

UNIVERSITE DE SAID DAHLEB BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE
MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

Présenté
à l'Institut d'Aéronautique



Par
Melle. CHERIFI MOUNA

Pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique

Option : Propulsion

THEME:



ETUDE DES PERFORMANCE D'UN TURBOREACTEUR
JT8D-15 DOUBLE CORPS, DOUBLE FLUX MELANGES
A DIFFERENT REGIMES DE FONCTIONNEMENT

Soutenu publiquement le : décembre 2003 devant le jury

Mr: BERGVEL SAÏD.

Mr: BOUNDER Mohamed

Mr: CHEBRANI Ahmed.

Mr: A. Ben Omar

Mr: H. Ben Trad

Président

Examineur

Examineur

Promoteur

Co-promoteur

Mr BOUNDER Mohamed.

Le: Mardi 16/12/2003 à 10h00

Lieu: Atelier propulsion

REMERCIEMENTS :

- En premier lieu je tiens tout d'abord à présenter mes sincères remerciements à notre seigneur tout puissant et bien veilleur **ELLAH**, pour m'avoir donné la force à accomplir ce modeste travail.
- A ma famille, mohamed qui m'a toujours épaulé dans mon travail.
- J'adresse mes remerciements à mon promoteur **Mr. A. BENOMAR** pour m'avoir fournie une aide précieuse tant par l'intérêt qu'il a apporté à mon travail que pour sa grande disponibilité durant la période de mon projet. A Mon co-promoteur **Mr. H. Ben Trad** pour Ses nombreux conseils utiles au bon déroulement de mon travail.
- Je tiens à témoigner ma gratitude aux collègues de travail de ma mère qui ont contribué de près ou de loin afin que ce travail soit un travail de qualité et pour leurs soutiens.
- Comme, j'exprime ma grande sympathie pour toutes les personnes de l'atelier maintenance, grâce auxquelles mon travail a pu évoluer dans un cadre fort agréable, sans oublier de remercier tous mes professeurs pendant mon parcours d'études.
- En fin, je remercie Messieurs les membres de juré qui m'ont fait l'honneur de siéger, espérant qu'ils trouvent l'expression de mon profond respect.

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

La mémoire de ma très chère grand-mère mama que dieu l'accueille dans son vaste paradis.

A ma très chère mère qui ma toujours aidé et qui a veillé sur moi durant toute ma vie.

*Mes frères : Karim et Moncef
A ma sœur Radia et son mari*

*Mes très chères adorables nièces Ibtisseme (ma biba) et Kamelia
Pour Mohamed Chouiter qui ma toujours épaulé et à toute sa famille .*

*Tous les membres de ma famille : grands-parants, Oncles, Tantes, Cousins et les
'Triplés' Mohamed Amine , Hocine , Hacem , les cousines.*

*Tous les amis et les personnes de l'institut d'aéronautique
A la promotion 2002-2003*

MOUNA



RESUME

On étudie les performances globales d'un turboréacteur type JT8D-15 par un calcul monodimensionnel de chaque composant (compresseur, chambre de combustion, turbine...). Le calcul global est suivi par une étude aérothermodynamique, basée sur l'équilibre énergétique, afin de déterminer les performances au point fixe. On utilise ensuite la méthode dite de référence pour calculer les mêmes caractéristiques en régime hors adaptation.

Les résultats obtenus, comparés à ceux du constructeur sont acceptables.

SUMMARY :

We present a general performances study for a JT8D-15 aircraft engine, based on one dimensional calculation. This calculation is followed by the aerodynamic study based on the energetic equilibrium to obtain the run up (static) characteristics. A reference method is used to calculate the same performances at flying flow. The results compared with engine constructor are more acceptable.

ملخص

موضوع البحث مقدم يدور حول المميزات العامة لمحرك طائرة من نوع JT8 D-15 هذا عن طريق حل احدى الأبعاد لكل مكوناته . هذا الحل سيتبع بدراسة حركات الهواء مؤسس حول التوازن الطاقوي للاستخلاص المميزات في طور السكون . ثم عن طريق حساب مميز قاعدته عوامل عديدة الوحدة نستنتج منها المميزات في حالة طيران .

NOMENCLATURE

a	vitesse de son
C_d	Coefficient de décharge
C_p	Chaleur spécifique
C_{sp}	Consommation spécifique
d	diamètre
dth	dosage théorique
e	excès d'air
f	débit carburant / débit d'air
F	poussée totale
F_n	poussée nette
H	enthalpie
h	enthalpie spécifique
K	Coefficient polytropique
M	nombre de mach
M_b	masse molaire des gaz d'échappement
M_i	masse molaire d'un produit
MFP	Massic flowrate parameter
M_t	masse molaire total
N	Vitesse de rotation
n_i	nombre de moles
P	pression
P_s	pression statique
P_s^*	pression statique d'un col sonique
P_t	pression totale
P_u	puissance
P_{ci}	pouvoir calorifique inférieur
Q	débit massique
Q_{rd}	débit massique réduit
S	section

r	constante des gaz parfait rapportée à la massa d'air
r_b	constante des gaz parfait rapportée à la massa des gaz d'échappement
r_c	rapport critique de la tuyère
r_r	rapport réel des pressions au niveau de la tuyère
T_s	température statique
T_t	température totale
U	vitesse d'entraînement
V	vitesse absolue
W	vitesse relative
ε	pertes de pression
ϕ	taux de réaction
γ	coefficient adiabatique, $\frac{c_p}{c_v}$
η_{oi}	Efficacité
η_g	rendement global
η_P	rendement polytropique
η_{Th}	rendement thermique
φ	richesse (carburant)
λ	taux de dilution
π	rapport de pression
ρ	masse volumique
τ	rapport de température

Indices:

a	air
b	burner (combustion)
c	carburant
cc	chambre de combustion
d	diffuser
ex	extérieur
f	fan
<i>f</i>	final
HPC	compresseur haute pression (high pressure compressor)
HPT	turbine haute pression (high pressure turbine)
LPC	compresseur basse pression (low pressure compressor)
LPT	turbine basse pression (low pressure turbine)
i	initial
is	isotropique
m	mélangeur
p	primaire
r	relatif
r	ram
s	secondaire
st	stoechiométrique
τ	tuyère

SOMMAIRE :

Introduction

CHAPITRE I : – Présentation et description du moteur

1. 1 – Description.....	3
1. 2 – Constitution.....	3
1. 3 – Système auxiliaires.....	6
1. 4 – Cycle thermodynamique.....	14
1. 5 – Caractéristiques générales.....	15

CHAPITRE II : – Fonctionnement des organes constituants

II -1- La prise d'air.....	17
II-1-1 L'efficacité.....	17
II-1-2 – Forme de l'entrée de d'air.....	18
II-1-3 – Forme de l'écoulement à l'entrée d'air.....	18
II-2-Le compresseur.....	19
a)-Le principe de fonctionnement.....	20
b)-Limites de fonctionnement du compresseur.....	20
II-3-Chambre de combustion.....	24
II-4-La turbine.....	27
a)-Le principe de fonctionnement	27
b)-Limites de fonctionnement de la turbine.....	28
II-5-Le mélangeur.....	31
II-6-La tuyère.....	31

CHAPITRE III : -Etude énergétique et thermodynamique du moteur

III-1-ENTREE D'AIR.....	35
III-2-FAN ET COMPRESSEUR	37
III-3-LA CHAMBRE DE COMBUSTION.....	38
III-3-1-Equation de combustion.....	38
III-3-2-LA TEMPERATURE DE SORTIE DE COMBUSTION ...	40
III-3-3-PRESSION DE SORTIE CHAMBRE DE COMBUSTION.....	41
III-3-4-LA CONSTANTE DES GAZ D'ECHAPPEMENT.....	41
III-3-5-EFFICACITE DE COMBUSTION.....	42
III-4-LA TURBINE	43
III-4-1-LA TURBINE HAUTE PRESSION.....	43
III-4-2-LA TURBINE BASSE PRESSION.....	44
III-4-3-Le rendement isentropique d'une détente.....	44
III-5- LE MELANGEUR.....	45
III-6- LA TUYERE	47
III-7-le débit massique.....	49
III-8- CALCUL DE LA FORCE DE POUSSEE.....	49
III-9- LA POUSSEE SPECIFIQUE	51
III-10- LA CONSOMMATION SPECIFIQUE	51
III-11- LE RENDEMENT THERMIQUE	51
III-12- LE RENDEMENT GLOBALE DU TURBOFAN	51

CHAPITRE IV : – Les paramètres de fonctionnement

IV – 1 – Au point fixe (conditions statiques).....	52
IV-2- En vol (hors adaptation).....	54
IV-2-1- Principe de la méthode de référence.....	54
IV-2-2- Performances du moteur.....	55

CHAPITRE V :- Algorithme de calcul

V- 1-CALCUL DES PARAMETRS DE POINT FIXE.....	61
V- 2-CALCUL LES CARACTERISTIQUES EN VOL	69
V- 3-LES Sous programmes.....	74

CHAPITRE VI : - Résultats et discussion

VI – 1 – Analyse des performances au point fixe.....	78
VI – 2 – Analyse des performances en vol.....	80

CONCLUSION

Annexes

Bibliographie

LISTES DES FIGURES

Figure I-1- Les sections du moteur JT8D-15.....	4
Figure I-2-Principaux composants du moteur JT8D-15.....	5
Figure I-3-Le système de lubrification	7
Figure I-4-Le système carburant	9
Figure I-5-Le système de dégivrage.....	11
Figure I-6-Le système anti-pompage.....	13
Figure II-1-Ecoulement à l'entrée d'air.....	19
Figure II-2-limitation de fonctionnement.....	21
Figure II-3-Le FAN.....	22
Figure II-4-Le Compresseur	23
Figure II-5- La chambre de combustion.....	25
Figure II-6- La pression minimale d'inflammation.....	26
Figure II-7- La vitesse de l'écoulement	26
Figure II-8 La turbine.....	29
Figure II-9- Le carter d'échappement de turbine et conduit d'échappement de fan.....	30
Figure II-9- La tuyère d'éjection.....	32
AU POINT FIXE:	
Figure [I-a]-Evolution de la poussée au point fixe en fonction des vitesses de rotations.....	84
Figure [I-b]-Evolution de la consommation horaire au point fixe en fonction des vitesses de rotations.....	84
Figure [I-c]-Evolution du débit d'air entrant au point fixe en fonction des vitesses de rotations.....	85

Figure [I-d]-Evolution de la consommation spécifique au point fixe en fonction des vitesses de rotations.....85

Figure [I-e]-Evolution de la température sortie combustion au point fixe en fonction des vitesses de rotations.....86

Figure [I-f]-Evolution de rendement thermique au point fixe en fonction des vitesses de rotations.....86

EN VOL:

Figure [II-a]-Evolution de la poussée en fonction des nombres de Mach et des altitudes.....87

Figure [II-b]-Evolution de la consommation horaire en fonction des nombres de Mach et des altitudes87

Figure [II-c]-Evolution du débit d'air entrant en fonction des nombres de Mach et des altitudes88

Figure [II-d]-Evolution de la consommation spécifique en fonction des nombres de Mach et des altitudes88

Figure [II-e]-Evolution de rendement propulsion en fonction des nombres de Mach et des altitudes89

Figure [II-f]-Evolution de rendement global en fonction des nombres de Mach et des altitudes89

Figure [II-g]-Evolution de la poussée spécifique en fonction des nombres de Mach et des altitudes.....90

Comparaison entre un moteur simple et double flux :

Figure [III-a]-Evolution de la poussée spécifique en fonction des vitesses de rotations Pour un moteur simple et double flux91

Figure [III-b]-Evolution de la poussée en fonction des nombres de Mach Et des altitudes Pour un moteur simple91

INTRODUCTION

Un turboréacteur est un ensemble d'éléments qui forme un système de propulsion dont le fonctionnement repose sur le principe de l'égalité de l'action et de la réaction, le plus souvent sur appui mobile. Une fois monté, cet assemblage possède ses propres caractéristiques qui définissent ses performances dans n'importe quelle conditions de fonctionnement.

