

République Algérienne Démocratique et Populaire



Ministère d'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université Saad Dahleb -Blida
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département d'aéronautique
**Projet de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme des
études universitaires appliquées (D.E.U.A)**
Option : propulsion

THEME

*Étude thermodynamique d'un turboréacteur
de type JT8D-15*

Présenté par:

Mr: BELKHIRI Amar

Mr: BOUCHBOUCH Elmahdi

promoteur:

Mr : AZZAZEN Mohamed

Promotion 2006-2007

ملخص

يدور موضوع هذا العمل حول دراسة تحليلية , تعريفية و طاقوية لمحرك طائرة نفاثة من أجل تكوين برنامج معلوماتي لحساب العناصر الطاقوية (الحرارة , الضغط , الكتلة الحجمية) لكل جزء من المحرك و كذا حساب كفاءته فيما يخص (قوة الدفع , معدل إستهلاك الوقود , المردود...). و كل هذا لاستخراج الدور و نظام إشتغال أمثل للمحرك و تحسين مردوده في المجال الإقتصادي.

Résumé

Notre travail consiste en une étude thermodynamique d'un turboréacteur de type JT8D-15, afin d'établir une méthode de calcul des paramètres énergétiques (température, pression, masse volumique...etc.) de chaque station et les performances de ce moteur à savoir :

La poussée spécifique, la consommation spécifique et le rendement thermopropulsif.

Il y'aura lieu de calculer avec les chaleurs spécifiques variable, les enthalpies ainsi que les fonctions d'enthalpie pour les gaz issus de la combustion du kérosène. Tout cela pour extraire les régimes et les plages de bon fonctionnement du moteur, ce qui engendre les meilleurs rendements ainsi que les domaines les plus économiques.

Abstract

Our work consists of a thermal energy study of a turbo fan of the type JT8-D15, in order to establish a method of calculation of the energy parameters (pressure, temperature, densities) of each station and the performances of this engine to knowing.

Specific thrust, specific consumption and the thermo propulsive output.

It will take place to calculate with the variable specific heats, the enthalpy as well as the functions of enthalpy for gases resulting from the combustion of the kerosene.

All that to extract the modes and the beaches from correct operation of the engine, which generates the best outputs as well as the most economic fields.

REMERCIEMENTS

Nous remercions DIEU ALLAH le tout puissant de nous avoir donné le courage et la patience de finir cette étude.

Nous tenons à remercier tout particulièrement notre promoteur Mr AZZAZEN MOHAMED pour leur encadrement, leurs conseils et leurs encouragements.

Nous tenons aussi à remercier tous ceux qui ont contribué de près comme de loin pour que ce travail soit un travail de qualité.

Et finalement un grand merci à tous les enseignants de l'institut d'aéronautique de BLIDA qui ont assuré notre formation durant ces trois dernières années.

AMAR & ELMAHDI

DEDICACE

J'offre ce modeste travail avec une grande Fierté à :

- *Mes très chers parents qui m'ont encouragé et soutenus tout le long de mes études, que dieu les protège.*
- *Mes chers frères: " Tarek et sa famille, Yacine et sa famille, Djamel, Mahmoud, Mourad, Hami ".*
- *Mes chères sœurs.*
- *Tous mes familles et particulière "Walid & Samir".*
- *tous mes amis d'Oum elbouaghi : " Fichem, Oussama, Ahmed, Abdallah, Lakhmissi, Nabil, Ibrahim".*
- *tous mes amis de Blida: " Akram, Bahi, Ahmed azza, Fouad, Salim, Mahieddine, Ahmed, Abdallah, Habib, Abdelkader, Abdelghani, Hassen".*
- *et particulière à mon ami " Rachid".*
- *et ma chère amie "Amel".*
- *mon binôme "El mahdi" et sa famille.*
- *Et Tous les étudiants d'aéronautique.*



AMAR, B

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à mes très chers parents qui m'ont soutenue moralement et m'ont offert tous les moyens pour réussir. Que dieu les protège.

Mes chers frères : "Mohamed et son fils Khalil, Hamid, Ismail".

Mes chères sœurs.

Mon cousin : "Hafidh".

Mes chers Amis: "Abdallah, Salim, Mahieddine, Rachid lakhal, Abdelghani, Akram, Hassen, Ahmed, Hamza, Hakim, Bahi, fares..."

Mon binôme : "AMAR" et sa famille.

Et Tous les étudiants d'aéronautique.



ELMAHDI. B

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	01
CHAPITRE I : GENERALITES	
1. Les Systèmes de propulsion.....	03
1.1. Types de propulseurs.....	03
1.2. Différents types de turboréacteur	04
1.3. Fonctionnement d'un turboréacteur double flux	07
CHAPITRE II : ETUDE DISCRIPTIVE DU MOTEUR JT8D-15	
2. Introduction.....	08
2.1. Les éléments constitutifs	09
2.1.1. L'entrée d'air	09
2.1.2. Compresseur	10
2.1.3. Le diffuseur avant chambre de combustion	11
2.1.4. Chambre de combustion	11
2.1.5. Turbine	12
2.1.6. Tuyère d'éjection	16
2.2. Les roulements	17
2.3. Les carters.....	18
2.4. Les stations	20
2.5. Caractéristiques du moteur JT8D-15	21
2.6. Les différents systèmes équipant le JT8D-15	22
2.6.1. Système d'allumage	22
2.6.2. Système de lubrification	23
2.6.3. Système de démarrage	25
2.6.4. Système de carburant	27
2.6.5. Système de freinage	28
2.6.6. Système de dégivrage	29
2.6.7. Système de soutirage d'air	31
2.6.8. système anti-pompage	31
2.6.9. système d'indication	33
2.7. Le fonctionnement du JT8D-15.....	35
CHAPITRE III : RAPPEL THERMODYNAMIQUE	
3. Cycle des moteurs à réaction	36
3.1. Bilan énergétique	39
3.2. Ecoulement compressible	40
3.3. Formule de la poussée	41
3.4. Taux de dilution	46
3.5. Consommations.....	46

3.6. Puissances d'un turboréacteur double flux.....	47
3.7. Les rendements	48
3.8. Durée maximale de vol.....	49
3.9. Rayon d'action	50
3.10. Les paramètres du débit.....	50

CHAPITRE IV : ETUDE THERMODYNAMIQUE DU TURBOREACTEUR

4.1. L'entrée d'air.....	52
4.1.1. Efficacité d'une entrée d'air	52
4.1.2. Formes des entrées d'air.....	54
4.1.3. Représentation dans le plan pression température	55
4.1.4. Evolution des paramètres dans une entrée d'air.....	57
4.1.5. Le rapport des pressions de stagnation.....	58
4.1.6. Taux de compression	58
4.2. Compresseur.....	59
4.2.1. Compresseur axial.....	60
4.2.2. Etage d'un compresseur.....	60
4.2.3. Etude Thermodynamique	60
4.2.4. Rendement isentropique	62
4.2.5. Rendement poly tropique	62
4.2.6. Taux de compression	63
4.2.7. L'évolution des paramètres	63
4.3. La chambre de combustion.....	64
4.3.1. Description.....	64
4.3.2. Facteurs régissant la combustion.....	64
4.3.3. Etude thermodynamique.....	64
4.3.4. Calcule énergétique	66
4.4. Turbine.....	66
4.4.1. Etude thermodynamique	67
4.4.2. Rendement de la turbine.....	68
4.4.3. Travail de la turbine en fonction du rendement poly tropiqu.....	69
4.4.4. Equilibre compresseur - turbine.....	69
4.4.5. Rendement poly tropique.....	69
4.4.6. Evolution des paramètres P, T, V dans l'étage de la turbine.....	70
4.4.7. Limitations.....	70
4.4.8. Refroidissement de la turbine.....	71
4.5. Canal d'éjection.....	71
4.5.1. Description du canal d'éjection d'un moteur sec	72
4.5.2. Rendement de la tuyère.....	73
4.5.3. Fonctionnement de la tuyère convergente.....	74

CHAPITRE V : RESULTATS ET DISCUSSIONS

5.1. Caractéristiques énergétiques.....76
5.2.les performances.....83
CONCLUSION.....90

ANNEXE

Organigramme

Programme

BIBLIOGRAPHIE

NOTATION

D	Diamètre extérieur [m]
di	Diamètre intérieur [m]
f	Dosage
N1	Régime de rotation de l'attelage basse pression [tr/min]
N2	Régime de rotation de l'attelage haut pression [tr/min]
F	Poussée [N]
T	Température [°K]
P	Pression [Pa]
	Masse volumique [kg/m ³]
h	Enthalpie [j/kg]
h	Variation de enthalpie [j/kg]
V	Vitesse absolue [m/s]
W	Vitesse relative [m/s]
m	Débit massique
m	Masse [kg]
CHP	Compresseur haute pression
CBP	Compresseur basse pression
THP	Turbine haute pression
TBP	Turbine basse pression
W_{fan}	Travail du fan [j/kg]
Wc	Travail du Compresseur [j/kg]
Wt	Travail du Turbine [j/kg]
K	Coefficient poly tropique
c	Taux de compression
t	Taux du détente
Cp	Chaleur spécifique a pression constant [j/kg.°K]
Cv	Chaleur spécifique a volume constant [j/kg.°K]
Pci	Pouvoir calorifique inférieur [j/kg]
Z	altitude
h	enthalpie

CARACTERE

Coefficient isentropique

Rendement

Coefficient d'énergie fournie à l'entraînement des accessoires

Coefficient des pertes par refroidissement

Efficacité

Taux de dilution

INDICES

c	Carburant
a	Air
atm	Atmosphérique
t	Total
s	Statique
is	Isentropique
th	Thermique

Liste des figures

<i>figure</i>	<i>Titre</i>	<i>page</i>
FIG (I-1)	<i>Coupe longitudinale d'un turboréacteur simple flux, sec, mono corps.</i>	05
FIG (I-2)	<i>Coupe longitudinal d'un réacteur double flux, double corps, sec.</i>	06
FIG (II-1)	<i>entrée d'air (le fan).</i>	09
FIG (II-2)	<i>le compresseur.</i>	10
FIG (II-3)	<i>la chambre de combustion.</i>	12
FIG (II-4)	<i>la turbine haute pression.</i>	13
FIG (II-5)	<i>la turbine basse pression.</i>	14
FIG (II-6)	<i>le rotor.</i>	15
FIG (II-7)	<i>le stator.</i>	15
FIG (II-7)	<i>la tuyère d'éjection.</i>	16
FIG (II-8)	<i>les roulements.</i>	18
FIG (II-9)	<i>les stations.</i>	21
FIG (II-10)	<i>le système d'allumage.</i>	23
FIG (II-11)	<i>le système de lubrification.</i>	25
FIG (II-12)	<i>le système de démarrage.</i>	26
FIG (II-13)	<i>le système de carburant.</i>	28
FIG (II-14)	<i>le système de dégivrage.</i>	30
FIG (II-15)	<i>le système anti-pompage.</i>	32
FIG (II-16)	<i>le système d'indication.</i>	34
FIG (III-1)	<i>turboréacteur</i>	
FIG (III-2)	<i>Diagramme PV</i>	
FIG (III-3)	<i>Sections et paramètres associés au turboréacteur simple flux sec.</i>	44
FIG (IV-1)	<i>Entrée d'air (divergent).</i>	53
FIG (IV-2)	<i>Evolution de l'efficacité en Fonction du nombre de Mach Mo.</i>	53

<i>FIG (IV-3)</i>	<i>Canal divergent pour le subsonique.</i>	<i>55</i>
<i>FIG (IV-12)</i>	<i>Schématique du canal d'éjection.</i>	<i>72</i>
<i>FIG (IV-14)</i>	<i>Représentation du canal d'éjection.</i>	<i>74</i>
<i>FIG (V-1)</i>	<i>Evolution de la pression totale le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>79</i>
<i>FIG (V-2)</i>	<i>Evolution de la pression statique le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>80</i>
<i>FIG (V-3)</i>	<i>Evolution de la température statique le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>80</i>
<i>FIG (V-4)</i>	<i>Evolution de la température totale le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>81</i>
<i>FIG (V-5)</i>	<i>Evolution de la vitesse le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>81</i>
<i>FIG (V-6)</i>	<i>Evolution du nombre de mach le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>82</i>
<i>FIG (V-7)</i>	<i>Evolution de la masse volumique le long des stations du turbo réacteur.</i>	<i>82</i>
<i>FIG (V-8)</i>	<i>la variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de mach et le taux de dilution.</i>	<i>84</i>
<i>FIG (V-9)</i>	<i>la variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de mach et le taux de dilution.</i>	<i>84</i>
<i>FIG (V-10)</i>	<i>la variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de mach et le taux de dilution.</i>	<i>85</i>
<i>FIG (V-11)</i>	<i>la variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de mach et la température de cdc.</i>	<i>87</i>
<i>FIG (V-12)</i>	<i>la variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de mach et la température de cdc.</i>	<i>87</i>
<i>FIG (V-13)</i>	<i>la variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de mach et la température de cdc.</i>	<i>88</i>
<i>FIG (V-14)</i>	<i>la variation de la richesse en fonction de débit carburant.</i>	<i>88</i>
<i>FIG (V-15)</i>	<i>la variation de la poussée en fonction de l'altitude.</i>	<i>89</i>

--	--	--

INTRODUCTION

La thermodynamique est une science dont les développements sont importants et qui a des ramifications dans les domaines extrêmement variés.

L'étude de la propulsion concerne les véhicules comme l'automobile, les trains, les navires, les avions et les navettes spatiales.

Les méthodes combinées, pour produire une force de poussée, pour les véhicules volants sont basées sur le principe de la turbo propulsion, ce fluide peut être le gaz utilisé par le moteur lui même (turbo jet), il peut être un fluide disponible dans le véhicule et porté par celui-ci durant le vol (fusée).

Le domaine de la thermodynamique et la propulsion est très vaste, et très complexe car il est en évolution permanente d'autant plus qu'il fait appel à déverses technologies de pointe (mécanique, métallurgie, électronique,...).

Les propulseurs jouent un rôle très important dans l'évolution des aéronef, à travers les différentes phases de vol, ce qui a poussé les constructeurs à s'intéresser de près au choix des moteurs .pour cela, les transporteurs de nos jours sont dotés en général de propulseurs double flux, ce type de moteur, est caractérisé par des rapports de compression et de vitesses de rotation élevés d'une part, et des rendements parfaits d'autre part.

Afin de donner à notre étude un aspect pratique, nous allons baser notre calcul sur le moteur JT8D-15 de Pratt & Whitney.

Le choix du thème de ce projet sur l'étude thermodynamique du moteur JT8D-15 a été difficile, vu que le manque d'informations sur la conception des réacteurs, parce que pratiquement tous les manuels des constructeurs disponibles sont destinés uniquement à la maintenance.

Notre étude représente dans son ensemble, une étude thermodynamique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur de type JT8D-15, nous pouvons déterminer les performances de réacteur qui sont essentiellement : la pousse, la consommation carburant, et cela à différents régimes pour des nombres de Mach variés.

La méthode de calcul utilisée est une méthode analytique directe basée sur des lois fondamentales, reliant les différentes caractéristiques des écoulements qui traversent le moteur.

Pour réaliser cette étude, nous avons subdivisé notre travail en cinq chapitres qui sont :

- Le premier chapitre est consacré à des généralités sur les moteurs dans l'aéronautique.
- puis un second chapitre qui parle sur une description détaillée du moteur JT8D-15.
- suivi d'un troisième chapitre où on va faire un rappel thermodynamique pour se familiariser avec les différentes notions et théorèmes utilisés par la suite de notre étude.
- le quatrième chapitre donne une étude thermodynamique dans les différentes stations du moteur.
- arrivant au cinquième chapitre qui représente les différents résultats obtenus, les graphes et leurs interprétations sur les performances du JT8D-15.
- et enfin, on termine avec une conclusion générale.

CHAPITRE I

GENERALITES

CHAPITRE II

ÉTUDE DESCRIPTIVE DU J8D-15

CHAPITRE III

RAPPEL THERMODYNAMIQUE

CHAPITRE IV

ÉTUDE THERMODYNAMIQUE

D'UN TURBOREACTEUR

CHAPITRE V

RESULTATS ET DISCUSSIONS

ANNEXE

PROGRAMME

CONCLUSION

ORGANIGRAMME

GENERALITES SUR LES MOTEURS AERONAUTIQUES :

1. Les Systèmes de propulsion:

Le propulseur a pour rôle de mettre un objet en mouvement continue de l'avancement de ce dernier .le principe de base a été éclaircie par le physicien Newton .d'après la loi de l'action et la réaction (3^{ème} loi).cette loi, stipule "que toute action s'accompagne par une réaction égale en module et à pour direction dans le sens opposée de l'action "

Un corps posé sur la table agit par son poids sur la table de sa par réagit avec la même valeur en module mais dans le sens contraire de la force du poids .le corps étant immobile repose sur la table.

Considérons le cas d'un ballon gonflé par un gaz .on constate que le ballon à ouverture maintenue fermé reste immobile suite à l'équilibre de la pression rengainant autour de sa paroi et l'extérieur .au moment ou en libère l'orifice de remplissage l'air s'échappe et le ballon est poussée dans le sens opposée a l'air éjecter .le ballon avance par réaction de la force d'éjection sur les parois .l'idée de la propulsion par jet de gaz est née à partir de ce concept primitif simple.

1.1. Types de propulseurs:

Les propulseurs se classe en deux catégories essentiels à carburant embarquée solide ou liquide fusée et propulseur à air en distingue les moteurs à hélice, turboréacteurs et turbopropulseurs.

1.1.1. Fusée rocket :

la fusée est propulsée par la combustion du carburant propergol embarqué solide ou liquide dans une chambre de combustion puis détendue dans une tuyère, la température et la pression concernée lors de la combustion sont très élevée.

Les fusée atteignent des vitesses très élevée supérieur à mach 3 .et permettent de se propulser à des très grands distances. Cependant le coup de réalisation et d'exploitation est très considérable.

1.1.2. Moto propulseurs:

Ce type de propulseurs a été le premier à être développé. Il utilise un moteur à combustion interne qui entraîne une hélice assurant le pompage de l'air pour produire une force de propulsion entraînant l'engin en avant.

Les moteurs utilisés permettent d'atteindre des vitesses modérées et des altitudes moyennes de vol.

1.1.3. Turbopropulseurs :

Les turbopropulseurs sont des turbines à gaz qui sont utilisées en tant que générateur de gaz pour produire une énergie mécanique afin d'entraîner un élément externe propulseur (hélice). L'arbre de la turbine à gaz est en général en liaison avec un élément intermédiaire appelé le réducteur qui a pour rôle d'assurer la diminution de la vitesse de rotation et l'augmentation de couple pour tourner l'hélice.

1.1.4. Turboréacteurs:

Les turboréacteurs est l'invention du siècle car elle a permis à l'aviation civile et militaire de réaliser des grandeurs avancées. En effet, dès l'apparition de la turbine à gaz, les motoristes l'adoptèrent pour avancer l'avion grâce à sa puissance importante par rapport au moteur à combustion interne. Cette idée leur a permis aux constructeurs d'avion et de moteur de réaliser des exploits dans le domaine de l'aéronautique.

1.2. Différents types de turboréacteur :

Les turboréacteurs sont classés en trois grandes parties :

- les statoréacteurs (ram-jet)
- les turboréacteurs simples flux
- les turboréacteurs doubles flux

On va entamer la troisième partie avec plus de détails, car notre travail sur le JT8D-15 fait partie de cette classe.

➤ **Statoréacteur :**

Ce type possède ni de compresseur ni turbine, la compression est assurée au niveau de l'entrée d'air, il fonctionne à des grands vitesses et sera amorcé à partir de mach supérieur ou égale a 2.

➤ **Turboréacteur simple flux, sec, monocorps :**

-un turboréacteur est dit simple flux ; c'est un seul flux qui traverse d'amont en aval.

-un turboréacteur est dit sec ; s'il n'est pas équipé de la porte de combustion (pc)

-un turboréacteur est dit mono corps ; si son compresseur est unique.

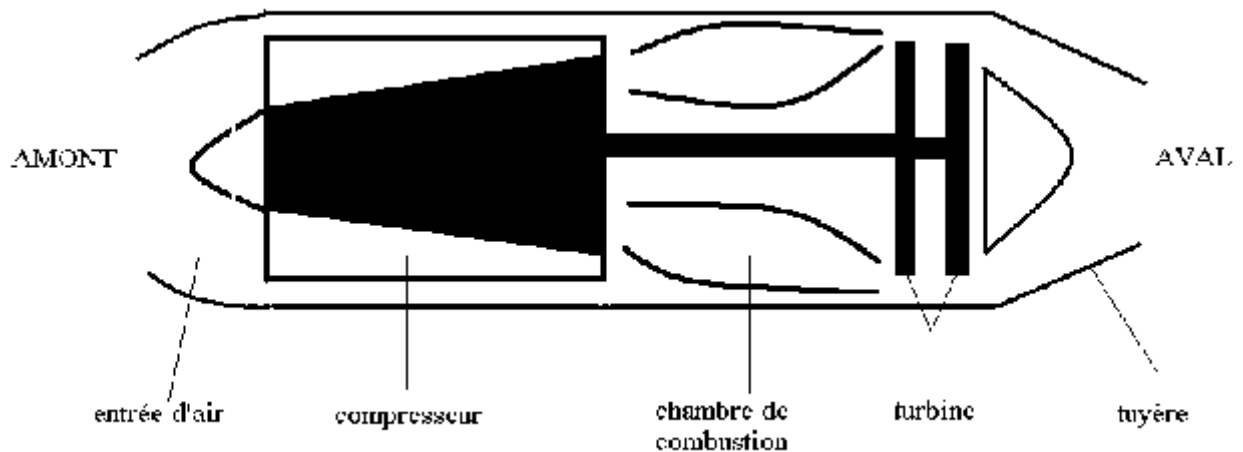


FIG (I-1) : Coupe longitudinale d'un turboréacteur simple flux, sec, monocorps

➤ **Turboréacteur double flux, double corps, sec :**

On dit double flux car deux flux le traversent : un flux chaud ou interne, et un flux froid ou externe ; en générale, les moteurs sont équipés d'un compresseur double corps à l'exception du moteur M53 (SNECMA), qui est mono corps.

Le fan ou soufflante, dans notre cas est situé à l'avant, il peut être aussi à l'arrière comme le CF6-80.

Il existe aussi des turboréacteurs double flux avec poste combustion.

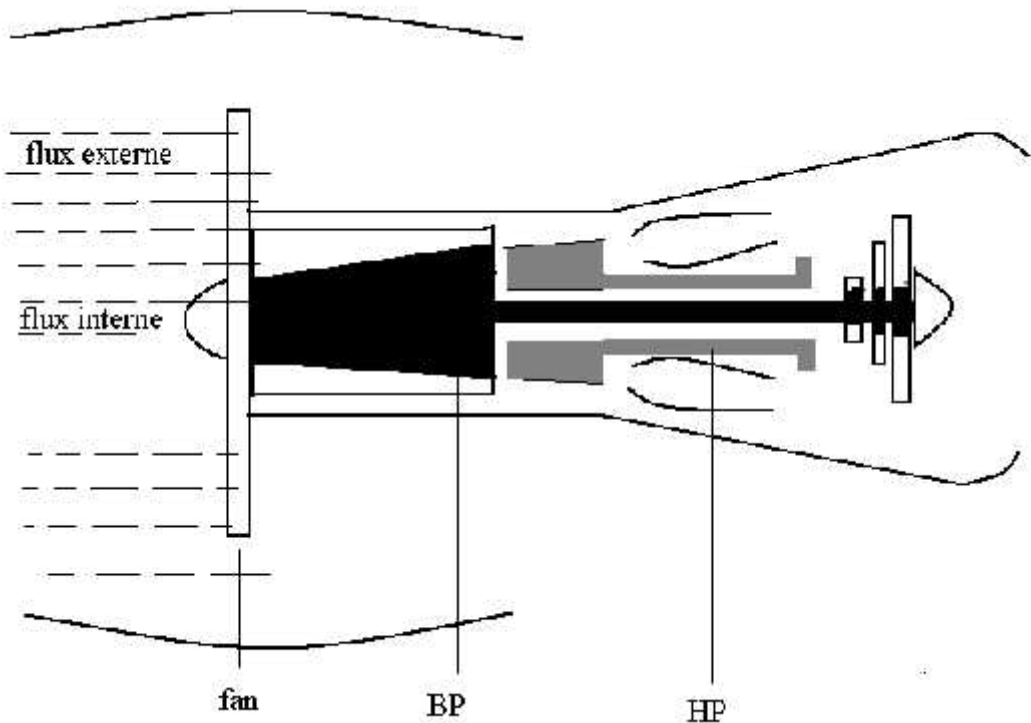


FIG (I-2) : Coupe longitudinale d'un turboréacteur double flux, double corps, sec

1.3. Fonctionnement d'un turboréacteur double flux :

Dans ce type de moteur, l'air admis dans l'entrée d'air, se répartie en deux flux :

Un flux interne qui subit les mêmes évolutions thermodynamiques que dans le cas d'un simple flux.

Un flux externe récupère l'énergie par le fan, est accélère dans ce pseudo tuyère formée par le carénage du flux externe .la vitesse de sortie du fan est supérieure à la vitesse d'entrée tout en étant inférieure à celle des gaz chauds.

Ce type de moteur développe donc une poussée résultante de la mise en vitesse du flux froid.

Une turbine placée derrière la chambre de combustion entraîne le compresseur prélève de l'énergie pour entraîner une soufflante ayant pour but de fournir de l'énergie au flux externe.

Notons que ce type propulseur équipe pour la majorité des avions subsoniques commerciaux.

2. INTRODUCTION :

Le JT8D-15 est un turboréacteur qui a été construit au début des années 70, par les constructeurs PRATT&WITHNEY ; il n'a pas cessé d'être amélioré jusqu'à ce jour, il est de type double flux, double corps, une seule tuyère d'éjection, un faible taux de dilution $\tau=1$, et il a une importante durée de vie, donc assez économique, il est sans conteste le plus avionné en ce qui concerne les avions de AIR ALGERIE.

Ces moteurs sont montés sur le Boeing 727-737, ils sont suspendus au dessous des ailes pour les B737 seulement, et entourés de capots rabattables.



2.1. LES ELEMENTS CONSTITUTIFS :

Le moteur JT8D-15 est composé de :

2.1.1. L'entrée d'air :

C'est une section du moteur ayant la forme d'un diffuseur (conduite), du type Pitot où l'énergie cinétique de l'air est transformée partiellement en énergie potentielle de compression de l'air. La géométrie de l'entrée d'air est conçue de façon à assurer une alimentation en air du moteur avec un débit déterminé aux différents régimes de vol, son rôle est de décélérer l'écoulement pour faire augmenter sa pression statique. En pratique, elle est constituée d'une marche d'entrée à doubles parois en alliage d'aluminium.

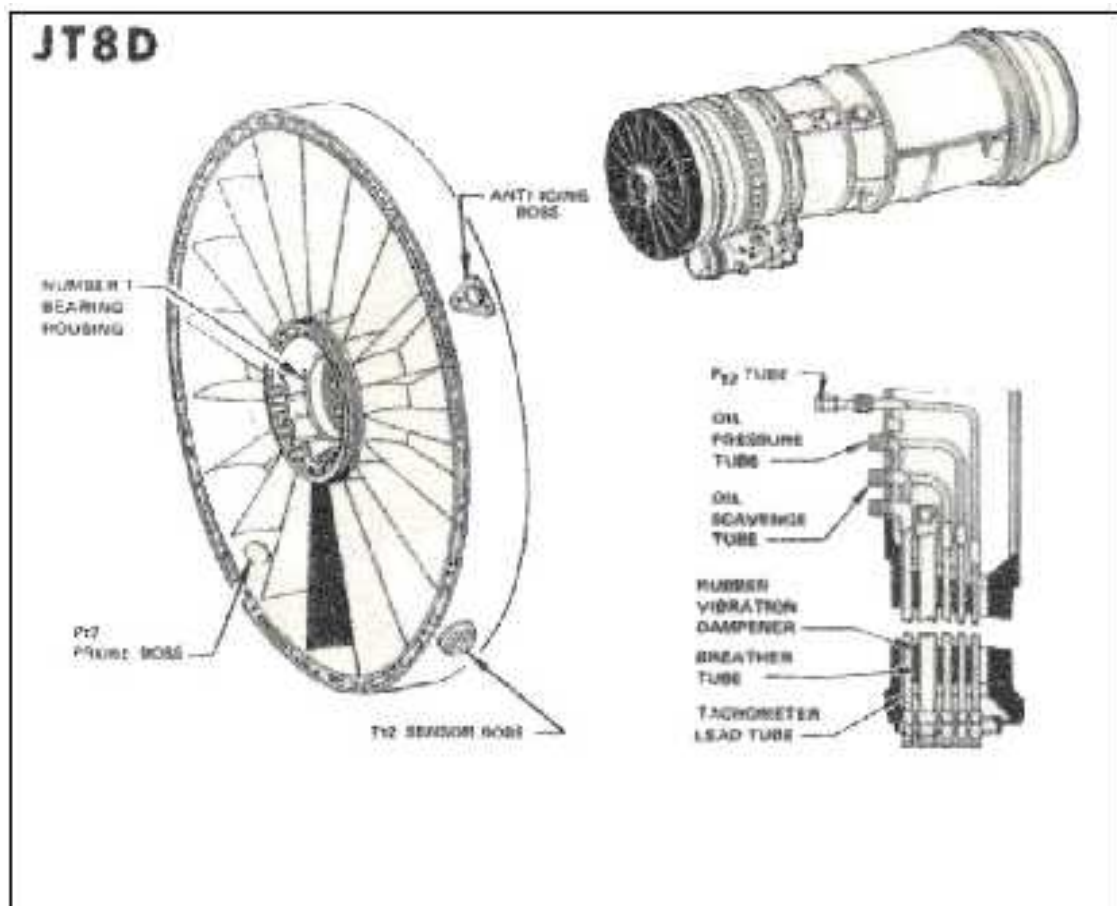


FIG (II-1) : entrée d'air (le fan)

2.1.2. Compresseur :

Il est de type axial, constitué de deux attelages.

