

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



UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1  
FACULTE DE TECHNOLOGIE  
DEPARTEMENT DE MECANIQUE

# Mémoire de Fin d'Etudes

Pour l'obtention du Diplôme de master 2

Option : Installation énergétique et turbomachine

THEM

ETUDE DES PERFORMANCES DU MOTEUR  
CF6-80 E1A4

Proposé et encadré par :  
M.said

Réalisé par :  
behiani youcef  
Bouskine Mohamed amine

Année universitaire 2019/2020

## ***Remercîments***

***Avant Tout, Nous Tiens à Remercier "Allah" le tout puissant, notre créateur de tout chose, de m'avoir permis d'accomplir ce travail et de m'avoir attribué la faveur de réussir Nos études.***

***Nous tenons à remercier notre promoteur Mr. SAID pour ces conseils, sa persévérance dans le suivi et tout l'aïd qu'elle nous apporté tout au long de l'année.***

***Nous remercions notre encadreur Mr Benhamissi "ALAH YARAHMOU " et l'ensemble du personnel de la base de maintenance d'Air Algérie, en particulier Karim kisarni et Hichem.***

***Nous remercions les membres du jury qui nous ont fait l'honneur de leurs présences et de leur bon jugement.***

## *Dédicaces*

*Je dédie ce travail tout particulièrement aux personnes qui me sont les plus chères au monde ; Mes très chers parents pour leur patience, soutien et confiance,*

*Ma mère n'a pas cessé de prier pour moi, m'encourager et me soutenir et qui a su m'entourer de tout son amour et son affection,*

*Mon père qui s'est sacrifié afin que rien n'entrave le déroulement de mes études,*

*Je dédie ce travail également à mes frère et à tous les membres de ma famille,*

*Bien sur à mes amis et collègues de la promotion sortante,*

*A tous ceux qui m'aiment.....*

## Sommaire

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

### Chapitre I Turboréacteur CF6-80 E1 A4

Introduction .....	3
-L'histoire de l'aviation : .....	3
-La constitution d'un avion : .....	4
-Moteur cf6 80-E1 A4 : .....	4
1. Caractéristiques principales du moteur CF6-80 E1A4: .....	5
2. Fonctionnement du moteur CF6-80 E1A4: .....	7
3. Le démarrage de moteur CF6-80E1A4 : .....	7
4. Les différents modules du moteur CF6-80E1A4 : .....	8
4.1 Le module fan.....	9
4.2. Module core : .....	9
4.3. Module turbine basse pression: .....	10
4.4. Modules accessoires d'entraînement (GEAR BOX) : .....	11
5. Différents circuits du moteur : . .....	12
5.1. Circuit d'air : .....	12
5.2. Circuit carburant : .....	13
5.3. Circuit lubrification : .....	13

### Chapitre II La théorie du turboréacteur a double flux

Introduction .....	14
2.1 les équations fondamentales .....	14
2.1.1. Équation de continuité : .....	14
2.1.2 Equation de quantité de mouvement : .....	14
2.1.3 Équation de conservation de l'énergie : .....	15
2.2 L'étude énergétique : .....	18
2.2.1 L'entrée d'air: .....	18
2.2.2 Le compresseur: .....	23

2.2.3 La chambre de combustion: .....	27
2.2.4 La turbine: .....	30
2.2.5 Le canal d'éjection:.....	33
2.2.6 Les performances : .....	35
2.2.7 Le cycle du turboréacteur .....	37

### CHAPITRE III      Calcul des Performances du turbo fan CF6-80 E1 A4

Introduction .....	38
3.1 Méthodes de calculs .....	38
3.1.1 Les hypothèses .....	38
3.1.2 La différente station du turbo fan CF6-80 E1 A4 .....	38
3.1.3 Tableau des sections .....	39
3.1.4 Calcul des paramètres du moteur dans les conditions standards (Isa) .....	42
3.1.5 Calcul des performances .....	46

### Chapitre IV      Résultats et interprétations

Introduction .....	48
4.1 Résultats .....	48
4-2 Graphes correspondant aux résultats trouvés.....	50
4.2.2 pendant le vol de Croisier (MAX COUNTINUOS) .....	53

conclusion générale .....	56
---------------------------	----

## Nomenclature

LETTRES MAJUSCULES :

<b>C</b>	vitesse des gaz	(m/s)
<b>C<sub>P</sub></b>	Capacité thermique de l'air	(J/kg.k)
<b>C<sub>V</sub></b>	Chaleur spécifique à volume constant	(J/kg.k)
<b>C<sub>Pg</sub></b>	Capacité thermique des gaz de combustion	(J/kg.k)
<b>C<sub>ch</sub></b>	Consommation horaire de carburant	(Kg/H)
<b>F</b>	force de poussée	(N)
<b>F<sub>n</sub>(THRUST)</b>	la poussée	(Lbs)
<b>H<sub>u</sub></b>	Pouvoir calorifique du carburant	(J/kg)
<b>M</b>	Nombre de Mach	
<b>N</b>	Vitesse de rotation	(tr/mn)
<b><math>\bar{N}</math></b>	vitesse de rotation barre	
<b>P</b>	Pression	(Pa)
<b>P</b>	Pression statique	(Pa)
<b>P*</b>	Pression totale	(P)
<b>Q</b>	Chaleur	(J)
<b>R<sub>g</sub></b>	Rapport spécifique des gaz de combustion	(J/kg.k)
<b>R</b>	Constante des gaz parfait	(J/kg.k)
<b>S</b>	Section	(m <sup>2</sup> )
<b>T</b>	température	(K)
<b>T</b>	température statique	(K)
<b>T*</b>	température totale	(K)
<b>V</b>	vitesse de vol	(m/s)
<b>Y</b>	Taux de dilution	

### Lettres minuscules

<b>d</b>	dosage	
<b>d</b>	diamètre	[m]
<b><math>g_p</math></b>	Débit prise d'air	d'air prélevé
<b><math>g_c</math></b>	Débet de carburant	kg de carburant
<b>h</b>	hauteur	[m]
<b>l</b>	largeur	[m]
<b>p</b>	poids	[N]
<b>v</b>	volume	[ $m^3$ ]

### Lettres grecques

$\tau$	Taux de compression
$\eta$	Rendement
$\delta$	Coefficient de pertes de charge
$\gamma$	Rapport spécifique des chaleurs

### Indice :

<b>①</b>	Flux primaire
<b>②</b>	Flux secondaire
<b>CBP</b>	compresseur basse pression
<b>CHP</b>	compresseur haute pression
<b>CC</b>	chambre de combustion
<b>F</b>	fan
<b>T</b>	Turbine
<b>THP</b>	turbine haute pression
<b>TBP</b>	turbine basse pression

## LISTE DE FIGURE

Figure (I-1) : Les différents constituants d'un avion.....	4
Figure (I-2) : Le moteur cf6 80 E1 A4 .....	5
Figure (I-3) : les différents modules du moteur .....	8
Figure (I-4) : module fan .....	9
Figure (I-5) : module core .....	10
Figure (I-6) : schéma représenté le module turbine basse pression .....	11
Figure (I-7) : module accessoires d'entraînement (gear box) .....	12
Figure (II-1) : les éléments constitutifs d'un turboréacteur .....	18
Figure (II-2) : la configuration 1et2 .....	19
Figure (II-3) : définition les états d'entrée d'air .....	21
Figure (II-4) : l'étage d'un compresseur axial .....	24
Figure (II-5) : compression isentropique et réelle .....	26
Figure (II-6) : les constituants de la chambre de la combustion .....	28
Figure (II-7) : Définition des états de la chambre de combustion. ....	29
Figure (II-8) : définition des états de la turbine .....	32
Figure (II-9) : définition des états de la tuyère .....	34
Figure (II-10) : le cycle du turboréacteur.....	37
Figure(III.1) : les différentes stations du turboréacteur à double flux.....	39
Figure (IV. 1) : température aux différentes sections de CF6 80 E1 A4 (TAKE OF) .....	50
Figure (IV. 2) : pression aux différentes sections du CF6 80 E1 A4 (TAKE OF).....	51
Figure (IV. 3) : masse volumique aux différentes sections de CF6 80 E1 A4 (TAKE OF).....	52
Figure (IV. 4) : température aux différentes sections de CF6 80 E1 A4.....	53
Figure (IV. 5) : pression aux différentes sections du CF6 80 E1 A4.....	54
Figure (IV. 6) : masse volumique aux différentes sections de CF6 80 E1 A4.....	55



## Liste des tables

Tableau(II.1) : Evolution des différentes grandeurs dans l'étage d'une turbine axial.....	31
Tableau (III .1) : Tableau des sections.....	39
Tableaux (III .2) : résume toutes les données nécessaires pour le calcul des performances.....	40
Tableau (IV .1) : calcul affiche les résultats pour le cas décollage (TAKE OF).....	48
Tableaux (IV .2) : calcul affiche les résultats pour le cas de vol de croisière (MAX COUNTINUOS).....	49



## **RESUME**

Notre travail consiste une étude thermodynamique d'un turboréacteur de type CF6-80 E1 A4 conçu par GENERAL ELECTRIC, afin d'établir une méthode de calcul des paramètres énergétique (température, pression, masse volumique.Etc.) De chaque station et les performances de ce moteur à savoir :

La poussée, La poussée spécifique et la consommation spécifique.

Pour ce faire on créé un petite programme de calcule sous FORTRAN afin de nous aider dans cette étude.

Tout cela pour extrait les plages de bon fonctionnement du moteur, ce qui engendre les meilleures performances ainsi que les domaines les plus économiques.

## **ABSTRACT**

Our work consists of a thermodynamic study of a turbojet engine type CF6-80 E1 A4 designed by GENERAL ELECTRIC, in order to establish a method for the calculation of energy parameters (temperature, pressure, density, etc.) of each station and the performance of this engine know:

The thrust, The specific thrust and the specific energy consumption.

To do this we have created a small program of calculation under FORTRAN in order to help us in this study.

All of this to extract the beaches for the proper functioning of the engine, which creates the best performance as well as the areas the more economic.

## نبذة مختصرة

يتكون عملنا من دراسة ديناميكية حرارية لمحرك نفاث من النوع CF6-80 E1 A4 صممه GENERAL ELECTRIC ، من أجل إنشاء طريقة لحساب معلمات الطاقة (درجة الحرارة ، الضغط ، الكثافة ، إلخ) لكل محطة و أداء هذا المحرك وهي:

التوجه ، التوجه المحدد والاستهلاك المحدد.

للقيام بذلك، أنشأنا برنامج حساب صغير تحت FORTRAN لمساعدتنا في هذه الدراسة.

كل هذا لاستخراج نطاقات التشغيل السليم للمحرك ، مما ينتج عنه أفضل أداء بالإضافة إلى المناطق الأكثر اقتصادا.

## Introduction générale

Un moteur d'avion digne de ce nom doit répondre à un certain nombre d'exigences : une grande fiabilité, une longue durée de vie, un faible poids, une faible consommation de carburant et une faible surface frontale. Le facteur le plus important est la fiabilité. La durée de vie, à son tour, est un atout majeur économiquement parlant et particulièrement important en aviation commerciale. Quant aux trois autres critères, ils dépendent du type d'avion pour lequel le turboréacteur est prévu.

Le turboréacteur est un système de propulsion essentiellement utilisé pour les avions. La poussée résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche d'air) et la sortie tuyère. Elle est obtenue par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air. Ainsi, une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine et sert à comprimer, à l'entrée du réacteur, l'air utilisé comme comburant.

A l'heure d'Aujourd'hui, ces machines se trouvent être l'une des plus complexes jamais conçues par l'humanité, regroupant un grand nombre de sous- système. Leur développement demande des moyens humains, technologiques et financiers considérables. En effet, il est à noter que ce domaine se développe constamment, suivant la progression de la science et de la technologie. a cet effet, il nous était impératif de réaliser notre projet de fin d'étude sur ce sujet car c'est une perspective très intéressante. Pour ce faire, nous nous sommes adressés à la Compagnie Aérienne Nationale Air ALGÉRIE qui nous permis de faire une étude concernant le turboréacteur CF6-80 El A4 équipant l'avion A330-202

Dans le cas particulier du design d'un avion, un très grand nombre de disciplines doivent être analysées au stade préliminaire. Généralement, le constructeur propose au préalable : la catégorie d'avion, le nombre de passagers, la vitesse de croisière, la distance que l'avion devra parcourir, ainsi que la longueur de piste maximale pour le décollage et l'atterrissage. Ainsi, la configuration de l'avion le type et le nombre de moteurs, la géométrie et la forme des ailes, la disposition du train d'atterrissage, etc. Sont déterminés. Les paramètres choisis doivent, en plus de permettre à l'avion de voler, lui assurer une stabilité ainsi que satisfaire toutes les normes et les règlements de sécurité. La tâche de trouver une combinaison possible est d'autre part compliquée du fait que tous les paramètres sont couplés par leurs poids et leurs propriétés aérodynamiques. A titre d'exemple, une augmentation de la surface alaire augmente la masse de la structure requise ainsi que la portée ; par conséquent, une vitesse de décollage plus petite est permise et requiert donc un moteur différent. Cet exemple démontre bien qu'afin d'obtenir une configuration optimale, une approche multidisciplinaire itérative combinant l'aérodynamique, la thermodynamique et la résistance de matériaux doit être utilisée.

## Optimisation multidisciplinaire

Afin de rendre l'étude des différentes conceptions plus efficace, plusieurs ingénieurs font appel à un processus utilisant un algorithme d'optimisation multidisciplinaire. Cette approche permet de trouver la configuration qui maximise la performance de l'avion à l'intérieur de l'espace de design délimité par les contraintes. Ce type d'optimisation doit se faire en considérant plusieurs disciplines simultanément pour maximiser le résultat final global.

## INTRODUCTION

---

L'utilisation de l'optimisation multidisciplinaire numérique complexe pour le design des avions fit son apparition avec l'invention des ordinateurs. De fait, déjà dans les années soixante dis plusieurs chercheurs avaient commencé à utiliser cet outil, Ce qui a permis le développement de logiciels permettant de procéder rien qu'à l'optimisation de la géométrie pour atteindre une réduction en carburant utilisé ainsi qu'une diminution du bruit. La recherche dans ce domaine, mais aussi dans le domaine de la propulsion, continue aujourd'hui à intéresser les chercheurs et les compagnies. Chacun essaie de rendre les résultats plus précis et de diminuer le temps de calcul en incorporant de nouveaux logiciels ainsi que de nouvelles méthodologies. L'objectif principal de ce travail consiste à rechercher une méthode rationnelle pour les calculs des performances du moteur et les comparer par rapport aux données du banc d'essai. A cet effet, nous élaborerons une modélisation thermodynamique détaillée de toutes les étapes de l'écoulement dans un turboréacteur hormis la chambre de combustion, structurée en deux phases : la phase du décollage (TAKE OFF) de l'avion et la phase de vol de croisière (MAX COUNTINOUS).

L'étude énergétique suivie d'un programme de simulation avec l'introduction des caractéristiques du turboréacteur, et le calcul des performances. L'outil informatique développé, tout comme la restitution des données de première conception du constructeur, aura l'ambition d'apporter énormément à la conception à proprement parler et à l'optimisation du turboréacteur dans les futurs travaux de projet.

Dans cette optique, notre étude consiste au calcul des performances d'un turboréacteur du type double flux ou turbo fan proposé par air Algérie et dont les données du moteur nous sont délivrées.

On présente l'étude et après cette brève introduction, en quatre chapitres :

- Au premier chapitre, une description détaillée du moteur CF6-80 EI A4 est présentée pour faciliter la modélisation thermodynamique.
- Le chapitre 2 introduit traite les équations fondamentales et l'étude énergétique du turbo fan.
- Le troisième chapitre présente la plateforme de restitution des données développées et la méthode de calcul des performances ainsi que l'élaboration d'un programme de calcul, afin de permettre l'étude des performances du turboréacteur.
- Au quatrième chapitre, les résultats obtenus pour la restitution des données et l'optimisation, sont interprétés et discutés. Les performances résultant de ces analyses sont comparées à celles obtenu lors d'essais réalisés par la compagnie KLM.

On achève l'étude par une conclusion générale qui résume les principaux résultats obtenus suivis de recommandations et perspectives.

## Turboréacteur CF6-80 E1 A4

### 1.1 Introduction

On entame la rédaction de ce chapitre par une initiation sur l'aviation pour se familiariser et se situer dans vaste domaine et de bien comprendre le déroulement de cette étude. Ensuite, on passera à la description détaillée de la technologie de notre moteur étudié qui est le CF6 80 E1A4.

### 1.2 L'histoire de l'aviation

L'homme depuis son existence remontant à la préhistoire était toujours attiré par l'idée de voler, qui est doute à sa fascination pour les oiseaux ou il était conscient de la facilité avec laquelle ces créatures ailées échappaient à leurs prédateurs. C'est bien plus tard que l'homme commença décrypter le mécanisme de vol, de ce fait MONGOLFIER, LILIENTHAL, ADER, CAYLEY furent parmi les premiers à goûter à l'ivresse du vol.

Dans les débuts, l'aviation a été commencée par la construction des engins plus légers que l'air comme les montgolfières, ensuite elle a passé aux engins plus lourds que l'air connue sous le nom d'Avion ou le vol devient un vol motorisé.

Ce type d'aviation a été inauguré par les frères WRIGHT en 1903. Par la suite, la première guerre mondiale permit de révéler les capacités d'utilisation de l'aviation par une petite révolution au niveau de la motorisation ce qui était l'une des faiblesses de l'aviation avant la guerre. Mais il n'y a pas eu de bouleversement dans les techniques de vol car les progrès aérodynamiques avaient pu évoluer pendant cette époque.

Ensuite l'aviation à réaction fit son entrée dans l'histoire avant le début de la seconde guerre mondiale, donc elle a consacré l'aviation comme une arme essentielle et lui a donné l'élan nécessaire pour émerger comme un moyen de transport civil.

En fin, nous nous trouvons maintenant à une époque charnière où on conçoit des appareils de plus en plus gros et sophistiqués.

En effet, Les progrès de l'aérodynamique comptent pour une part essentielle dans l'histoire de l'aviation. Accompagnés bien sûr des évolutions en termes de propulsion, de matériaux de construction et d'électronique, ce sont eux qui ont permis en à peine un siècle des prototypes de Clément Ader ou des frères Wright à de permis des avions tels que le Concorde ou l'Airbus A380 ou le Boeing B337.



### 1.3 La constitution d'un avion

L'avion est constitué généralement du :

la cellule qui présente la structure essentielle de l'avion comprenant le fuselage, les ailes, les empennages et les trains d'atterrissage, les moyens de propulsion (les moteurs à hélices, réacteurs).

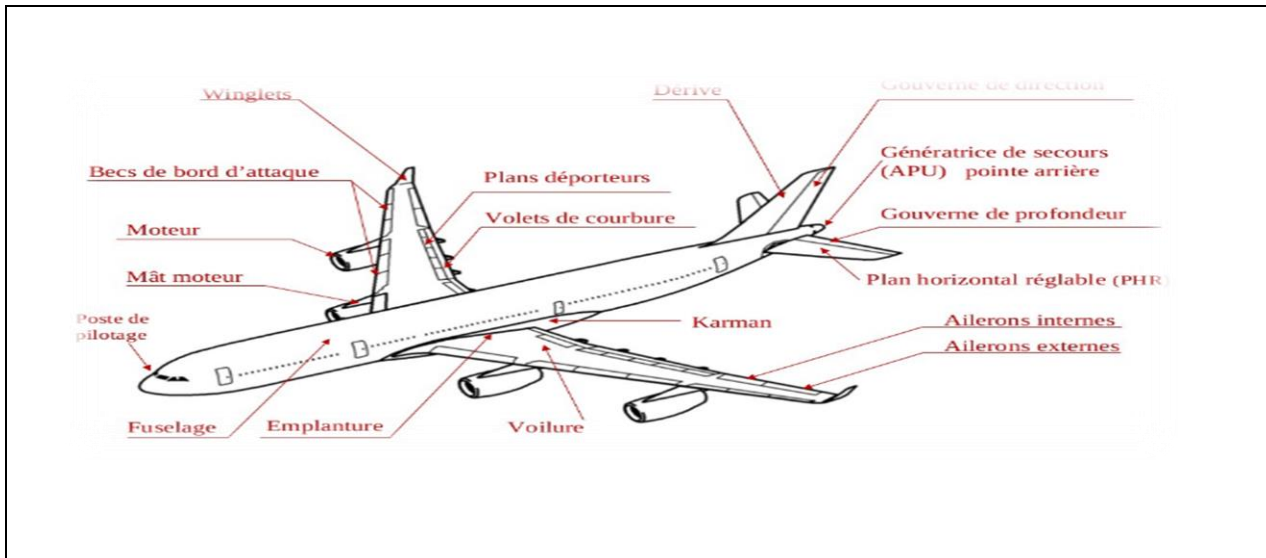


Figure (I-1) : Les différents constituants d'un avion.

### 1.4 Moteur cf6 80-E1 A4

le **cf6 80 E1 A4**, représenté par la figure 1, dont les caractéristiques sont données par le tableau, est un turbo fan (ou turbosoufflante) à écoulement axial à haut taux de dilution. C'est un moteur équipé de la dernière technologie électronique

Une des plus importantes particularités de **cf6 80 E1 A4** est qu'il est de conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance. Sa turbomachine est constituée de trois modules principaux, qui sont le module fan, le module cœur et le module turbine basse pression.