Le régimes de fonctionnement sont justement de deux types : il y a le régime adapté pour lequel les différents organes qui constituent le moteur atteignent leurs caractéristiques nominales, dans des conditions atmosphériques dites standard et un nombre de mach nul à l'entrée.

Le deuxième régime de fonctionnement est le régime dit hors adaptation pour le quel les conditions atmosphériques, l'altitude et le nombre de Mach varient. Les organes sont alors soumis à des contraintes, certes minimisées par les différents systèmes de régulation, mais limitent leur domaine de fonctionnement. Ce qui se traduit par une diminution des performances du moteur.

Dans le souci de connaître les zones de fonctionnement et les limites des moteur d'avions équipant la flotte Air Algérie, que les ingénieurs, scientifiques et techniciens de cette compagnie proposent, en collaboration avec les universités, des études aérodynamiques et thermoénergétiques de plusieurs moteurs, tel les JT8D de PRATT & WHITNEY. Dans le cadre de ces études, je porte ma contribution par l'analyse du turboréacteur JT8D-15, double flux et double corps. Après la présentation du moteur, l'étude consiste en premier lieu à un calcul général des grandeurs thermodynamiques, qui sont généralement la température et la pression à l'entrée et à la sortie de chaque éléments. Les mêmes grandeurs physiques sont aussi représentées par les paramètres adimensionnels, tel les taux de compression ou de détente. On relève alors les performances globales du moteur, qui sont entre autres la poussée développée, la consommation spécifique et les différents rendements.

Dans une seconde étape l'étude est approfondie et concerne l'analyse des écoulements à l'intérieurs de chaque organe et la détermination des caractéristiques citées plus haut, afin de connaître les performances du moteur en régime adapté (point fixe), ensuite en régime hors adaptation, c'est à dire en vol.

La méthode utilisée pour atteindre ces objectifs est présentée pour chaque régime, chacune ponctuée par un programme de calcul, qui à cause de la complexité de l'étude, permettent d'optimiser et de traduire l'évolution de toutes les caractéristiques aérothermodynamique. Les résultats obtenus sont alors discutés et présenter par une interface graphique.

A la fin, une conclusion sera déduite.

PRESENTATION DE L'INTERFACE GRAPHIQUE :

Mon programme est écrit en fortran 90, il se sert des interfaces graphiques 'MSFLIB' et 'MSPORTLIB' du 'FORTRAN POWER STATION ver 4.0'.

Dans la barre du Menu se trouvent les menus :

Au Sol, En Vol, Kérozen, BD et Figures.

• **Au sol :**

Il étudie le Point Fixe, affiche les résultats, et des figures qui permettent l'interprétation des résultats, de la poussée, Csp, Consommation horaire, la poussée spécifique, le rendement thermique et le débit d'air, à différents régimes

• **En Vol:**

Il étudie le Point Hors Adaptation, affiche les résultats, et des figures qui permettent l'interprétation des résultats, de la poussée, Csp, Consommation horaire, les rendements la poussée spécifique et le Débit d'air en fonction du nombre de Mach calculés à différents altitudes.

• **Kérozen:**

Il donne la variation du Cp et gamma en fonction des températures et de la richesse.

• **Figure:**

Il affiche une liste de figure qui donne les principaux Composants du Moteur JT8D-15.

• **BD :**

Il affiche les tableaux des résultats du programme qui calcul les performances au point fixe et les données du Banc d'essais du constructeur de Air Algérie et de SABENA

CHAPITRE I

Le réacteur qui fait objet de mon étude appartient à la famille des « JT8D » de constructeur « PRATT et WHITNEY » ces moteurs équipent le Boeing 737 et 727 de la compagnie Nationale Air Algérie.

Cette dernière en possède (04) types :

- JT8D-9A
- JT8D-15
- JT8D-17
- JT8D-17A

Parme ces quatre types, le 'JT8D-15' est celui proposé par Air Algérie pour étude.

I-1-Description :

Le 'JT8-D15' est un moteur double corps double flux, du type turbofan à écoulement axial avec un taux de dilution faible. La soufflante (fan) à double étages envoit une partie du débit d'air (écoulement interne chaud) dans les étages du compresseur. D'autre part, une partie du débit d'air (écoulement externe froid) passe sous une carène qui enveloppe le réacteur, son but est d'assurer le refroidissement et d'augmenter la poussée. Fig. [I-1]

I-2-constitution:

Le JT8-D15 est composée essentiellement des éléments suivants : Fig.[I-2]

a) un compresseur axial à treize étages, subdivisée-en :

-six étages forment le compresseur basse pression qui tourne à une vitesse N1 ; Les deux premiers étages sont surdimensionnés et constituent le fan (**La soufflante**).

-sept étages composant le compresseur haute pression qui tourne à une vitesse N2.

b) Neuf chambres de combustion du type can-annular ; deux de ces chambres 4 et 7 sont pourvues d'une bougie d'allumage.

c) Une turbine axiale, subdivisée-en :

- Un étage haute pression pour l'entraînement du compresseur haute pression et la boîte d'entraînement des accessoires.
- Trois étages basse pression entraînant le compresseur basse pression.
- Chaque moteur est en plus équipé d'une entrée d'air (air inlet), d'une tuyère convergente d'éjection (tail pipe)

Les sections moteur :

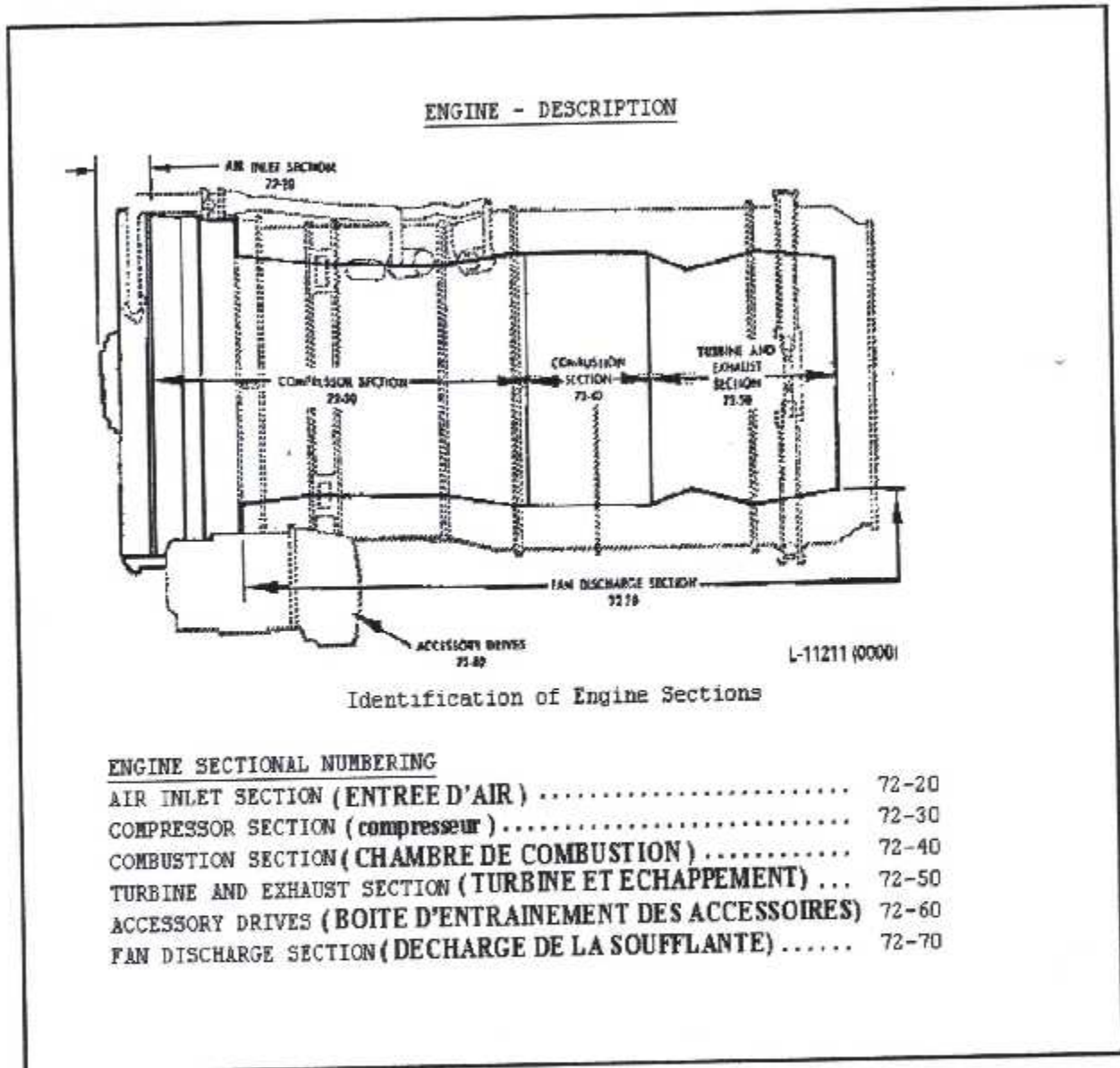


Figure I-1- Les sections du moteur JT8D-15

I-3-Les différents système équipant le JT8D-15 :**a)-Système d'allumage :** (ignation)

Le système d'allumage amorce la combustion dans les tubes à flamme au moment du démarrage. Dans certaines conditions au sol ou en vol où l'extinction du moteur est à craindre, il est utilisé comme mesure préventive.

Le système d'allumage comprend :

- Une boîte d'allumage.
- Deux câbles haute tension
- Deux bougies d'allumage dans les chambres de combustion 4 et 7 qui produisent des étincelles allumant ainsi le mélange air-fuel présent aux chambres de combustion.