- un attelage basse pression composé de 6 étages (dont 2 représentent le fan) reliés à la turbine basse pression de 4 étages.
- un attelage haute pression constituée de 7 étages reliés à une turbine haute pression à un seul étage.

Le compresseur est composé d'un rotor qui fournit de l'énergie cinétique, et un stator qui transforme cette énergie en énergie de pression. Le rotor est moulé à l'intérieur du stator de façon à ce que l'on rencontre de l'avant à l'arrière. C'est-à-dire une grille d'aubes mobiles suivie d'une grille d'aubes fixes.

La somme d'une grille d'aubes fixes et d'une grille d'aubes mobiles constitue un étage de compresseur.

Les étages rotoriques sont fixés en même temps que les disques. Ces espaces conçus pour empêcher toute fuite d'air vers l'intérieur du compresseur et permettant d'obtenir l'écoulement entre les grilles mobiles et fixes. Au diamètre extérieur de chaque espace est prévu un double joint tranchant qui forme la grille statique. Les deux joints empêchent le passage d'air en dessous des aubes fixes.

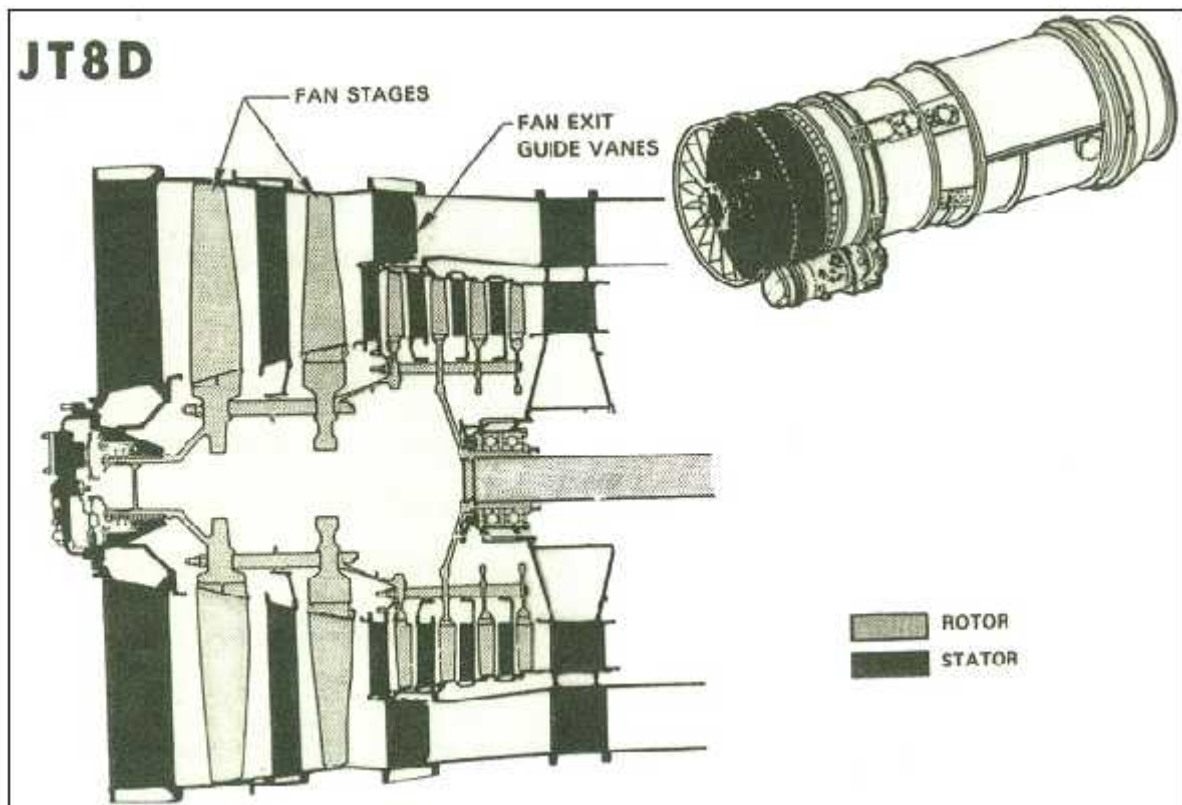


FIG (II-2) : le compresseur

2.1.3. Le diffuseur avant chambre de combustion :

Ce diffuseur assure la liaison entre l'arrière du compresseur et la chambre de combustion .avant l'admission dans celles-ci, l'air primaire du turboréacteur est décéléré dans le diffuseur et sa pression augmente, de plus, l'écoulement devient axial.

Le diffuseur contient essentiellement :

- le treizième (13^{ème}) étage statorique du compresseur.
- un reniflard pour le soutirage d'ail du 13^{ème} étage.
- les tuyauteries du carburant.

2.1.4. Chambre de combustion :

Le JT8-D15 est équipé de 9 chambres de combustion de type mixte de 1 à 9 dans le sens horaire (moteur étant de vue de l'arrière). Ces chambres sont disposées autour des arbres de transmission contenus dans deux carters intérieurs.

Chaque chambre est équipée d'une injection. Touts les chambres sont interconnectées par des tubes de transfert de flamme, qui permettant l'allumage de tous les chambres de combustion, et d'égaliser la pression dans celle-ci.

Les chambres 4 et 7 sont pourvues d'une bougie d'allumage .un injecteur de type duplex est introduit au centre et à l'avant de chaque chambre de combustion à travers un swirel. Celui-ci est constitué d'aubes fixes qui communiquent à travers, ce dispositif permet d'obtenir un mélange plus homogène entre l'air et le carburant pulvérisé.

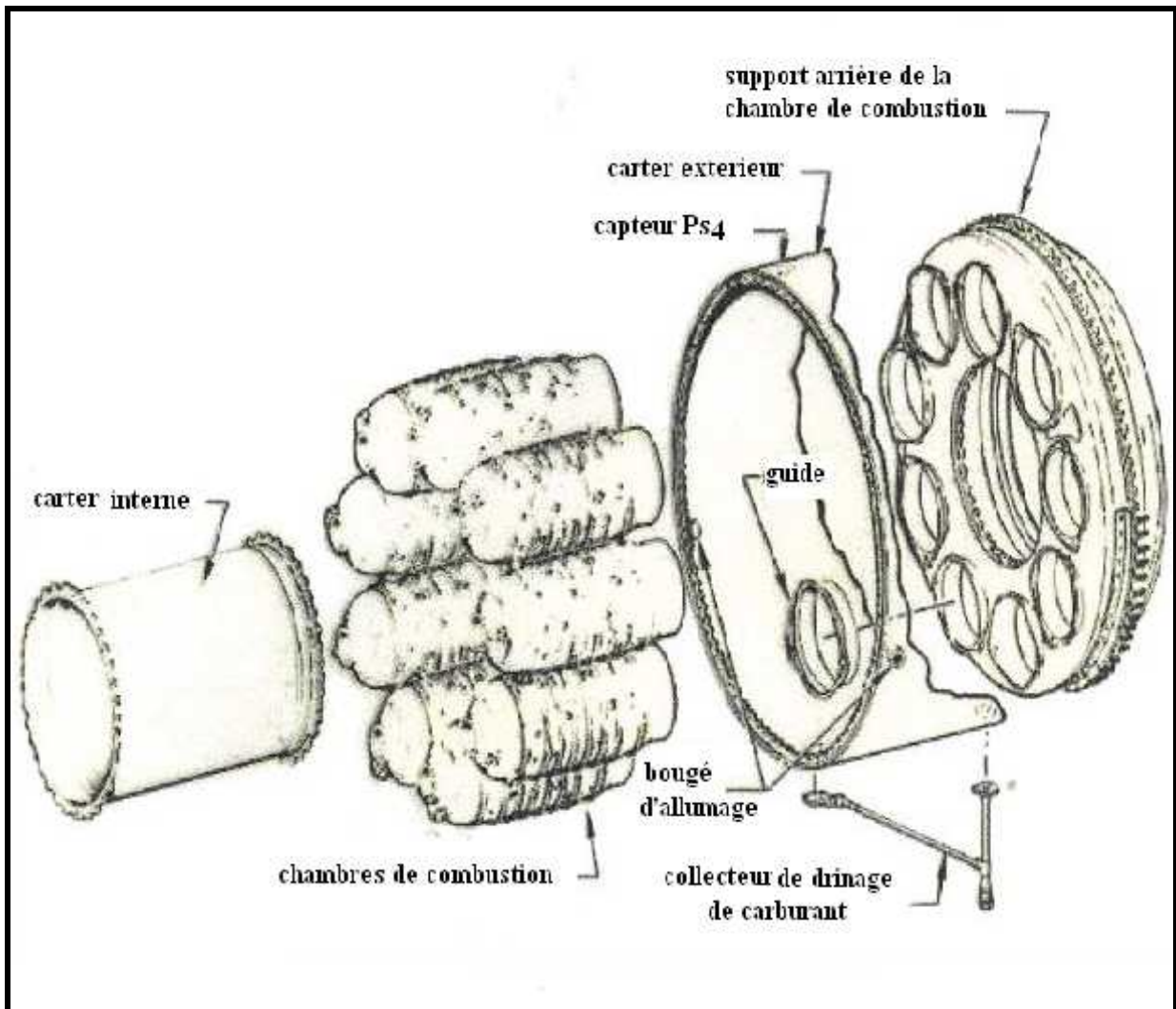


FIG (II-3) : la chambre de combustion

2.1.5. La Turbine :

La turbine est destinée à entraîner le compresseur, ce module est constitué d'un attelage haute pression composé d'une turbine HP à un seul étage entraînant le compresseur haute pression.

Et d'un attelage basse pression composé d'une turbine basse pression à 3 étages entraînant le compresseur basse pression.

Chaque étage est constitué d'une grille d'aubes fixes (stator), et d'une grille d'aubes mobiles (rotor).

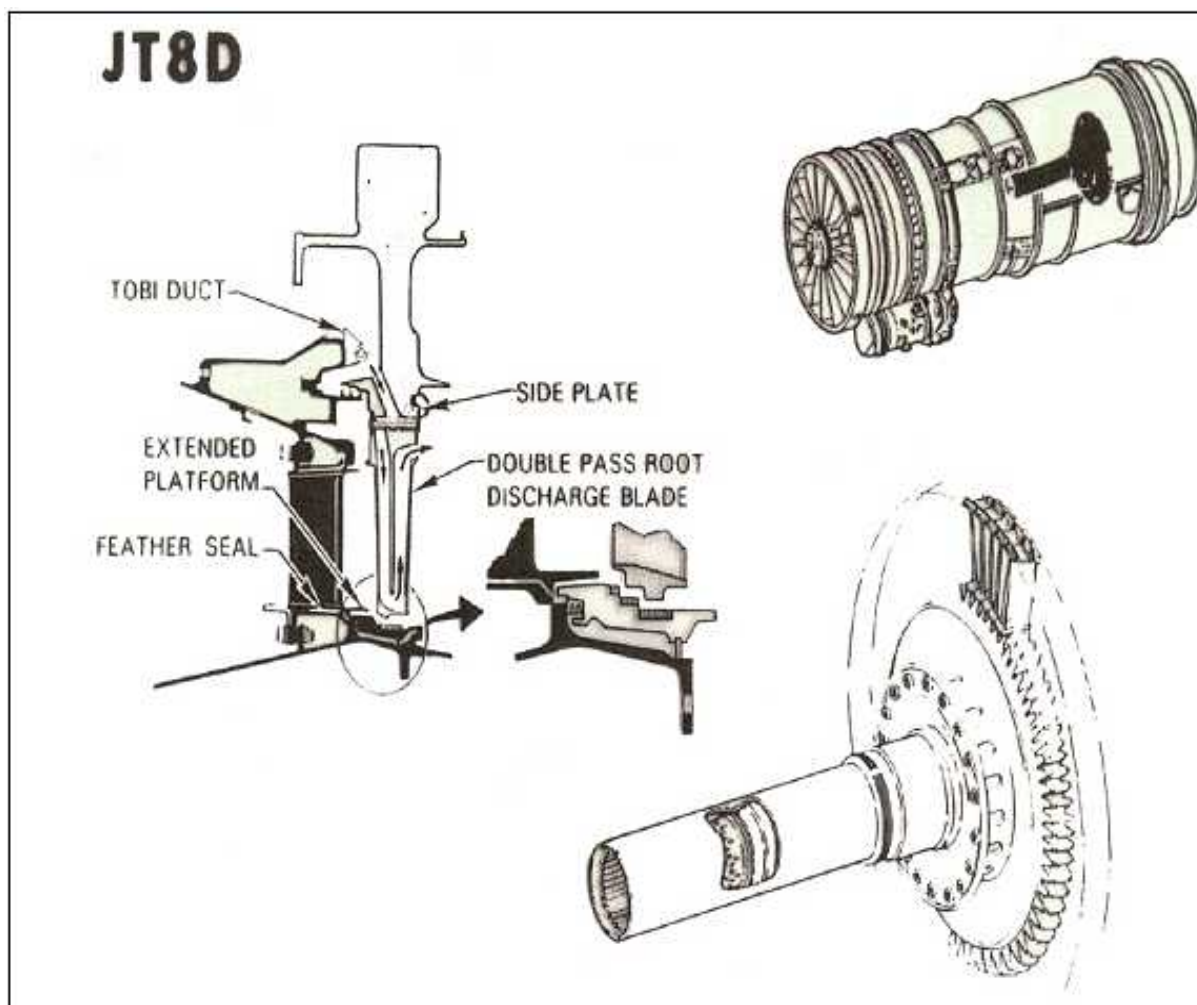


FIG (II-4) : la turbine haute pression

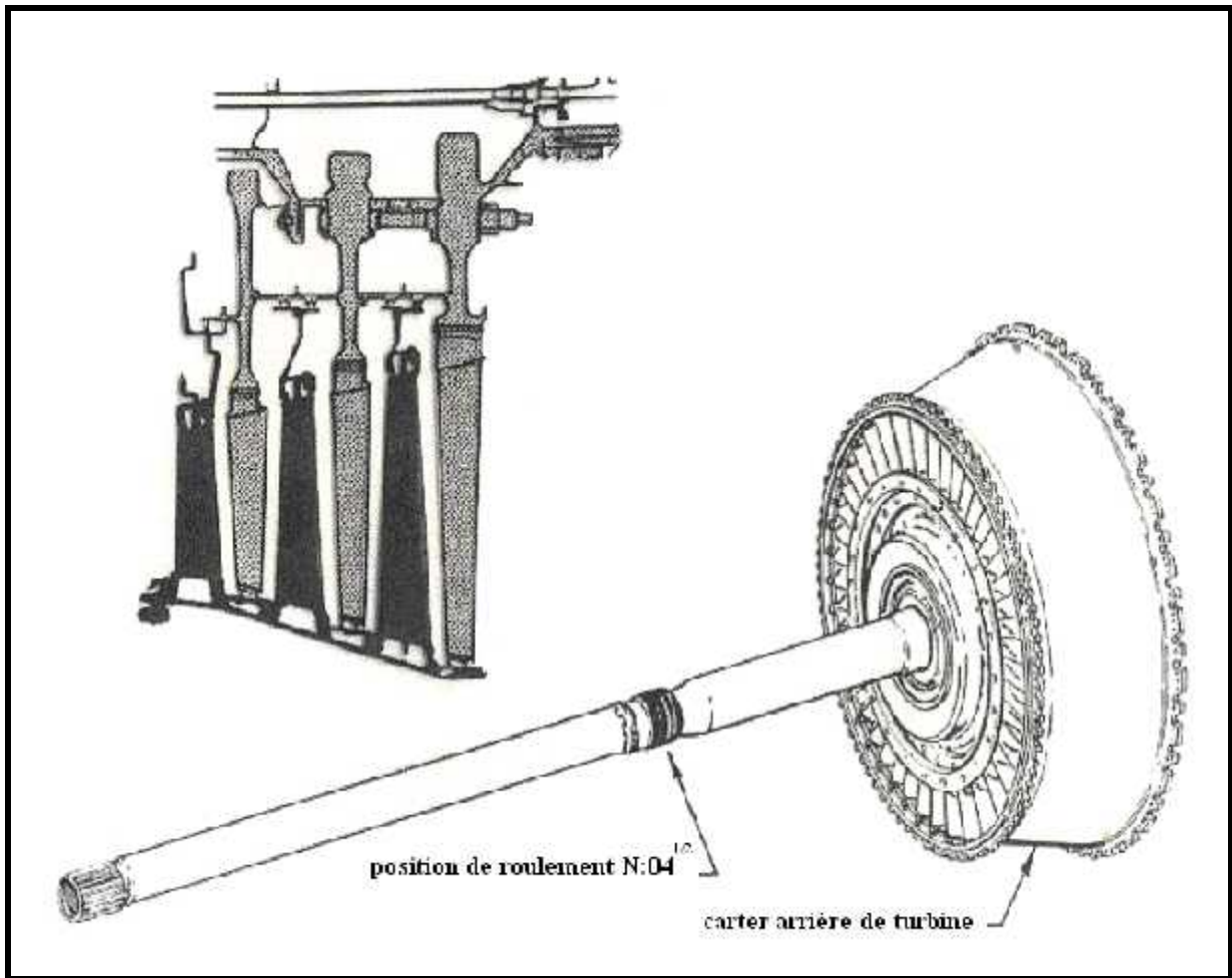


FIG (II-5) : la turbine basse pression

➤ **les aubes rotoriques :**

Les aubes sont glissées dans les logements des disques .le pied des aubes ainsi que les logements sont décapés en forme de supin, cette disposition empêche tout déplacement radial après montage des aubes .le déplacement axial est évité par un rivet placé entre aube et disque, les têtes des aubes sont pourvues d'une plate-forme imbriquée, ce qui assure la rigidité.

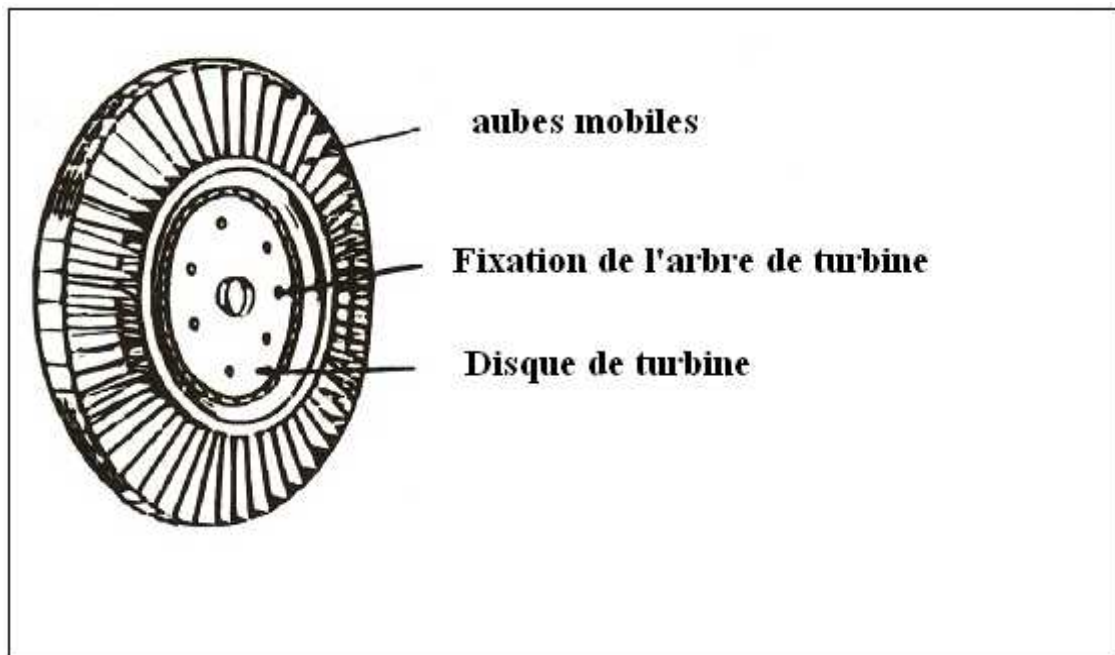


FIG (II-6) : le rotor

➤ **les aubes statiques :**

Ces aubes ont pour but d'engendrer l'écoulement vers les rotors et de transformer l'énergie de pression et l'énergie interne des gaz en énergie cinétique.

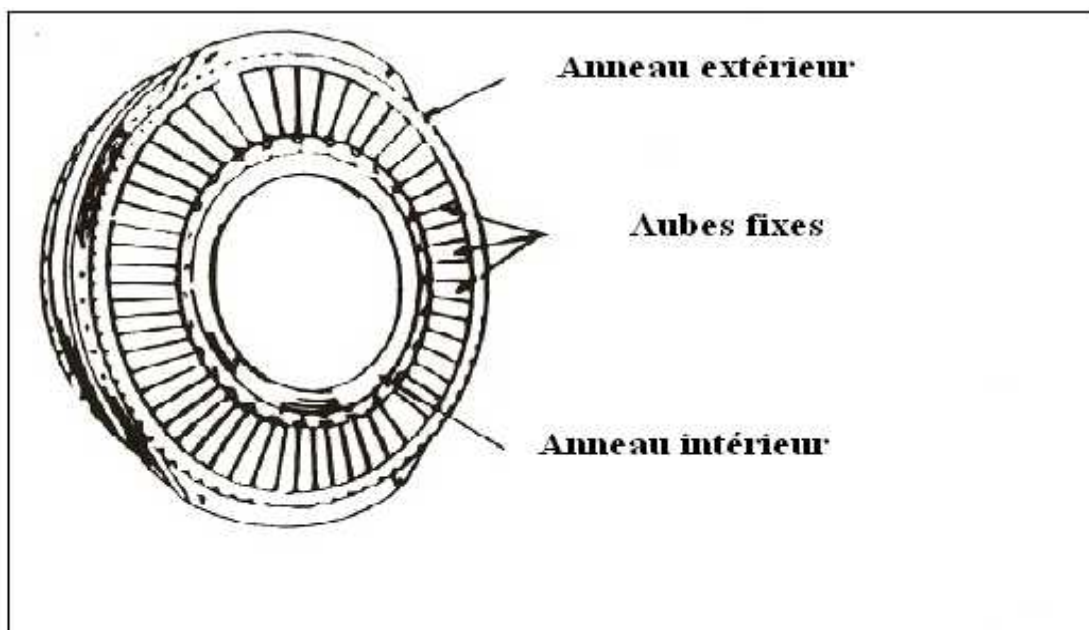


FIG (II-7) : le stator

2.1.6. Tuyère d'éjection :

Elle est chargée d'évacuer les gaz chauds sous pression, sortant des turbines en l'air communiquant le maximum de vitesse afin d'obtenir le maximum de poussée.

Elle est en générale ; de section convergente.

A la sorti ; est placé un dispositif mécanique d'inversion de poussée.

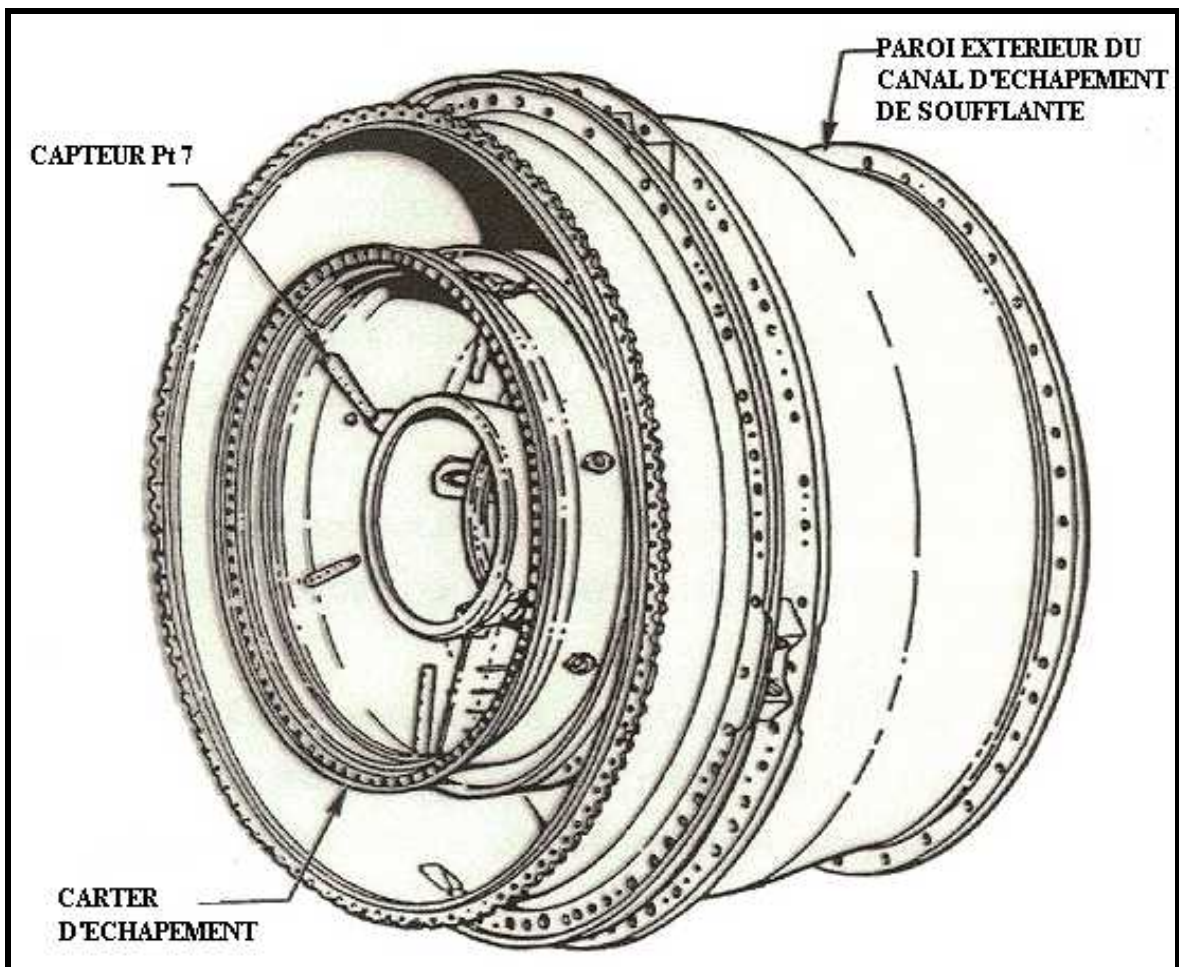


FIG (II-7) : la tuyère d'éjection

2.2. Les roulements :

Le rôle des roulements est de transmettre les charges et les efforts du rotor vers le carter et la structure statique.

Le moteur JT8D-15 possède (07) roulements :

➤ **roulement N°1** : ce roulement à galets supporte l'avant du compresseur N1 et permet à ce compresseur de se dilater vers l'avant et repend les efforts radiaux.

➤ **roulement N°2** : ce roulement à double rangée de billes supporte l'arrière du compresseur N1 et repend les efforts axiaux qui agissent sur ce dernier.

➤ **roulement N°3** : ce roulement à billes supporte l'avant du compresseur N2 et permet la dilatation vers l'avant de ce dernier et repend les efforts axiaux.

➤ **roulement N°4** : ce roulement à double rangée de billes supporte l'arrière du compresseur N2 et repend les efforts axiaux agissant sur ce dernier.

➤ **roulement N°4^{1/2}** : ce roulement à galets est placé entre les arbres N1 et N2 pour empêcher la fixation entre les deux et repend les efforts radiaux.

➤ **roulement N°5** : ce roulement à galets est placé à l'avant de la turbine haute pression et permet la dilatation vers l'arrière, en reprenant les efforts radiaux, dus aux contraintes de température et les efforts centrifuges.

➤ **roulement N°6** : ce roulement à galets l'arrière de la turbine basse pression et permet la dilatation vers l'arrière, et repend les efforts radiaux.

