustible.
- Tuyauterie d'air de refroidissement...etc.

e-Inspection des systèmes de commande et de protection:

Avant de démarrer le moteur les instrumentistes font un contrôle de tous les systèmes de commande et de protection comme par exemple:

- La chaîne de vibrations.
- L'état des thermocouples.
- Fonctionnement des servo-vannes.
- Des manomètres.
- Les moteurs électriques des auxiliaires.
- Les systèmes de survitesse et de déclenchement.
- Ainsi que toutes les boucles des systèmes de régulation (capteurs, transmetteurs, régulateurs, amplificateurs, organes d'exécution...etc.).

f-Test de démarrage et essais:

On contrôlera toutes les étapes de démarrage et on décèlera tous les bruits anormaux pendant la phase de ventilation, avant l'allumage, relever tous les paramètres à 80% et à 100% de la vitesse nominale.

V.3.LES ATELIERS DE MAINTENANCE :**V.3.1.Atelier joint et roulement :**

C'est un atelier qui a pour rôle la vérification de l'état des différents roulements de moteur ainsi que les joints d'étanchéité.

V.3.2.Atelier nettoyage chimique :

Figure (V-5) : Les différents baignoires dans l'atelier de nettoyage.

Le nettoyage effectué dans l'atelier c'est un nettoyage à l'aide des produits chimiques, le produit utilisé varie suivant le matériau de la pièce à traiter. On la met dans des baignoires d'eau (chauffer avec des résistances et mélanger avec un mélangeur) avec une dose d'ARDROX par exemple :

- Ailette en titane on utilise une faible dose de l'ARDROX 185 plus de l'eau

-Aluminium ou plastique on utilise le savon ARDROX 6333.

V.3.3. Atelier nettoyage mécanique et grenaillage :



Figure (V-6) : l'appareil de sablage dans l'atelier nettoyage mécanique.

Le nettoyage effectué dans l'atelier c'est un nettoyage par éjection des grains, on trouve:

- le nettoyage humide.
- le nettoyage par media plastique.
- le nettoyage par billes de verre.
- le nettoyage par noix de pêche.

La méthode est très simple, la machine contient une petite chambre, il suffit de poser la pièce dans cette chambre et la bombarder avec les grains. Le sablage a le but d'enlever la mauvaise peinture et l'huile caramélisé (la calamine).

Figure (V-7) : l'ancien appareil de sablage dans cet atelier.



V.3.4. Atelier métrologie :

C'est un atelier de mesure ou plus exactement de calcul dimensionnelle, son rôle consiste à détecter et dimensionner les défauts de forme qui se trouvent dans la pièce à l'aide des instruments de mesure on site par exemple :

- Pied à coulisse universelle.
- micromètres ou palmer.
- palpeur.
- Comparateur : avec un plateau circulaire.
- Banc de contrôle : une table de contrôle pour shaft.

V.3.5. Atelier mécanique générale :

Les travaux effectués dans l'atelier c'est les travaux de la mécanique générale tel que :

-SOUDAGE :

On utilise dans le soudage un poste de soudure (tigue) qui fonctionne avec un gaz neutre « Argon » qui soude les crêtes précisément.

Les matériaux soudés sont : Nickel, titane, inox et aluminium...

Les appareils utilisés dans le soudage :

- Aspirateur : Pour aspirer les fumées et les odeurs.
- Casque menu d'une batterie.
- Poste à soudure par point : Pour souder des points dans la tôle.

-CHAUDRONNERIE :

Les machines utilisées dans cet atelier sont :

- a- La rectifieuse : cylindrique ou plate pour rectifier les pièces.
- b- La perceuse : radiale ou à colonne.
- c- Le tournage : dans ce procédé la pièce tourne et l'outil fixe. On peut faire plusieurs opérations tel que :

- Perçage au milieu (axe).
- Chariotage (diminue le diamètre).

-Dressage pour rectifier la surface extrême.

-Alésage

-Moletage

-filetage

d-fraiseuse :

Les formes usinées : pignon, hexagone, carré, gorge.....

Tel que la pièce est fixe et l'outil tourne.