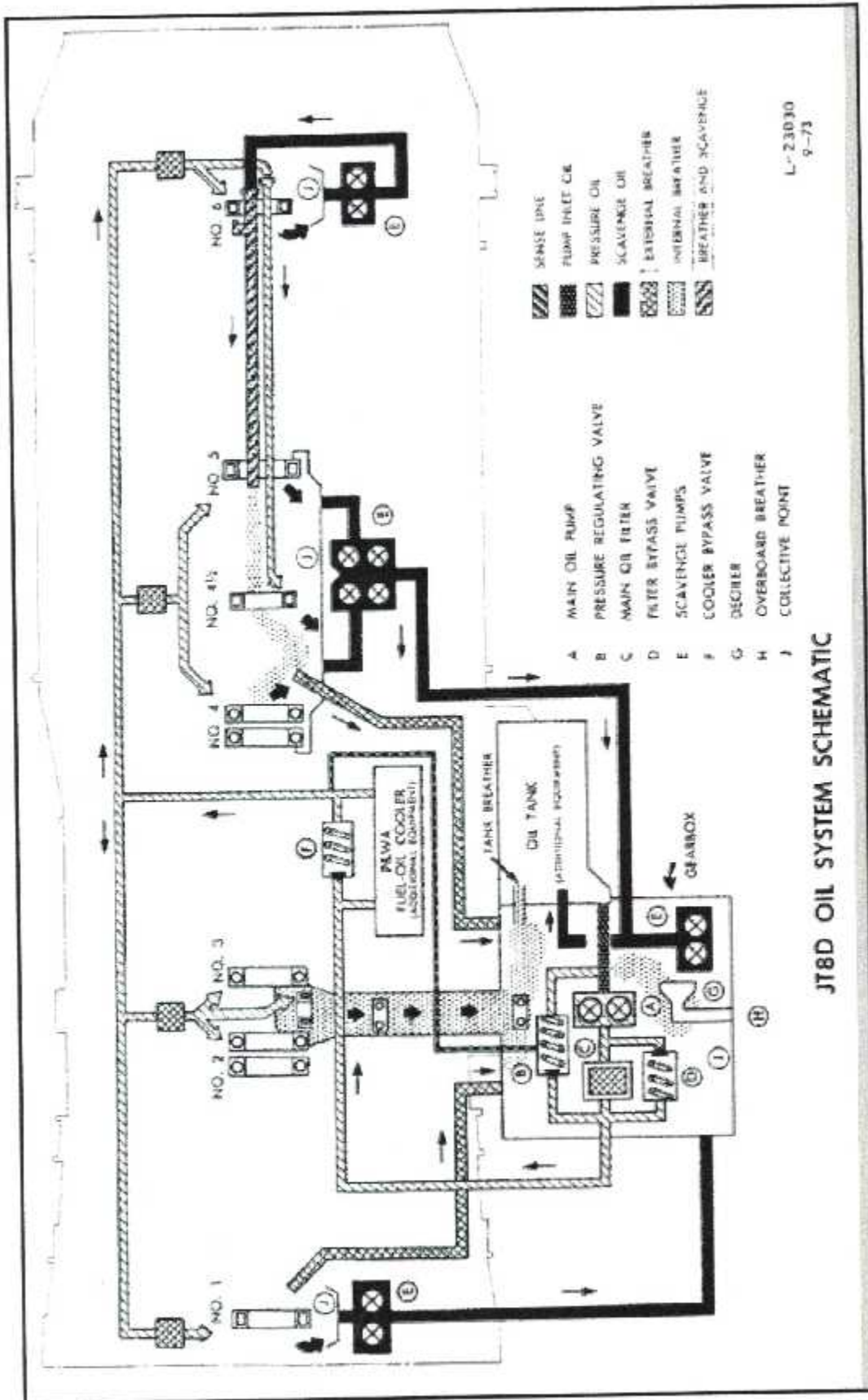
b)-Système de lubrification : (oil system).

Chaque moteur est équipé d'un circuit de lubrification autonome destiné à lubrifier, refroidir et nettoyer les sept roulements ainsi que la boîte d'entraînement des accessoires.

Tous les éléments du circuit sont montés sur le moteur.

Le système de lubrification comprend :

- Un réservoir cylindrique monté sur la face avant et à gauche de la boîte d'entraînement des accessoires.
- Un circuit de pression mettant l'huile sous pression et constitué d'une pompe, d'un filtre, d'un régulateur de pression d'huile et d'un échangeur thermique (huile/carburant)
- Un circuit de récupération ramenant l'huile au réservoir au moyen de cinq pompes de récupération
- Un circuit de mise à l'air libre établissant la pression interne dans les chambres à lubrifier.
- Des indicateurs et avertisseurs.
(Voir schéma .Figure I-3)



L-23030
9-73

JT8D OIL SYSTEM SCHEMATIC

c)- Système de démarrage : (starting).

La mise en route du turboréacteur JT8D-15 au sol est obtenue 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 existent pour alimenter ce système :

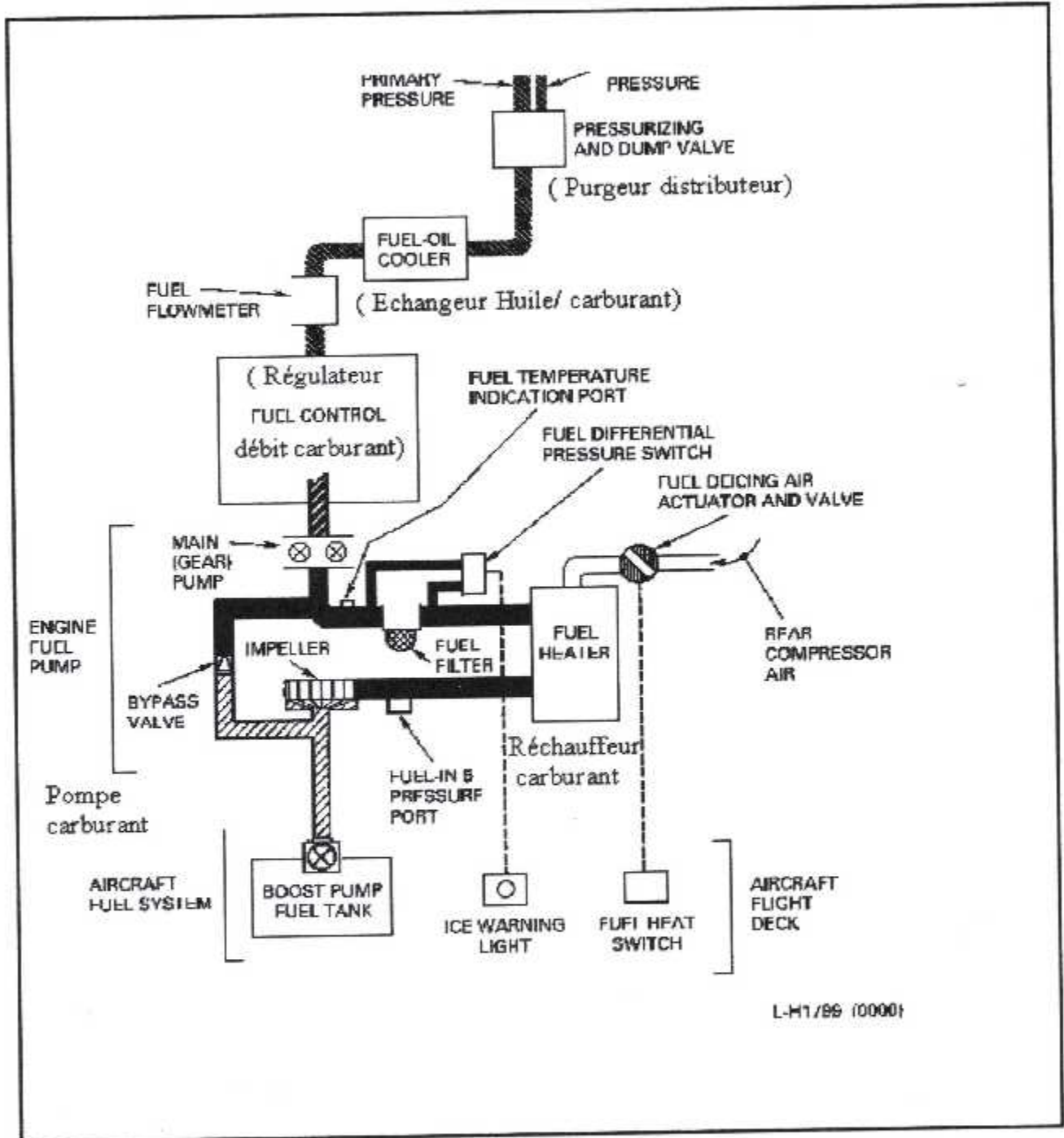
- Par un groupe à air
- Par de l'air soutiré du groupe de puissance (A.P.U : Auxiliar Power Unit)
- Par de l'air soutiré du réacteur opposé lorsqu'il est en fonctionnement

d)-System carburant: (fuel system and fuel control).

Le circuit d'alimentation a pour but d'amener le carburant du réservoir jusqu'aux injecteurs avec une pression suffisante pour obtenir une bonne pulvérisation dans tous les cas de fonctionnement : ralenti, poussée maximale, altitude élevée, démarrage, accélération.

Le système de carburation comprend les organes suivants :

- . Pompe de carburant qui aspire le carburant du réservoir d'avion 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 l'introduction des cristaux de glace dans le FCU (Fuel Control Unit).
- . L'échangeur thermique (huile/carburant) qui permet de réchauffer le carburant tout en refroidissant l'huile de lubrification du moteur.
- . Collecteur double qui draine le fuel aux injecteurs.
- . Injecteurs à double orifices qui servent à pulvériser le carburant pour chaque chambre de combustion.
(Voir schéma .Figure I-4)



L-H1/99 (0000)

Figure I-4-Le système carburant

e)- Système d'inversion de poussée : (Thrust reverser).

Les moteurs JT8D sont équipés d'un inverseur de poussée destiné à réduire la distance du parcours d'arrêt lors de l'atterrissage, l'ensemble est constitué de deux portes de déflexion et des vérins installés dans la rallonge du canal d'injection.

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

f)-Le système de dégivrage : (engine anti-ice).

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 cône de 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'arrêts, 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 cône de pénétration à travers les creux d'ailettes pour être renvoyé ensuite à l'intérieur du turboréacteur.