**Figure (I-2) : Le moteur cf6 80 E1 A4**

#### **1.4 Caractéristiques principales du moteur CF6-80 E1A4 :**

L'Airbus A330-202 est actionné par deux moteurs de General Electric CF6-80E1A4. Qui ont les caractéristiques suivantes :

Le diamètre extérieur du fan	2,71 m
Le diamètre intérieur du fan	2,44 m
La largeur maximale	2,90 m
La hauteur maximale	2,88 m
Le poids du moteur	5044 kg
Le centre de gravité du moteur cf6 80 E1	218,8 – 2 ,8 m

	5.56 ± 0.05
Consommation du carburant spécifique a la puissance maximale	(0.332 0.345) Kg.m <sup>2</sup>
Puissance produire par le flux primaire	20 %
Puissance produire par le flux secondaire	80 %
Taux de dilution	5.3
Le rapport de pression a plein puissance	32.4 a 34.8
La poussé	300.20 kn
Régime N2 :100	9827,0 tr/min
Régime N1 :100	3320.6 tr/min
Température des gaz d'échappement maximal EGT	975°C
Diamètre intérieure de la section de sortie de tuyère primaire	0.50 m
Diamètre extérieure de la section de sortie de tuyère primaire	0.90 m
Diamètre intérieure de la section de sortie de tuyère secondaire	2.00 m

Diamètre extérieure de la section de sortie de tuyère secondaire	2.60 m
Section de sortie de la tuyère primaire	0.439 $\pm$ m <sup>2</sup>
Section de sortie de la tuyère secondaire	2.167 m <sup>2</sup>

## 2. Fonctionnement du moteur CF6-80 E1A4 :

Il fonctionne suivant les étapes suivantes :

**-Etape 1 :** La soufflante aspire le flux d'air, le flux d'air primaire est comprimé par les ailettes du compresseur alors que le flux secondaire contourne le turbomoteur.

**-Etape 2 :** Les pompes expulsent le carburant par les gicleurs pour former un mélange avec l'air dans la chambre de combustion. Ce mélange entre en combustion et propulse des gaz expansion rapide.

**-Etape 3 :** Les gaz de sortie font tourner une turbine qui entraîne la soufflante et le compresseur par l'intermédiaire d'un arbre.

**-Etape 4 :** Les gaz chauds sont dilués avec le flux secondaire lent et froid avant d'être éjectés dans l'atmosphère au niveau de la tuyère, produisant un effort de poussée

## 3. Le démarrage de moteur CF6-80E1A4 :

A l'aide d'une source pneumatique, on alimente le réacteur par un moteur auxiliaire appelé groupe auxiliaire de puissance, c'est un petit moteur situé dans la queue de l'avion. L'air est dirigé vers le démarreur pneumatique du CF6-80E1A4 à travers la vanne de démarrage qui entraîne la GEAR BOX (Boite d'entraînement des accessoires ou boîte à engrenage).

La GEAR BOX étant en liaison avec le compresseur haute pression l'entraîne à son tour. Le compresseur haute pression aspire et comprime l'air, cet air entre dans la chambre de combustion où il est mélangé à du carburant, le mélange air carburant s'enflamme à l'aide d'une énergie électrique.

Les gaz ayant acquis leur température et pression maximum sont dirigés vers les turbines (haute et basse pression) à travers lesquelles ils se détendent partiellement en cédant l'énergie nécessaire pour entraîner le compresseur basse pression et la soufflante.

Les gaz d'échappement engendrent une force de poussée au réacteur qui tend à le propulser vers l'avant.

#### 4. Les différents modules du moteur CF6-80E1A4 :

Le turboréacteur est un moteur de conception modulaire, il se compose de 4 modules principaux, chaque module peut être démonté seul, ce qui facilite la maintenance du moteur et minimise ainsi le coût d'entretien.

Ces modules sont :

- ♦ Module Fan.
- ♦ Module Cor.
- ♦ Module turbine basse pression.
- ♦ Module Gear box (Module Accessoires d'entraînement).

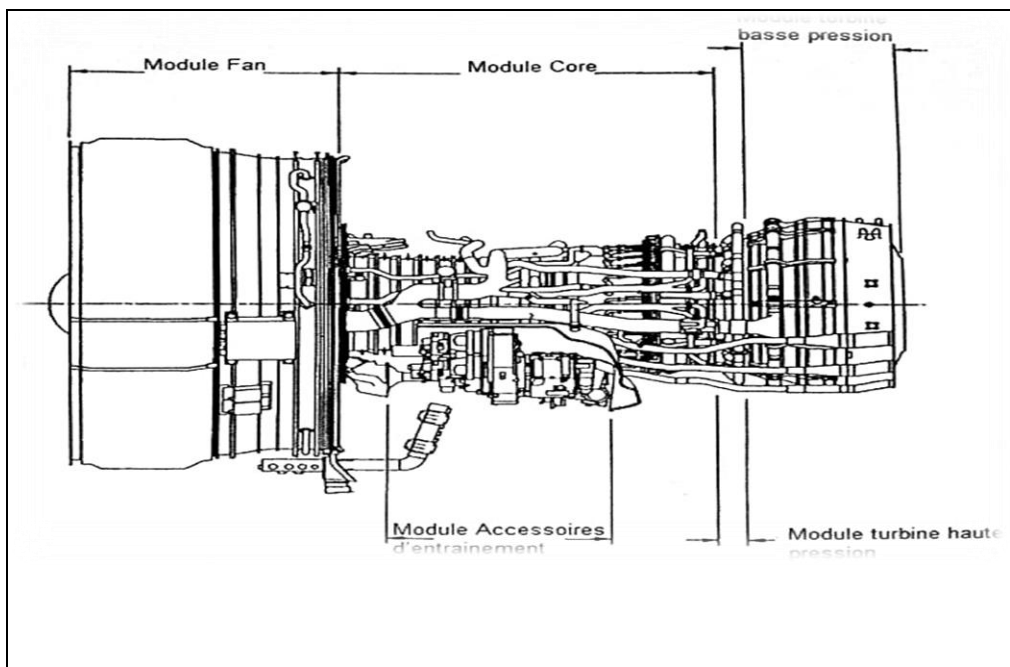
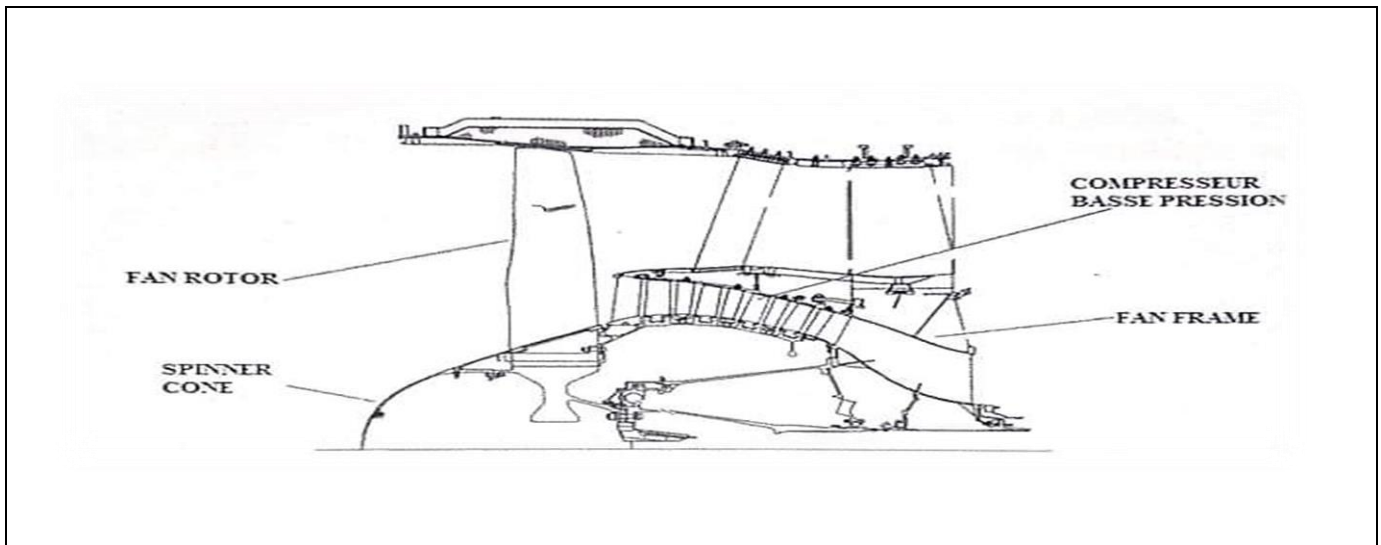


Figure (I-3) : les différents modules du moteur

### 4.1 Le module fan

le module fan, représenté par la figure 3, est ensemble coll. é au module Core et installé a l'avant moteur. Il se compose d'une soufflante et d'une compresseur basse pression



**Figure (I-4) : module fan**

La soufflante (fan en anglais) est un compresseur à un seul étage comportant 34 aubes. Elle comprime un flux qui partage en deux parties le flux chaud (appelé primaire) qui traverse la chambre de combustion tout en jouant le rôle du comburant, et le flux froid (appelé secondaire) qui contourne moteur tout en fournissant approximativement 40% de poussée totale du moteur.

Elle est enveloppée dans un carter dont la partie arrière est fixe au carter de compresseur basse pression par des aubages directrices appelés (OGV)<sup>1</sup>.

Le compresseur basse pression est entraîné par la turbine basse pression. Il se compose de quatre étages assemblés en un seul bloc dont chaque étage comporte 64 aubes en titane. La décharge du compresseur est réalisée par l'ouverture automatique d'une série de vannes de décharge (VBV)<sup>2</sup> débouchant à l'arrière du dernier étage du compresseur basse pression.

### 4.2. Module core :

Le module core est constitué d'un compresseur haute pression, d'une chambre de combustion et d'une turbine haute pression. Il véhicule le flux primaire pour développer une puissance dont une partie est utilisée pour faire tourner le moteur et une partie pour fournir les 20% restants de la poussée.

<sup>1</sup> Outlet guide Vanes

<sup>2</sup> Variable bleed valve

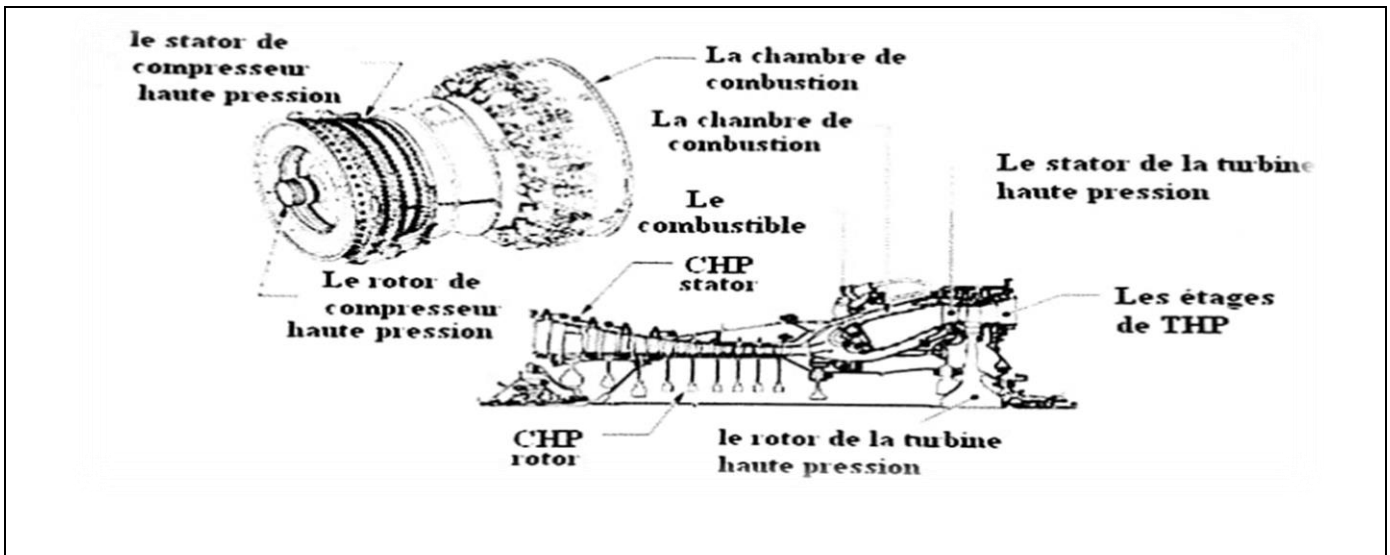


Figure (I-5) : module core

Le compresseur haute pression est un compresseur axial constitué de quatorze (14) étages, le premier étage est précédé d'aubes directrices d'entrée (IGV)<sup>3</sup> dont le but est d'orienter correctement l'écoulement vers le premier rotor.

Le passage du flux primaire à travers les aubes des rotors de la compresseur haute pression augmente sa pression statique et ramène sa température à des conditions adéquates à la combustion. Les quatre premiers étages corrigent la vitesse du turboréacteur tout en changeant leurs positions angulaires en fonction de la température d'admission du compresseur. Le but de cette variation d'angle d'incidence du flux d'air est d'optimiser la température et la pression de l'air et sa quantité afin d'avoir une combustion efficace.

La chambre de combustion est de type annulaire équipée de trente (30) injecteurs de type duplex et de deux allumeurs à haute tension. Elle comporte deux zones : une zone de dilution qui permet le contrôle du mélange air carburant et une zone de combustion à haute température. L'air provenant du compresseur haute pression est admise avec du carburant pulvérisé par l'intermédiaire des injecteurs. Ce mélange fut brûlé et génère des gaz chauds qui se dirigent vers la turbine haute pression.

La turbine haute pression (THP) est installée à l'arrière du module core, elle est constituée de deux (02) étages où l'énergie calorifique des gaz chauds se transforme en énergie mécanique pour entraîner le compresseur haute

#### 4. 3. Module turbine basse pression

La turbine basse pression se constitue de (5) étages « rotor/stator ». Elle entraîne le Fan et le compresseur basse pression. Les stators constituent un seul bloc, ainsi que le carter turbine qui est en un seul corps. Le carter sert de carénage d'inter communication entre le support des stators de la turbine haute pression et l'arrière de la turbine, il retient aussi les stators de la turbine.

Le premier étage des stators est refroidi par cavité, l'air de refroidissement est transmis au point d'équilibre de pression. Il passe à travers une tuyauterie positionnée sur la périphérie du

<sup>3</sup> Intel guide vanne

carter, il est ensuite éjecté à travers les cavités pour le contrôle de la température. Les stators du dernier étage sont doublés. Les deux couches sont soudées et unies entre elles avec un assemblage en nid d'abeille, cet assemblage est utilisé pour augmenter la rigidité des stators.

Des ouvertures sont réalisées sur le carter pour la fixation des thermocouples ainsi que des trous de baroscope usinés sur le carter pour l'inspection des étages de la turbine. Une tubulure de contrôle du jeu de la turbine fait une décharge d'air sur le carter de la turbine, c'est à travers des trous positionnés sur le carter que l'air est éjecté pour diminuer la dilatation du carter et ainsi minimiser le jeu entre le carter et les aubes du rotor de la turbine afin de diminuer la consommation du carburant et augmenter le rendement de la turbine.

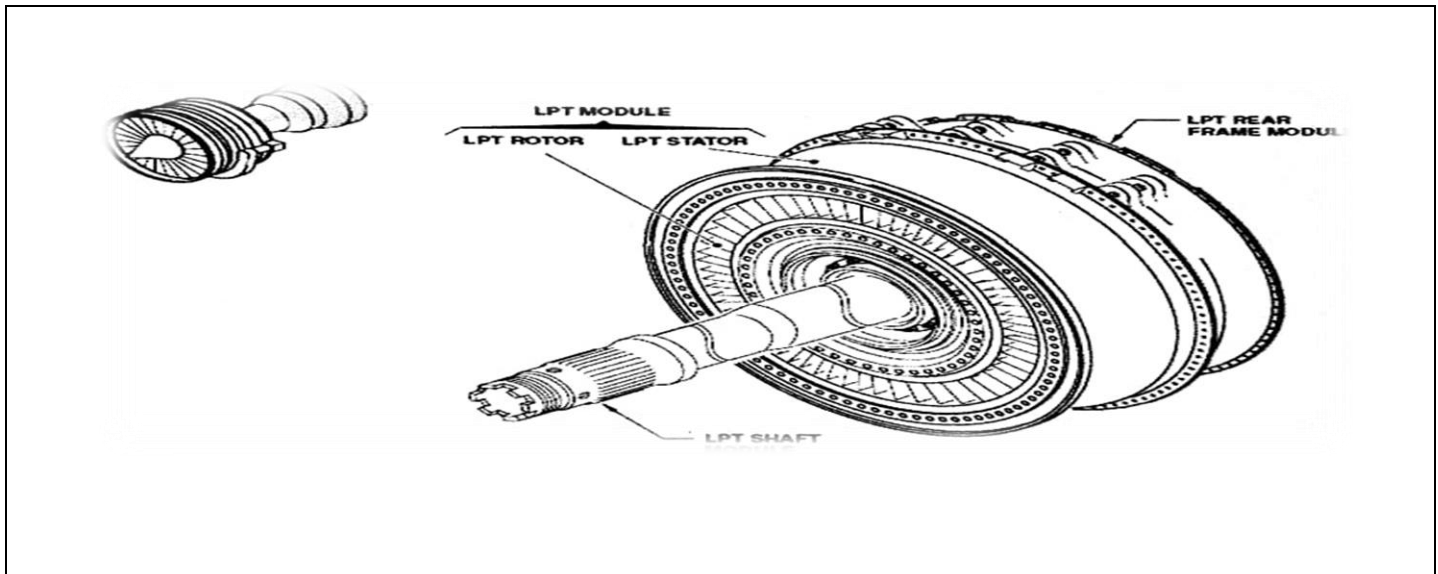


Figure (I-6) : schéma représenté le module turbine basse pression

#### 4.4. Modules accessoires d'entraînement (GEAR BOX) :

L'énergie mécanique nécessaire pour le fonctionnement des accessoires de l'avion et du moteur est soutirée à travers un système de Gear box. La boîte de prélèvement du mouvement (IGB : Intel Gear Box) prélève le mouvement de l'attelage haute pression N2. Puis la RDS (Radial drive shaft) assure la transmission radiale du mouvement, ce dernier sera transformé en mouvement axial par la TGB (Transfert Gear Box). Par la suite la HDS (Horizontal drive Shaft) le transmet vers l'AGB (Accessoire Gear Box) qui sert à entraîner les accessoires du moteur.

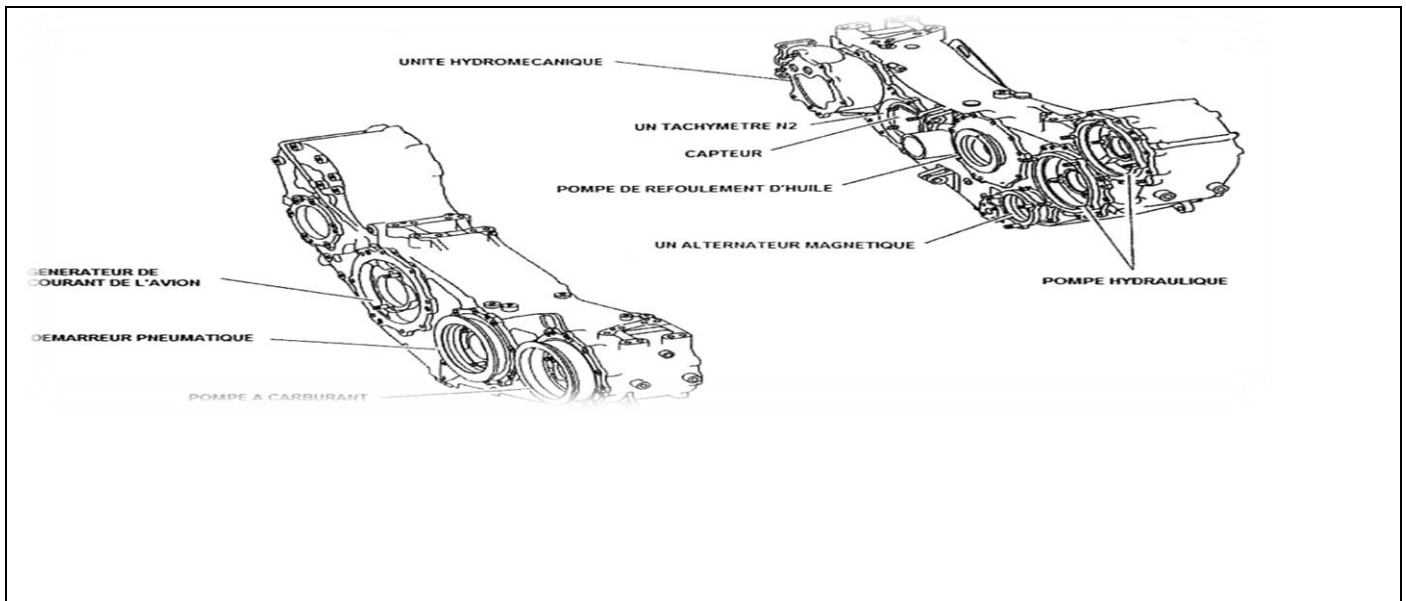
##### Les équipements qui se situent à l'avant de la Gear box :

- Unité hydromécanique (HMU).
- Cinq pompes de récupération d'huile.
- Une pompe de refoulement d'huile.
- Une pompe hydraulique.
- Un tachymètre N2.
- Un alternateur magnétique permanent (PMA) (Génératrice de courant électrique de l'ECU)

##### Ceux qui se situent à l'arrière :



- Le générateur (IDG) « Générateur de courant de l'avion ».
- Une pompe à carburant.
- Un démarreur pneumatique.