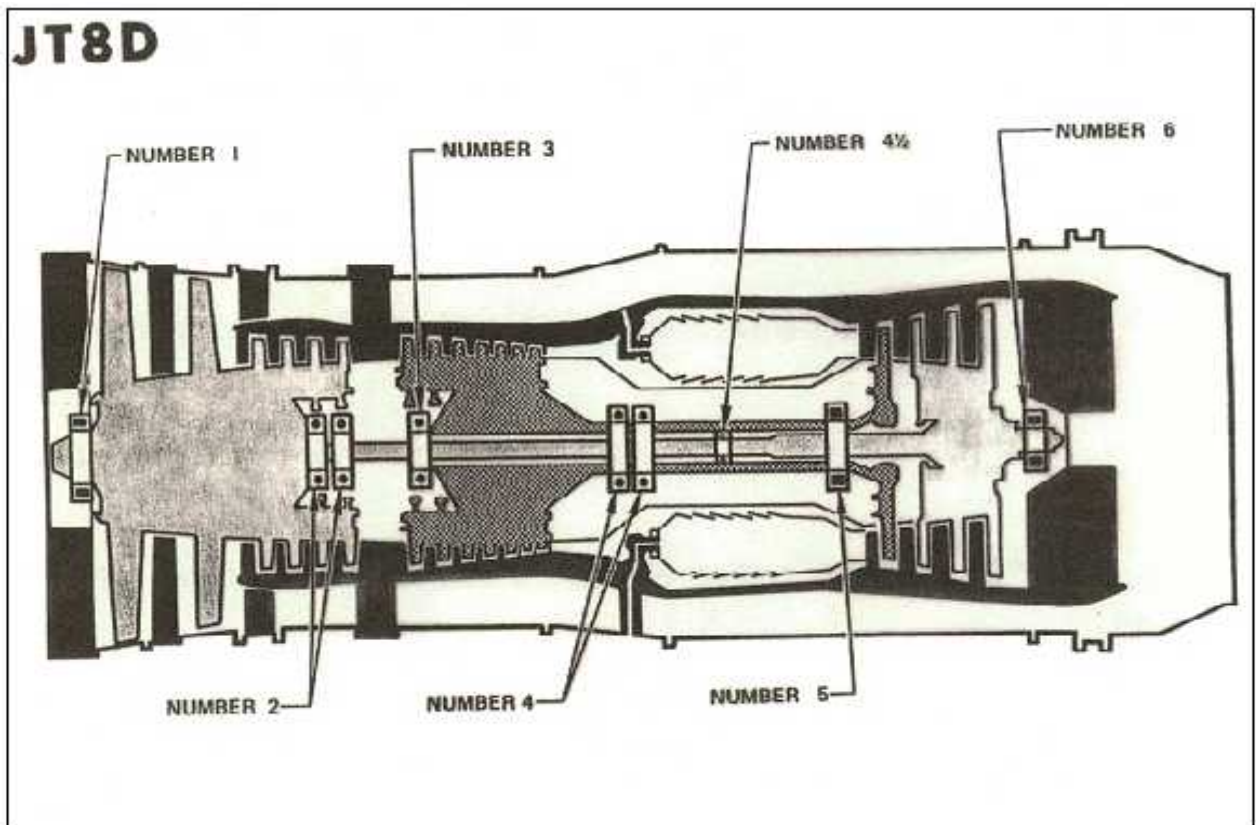


FIG (II-8) : les roulements

2.3. LES CARTERS :

Le compresseur du moteur JT8D-15 est logé à l'intérieur d'un ensemble de carters extérieurs et inférieurs, de façon à ce que le vide entre eux constitue le canal de refoulement du flux secondaire.

Ces carters sont définis comme suit :

➤ le carter d'entrée moteur :

Il est composé de :

- support de roulement n°1 qui transmet les sollicitations radiales qui agissent sur le roulement n°1.
- aubes directrices de compression.
- support de générateur tachymètre.

Le carter est à doubles parois pour permettre le passage de l'air de dégivrage du moteur.

➤ **le carter avant du fan :**

Boulonné à l'intérieur des IGV (Intel Guide Vanes).

➤ **le carter arrière du fan :**

Dans lequel est logés le stator de 1^{er} étage et le rotor du 2^{eme} étage.

➤ **le carter de sortie du fan :**

Ce carter enveloppe les stators (2,3) et le rotor 3, il contient une grille d'aubes fixes qui redressent l'écoulement du flux d'air dans le conduit d'échappement.

➤ **le carter intermédiaire :**

Contient les roulements 2 et 3, le canal avant du compresseur et les étages 4 et 12 du compresseur, l'entonnement de la gear-box (boîte d'accessoire). Et des tubes pour le soutirage d'air. Le carter extérieure avant du compresseur BP : il entouvre la conduite intérieure.

➤ **le carter fan diffuseur extérieur :**

Une seule pièce évasée vers l'arrière, il contient des collecteurs de soutirage d'air de 13 étages.

➤ **le carter diffuseur :**

Composé d'une section interne et d'une section externe pour fermer le passage de flux primaire du moteur. Ce passage est assuré par 9 compresseurs pour acheminer le débit d'air vers les chambres de combustion, ce carter supporte la cage extérieure du roulement n°4.

➤ **le carter chambre de combustion :**

Ce carter est divisé en deux carters semi-symétriques boulonnés ensemble.

➤ **Le carter intérieur de la C. C :**

Constitue avec le carter extérieur un canal pour le flux secondaire du moteur, ce carter entoure intérieurement les C.C.

➤ **le carter intérieur de la turbine HP :**

Enveloppe la turbine HP, et supporte le roulement n°5.

➤ **le carter intérieur de la turbine BP :**

Enveloppe la turbine BP.

➤ **le carter intérieur d'échappement :**

Il contient le palier 6 logé sur le moyeu arrière de la turbine HP.

➤ **le carter extérieur de la turbine :**

Enveloppe les deux carters intérieurs de la turbine (HP et BP), et les carters intérieurs d'échappement.

➤ **le carter extérieur d'éjection :**

Forme le canal arrière du fan, soutient 8 bars profilés tangentiellement qui tiennent le carter intérieur d'éjection.

2.4. Les stations :

Les stations les plus utilisées sont :

- 1 : milieu ambiant.
- 2 : fan.
- 2.5 : compresseur basse pression
- 3 : compresseur haute pression.
- 4 : diffuseur intermédiaire.
- 4.5 : diffuseur.
- 50 : chambre de combustion.
- 5 : collecteur.
- 5.5 : turbine haute pression.
- 6 : turbine basse pression.
- 7 : sortie de la turbine basse pression.
- 8 : sortie tuyère d'éjection.

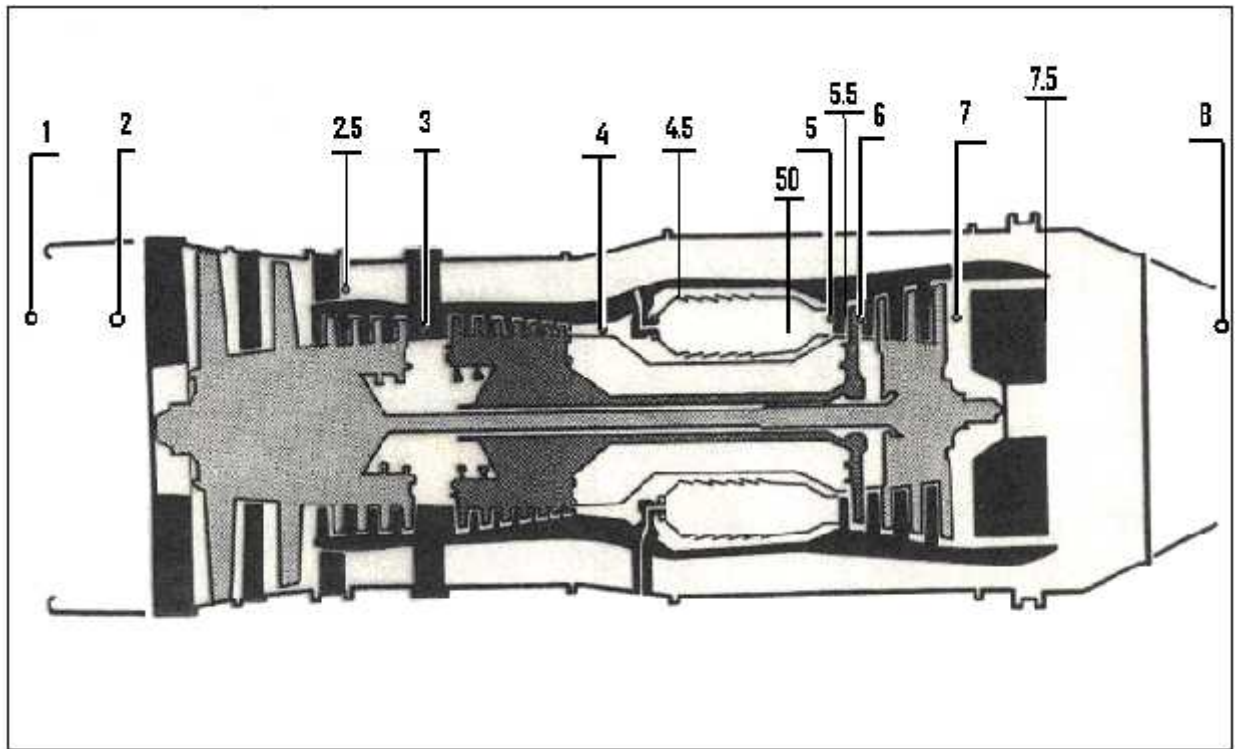
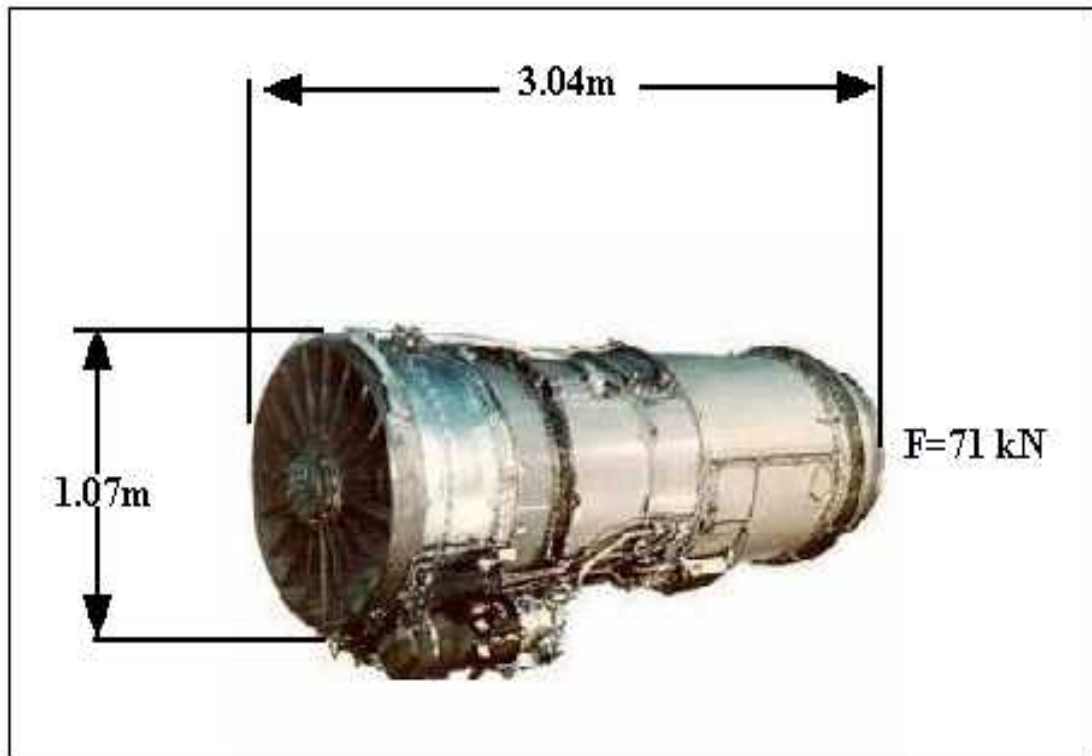


FIG (II-9) : les stations

2.5. Caractéristiques du moteur JT8D-15 :

- longueur approximative : 3.04 m
- poids à sec : 1502 kg=1.502 tonnes
- diamètre maximum approximatif : 1.07 m
- rapport de compression : $p_{t4}/p_{t2}=18$.
- rapport de compression fan : $p_{t2.5}/p_{t2}=1.975$.
- taux de dilution : 1.03.
- débit d'air : 147 kg/s (régime de décollage).
- température entrée turbine (régime de décollage) : $T_{t5}=1062\text{ °C}$.
- température maximale des gaz d'échappement $EGT_{\max}=620\text{ °C}$
- consommation spécifique : $C_s=0.0506\text{ kg.h/KN}$.(régime décollage).
- poussée : $F=71\text{ KN}$.



2.6. Les différents systèmes équipant le JT8D-15 :

2.6.1. Système d'allumage :

Ce système amorce la combustion au démarrage et il comprend:

- une boîte d'excitation.
- deux câbles hauts tension.
- deux bougies d'allumage dans les chambres quatre et sept.

Ce système est contrôlé à partir de pilotage .quand il est allumé, un courant électrique arrive à la boîte d'excitation, cette dernière transforme ce courant en haut tension et l'envoie à travers des câbles haute tension aux bougies situées dans les chambres d'air –carburant présent aux chambres de combustion.

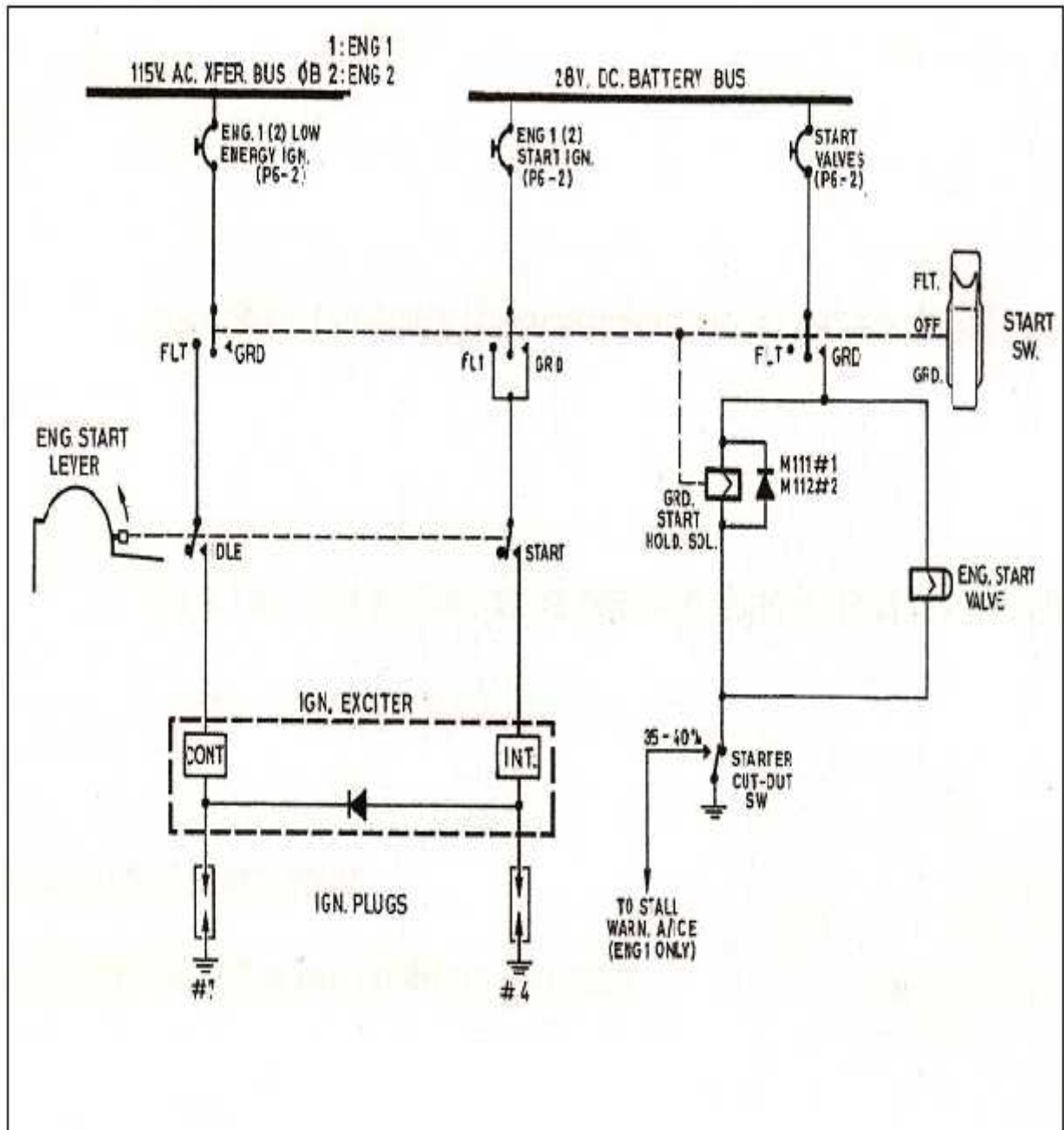


FIG (II-10) : le système d'allumage

2.6.2. Système de lubrification :

Le circuit d'huile est destiné à lubrifier, nettoyer et refroidir les (07) roulements ainsi la boîte d'entraînement des accessoires.

Le système de lubrification comprend :

1-un réservoir cylindrique monté sur la face avant et à gauche de la boîte d'entraînement d'accessoire.

2-un circuit de pression mettant l'huile sous pression, constitué d'une pompe, d'un filtre, d'un régulateur de pression d'huile et d'un échangeur thermique (huile-carburant).

3-un circuit de récupération ramenant l'huile au réservoir au moyen de (05) pompes de récupération.

4-un circuit de mise à l'air libre établissant la pression interne dans les chambres à lubrifier.

5-des indicateurs et avertisseurs.

Tous les éléments du circuit sont montés sur le moteur.

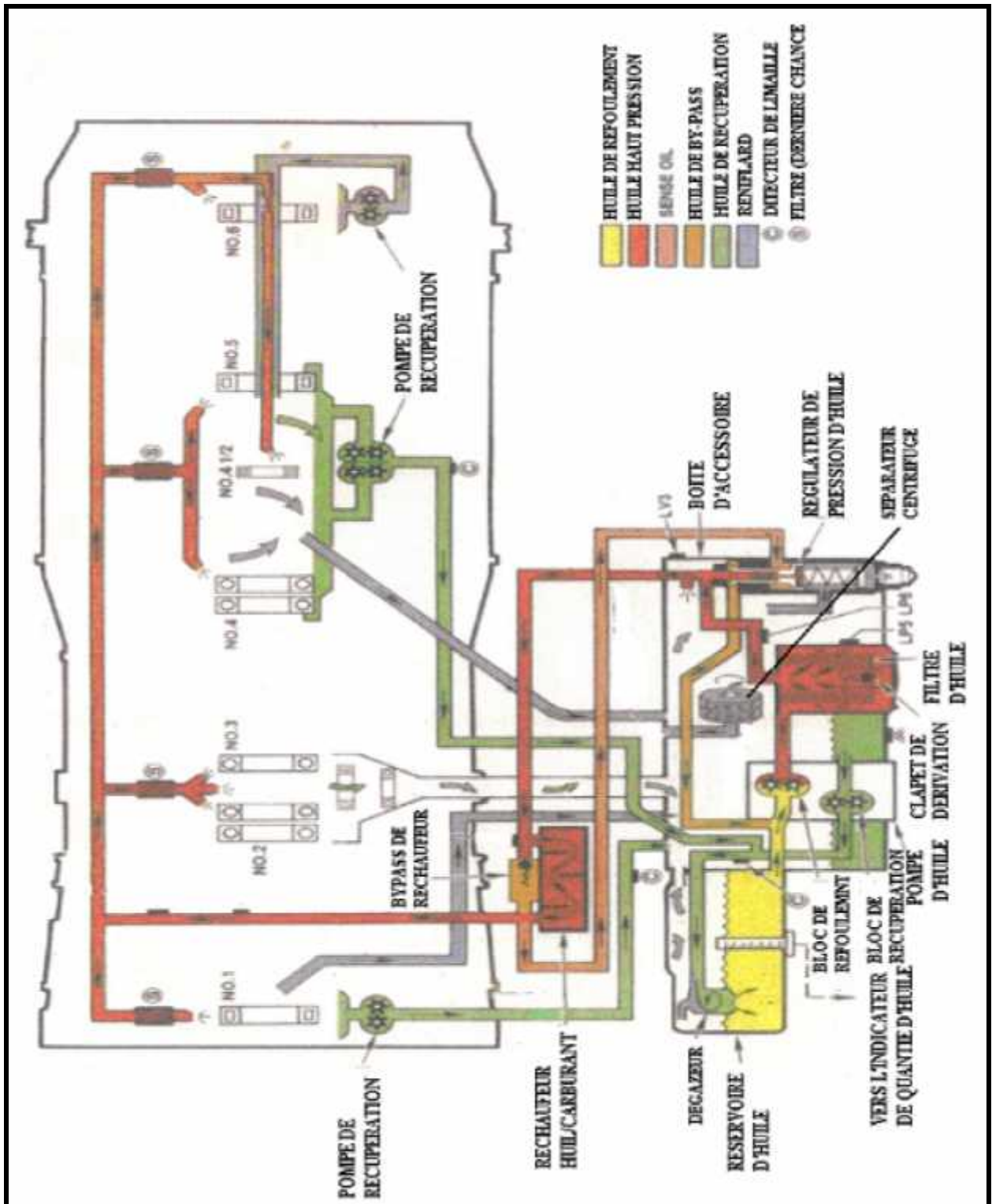


FIG (II-11) : le système de lubrification

2.6.3. Système de démarrage :

Le démarrage du réacteur JT8D-15 au sol est obtenu à l'aide d'un démarreur pneumatique comprenant une turbine centrifuge qui convertit l'énergie de l'air en couple suffisant à l'entraînement du réacteur.

Trois possibilités existant pour alimenter ce système :

- par un groupe à air.
- par de l'air soutire du groupe de puissance (APU: auxiliary power unit).
- par de l'air soutiré du réacteur opposé lorsqu'il en fonctionnement.

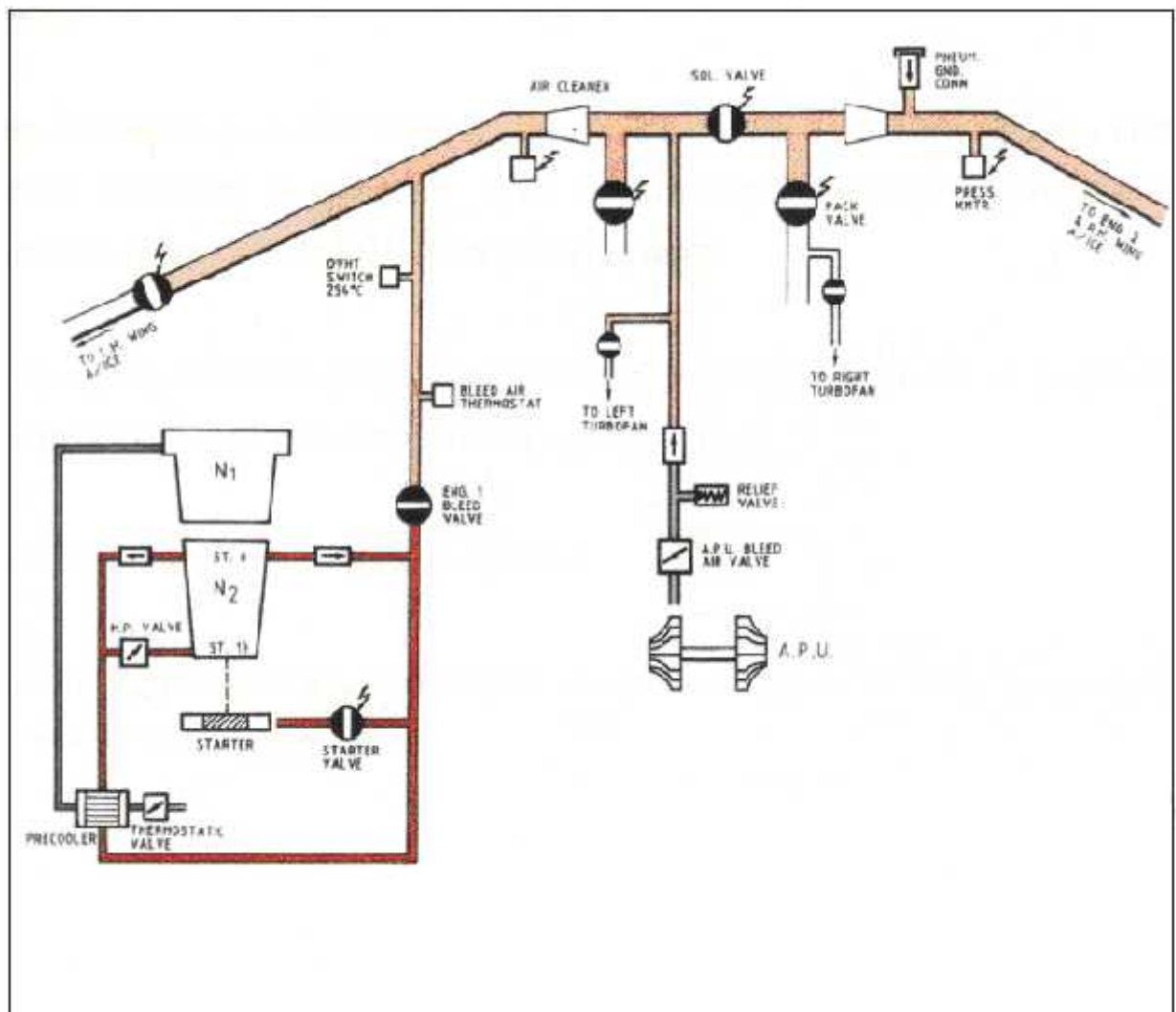


FIG (II-12) : le système de démarrage

2.6.4. Système de carburant :

Le circuit d'alimentation a pour rôle d'amener le carburant du réservoir jusqu'aux injecteurs avec une pression suffisante pour obtenir une bonne pulvérisation dans tout le cycle moteur : ralenti, accélération et atterrissage.

Le système de carburant comprend les organes suivants :

- pompe de carburant qui aspire le carburant du réservoir donc elle assure une alimentation continue de carburant avec une pression donnée.
- réchauffeur de carburant qui sert à dégivrer le carburant.
- filtre carburant qui retient les impuretés solides en cas de givrage de l'eau contenue dans le carburant, il empêche avec le réchauffeur carburant, d'introduire des cristaux de glace dans le FCU (fuel contrôle unit).
- l'échangeur thermique (huile-carburant) qui permet de réchauffer le carburant tout en refroidissant l'huile de lubrification du moteur.
- collecteur double qui le carburant aux injecteurs.
- injecteur duplex (à double orifices) qui servent à pulvériser le carburant pour chaque chambre de combustion.

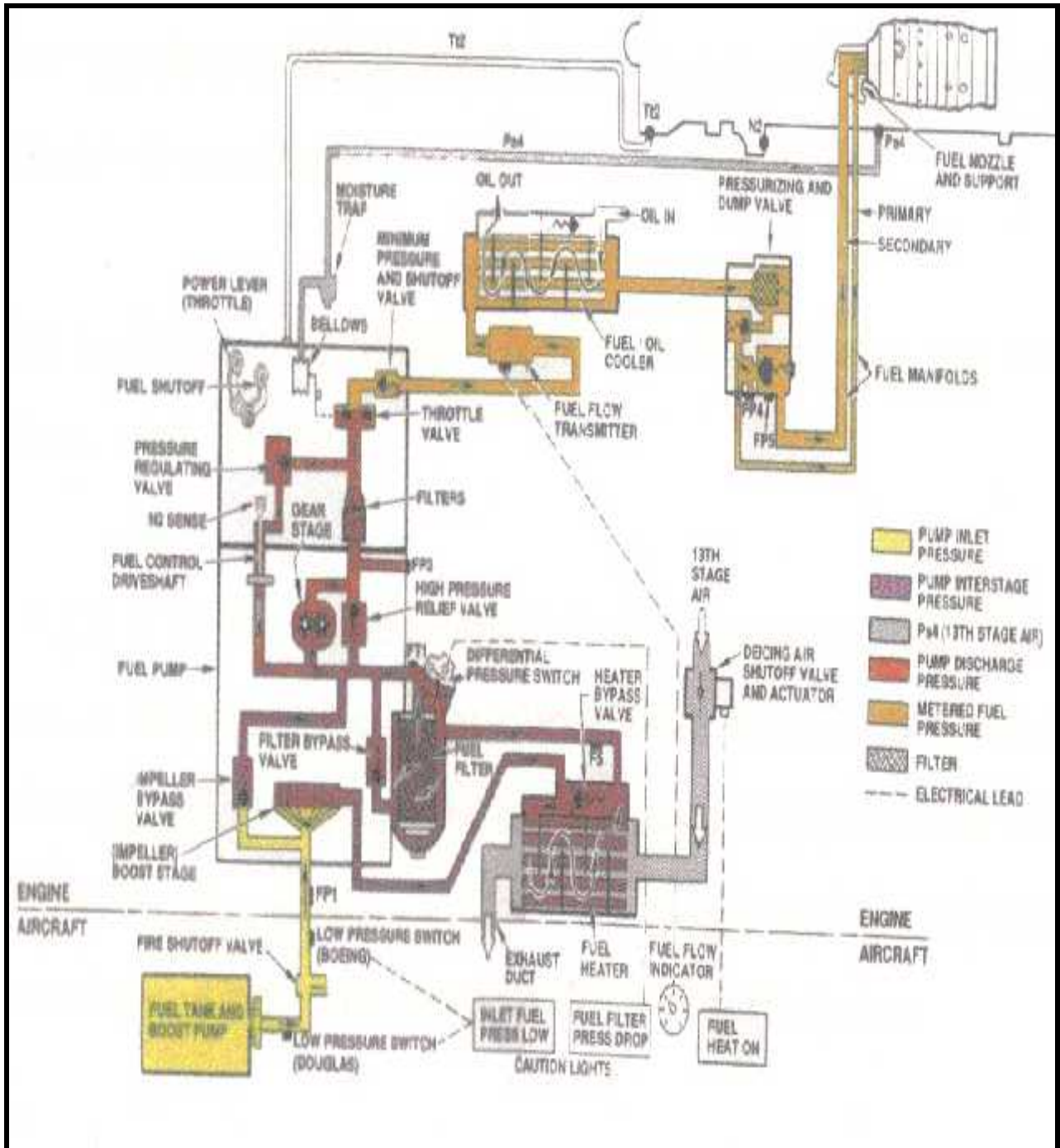


FIG (II-13) : le système de carburant

2.6.5. Système de freinage (l'inversion de poussée) :

L'inversion de poussée est destinée à réduire la distance du parcours d'arrêt lors de l'atterrissage, l'ensemble est constitué de deux portes de déflexion et de vérins installés dans la rallonge du canal d'injection.