(Voir schéma .Figure I-5)

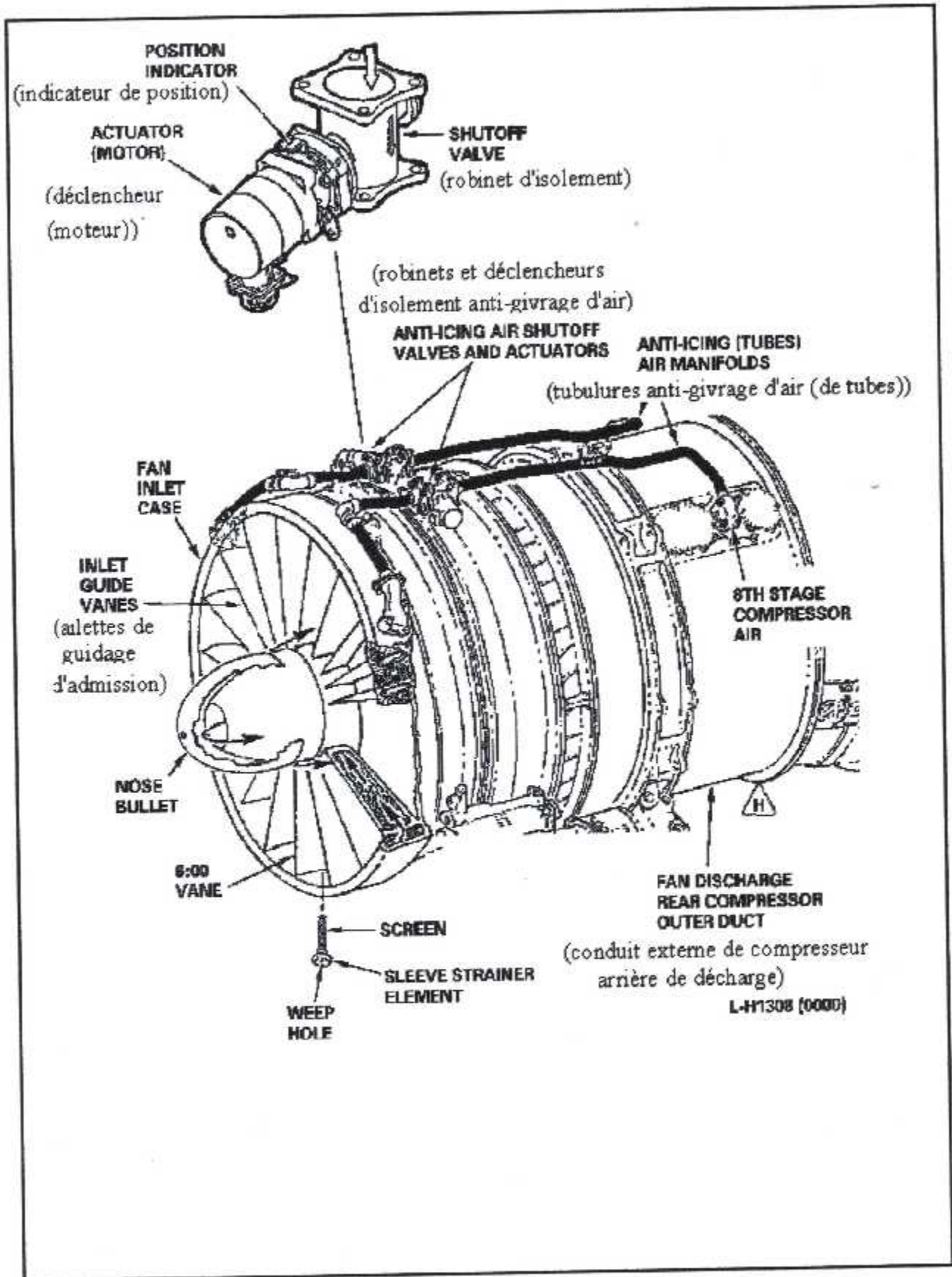


Figure I-5-Le système de dégivrage

g)-Système de soutirage : (air système).

L'air comprimé est soutiré à différents étages du compresseur ;

• Soutirage d'air externe :

il est soutiré des étages 2, 6, 8, 13 et est utilisé pour différentes fonctions :

- Refroidissement de l'alternateur
- Dégivrage du moteur et de la prise d'air.
- Alimentation du réchauffeur carburant
- Protection anti-pompage
- Pressurisation des réservoirs hydrauliques
- Dégivrage des ailes
- Mise sous pression du réservoir d'huile.

• Soutirage d'air interne :

il est soutiré des étages 6,8,9,13 et est utilisé :

- La pressurisation des joints de roulements.
- Le refroidissement de la partie chaude du moteur.
- La réduction de la poussée axiale sur le roulement N°4
- La pressurisation de l'intérieur du moteur.

k)-Système anti-pompage :

Le système anti-pompage est utilisé pour éviter 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.

(Voir schéma .Figure I-6)

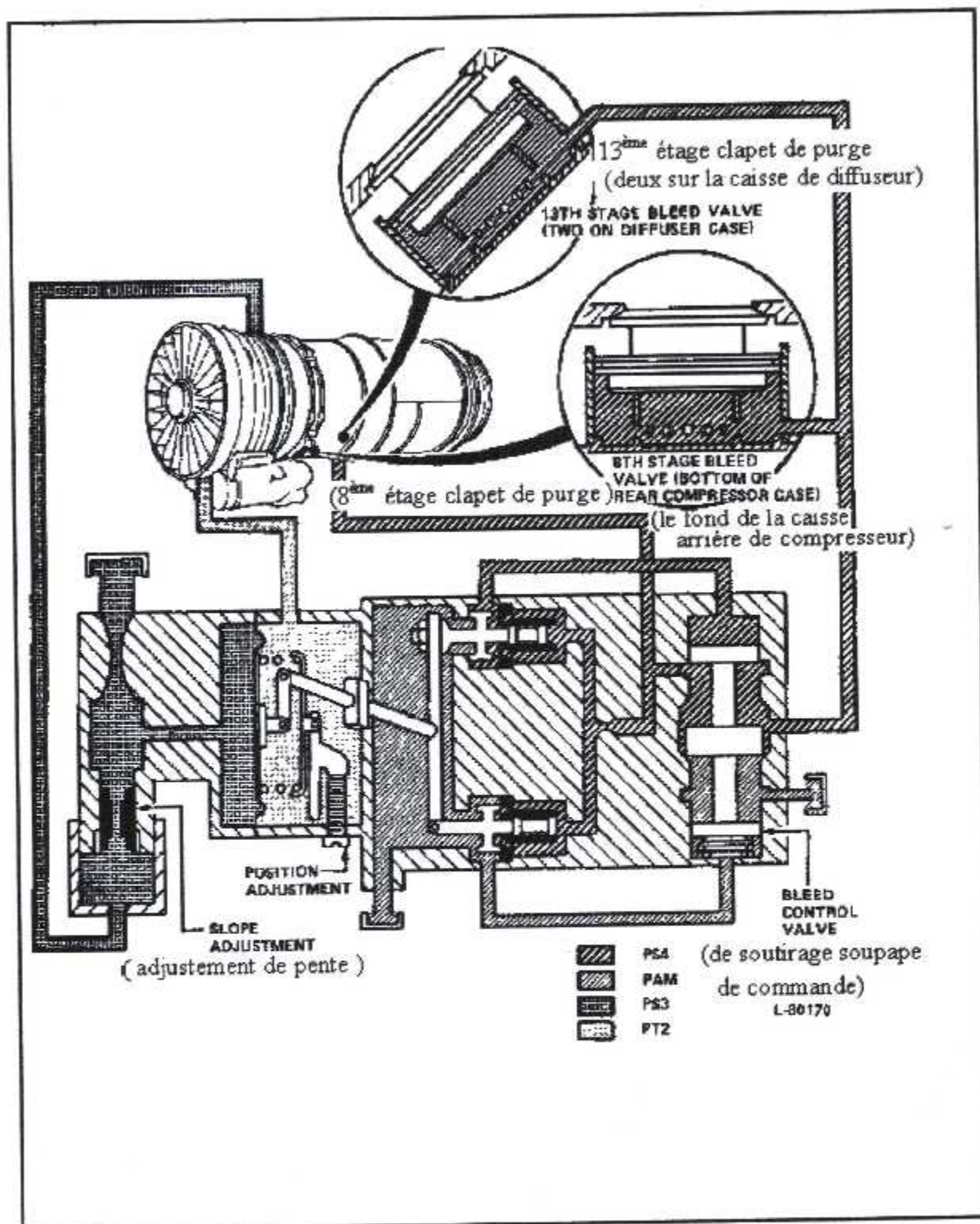


Figure I-6-Le système anti-pompage

I-4-Cycle Thermodynamique:

Le turboréacteur est un moteur qui fonction selon les même cycles que le moteur à explosion, soit :

- 1) Admission
- 2) Compression (compresseurs haute et basse pression)
- 3) Combustion (chambre de combustion)
- 4) Détente (turbines haute et basse pression)
- 5) Echappement (tuyère)

On peut représenter qualitativement ces différentes évolution sur le diagramme (T-S)

Fig.[I-7]

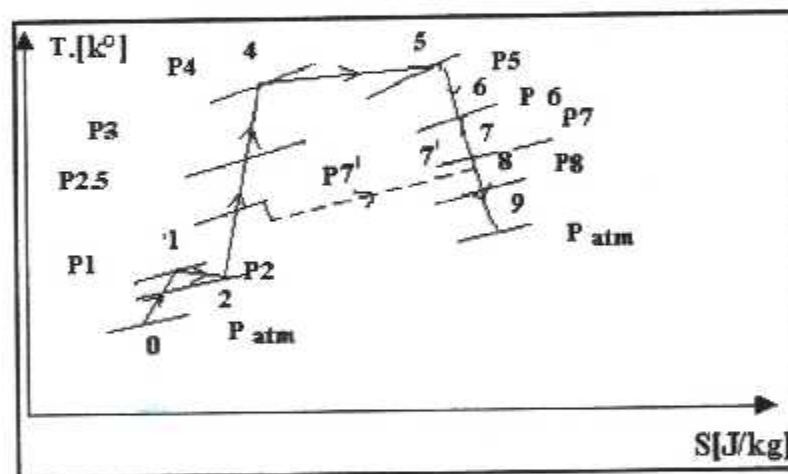


Fig.[I-7]

(traits continue correspond au flux primaire trait discontinue correspond au flux secondaire)

0-Atmosphère à l'entrée du réacteur

1-Bord d'attaque

0→1 Effet Ram :Le débit d'air pénétrant en(0) subit une compression dans un conduit d'écoulement fictif.

1→2 Entrée d'air : après la première compression une partie de l'énergie cinétique relative à l'air est transformée en une énergie de pression, la pression statique

augmente au détriment de la vitesse, on constate cependant une baisse de pression totale due à des pertes.

2→2.5 FAN : il communique à l'air une compression préalable, puis le divise en deux flux, un flux primaire qui traverse le réacteur et un flux secondaire qui traverse le passage annulaire compris entre la carène et les stators.

2.5→3 Compresseur BP : le flux primaire y subit une première compression adiabatique.

3→4 Compresseur HP : L'air étant parfaitement comprimé pénètre dans le compresseur HP. Ou il y atteint pression et température d'inflammation.

4→5 Chambre de combustion : le débit acquiert une quantité d'énergie délivrée par la combustion du Kérosène, la température augmente considérablement alors que la pression est pratiquement constante.

5→6 Turbine HP : les gaz sortant de la chambre de combustion avec une pression et une température élevée, subissent une première étape de détente adiabatique qui engendre une chute de pression élevée, récupérée en une énergie cinétique.

6→7 Turbine BP : suite de la détente des gaz d'échappement.

7- le flux secondaire, comprimé dans le fan, sera légèrement accéléré dans la section secondaire sans grande perte de pression, jusqu'à l'entrée du mélangeur.