**Figure (I-7) : module accessoires d'entraînement (gear box)**

## 5. Différents circuits du moteur :

Le CF6-80 est constitué de plusieurs systèmes qui assurent son bon fonctionnement :

### 5.1. Circuit d'air :

Au bord d'un avion de transport, l'air comprimé produit par le compresseur, est utilisé comme source d'énergie propre et sans danger, pour effectuer plusieurs tâches dont :

- ♦ La régulation du débit d'air de refroidissement.
- ♦ Le contrôle du débit à travers le compresseur.
- ♦ Le refroidissement des ailettes turbines basse et haute pression, de l'alternateur, ainsi que celui du réacteur et ses accessoires.
- ♦ La ventilation de la nacelle et la pressurisation des puisards.
- ♦ Le dispositif actif de contrôle des jeux turbine haute et basse pression.
- ♦ La protection anti pompage moteur.
- ♦ Le dégivrage du carburant.
- ♦ L'alimentation du moteur en mode vérin pneumatique afin d'augmenter l'étanchéité des joints.
- ♦ **Le système de control anti-pompage VBS, VSV :**

#### **-Les vannes de décharge (VBV):**

Elles sont localisées à l'arrière du compresseur basse pression. La décharge de ce dernier est réalisée par l'ouverture d'une série de 12 vannes VBV qui sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux vérins hydrauliques.

C'est le régulateur de carburant qui détermine la position des vannes de décharge. Les vérins de commande des VBV sont montés sur carter FAN. Les VBV commandent la quantité de décharge du compresseur haute pression pour optimiser l'exécution et empêcher le décrochage de ce dernier.

En cas d'accélération ou décélération rapide, le régulateur carburant (HMU) commande l'ouverture progressive des VBV en entraînant une diminution du rapport manométrique du pompage est réduit. Au régime élevé en condition standard le moteur fonctionne à son régime d'adaptation ; les VBV sont alors fermées.

#### **-Les stators à calages variables VSV (variable stator Vane) :**

Se compose de deux vérins hydrauliques de commande de VSV, reliés à un anneau de commande VSV et entraînés par deux barres de commande disposée symétriquement de chaque côté de compresseur haute pression.

Au régime élevé, le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum ; les VSV sont alors ouvertes.

A bas régime, le compresseur s'éloigne du régime d'adaptation ; les VSV sont alors fermées.

#### **5.2. Circuit carburant :**

Le circuit carburant comprend :

- ♦ Une pompe carburant basse pression.
- ♦ Une pompe carburant haute pression.
- ♦ Un échangeur thermique (carburant-huile/réacteur).
- ♦ Un échangeur thermique (carburant-huile de l'alternateur intégré).
- ♦ Un filtre principal carburant (le régulateur carburant).
- ♦ Une rampe d'injection carburant et 30 injecteurs : 21 injecteurs primaires et 9 injecteurs secondaires.

Le rôle du circuit carburant est comme suit :

- ♦ régimes moteurs.
- ♦ L'alimentation des circuits hydraulique et le contrôle du régulateur principal du carburant.
- ♦ Alimentation des dispositifs anti-pompage VSV (variable stator vanes et VBV).
- ♦ Refroidissement de l'huile de graissage.
- ♦ Refroidissement de l'huile d'alternateur intégré.

#### **5.3 Circuit de lubrification :**

En général, un système mécanique a parmi ses constituants des parties comportant des engrenages formant des boîtes de transmissions et des paliers avec différents roulement. Ces parties-là nécessitent une lubrification et refroidissement qui évitent ainsi l'usure et augmente leur durée de vie. En effet, le moteur CF6-80 EIA4 est équipé d'un circuit de lubrification qui garantit un bon refroidissement et lubrification de tous les roulements, pignons et boîtes de transmission.

**Ce circuit est constitué de :**

- ♦ Un réservoir d'huile.
- ♦ Une valve anti -fuite.
- ♦ L'unité de lubrification
- ♦ Un filtre d'huile de récupération
- ♦ Un échange de chaleur principal huile/carburant

## LA théorie du turboréacteur a double flux

### 1. Introduction

après avoir vu la technologie du turboréacteur étudié dans le premier chapitre, on passera maintenant dans ce deuxième chapitre à son étude théorique afin de compléter la première étude descriptive du moteur étudié, ensuite aux calculs des différents paramètres et performances par la suite de ce travail.

### 2.1 les équations fondamentales :

Pour résoudre les problèmes des écoulements et trouver des relations entre les différents paramètres inconnus et les conditions aux limites, on applique les équations de bases autrement dit les équations fondamentales. En effet, l'état d'écoulement d'un fluide est donné par le vecteur de vitesse  $\vec{V}$ , la masse volumique  $\rho$ , la pression  $P$  et la température  $T$ .

la vitesse  $\vec{V}$  a les composantes  $u, v$  et  $w$  suivant les directions  $x, y$  et  $z$  respectivement d'un repère en général orthogonal, pourvu qu'elles possèdent des propriétés internes, à savoir  $\mu, c_v$  et  $c_p$  soient connus, on dispose des équations de bases pour déterminer les six variables dépendantes inconnues  $u, v, w, \rho, P$  et  $T$  comme fonction de  $x, y, z$  et le temps  $t$ .

#### 2.1.1. Équation de continuité :

Elle exprime la conservation de la masse d'une particule de fluide traversant plusieurs sections différentes, la masse qui entre doit être égale à la masse qui sort sans ajouter ou enlever de la matière entre l'entrée et la sortie. En effet, on considère un volume  $V$  de surface extérieure  $S$  fixe dans l'écoulement.

L'équation de la conservation de la masse est écrite sous sa forme intégrale comme suit :

$$\int \rho(\vec{V} \cdot \vec{n}) \, ds + \int \frac{\partial \rho}{\partial t} \, dv \quad (2.1)$$

On peut écrire l'équation (2,1) sous forme différentielle de la façon suivante :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.2)$$

#### 2.1.2 Equation de quantité de mouvement :

Elle traduit la loi de Newton appliquée à des particules de fluide et qui est exprimée sous la forme :

$$\frac{d}{dt}(\rho \vec{V}) = \sum \vec{F} \quad (2.3)$$

Donc à partir de cette loi là on tire l'équation de la conservation de la quantité de mouvement sous sa forme intégrale et qui est la suivante :

$$\int \frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial t} \, dv + \int \rho(\vec{V} \cdot \vec{n}) \vec{V} \, ds = \int \rho \vec{g} \, dv - \int P \vec{n} \, ds \quad (2.4)$$

On peut écrire l'équation (2,4) sous la forme différentielle qui sera comme suit

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \text{grad}) = \vec{g} - \frac{1}{\rho} \overrightarrow{\text{grad}} P \quad (2.5)$$

### 2.1.3 Équation de conservation de l'énergie :

Elle exprime la conservation de l'énergie de la particule fluide, l'application générale de cette équation va nous permettre d'établir une relation entre les phénomènes mécaniques et thermiques. En effet, la voici l'équation de la conservation de l'énergie

$$c_p T - \frac{1}{2} V^2 = \text{cte} \quad (2.6)$$

Dans ce cas l'énergie cinétique se transforme totalement en énergie interne ou thermique. En effet, comme valeur de constant on utilise de préférence la valeur de l'enthalpie qui correspond à. Donc l'équation (2,6) s'écrira :

$$c_p T - \frac{1}{2} V^2 = c_p T_0 \quad (2.7)$$

$T_0$  : étant la température totale ou d'arrêt

$T$  : étant la température statique

Et cette équation (2.7) permet la relation entre le phénomène mécanique et le phénomène thermique et elle relie directement la vitesse de l'écoulement à la température statique  $T$ .

En fait on peut établir les lois de conservation de l'énergie passant par le lot générale ensuite la loi de Bernoulli et enfin la loi de Saint-venant.

En effet, on a :

#### a. Loi générale :

On démontre que la conservation des énergies potentielles de pression et cinétique, s'écrit :

$$\frac{dp}{\rho} + V \cdot dV = 0 \quad (2.8)$$

Et cette équation s'appelle "équation de Bernoulli généralisée "

#### a2. Fluide incompressible : Loi de Bernoulli

$p$  est alors constant, et l'équation de Bernoulli généralisée entraîne.

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = \text{cte} \quad (2.9)$$

#### A3. Fluide compressible : Loi de Saint-Venant

S'il n'y a pas d'échange de chaleur avec l'extérieur, l'équation de Bernoulli généralisée entraîne la relation.

$$c_p T + \frac{1}{2} V^2 = \text{cte}$$

C'est l'équation de l'énergie (2.6) vu déjà

#### 2.1.4 Equation d'état thermodynamique :

Elle donne une relation entre les variables d'états. Dans le cas d'un gaz celles-ci peuvent être  $\rho$ ,  $T$ ,  $P$  et ne sont pas indépendantes. Elles sont liées par une équation d'état  $P = f(T, \rho)$  qui est en générale très complexe.

Cependant pour un gaz comme l'air, on peut utiliser la loi applicable à un gaz parfait dans les conditions d'écoulement plutôt générales.

En effet on a :

$$\frac{P}{\rho} = rT \quad (2.10)$$

#### 2.1.5. Lois générales d'un écoulement isentropique :

a) Les chaleurs spécifiques :

$$c_p - c_v = r \quad \text{Et} \quad \gamma = \frac{c_p}{c_v} \quad (2.11)$$

Avec :

$$c_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \quad \text{Et} \quad c_v = \frac{r}{\gamma - 1} \quad (2.12)$$

$\gamma$  : Le rapport des chaleurs spécifique.

$r$  : La constante d'un gaz particulier.

$$r = \frac{R}{M} \quad (2.13)$$

$R$  : La constante universelle des gaz parfait qui est égale à 8.315(J/MOLE.KJ).

$M$  : La masse molaire du gaz (Kg mole).

b) Les relations thermodynamiques de l'évolution isentropiques :

$$\frac{p}{\rho^\gamma} = \text{cst} \quad (2.14)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^\gamma \quad \text{et} \quad \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{et} \quad \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.15)$$

c) Les relations entre les variables d'états et le nombre de Mach 'M' :

On définit le nombre de Mach comme suit :

$$\mathbf{M} = \frac{V}{a} \quad (2.16)$$

**V** : la vitesse de l'écoulement (m/s).

**A** : la vitesse du son (m/s).

Avec :

$\mathbf{M} < 1$  → écoulement subsonique.

$\mathbf{M} > 1$  → écoulement supersonique.

$0.8 < \mathbf{M} < 1.2$  → écoulement transonique.

$\mathbf{M} > 5$  → écoulement hypersonique.

La vitesse du son est définie dans un écoulement isentropique pour les gaz comme suit :

$$\mathbf{a} = \sqrt{\gamma r \mathbf{T}} \quad (2.17)$$

Les différentes relations  $(\rho, T, P) = F(\mathbf{M})$  sont écrites comme suit :

$$\blacksquare \frac{T_0}{T} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \mathbf{M}^2\right) \quad (2.18)$$

$$\blacksquare \frac{P_0}{P} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \mathbf{M}^2\right)^{\frac{\gamma-1}{2}} \quad (2.19)$$

$$\blacksquare \frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \mathbf{M}^2\right)^{\frac{\gamma-1}{2}} \quad (2.20)$$

## 2.2 L'étude énergétique :

dans ce paragraphe, on établira une étude énergétique du turboréacteur qui s'effectuera sur chaque élément constitutif de ce turboréacteur. En premier lieu, on simplifiera cette étude en considérant l'étude sur les différents éléments du turboréacteur dans l'étude des performances et ça dans le but de simplifier cette étude. En effet, le turboréacteur est constitué principalement d'entrée d'air, de compresseur, de la chambre de combustion, de la turbine et enfin de la tuyère d'éjection. Tous ces éléments sont représentés dans la figure 2-

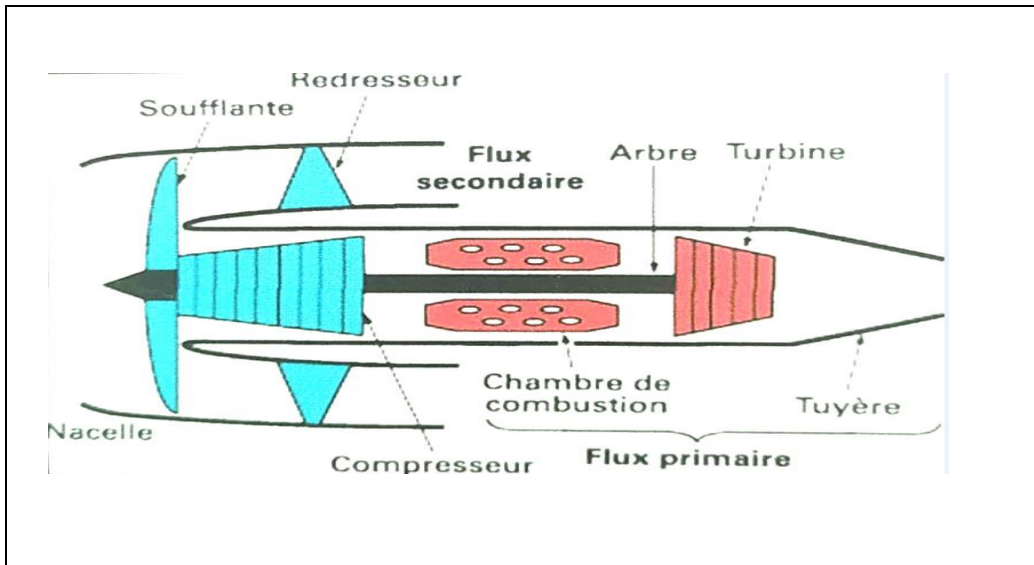


Figure (II-1) : les éléments constitutifs d'un turboréacteur

### 2.2.1 L'entrée d'air :

#### • Présentation :

L'entrée d'air est le premier composant du moteur rencontré par le flux d'air entrant, qui est une conduite d'une conception bien déterminée destinée dans le but de capter les filets d'air et à les amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur.

#### • Le rôle :

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air. Autrement dit, son rôle est de fournir au moteur le débit d'air souhaité et ce avec un niveau de pression totale plus élevé possible, afin de maximiser l'énergie mécanique à l'entrée du compresseur.

#### • L'influence sur les performances du moteur :

Les caractéristiques de l'entrée d'air ont une influence considérable sur les performances globales du réacteur. En effet, la mise au point de la manche d'entrée d'air est d'autant plus délicate que l'avion est rapide.

En d'autres termes, un moteur ne peut fournir sa poussée maximale que si l'entrée d'air lui amène la quantité d'air requise à la pression maximale. En fait l'entrée d'air doit fournir un bon rendement à toutes les altitudes possibles et dans tout le domaine de vol, que ce soit au point fixe ou en vol à un nombre de Mach élevé. Mais cet objectif est particulièrement difficile à atteindre car le débit d'air nécessaire au bon fonctionnement d'un réacteur est environ dix fois supérieur à celui d'un moteur à pistons de taille équivalente

• **La conception :**

Généralement, la conception de la manche d'entrée d'air est en charge de l'avionneur. Comme déjà vue dans le paragraphe précédent, l'entrée d'air joue un rôle important dans l'influence sur les performances du réacteur cela se reflète dans sa conception qui doit satisfaire certaines conditions sur le plan aérodynamique. En effet, pour un turboréacteur avionné sur un aéronef subsonique dont le nombre de Mach maximal en croisière est de l'ordre de 0.9, le flux d'air entrant dans le compresseur doit être à des bas nombre de Mach qui sont de l'ordre de 0.5 à 0.6 d'où la nécessité de ralentir la vitesse des filets d'air, pour cela la forme de la manche d'entrée d'air doit être bien adapté afin de ramener la vitesse de l'écoulement de 0.9 à 0.5, donc. Dans le cas de l'écoulement subsonique, la forme de canal d'entrée d'air sera un '*divergent*' dans le but d'assurer la diminution de la vitesse qui engendra l'augmentation de la pression et ça selon le théorème d'Huguenot (2.21-a) et (2.21-b).

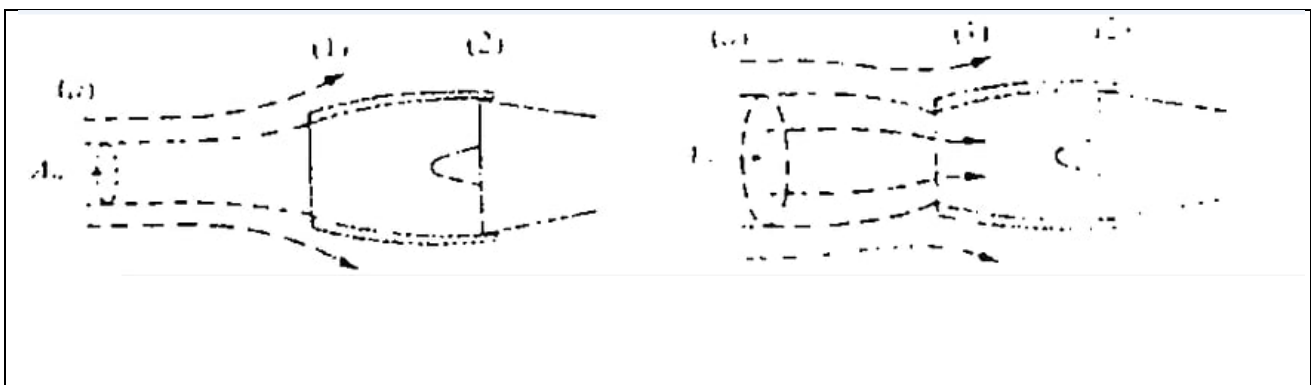
A vrai dire, la forme et les dimensions de la manche d'entrée d'air doivent être soigneusement calculés et étudiés de telle manière à diminué la vitesse de l'air progressivement de façon que la pression augmente tout aussi progressivement et avoir homogénéité maximale de l'écoulement qui permette une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur car un champ de pression non homogène à l'entrée du compresseur peut provoquer le phénomène de pompage

• **les configurations d'écoulement :**

En fonction de la vitesse de vol et le débit de l'écoulement de l'air exigé par le moteur, l'entrée peut fonctionner avec une large gamme de conditions d'écoulement incident Ça signifie que le fonctionnement de l'entrée varie selon la variation du différent régime moteur. Cela est traduit par l'existence des différentes configurations d'écoulement d'air en amont de l'entrée d'air. En effet, dans les conditions subsoniques, il existe deux configurations typiques de l'écoulement qui sont représentés la figure simplifiée **fig (II -2)**.

➤ **Types de configurations :**

Configuration 1 : correspond aux vitesses de vol élevés et des débits d'air moins importants, cela veut dire pendant le régime croisière qui comprend un certain ralentissement du fluide externe près de l'entrée. Les lignes de courant peuvent ressembler à la figure (II-2)



**Figure (II-2) : la configuration 1et2**

Configuration2 : correspond aux vitesses moins élevées et des débits d'air plus importants, cela veut dire pendant le fonctionnement de forte poussée à basses vitesse (par ex. Lors de décollage et de



montée), où le moteur même demande un plus sur le débit d'air qui va engendrer une accélération du fluide externe près de l'entrée. Les lignes de courant peuvent ressembler à la fig. (2-2).

➤ **Le principe de fonctionnement :**

Pour des vitesses données à la station (a) et (2), l'accélération externe soulève la vitesse d'entrée et diminue la pression d'entrée en augmentant ainsi la pression interne à travers le diffuseur. Mais il faut s'avoir que si cette augmentation de pression est trop grande, cela engendre la séparation de la couche limite ensuite le blocage d'entrée d'air qui réduira la pression génératrice du courant dans son ensemble.

En revanche, la décélération externe possède les qualités d'augmenter la pression interne plus faiblement que celle de l'accélération qui engendra une charge moins interne plus AI QUAD CAMERA sévère sur la couche limite.

Il faut savoir aussi que dans les deux cas soit dans l'accélération ou la décélération, il Ya un changement d'état externe qui est essentiellement isentropique car il n'y a pas de murs sur lesquels peuvent agir les frottements.

➤ **Le problème de givrage :**

La formation risqué du givre sur les lèvres de l'entrée d'air est engendré par la diminution de la température statique des filets d'air qui due à la présence de l'humidité et lorsque la température extérieur est positive et en voisinage de 10°C Ça se produit généralement dans le cadre de la configuration 2 qui comprend le soulèvement de la vitesse qui nécessite dans les conditions subsonique une section convergente donne les filets d'air se raccordent à l'entrée d'air suivant un convergent aérodynamique externe, en provoquant ainsi une certaine détente accompagné d'une chute de la pression et la température statique. Et ce problème de givrage peut causer la destruction des ailettes du compresseur après avoir être absorbé pendant le roulage de l'aéronef donc les entrées d'air sont antis givrées.