V.3.6.Atelier Peinture :

Après le décapage de la pièce par les grains de média-plastique il faut utiliser la peinture (BTX) pour faire une couche isolante à l'aide d'un pistolet dans une cabine de l'eau (remontante-descendante) pour aspirer toute la vapeur de la peinture. On utilise aussi des produits tel que :

a- Alodine : 1132 ou 1200.

b- Peinture primaire : green ou jaune vert (anti érosion).

c- Peinture noir.

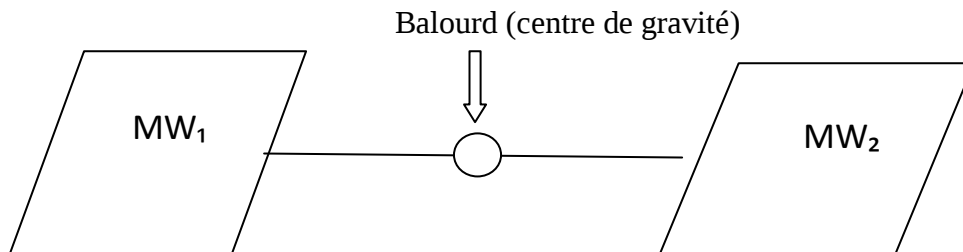
Il faut aussi utiliser des masques à filtre pour éviter les maladies professionnelles à long exposition.



Figure (V-8) : le stylo de peinture sous forme l'huile ALODINE 1132.

V.3.7.Atelier équilibrage :

Équilibrage 3D d'un étage FAN d'un moteur CFM56-7B avec 24 ailettes avec une balance 3D des ailettes CFM qui mesure le moment weight avec logiciel « blamable » qui réordonne les différentes ailettes pour mettre le balourd dans le centre de gravité de l'étage FAN et pour éviter les vibrations, il faut que : $M_1=M_2$.



-On peut aussi faire l'équilibrage par l'ajout ou l'enlève de la matière.

V.4.ATELIER ASSURANCE QUALITE :

Ce département est représenté dans l'H400 par des petits ateliers chargés de contrôle et de traitement des pièces lié au moteur.

Chaque atelier est équipé par un matérielle adapté à la méthode employé pour le contrôle.

REMARQUE : Les pièces traitées peuvent être de petite, moyen, ou de grandes dimensions.

1) Atelier F.P.I :

F: fluorescent

P: penetrant

I: inspection

La chaine de ressuage (station FPI) est faite avec un pénétrant vert (liquide) : RC LEVEL 3 (non water washable).

2) Atelier M.P.I :

M: magnétique

P: penetrant

I: inspection

Cette méthode ou inspection se fait sur un banc magnétoscopique (MAG 20, MAG 40, MAG 50) et à l'aide de deux bobines pour fixer la pièce.

Les défauts détectés par la méthode de magnétoscopie :

-Criques de rectification.

-Crique de fatigue.

-Ligne d'inclusion.

La méthode employée est la suivant:

- 1°) magnétiser la pièce avec un courant électrique au sein de pénétrant magnétique.
- 2°) démagnétiser la pièce.
- 3°) nettoyer la pièce.
- 4°) détecter les criques et leurs dimension.

3) Courant de foucou :

Cette méthode est base sur le phénomène de PIEZO ELECTRIQUE

C'est la méthode la plus utilisé dans le contrôle et avec des matériaux conducteurs d'électricité et non composite.

-En fait glisser une tête équiper d'un piézo sur la pièce à traiter, dès qu'une déformation ou une crique est rencontrer une tension électrique est générer, cette tension est repérer à l'aide d'un millivoltmètre relier avec la tête de piézo.

4) Les ultras son :

Cette méthode consiste à envoyer des ondes ultra sonore dans la pièce à traiter, si l'onde rencontre une crique elle fait demi-tour, le temps effectuer est calculer, donc en le multiplient par la vitesse de son qui caractérise le matériau de la pièce on obtient la profondeur et la taille de la crique : $dx = t \cdot dv$.

Cette méthode se fait à l'aide d'un gel utilisé pour éviter le vide entre la sonde et la surface vérifié.

D'autre exemple : capteur des voitures, sous-marins, échographie.....

5) Contrôle sur table :

C'est un contrôle visuel de la pièce, effectué sur table.