7→8 Mélangeur : les deux flux se regroupent pour former un mélange homogène avec une vitesse moyenne.

8→9 Tuyère : l'énergie de pression s'y transforme en énergie cinétique. Les gaz d'échappement continuent à se détendre jusqu'à la pression atmosphérique.

9-Atmosphère aval.

I-5-Caractéristiques générales :

Longueur (approximative)	:	119.88in (3.045 m)
Diamètre maximum (approximatif)	:	42.5in (1.08 m)
Vitesse de rotation 100 %	N1 :	8590. tr/min.
	N2 :	12250. tr/min.
Vitesse de rotation maximale	N1 :	102.4 %
	N2 :	12250. %
Poids (a sec)	:	1502 Kg (3305lb).
Rapport de compression (Pt4/Pt2)	:	17
Rapport de compression du fan (PtF2.5/Pt2)	:	1.975
Taux de dilution (bypass ratio)	:	0.99
Débit d'air : 147 Kg/s.)		
Tt5 estimé : 1062°C) régime décollage.		

EGTmaximum : 620°C)

Poussée (lb) et consommation spécifique (TSFC, IB /h fuel/IB THRUST) en condition standard (15°C, 29.92in.Hg) et statique, le moteur étant équipé d'une prise d'air 100% (blmouth) et d'une tuyère lisse.

SETTING	Thrust.	Tsfc
Take-off (DECOLLAGE)	15.500	0.630
Max.continuous. Normal rated. (Maximum continue)	13.750	0.595
Max.cruise. (CROISIERE)	12.400	0.580
Idle (no load). (RALENTI)	930	-

CHAPITRE II

II-1-L'entrée d'air :

L'entrée d'air du turboréacteur est sous la forme d'une conduite adiabatique destinée à ramener le plus avantageusement et avec un minimum de perte dans les meilleures conditions, Les files d'air Vers le compresseur et ce la dans tous les domaines de vol, Elle transforme l'énergie cinétique en énergie potentielle. Le carter d'entrée du turboréacteur est en alliage d'aluminium ou magnésium à double paroi pour Permettre le passage de l'air de dégivrage du moteur ; ce carter contient :

- Les aubes directrices d'entrée du compresseur. (inlet guide vanes)
- Le support du roulement N°1.
- Le support de la génératrice tachymétrique N°1.

A l'entrée d'air la température totale y est conservée. par contre, la pression totale chute à cause des pertes qu'on peut les classer en deux types :

- Des pertes internes : dues aux frottements sur les parois.faibles et parfois négligeables(<10%).
- Des pertes externes : liées au champ aérodynamique autour du moteur.

Elle deviennent importantes en supersonique, apparition d'une onde de choc due au fuselage du moteur. Elle 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.

II-1-1-EFFICACITE :

C'est le rapport de la pression d'arrêt réelle (ou pression d'impact) sur la pression isentropique :

$$\eta_{01} = \left(\frac{P_2}{P_{is2}} \right)_{\text{totale}} \dots\dots\dots [1-1]$$

dans l'aéronautique on utilise une formule qui nous donne la valeur moyenne de l'efficacité en fonction du nombre de mach d'entrée :

$$\eta_{01} = \begin{cases} 1-0.075(M_1-1)^{2.35} & M_1 > 1 \\ 0.98 & M_1 < 1 \end{cases} \dots\dots\dots [1-2]$$

En condition statique, par un effet de dépression l'air est accéléré jusqu'à l'entrée du compresseur. En vol l'air est décéléré, la chute de l'énergie cinétique est traduite par une augmentation de la pression statique. Ainsi, une faible partie de la poussée totale résulte des pressions qui s'exercent sur les parois de l'entrée d'air.

II-1-2-Forme de l'entrée d'air:

Dans cette zone l'écoulement d'air subit une compression qui conduit à différentes formes selon les régimes de vol. A partir de la relation de « d'hugoniot » :

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

Nous avons pour : $M < 1 \Rightarrow (M^2 - 1) < 0$

Si $\frac{dS}{S} > 0$ (dans le cas d'un divergent) $\Rightarrow \frac{dV}{V} < 0$

D'après l'équation de « Bernoulli » :

$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = cst \Rightarrow$ Toute variation de l'énergie cinétique entraîne une variation de pression.

Or notre but est d'augmenter la pression en diminuant la vitesse. cette condition est satisfaite par une section divergente.

II-1-3-Forme de l'écoulement à l'entrée d'air :

La forme de l'entrée d'air étant fixée, on applique l'équation de conservation de la masse afin de déterminer la forme de l'écoulement à l'amont du moteur :

$$\rho_0 \cdot V_0 \cdot S_0 = \rho_1 \cdot V_1 \cdot S_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot S_2$$

a) $\rho_1 \cdot V_1 \cdot S_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot S_2$ or $\rho_1 \approx \rho_2$ et $V_2 < V_1 \Rightarrow S_1 < S_2$

b) $\rho_1 \cdot V_1 \cdot S_1 = \rho_0 \cdot V_0 \cdot S_0$ on suppose que $\rho_1 \approx \rho_0$

$$\Rightarrow S_1 \cdot V_1 = V_0 \cdot S_0 \Rightarrow S_1 \cdot M_1 \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_{s1}} = S_0 \cdot M_0 \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_{s0}}$$

$$T_{s1} \approx T_{s0} \Rightarrow S_1 \cdot M_1 = S_0 \cdot M_0$$

D'où trois cas peuvent se présenter :

- a) $M_0 < M_1 \Rightarrow S_0 > S_1$. (écoulement convergent)
 b) $M_0 = M_1 \Rightarrow S_0 = S_1$ (écoulement cylindrique)
 c) $M_0 > M_1 \Rightarrow S_0 < S_1$. (écoulement divergent)

Or nous voulons diminuer la vitesse, soit :

V_0 diminue $\Rightarrow M_0$ diminue

Le cas idéal est que $M_0 = M_1 \Rightarrow S_0 = S_1$

Dans le cas où $M_0 < M_1$ on aura création de remous qui diminueront de la section efficace.

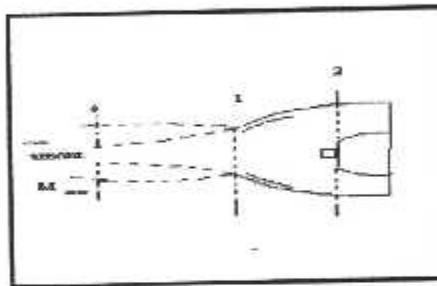


Figure II-1-Ecoulement à l'entrée d'air

II-2-Le compresseur :

Le compresseur du moteur JT8D-15 est du type axial, qui est destinée à ramener le fluide dans les conditions minimales d'inflammation, à la chambre de combustion, le compresseur est constitué de 13 étages, chaque étage étant composé d'une grille rotorique et d'une grille statorique.

Il est subdivisé-en :

i-Le compresseur basse pression (LPC) :

formé de 6 étages entraînés par une turbine basse pression à trois étages (LPT) à une vitesse de rotation N_1 , les deux premiers étages constituent le FAN, l'ensemble des étages ont pour rôle l'augmentation de la pression de l'air.

ii-Le compresseur haut pression (HPC) :

formé de 7 étages entraînés par une turbine haute pression à un étage (HPT) à une vitesse de rotation N_2 , son rôle l'augmentation de la pression de l'air reçu du compresseur basse pression.

Le compresseur est composé d'un rotor qui fournit l'énergie cinétique, et d'un stator qui transforme cette énergie en énergie de pression, le rotor est modulé à l'intérieur du stator de façon à ce que l'on rencontre de l'avant à l'arrière, une grille d'aubes mobiles suivie par une grille d'aube fixes, suivie une grille d'aubes mobiles etc... La somme d'une grille d'aubes mobiles et d'une grille d'aubes fixes constitue un étage de pression.

a)-Le principe de fonctionnement :

Dans un compresseur subsonique (cas des moteurs d'avions de transport), la déflexion de l'écoulement assure l'augmentation de la pression statique et un travail. Un étage de compresseur a deux fonctions :

- Augmenter l'enthalpie d'arrêt de l'écoulement (réalisé dans la roue mobile).
- Augmenter la pression statique, ce qui est réalisé en partie ou en totalité dans la roue mobile ou dans le stator (roue fixe). Le degré de réaction noté ' ϕ ' traduit cette répartition :

Pour un étage périodique soit $\alpha_\alpha = \alpha_\gamma$ (ou les indices ' α ' et ' γ ' sont respectivement entrée et sortie de l'étage)

$$\phi = 1 - \frac{V_\alpha}{2.U} (tg \alpha_\beta - tg \alpha_\alpha) = \frac{h_\beta - h_\alpha}{h_\gamma - h_\alpha} \dots \dots \dots [a-1]$$

a) Limites de fonctionnement du compresseur :

Le compresseur est défini et calculé pour un point de fonctionnement et doit opérer dans une large plage de débits et rapports de pression, suivant les conditions extérieures et les utilisations requises, Fig. [II-2], [réf.9], où :

Π = pression de sortie/ Pression entrée

$$Q_{rd} = \text{débit réduit} = \frac{d \sqrt{T}}{P}$$

- Les isorotations sont déterminées à partir d'un banc d'essai, en fixant la vitesse de rotation (N) et en variant les débits, on trouve les différents Π .
- La ligne de pompage déterminée pour chaque régime avec un taux de compression et de débit déterminés, on relève des points que l'on joint.
- La ligne d'adaptation : pour chaque couple (Π , Q_{rd}), on définit une puissance d'équilibre, on relève des points que l'on joint.

- Les lignes d'extinction : on injecte du carburant à différentes pressions et températures, on relève les points d'extinctions riches ou pauvres selon le cas puis on les joint.