• **Etude thermodynamique :**

Pour connaître l'état de l'écoulement à la sortie de l'entrée d'air, il est tout d'abord nécessaire de le connaître à l'entrée, soit l'infini amont dans notre cas. Il s'agit bien entendu des conditions ambiantes. A vrai dire, l'infini amont est caractérisé par les conditions statiques,  $P_a$  et  $T_a$  Et dans certains cas on peut considérer que les grandeurs totales sont équivalentes aux grandeurs statiques comme dans le cas d'une vitesse de vol est nulle. De plus, l'écoulement externe est adiabatique réversible (isentropique) vue l'absence de murs sur lesquels peuvent agir de friction qui nous mènera à la conservation des grandeurs entre l'état infini (a) et l'état d'entrée (1), donc on peut écrire que :

$$P_{01} = P_{0a} \quad (2.22)$$

Tout ça va être illustré dans la fig. (2.3) qui définit les différents états d'entrée accompagnée d'un diagramme T-s

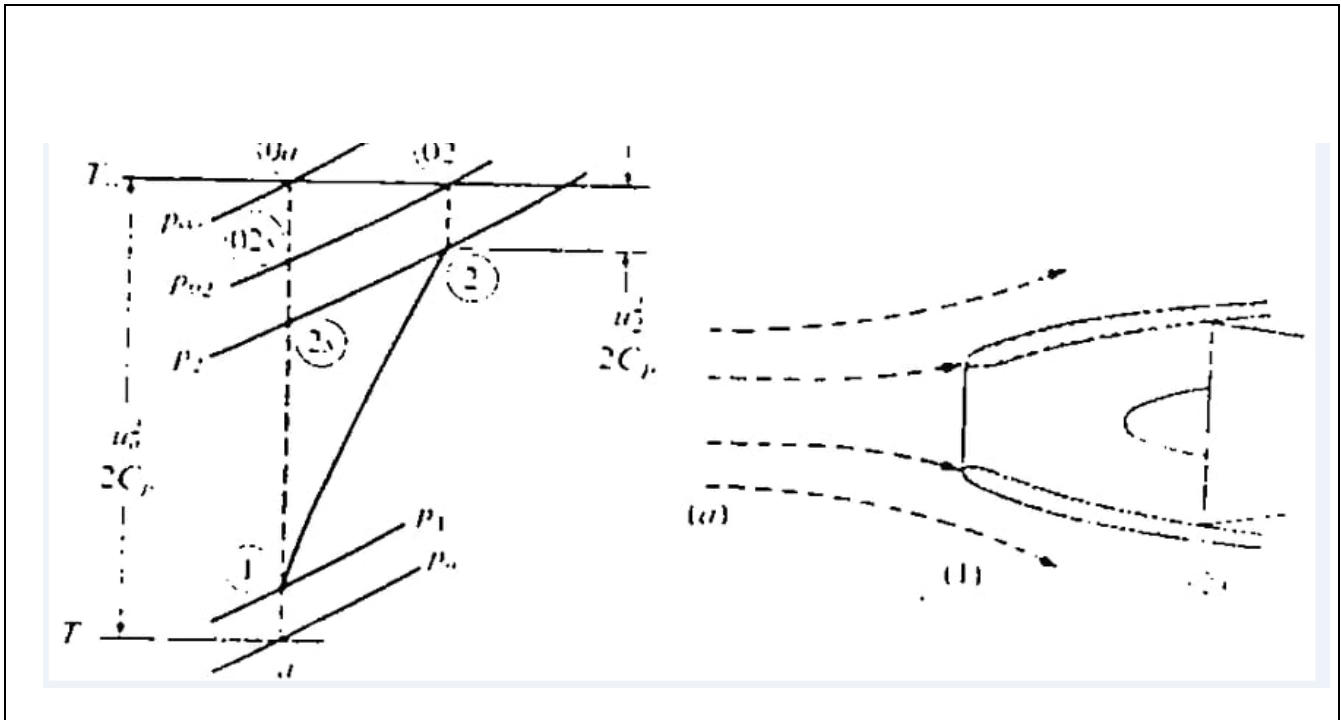


Figure (II-3) : définition des états d'entrée d'air

Une entrée d'air est considérée comme adiabatique car il n'y a aucun apport de travail ou de chaleur ( $w=Q=0$ ) entre le plan d'entrée (1) et celle d'entrée du compresseur (2) donc l'enthalpie et la température totale sont conservées en appliquant le premier principe de la thermodynamique sur un système ouvert :

$$w_{1-2} - Q_{1-2} = (H_2 - H_1) + \left(\frac{v_2^2}{2} - \frac{v_1^2}{2}\right) + g(z_2 - z_1) \tag{2.23}$$

Après simplification et modification sur cette équation on va obtenir l'équation suivante :

$$c_p \left( T + \frac{v^2}{2c_p} \right) = \text{cst} \tag{2.24}$$

Et on peut écrire (2.24) sous une autre forme :

$$c_p T \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) = \text{cst}$$

Et pour  $V=0$

$$c_p T^* = \text{cst}$$

Donc de (II) on tire qu'il y a conservation des températures totales d'où :

$$T_1^* = T_2^* \tag{2.25}$$

On écrit alors :

$$\frac{T_2^*}{T_a} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \tag{2.26}$$

Et d'après les équations (2.15) on tire :

$$\frac{T_{2s}^*}{T_a} = \left(\frac{P_2^*}{P_a}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{2.27}$$

Avec (\*2s) l'état est défini comme l'état qui serait atteint par la compression isentropique de la pression totale de sortie actuel.

➤ **L'efficacité d'une entrée d'air :**

Théoriquement, l'évolution est considérée adiabatique et réversible (isentropique) c à d on peut prendre la conservation des pressions totale :

$$P^* = cte \quad P_2^* = P_a^* \tag{2.28}$$

Et d'après l'équation (2.19) on peut écrire :

$$\frac{P_2^*}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Leftrightarrow P_2^* = P_a \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right] \tag{2.29}$$

Mais en réalité, l'évolution est irréversible car il existe des pertes dues aux frottements et ces pertes sont toujours présentes, provoquant ainsi la diminution de la pression totale idéale  $P_2^*$  d'où dans ce cas-là

$$P^* \neq cte P_2^* = \sigma \cdot P_a^* \tag{2.30}$$

Donc on introduira la notion de l'efficacité de l'entrée d'air qui est défini comme le rapport entre la pression totale réel à l'entrée d'air du compresseur a la pression totale théorique à l'entrée. Donc on écrira :

$$\tag{2.31}$$

$$\sigma = \frac{P_2^*}{P_a^*}$$

Donc l'équation (2.31) en introduisant (2.29) s'écrira :

$$P_2^* = \sigma \cdot P_a \left[ \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] \tag{2.32}$$

**Remarque :** la  $T^*$  est toujours conservé même dans l'évolution irréversible,

➤ **Le rendement isentropique d'une entrée d'air :**

On peut définir un rendement isentropique d'une entrée d'air comme suit :

$$\eta_d = \frac{h_{2s}^* - h_a}{h_a^* - h_a} = \frac{T_{2s}^* - T_a}{T_a^* - T_a} \tag{2.33}$$

Pour conclure avec cet élément constitutif, il faut s'avoir que lorsqu'un moteur est installé sur un aéronef, les pertes de l'efficacité de l'entrée d'air produisent une réduction de poussée pouvant atteindre jusqu'à 5% de la poussée nominale au banc d'essai  
En effet :

Pertes entrées d'air	→	pertes $G_{air}$ réduit	→	pertes de V des EGT	→	la poussée ↓
(1%) (1%)		(0.5%)		(0.5%)		

### 2.2.2 Le compresseur :

**• Présentation :**

Le compresseur est l'élément qui suit l'entrée d'air et qui est un organe mécanique destiné à comprimer l'air frais pénétrer à travers l'entrée d'air avant de le livrer à la chambre de combustion, Et ça dans le but d'assurer les conditions minimales de vitesse, de pression et de température imposées par l'inflammation de mélange air/carburant

**• Le rôle :**

L'utilisation du compresseur a pour rôle d'amener l'air à la chambre de combustion de façon à réaliser le mélange air/carburant Autrement dit, le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilaté en traversant la turbine.

**• L'influence sur les performances du moteur :**

Le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un réacteur puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement. En effet, si le compresseur produit un fort accroissement de pression avec une faible élévation de température, il aurait un bon rendement. Et la connaissance de ce rendement par la motoriste lui permet de déterminer :

- La puissance nécessaire pour obtenir l'augmentation de pression désirée d'un débit d'air donnée
- Les variations de températures qu'il est possible d'obtenir dans la chambre de combustion.

- **Les types du compresseur :**

Il existe principalement deux types de compresseur, le compresseur centrifuge et le compresseur axial. Tous les réacteurs sont équipés de l'un ou l'autre type de compresseur. Dans ce cadre de PFE, on s'intéressera seulement au compresseur axial, car le turboréacteur étudié comporte le compresseur axial.

- **L'étude descriptive :**

Le compresseur axial est un compresseur dont l'écoulement suit l'arbre de rotation c à d l'air y est comprimé dans une direction parallèle à l'axe du moteur. Le compresseur axial génère un flux continu d'air comprimé et fournit un rendement élevé pour une masse volumique donnée et une section donnée du compresseur.

- ❖ **Les éléments constitutifs du compresseur :**

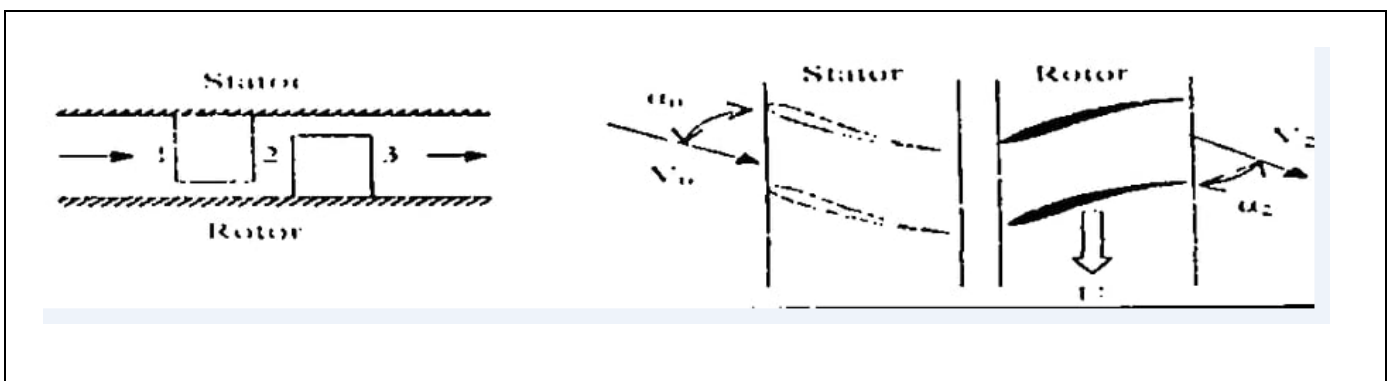
Un compresseur axial est constitué de deux parties :

- Partie mobile (Rotor)

- Partie fixe (Stator)

- **Rotor** : formé par un empilage de disques a la périphérie duquel sont fixées des nilettes (aubes). Deux disques sont séparés par une virole. Chaque disque du rotor équipé de ces aubes forme une grille d'aubes rotor.
- **Stator** : formant le carter du compresseur, à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux recevant des aubes. Chaque anneau du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes stator.

Un étage du compresseur axial est constitué d'une grille d'aubes rotor suivie d'une grille d'aubes stator.



**Figure (II-4) : l'étage d'un compresseur axial**

-L'étage rotorique accélère l'écoulement du fluide grâce à l'énergie transmise par l'arbre de transmission, c à d les rotors permettent d'augmenter l'énergie cinétique et la pression statique en même temps.

-L'étage satori que transforme l'énergie cinétique en énergie de pression statique via une détente due à la forme du stator.

**\* Le corps :**

Un réacteur peut être :

1. **Mono corps** : son compresseur unique.
2. **Multi corps** : a plusieurs compresseurs.

Tous les compresseurs ont un taux de compression lié à la vitesse de rotation et au nombre d'étages. Les premiers moteurs ont été conçus simplement. Il a été utilisé un grand compresseur (à plusieurs étages) simple corps (mono corps) tournant à la même vitesse. L'évolution des moteurs a été l'apport d'une deuxième turbine et la division du compresseur en basse pression et haute pression, ce dernier tournant rapidement. Cette conception (double corps) amène une nette amélioration du rendement. En général si le compresseur est multi corps, chaque rotor est entraîné par une turbine différente ce qui implique que les rotors tournent à des vitesses différentes.

**-Aubage directeur :**

L'air entre à travers la grille d'entrée est infléchi dans le sens de rotation du rotor. En effet, on constate que les vecteurs **A** et **B** ont la même longueur qui est traduit par l'absence de changement de vitesse à cet endroit.

**-Rotor :**

l'air sorti de l'aubage directeur subit un travail sur lui, en entrant dans le rotor qui sera interprété comme une perte de vitesse et un gain de pression et ça est indiqué par la différence dans les longueurs des vecteurs **C** et **D** voir la fig. (2-5).

**- Stator:**

l'air à son passage à travers le stator va avoir une autre perte de vitesse, donc un gain de pression, exactement semblable à celle qui s'est produit à travers le rotor et qui est indiquée encore par la différence entre les longueurs des vecteurs **E** et **F** entrée-sortie du stator respectivement.

D'après l'analyse vectorielle de l'écoulement, on remarque que pour la pénétration dans la grille suivante du compresseur, les vecteurs sont toujours correctement alignés et ça peut être possible en prenant en considération le mouvement relatif de la particule d'air. En effet, pour **B** et **F** leur mouvement relatif par rapport au rotor seraient dans le sens du vecteur **Y**. Par conséquent, la composition de **B** et **F** avec **Y** donnent la résultante **C** (pour **B**) et **G** (pour **F**) dirigés dans le bon sens. Il en va de même pour **E** qui est placé dans le bon sens grâce au vecteur **X** dû à la rotation du rotor. Ainsi, le passage de chacune des grilles produit une augmentation de pression à la dépense d'une diminution de vitesse, mais le mouvement rotatif redonne à l'air de l'énergie cinétique qui est à son tour, convertie en énergie de pression.

Et de cette manière, l'air sera comprimé dans le premier étage de ce compresseur axial. Ensuite, cette opération se répète dans tous les étages restant du compresseur jusqu'à l'obtention de la pression désirée.

Pour les deux cas soit le rotor ou bien le stator, les passages entre les aubes sont divergents.

**Remarque :** à l'entrée du compresseur vient la grille d'entrée qui est un stator particulier, Dans le cas du compresseur en sol où la vitesse à l'entrée est nulle ou faible, la grille permettra d'augmenter la vitesse et diminuer la pression statique. Dans le cas des avions en vol, les grilles d'entrée joueront le rôle classique d'un stator qui diminuera la vitesse et augmentera la pression statique.

➤ **L'étude thermodynamique :**

On supposera dans cette étude thermodynamique du compresseur axial que l'air est un gaz parfait dont sa vitesse d'écoulement est presque constante.

La fig. (2-6) illustre le diagramme T-s du compresseur.

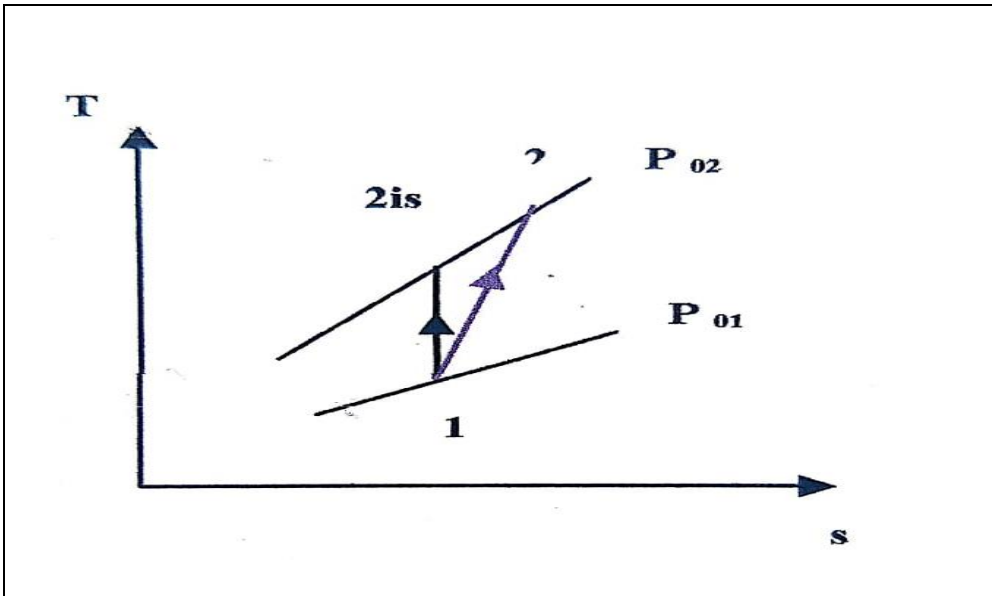


Figure (II-5) : compression isentropique et réelle

➤ **Le Travail du compresseur :**

En applique le premier principe de la thermodynamique sur le système ouvert considéré on aura l'expression du travail comme suit :

$$W_{12} = h_2^* - h_1^* \tag{2.34}$$

On :  $h = c_p T$  comme le gaz considéré parfait  $C_p = cst$

En effet, l'expression de travail (2.36) devient :

$$W_{12} = C_p(T_2^* - T_1^*) \tag{2.35}$$

$$\eta_c = \frac{T_{2is}^* - T_1^*}{T_2^* - T_1^*} \tag{2.36}$$

$T_{2is}^*$  : la température a la sortie du compresseur si l'évolution est isentropique entre les mêmes pressions

$$\frac{T_{2is}^*}{T_1^*} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} ; \text{ On pose } \pi_c = \frac{P_2}{P_1} \tag{2.37}$$

On pourra écrire  $W_{12}$  autrement on introduisant le  $\eta_c$  et  $\pi_c$  :

$$W_c = c_p \frac{T_1^*}{\eta_c} (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (2.38)$$

$W_c$ : le travail réel à fournir au compresseur.

➤ **Le taux de compression :**

Si on connaît le travail reçu par le compresseur, on peut déterminer le taux de compression à partir de (2.40) :

$$\pi_c = \frac{P_2^*}{P_1^*} \left( 1 + \eta_c \frac{W_c}{c_p T_1^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.39)$$

Il faut savoir que le  $\pi_c$  dépend de plusieurs paramètres qui sont :

- Le débit massique de l'air du compresseur.
- Les restrictions à l'écoulement créent par les parties du moteur à travers lesquelles l'air doit passer
- Des paramètres caractéristiques de l'écoulement ( $P$ ,  $T$ ,  $V$ ) à l'entrée d'air du compresseur

➤ **La puissance absorbée par le compresseur :**

$$P_c = q_{ma} \cdot c_p \frac{T_1^*}{\eta_c} (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (2.40)$$

Pour conclure ce paragraphe sur le compresseur, il faut avoir dans l'esprit que le compresseur axial a l'avantage de fournir un taux de compression très élevé tout en assurant un assez bon rendement. Et il convient mieux pour les avions conçus pour la haute vitesse car son maître couple est petit. Mais son inconvénient consiste à ses aubages qui sont relativement fragiles ce qui le rend particulièrement susceptible d'être endommagé par des corps étrangers.

### 2.2.3 La chambre de combustion :

• **Présentation :**

La chambre de combustion est la troisième composante du réacteur rencontré par le flux d'air entrant, elle a la forme d'une enceinte résistante à des changements de pression et de température brusques dans laquelle s'effectue le mélange air/carburant engendrant le processus de la combustion en élevant ainsi la température de l'air comprimé provenant du compresseur et le délivrant par la suite vers la turbine. Tout ça dans le but d'obtenir à partir des gaz issus de la combustion un travail ou force, avant qu'ils ne soient évacués.

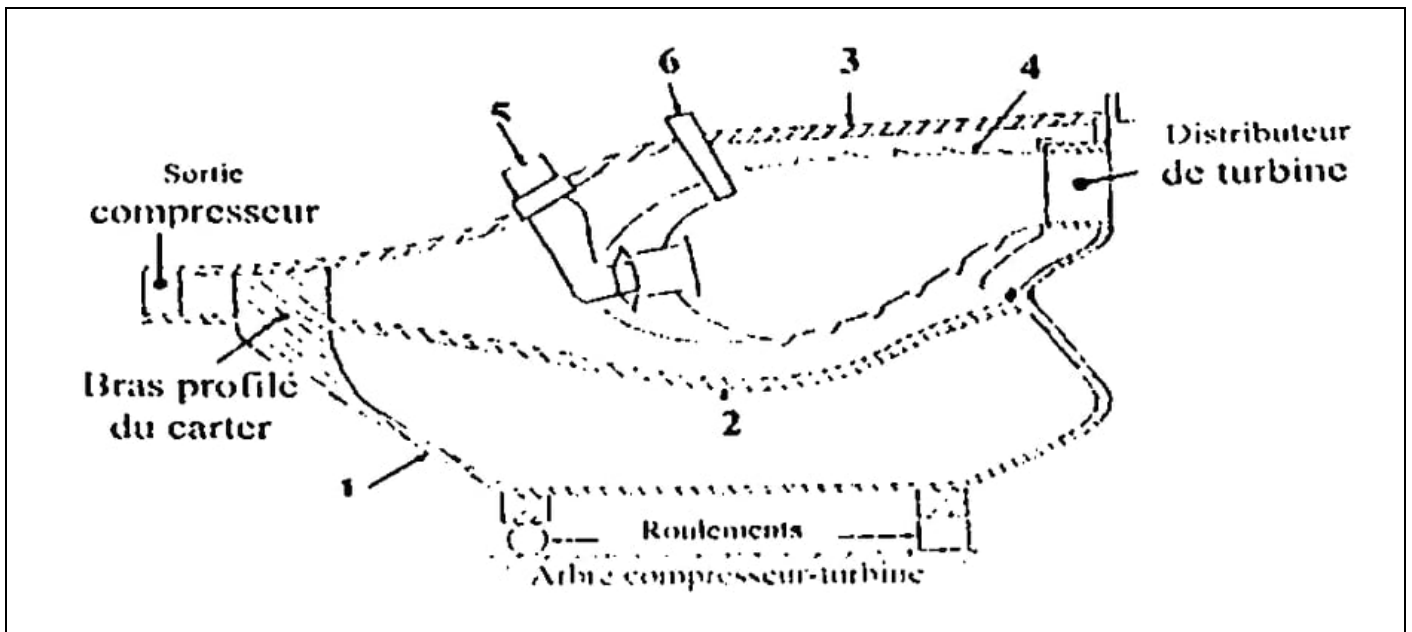


- **Le rôle :**

Le rôle principal de la chambre de combustion est la transformation de l'énergie potentielle (chimique) contenue dans le carburant en énergie calorifique nécessaire pour entraîner les organes du turboréacteur dans toute la gamme de vol. Autrement dit, la chambre de combustion assure la combustion du mélange air/carburant afin de communiquer en fluide une énergie calorifique due à l'élévation de sa température qui doit être compatible avec la bonne tenue mécanique des matériaux de la turbine d'où l'apparence de la nécessité à diluer les gaz de combustion dans de l'air frais afin d'abaisser cette température.