En croisière, les portes sont relevées pour la sortie du jet ,tandis que qu'en régime de décélération,elles sont rabattus vers l'arrière de façon à obturer la sortie de la tuyère d'éjection et diriger aussi le flux vers l'avant du moteur .

2.6.6. Système de dégivrage :

Le système de dégivrage est utilisé pour empêcher la formation de la glace sur le carter d'entrée du réacteur, les aubes directrices (ailettes d'entrée) et le cone pénétration.

Ce système est composé de deux tubes d'air de dégivrage et de deux robinets d'arrêt avec moteur actionneur.

Quand le système est mis en marche à partir du poste de pilotage, les deux moteurs sont actionnés pour ouvrir les robinets d'arrêt, ainsi l'air chaud se met en écoulement du huitième étage du compresseur (piquage d'air) vers le carter d'entrée fan à travers les tubes, ensuite, il se filtre vers le cone de pénétration à travers les creux d'ailettes pour être renvoyer ensuite à l'intérieur du turbo réacteur.

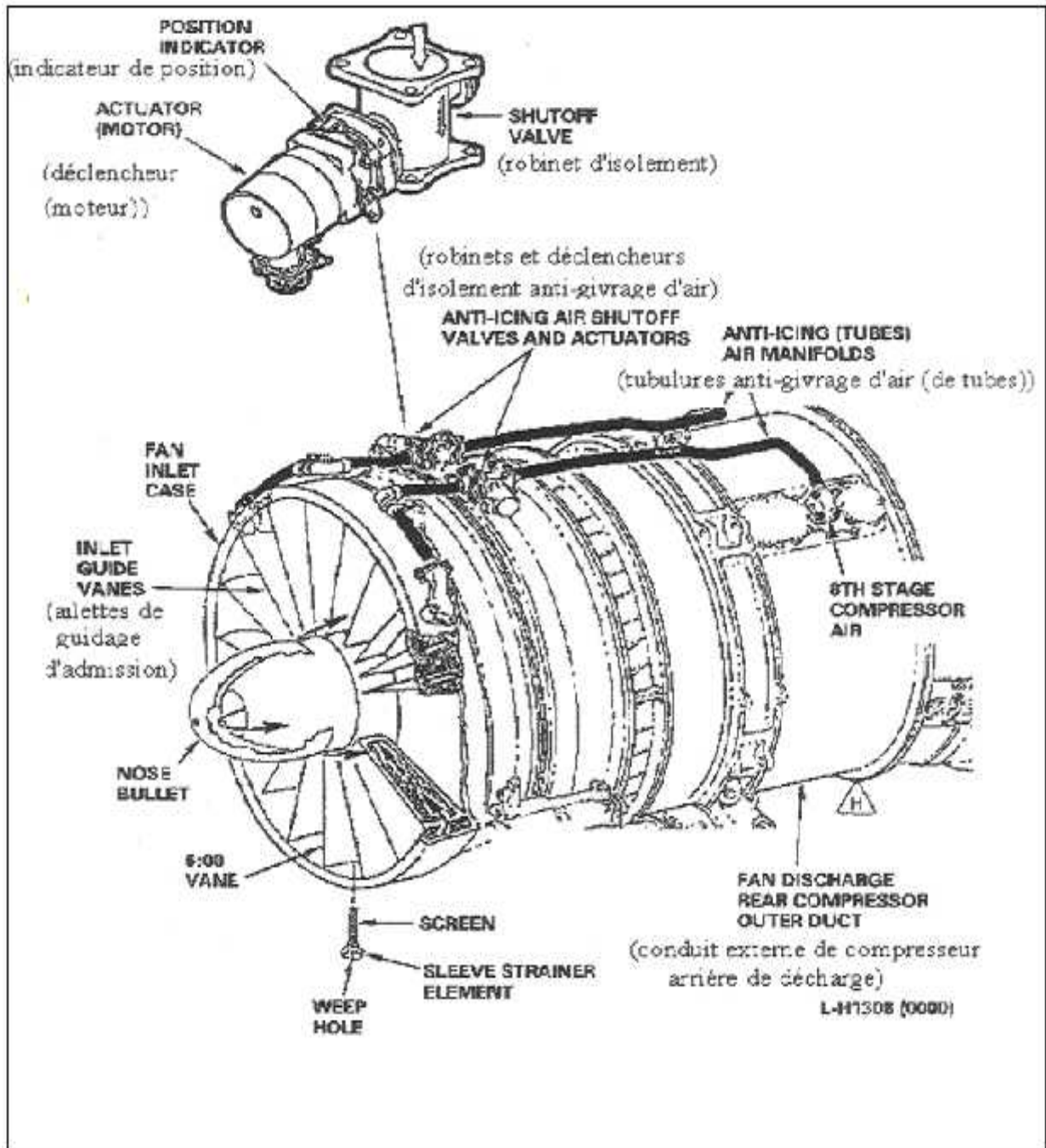


FIG (II-14) : le système de dégivrage

2.6.7. Système de soutirage d'air :

Le système de soutirage d'air consiste à soutire l'air comprimé à différents étages du compresseur.

Il existe deux modes de soutirage d'air :

➤ **soutirage d'air externe :**

L'air est soutiré des étages 2, 6, 8,13 et utilisé pour différentes fonctions :

- 1-refroidissement de l'alternateur.
- 2-dégivrage du moteur et de la prise d'air.
- 3-alimentation du réchauffeur carburant.
- 4-protection anti-pompage.
- 5-pressurisation du réservoir d'huile.

➤ **soutirage d'air interne :**

L'air est soutiré des étages 6, 8, 9,13 et qui est utilisé pour :

- 1-la pressurisation des joints de roulement.
- 2-le refroidissement sous la partie chaude du moteur.
- 3-la réduction de la poussée axiale sur le roulement N°4
- 4-la pressurisation de l'intérieur du moteur.

2.6.8- système anti-pompage :

Le système anti-pompage est utilisé pour le pompage du compresseur lorsque le fonctionnement de ce dernier n'est pas adapté, pour cela, des vannes de décharge équipent le moteur et sous l'effet d'un bourrage, elles s'ouvrent automatiquement et mettent en contact une partie du débit d'air du 8^{ème} et 13^{ème} étage avec la sortie du fan rétablissant ainsi l'écoulement.

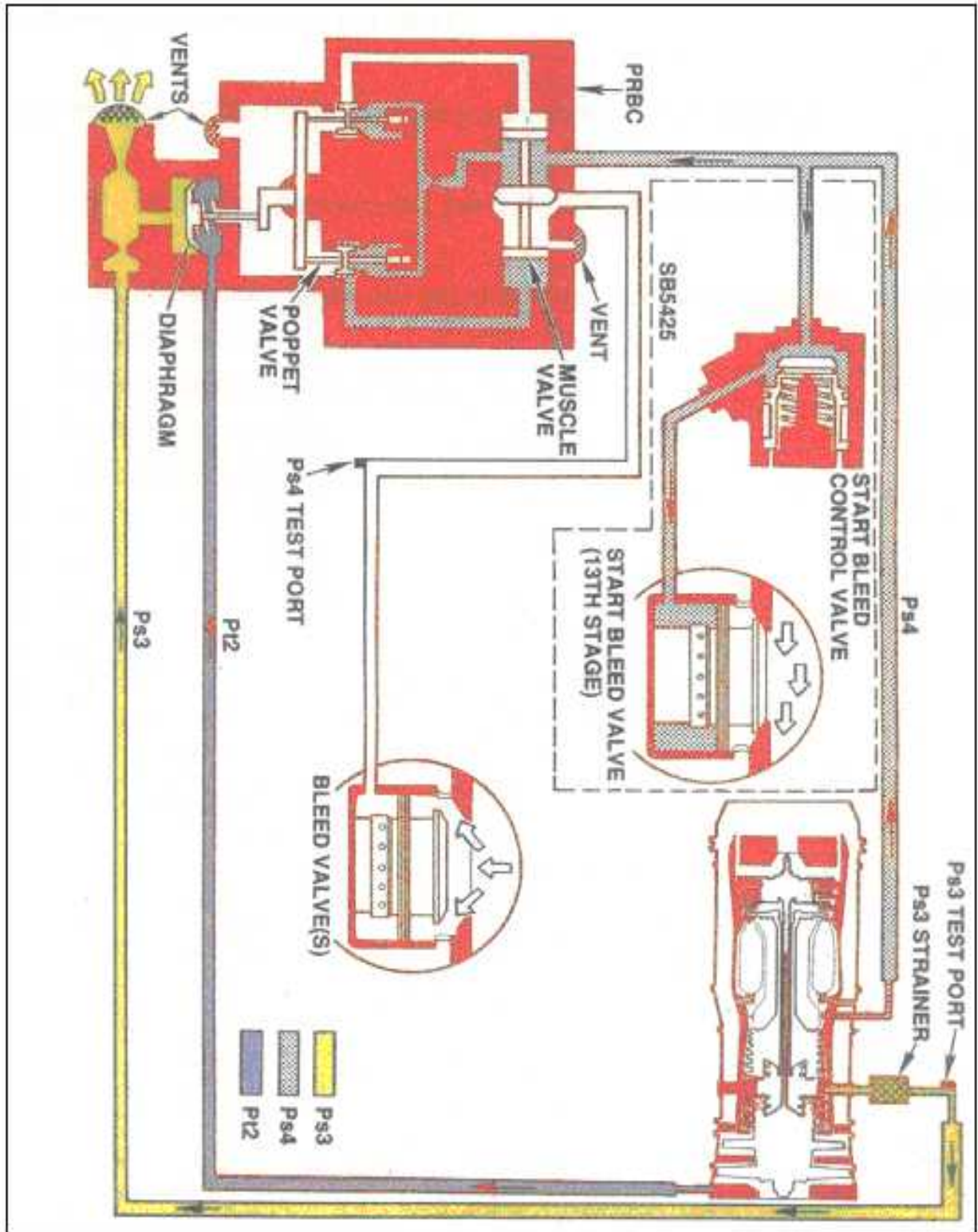


FIG (II-15) : le système anti-pompage

2.6. 9-système d'indication :

Les moteurs JT8D-15 sont équipés par les indicateurs suivants :

1-indicateur de rapport de pression qui permet d'afficher et d'ajuster la poussée du moteur.

2-indicateur de température totale des gaz d'échappement à la sortie de la turbine.

3-indicateur conte N1etN2.

4-indicateur d'huile (quantité, température, pression).

5-indicateur de vibration motrice.

6-indicateur de carburant (quantité, température, pression).

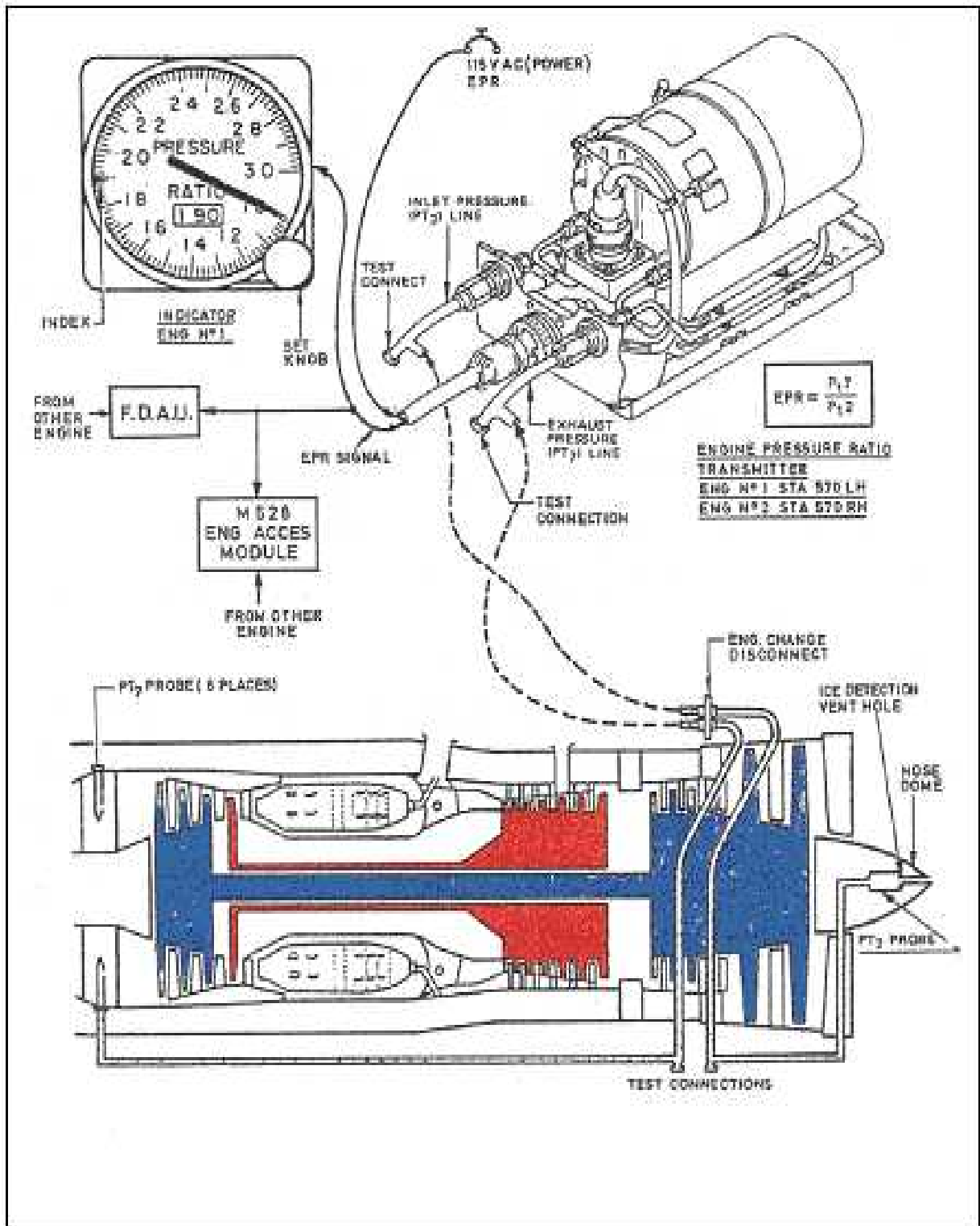


FIG (II-16) : le système d'indication

2.7. Le fonctionnement du JT8D-15 :

A l'aide d'une source pneumatique (APU), le démarreur entraîne l'axe de la boîte d'entraînement.

La Gear box est en liaison avec le compresseur haute pression, ainsi on obtient la rotation de ce dernier.

La fonction de l'entrée d'air est de transformer l'énergie cinétique de l'air entrant dans le réacteur en énergie potentielle de pression statique plus élevée au compresseur qui à son tour le comprime pour le refouler dans la chambre de combustion à haute pression, dans cette dernière le carburant est injecté par l'intermédiaire d'injecteurs et la combustion prend place d'une manière continue pour augmenter la température des gaz admis dans la turbine.

Ces gaz à haute température et haute pression se détendent à travers la turbine pour produire l'énergie mécanique requise pour faire tourner le compresseur et les accessoires. Cependant une bonne partie reste disponible dans l'écoulement des gaz après la turbine.

Après avoir libéré une certaine quantité d'énergie les gaz chauds se détendent une fois de plus sans la tuyère, celle-ci a pour rôle de transformer l'énergie potentielle et thermique en énergie cinétique.

La vitesse d'éjection des gaz à la sortie est plus grande que la vitesse du vol l'avion. Cette différence de vitesse entre la sortie du turboréacteur et l'entrée produit une poussée.

3. Cycle des moteurs à réaction :

Le moteur à réaction est une machine motrice qui transforme l'énergie chimique d'un combustible en énergie cinétique du jet de fluide moteur (gaz) se détendant dans les tuyères. Ce jet fournit l'effort moteur grâce à la réaction du fluide qui s'écoule dans le sens opposé à celui du déplacement de l'appareil volant.

Les moteurs à réaction se rangent en deux catégories principales :

Les moteurs –fusée et les moteurs à réaction aérothermiques.

Les aéronefs dont la propulsion est assurée par des moteurs-fusées doivent amener à leur bord aussi bien le combustible que le comburant, c'est-à-dire un corps oxydant (l'oxygène liquide, l'ozone, le peroxyde d'hydrogène, l'acide nitrique, etc.) qui est nécessaire pour la combustion .A la différence des fusées,

Les appareils équipés des moteurs à réaction aérothermiques ne portent que le combustible et utilisent comme comburant l'oxygène de l'air atmosphérique.

Les moteurs à réaction aérothermiques ne peuvent donc fonctionner que dans l'atmosphère terrestre, tandis que les moteurs-fusées peuvent être utilisés aussi bien dans l'atmosphère de la terre que dans l'espace cosmique.

Etudions tout d'abord les cycles des moteurs à réaction aérothermiques qu'on appelle bien souvent simplement réacteurs.

Suivant leur principe de fonctionnement, ils se classent en deux groupes : les réacteurs à compresseur et les réacteurs sans compresseur.

Les réacteurs à turbocompresseur appelé communément turboréacteur est représenté schématiquement sur la figure ci-dessous .dans le turboréacteur ,le combustible liquide amené depuis les réservoirs brûle dans la chambre de combustion 1 et les gaz de combustion e détendent dans la tuyère 2 pour être ensuite expulsés dans l'atmosphère .

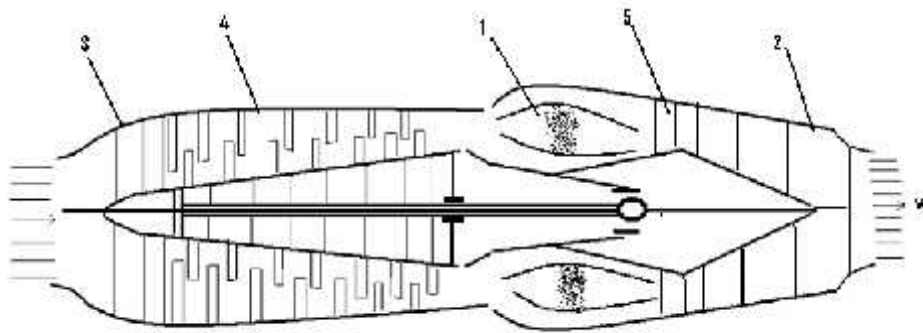


FIG (III-1) : turboréacteur

Le comburant est constitué par l'oxygène atmosphérique pour améliorer le rendement du turboréacteur, on a recours à une compression préalable de l'air avant d'être envoyé dans la chambre de combustion, l'air atmosphérique aspiré par les diffuseur 3 est comprimé dans le compresseur 4, qui peut être axial ou centrifuge.

Le compresseur est entraîné par la turbine à gaz 5 spécialisé qui est actionnée par une partie de la chaleur des gaz de combustion (le compresseur entraîné par une turbine à gaz porte le nom de turbocompresseur) après avoir traversé la turbine, les gaz de combustion se détente dans la tuyère.

De ce qui vient d'être dit, il résulte que le cycle d'un turboréacteur comporte les transformations suivantes (représentées dans le diagramme p-v de la figure c'est dessous) : la compression de l'air dans le turbocompresseur.

Depuis la pression atmosphérique P_1 jusqu'à la pression atmosphérique P_2 suivant l'adiabatique 1-2, la fourniture, grâce à la combustion, de la chaleur q_1 au fluide moteur à pression constante. (l'isobare 2-3) : la détente de fluide moteur (air + gaz de combustion) dans la turbine à gaz et ensuite dans la tuyère 3 d'échappement du moteur suivant l'adiabatique 3-4 (entre les points 3 et b : la production de travail dans la tuyère d'éjection). Le cycle est complété par l'isobare 4-1 correspondant à la pression atmosphérique.

Donc nous pouvons conclure qu'en principe le cycle d'un turboréacteur ne diffère pas du cycle étudié au par.

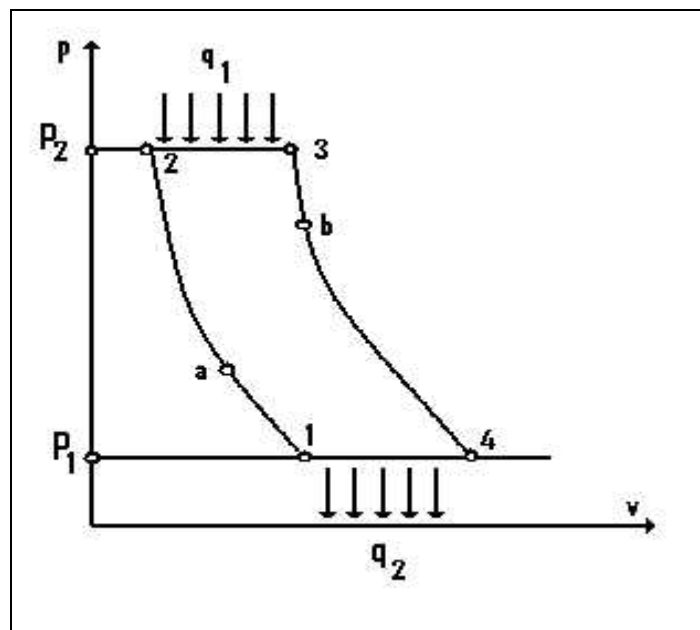


FIG (III-2) : Diagramme PV

3.1. Bilan énergétique :

Pour un système fermé :

$$W+Q = U \dots\dots\dots [III - 1]$$

U : énergie interne du système.

W : travail du système.

Q : quantité de chaleur.

Pour un système ouvert :

$$W + Q = \left(U_2 + \frac{1}{2} V_2^2 + p_2 v_2 + g z_2 \right) - \left(U_1 + \frac{1}{2} V_1^2 + p_1 v_1 + g z_1 \right) \dots\dots [III - 2]$$

$$W + Q = (U_2 + p_2 v_2) - (U_1 + p_1 v_1) + \left(\frac{1}{2} V_2^2 - \frac{1}{2} V_1^2 \right) + g(z_2 - z_1) \dots\dots [III - 3]$$

L'enthalpie $h = U + p v$

On remplace la valeur de h dans l'équation [III-3] on obtient :

$$W + Q = (h_2 - h_1) + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2) + g (z_2 - z_1) \dots\dots [III - 4]$$

$$z_1 = z_2$$

Donc l'équation [III-4] devient :

$$W + Q = \left(h_2 + \frac{1}{2} V_2^2 \right) - \left(h_1 + \frac{1}{2} V_1^2 \right) \dots\dots [III - 5]$$

$$= h_{t2} - h_{t1}$$

$$= 0 \quad (h_t \text{ constante})$$

3.2. Ecoulement compressible :

Soit la formule :

$$M = \frac{V}{a}$$

Avec :

M : Le nombre de mach.

V : La vitesse d'écoulement.

a : La vitesse du son dépend du milieu et la température.

$$a = \sqrt{\chi \cdot R \cdot T}$$

Si M = 1 : on dit que l'écoulement est sonique.

Si M > 1 : on dit que l'écoulement est super sonique.

Si M < 1 : on dit que l'écoulement est subsonique.

Posons :

$$C_p \cdot T_t = C_p \cdot T + \frac{1}{2} V^2 \dots\dots\dots \text{[III - 6]}$$

On divise l'équation [III-6] sur C_p·T :

$$\frac{C_p \cdot T_t}{C_p \cdot T} = 1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{V^2}{C_p \cdot T} \dots\dots\dots \text{[III - 7]}$$

$$\Rightarrow \frac{T_t}{T} = 1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{V^2}{C_p \cdot T} \dots\dots\dots \text{[III - 8]}$$

Et aussi :

$$C_p = \frac{\chi \cdot R}{\chi - 1} \dots\dots\dots \text{[III - 9]}$$

On remplace Cp par sa valeur dans l'équation [III-9] :

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\chi - 1}{2} \cdot \frac{V^2}{(\sqrt{\chi \cdot R \cdot T})^2} \dots\dots\dots \text{[III - 10]}$$

Donc :

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\chi - 1}{2} \cdot M^2 \dots\dots\dots \text{[III - 11]}$$

On a aussi :

$$P_t^{1-x} \cdot T_t^x = P^{1-x} \cdot T^x \dots\dots\dots [III - 12]$$

Alors :

$$\left(\frac{P_t}{P}\right)^{1-x} = \left(\frac{T}{T_t}\right)^x \dots\dots\dots [III - 13]$$

$$\Leftrightarrow \left(\frac{P_t}{P}\right) = \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{-x}{1-x}}$$

Donc :

$$\frac{P_t}{P} = \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{x}{x-1}} \dots\dots\dots [III - 14]$$

Donc on peut écrire :

$$\frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{x-1}{x} M^2\right)^{\frac{x}{x-1}} \dots\dots\dots [III - 15]$$

3.3. Formule de la poussée :

La poussée est la force qui propulse l’avion, elle est déterminée en appliquant le théorème de quantité de mouvement de manière à ce que la variation de la quantité de mouvement est égal à la somme des forces agissant sur le système de propulsion .son unité est le newton.

Par définition, une masse M de flux animée d’une vitesse V possède une quantité de mouvement égale au produit MV.

Soit P, c’est un vecteur orienté dans le même sens que V.

Soit une masse de fluide M subissant une variation de vitesse, cette masse de fluide subira donc une variation de quantité de mouvement P, telle que :

$$P = M \cdot V$$

On montre que la variation de cette quantité de mouvement, pendant l'unité de temps est une force F soit :

$$F = \frac{\Delta P}{\Delta t} \dots\dots\dots [\text{III} - 16]$$

En remplace P par sa valeur dans [III-16] et on obtient :

$$F = M \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} \dots\dots\dots [\text{III} - 17]$$

Ce qui peut s'écrire :

$$F = \Delta V \cdot \frac{M}{\Delta t} \dots\dots\dots [\text{III} - 18]$$

Le terme $\frac{M}{\Delta t}$ représente la masse de fluide pendant l'unité de temps, c'est le débit masse ou débit massique.

Posons :

$$\frac{M}{\Delta t} = \dot{m}_a \dots\dots\dots [\text{III} - 19]$$

De l'équation [III-19] Nous avons :

$$F = \dot{m}_a \cdot \Delta V \dots\dots\dots [\text{III} - 20]$$

En toute rigueur, le théorème précédent s'énonce ainsi :

La variation pour la quantité de mouvement d'une masse de masse de fluide, pendant l'unité de temps, traversant une surface S fermée ne contenant aucun corps solide est égale à la somme des forces extérieures appliquées a cette surface.

C'est le théorème que nous allons appliquer pour expliciter la poussée d'un turboréacteur.

3.3.1. Formule générale :

Pour simplifier, nous n'avons pas tenu compte de l'action du débit masse carburant .soit \dot{m}_c ce débit, la poussée due à ce débit a la même forme que celle du débit d'air \dot{m}_a soit $\dot{m}_c \cdot (V_5 - V_0)$ mais pour ce terme, le carburant étant à bord, sa vitesse est nulle donc sa poussée est :

$$F_c = \dot{m}_c \cdot V_5$$

Soit la formule générale :

$$F = \dot{m}_a (V_5 - V_0) + \dot{m}_c \cdot V_5 + S_5 (P_5 - P_0)$$

$$\Rightarrow F = V_5 (\dot{m}_a + \dot{m}_c) - \dot{m}_a \cdot V_0 + S_5 (P_5 - P_0)$$

Avec:

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_a + \dot{m}_c$$

D'où:

$$F = \dot{m}_5 V_5 - \dot{m}_a \cdot V_0 + S_5 (P_5 - P_0) \dots\dots\dots [III - 21]$$

Cette poussée F est appelée la poussée nette .le terme $-\dot{m}_a \cdot V_0$ (négatif) est appelé « traînée de captation » ; le terme $S_5 (P_5 - P_0)$ relatif à la section de tuyère (S_5) porte le nom de poussée « poussée de culot ».

L'expression $(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot V_5$ est appelée brute.