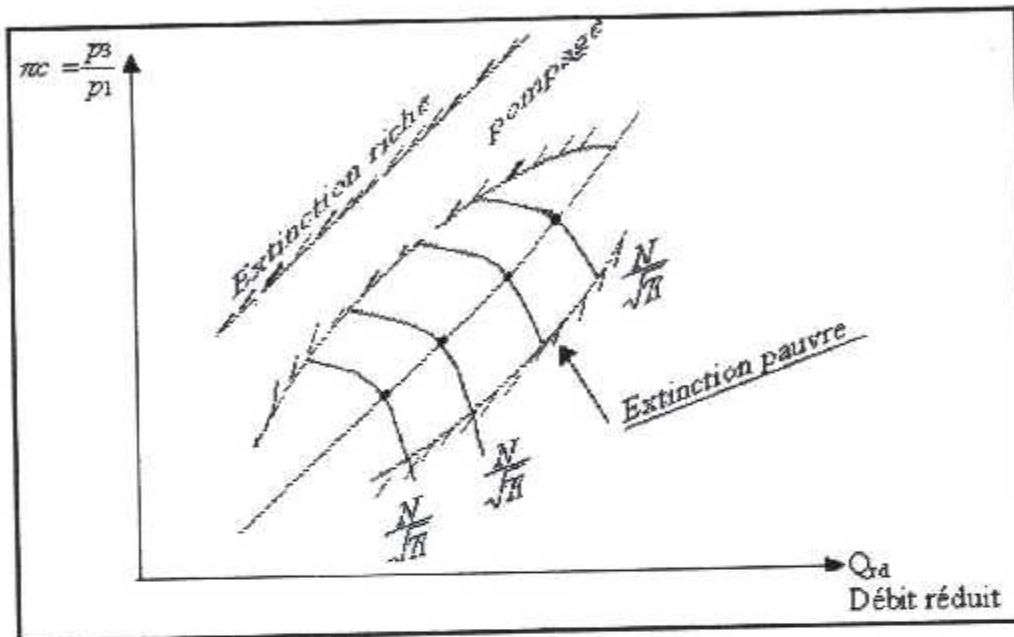


Figure II-2-limitation de fonctionnement

B1) Le pompage :

Le pompage est la diminution subite du débit d'air au travers du compresseur, ce qui entraîne une diminution de pression à l'aval du compresseur et crée ainsi le reflux du débit d'air (écoulement inverse), ceci engendre l'instabilité et la destruction de la machine. Ce phénomène est causé par un blocage de l'entrée d'air, une réduction de la section de sortie ou lors d'une accélération brusque.

B2) L' adaptation compresseur-turbine :

Le compresseur étant entraîné par la turbine donc le débit d'air qui le traverse est fonction du débit de la turbine, soit la puissance prélevée au niveau de la turbine est égale à la puissance fournie au compresseur additionnée à celle fournie aux autres accessoires.

B3) La limitation de la chambre de combustion :

Pour une bonne combustion, on recherche par les dimensions données un bon dosage carburant et surtout un débit d'air adéquat (bonne pression et vitesse), afin d'éviter les phénomènes d'extinction riches (trop de carburant/air) ou extinction pauvre (trop d'air/carburant).

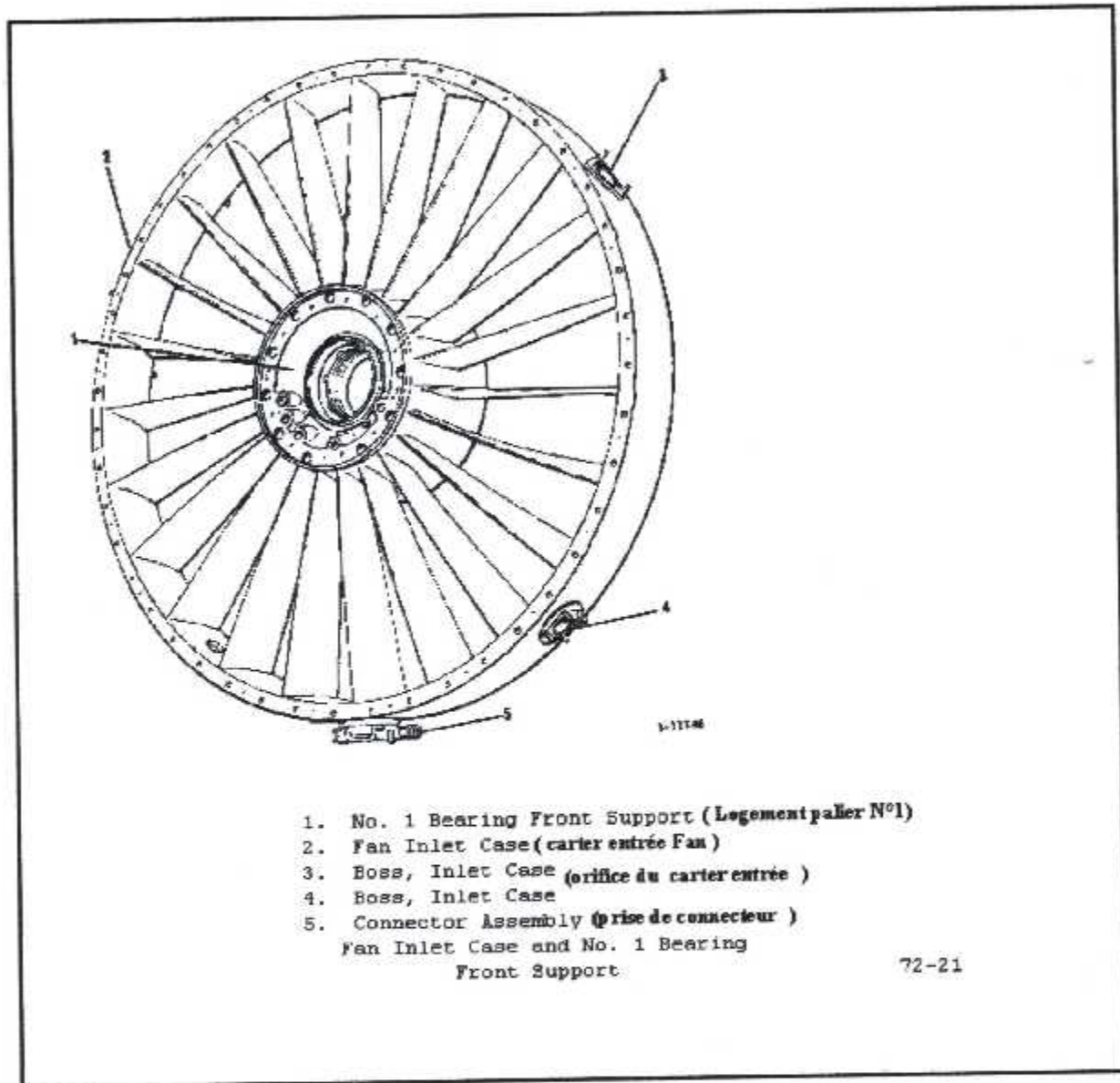
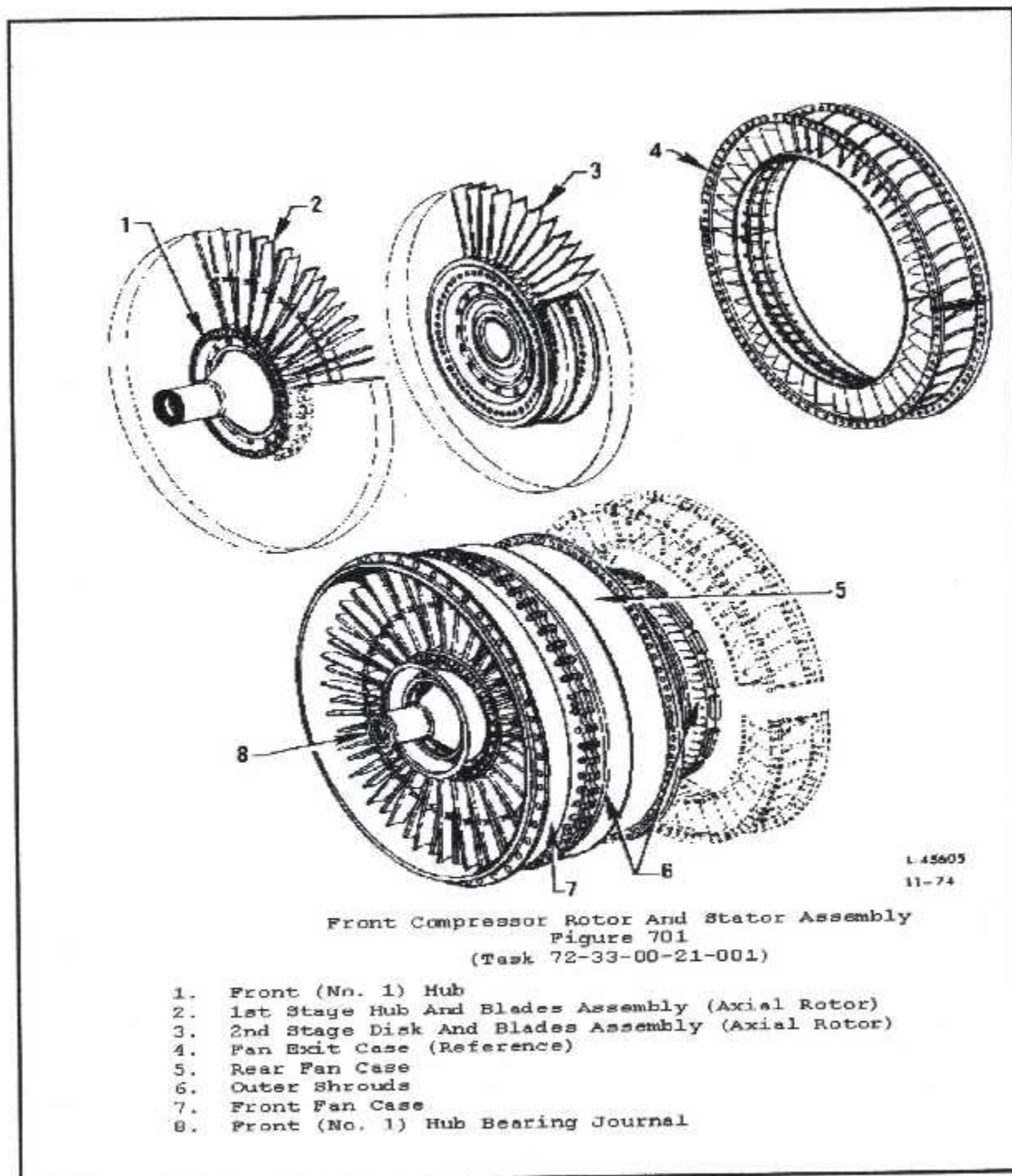


Figure II-3-Le FAN



Front Compressor Rotor And Stator Assembly
 Figure 701
 (Task 72-33-00-21-001)

- 1. Front (No. 1) Hub
- 2. 1st Stage Hub And Blades Assembly (Axial Rotor)
- 3. 2nd Stage Disk And Blades Assembly (Axial Rotor)
- 4. Fan Exit Case (Reference)
- 5. Rear Fan Case
- 6. Outer Shrouds
- 7. Front Fan Case
- 8. Front (No. 1) Hub Bearing Journal

Figure II-4-Le Compresseur

II-3-La chambre de combustion :

La chambre de combustion du JT8D-15 est de type tube-annulaire (chambre mixte). Elle est formée de neuf tubes à flamme numérotés de 1 à 9 dans le sens horlogique, le moteur étant vu de l'arrière. Ces tubes sont disposés autour des arbres de transmission et contenus dans deux carters internes.

Chaque tube est équipé d'un injecteur, tous les tubes sont interconnectés par des tubes de transfert de flamme qui permettent l'allumage de toute la chambre de combustion et d'égaliser la pression dans celle-ci.

Les tubes à flamme 4 et 7 sont pourvus d'une bougie pour l'allumage du moteur. Deux bosses de récupération du carburant des chambres de combustion sont localisées sur la partie inférieure du carter extérieur de ces dernières, permettant ainsi le drainage du carburant résiduel vers l'extérieur.