- **La constitution de la chambre de la combustion :**

En générale, la chambre de combustion est constituée principalement par six éléments essentiels afin d'assurer son rôle convenablement et qui sont illustrés dans la figure (2-7). La suivante :



**Figure (II-6) : les constituants de la chambre de la combustion**

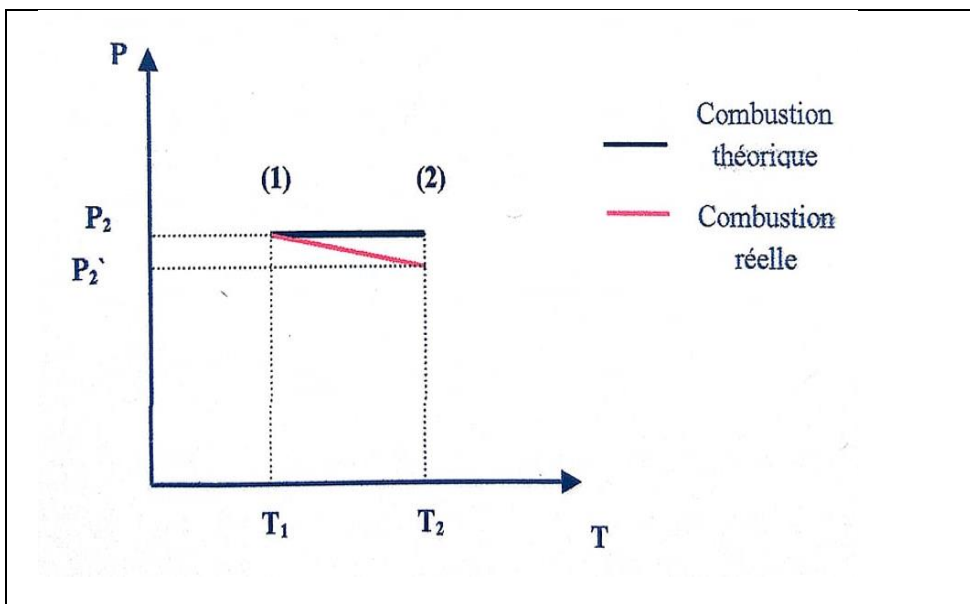
- (1) : le carter : c'est une enveloppe de protection constituée la chambre se raccordant d'une part à la veine d'air sortie compresseur et d'autre part, en aval à l'entrée turbine.
- (2) : L'enveloppe interne
- (3) : L'enveloppe externe
- (4) : le tube à flamme : dans lequel séjourne la flamme.
- (5) : le système d'éjection carburant :
- (6) : le système d'allumage : c'est lui qui assure l'allumage de la flamme au démarrage du moteur.

### - L'écoulement de l'air :

Il est connu que la combustion s'accompagne avec une élévation de température trop importante, d'où la nécessité d'avoir une certaine compatibilité avec la bonne tenue mécanique des matériaux de la turbine ce qui implique l'existence d'une nécessité du refroidissement et abaissement de cette température par une dilution des gaz de combustion dans de l'air frais. Donc on peut déduire que l'alimentation en air de la chambre de combustion se fait en deux flux sous une pression constante et satisfaisante.

- Le flux primaire : est un air destiné à la combustion qui alimente en O<sub>2</sub>, la combustion, refoulé par le compresseur et délivré par l'injecteur dans le tube
- Le flux secondaire : est un air de dilution destiné au refroidissement qui se mélange aux gaz de combustion afin de faire diminuer leur température avant leur admission dans l'étage turbine. Cet air pénètre dans le tube à flamme en traversant des orifices de dilution latéraux, situés dans la partie arrière et qui sont correctement orientés pour créer un film d'air de protection du tube à flamme et ainsi fait de baisser la température afin que celle-ci, ne touche en aucun cas les parois du tube.

- **Etude thermodynamique :**



**Figure (II-7) : Définition des états de la chambre de combustion.**

Théoriquement la combustion se fait à une pression constante (isobare) et développe une puissance calorifique suivante :

$$p_c = q_{mc} * H_u \quad (2.41)$$

En réalité, la combustion ne se fait pas à une pression constante mais une pseudo- isobare due pour une légère perte de charge provoquer par l'élévation de la température et au refroidissement nécessaire à son fonctionnement.

En appliquant le premier principe de la thermodynamique entre l'entrée et sortie de la chambre de combustion on aura l'expression de la chaleur de combustion suivante :

$$Q_{12} = c_p * (T_2^* - T_1^*) \quad (2.42)$$

#### ❖ Le rendement de combustion :

Il est défini comme le rapport de la puissance réelle a la puissance calorifique :

$$\eta_{cc} = \frac{(q_{mc} + q_{mc}) * c_p * (T_2^* - T_1^*)}{q_{mc} * H_u} \quad (2.43)$$

## 2.2.4 La turbine :

### Présentation :

La turbine est l'élément qui suit la chambre de combustion et qui est un organe mécanique destiné à détendre les gaz chauds de la combustion qui sont à hautes pressions et températures avant qu'ils passent dans le canal d'éjection. Et ça dans le but d'assurer des pressions assez convenables pour leur suite de détente dans le canal d'éjection

#### • Le rôle :

L'utilisation d'une turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur et accessoires, de plus produire la force propulsive. Autrement dit, la turbine d'un réacteur sert à prélever de l'énergie de pression des gaz chauds sortants de la chambre de combustion, puis la transformer en énergie mécanique sous forme d'un couple dont une partie va servir pour l'entraînement d'éléments et le reste pour produire la poussée nécessaire.

#### • L'étude descriptive :

Généralement les turbines utilisées dans les turboréacteurs sont des turbines de type axial. La turbine axiale est une turbine dont l'écoulement suit l'arbre de rotation c à d l'air y est détendu dans une direction parallèle à l'axe du moteur.

Comme pour le compresseur, la turbine a pour constituants deux parties : l'une fixe représentant le stator et l'autre mobile représentant le rotor. Seulement la différence entre la turbine et le compresseur se présente dans l'ordre de ces parties. Au d'autre mots, contrairement à un compresseur l'étage de la turbine axial commence par une grille d'aubes stator suivie d'une grille d'aubes rotor.

-L'étage statorique transforme l'énergie de pression en énergie cinétique.

- L'étage rotorique transforme l'énergie cinétique en énergie mécanique.

Les gaz traversant l'étage vont céder leur énergie de pression en se détendant de manière adiabatique, leur pression et température statique diminuent.

Comme on a vu pour le compresseur, un étage ne suffit pas pour la compression, c'est pareil pour la turbine. En effet, un seul étage ne suffit pas pour la détente qui causera l'entraînement du compresseur et les accessoires car l'énergie nécessaire à cet entraînement est considérable, D'où il y a eu le recours d'utiliser des turbines à deux étages (2, 3 où). Cependant, le nombre d'étages turbine est relativement faible par rapport à celle du compresseur, Car dans la turbine, à l'inverse du compresseur, la pression des gaz diminue dans le même sens que l'écoulement, Ce qui nous mène à dire que pour les turbines l'importance des phénomènes aérodynamiques est moins grande.

-Le stator : les gaz chauds en traversant les aubes du stator vont subir une conversion de leur énergie thermique et de pression en énergie cinétique de façon que ces gaz attaquent les aubes du rotor avec la force voulue et ça suivant le principe de Bernoulli. Ensuite, l'écoulement gazeux sera dévié afin que son impact sur les aubes du rotor se fasse dans la bonne direction.

-le rotor: Pour le rotor, la variation de vitesse relative crée sur ses aubes une résultante aérodynamique  $\vec{R}_T: (\vec{R}_{TN}, \vec{R}_{TA})$  La somme des  $\vec{R}_{TA}$  provoque un effort axial, tirant le mobile turbine vers l'arrière, par contre la somme de  $\vec{R}_{TN}$  que multiplie le rayon de la coupe  $R$  constitue le couple moteur de la roue de turbine

➤ **L'évolution des différentes grandeurs :**

Les espaces générés par deux ailettes consécutives stator ou rotor sont des convergents En effet, les vitesses relatives de l'air augmentent en engendrant une diminution de la pression et température statique. Les vitesses et les pressions à travers un étage de la turbine axial sont représentées comme suit dans le tableau (2.2):

	<i>V</i>	<i>W</i>	<i>S</i>	<i>P</i>	<i>P*</i>
<i>Stator</i>	↗	↗	↘	↘	↔
<i>Rotor</i>	↘	↗	↘	↘	↘

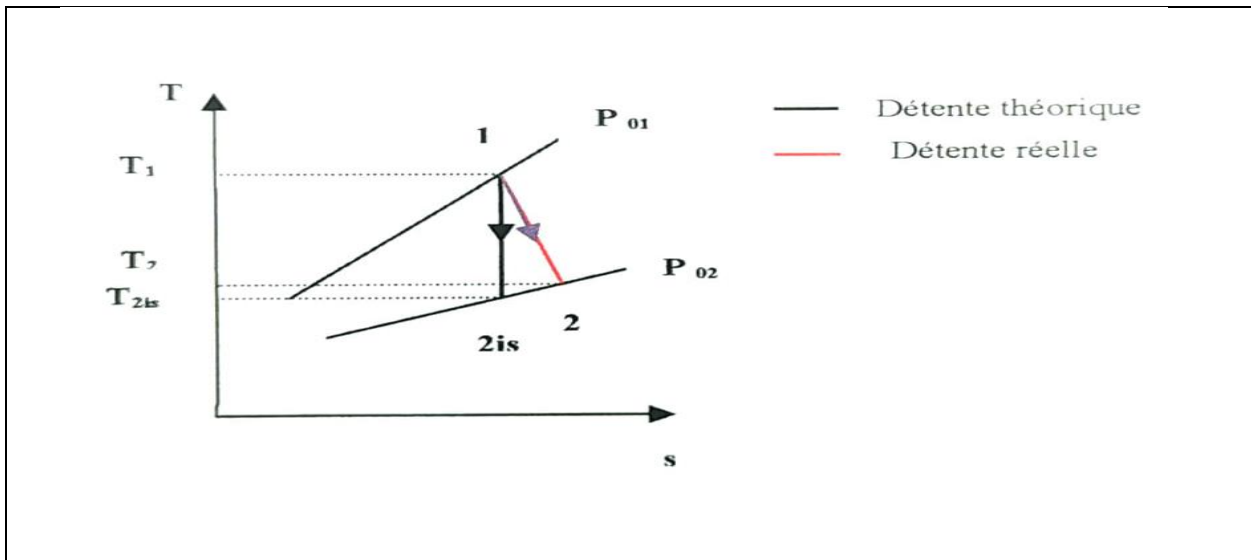
**Tableau(II.1) : Evolution des différentes grandeurs dans l'étage d'une turbine axial.**

➤ **Le phénomène de fluage :**

Les ailettes sont soumises à une combinaison des efforts thermiques et centrifuges ce qui engendre sur le métal des constituants turbine le phénomène du fluage qui s'agit d'une déformation résiduelle qui se traduit par l'irréversibilité de l'allongement. En effet, la turbine est soumise à des efforts centrifuges d'autant plus élevées e régime est grand. D'autre part, le débit carburant étant maximal au décollage, la température entrée turbine est maximale dans cette configuration. Ce qui nous mène à dire que le fluage est fonction du temps d'application des contraintes. C'est pour cette raison que le régime maxi TO est limité à 5 mn d'utilisation en d'autres mots on limite donc le temps d'utilisation aux contraintes maximales.

• **Etude thermodynamique :**

On supposera dans cette étude thermodynamique de la turbine axiale que le gaz est assimilé à un gaz parfait l'écoulement du fluide est permanent. La Figure (II-8) illustre le diagramme T-s de la Turbine.



**Figure (II-8) : définition des états de la turbine**

➤ **Le travail de la turbine :**

En applique le premier principe de la thermodynamique sur le système ouvert considéré on aura l'expression du travail comme suit :

$$W_{12} = C_p(T_1^* - T_2^*) \tag{2.44}$$

➤ **Le rendement du le turbin**

Le rendement de la turbine est défini comme suit :

$$\eta_T = \frac{T_1^* - T_2^*}{T_1^* - T_{2is}^*} \tag{2.45}$$

$T_{2is}^*$  :La température a la sortie du turbin si l'évolution est isentropique entre les mêmes pressions.

$$\frac{T_1^*}{T_{2is}^*} = \left( \frac{P_1^*}{P_2^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad : \quad \text{On pose} \quad \pi_T = \frac{P_1^*}{P_2^*} \quad (2-46)$$

On pourra écrire autrement en introduisant le

$$W_T = C_P T_1^* \eta_T \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{1}{\gamma}}} \right) \quad (2-47)$$

$W_T$  Le travail réel que fournit le turbin

➤ **La puissance absorbée par le compresseur :**

La puissance délivrée par la turbine est définie comme le produit entre le débit massique et le travail du turbin d'où :

(2-48)

$$p_T = (q_{ma} + q_{mc}) \cdot C_P T_1^* \eta_T \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{1}{\gamma}}} \right)$$

## 2.2.5 Le canal d'éjection :

- **présentation :**

Le canal d'éjection c'est le dernier élément d'un réacteur dans lequel, l'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques ou supersoniques. Et ça dans le but de convertir le maximum

D'énergie de pression en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produite.

- **Le rôle :**

Le rôle principal du canal d'éjection dans un réacteur est d'achever la transformation d'énergie de pression des gaz chauds en énergie cinétique c à d la poursuite de la détente de ces gaz jusqu'à l'obtention de la pression atmosphérique à la sortie. Le canal d'éjection sert aussi à réduire les tourbillons présents dans les gaz lorsqu'ils quittent la turbine de façon à produire la plus grande composante de force axiale possible.

- **L'influence de la section du canal sur le régime :**

Généralement le canal d'éjection et un canal convergent à une section fixe. Afin qu'il puisse atteindre cet objectif de fonctionnement. En effet, la contre-pression appliquée sur la turbine dépend de la section de sortie de la tuyère. Or, cette contre-pression influence le régime, la poussée et la température des gaz éjectés. Une réduction minimale de la section de sortie de la tuyère accroît considérablement la température, la pression, la vitesse et la poussée des gaz.

- **Le fonctionnement :**

Dans la tuyère, chaque molécule de gaz est écrasée par les parois convergentes et poussée vers l'arrière. Cet effet de tassement en trois dimensions fait augmenter la vitesse. Le rythme d'accroissement de la vitesse est plus rapide que le rythme de dilatation des gaz, mais la tuyère convergente maintient cet effet de tassement.

• Etude thermodynamique :

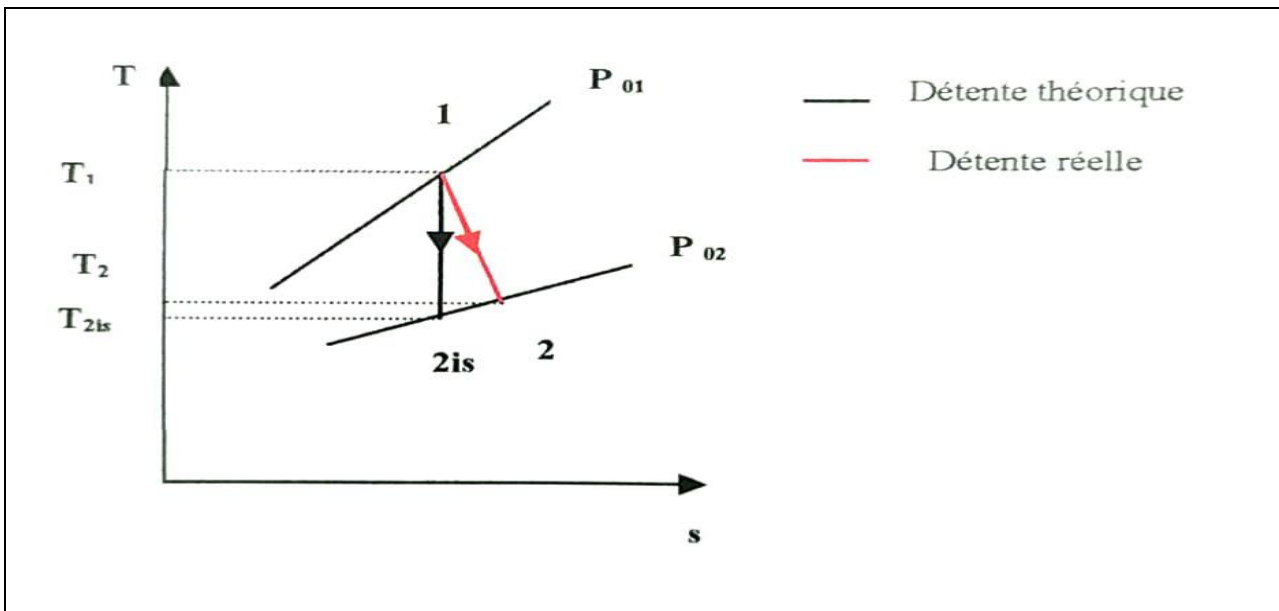


Figure (II-9) : définition des états de la tuyère

➤ La vitesse d'éjection des gaz :

D'après l'équation de conservation de l'énergie (2.24) on a :

$$c_p = \left( T + \frac{V^2}{2c_p} \right) = \text{cte}$$

D'où :  $c_p(T_1 - T_2) = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}$  (2.49)

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

$$T_1^* = T_2^* \tag{2.50}$$

Et on a d'autre part :

$$T_2^* = T_2 \left( 1 + \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right) \tag{2.51}$$

$$P_2^* = P_2 \left[ \left( 1 + \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] \tag{2.52}$$

$$\frac{T_1}{T_2} = \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{2.53}$$

Et on a la tuyère adapté  $\Rightarrow P_2 = P_{atm}$  (2.54)

On définit un certain coefficient de décharge :

$$\varphi_T = \frac{q_{m \text{ réel}}}{q_{m \text{ theoq}}} \quad (2.55)$$

D'où on aura la vitesse d'éjection réelle comme suit :

$$V_{2\text{réel}} = \varphi_T \cdot V^2 \quad (2.56)$$

➤ **Le rendement de la tuyère**

Le rendement de la tuyère s'écrit comme suit :

(2,57)

$$\eta_{\text{tyr}} = \frac{T_1 - T_{2is}}{T_1 - T_2}$$

## 2.2.6 Les performances :

➤ **La poussée :**

D'une manière générale un propulseur par réaction est appareil produisant un jet de gaz de débit masse **D** s'échappant à la vitesse **C** et provoquant une poussée :

$$F = D \cdot C \quad (2.58)$$

Pour le turboréacteur double flux sa poussée par la somme de poussées des deux flux en effet :

$$\text{-Flux primaire : } F_{\mathbf{1}} = D_{\mathbf{1}} * (C_{\mathbf{1}} - V) \quad (2.59)$$

$$\text{-Flux secondaire : } F_{\mathbf{2}} = D_{\mathbf{2}} * (C_{\mathbf{2}} - V) \quad (2.60)$$

$$\text{D'où : } F = F_{\mathbf{1}} + F_{\mathbf{2}} \quad (2.61)$$

$$F = D_1 * (C_{\mathbf{1}} - V) + D_2 * (C_{\mathbf{2}} - V) \quad (2.62)$$

$$\text{Avec } V = M \sqrt{\gamma r T} \quad (2.63)$$



➤ **La consommation :**

La consommation horaire de carburant est définie comme suit :

$$C_{ch} = 3600 * D1 * (1 - g_p)g_c \quad (2.64)$$

La consommation spécifique s'écrit :

$$C_{sp} = \frac{C_{ch}}{F} \quad (2.65)$$

➤ **Le taux de dilution :**

Les moteurs à double flux se distinguent des moteurs à simple flux par un paramètre appelé le taux de dilution  $y$  qui est défini étant le rapport du débit masse d'air externe (secondaire) au débit masse d'air interne (primaire) :

$$y = \frac{D_{II}}{D_I} \quad (2.66)$$

➤ **Les puissances :**

En fait dans un turboréacteur, on définit trois types de puissances :

- La puissance calorifique qui représente le produit du débit de carburant avec le pouvoir calorifique de ce carburant :

$$p_c = H_u \cdot g_c \quad (2.67)$$

- La puissance de propulsion qui représente le produit de la poussée avec la vitesse de vol

$$p_{pr} = F \cdot V \quad (2.68)$$

- La puissance thermique qui est définie comme suit :

$$p_{thr} = \frac{1}{2} D1(C_{\bullet}^2 - V^2) + \frac{1}{2} D2(C_{\bullet}^2 - V^2) \quad (2.69)$$

### 2.2.7 Le cycle du turboréacteur :

La clôture de ce chapitre ça sera par un cycle du turboréacteur qui représentera un récapitulatif des transformations successives que subit le fluide dans les différents éléments constitutifs de ce type de moteur afin de pouvoir mieux, l'évolution des paramètres dans ce réacteur.