\dot{m}_a : débit masse d'air [kg/sec]

\dot{m}_c : débit masse carburant [kg/sec]

V_5 : vitesse d'éjection [m/sec]

V_0 : vitesse d'entrée des filets d'air [m/sec]

S_5 : section de sortie tuyère [m²]

P_5 : pression à la sortie tuyère [Pa]

P_0 : pression ambiante [Pa]

F : poussée nette [N]

Les sections d'un turboréacteur :

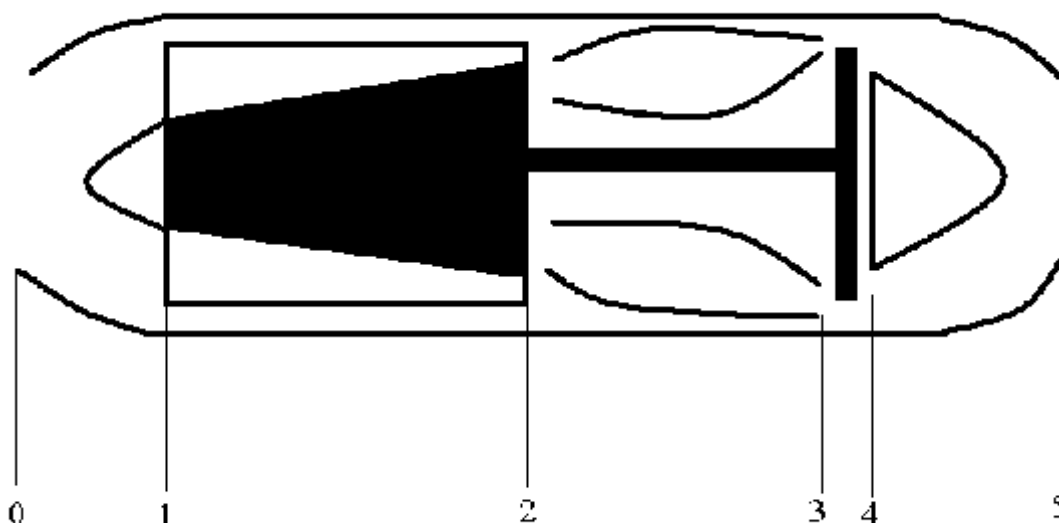
Tronçon (0-1) : Entrée d'air ou manche à air.

Tronçon (1-2) : Compresseur.

Tronçon (2-3) : Chambre de combustion.

Tronçon (3-4) : Turbine.

Tronçon (4-5) : Canal d'éjection ou tuyère.



**FIG (III-3) : Sections et paramètres associés au turboréacteur
Simple flux sec.**

3.3.2. Simplification :

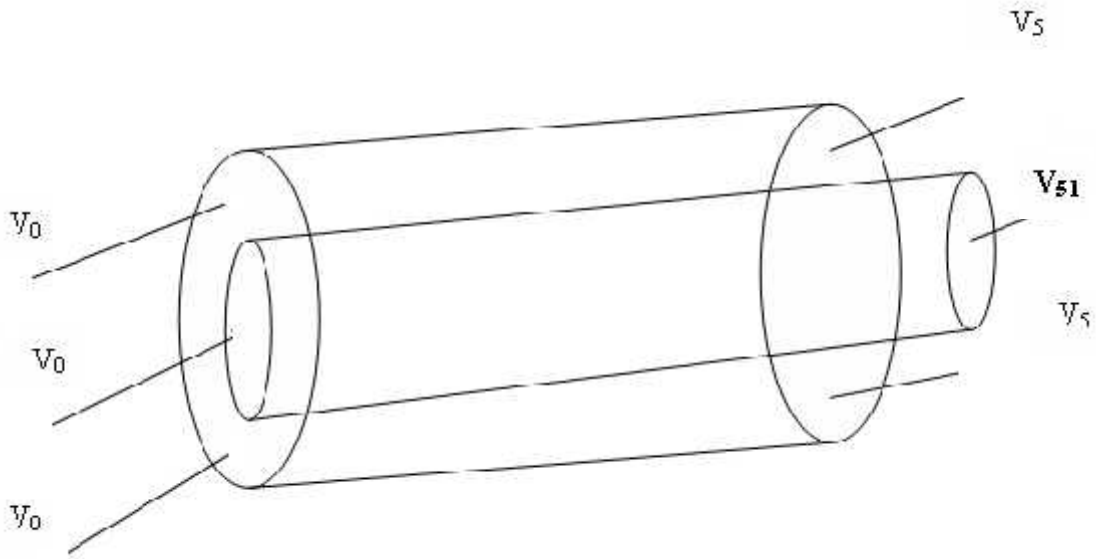
Une tuyère est dite adaptée, lorsque la pression totale des filets d'air à la section de sortie est égale à la pression ambiante ($P_0=P_5$).

Autrement dit, la poussée de culot s'annule :

$$F = \dot{m}_5 \cdot V_5 - \dot{m}_a \cdot V_0 \dots \dots \dots [III - 22]$$

La formule de la poussée démontrée ci-dessus s'applique aux turboréacteurs simple flux et sec et à partir de cette formule, on déduit celle d'un moteur double flux.

3.3.3. Poussée d'un moteur double flux :



Ce moteur est caractérisé par la présence de deux flux d'air .soit \dot{m}_e le débit masse traversant la soufflante, ce flux est appelé flux externe ou flux froid, et \dot{m}_i débit masse d'air interne ou flux chaud.

A fin de pouvoir déterminer la poussée nette de ce type de moteur, séparons l'action des deux débits masses.

-le flux froid \dot{m}_e pénètre dans le fan à la vitesse V_0 .soit V_5 vitesse d'éjection du flux froid ; la poussée due au flux froid à donc pour expression :

$$F_e = \dot{m}_e \cdot (V_5 - V_0) \dots\dots\dots [III - 23]$$

-le flux chaud \dot{m}_i pénètre dans la partie chaude du moteur à la vitesse V_0 et sort de la tuyère animé de la vitesse V_{51} très supérieure à V_5 .la poussée due au flux chaud a donc pour expression :

$$F_i = \dot{m}_i \cdot (V_{51} - V_0) \dots\dots\dots [III - 24]$$

-soit \dot{m}_c le débit massique carburant ; ce dernier contribue à la poussée totale développée par le moteur, la force F_c due à son action est :

$$F_c = \dot{m}_c \cdot V_{51} \dots\dots\dots [III - 25]$$

V_{51} : vitesse d'éjection avec poste combustion.

Soit au total :

$$F_N = \dot{m}_e (V_5 - V_0) + \dot{m}_i (V_{51} - V_0) + \dot{m}_c V_5 \dots \dots \dots [III - 26]$$

Le terme poussée de Culot a été négligé, sur ce type de moteur, cela est très légitime compte tenu de son domaine d'utilisation et de la faible erreur que cela entraîne.

3.3.4. Poussée spécifique :

Par définition, c'est la poussée développée par le moteur au débit masse d'air le traversant soit :

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a} \text{ [N/kg.S}^{-1}\text{]} \dots \dots \dots [III - 27]$$

3.3.5. Poussée massique :

C'est le rapport de la poussée rapportée à la masse carburant.

3.4. Taux de dilution :

Par définition, le taux de dilution est le rapport du débit masse d'air externe sur le débit masse d'air interne, soit :

$$= \dot{m}_e / \dot{m}_i$$

C'est une notion importante rattachée au double flux caractérisant bien ce type de moteur. (Pour le moteur JT8D-15, l'ordre de grandeur de $\lambda = 1$).

3.5. Consommations :

3.5.1. Consommation massique horaire :(C_h)

Cette notion caractérise la consommation de carburant par heure, l'unité utilisée est : [kg/h]

$$C_h = 3600 \cdot \dot{m}_c \dots \dots \dots [III - 28]$$

3.5.2. Consommation spécifique :(C_{sp})

C'est une notion très importante caractérisant un turboréacteur, par définition ; c'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée nette du moteur.

$$C_{sp} = \frac{C_h}{F} [\text{kg.h}^{-1}.\text{N}^{-1}] \dots\dots\dots [\text{III} - 29]$$

3.6. Puissances d'un turboréacteur double flux:

Une machine thermique est une machine qui ; à partir d'une puissance calorifique (combustion généralement), par une succession de transformation donne une puissance d'utilisation sous la forme souhaitable .la série de transformation s'effectuant avec des pertes plus au moins importantes ,on caractérise ces pertes par le rendement de ces divers transformation.

3.6.1. Puissance calorifique :(P_c)

C'est la puissance que fournit la combustion supposée parfaite du carburant injecté dans la chambre de combustion.

Soit P_{ci} (pouvoir calorifique inférieur) du carburant, rappelons que P_{ci} est par définition; la quantité de chaleur que dégage la combustion parfaite d'un kilogramme de carburant.

$$P_c = \dot{m}_c \cdot P_{ci} \quad \text{Exprimée en watts ou (k .watts).}$$

3.6.2. Puissance thermique théorique (P_{tt}) :

Soit T_{51} la température des gaz d'échappement du flux chaud, et T_5 la température des gaz à la sortie du carénage du flux externe.

$$P_{tt} = P_c - [\dot{m}_i C_p (T_{51} - T_0) + \dot{m}_e C_p (T_5 - T_0)] \dots\dots\dots [\text{III} - 30]$$

T_{51} est beaucoup plus faible que dans le cas d'un simple flux et T_5 en vol est très proche de T_0 .

3.6.3. Puissance thermique réelle :(P_{tr})

$$P_{tr} = \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{51}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_5^2 - V_0^2) \dots\dots\dots [III - 31]$$

3.6.4. Puissance de propulsion :(P_p)

Nous savons que celle-ci est fraction de puissance thermique réelle effectivement transformée.

Soit la puissance dissipée par tourbillon :

$$P_p = \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{51} - V_0)^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_5 - V_0)^2 \dots\dots\dots [III - 32]$$

Soit :

$$P_p = [\frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{51}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_5^2 - V_0^2)] - [\frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{51} - V_0)^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_5 - V_0)^2]$$

Soit en développant et en remplaçant m_e par m_e

$$P_p = -\dot{m}_i \cdot V_0^2 - \dot{m}_i V_0^2 + \dot{m}_i V_0 (V_{51} - V_0) \dots\dots\dots [III - 33]$$

Soit encore :

$$P_p = \dot{m}_i \cdot V_0 \cdot (V_{51} - V_0) + \dot{m}_i \cdot V_0 \cdot (V_5 + V_0) \dots\dots\dots [III - 34]$$

Ou:

$$P_p = F_{doubleflux} \cdot V_0 \dots\dots\dots [III - 35]$$

3.7. Les rendements :

Par définition, le rendement d'une machine est toujours le rapport de la puissance de sortie est la puissance d'entrée.

3.7.1. Le rendement thermique réel ou thermodynamique :

Le rendement thermique réel est le rapport de la puissance thermique réelle et la puissance calorifique :

$$y_T = \frac{P_{tr}}{P_c} \dots\dots\dots [III - 36]$$

3.7.2. Le rendement de propulsion :

Le rendement de propulsion est le rapport de la puissance de propulsion et la puissance thermique réelle :

$$y_P = \frac{P_P}{P_{tr}} \dots\dots\dots [III - 37]$$

3.7.3. Le rendement global :

Le rendement globale est le produit des deux rendements, thermodynamique et propulsif :

$$y_g = y_T \times y_P \dots\dots\dots [III - 38]$$

De [III-36],[III-37] et [III-38] c'est le rapport de la puissance de propulsion et la puissance calorifique :

$$y_g = \frac{P_P}{P_c} \dots\dots\dots [III - 39]$$

3.8. Durée maximale de vol (autonomie) :

La durée maximale de vol correspond au temps nécessaire pour que l'engin consomme tout le carburant embarqué quand il évolue à un régime donné. Elle peut être exprimée comme suit :

M_{FOB} : quantité de carburant embarquée

$$M_{FOB\ TOTAL} = M_{décollage} + M_{atterrissage} + M_{cruise}$$

$$t = \frac{M_{FOB}}{C_h} \dots\dots\dots [III - 40]$$

On remplace $C_h = C_{sp} \cdot F$ dans l'équation [III-40] on obtient :

$$t = \frac{M_{FOB}}{C_{sp} \cdot F} \dots\dots\dots [III - 41]$$

$$t_{max} = \frac{M_{FOB\ max}}{C_{sp} \cdot F} \dots\dots\dots [III - 42]$$

3.9. Rayon d'action (RANGE) :

Le rayon d'action est la distance que peut voler l'engin en consommant tout son carburant à vitesse constante. Il est déterminé comme suit :

$$d = V_{\text{cruise}} \cdot t \dots\dots\dots [\text{III} - 43]$$

$$d_{\text{max}} = V_{\text{cruise}} \cdot t_{\text{max}} \dots\dots\dots [\text{III} - 44]$$

3.10. Les paramètres du débit (MFP) :

Le MFP est un paramètre qui relie le débit à la variation du nombre de mach. Par conservation, on définit :

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t \cdot A} \dots\dots\dots [\text{III}-45]$$

D'autre part :

$$\dot{m} = \dots \cdot V \cdot A \dots\dots\dots [\text{III}-46]$$

On a :

$$V = M (\chi \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad \text{et} \quad \dots = \frac{P}{r \cdot T}$$

Si on remplace V et dans l'équation [III-46] on aura :

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P}{r \cdot T} \cdot M (\chi \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots [\text{III}-47]$$

On a aussi :

$$T_t = T \cdot \left(1 + \frac{\chi - 1}{2} \cdot M^2 \right) \dots\dots\dots [\text{III}-48]$$

Et :

$$P_t = P \cdot \left(1 + \frac{\chi - 1}{2} \cdot M^2 \right)^{\frac{\chi}{\chi - 1}} \dots\dots\dots [\text{III}-49]$$

En multipliant [III-45] par $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$ et on tenant compte des équations [III-48] et [III-49], on obtiendra alors :

$$MFP = \frac{M \sqrt{\frac{\kappa}{r}}}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}} \dots\dots\dots \text{[III-50]}$$

Le turbo fan est constitué de plusieurs organes comme ils ont été décrits au (Chapitre II) ; Ces éléments étant:

- 1- Prise d'air.
- 2- Compresseurs (BP et HP).
- 3- Chambre de combustion.
- 4- Turbines (BP et HP).
- 5- Tuyère d'éjection.

Le calcul énergétique des différents constituants du turboréacteur est effectué au point fixe, l'air ambiant a les caractéristiques suivantes:

- Température totale à l'entrée: $T_{t0} = 288 \text{ °K}$.
- Pression totale à l'entrée: $P_{t0} = 101325 \text{ Pa}$.
- $r = 287 \text{ j/kg °K}$.
- $\gamma = 1,4$.
- Au décollage, le débit massique de l'air $\dot{m}_a = 147 \text{ Kg/s}$. (donné par le constructeur).

4.1. L'entrée d'air :

L'entrée est une conduite adiabatique, dont le diamètre est de l'ordre de 1m. Elle a pour fonction la captation du fluide actif à l'infini amont du moteur pour délivrer l'air au compresseur dans les meilleures conditions d'écoulement.

La température totale s'est conservée, par contre, la pression totale chute à cause des pertes qu'on peut classer en deux catégories.

Des pertes internes: dues aux frottements sur les parois, faibles et parfois négligeables.

Des pertes externes: liées au champ aérodynamique autour du moteur.

Elles deviennent importantes en supersonique, apparition d'une onde de choc au fuselage du moteur, elles dépendent en premier lieu du nombre de Mach de vol, mais également du type de la prise d'air, des conditions de vol et du régime.

Ces pertes nous conduisent à définir un rendement d'admission appelé aussi Efficacité.

4.1.1. Efficacité d'une entrée' d'air :

Est définie comme étant le rapport de la pression d'impact réelle liée à la Pression d'impact théorique (pression génératrice).

$$\dagger = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \dots\dots\dots [IV - 1]$$

Si l'entrée d'air est idéale $\Rightarrow \eta = 1$

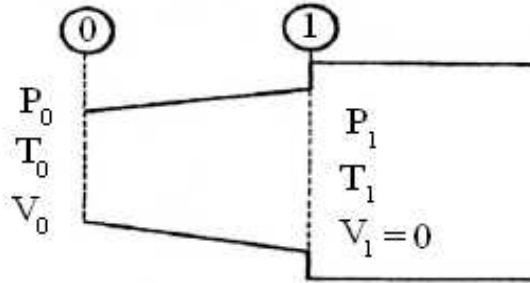


FIG (IV-1) : Entrée d'air (divergent)

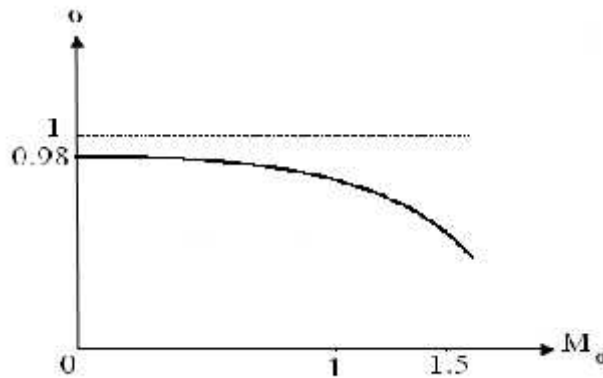


FIG (IV-2) : Evolution de l'efficacité en Fonction du nombre de Mach Mo

Supposons un réservoir de dimensions infinies et où l'air est au repos et où règne les conditions P_1 et T_t .

Détente isentropique (adiabatique et réversible), on aura entre 0 et 1

$$p_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots [IV - 2]$$

L'air au repos:

$$M_1 = 0 \Rightarrow p_1 = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots [IV - 3]$$

On remarque que son efficacité est correcte dans le domaine subsonique; d'où leur emploi dans l'aviation commerciale (cas du turbo -fan double corps, double flux).

4.1.2. Formes des entrées d'air:

L'air en entrant subit une compression qui théoriquement est adiabatique réversible (isentropique). Suivant le domaine d'évolution de l'aéronef la forme de cette entrée d'air est différente. En effet, Hugoniot montre que l'écoulement dans un conduit de section S est donné par:

$$\frac{dS}{S} = \frac{dV}{V} (1 - M^2) \dots\dots\dots [IV - 4]$$

Trois régimes se posent: on a:

$M < 1$: Subsonique (cas de notre étude).

$M > 1$: Supersonique.

$M = 1$: Sonique.

Nous nous intéresserons au cas (1), c'est à dire au régime subsonique.

$$M < 1 \Rightarrow M^2 < 1 \Rightarrow (1 - M^2) > 0$$

Dans le domaine incompressible, nous avons :

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = cte \dots\dots\dots [IV - 5]$$

Donc toute variation d'énergie cinétique se traduit par une variation d'énergie de pression P/ρ qui représente l'énergie de pression de l'unité de masse de fluide.

A l'aide de ces deux formules en subsonique dans un divergent, l'énergie cinétique diminue au profit de l'énergie de pression.

Conclusion:

Dans le domaine subsonique, pour la plus grande part des aéronefs Commerciaux, les entrées d'air auront donc une section divergente

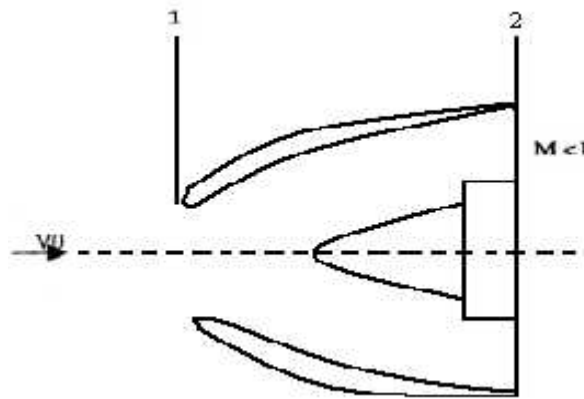


FIG (IV-3) : Canal divergent pour le subsonique

4.1.3. Représentation dans le plan pression température :

➤ **Evolution théorique :**

Le fluide subit une compression isentropique (adiabatique & réversible), de plus, l'air étant supposé gaz parfait, nous avons entre P et T la relation.

Evolution adiabatique réversible : $P V^\gamma = Cte$. Gaz parfait : $PV = r t$ Soit:

$$T \cdot P^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = cte \quad \text{ou} \quad T_0 \cdot P_0^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = T_1 \cdot P_1^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

$$\Rightarrow \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_1}{T_0} \dots\dots\dots [IV - 6]$$

Avec : $P_1 > P_0$

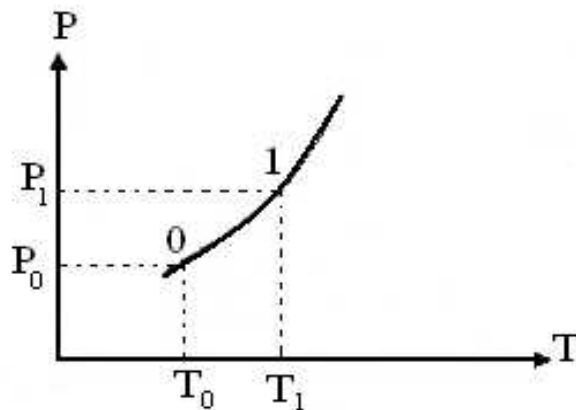


FIG (IV-4) : Evolution théorique de la variation de P en fonction de T

➤ **Evolution réelle :**

La compression n'étant pas isentropique mais polytropique.

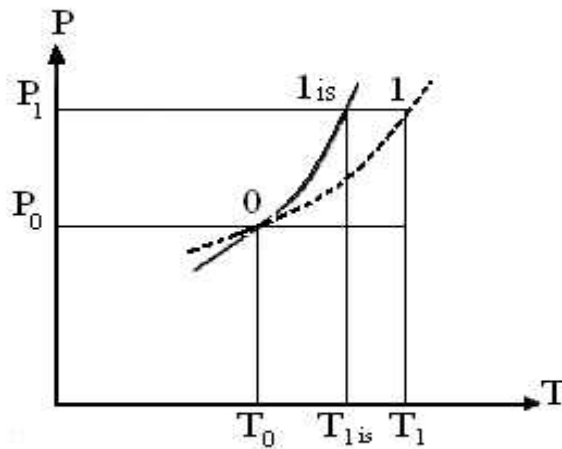


FIG (IV-5) : Evolution réelle de la variation de P en fonction de T

$$T \cdot P^{\frac{1-K}{K}} = cte \quad \text{Avec: K coefficient polytropique.}$$

Notons que cela se traduit par une température en fin de transformation T_1 qui est supérieure à T_{1is}

Pour une compression: k est supérieur

___ : Courbe théorique: Courbe en trait plein et répondant à la loi:

$$\left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{(x-1)}{x}} = \frac{T_{1.is}}{T_0} \dots\dots\dots [IV - 7]$$

..... : Courbe réelle: Courbe en trait mixte et répondant à la loi :

$$\left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{K-1}{K}} = \frac{T_1}{T_0} \dots\dots\dots [IV - 8]$$

Cette transformation est dite polytropique, afin de différencier la compression obtenue dans l'entrée d'air et celle obtenue, dans le compresseur. Cette compression est appelée compression dynamique (dans certains ouvrages).

4.1.4. Evolution des paramètres dans une entrée d'air:

Nous nous intéressons à l'entrée d'air subsonique et donc aussi aux évolutions théoriques et réelles.

➤ **Evolution théorique:**

Nous avons vu aussi que dans un divergent (entrée d'air subsonique), la vitesse diminuait.

En supposant l'air comme gaz parfait, ceci se traduit par une augmentation de la pression statique et de la température statique.

➤ **Evolution réelle:**

En ce qui concerne la pression statique, elle croît aussi mais p diminue légèrement pour obtenir la même pression statique, cela entraîne une température statique plus élevée.

➤ **Tableau récapitulatif:**

	Evolution théorique	Evolution réelle
T_t	constante	Constante
P_t	Constante $P_{t2}=P_{t1}$	$P_{t2} = P_{t1} : P_{t1} < P_{t2}$
P	augmente	Augmente
T	augmente	Augmente ($T_1 > T_{1,is}$)
V	diminue	diminue

Tableau (IV - 1) : évolution des paramètres dans le cas réelle et théorique

4.1.5. Le rapport des pressions de stagnation:

Est donné par :

$$r_d = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \dots\dots\dots [IV - 9]$$

Il détermine la perte de pression de stagnation (totale) entre l'entrée du diffuseur et sa sortie.

r_d : mesure la performance du diffuseur, plus r_d est grand, plus le diffuseur est performant. La pression à la sortie du diffuseur est donnée par.

$$P_{t2} = P_{t1} \cdot (1 - v) \dots\dots\dots [IV - 10]$$

: perte dans le diffuseur

De la relation [IV-3] et [IV-4] on obtient:

$$r_d = (1 - v) \dots\dots\dots [IV - 11]$$

Conclusion:

Toute entrée d'air permet de ralentir le fluide afin que celui-ci se présente avec une direction et une vitesse cohérente au compresseur. Sa forme (convergente divergente ou divergente) dépend du domaine de Mach, d'évolution de l'aéronef.

Une entrée est caractérisée par son efficacité, cette dernière variant en fonction du Mach d'évolution. Le fonctionnement de l'entrée d'air au point fixe et en régime moteur élevé et perturbé, et donc nécessite la présence d'air additionnel.

4.1.6. Taux de compression :

Le taux de compression est défini comme étant le rapport de la pression totale de sortie à la pression totale d'entrée du Fan.

$$\Pi = \frac{P_{t13}}{P_{t2}} \dots\dots\dots [IV - 12]$$

P_{t2} , P_{t13} : pressions totale entrée et sortie Fan

De même On définit le rapport de température:

$$\dagger = \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \dots\dots\dots [IV - 13]$$

T_{t2} , T_{t13} : températures totale entrée et sortie fan.

4.2. Compresseur :

L'ensemble est composé de deux compresseurs montés en série chacun étant entraîné par son ou ses étages de turbine, le rotor constitué des derniers étages de l'ensemble est appelé compresseur HP. Celui situé en amont est appelé compresseur BP. Cette disposition permet d'obtenir deux vitesses différentes surtout dans les bas régimes.

Le compresseur double corps présente les avantages suivants:

- Démarrage du réacteur plus facile car on entraîne en rotation simplement le mobile HP, le mobile BP étant entraîné par l'écoulement du fluide au niveau de la turbine BP.
- Accélération et décélération plus rapides moins d'inertie.
- Poussée de ralenti plus faible.
- Meilleur rendement de compression aux faibles régimes.

Le compresseur a pour rôle l'augmentation de la pression de l'air qui le parcourt, il est composé d'une partie fixe (stator), à l'intérieur de laquelle tourne une partie mobile (rotor).

Le rotor fournit de l'énergie, cinétique à l'air, quant au stator, il transforme cette énergie cinétique en énergie de pression.

4.2.1. Compresseur axial:

Le compresseur axial est ainsi dénommé parce que l'écoulement de l'air s'effectue dans une direction sensiblement parallèle à l'axe du moteur.

Le compresseur axial est constitué, essentiellement par :

➤ Un rotor:

Il est constitué d'aubes tournantes à grande vitesse, ces aubes sont implantées dans un tambour, la surface des aubes est profilée, la grille d'aubes du rotor constitue le mobile.

➤ Un stator:

Il est constitué de aubes fixes, elles sont implantées dans un carier démontable. Chaque disque du rotor équipé de ses aubes forme une grille d'aubes rotor.

Chaque anneau du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes stator.

Le rotor est installé à l'intérieur du stator de façon à ce que l'on rencontre successivement de l'avant à l'arrière, une grille d'aubes mobiles, une grille d'aubes fixes, une grille d'aubes mobiles, etc.

4.2.2. Etage d'un compresseur:

Il est constitué d'une grille d'aubes rotor suivie d'une grille d'aubes stator. (Une grille d'aubes rotor + une grille d'aubes stator = étage).

4.2.3. Etude Thermodynamique :

➤ **Evolution théorique:**

La compression est supposée isentropique, l'air est assimilé à un gaz parfait, la vitesse axiale d'écoulement de l'air étant constante, nous pouvons écrire :

$$\left. \begin{matrix} P.V^x = Cte \\ P.V = r.T \end{matrix} \right\} \Rightarrow T.P^{\frac{1-x}{x}} = Cte \dots\dots\dots[IV - 14]$$

Entre état 2 et 3:

$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}} \right)^{\frac{x}{x-1}} \dots\dots\dots[IV - 15]$$

2 : entrée du compresseur

3 : sortie du compresseur

Dans le plan P, T cette courbe à la forme suivant :

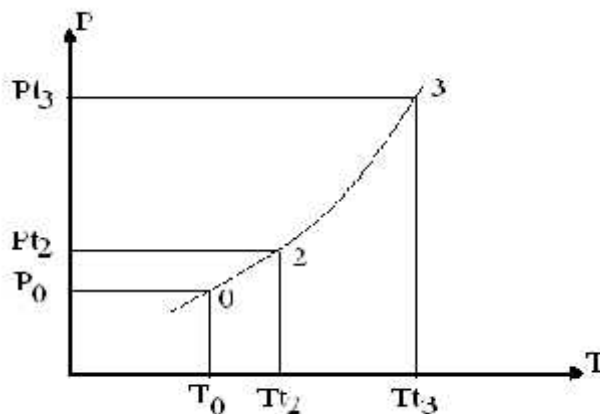


FIG (IV-6): Evolution théorique de la variation de P en fonction de T

0-2 : la compression théoriquement isentropique du diffuseur.
 2 -3 : compression mécanique théoriquement isentropique du compresseur.