La chambre de combustion doit assurer transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange air-kérosène en énergie calorifique (moins d'imbrûlés possibles donc polluant) et cela dans toute la gamme du vol.

a)-Le fonctionnement :

La combustion est le produit d'une réaction entre l'oxygène de l'air comprimé et le fuel pulvérisé en dégageant une énergie calorifique.

Cette réaction a lieu pour des proportions stœchiométriques (dues à l'équilibre chimique sans excès d'air) et fournit une température assez élevée qui est source de problèmes au niveau des turbines.

Pour satisfaire l'inflammation et la protection des aubes de turbine, le débit d'air est divisé et est introduit en trois phases :

- 1^{ère} phase : 15 à 20% de l'air est introduit au niveau des injecteurs (zone primaire) pour fournir la température nécessaire à une combustion rapide.
- 2^{ème} phase : 30% de l'air total est introduit à travers des trous dans le tube à flamme (zone secondaire) afin de compléter l'oxydation des particules du combustible et avoir ainsi une bonne efficacité. Or l'air doit être injecté avec une grande précaution pour un refroidissement local de la flamme et réduire ses effets sur le carter.
- 3^{ème} phase : l'air restant est introduit à travers des trous de dilutions (zone de dilution) et est totalement mélangé aux produits de combustion, en les refroidissant jusqu'à la température admise en entrée turbine.

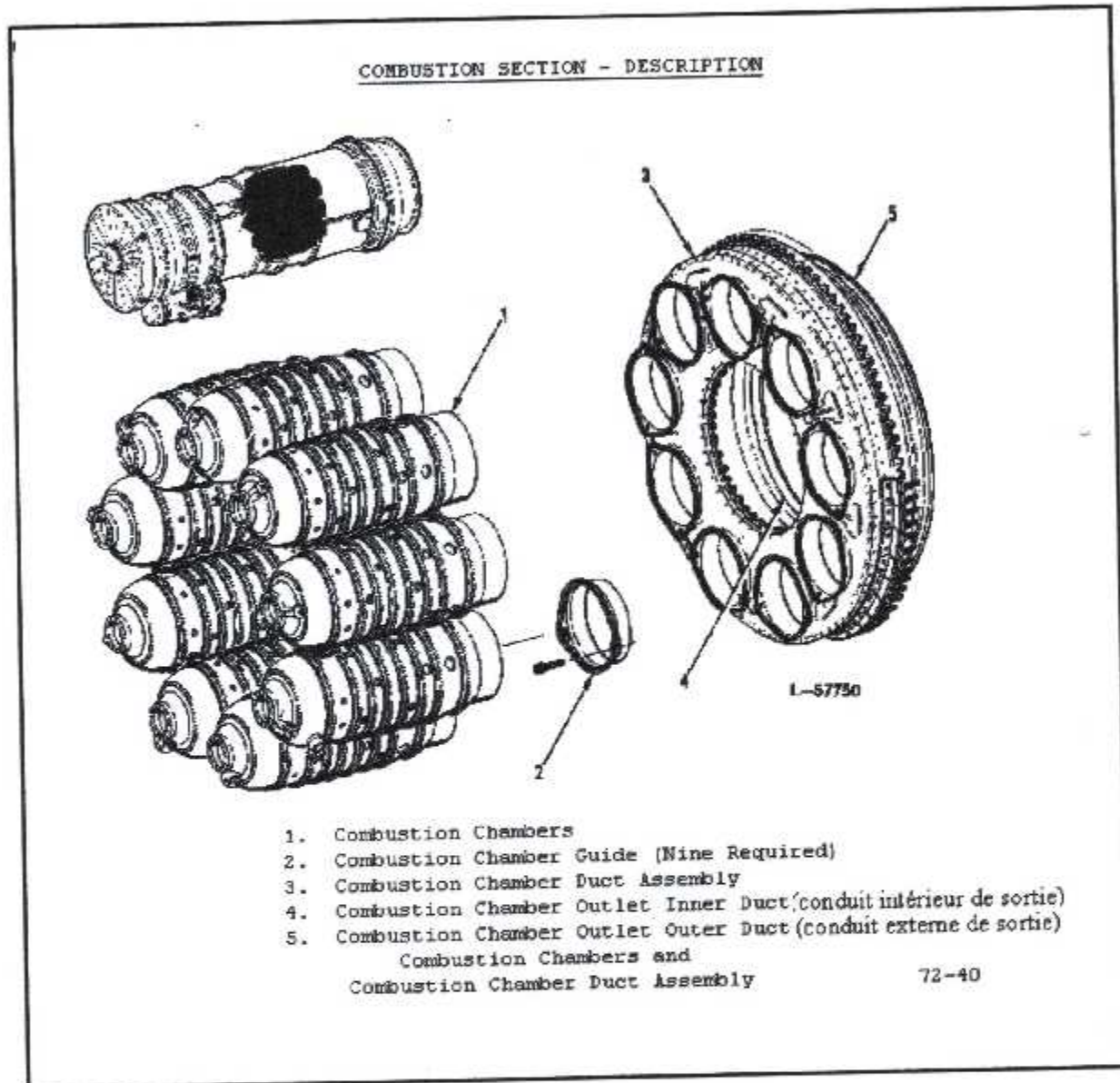


Figure II-5- La chambre de combustion

b)-Les paramètres limitatifs de la combustion :

b1) Pression minimale d'inflammation : Fig. [II-6]

Est une condition exigée et dépend de la pression sortie compresseur ainsi que de la vitesse d'écoulement à l'entrée (le nombre de Mach), selon la loi d'une évolution isentropique.

$$P_{min} = P_{hpc} \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_{hpc}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots [b-1]$$

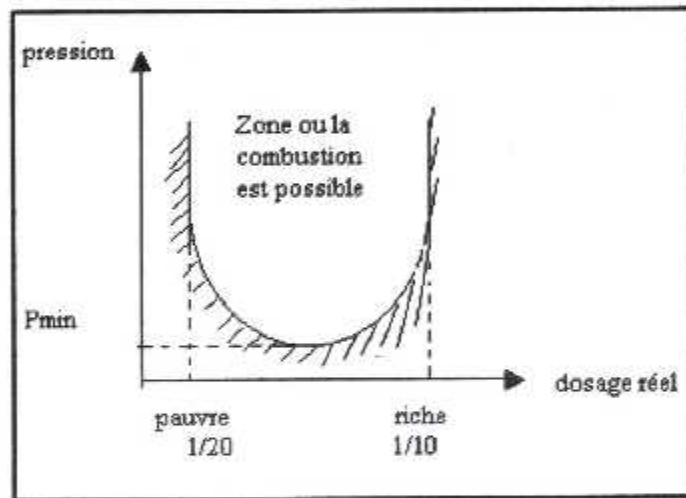


Figure II-6- La pression minimale d'inflammation

b2) Vitesse de l'écoulement : Fig.[II -7], cette vitesse ne doit pas dépasser la vitesse de propagation de la flamme pour éviter l'extinction ou le détachement. Mais cette limite est pratiquement ignorée car le Constructeur a prévu un canal Divergeant entre le compresseur Et la chambre de combustion.

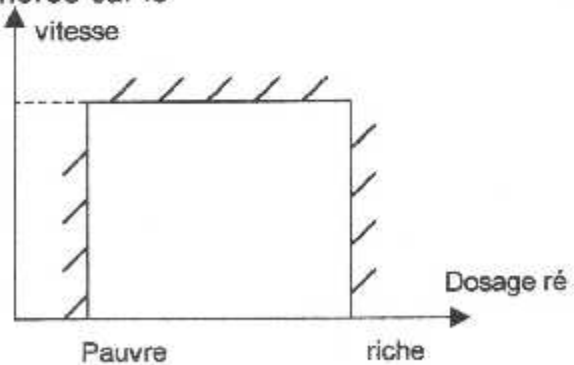


Figure II-7- La vitesse de l'écoulement

II-4-La turbine :

Les turboréacteurs utilisent des turbines axiales ainsi dénommées parce que, comme dans les compresseurs axiaux. L'écoulement de l'air s'effectue dans une direction parallèle à l'axe de la machine.

La turbine est un organe qui assure l'entraînement du compresseur et des accessoires en prélevant une part d'énergie au gaz sortant de la chambre de combustion, le reste de l'énergie sert à fournir la poussée.

Le JT8D-15 dispose de deux turbines axiales, l'une à un étage et l'autre à trois étages, chaque étage étant composé d'une grille d'aubes statorique et d'une grille d'aubes rotorique.

Elle est subdivisée :

i-Turbine haute pression :

Formée d'un étage, elle transforme l'énergie thermique et cinétique en énergie rotationnelle pour faire entraîner le compresseur haute pression à une vitesse de rotation N_2 . Et elle est tournée par le gaz extensibles provenant à grande vitesse de la chambre de combustion à travers le distributeur de turbine (turbine Nozzel Guide Vanes).

ii- Turbine basse pression :

Formée de trois étages, elle en énergie rotationnelle pour faire entraîner le compresseur basse pression à une vitesse de rotation N_1 et elle tournée par l'écoulement du gaz primaire provenant du premier étage turbine.

A) Le fonctionnement :

La turbine est alimentée par les gaz chauds, très comprimés, elle doit leur permettre de se détendre en transformant leurs énergies de pressions en énergies cinétiques. On obtient cette transformation à l'aide des étapes suivantes :

- Dans le stator, le fluide se détend et sa vitesse absolue augmente et l'énergie potentielle (de pression) est transformée en énergie cinétique.
- Dans le rotor, l'énergie cinétique est transformée en une énergie mécanique qui permet la rotation de la turbine haute pression et basse pression, ce mouvement est transmis aux compresseurs relatifs et à d'autres accessoires.

b) limites de fonctionnement :

Elles sont essentiellement d'origine structurelle (température de structure du matériau).

b1) le refroidissement des aubes :

Pour améliorer le rendement d'un turboréacteur, il faut augmenter la température de combustion. Or, elle est limitée par la résistance du matériaux. Aussi, des systèmes de refroidissement sont préconisés, on peut citer :

1 - Les systèmes à liquide (eau en général) : prouvés non pratique à cause des difficultés d'installation des tubulures de circulation du fluide, ainsi que l'élimination de la corrosion engendrée.

2- Les systèmes à air ont eu un plus grand succès, ils sont assurés par de l'air soutiré du compresseur. La circulation se fait selon deux modes :

- Circulation interne : le fluide passe à travers l'aube et par effet de convection forcée et de conduction, la température des gaz externes subit une réduction de l'ordre de 200 à 300°C.
- Circulation externe : les aubes étant percées, l'air frais y est injecté et crée un film protecteur autour de l'ailette et diminue ainsi l'influence de la température et le taux de transfert sur les parois. Cette méthode est considérée comme la plus efficace car elle assure une plus grande durée de vie à l'aube.

b2) Le fluage :

A une température donnée (qui est assez élevée) avec des contraintes constantes (dues aux forces de pression et force centrifuge (de rotation), la déformation est instationnaire et implique limitation dans le temps. La déformation à laquelle on aboutit est appelée fluage, défini comme un arrangement cristallin au sein du matériaux, entraînant une dilatation sous l'effet de la température et de l'effort. Leur temps d'application peut conduire à la rupture.