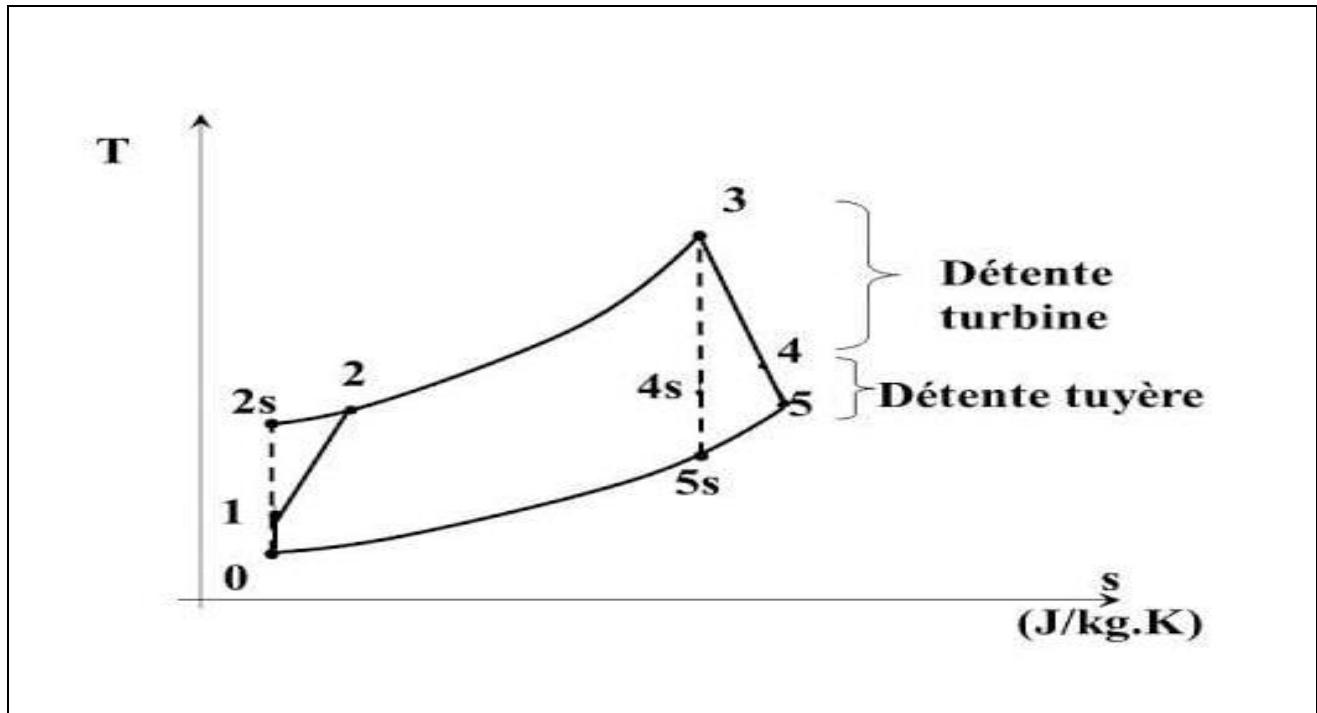


Figure (II-10) : le cycle du turboréacteur

## Calcul des Performances du turbo fan CF6-80 E1 A4

### Introduction :

Dans les deux chapitres précédents, on a eu recours la technologie du moteur étudié le CF6-80 E1 A4 (description détaillée chapitre 1), et à l'étude énergétique du turbo fan avec traitement des équations fondamentales (chapitre 2), afin d'acquérir un certain nombre de notions qui représentent la base de nos calculs des performances en basant sur la poussée et la consommation horaire du carburant.

En effet, dans cette partie du travail on organise un programme qui calcul les différentes paramètres et performances du moteur.

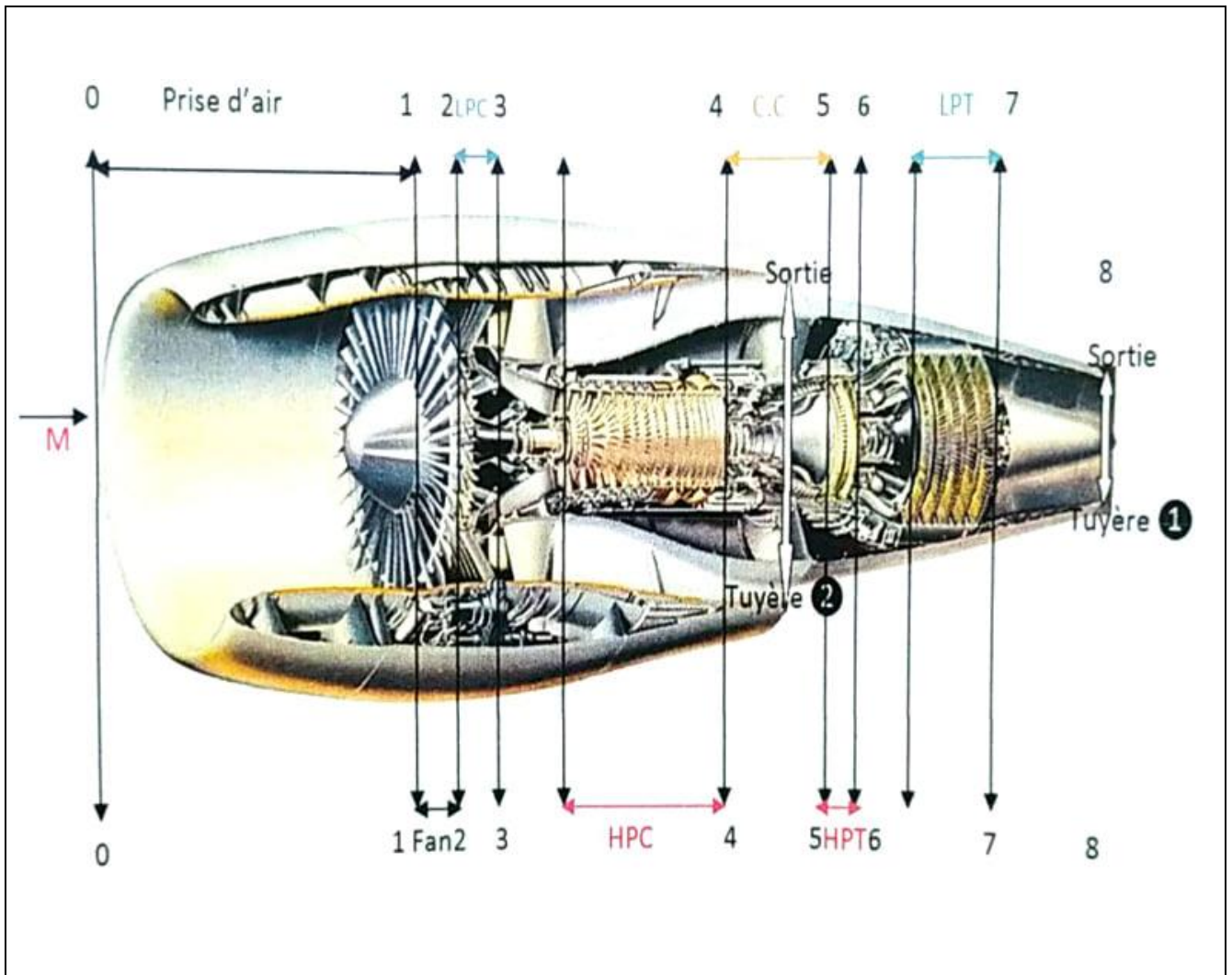
### 1.1 Méthodes de calculs :

#### Les hypothèses :

- On considère l'air comme un gaz parfait.
- L'écoulement est subsonique ( $M < 1$ ).
- Les paramètres à l'entrée du moteur (au sol) ce sont des paramètres infinis ( $M=0, V=0$ ).
- Aucun échange de chaleur entre le flux primaire et le flux secondaire.
- Tuyère primaire et secondaires sont adaptées.

### 1.2 La différente station du turbo fan CF6-80 E1 A4 :

Au début de ce travail mentionne la numérotation des différentes sections du moteur afin de simplifier nos calculs des paramètres sur les stations de ce réacteur.



Figure(III.1) : les différentes stations du turboréacteur à double flux

Tableau (III.1): Tableau des sections

Section	Numérotation
Prise d'air	0-0
Entrée fan	1-1
Sortie fan	2-2
Sortie compresseur basse pression	3-3
Sortie compresseur basse pression	4-4
Sortie chambre de combustion	5-5
Sortie turbin haut pression	6-6
Sortie turbin basse pression	7-7
Sortie tuyère primaire	8-8 ou bien ① – ①① – ①
Sortie tuyère secondaire	②② – ②②

**Explication :**

La zone d'aspiration de l'air est comprise entre les deux sections ( 0-0 et 1-1) ,c'est la prise d'air ,ensuit il se partage en deux flux primaire et secondaire , le flux primaire passe par les section (1-1 , 2-2 , 3-3 , 4-4 ,5-5 6-6 , 7-7 , 8-8) et l'autre flux traverse les deux section (11 et 22 -22)

**1.4 Les données de calcul :****Tableau (III -1) : résumé toutes les données nécessaires pour le calcul des performances.**

	Les noms de données	Symbole	Valeurs	Unités
Les pertes	Les pertes a l'entrée	$\delta_{ee}$	0.96	
	Les pertes de combustion	$\delta_{cc}$	0.96	
	Les pertes dans la tuyère	$\delta_{\text{①}}$	0.96	
	Les pertes dans la tuyère	$\delta_{\text{②}}$	0.96	
Les rendements	Le rendement du fan	$\eta_F$	0.86	
	Le rendement du CBP	$\eta_{CBP}$	0.86	
	Le rendement du CHP	$\eta_{CHP}$	0.86	
	Le rendement de CC	$\eta_{CC}$	0.98	
	Le rendement du THP	$\eta_{THP}$	0.90	
	Le rendement du TBP	$\eta_{TBP}$	0.90	
Taux de compression	Taux de compression du fan max	$\tau_{Fmax}$	1.4	
	Taux de compression du CBP	$\tau_{CBPmax}$	2.1	
	Taux de compression du CHP max	$\tau_{CHPmax}$	10.34	
	Taux de compression entre CHP –FAN	$\tau_{4/1}$	30.4	

Les sections	Section de sortie tuyère ①	$S_{\text{①}}$	0.439	[m <sup>2</sup> ]
	Section de sortie tuyère ②	$S_{\text{②}}$	2.167	[m <sup>2</sup> ]
Autres	Le débit de la prise d'air	$g_P$	0.05	% D'air prélevé
	Le débit de carburant	$g_c$	0.22	Kg de carburant
	Le pouvoir calorifique du carburant	$H_U$		[j /kg]
	Capacité thermique de l'air	$c_p$	1005	[J/Kg. K]
	Le rapport des chaleurs spécifique d'air	$\gamma$	1.40	
	Le rapport des chaleurs spécifique du gaz	$\gamma_g$	1.33	
	Constante des gaz parfaits	R	287	[J/Kg. K]
	La constant	m	0.04	
	La température	$T_5$	1528	[K]
Les vitesses	La Vitesse de rotation de l'attelage BP (ISA)	N1	3320 ,6	[tr/min]
	La vitesse de rotation de l'attelage HP(ISA)	N2	9827.0	[tr/min]

### 1.5 Calcul des paramètres du moteur dans les conditions standards (Isa) :

Le calcul des paramètres du moteur dans les conditions standards (ISA) à  $P_0=1$ (ATM) et  $T_1=15$  (°C) représente une base de données d'où leur nécessité pour le calcul des paramètres et performances du moteur après la variation des conditions extérieur.

Variable d'états (P) (T) en différentes station du CF6-80E1A4 :

#### a) Section 0-0 entrés d'air :

$$P_0 = 101325 \quad [\text{Pa}]$$

$$T_0 = 15 + 273,15 \quad [\text{K}]$$

$$\rho_0 = 1,225 \quad [\text{Kg}/\text{m}^3], \text{ avec } \rho = p/RT$$

#### B) Section 1-1 entrés FAN :

$$P_1 = P_0 \cdot \delta_{ee} \text{ D'où } P_1 = 97272$$

$$T_0 = 15 + 273,15$$

$$\rho_0 = 1,176$$

#### c) Section 2-2 sortie FAN :

Le taux de compression du FAN est en fonction du régime du moteur ( $N_{1R}$ ) ; il est donné par la formule empirique suivante :

$$\tau_F = \left[ \bar{N}_{1R} (\bar{N}_{1R})^{0.44} (\tau_{Fmax})^{-0.53} \right] \tau_{Fmax}$$

$\bar{N}_{1R}$  C'est le régime réduit du moteur (dans notre cas  $\bar{N}_{1R}=1$ ).

Le rendement du FAN est donné par la relation suivante :

$$\eta_F = \left[ (\tau_{Fmax})^{-(1-\bar{N}_{1R})^2} (\bar{N}_{1R})^{0.44} [1.022 - ((\bar{N}_{1R} - 0.85)^2)] \right] \eta_{fmax}$$

La pression totale à la sortie du FAN est donnée par la relation suivante :

$$P_2 = P_1 * \tau_F$$

Le travail du FAN est donné comme suit :

$$W_F = c_p \frac{T_1}{\eta_F} (\tau_F^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)$$

$C_p$  : chaleur spécifique massique de l'air a pression constante.

La température à la sortie du FAN est donnée par la relation suivante :

$$T_2 = T_1 + \left( \frac{W_F}{c_p} \right)$$

#### **d) Section 3-3 sortie CBP :**

Le taux de compression du compresseur basse pression est en fonction du régime du moteur ( $\bar{N}_{1R}$ ), il est donné par formule empirique suivante :

$$\tau_{CBP} = \left[ \bar{N}_{1R}^{0.44} (\tau_{CBPmax})^{-0.53} \right] \tau_{CBPmax}$$

Le rendement de compresseur basse pression est donnée la relation suivante :

$$\eta_{CBP} = \left[ (\tau_{CBPmax})^{-(1-\bar{N}_{1R})^2} [1.022 - (\bar{N}_{1R} - 0.85)^2] \right] \eta_{CBPmax}$$

La pression totale à la sortie du CBM est donnée par la relation suivante :

$$P_3 = P_2 \cdot \tau_{CBP}$$

Le travail du CBM est donné comme suit :

$$W_F = c_p \frac{T_2}{\eta_{CBP}} (\tau_{CBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad [\text{J/kg}]$$

La température à la sortie CBM est donnée par la relation suivante :

$$T_3 = T_2 + \left( \frac{W_{CBP}}{c_p} \right) \quad [\text{K}]$$

#### **e) Section 4-4 : sortie CHB :**

La pression à la sortie du CHP est donnée par la relation suivante :

$$P_3 = P_2 \cdot \tau_{CHP}$$



Le rapport de pression entre la sortie CHP et l'entrée du FAN est donnée comme suit :

$$\tau_{4/1} = (P_4/P_3) \cdot (P_3/P_1)$$

Avec  $\Pi_{4/1} = 30.4$  (donnée AIR ALGERIE)

Le travail du CHP est donné comme suit :

$$W_F = c_P \frac{T_2}{\eta_{CHP}} (\tau_{CHP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad [\text{J/kg}]$$

La température à la sortie du CHP est donnée par la relation suivante :

$$T_4 = T_3 + \left( \frac{W_{CHP}}{c_P} \right) \quad [\text{K}]$$

#### **f) Section 5-5 : sortie CC :**

La pression a la sortie de la chambre de combustion est donnée par la relation suivante :

$$P_5 = P_4 \cdot \delta_{cc}$$

La température à la sortie de la chambre de combustion est donnée :

$$T_5 = 1528 \quad [\text{K}] \quad (\text{donnée AIR ALGERIE})$$

La chaleur spécifique des gaz de combustion à pression constante est donnée comme suit :

$$C_{pg} = \frac{\gamma_g \cdot R_g}{\gamma_g - 1} \quad \text{Aves } R_g: \text{ Rapport spécifique des de combustion .}$$

Débit massique du carburant :

$$g_c = \frac{c_{pg} \cdot (T_5 - T_4)}{\eta_{THP \cdot HU}} \quad [\text{Kg de carburant}]$$

#### **g) Section 6-6 sortie THP (HPT) :**

Le travail de la turbine est donné comme suit :

$$W_{THP} = \frac{W_{CHP}}{(1 + g_c) \cdot (1 - g_p)}$$

La température à la sortie de la turbine à haute pression donnée par la formule suivante :

$$T_6 = T_5 + \left( \frac{W_{HPT}}{C_{Pg}} \right)$$

Le taux de détente de la turbine à haute pression est défini comme suit :

$$\tau_{\text{HPT}} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_{\text{HPT}}} \left(1 - \frac{T_6}{T_5}\right)\right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}}$$

La pression à la sortie de la turbine à haute pression est donnée par la relation suivante :

$$P_6 = \frac{P_5}{\tau_{\text{THP}}} \quad [\text{Pa}]$$

#### **h) Section 7-7 sortie TBP(LPT) :**

Le travail à la sortie de la turbine à pression est donné comme suit :

$$W_{\text{TBP}} = \frac{y \cdot w_f \cdot (w_f + w_{\text{CBP}})}{\eta_{\text{TBP}} \cdot (1 + g_c) \cdot (1 - g_p)}$$

La température à la sortie de la turbine à basse pression est donnée par la formule suivante :

$$T_7 = T_6 + \left(\frac{W_{\text{HPT}}}{c_{Pg}}\right)$$

Le taux de détente de la turbine à basse pression est défini comme

$$\tau_{\text{TBP}} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_{\text{TBP}}} \left(1 - \frac{T_7}{T_6}\right)\right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}}$$

La pression à la sortie de la turbine à basse pression est définie comme suit :

$$P_7 = \frac{P_6}{\tau_{\text{TBP}}} \quad [\text{Pa}]$$

**i) Section 8-8 sortie tuyère primaire ① :**

La pression à la sortie de la tuyère primaire est définie comme suit :

$$P_8 = P_7 \cdot \delta_{\text{①}}$$

La température

$$T_8 = T_7 \quad [\text{K}]$$

La vitesse à la sortie de tuyère primaire est par la formule suivante :

**j) Etude de la sortie tuyère Standard ② :**

La pression et la température totales à la sortie de la tuyère secondaire sont données par les relations suivantes :

$$P_{\text{②}} = P_2 \cdot \delta_{\text{②}} \quad [\text{Pa}]$$

$$T_{\text{②}} = T_2 \quad [\text{K}]$$

Le taux de détente de la tuyère secondaire est donné par :

$$\tau_{\text{②}} = \frac{P_{\text{②}}}{P_1}$$

La vitesse à la sortie de la tuyère secondaire est donnée par :

$$C_{\text{②}} = C_{\text{② cr}} = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma+1} T_{\text{②}}} \quad [\text{M/s}]$$

**1.6 Calcul des performances :**

Dans cette partie on calcul les différentes performances de ce moteur.

**a. La poussé :**

$$F = D1 (C_{\text{①}} - V) + D2 * (C_{\text{②}} - V) \quad [\text{N}]$$

Avec :

D1 : le débit masse 1

D2 : le débit masse 2

**b. La consommation horaire du carburant :**

$$C_{ch} = 3600 * D1 * (1 - g_p) g_c \quad [\text{Kg/H}]$$

### Les puissances :

En fait, dans un turboréacteur, on définit trois types puissances :

- c. **La puissance calorifique** : qui représente le produit du débit de carburant avec le pouvoir calorifique de ce carburant :

$$p_c = H_u \cdot g_c \quad [\text{W}]$$

- d. **La puissance de propulsion** : qui représente le produit de la poussée avec la vitesse de vol :

$$p_{pr} = F \cdot V \quad [\text{W}]$$

- e. **la puissance thermique** : qui est définie comme suit :

$$p_{thr} = \frac{1}{2} D_1 (C_1^2 - V^2) + \frac{1}{2} D_2 (C_2^2 - V^2) \quad [\text{W}]$$

## Résultats et interprétations

### 1 Introduction :

Après avoir élaboré un programme qui calcul les performances, on passera dans ce chapitre à exploiter les résultats obtenus sont sous forme de courbes les interpréter

### 1.2 Résultats :

Tableaux de calcul concernant l'airbus A330-202 pendant les deux régimes :

$\bar{N}_{1R} = 1.06$	AIR	FAN	CBP	CHP	CC	THP	TBP	TUYERE	
Stations	0	1	2	3	4	5	6	7	8
Température (K)	288.15	288.15	322.66	412.87	868.57	1528	1162.65	887.16	887.16
Pression (Pa)	101325	97272	143165.50	313025.20	326681.00	3107214.00	910364.30	236167.40	226720.3
Mas Volumique [Kg/m <sup>3</sup> ]	1.22500	1.17621	1.51990	2.55905	12.57778	6.07763	2.33168	0.81308	0.78056
La force de poussée [N]	289440.40								
La poussée : THRUST (LBS)	63676.90								
La consommation horaire du carburant (kg/H)	9335.35								
La puissance calorifique (KW)	946.00								
La puissance thermique (KW)	56703.70								

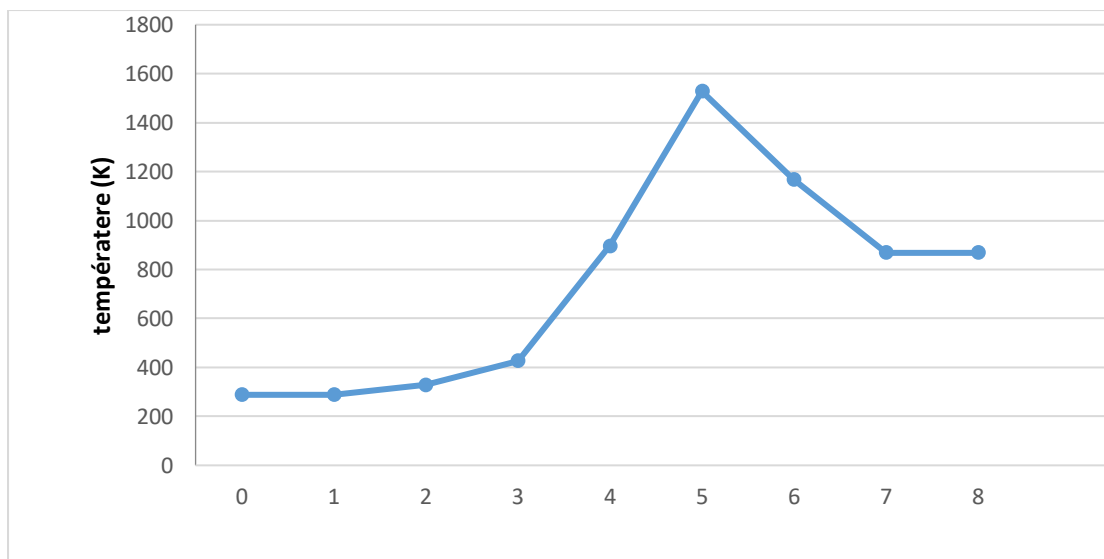
Tableau (IV .1) : calcul affiche les résultats pour le cas décollage (TAKE OF)

$\bar{N}_{1R} = 1.01$	AIR	FAN	CBP	CHP	CC	THP	TBP	TUYERE	
Stations	0	1	2	3	4	5	6	7	8
Température (K)	288.15	288.15	328.20	426.20	896.63	1528	1162.65	887.16	887.16
Pression (Pa)	101325	97272	137324.30	290332.60	3002039.00	2881957.0	830213.30	242320.40	232627.6
Mas Volumique [Kg/m <sup>3</sup> ]	1.22500	1.17621	1.48151	2.45019	12.04275	5.88750	2.22898	0.85261	0.81851
La force de poussée [N]	277436.90								
La poussée : THRUST (LBS)	61036.13								
La consommation horaire du carburant (kg/H)	9026.72								
La puissance calorifique (KW)	946.00								
La puissance thermique (KW)	53844.00								

**Tableaux (IV .2) : calcul affiche les résultats pour le cas de vol de croisière (MAX COUNTINUOS)**

### 1-3 Graphes correspondant aux résultats trouvés :

a) Evolution de la température en fonction des différentes sections :



**Figure (IV. 1) : température aux différentes sections de CF6 80 E1 A4 (TAKE OF)**

#### Interopération :

Le premier graphe représente l'évolution de la température à travers les différentes sections du turboréacteur pendant le moment de décollage ou le moteur est poussé plein gaz.