➤ **Evolution réelle:**

En réalité la transformation n'est pas réversible (pertes par frottement se traduit en chaleur), l'air n'est pas rigoureusement assimilable à un gaz parfait, la transformation est donc poly tropique dont:

$$T.P^{\frac{1-K}{K}} = Cte$$

Entre 2 et 3:

$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}} \right)^{\frac{K}{K-1}} = \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{K}{K-1}} \dots\dots\dots [IV - 16]$$

Pour les compresseur $k > \gamma$, on remarque $T_3 > T_{3\ is}$ et pour obtenir une même pression à la sortie.

— : Evolution théorique.

.....: Evolution réelle.

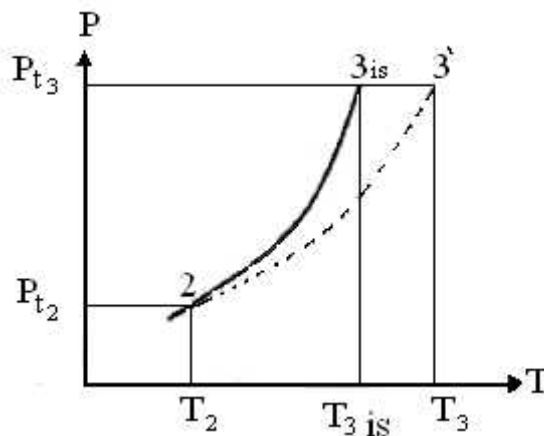


FIG (IV-7) : Evolution réelle de la variation de P en fonction de T

4.2.4. Rendement isentropique :

Le rendement isentropique, c'est le rapport de la puissance théorique sur la puissance réelle.

$$y_{is} = \frac{P_{tr}}{P_r} = \frac{T_{3is} - T_{t2}}{T_3 - T_{t2}} \dots\dots\dots [IV - 17]$$

Avec : T_{3is}: la température de sortie pour le cas isentropique.

T_{3'} : la température de sortie réelle.

4.2.5. Rendement poly tropique :

Pour l'étude d'un compresseur à plusieurs étages, il est plus convenable d'utiliser le rendement poly tropique η_p au lieu du rendement isentropique $\eta_{c.is}$.

Ce rendement est défini par:

$$y_p = \frac{dT_{0is}}{dt_0} \dots\dots\dots [IV - 18]$$

Or pour une transformation isentropique on a :

$$\frac{T_0 + dT_{0is}}{T_0} = 1 + \frac{dT_{0is}}{T_0} = \left(\frac{P_0 + dP_0}{P_0} \right)^{\frac{x-1}{x}} = \left(1 + \frac{dP_0}{P_0} \right)^{\frac{x-1}{x}} \dots\dots\dots [IV - 19]$$

Pour une compression infinitésimale:

$$\frac{dP_0}{P_0} \ll 1$$

dT_{0is}: variation de température pour une évolution isentropique.

dT₀: variation de température pour une évolution réelle finie.

Donc:

$$\left(1 + \frac{dP_0}{P_0} \right)^{\frac{x-1}{x}} = 1 + \frac{x-1}{x} \cdot \frac{dP_0}{P_0} \dots\dots\dots [IV - 20]$$

D'ou:

$$1 + \frac{dT_{0is}}{T_0} = 1 + \frac{x-1}{x} \cdot \frac{dP_0}{P_0} \dots\dots\dots [IV - 21]$$

Ou bien:

$$\frac{dT_{0is}}{T_0} = \frac{\chi - 1}{\chi} \cdot \frac{dP_0}{P_0} \Rightarrow dT_{0is} = T_0 \frac{\chi - 1}{\chi} \cdot \frac{dP_0}{P_0} \dots\dots\dots [IV - 22]$$

On remplace [IV-10] dans [IV-14] on obtient:

$$y_p = \frac{\chi - 1}{\chi} \cdot \frac{dP_0/P_0}{dT_0/T_0} \dots\dots\dots [IV - 23]$$

En intégrant entre l'entrée et la sortie du compresseur, on aura:

$$y_p = \frac{\chi - 1}{\chi} \cdot \frac{\ln(P_{t3}/P_{t2})}{\ln(T_{t3}/T_{t2})} \dots\dots\dots [IV - 24]$$

4.2.6. Taux de compression :

C'est le rapport de la pression de sortie à la pression d'entrée, soit:

$$\ddagger = \frac{Pt_s}{Pt_e} \dots\dots\dots [IV - 25]$$

4.2.7. L'évolution des paramètres :

En décomposant l'évolution des paramètres dans les différents éléments d'un étage compresseur, puis en les additionnant ligne par ligne, nous en déduisons l'évolution dans un étage et par extension dans le compresseur; ces évolutions sont obtenues pour un régime proche du maximum.

PARAMETRES	ROTOR	STATOR	ETAGE
W	diminue	diminue	diminue
V	augmente	diminue	constante
Tt	Augmente	constante	augmente
T	augmente	augmente	augmente
Pt	augmente	augmente	augmente
P	augmente	constante	augmente

Tableau (IV – 2) : Variation des paramètres physiques dans le compresseur

4.3. La chambre de combustion:

But : Elle assure le mélange du kérosène et d'oxygène (contenu dans l'air) et permet la transformation de l'énergie mécanique du mélange en énergie calorifique (le moins d'imbrûlés possibles) et cela dans toute la gamme de vol.

4.3.1. Description:

- Un carter de raccordement à la veine d'air du compresseur (appelé souvent carter intermédiaire) dans lequel se trouvent les éléments apportant le kérosène appelés injecteurs.
- Un ou plusieurs tubes à flamme dans lesquels se jouera la flamme.
- Une enveloppe extérieure et une enveloppe intérieure dans laquelle passe l'arbre compresseur - turbine.
- Un carter de raccordement au premier étage de la turbine.

4.3.2. Facteurs régissant la combustion:

- Temps:** lié à la vitesse d'écoulement qui doit être réduite à l'entrée.
- Température:** doit être importante pour assurer un rayonnement le plus intense possible.
- Turbulence:** homogénéiser le mélange au maximum; d'où la nécessité de rajouter des aubes de turbulence à l'entrée pour assurer un bon brassage.

4.3.3. Etude thermodynamique:

La combustion s'effectue dans une enceinte ouverte à pression constante

Evolution théorique:

La combustion étant supposée isobare $P_4 = P_5$ combustion isobare, la température $T_4 < T_5$.

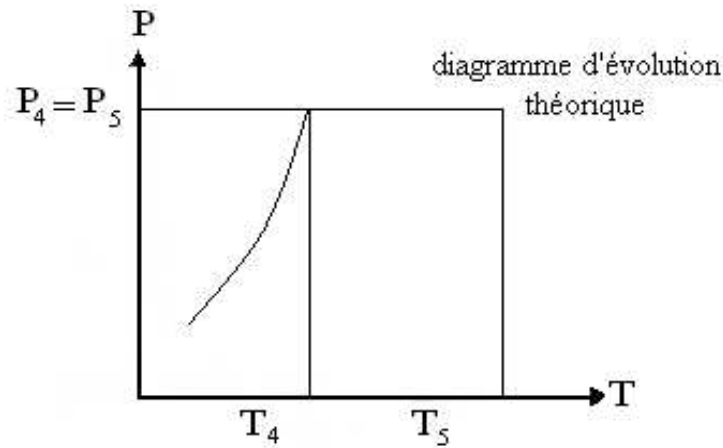


FIG (IV-8): Evolution théorique de la variation de P en fonction de T

➤ **Evolution réelle dans le plan (PT) :**

La turbulence et le refroidissement entraîneraient une perte, donc la pression de sortie de la chambre de combustion est légèrement inférieure à P_2 .

En superposant les deux diagrammes, on aura:

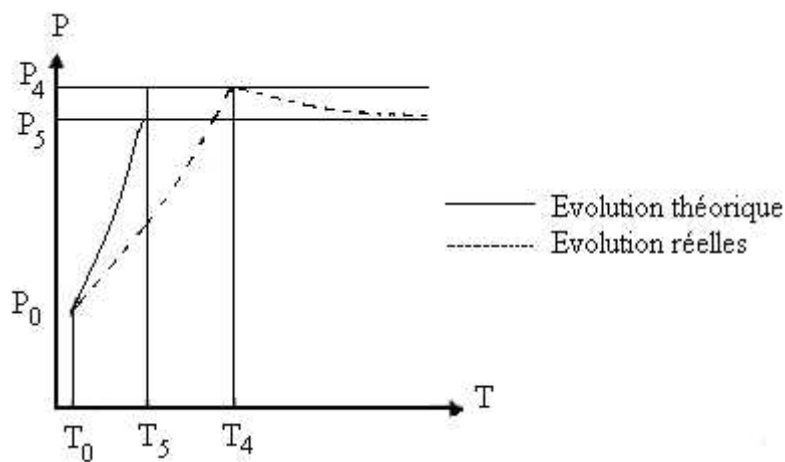


FIG (IV-9) : Evolution réelle et théorique de la variation de P en fonction de T

Nous avons rapporté sur le diagramme, l'évolution réelle du fluide, dans le compresseur.

4.3.4. Calcule énergétique :

La puissance mise en jeu dans la chambre de combustion est donnée par:

$$(\dot{m}_f + \dot{m}_c)Cp_t Tt_4 - \dot{m}_c Cp_c Tt_3 = \dot{m}_f P_{ci} \dots\dots\dots [IV - 26]$$

\dot{m}_c : débit d'air dans la chambre.

\dot{m}_f : débit carburant.

Cp_t Cp_c : la capacité calorifique concerne le compresseur et turbine.

P_{ci} : pouvoir calorifique du carburant ($P_{ci} = 4.4 \cdot 10^6$ j/Kg)

Tt_4 , Tt_3 : température entrée et sortie de la chambre de combustion.

On a le dosage:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \dots\dots\dots [IV - 27]$$

D'après l'équation [IV-18] on à:

$$(f + 1)Cp_t Tt_4 - Cp_c Tt_3 = fP_{ci}y_b \dots\dots\dots [IV - 28]$$

Alors l'équation [IV-20] devient:

$$f = \frac{Cp_t Tt_4 - Cp_c Tt_3}{P_{ci}y_b - Cp_t Tt_4} \dots\dots\dots [IV - 29]$$

y_b : le rendement de combustion.

4.4. La Turbine:

But: La roue de la turbine a pour rôle d'entraîner le mobile au quel est attelée; roue HP pour compresseur HP, roue BP pour compresseur BP, elle doit en outre fournir la puissance nécessaire à l'entraînement des accessoires (régulateur, pompes, alternateur..).

En général, les turbines rencontrées dans un turboréacteur sont de type axial. Un étage de turbine est composé d'une grille d'aubes stator suivie d'une grille d'aubes rotor. L'ordre de présentation stator -rotor est l'inverse de celui d'un compresseur.

Le stator de l'étage turbine est aussi appelé distributeur, son rôle est de transformer une partie de l'énergie de pression délivrée par la chambre de combustion en énergie cinétique, le rotor transformant l'énergie cinétique en énergie mécanique sous la forme d'un couple moteur afin d'entraîner le compresseur et les accessoires.

4.4.1. Etude thermodynamique :

➤ **Etude théorique:**

La transformation d'énergie de pression en énergie cinétique par une détente est théoriquement isentropique (adiabatique et réversible). Les gaz chauds étant assimilés à un GP, nous aurons une pression statique et température statique, la relation:

$$\frac{P^{\frac{x-1}{x}}}{T} = cte \dots\dots\dots [IV - 30]$$

Dans le plan (P, T) l'évolution a la forme:

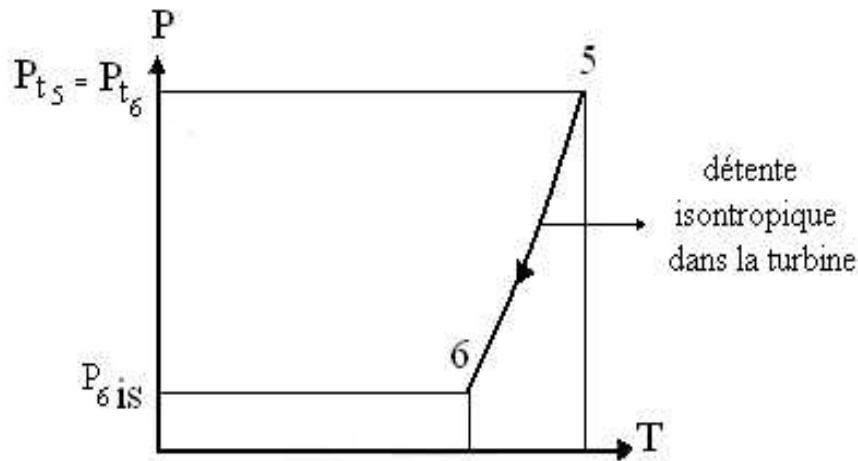


FIG (IV-10) : Evolution théorique de la variation de P en fonction de T

La détente de Ps à P6, s'accompagne théoriquement de la diminution de la température de Ts à T6 suivant la relation

$$\left(\frac{P_5}{P_6} \right)^{\frac{x-1}{x}} = \frac{T_5}{T_6} \dots\dots\dots [IV - 31]$$

Les paramètres totaux:

$$\left(\frac{Pt_5}{Pt_6} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{Tt_5}{Tt_6} \dots\dots\dots [IV - 32]$$

➤ **Evolution réelle:**

La détente étant poly tropique, nous obtenons alors une détente de la turbine à une température réelle $T_{6t}' > T_{6tis}$. La relation entre la pression et la température statique est:

$$\left(\frac{P}{T}\right)^{\frac{k-1}{k}} = cte \dots\dots\dots [IV - 33]$$

La figure suivante donne les évolutions théoriques et réelles.

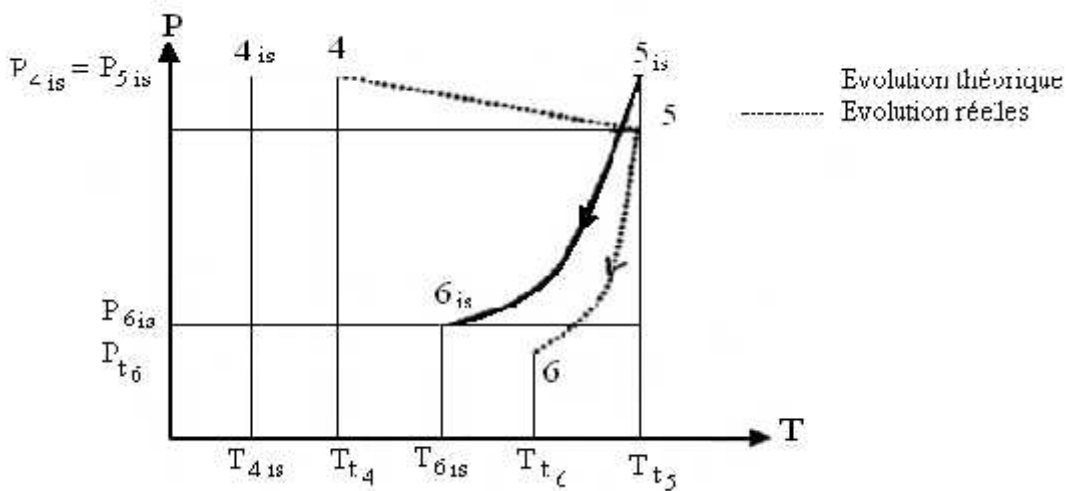


FIG (IV-11) : Evolution théorique et réelle de la variation de P en fonction de T

4.4.2. Rendement de la turbine:

C'est le rapport de puissance réelle et puissance théorique. Ce rendement est voisin de 0,85 à 0,88.

$$y_{tur} = \frac{\text{puissance réelle}}{\text{puissance théorique}} = \frac{T_{t6} - T_{t5}}{T_{6is} - T_{t5}} \dots\dots\dots [IV - 34]$$

4.4.3. Travail de la turbine en fonction du rendement poly tropique :

On sait déjà que le rendement c'est le rapport de travail réel sur le travail isentropique, on peut écrire à partir de ceci que

$$W_T = y_T W_{Tis} = y_T C_p (T_{t4} - T_{t5}) \dots\dots\dots [IV - 35]$$

Donc :

$$W_T = C_p T_{t4} \left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{y_p \frac{x-1}{x}} \right] \dots\dots\dots [IV - 36]$$

4.4.4. Equilibre compresseur - turbine:

En régime stabilisé la puissance turbine est égale la puissance compresseur, égale à la puissance accessoire près, soit:

$$P_t = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{t6} - T_{t5}) = P_c = \dot{m}_a (T_{t3} - T_{t2}) \dots\dots\dots [IV - 37]$$

La chaleur massique à pression constante, des gaz chauds est peu différente de celle des gaz froids (compresseur), d'autre part le débit masse carburant est comparé au débit d'air, d'où: $m_p + m_5 \approx m_p$ nous aurons donc:

$$(T_{t6} - T_{t5}) \approx (T_{t3} - T_{t2})$$

4.4.5. Rendement poly tropique:

$$y_p = \frac{x-1}{x} \cdot \frac{k}{k-1} \dots\dots\dots [IV - 38]$$

k : coefficient de la transformation poly tropique.

4.4.6. Evolution des paramètres P, T, V dans l'étage de la turbine:

➤ **Dans le stator:**

Section convergente P, T diminuent la vitesse absolue augmente.
Donc: $P_t = Cte$ et $T_t = Cte$.

➤ **Dans le rotor:**

Sections convergentes P, T et V diminuent lorsque w augmente
Donc: P_t et T_t diminuent.

➤ **Dans l'étage :**

$V = Cte$, il y a une détente P_t et T_t diminuent, Donc P_t et T_t diminuent.

4.4.7. Limitations:

La température d'entrée de la turbine HP influe sur le rendement du moteur, la poussée maximale du moteur est également limitée par cette température; de nombreuses études ont permis d'augmenter cette température, elle est pour les moteurs les plus modernes de l'ordre 1400°C.

4.4.7.1. Fluage (creep) :

Aux régimes élevés, les aubes du rotor sont soumises simultanément à des forces centrifuges, des forces aérodynamiques et des températures importantes; ces aubes s'allongent proportionnellement au temps de fonctionnement important, cet allongement reste admissible tant que les températures limites déterminées par le constructeur ne soient pas dépassées.

Ceci signifie que la vie de la turbine est surtout liée au nombre d'heures passées aux régimes les plus élevés (Décollage, montée).

4.4.7.2. Chocs théoriques:

Pendant la phase de démarrage, ainsi que l'accélération, les variations de température provoquent des dilatations inégales, des diverses parties de la turbine.

4.4.7.3. Température maximum à la sortie de la chambre:

Cette dernière limitation est très importante lorsqu'elle fixe le débit de carburant maximum injecté dans le moteur, donc fixe la poussée maximum que l'on peut tirer.

Ces dernières années la température d'entrée turbine a pu être augmentée grâce à deux approches complémentaires.

- La recherche de matériaux résistants aux hautes températures.
- L'introduction d'un système de refroidissement des aubes.

4.4.8. Refroidissement de la turbine:

On a vu que la température entrée turbine peut augmenter, grâce aux recherches sur les matériaux résistants aux hautes températures, et l'introduction de système de refroidissement. Cette procédure joue un rôle important afin d'augmenter cette température.

Le refroidissement de la turbine est obtenu par : circulation d'air en permanence du compresseur, (pour les turbo réacteurs double flux, on parle du compresseur haute pression).

L'air de refroidissement prélevé du compresseur a une température élevée mais de loin inférieure à celle d'entrée turbine. On distingue deux grands procédés, la convection interne et le film protecteur.

4.5 Canal d'éjection:

Son rôle principal est d'achever la transformation d'énergie de pression en énergie cinétique, c'est dans le canal d'éjection qu'a lieu la détente à la propulsion.

4.5.1. Description du canal d'éjection d'un moteur sec :

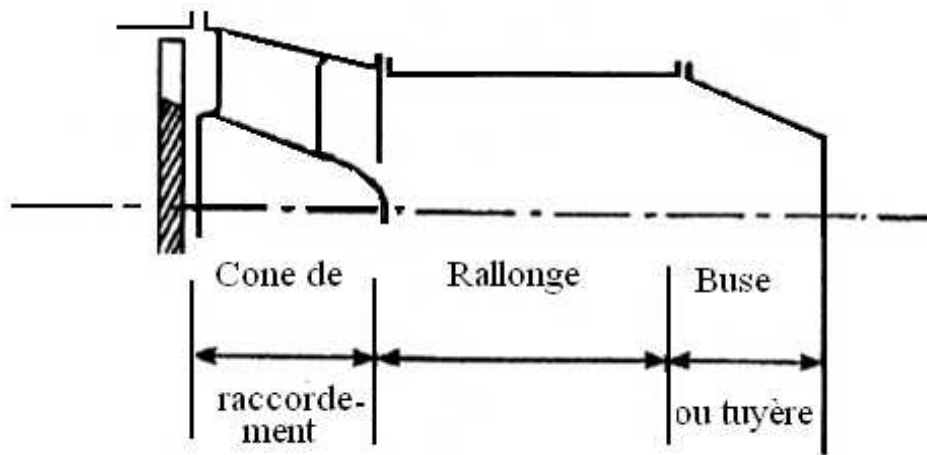


FIG (IV-12) : Schématisation du canal d'éjection

Le canal d'éjection se compose de :

- D'un cône de raccordement dont le rôle est d'éviter la formation des remous.
- D'une rallonge souvent calorifugée et insonorisée qui reçoit les sondes de température et de pression totale.
- D'une buse à section fixe ou variable, c'est dans la rallonge que les reverses sont installés.

➤ Evolution théorique:

Dans le canal d'éjection, la détente est supposée isentropique et assimilée à gaz parfait. Nous avons:

$$\left(\frac{P_7}{P_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_7}{T_8} \dots\dots\dots [IV - 39]$$

➤ **Evolution réelle:** Transformation poly tropique

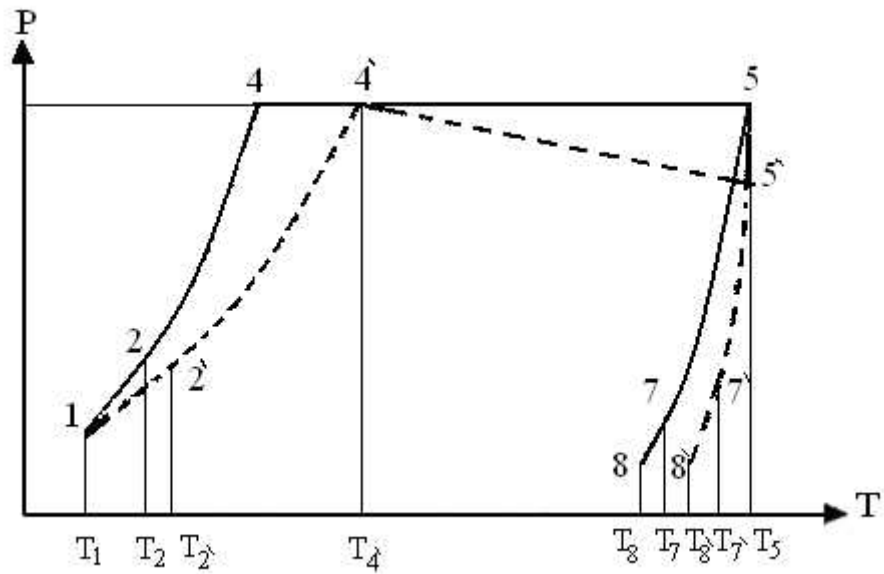


FIG (IV-13) : Courbe réelle d'évolution de la variation de P en fonction de T

— : Evolution théorique.

.....: Evolution réelle.

4.5.2. Rendement de la tuyère:

$$y_{tuyère} = \frac{\text{puissance cinétique réelle}}{\text{puissance cinétique théorique}}$$

$$y_{tuyère} = \frac{Tt'_8 - Tt'_7}{Tt_8 - Tt_7} \dots\dots\dots [IV - 40]$$

Calcul de la vitesse d'éjection :

$$\frac{V_8^2 - V_7^2}{2} = Cp (T_7 - T_8) \dots\dots\dots [IV - 41]$$

$V_7 \ll V_8$ donc V_7 négligée.

Formule de Zeuner:

$$V_8 = \sqrt{2Cp(T_7 - T_8)} \dots\dots\dots [IV - 42]$$

4.5.3. Fonctionnement de la tuyère convergente:

➤ **Fonctionnement théorique:**

Dans le canal d'éjection. Nous ne disposons d'aucune machine. Le travail de transvasement est nul. Si l'évolution est isentropique gaz parfait, nous avons les paramètres d'impact $T_t = Cte$ et $P_t = Cte$.

La tuyère se propose de raccorder un espace amont où règnent les conditions génératrices P_t , T_t et $V = 0$ à un espace aval où règnent les conditions P_o , T_o .

Etude du débit:

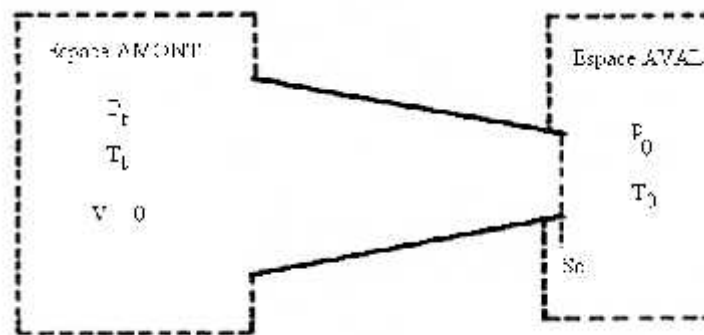


FIG (IV-14) : Représentation du canal d'éjection

Lorsque $P_t = P_o$ nous n'avons aucun débit dans la tuyère.

P_t : l'écoulement est alors d'autant plus important que la différence.

$P_t - P_o$ est grande. La tuyère étant convergente, les gaz seront accélérés par détente avec un simple convergent. Si l'on continue à accroître P_t , on obtient une vitesse maximale au col de la tuyère égale à la célérité du son, la tuyère est dite alors à col sonique, la vitesse étant maximale, le débit massique du gaz (ρ , v , s) est maximale, la poussée est maximale.

Vitesse sonique alors : $V_8 = a_8$ $M_8 = 1$

On a alors entre (7 et 8) (pression d'impact se conserve si la détente est isentropique dans une section sans apport d'énergie).

La relation suivante:

$$P_{t_8} = P_{t_7} = P_8 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_8^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots [IV - 43]$$

$$P_{t_7} = P_8 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = P_8 \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots [IV - 44]$$

➤ **Fonctionnement réel:**

L'évolution est réelle (adiabatique et avec frottements) cela conduirait à la conservation de la température totale mais la pression totale change à cause du frottement avec les parois

L'évolution est adiabatique:

- Pas d'échange de chaleur $T_{t7} = T_{t8}$

- L'évolution se fait avec frottement $T_{t7} = T_{t8}$ ce qui fait naître évidemment une perte de charge

$$P_{t8} = (1 - \gamma) P_{t7}$$

Avec :

γ : le coefficient de perte de charge.

5-Résultats et discussions

5.1. Caractéristiques énergétiques:

Dans ce chapitre, nous allons discuter les résultats obtenus, en premier lieu nous commencerons par les différentes caractéristiques énergétiques le long des stations du turboréacteur à savoir la pression, la température, la masse volumique, la vitesse...etc., et en suite on parle des performances du turboréacteur.

➤ évolution de la pression totale:

On remarque d'après la figure (V-1) que la pression totale est influencée par la section de passage des gaz et cela jusqu'à l'entrée du compresseur HP. A la sortie du compresseur HP et jusqu'à la sortie de grille statorique de la turbine HP, la différence de pression est remarquable (maximale) et cela dû à la diminution de taux de compression. A partir de la sortie de grille statorique de la turbine HP, On observe que la différence de pression diminue pour chaque station, cela est dû à la diminution de taux de détente de la turbine HP provoquée par l'augmentation de la section de passage des gaz.

➤ Evolution de la pression statique :

Pour les mêmes raisons citées pour l'évolution de la pression totale en fonction de la section de passage des gaz le long des stations du turboréacteur, la pression statique suit presque la même allure que celle de la pression totale, seulement, il est à noter que la différence de la pression statique est maximale dans la chambre de combustion et cela à cause de la pression totale qui est maximale et la vitesse qui minimale (à cause de diffuseur). A partir de la sortie de la chambre de combustion, cette différence de pression commence à diminuer ou on remarque à la sortie du turboréacteur une légère chute de pression due à la diminution de la pression totale et de la vitesse.

Il est à noter que la pression statique amont du CHP (P_{s3}) est presque constante, par contre la pression aval (P_{s4}) chute de 5,5 % pour une variation de la section de passage des gaz de 5,9%, cette variation est confirmée par le constructeurs (voir annexe N° 1).

➤ **Evolution de la température totale :**

La température totale, comme la pression totale, reste la même pour les stations avant l'entrée du compresseur HP et cela pour les différentes sections passage des gaz. Au de là de cette section, nous remarquons l'augmentation de la différence de température totale jusqu'à la sortie de la grille statorique de la turbine HP, cette différence est maximale le long de ces liée à la pression par la relation:

$$T . P^{\frac{1-x}{\gamma}} = cte$$

Donc, quand la différence de pression totale augmente, cela conduit à une augmentation de la différence de température totale, et inversement à partir de la sortie de la grille statorique de la turbine HP. Quand la différence de pression totale diminue, la différence de température totale diminue avec.