6) Contrôle moteur :

Ce contrôle est simple mais il nécessite une grande expérience, il peut être fait à l'œil nue pour les partie externe, et à l'aide d'un boroscope pour les partie interne tel que le compresseur, la chambre de combustion....

7) Atelier Rayon X

Cette méthode est utilisée pour toutes les pièces à l'aide d'un film. C'est une méthode un peu dangereuse c'est pour ça il faut s'éloigner au moins 20 m de l'endroit de l'opération.

On développe le film avec une machine « agfa » dans une chambre noire et pour voir ce film il faut une chambre claire.

Conclusion générale :

Dans ce travail nous nous sommes concentrés sur l'étude de certains paramètres qui influent sur les performances de CFM56.7B, tels que les paramètres extérieurs et les paramètres intérieurs qui caractérisent l'écoulement.

Nous avons alors élaboré un bilan énergétique pour étudier l'influence de l'altitude et du nombre de Mach « varie en fonction de la vitesse de l'écoulement » dans le moteur CFM56.7B sur ses performances. Nous avons vu que l'influence des conditions à l'entrée du moteur se voit également sur la sortie.

On a noté une augmentation de vitesse entre l'entrée et la sortie. Cette augmentation de vitesse se traduit par une augmentation de la poussée délivrée par le turboréacteur. Cette augmentation de poussée influe sur la consommation spécifique de carburant qui a tendance à diminuer.

L'augmentation de l'altitude s'accompagne d'une diminution de la température et de la pression d'entrée, cette baisse de la température totale et de la pression totale d'entrée a des répercussions sur toutes les températures totales après le fan et après le compresseur, ce qui influe sur les vitesses et la poussée.

Au niveau de la turbine l'énergie piézométrique du gaz se transforme en énergie cinétique exploitée pour produire la poussée, mais cette quantité de l'énergie peut varier en fonction de certaines caractéristiques.

Nous avons mis en évidence l'influence des paramètres de l'écoulement tels que le nombre de Mach, le taux de détente et la pression à l'amont du stator sur cette variation d'énergie et par conséquent sur les performances du moteur.

Notre travail reste une part de contribution à l'explicitation des performances des turboréacteurs.

Bibliographie

- [1] Technical data documentation CFM56-7B turbofan engine, 2010/2011
 - [2] guide technique de base de maintenance d'Air Algérie 2012
 - [3] A. Korpela, Principle of turbomachinery, 1976
 - [4] Lehman et leppourry, Technologie des turboréacteurs.
 - [5] Training manual CFM56-7B Basic engine, CTC-223, Septembre 2003, General Electric Company, USA, January 2007
 - [6] Jean Phillipe Thomas, Faculté des sciences appliqués, Contrôle d'un turboréacteur au banc d'essai sur base d'une modélisation en régime transitoire. 2004.
 - [7] Jack D. Mattingly, Element of gaz turbine and propulsion, Mc Gaw-Hill-Edition, 1996 New York.
 - [8] Georges Meauzé, Technique de l'ingénieur-Turbomachines.
 - [9] Technical data documentations CFM56-7B enginemanual, 2010
-

Annexe 1: Expression de la pression en fonction de l'altitude.

D'après la loi de la croissance de pression : $P(z) = P(z+h) + \rho gh$.

Donc $P(z+h) - P(z)/h = -\rho g$.

On passe à la limite on trouve $dp/dz = -\rho(z)g$.

$\rho = P/RT$ et $T_{\text{atm}}(z) = T_{\text{atm}0} - az$ donc $dP/dz = -P^*Mg/R(T_{\text{atm}0} - az)$

Si on intègre $\int dp/P = -(Mg/R) \int dz/(T_{\text{atm}0} - az)$ on trouve :

$Z_0 = 0, P = P_{\text{atm}}$ $\ln(P_{\text{atm}}/P_{\text{atm}0}) = -(Mg/aR) \ln(T_{\text{atm}0} - az/T_{\text{atm}0})$

Donc l'équation d'état qui relie la pression à l'altitude est $P_{\text{atm}} = P_{\text{atm}0} (T_0 - az/T_0)^{Mg/aR}$.

Avec : M : la masse molaire de l'air égale 0.028966 kg/mol.

g est la gravitation = 9.805 m/s² et R la constante molaire des gaz-8.314510 J/mol K.