Au départ la valeur de la température reste constante à l'entrée d'air (entre les deux sections 0-0 et 1-1), ce qui signifie que cette dernière représente un processus iso thermique ou il n'y a pas de variation de température.

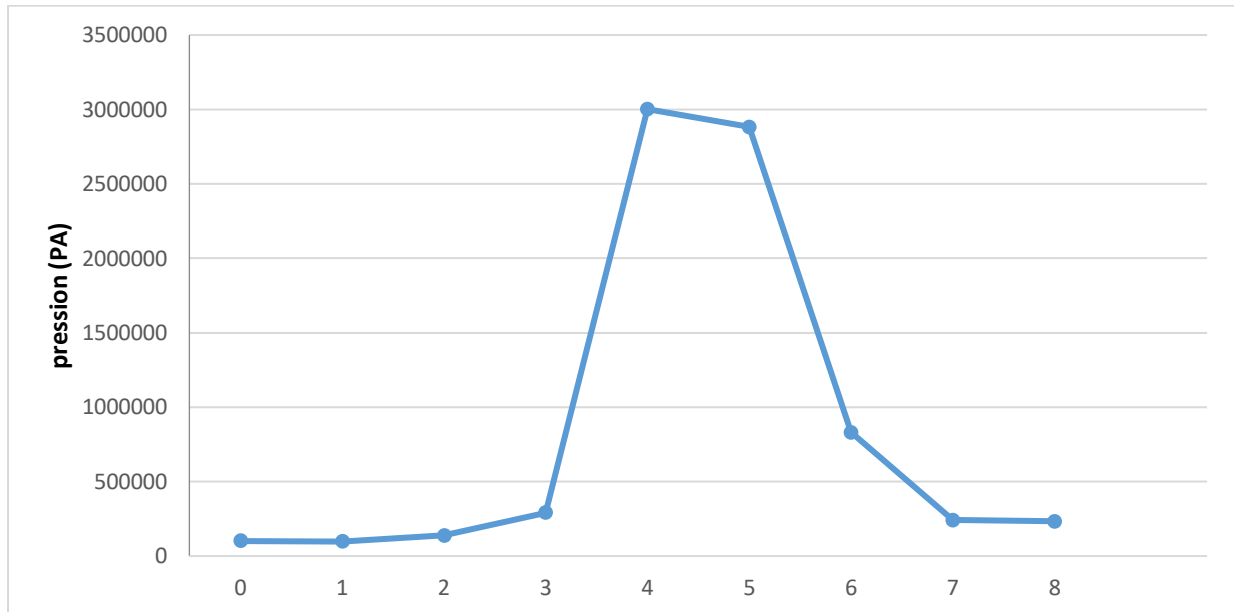
Au moment où le flux d'air traverse les étages mécaniques relatifs de compression (FAN, CBP, CHP) respectivement ; la température augmente progressivement jusqu'au 14<sup>ème</sup> étage de compresseur haute pression.

L'air comprimé à haute pression se mélange avec le carburant (kérosène) au niveau de la chambre de combustion, le mélange comprimé s'enflamme à l'aide des deux bougies d'allumage ce qui résulte en une élévation brusque de température qui peut atteindre les 2000°C.

Comme les capteurs de température résistent à cette dernière grande valeur de température coûtent chers, on ne peut pas mesurer une valeur précise à la sortie de la chambre de combustion, mais on peut estimer (donner AIR ALGERIE) une valeur de température approximative du flux des gaz (1528K) refroidi grâce au prélèvement d'air du 14<sup>ème</sup> étage de CHP (886K).

En suite la température diminue graduellement à travers les oranges mécaniques rotatifs de détente (THP, TBP) pour générer un travail mécanique nécessaire pour tourner tout le système d'une part et pour propulser l'avion d'autre part

**b) Evolution de la pression en fonction des différentes sections :**



**Figure (IV. 2) : pression aux différentes sections du CF6 80 E1 A4 (TAKE OF)**

**Interprétation :**

Le deuxième graphe représente l'évolution de la pression à travers les différentes sections du turboréacteur pendant le moment de décollage (TAKE OF).

La pression diminue légèrement au niveau de l'entrée d'air à cause des pertes de charge à l'entrée cette diminution à pour raison de préserver le compresseur.

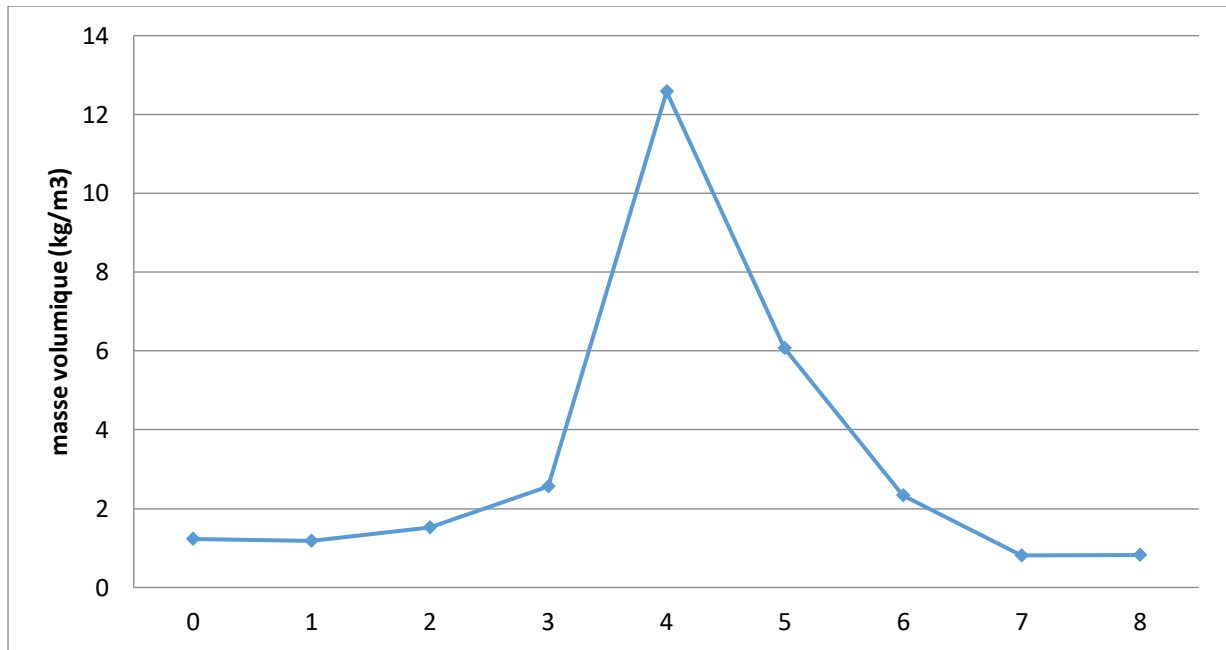
En suite la valeur de la pression augmente graduellement passant par la FAN qui contient 34 aubes tournant dans le sens antihoraire (sens trigonométrique), puis par le CBP qui contient 4 étages (stator-rotor), la pression peut avoir une valeur maximale de 32 bars au niveau du 14<sup>ème</sup> étage de CHP pendant le décollage.

Sur la base des hypothèses de thermodynamique, la combustion se déroule à une pression constante, moyennant quelques pertes de coefficient  $\delta_{cc}$  : 0,98 la pression diminue légèrement au niveau de la chambre de combustion

Lors du processus de détente (THP, TBP, Tuyère), la pression chute due à la transformation de l'énergie calorifique a travers la détente des gaz en énergie mécanique rotative



**C) Evolution de la masse volumique en fonction des différentes sections :**



**Figure (IV. 3) : masse volumique aux différentes sections de CF6 80 E1 A4 (TAKE OF)**

**Interprétation :**

Le troisième graphe représente l'évolution de la masse volumique à travers les différentes sections du turboréacteur pendant le décollage (TAKE OF).

Comme l'air considère comme étant un gaz parfait (hypothèses de calcul) le graphe de la masse

Volumique est trace à la tarasse de la loi générale des gaz parfait  $p = P/RT$ , Avec R constante universelle des gaz

La masse volumique diminue légèrement à l'entrée car la pression diminue aussi à température constante.

Ensuite la valeur de cette dernière augmente progressivement grâce à la compressibilité du fluide passant par les oranges mécaniques rotatifs de copossession jusqu'à atteindre une valeur maximale de  $12,57 \text{ Kg} / \text{m}^3$  à la sortie du CHP.

La valeur de la masse volumique diminue en dernière étape à cause de la détente du fluide au niveau de la THP, TBP, TUYERE

#### 1.4 pendant le vol de Croisier (MAX COUNTINUOS) :

a) Evolution de la température en fonction des différentes sections :

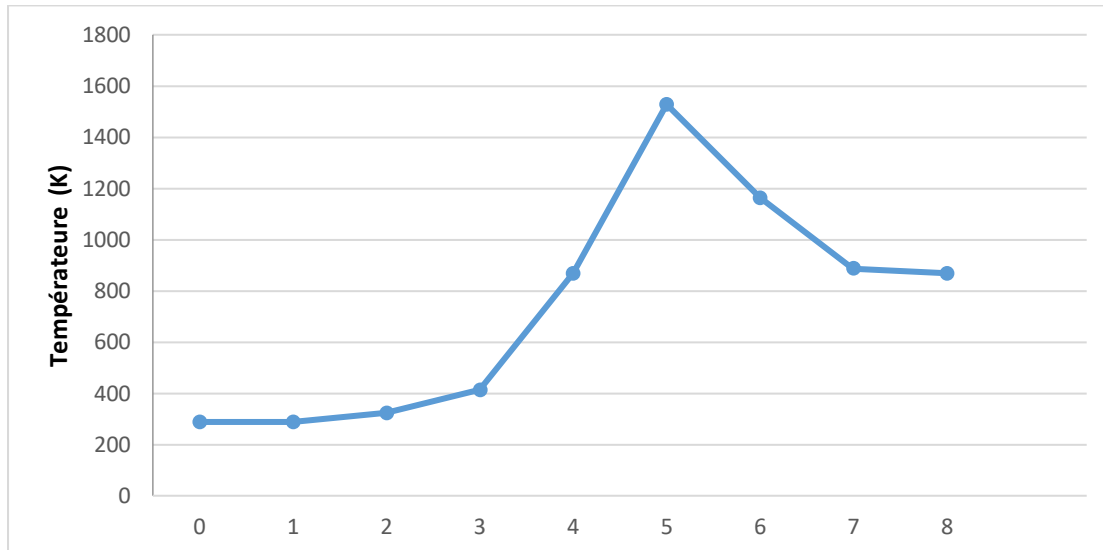


Figure (IV. 4) : température aux différentes sections de CF6 80 E1 A4

#### Interprétation :

Le 4<sup>ème</sup> graphe représente l'évolution de la température à travers les différentes sections du turboréacteur pendant le vol de croisière (M.C)

Pendant le vol croisière les deux moteurs CF6-80 E1 A4 équipant l'avion A330-202 sont propulsés à une force (**289440.40 N**) strictement inférieure à celle de décollage (**277436.90 N**) pour maintenir l'avion à une vitesse stable autour de 900km/h.

Comme le turboréacteur est une machine thermique qui travaille essentiellement avec de l'énergie calorifique due à la combustion, la diminution de ses performances est directement répercutée sur une diminution de température à travers toutes les sections de la machine.

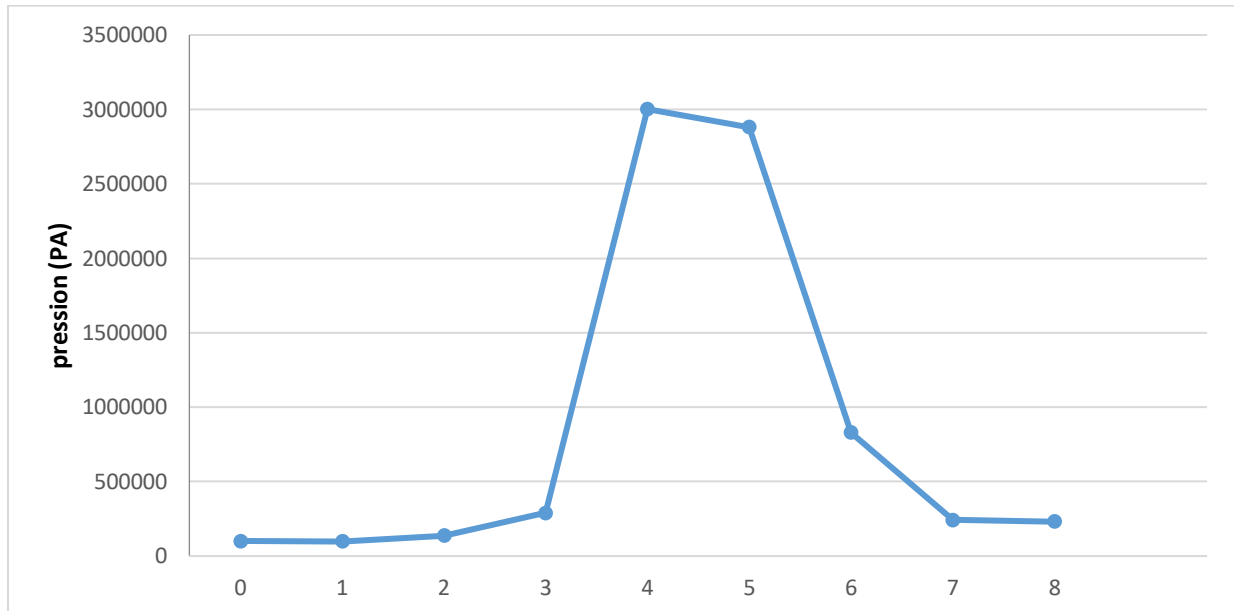
Au départ la valeur de la température reste constante à l'entrée d'air (entre les deux sections 0-0 et 1-1), cela signifie que cette dernière représente un processus iso thermique ou il n'y a pas de variation de température.

En comprimant l'air pénétrant (FAN, CBP, CHP) la température augmente graduellement

La température augmente brusquement toujours dans la chambre de combustion pour atteindre une valeur maximale.

Comme Le débit de gaz de combustion travers les de détente la valeur de la Température chute pour absorber toujours l'énergie calorifique et la transformer en deux d'énergie, énergie mécanique de rotation et énergie mécanique propulsion

b) évolution de la pression on fonction des différentes sections :



**Figure (IV. 5) : pression aux différentes sections du CF6 80 E1 A4**

### Interprétation :

Le 5<sup>ème</sup> graphe représente l'évolution de la pression à travers toute la section turboréacteur pendant le vol de croisière

En remarque que l'allure de ce graphe et la même que celle du graphe qui représente l'évolution de la pression au décollage sauf que les valeurs ne sont pas les mêmes a cause de :

En revenant à la définition du C6-80 E1 A4 ; c'est un turboréacteur à double flux a doublé corps donc a doublé attelage base pression et haute pression

L'histoire de démarrage de ce moteur commence par la rotation du CHP grâce à la boîte d'entraînement (GEAR BOX), ce dernier commence à comprimer l'air et envoyer vers la chambre de combustion, en injectant du carburant pour les 30 injecteurs positionnés autour de la chambre de combustion pour avoir un mélange combustible utilisé dans la combustion

Dès que les gaz ce détendent dans TGP et dans la TBP en premier temps, la TBP commence à entrainer le CBP et le FAN, à un certains nombres de tours limité à 25% de la rotation du FAN le démarreur pneumatique qui équipe la boîte d'entraînement se d'éclanche

Ensuite le moteur continue son état de Marche en injectant plus de FUEL (kérosène), donc pour le cat d'étude de l'évolution de la pression le vol de croisière ;

Le taux

D'injection du kérosène est inférieur à celle injecté pendant le décollage donc la pression dominante dans toutes les sections du turboréacteur atteindrent des valeurs au-dessous à celles du décollage.

### C) Evolution de la masse volumique en fonction des différentes sections :

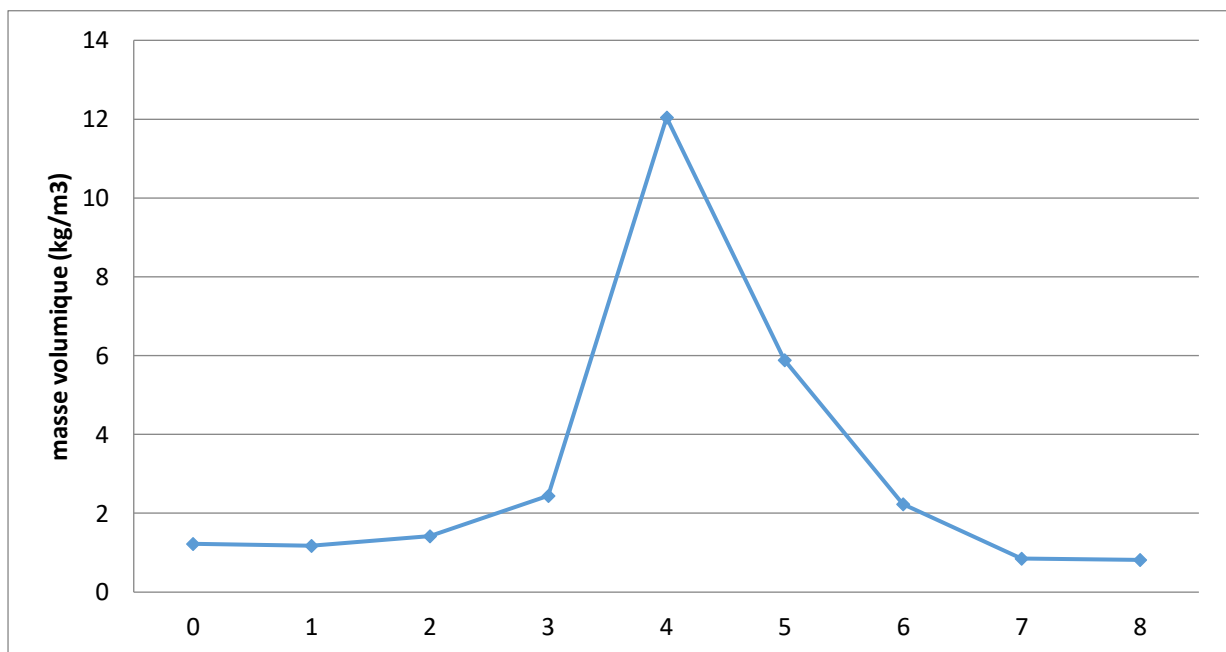


Figure (IV. 6) : masse volumique aux différentes sections de CF6 80 E1 A4

#### Interprétation :

Le 6<sup>ème</sup> graphe représente l'évolution de la masse volumique à travers toutes les sections du turboréacteur pendant le vol de croisière

Comme l'air est considéré comme étant un gaz parfait (hypothèse de calcul) le graphe de la masse volumique est tracé à base de la loi générale des gaz parfait  $p = \rho / RT$ , avec R constante universelle des gaz.

La masse volumique diminue légèrement à l'entrée car la pression diminue aussi à température constante

Ensuite la valeur de cette dernière augmente progressivement grâce à la compressibilité du fluide passant par les oranges mécaniques rotatifs de compression jusqu'à atteindre une valeur maximale de 12,04 Kg /m<sup>3</sup> à la sortie du CHP

La valeur de la masse volumique diminue en dernière étape à cause de la détente du fluide au niveau de la THP, TBP, TUYERE.