➤ **Evolution de la température statique:**

Comme la pression statique, la différence de la température statique commence à augmenter à partir de l'entrée du compresseur HP, elle atteint le maximum à partir de la sortie du diffuseur avant la chambre de combustion, puisque la différence de pression est maximale et le seuil de la température statique est atteint à la sortie de la chambre de combustion, puisqu'on a le maximum de dégagement de chaleur.

A partir de l'entrée de la turbine HP, la différence de la température statique commence à diminuer à cause de la diminution de la différence de pression causée par la diminution du taux de détente de la turbine HP ou; on a presque la même ligne jusqu'à la sortie de la tuyère d'éjection.

➤ **Evolution de la vitesse :**

On remarque d'après cette figure (V-5) une chute de vitesse à la station 1 à cause du diffuseur, ensuite cette vitesse diminue au niveau du compresseur pour être amortie au niveau du diffuseur avant la chambre de combustion et cela pour ne pas souffler la flamme. Par ailleurs la vitesse augmente dans la chambre de combustion ensuite dans le collecteur avant turbine à cause de la forme convergente de ce dernier.

La vitesse atteint son maximum au niveau de la sortie de la grille statorique de la turbine HP à cause de sa forme convergente.

A partir de cette station nous remarquons une diminution de la vitesse au niveau de la grille rotorique de cette turbine, ensuite au niveau de la turbine BP et enfin à la sortie du mélangeur de deux flux ; l'un rapide et l'autre moins rapide. Nous remarquons une augmentation de la vitesse au niveau du canal d'éjection à cause de la forme convergente de ce dernier. Nous finissons par rappeler que la différence maximale de vitesse est repérée à la sortie de la turbine HP puisqu'on a une variation remarquable du taux de détente de cette dernière.

➤ **Evolution du nombre de mach:**

On remarque d'après cette figure (V-6) que l'évolution du nombre de mach suit presque la même allure que la vitesse puisqu'on a: $M=V/(\gamma.r.t)^{1/2}$.

Le nombre de mach atteint son minimum à la sortie du diffuseur avant la chambre de combustion, ensuite il augmente jusqu'à la sortie des TBP ou il atteint presque l'unité, cela confirme l'estimation des constricteurs qui fabriquent les turbines de telle sorte qu'à la sortie du distributeur, l'écoulement devint presque sonique.

A partir de cette station le nombre de mach diminue ou on localise à la sortie de la turbine HP la différence du nombre de mach maximale puisqu'on a une différence de vitesse maximale. par ailleurs le nombre de mach à l'entrée du mélangeur augmente à cause de la diminution de la température, ensuite il diminue dans le mélangeur et enfin augmente, dans le canal d'éjection ou il frôle à sa sortie, l'unité ce qui confirme de nouveau l'estimation des constricteurs.

➤ **Evolution de la masse volumique :**

D'après la figure [V-7], on remarque qu'à partir de l'entrée du compresseur HP, la différence de la masse volumique commence à augmenter jusqu'à la sortie du diffuseur avant la chambre de combustion ou, on obtient la différence maximale, ainsi le seuil de la masse volumique est calculée à cette station.

Cette différence reste maximale jusqu'à l'entrée de la turbine HP.

A partir de cette station, la différence de la masse volumique commence à diminuer ou, on remarque qu'à partir de la sortie de la grille statorique de la turbine HP, la masse volumique est presque la même pour les différentes stations et pour les différentes sections de passage des gaz.

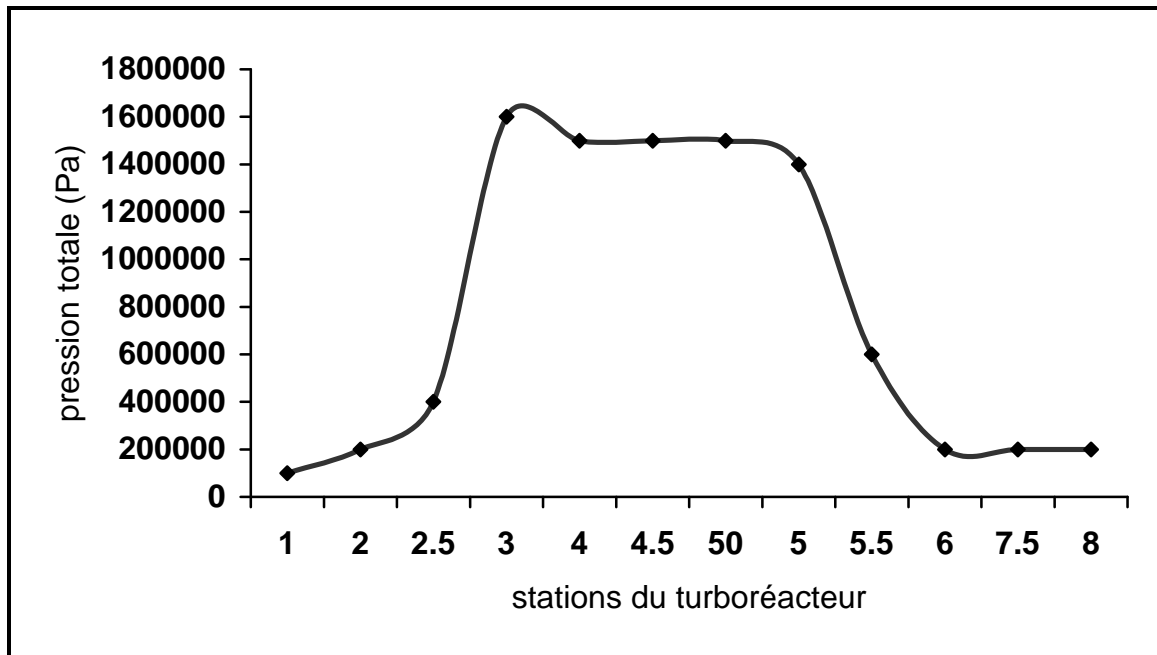


FIG (V-1) : Evolution de la pression totale le long des stations du turboréacteur.

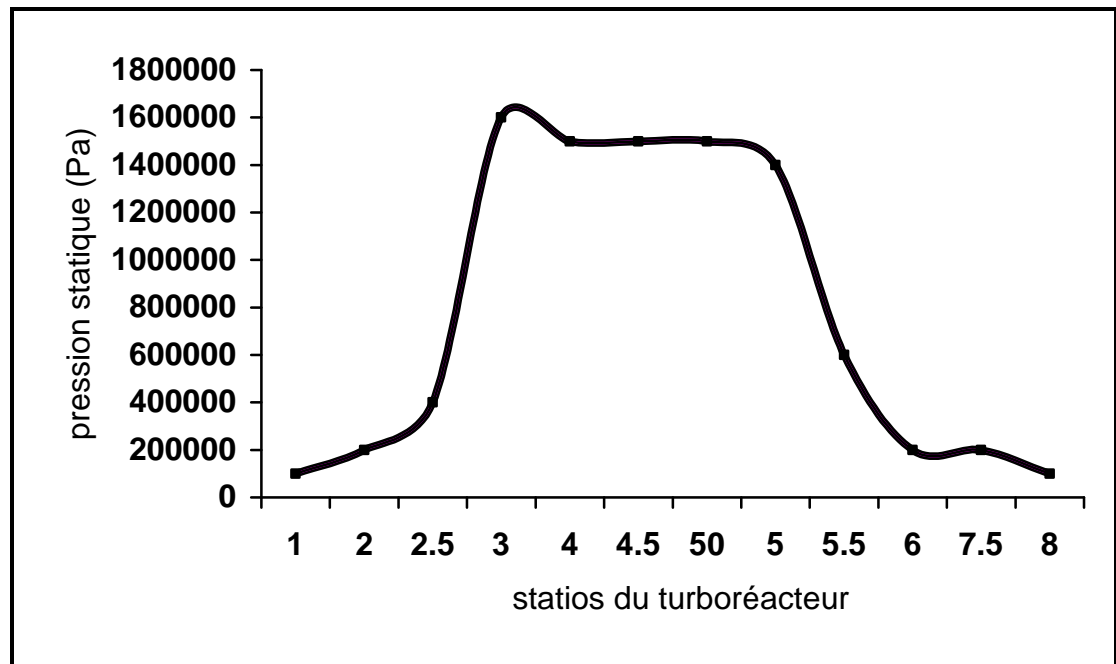


FIG (V-2) : Evolution de la pression statique le long des stations du turbo-réacteur.

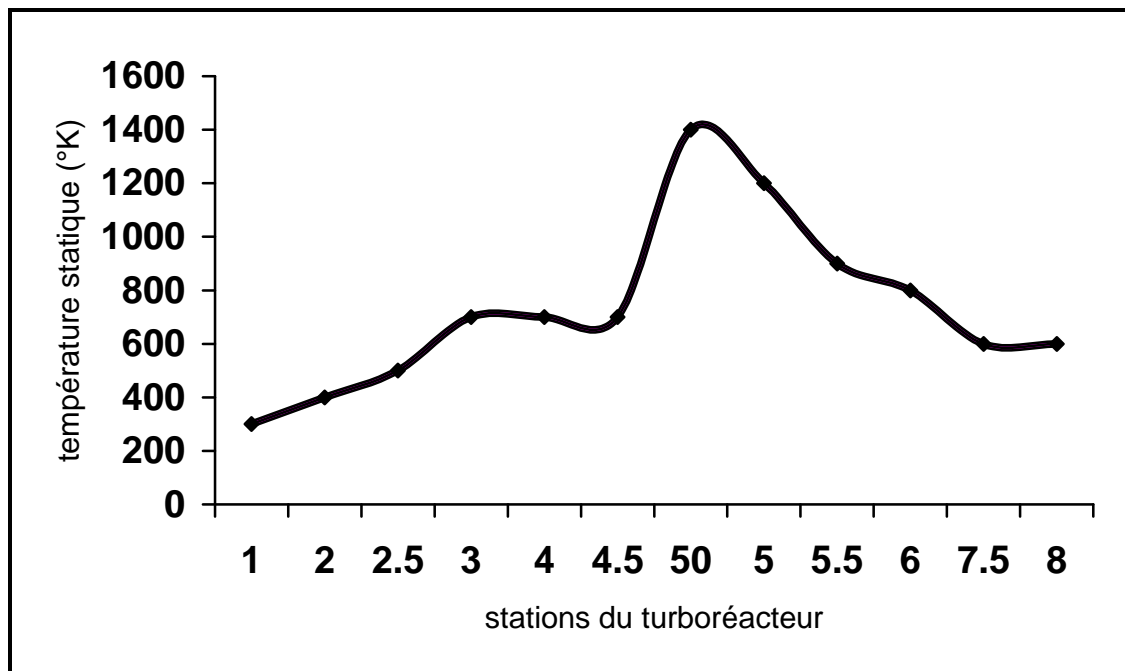


FIG (V-3) : Evolution de la température statique le long des stations du turbo-réacteur.

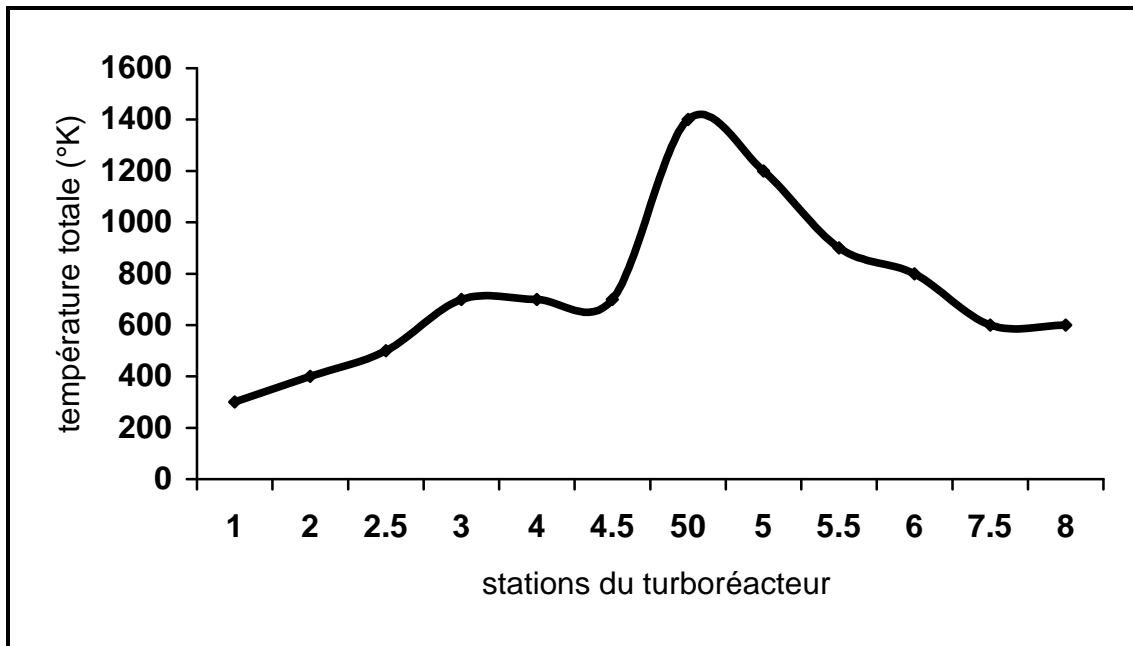


FIG (V-4) : Evolution de la température totale le long des stations du turbo réacteur.

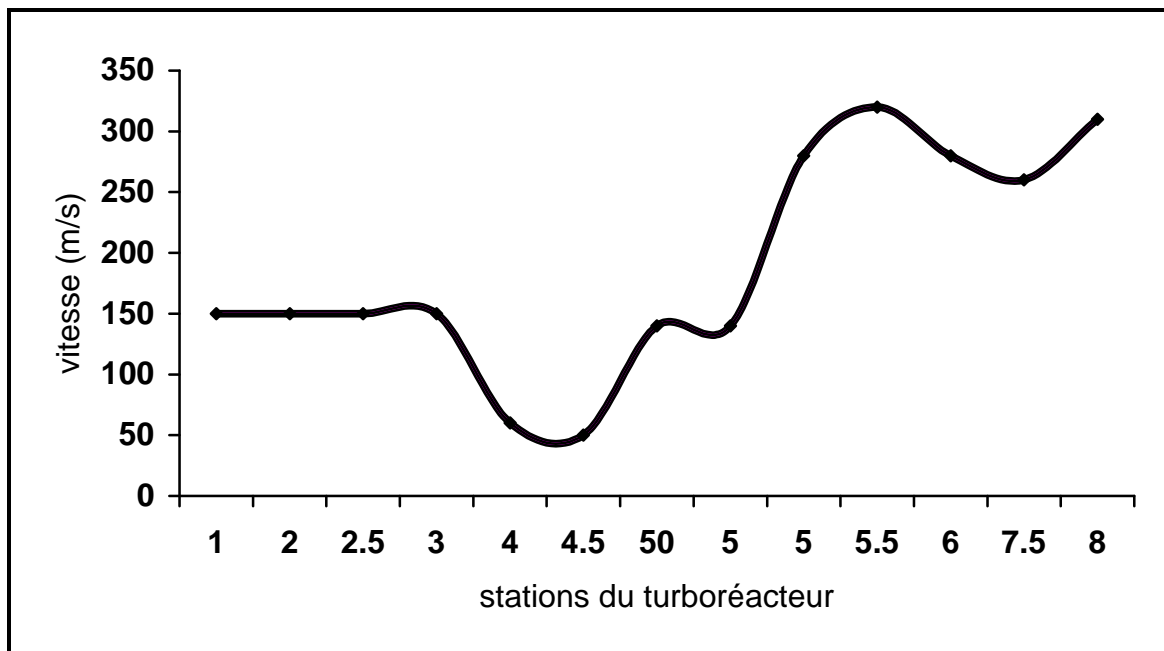


FIG (V-5) : Evolution de la vitesse le long des stations du turbo réacteur.

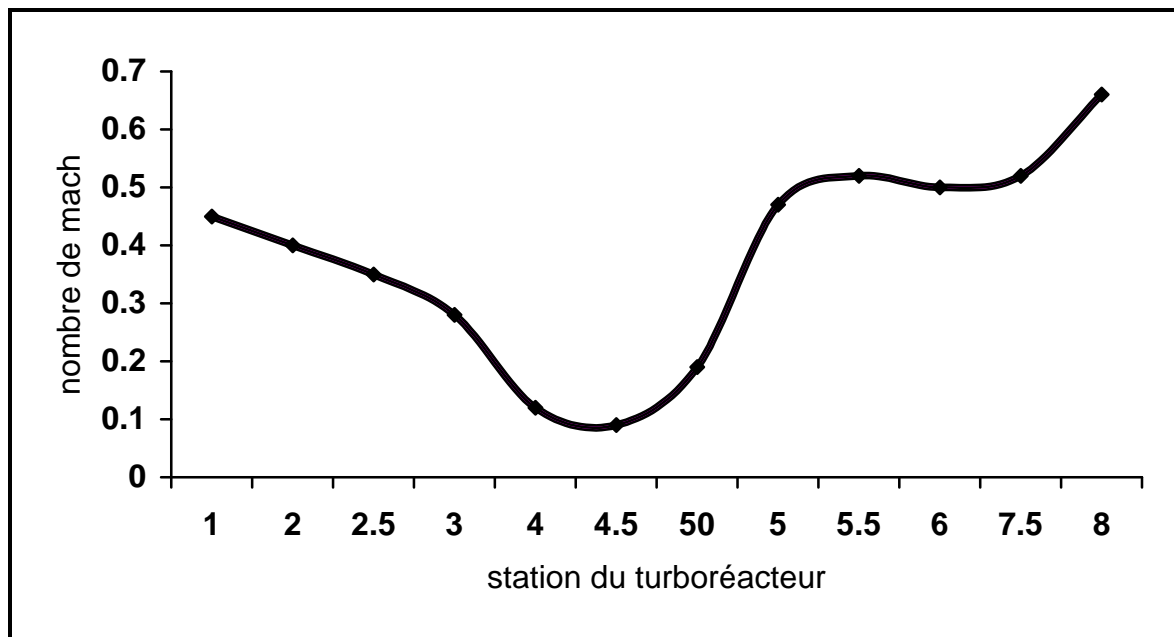


FIG (V-6) : Evolution du nombre de mach le long des stations du turbo-réacteur.

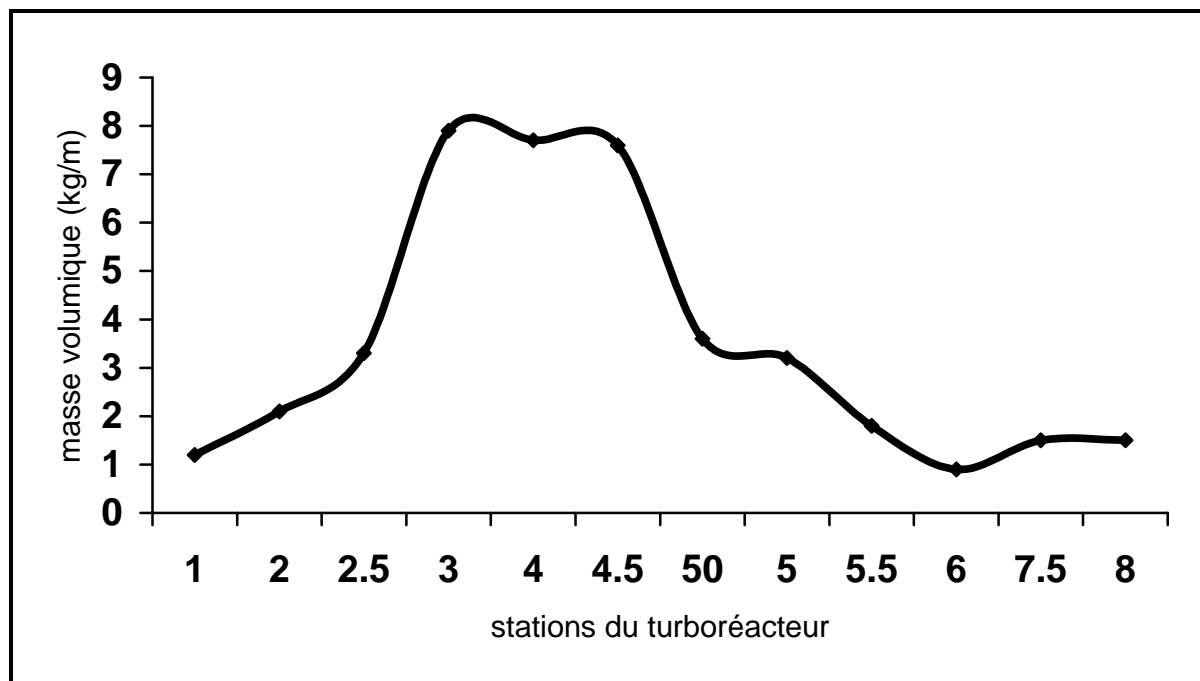


FIG (V-7) : Evolution de la masse volumique le long des stations du turbo-réacteur.

5.2. LES PERFORMANCES :

➤ Effet de facteur de dilution :

Les graphes [V-8] et [V-9] représente respectivement l'évolution de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du nombre de mach et de facteur de dilution .

On constate, que la pousse spécifique diminue en fonction du nombre de M_0 et du facteur de dilution pour des valeurs de 800N/ (kg.s) à 600 N/ (kg.s).tandis que, la consommation spécifique augmente de sa part en fonction du nombre de mach et du facteur de dilution allant de 1à5.

La graphe [V-10] représente la variation de rendement de propulsion en fonction du mach et du facteur de dilution .

On note, que il y a une augmentation du rendement de propulsif en fonction du mach, et une diminution de ce dernier en fonction du taux de dilution qui varie respectivement de 1 à 5.

On constate, que la diminution devient moins importante à des valeurs de Mach proches de 0.

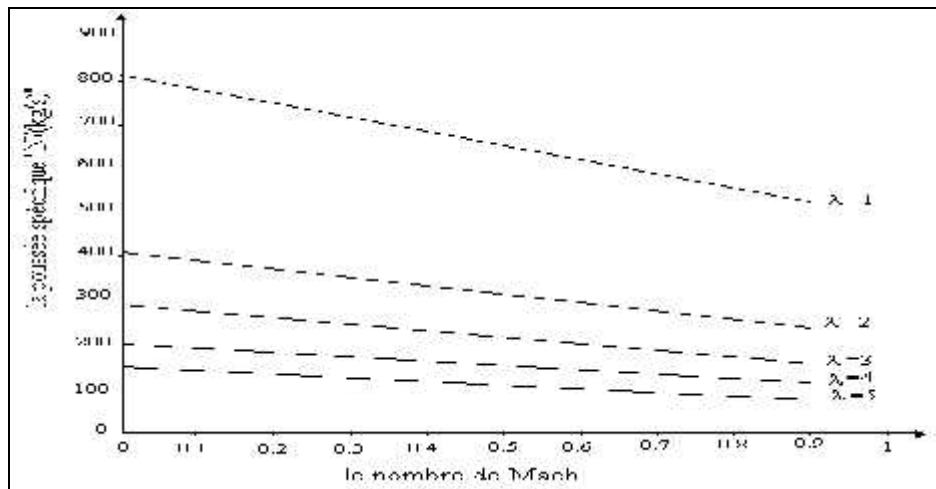


FIG (V-8) : la variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de mach et le taux de dilution.

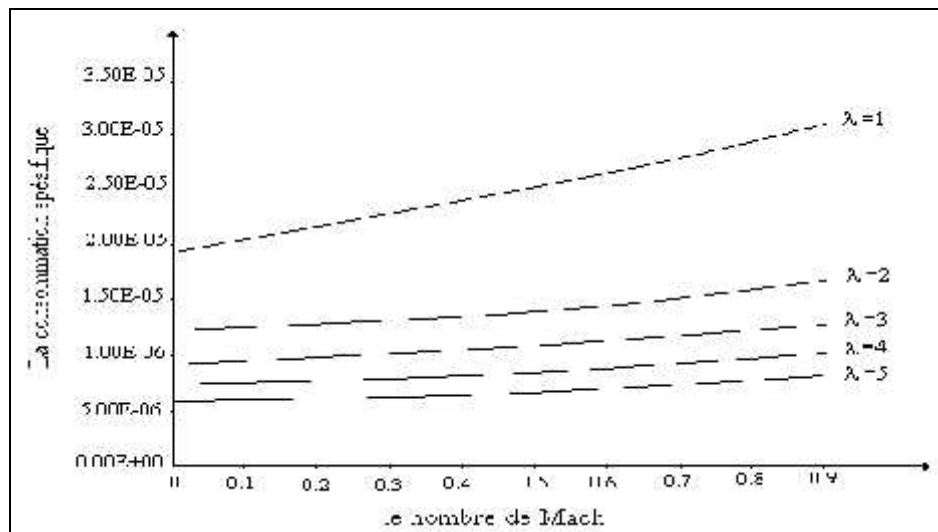


FIG (V-9) : la variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de mach et le taux de dilution.

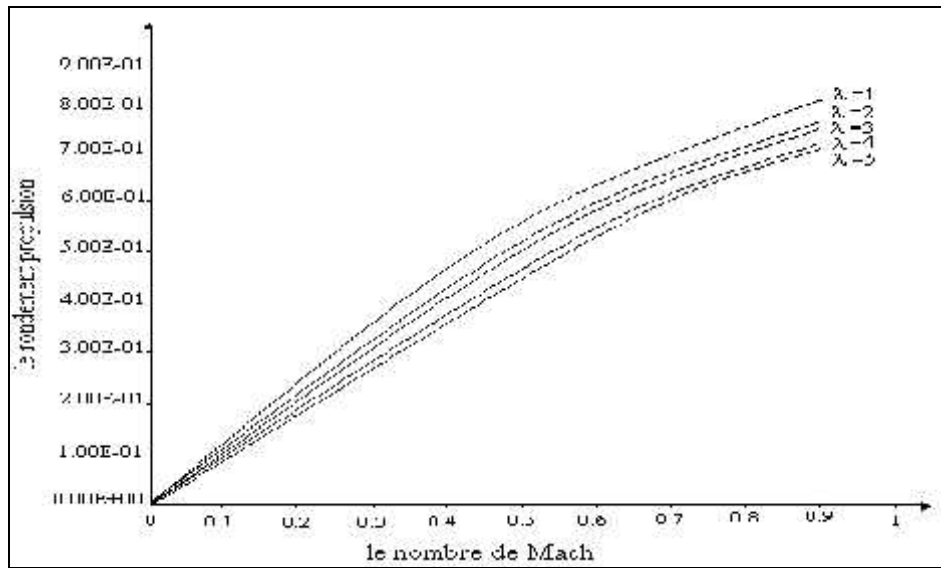


FIG (V-10) : la variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de mach et le taux de dilution

➤ **effet de la température totale de la chambre de combustion T_{tcdc} :**

Les graphes [V-11] et [V-12] représente respectivement le comportement de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du nombre de mach et de température de la chambre de combustion.

On note, que la pousse spécifique diminue en fonction du nombre du mach M_0 et augmente en fonction de la température de la chambre de combustion pour des valeurs de 300N/ (kg.s) à 630 N/ (kg.s).

Cependant, la consommation spécifique augmente considérablement de sa part en fonction du nombre de mach et diminue si la chambre de combustion est moins importante.

En effet, la température T_{tcdc} n'est contrôlée que par l'injecteur du carburant, et pour une vitesse importante on à besoin aussi d'une vitesse d'éjection importante, ce qui demande une augmentation de la consommation aussi.

Le graphe [V-13] représente l'évolution du rendement propulsif en fonction du mach et de la température T_{tcdc} .

On observe dans ce dernier que le rendement propulsif en fonction du mach et la température de la chambre de combustion T_{t_4} qui varie respectivement de (1200 °K à 2000 °K)

➤ **Débit carburant :**

Le graphe [V-14] représente la variation de la richesse en fonction du débit carburant.

On constate dans ce graphe que, plus le débit est important plus le rapport f % du mélange air/fuel important, cela explique une augmentation de la richesse.

➤ **L'altitude :**

Le graphe [V-15] représente la variation de la poussée en fonction de l'altitude. On remarque dans ce graphe que la poussée diminue respectivement de, avec l'augmentation de l'altitude.