### Conclusion Générale

L'objectif de cette étude étant de développer une méthodologie permettant l'obtention d'une conception préliminaire optimale et de quantifier le compromis entre un design robuste et un gain potentiel en performance La méthodologie développée a été appliquée a un avion de la Compagnie de transport Air Algérie régional de type gros Moteur (AIRBUS 330) afin de déterminer l'impact de l'incertitude sur les paramètres de fonctionnement du moteur, après un certain temps d'opération L'approche développée a permis d'obtenir des informations qui minimisent leur sensibilité aux éventuelles incertitudes présentes au stade de conception préliminaire Les résultats obtenus dans la présente étude dépendent largement des données ainsi que des paramètres avec leur niveau d'incertitude utilisés. Il serait donc important qu'ils soient comparés, analysés et validés par les données d'essais récents du constructeur. Une plateforme de design a été développée afin de permettre l'étude en mode conceptuel des performances de l'avion et du moteur. Celle-ci est construite de façon modulaire et se base sur la formulation mathématique des équations régissant les paramètres évolutions thermodynamiques aux différentes stations qui constituent les entrées et les sorties des modules du moteur. Le turboréacteur est décomposé en plusieurs sections pour permettre le calcul des différentes variables d'états dans chaque station, à l'aide des données disponibles. Les résultats trouvés sont extraits à l'aide d'un programme FORTRAN conçu et élaboré dans ce travail pour les objectifs de calcul des performances du moteur. Des logiciels commerciaux ainsi que des données du constructeur et de la littérature ont été utilisées pour la restitution des paramètres de deux phases de fonctionnement : la phase de décollage (TAKE OFF), le vol de croisière (MACH CONTINUS). Le travail entrepris dans ce mémoire est basé essentiellement sur une étude énergétique du moteur CF6-80 El A4, équipant l'avion A330-202 de la Flote d'AIR ALGERIE, et de rechercher une méthode rationnelle pour les calculs des performances du moteur Les résultats présentés en premier lieu sont issus des principes thermodynamiques auxquels obéissent les différentes parties du moteur avec l'évolution de la température à travers les différentes sections du turboréacteur pendant la phase de décollage où le moteur est sollicité à plein régime. L'évolution de la température est obtenue conforme au fonctionnement normal du moteur. Le deuxième paramètre présenté concerne, l'évolution de la pression à travers les différentes sections du turboréacteur toujours pendant phase de décollage (TAKE OFF). La pression Diminue légèrement au niveau de l'entrée d'air à cause des pertes de charge à l'entrée cette diminution à pour raison de préserver le compresseur Ensuite elle augmente graduellement en traversant le FAN.

Parmi les paramètres de performance les plus importants, les résultats de la poussée, de la consommation spécifique de carburant, la puissance calorifique et la puissance thermique sont comparés avec les données d'essais. On peut remarquer une bonne concordance des données de banc d'essai et ceux de nos calculs.

Le présent travail a permis de reconstituer une méthodologie de restitution de données de fonctionnement. L'utilisation de données expérimentales a été parfois très utile pour décrire le compromis entre un design constructeur et un calcul potentiel. Ce qui a permis d'identifier le niveau d'influence des variables de design sur le fonctionnement optimal du moteur, Un moteur d'avion ou un turboréacteur doit rester léger et compact et il n'est pas possible de lui

## CONCLUSION

---

rajouter d'une manière significative des éléments pour améliorer ses performances. Par conséquent, la seule exploration possible est à chercher du côté du compresseur ou de la turbine. En règle générale, la puissance d'une TAG peut être relevée en augmentant la puissance de sortie de détente ou en diminuant la puissance absorbée par le compresseur.

## FADEC Memory Verification

---

ECU Serial Number: LMDN9246  
Definition File Part Number: 1960M84P06

ert 10, 2013 8:30 pm

User Name: D. Heijsteeg  
Company : Air Algerie  
Program : Fadc NVM Utility v3.2

Retrieve Filename (Channel A):  
A:\NLMDN9246A00.RTY  
Retrieve Filename (Channel B):  
A:\NLMDN9246B00.RTY  
Definition Filename:  
A:\E19ED01.DCB



	CHANNEL A	CHANNEL B
PRGM - Software Version	E19E	E19E
PRGM - AS Software Checksum	BE8C66AD	BE8C66AD
NVM - Adjustment Checksum	CD47CB	CD47CB
NVM - Control Learning Checksum	32317	32317
NVM - Retrieved Part Number	1960M84P06	1960M84P06

Definition File to Retrieved Part Number Comparison: PASS  
Channel A to Channel B Data Comparison: PASS

Manually compare the values shown to the appropriate  
authorizing document to verify the data.

**KLM engineering & maintenance**  
**CF6-80E Assembly Manual – Performance Summary Report**

**PERFORMANCE SUMMARY CF6 - 80E1A4**

Engine no. : <b>811288</b>	Project no. : <b>8E/0151497</b>	Testrun date : <b>10 mrt 2013</b>
----------------------------	---------------------------------	-----------------------------------

**Standard Day performance with zero modifier**

Pwr. setting	N1 speed %	N2 speed %	EGT °C	FF kg/hr	FF Marg. %	Fn lbs	Fn Marg. %
M.C.	101.87	103.71	816	9722	0.98	61670	2.09
T.O.	106.68	105.38	855	11130	-0.02	67707	1.26

**Hot Day performance with zero modifier**

Pwr. setting	N1 speed	N2 speed %	EGT °C
M.C.	103.52	105.46	850
T.O.	109.21	108.08	909

**Performance including N1 modifier effect**

Pwr. setting	N1 speed %	N2 speed %	N2 Marg. %	EGT °C	EGT Marg. °C	Fn lbs	Fn Marg. %
M.C.	102.06	105.55	3.55	852	56	61927	2.53
T.O.	106.90	108.15	2.01	911	49	67954	1.62

1: Standard Day performance      2: Hot Day Performance

**Mechanical performance**

Acceleration time	4.2 sec.	Oil consumption	0.00 ltr/hr
Time to min. idle	33.2 sec.	Fire warning system	NOT TESTED
Corrected oil press. at T.O.	58.0 psi.	I.D.G.	NOT INSTALLED
Fuel and oil system preserved for up to 365 days per E.M. 72-00-00 storage.	YES	EGT Shunt Level	85 Deg.C
		N1 modifier level	2
Oil system filled with oil type	MOBIL JET 2	Ident plug Pnr.	1962M81P123

**Vibration survey**

Power setting	N1 speed %	Fan vibration mils	N2 speed %	Core vibration mils
Min. idle	23.1	0.29	61.6	0.64
Ap. idle	32.7	0.51	71.9	0.81
M.C.	99.8	0.43	101.5	0.19
T.O.	104.7	0.41	103.3	0.23

Trim balance performed: Yes      See trimbalance sheet filed at Engine Testcell.

Fuel and Oil systems leak test performed according 72-00-00 testing, chapters 004/012.

**Final statement**

I certify that the engine test is performed according the testing manual procedures and meets all applicable criteria E.g. Engine testing 72-00-00 Chapters 000 to 015	Sign test cell operator	Stamp test cell operator
	Sign checked by	Stamp checked by

Compiled by : SPL/CG/MKE

Revision date : 19 Nov. 2009

File

File path: \\manu\eng\ref0221\kmc\ref0221\mrt\perf\ref02104.doc

KLM 8106-01 05 MAINTENANCE RECORD

Chapter : 7-2.2

Page : 1 of 1

KLM 8105-1

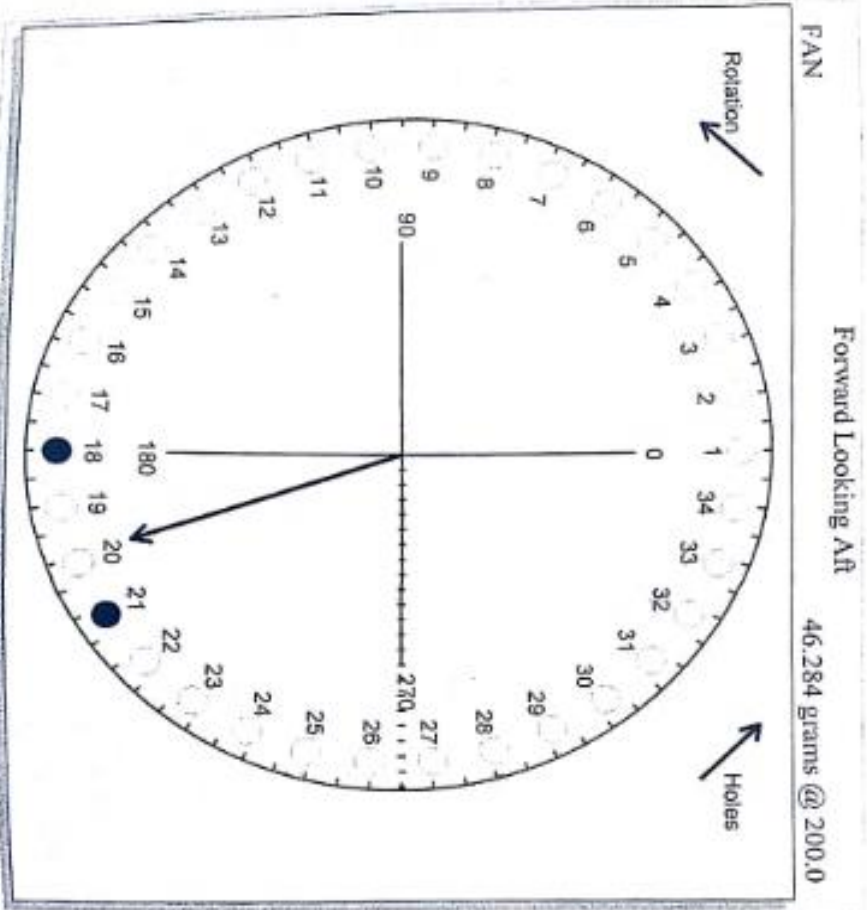
**Performance Summary**



CF0-80E1  
811288-2013\_09\_10-13\_17\_3

811288

03/10/2013  
18:55:18



Balance Speeds (RPM)

3400	3400	3250
3200	3100	2900
2700	2500	

Balance Weights To Install

Weight Class	Hole No.	Weight Label
5	21	1703M22P05
3	18	1703M22P04



IDENTIFYING PLUG VERIFICATION FORM

Testing Manual : CR6-80E1 CMM ATA 73-21-61 Rev No: 4 Jan 20/2011

Customer : Air Algerie

ESN : 811288

Project Number : 0E/0151497

Partnumber verified with the use of automatic wire tester,  
Software version 1020-R01.

Rating Plug : 1753M83P25

Ident Plug : 1962M81P123

COPY

Test result

-----  
OPEN test : P A S S  
Short test : P A S S  
HV-DC test : P A S S  
Shield-Test : P A S S  
Messageerror : P A S S

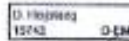
----- P A S S -----

Contact "tension check" and assembly procedures according subject manual.  
Yellow "evident seal mark" added to protective cover.

Testcell Operator Name : D. Heijsteeg

Date : 3/10/2013

Stamp and Signature Mechanic :



PROGRAM OF CALCUL PERFORMANCES

C TAKE OF N1RB=1.06

C max continuos n1rb=1.01

REAL PCE,PCC,PC1,PC2,PSEC,RF,RFMAX ,RCHP,RCC,RTHP,RTBP,TH

+,TFMAX,TF,TCBPMAX ,GP,GC,HU,CP,GAMMA,GAMMAG ,R,RG,M,Y,WF,N1RB,TSEC

+,RHOSEC,WCBP,WCHP,CPG,CPG,WTHP,WTBP,TTHP,TTBP,P0,P1,P2,P3,P4,P5,P6

+,P7,P8,T0,T1 ,T2,T3,T4,T5,T6,T7,T8,RHO0,RHO1,RHO4,RHO6,TCHP

+,RHO7,RHO8,TCBP,TDSEC,C1,C2,V,Q,F,S2,D1,D2,CCH,TFB,TCBPB,PC,PTHR

C DONNE GENERALES DU PB CCCCCCCCCCCCCCCCCC

PCE=0.96 I PERTES DE CHARGES A L'ENTREE

PCC=0.96

PC1=0.96

PC1=0.96

PC2=0.96

RFMAX=0.86

RCBPMAX=0.86

RCHP=0.86

RCC=0.98

RTHP=0.90

RTBP=0.90

TFMAX=1.4

TCBPMAX=2.1

TCHP=10.34

GP=0.05

GC=0.022

HU=4.3\*10\*\*7

CP=1005

GAMMA=1.40

GAMMAG=1.33

R=287

M=0.04

T5=1528

Y=5.3

N1RB=1.01

V=0

S2=2.167

Q=1

CC

C DONNE DU SECTION 0-0 ENTREE D'AIR CCC

P0=101325

T0=288.15

RHO0=1.225

WRITE(\*,\*) LA PRESSION P0' ,P0

WRITE(\*,\*) LA TEMPERATURE T0' ,T0

WRITE(\*,\*) LA MASSE VOLUMIQUE RHO0',RHO0

C FIN CCC

C CALCUL SECTION 1-1 ENTREE FAN CCC

P1=P0\*PCE

T1=T0

RHO1=P1/(R\*T1)

WRITE(\*,\*) 'LA PRESSION P1' ,P1

WRITE(\*,\*) 'LATEMPERATURE T1' ,T1

```

WRITE(*,*) 'LA MASSE VOLUMIQUE RHO1' ,RHO1
C FIN CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C CALCUL SECTION 2-2 SORTIE FAN
TFB=N1RB**((N1RB**0.44)**(TFMAX**(-0.53)))
TF=TF=TFB*TFMAX
RF=(TFMAX)**((-1)*(1-N1RB)**2))*(1.022-(N1RB-0.85)**2)*RFMAX
P2=P1*TF
WF=CP*(T1/RF*(TF**((GAMMA-1)/GAMMA)-1)
T2=T1+(WF/CP)
RHO2=P2/(R*T2)
WRITE(*,*) LE TAUX DE COMPRESSION DU FAN TF' ,TF
WRITE(*,*) LA PRESSION P0' ,P0
WRITE(*,*) LE RENDEMENT DE FAN' ,RF
WRITE(*,*) LA PRESSION P2' ,P2
WRITE(*,*) LE TRAVAIL DE FAN' ,WF
WRITE(*,*) LA TEMPERATURE T2' ,T2
WRITE(*,*) LA MASSE VOLUMIQUE RHO2' ,RHO2
C FIN CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C CALCUL SECTION 3-3 SORTIE CBP
TCBPB=N1RB**((N1RB**0.44)*(TCBPMAX**(-0.53)))
TCBP=TCBPB*TCBPMAX
RCBP=((TCBPMAX)**((-1)*(1-N1RB)**2))*(1.022-((N1RB-0.85)**2)
+*RCBPMAX
P3=(P2*TCBP)
WCBP=CP*(T2/RCBP)*(TCBP**((GAMMA-1)/GAMMA)-1)
T3=T2+(WCBP/CP)
RHO3=P3/(R*T3)
WRITE(*,*) LE TAUX DE COMPRESSION DU CBP' ,TCBP
WRITE(*,*) LA PRESSION P3' ,P3
WRITE(*,*) LE RENDEMENT DU CBP' ,RCBP
WRITE(*,*) LE TRAVAIL DE CBP' ,WCBP
WRITE(*,*) LA TEMPERATURE T3' ,T3
WRITE(*,*) LA MASSE VOLUMIQUE RHO3' ,RHO3
C FIN CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C CALCUL SECTION 4-4 SORTIE CHP
P4=(P3*TCHP)
WCHP=CP*(T3/RCHP)*(TCHP**((GAMMA-1)/GAMMA)-1)
T4=t3+(WCHP/CP)
RHO4=P4/(R*T4)
WRITE(*,*) 'LA PRESSION P4' ,P4
WRITE(*,*) LE TRAVAIL DE CHP' ,WCHP
WRITE(*,*) 'LA TEMPERATURE T4' ,T4
WRITE(*,*) 'LA MASSE VOLUMIQUE RHO4' ,RHO4
C FIN CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C CALCUL SECTION 5-5 SORTIE CC
T5=T5
P5=(P4*PCC)
CPG=(GC)*(RTHP)*(HU)/(T5-T4)
RG=(CPG*(GAMMA-1))/GAMMAG
RHO5=P5/(R*T5)
WRITE(*,*) LA PRESSION P5' ,P5
WRITE(*,*) 'CPG',CPG

```



```

D2=(M*S2*PSEC*Q)/SQRT(TSEC)
D1=D2/Y
F=D1*(C1-V)+D2*(C2-V) LA CONVERSION EN LBS
TH=F*0.22 LA CONVERSION EN LBS
CCH=3600*D1*(1-GP)*GC
C LES PUISSANCES
PC=HU*GC CALORIFIQUE
PTHR=(0.5)*D1*(C1**2-V**2)+(0.5)*D2*(C2**2-V**2) THERMOIQUE
WRITE(*,*)LE DEBIT D2' ,D2
WRITE(*,*)LE DEBIT D1' ,D1
WRITE(*,*)LA FORCE DE POUSSEE F',F I N
WRITE(*,*)THRUST TH' ,TH I LBS
WRITE(*,*) 'LA CONSOMMATION HORAIRE DU CARBURANT CCH' ,CCH
WRITE(*,*) 'LA PUISSANCE CALORIFIQUE PC' ,PC
WRITE(*,*) 'LA PUISSANCE THERMIQUE PTHR' ,PTHR
C PROGRAM TERMINATED
STOP
END

```

# RESULTATS DU PROGRAMME

1)POUR LE CAS DE DECOULLAGE

LA PRESSION P0 101325.000000

LA TEMPERATURE T0 228.150000

LA MASSE VOLUMIQUE RHO0 1.225000

LA PRESSION P1 97272.000000

LA TEMPERATURE T1 288.150000

LA MASSE VOLUMIQUE RHO1 1.176217

LE TAUX DE COMPRESSION DU FAN TF 1.471805

LE RENDEMENT DU FAN 8.399760E-01

LA PRESSION P2 143165.500000

LE TRAVAIL DU FAN 40251.9700000

LA TEMPERATURE T2 328.201700

LA MASSE VOLUMIQUE RHO2 1.519902

LE TAUX DE COMPRESSION DU CBP 2.186458

LE RENDEMENT DU CBP 8.387507E-01

LA PRESSION P3 313025.200000

LE TRAVAIL DU CBP 98493.550000

LA TEMPERATURE T3 426.205200

LA MASSE VOLUMIQUE RHO3 2.559049

LA PRESSION P4 3236681.000000

LE TRAVAIL DU CHP 472778.400000

LA TEMPERATURE T4 896.631500

LA MASSE VOLUMIQUE RHO4 12.577780

LA PRESSION P5 3107214.000000

CPG 1348.499000

RG 334.590100

LA MASSE VOLUMIQUE RHO5 6.077635

LA TEMPERATURE T5 1528.000000

LE TRAVAIL DU THP 486948.700000

LA TEMPERATURE T6 1166.896000

LE TAUX DE DETENTE TTHP 3.413155

LA PRESSION P6 910364.100000

LA MASSE VOLUMIQUE RHO6 2.331685

LE TRAVAIL DU TBP 402926.200000

LA TEMPERATURE T7 868.099900

LE TAUX DE DETENTE TTBP 3.854747

LA PRESSION P7 236167.000000

LA MASSE VOLUMIQUE RHO7 8.130859E-01

LA PRESSION P8 226720.300000

LA TEMPERATURE T8 868.099900

LA MASSE VOLUMIQUE RHO8 7.805625 E-01

LA VITESSE O LA SORTIE DE LA TUYEERE PRIMAIRE C1 575.843200

PSEC 137438.800000

TSEC 328.201700

RHOSEC 1.459706

TDSEC 1.412933  
LA VITESSE O LA SORTIE DE LA TUYERRE SECONDAIRE C2 331.500900  
LE DEBIT D2 657.594200  
LE DEBIT D1 124.074400  
LA FORCE DE POUSSUE F 289440.400000  
THRUST TH 63676.900000 I LBS  
CONSOMMATION HORAIRE DU CARBURANT CCH 9335.355000  
LA PUISSANCE CALORIFIQUE PC 946000.000000  
LA PUISSANCE THERMIQUE PTHR 5.670370E+07  
STOP-PROGRAM TERMINATED.

PRESS ANY KEY TO CONTINUE

2) POUR LE CAS DE VOL DE CROISIERE : MAX CONTINUOS N1RB=0.01

LA PRESSION P0 101325.000000  
LA TEMPERATURE T0 288.150000  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO0 1.225000  
LA PRESSION P1 97272.000000  
LA TEMPERATURE T1 288.150000  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO1 1.176217  
LE TAUX DE COMPRESSION DU FAN TF 1.411755  
LE RENDEMENT DU FAN 8.568752 E-01  
LA PRESSION P2 137324.300000  
LE TRAVAIL DU FAN 34992.800000  
LA TEMPERATURE T2 322.968700  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO2 1.481511  
LE TAUX DE COMPRESSION DU CBP 2.114212  
LE RENDEMENT DE CBP 8.568404 E-01  
LA PRESSION P3 290332.600000  
LE TRAVAIL DU CBP 90351.080000  
LA TEMPERATURE T3 412.870300  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO3 2.4450192  
LA PRESSION P4 3002039000000  
LE TRAVAIL DU CHP 457986.300000  
LA TEMPERATURE T4 868.578100  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO4 12.042750  
LA PRESSIONP5 2881957.000000  
CPG 1291.131000  
RG 320.355800  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO5 5.887508  
LA TEMPERATURE T5 1528.000000  
LE TRAVAIL DU THP 471713.200000  
LA TEMPERATURE T6 1162.651000  
LE TAUX DE DETENTE TTHP 3.471345  
LA PRESSION P6 830213.300000  
LA TEMPERATURE T7 887.163700  
LE TAUX DE DETENTE TTBP 3.426097



LA PRESSION P7 242320.400000  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO7 8.526163 E-01  
LA PRESSION P8 232627.600000  
LA TEMPERATURE T8 887.163700  
LA MASSE VOLUMIQUE RHO8 8.185116 E-01  
LA VITESSE O LA SORTIE DE LA TUYERRE PRIMAIRE C1 569.614600  
PSEC 131831.300000  
TSEC 322.968700  
RHOSEC 1.422251  
TDSEC 1.355285  
LA VITESSE O LA SORTIE DE LA TUYERE SECONDAIRE C2 328.847500  
LE DEBIT D2 635.853700  
LE DEBIT D1 119.972400  
LA FORCE DE POUSSUE F 277436.900000 I N  
THRUST TH 61036.130000 I LBS  
LA CONSOMMATION HORAIRE DU CARBURANT CCH 9026.723000  
LA PUISSANCE CALORIFIQUE PC 946000.000000  
LA PUISSANCE THERMIQUE PTHR 5.384400 E+07  
STOP – PROGRAM TERMINATED

PRESS ANY KEY TO CONTINUE