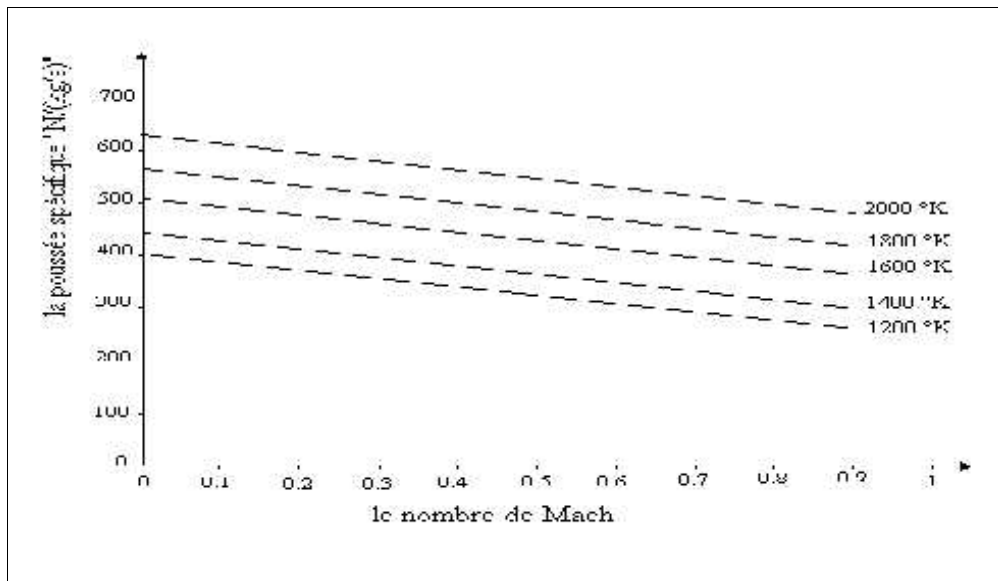


FIG (V-11) : la variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de mach et la température de cdc

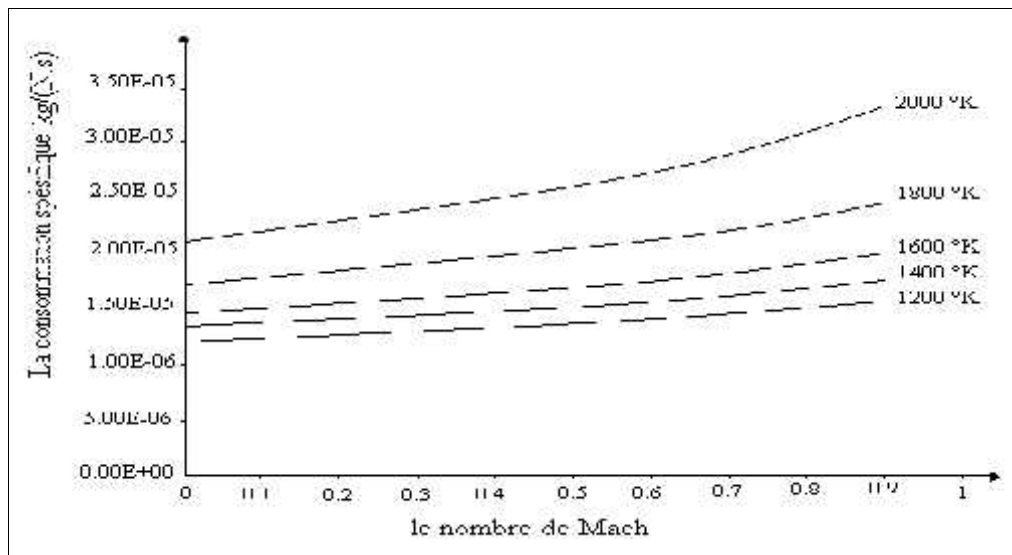


FIG (V-12) : la variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de mach et la température de cdc

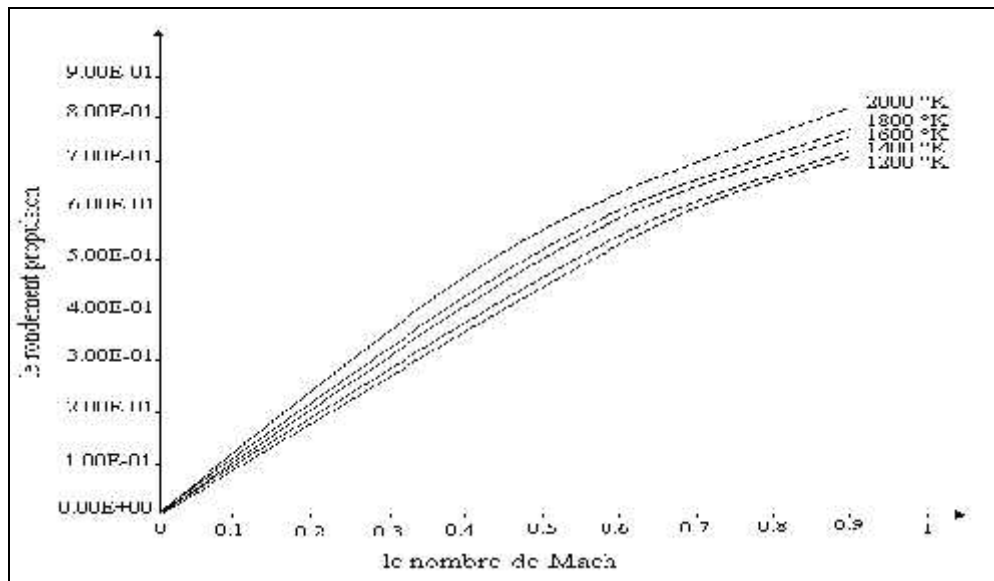


FIG (V-13) : la variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de mach et la température de cdc.

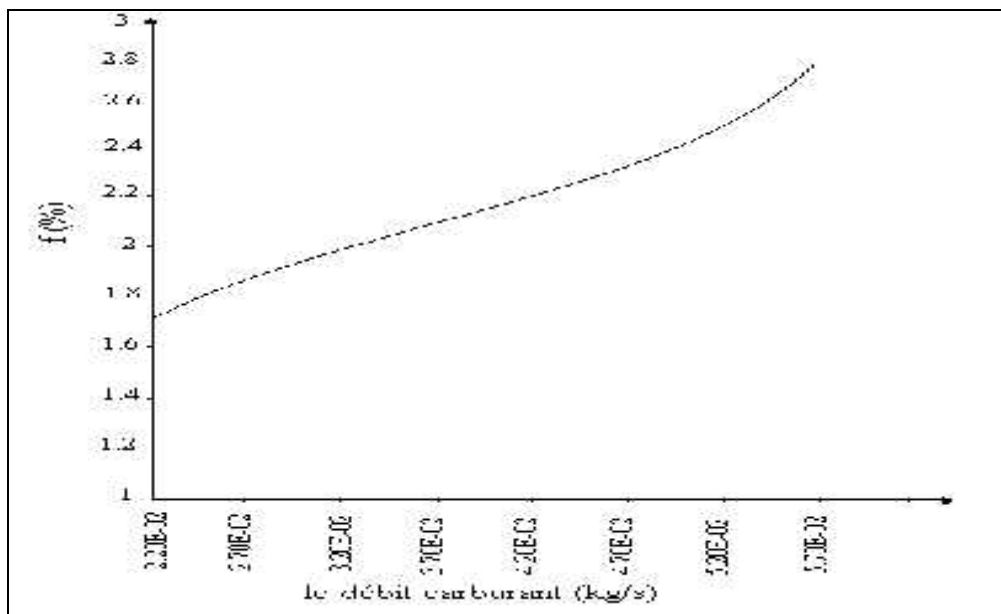


FIG (V-14) : la variation de la richesse en fonction de débit carburant.

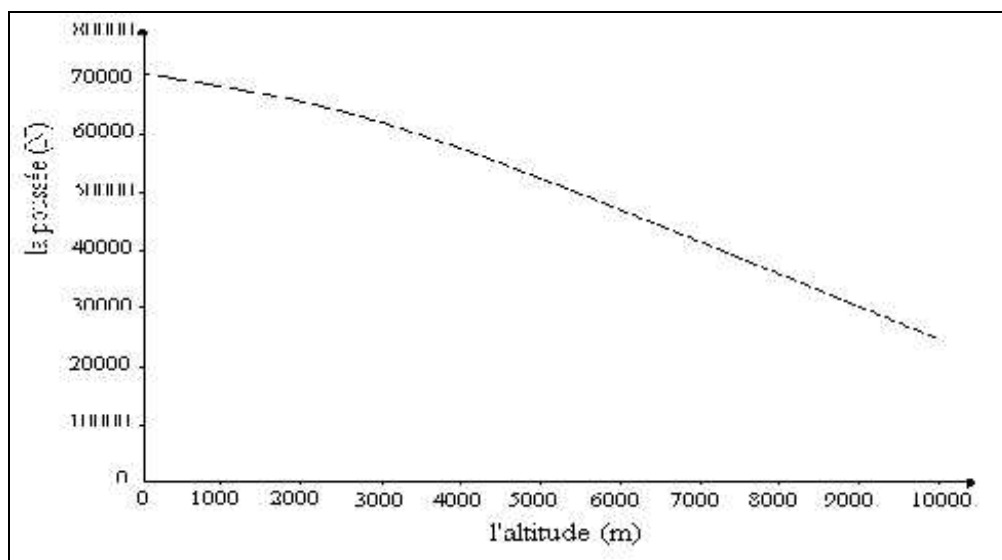


FIG (V-15) : la variation de la poussée en fonction de l'altitude.

Conclusion

On dit que cette étude concernant le calcul du cycle réel et théorique d'un turboréacteur, permet d'obtenir des résultats qui nous ont aidé pour mieux comprendre les turboréacteurs et en particulier le double flux, dont les performances globales s'améliorent en augmentant le taux de dilution à condition que celui-ci ne dépasse pas son optimum. Le choix d'une tuyère adaptée permet d'améliorer ces performances.

L'étude thermodynamique qui consiste à déterminer les différents paramètres (T, P, M, ...etc.), et les performances des turboréacteurs du type JT8D-15, permet de voir leurs variations, d'une part et de cerner la zone de fonctionnement optimal d'autre part.

Le cycle réel permet donc de caractériser les performances principales à savoir :

- Poussée spécifique développée.
- L'énergie qu'il faut apporter au turboréacteur, soit la quantité de carburant consommée, exprimée habituellement par la consommation spécifique.
- Le rendement de propulsion.

La consommation spécifique C_s et le rendement de propulsion caractérisent une turbine sur le plan énergétique. La poussée alliée au débit conditionne sa taille.

La mise en étude du turboréacteur JT8D-15 ; a dévoilé des phénomènes quantifiés très intéressants de point de vue performances. De plus, nous avons pu retirer les plages de fonctionnement les plus économiques.

Comparés avec ceux du constructeur, tout spécialement au régime de décollage qui est la seule donnée disponible, nos résultats se sont avérés satisfaisants. Cependant, les différentes hypothèses entreprises, expliquent les légers écarts engendrés.

Il faut savoir que le constructeur ne néglige aucun terme pour le calcul des performances du manuel de vol.

Durant cette étude, nous avons opté à mettre en évidence les étroites relations qui existent entre les différents paramètres (pression et température ambiantes) et leurs impacts sur le comportement du moteur.

L'intérêt du calcul au point nominal, conduit au dimensionnement de chaque composant et finalement de la machine physiquement et thermodynamiquement.

Ainsi, un turboréacteur est le siège d'un écoulement permanent actif qui :

- Subit une compression à travers le compresseur.
- Reçoit un rapport calorifique d'une source chaude ou chambre de combustion.
- Effectue une première détente dans la turbine du générateur de gaz.
- Effectue une deuxième détente dans le récepteur qui est la tuyère d'éjection.

En fin, nous espérons avoir apporté par ce modeste travail un complément d'information sur ce type de moteur, et à notre institut une bonne méthode d'étude pratique.

ANNEXE N° 01 : GLOSSAIRE

Bearing	Roulement - palier
Rear	Arrière
Front	Avant
Compressor	Compresseur
Exhaut	Sortie-Echappement
Intermediate	Intermédiaire
Duplex	Double
Ball	Bille
Roller	Rouleau
Inlet	Entrée
Diffuser	Diffuseur
Case	Carter-Enveloppe
Discharge	Décharge
Turbine nozzle group	Distributeur de turbine
Gearbox group	Boitier des accessoires
Combustion chamber	Chambre de combustion
Stage	Etage
Rear support	Support arriere
Seal	Joint
Extented Platform	Platform détendue
1 st stage turbine nozzle guide vanes	Aubes directrices du premier étage turbine
Combustion chamber outer onlet duct	Canal externe de sortie chambre de combustion
Turbine front case	Enveloppe avant de la turbine
Shaft	Arbre
Spacer	Entretoise
Disk	Disque
Shrouded	Les extrémités
Fir tree slots	Les entailles en spin
Area	Surface-Zone
Side plate	Flasque latéral

ANNEXE N°02 :

Localisation des stations du turboréacteur JT8D-15.

0	1	-
1	2	Entrée du diffuseur
2	3	Fan
2.5	4	Compresseur basse pression
3	5	Compresseur haute pression
4	6	Diffuseur intermédiaire
4.5	7	Déflexeur
50	8	Chambre de combustion
5	9	Collecteur
5.5	10	Turbine haute pression
6	11	Turbine basse pression
7.5	12	Mélangeur
8	13	Tuyère d'éjection

ANNEXE N° 03:**CONVERTION**

Système anglo-saxon	Symbole	Equivalent en système internationale
Inch	IN	2.54 cm
Foot	Ft	0.3084 m
Mile	Mil	1.85318 Km
Gallon	Gal	3.7853 Kg
Livre	Lbs	0.45959 Kg
Knots	Kts	1.852
Pounds	Lbf	4.5085 N
Fahrenheit	°F	$T (^{\circ}\text{F}) = 5/9 * (T (^{\circ}\text{C})-32)$
pression	PSI	6892.8751 Pas
Calorie	CAL	4.18 Joule
Square Inch	SQIN	0.0006451 m ²

CALCULE DES PARAMETRES THEORIQUE

Débit

Read les conditions ambiantes,
les diamètres.

$$M_0 = 0$$

C/calcul de l'entrée d'air

$$\begin{aligned} \ddagger e &= 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2 \\ f e &= \ddagger e^{\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1}\right)} \end{aligned}$$

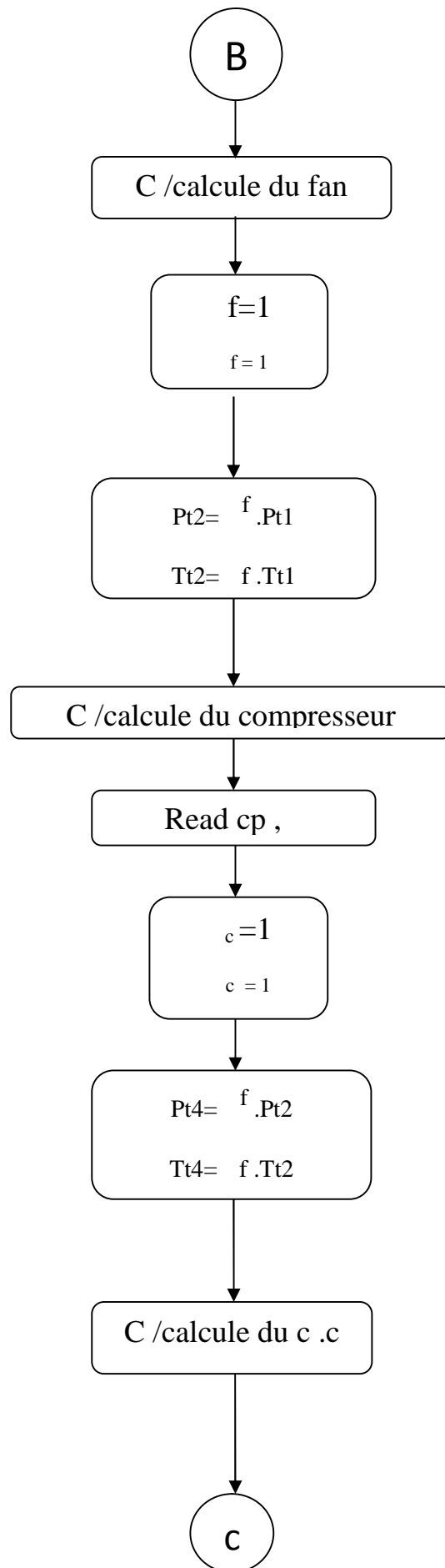
$$d=1$$

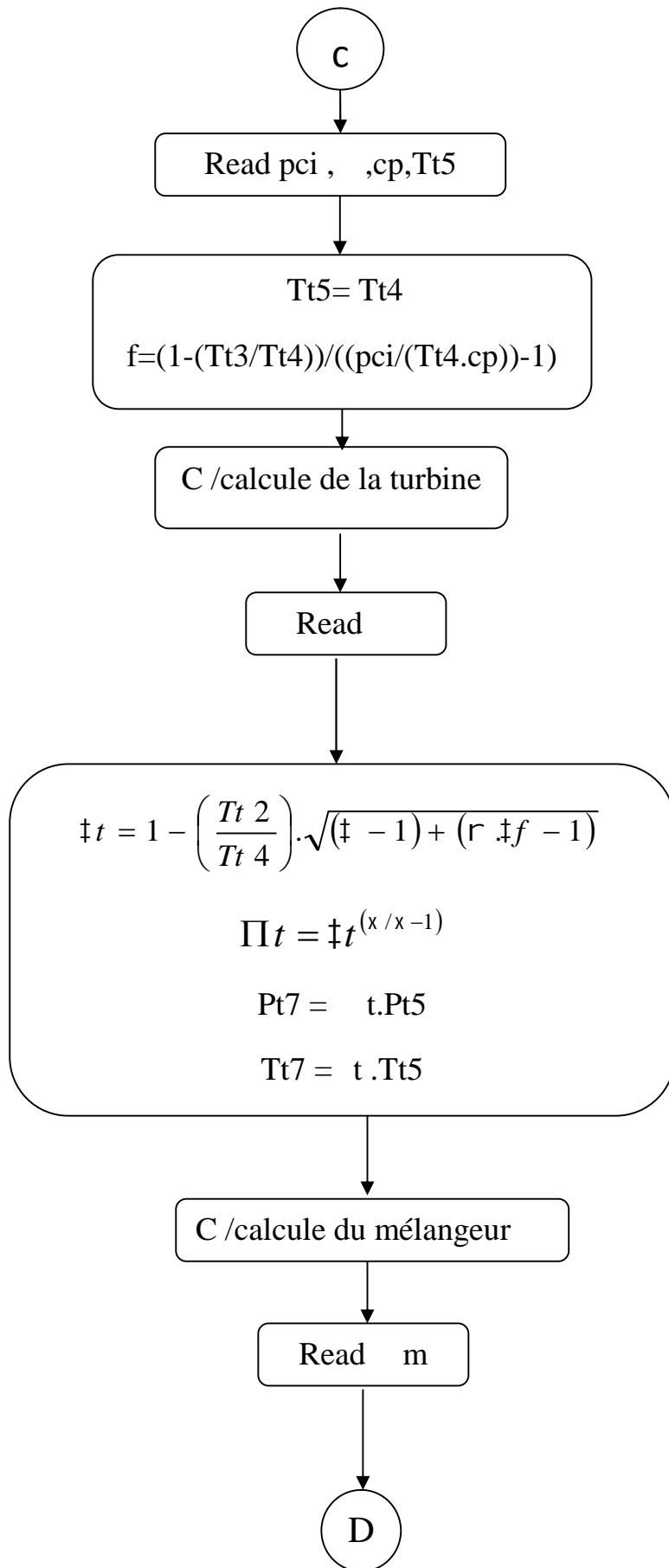
$$\begin{aligned} \ddagger d &= \Pi d^{(\gamma - 1/\gamma)} \\ V_1 &= M_0 \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0} \end{aligned}$$

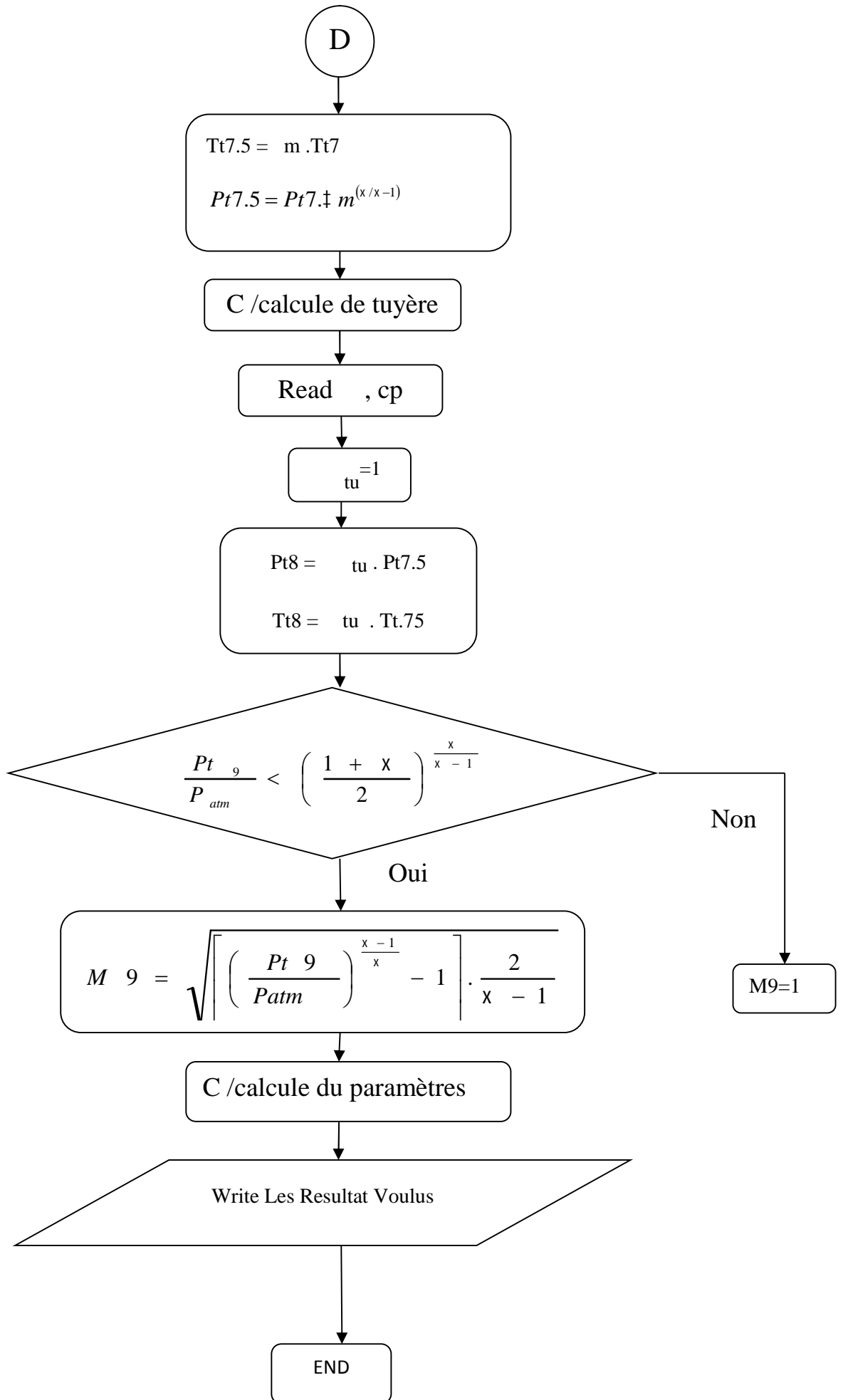
$$P_{t1} = P_{t0}$$

$$T_{t1} = T_{t0}$$

B







!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! programme de cycle theorique !!!!!!!!! !!!!!!!!!!!!!

```
real Pt0,Pt2,Pt4,Pt5,pt7,Pt8,p8
real Tt0,Tt2,Tt4,Tt5,tt7,Tt8,T0
real m,mc,mf,M0,M8,V0,V8,cp,pci,alpha,gama,r,f,mfe,a,Q,Ch,Cs,RF
real tauc,taut,tauf,rdpc,rdpt,rdpf,rdpb,rdpn,Wpp,Fs
real Wf,Wt,Wc,Wuf,Wu,Wuc,Ff,Fc,Fmotor,Rondth,rondpp,rondg
open(1,file='amar10.dat',status='unknown')
open(2,file='amar20.dat',status='unknown')
read(1,*)Tt5
rdpf=1.35
rdpc=12
rdpb=1
rdpn=1
r=287
gama=1.4
alpha=1
cp=1.005
pci=44800
m=147
P0=101325
M0=0
T0=288.5
a=0
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! le fan!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
Pt0=((1+((gama-1)/2)*M0**2)**(gama/gama-1))*p0
tauf=rdpf**((gama-1)/gama)
Pt2=rdpf*Pt0
Tt0=T0
Pt2=Pt0
Tt2=tauf*Tt0
V1=M0*sqrt(gama*r*t)
mf=(alpha/(alpha+1))*m
Wuf=0.5*mf*(v1**2)
Wf=mf*cp*(Tt2-Tt0)
V0=a*M0
Ff=mf*(V1-V0)
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! le compresseur!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
Pt4=rdpc*Pt2
tauc=rdpc**((gama-1)/gama)
Tt4=tauc*Tt2
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! la chambre de combustion!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
Pt5=rdpb*Pt4
f=(1-(Tt4/Tt5))/((pci/(Tt5*cp))-1)
mc=m-mf
mfe=f*mc
Q=mfe*pci
Ch=mfe*3600
Wc=mc*cp*(Tt4-Tt2)
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! la turbine !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
Wt=Wf+Wc
taut=1-(Tt2/Tt5)*sqrt((tauc-1)+alpha*(tauf-1))
Tt7=Taut*Tt5
rdpt=taut**((gama)/(gama-1))
Pt7=rdpt*Pt5
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! la tuyere !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
Pt8=Pt7*rdpn
P8=P0
Tt8=Tt7
V8=sqrt(2*cp*Tt8*(1-(P8/Pt8)**((gama-1)/gama)))
T8=Tt8*(P8/Pt8)**((gama-1)/gama)
Wuc=0.5*mc*(V8**2-V0**2)
Wu=Wuf+Wuc
ro8=p8/r*T8
A8=(mc+mfe)/(ro8*V8)
Fc=(mc+mfe)*V8-mc*V0+(A8*(P8-P0))
if ((pt8/p0).lt.((1+gama)/2)**(gama/(gama-1)))then
M8=V8/sqrt(gama*r*T8)
else
M8=1
endif
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! les performances !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
Fmotor=Ff+Fc
Cs=Ch/Fmotor
Fs=Fmotor/m
RF=(Ff/Fmotor)*100
Rondth=(Wu/Q)*100
Wpp=Fmotor*V0
Rondpp=(Wpp/Wu)*100
Rondg=(Wpp/Q)*100
```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! l'affichage de resultat !!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```
write(2,*)'Wuf=',Wuf,'Watt'  
write(2,*)'Wf=',Wf,'Watt'  
write(2,*)'Ff=',Ff,'N'  
write(2,*)'Pt0=',Pt0,'pa'  
write(2,*)'Tt2=',Tt2,'k'  
write(2,*)'pt2=',pt2,'k'  
write(2,*)'Pt4=',Pt4,'pa'  
write(2,*)'Tt4=',Tt4,'K'  
write(2,*)'tauc=',tauc  
write(2,*)'Pt5=',Pt5,'pa'  
write(2,*)'f=',f,'Kgf/Kgair'  
write(2,*)'Ch=',Ch,'Kg'  
write(2,*)'Pt7=',Pt7,'pa'  
write(2,*)'Tt7=',Tt7,'k'  
write(2,*)'taut=',taut  
write(2,*)'rdpt=',rdpt  
write(2,*)'Wt=',Wt,'Watt'  
write(2,*)'V8=',V8,'m/s'  
write(2,*)'Pt8=',Pt8,'pa'  
write(2,*)'Tt8=',Tt8,'K'  
write(2,*)'Wuc=',Wuc,'Watt'  
write(2,*)'Fc=',Fc,'N'  
write(2,*)'Wu=',Wu,'watt'  
write(2,*)'Rf=',Rf,'%'  
write(2,*)'Fmotor=',Fmotor,'N'  
write(2,*)'Cs=',Cs,'Kg/N'  
write(2,*)'Fs=',Fs,'NS/Kg'  
write(2,*)'Rondth=',Rondth,'%'  
write(2,*)'Rondpp=',Rondpp,'%'  
write(2,*)'Rondg=',Rondg,'%'  
stop  
end
```

Resultats de programme :

Donnée :

Tt5=1400

Resultats :

Wuf= 0.000000E+00Watt

Wf= 1907.902000Watt

Ff= 0.000000E+00N

Pt0= 101325.000000pa

Tt2= 314.328700k

pt2= 101325.000000k

Pt4= 1215900.000000pa

Tt4= 639.324800K

tauc= 2.033937

Pt5= 1215900.000000pa

f= 1.761756E-02Kg/Kgair

Ch= 4661.605000Kg

Pt7= 469661.900000pa

Tt7= 1066.832000k

taut= 7.620226E-01

rdpt= 3.862669E-01

Wt= 25914.550000Watt

V8= 27.582750m/s

Pt8= 469661.900000pa

Tt8= 1066.832000K

Wuc= 27959.690000Watt

Fc= 2063.049000N

Wu= 27959.690000watt

Rf= 0.000000E+00%

Fmotor= 2063.049000N

Cs= 2.259571Kg/N

Fs= 14.034340NS/Kg

Rondth= 48.197150%

Rondpp= 0.000000E+00%

Rondg= 0.000000E+00%

BIBLIOGRAPHIE

Ouvrages :

[1] Turbomachines hydraulique et thermodynamique (TOME III)

◆ Auteur : MASSON & CIE

[2] Thermodynamique et énergétique (VOLUM I)

◆ Auteur : LUCIEN BPREL

[3] Technologies des turboréacteurs.

[4] La théorie des turboréacteurs.

◆ Auteur : V.MACIMОВI VIBAKOULEXI (1987).

[5] Turbomachines -théorie générale.

◆ Auteur : JAM. KRYSINSKY. (Edition 'OPU' 1994)

Thèses :

[2] Etude thermodynamique d'un hydrocarbure C_nH_m avec l'application sur le JT8D-15

◆ Institut d'aéronautique

◆ Réalisé par : - Mr CHAFA MOURAD

◆ Promotion : 2005/2006