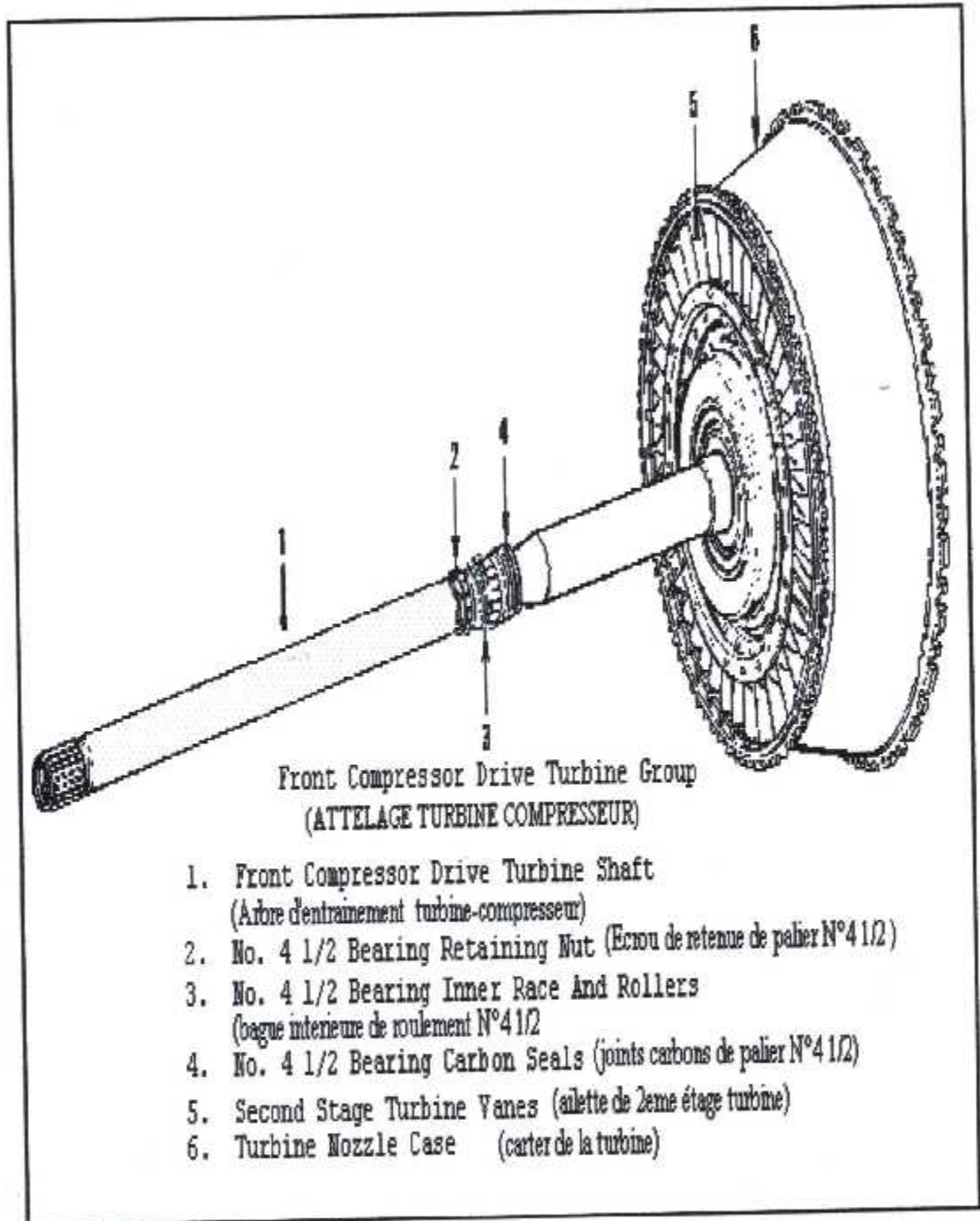


Figure II-8- LA TURBINE

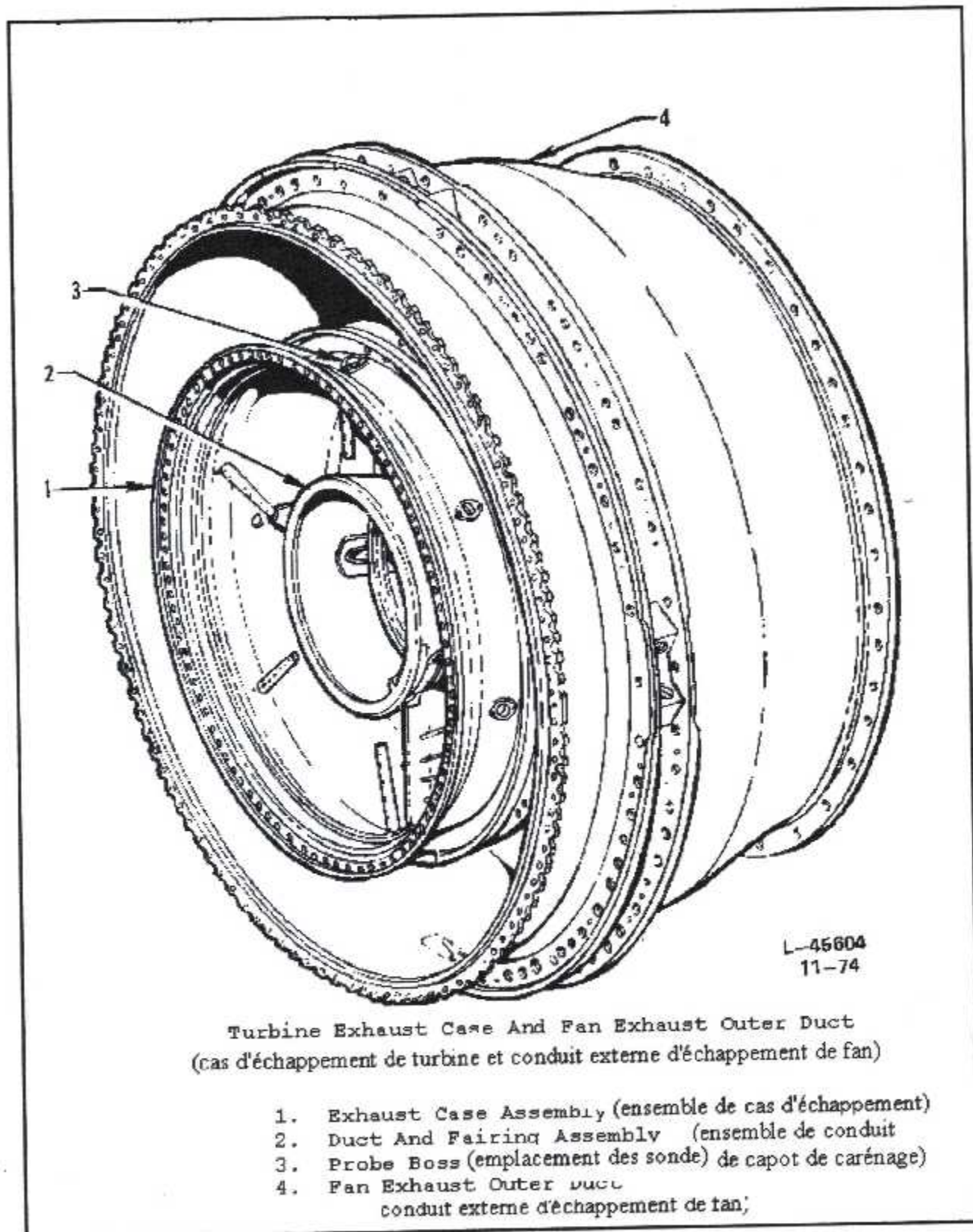


Figure II-9- Le carter d'échappement de turbine et conduit d'échappement de fan

II-5- Le mélangeur :

Est une petite partie cylindrique qui joint la sortie turbine et le conduit secondaire à la buse d'éjection. Comme son nom l'indique, il permet le mixage du flux primaire chaud et du flux secondaire froid en débit homogène, afin de pouvoir subir la dernière étape de détente.

Les avantages d'un mélangeur sont :

- L'uniformisation des températures engendre l'uniformité des vitesses d'éjection et abaisse ainsi la vitesse maximale (du flux chaud), donc le niveau de bruit du jet.
- Une plus forte poussée accompagnée d'une plus faible consommation spécifique comparée à un moteur à flux séparés de même cycle.
- Amélioration du mélange par une force d'interpénétration des deux flux.

II-6-la conduite d'échappement :

La conduite d'échappement a pour but principal d'achever la transformation d'énergie de pression en énergie cinétique. C'est dans le canal d'éjection qu'a lieu la détente utile à la propulsion.

Cette conduite contrôle l'écoulement primaire et secondaire des gaz d'échappement et les renvoie hors du moteur. Elle supporte aussi le roulement N°6 et contient des sondes de pression et de température d'échappement.

Le paramètre régissant le fonctionnement de la tuyère est le rapport de la pression des gaz d'échappement (entrée tuyère station 8), à la pression dans le plan sortie de la tuyère (point 9), Fig.[II-9], nous avons alors le rapport :

$\frac{P_{t8}}{P_{s9}}$ Défini comme rapport réel, noté 'rr'. Nous définissons aussi un rapport critique, noté « rc », pour un écoulement dont la vitesse au col devient sonique avec un débit maximal $V_{sortie} = a$ soit $M_9 = 1$.

En supposant que les pressions totales dans la tuyère sont conservées :

$$P_{t8} = P_{t9} = P_{s9} \left[1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_9^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots [6-1]$$

$$M_9 = 1.$$

$$r_c = \frac{P_{t8}}{P_{s9}} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots [6-2]$$

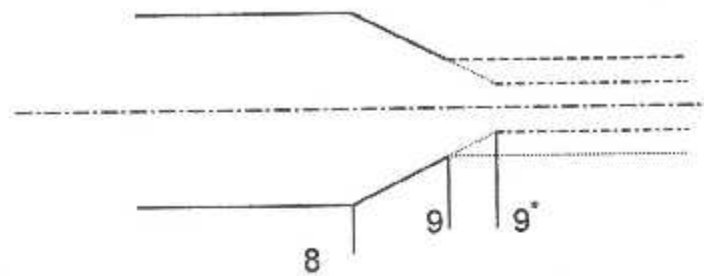


Figure II-10- La tuyère d'éjection

En comparant les rapports deux cas se présentent :

- a) $rr \leq rc$ on est dans le cas d'une tuyère convergente adaptée, ce qui veut dire que la pression statique sortie tuyère est égale à la pression atmosphérique et toute la détente s'effectue dans le canal d'éjection.
- $rr > rc$: La section de la tuyère étant fixe la détente continuera après la section de sortie en une série d'ondes de détente suivie d'ondes de choc, donc il y a perte d'énergie.

Le nombre de Mach de sortie sera maintenu égal à « 1 » et le débit sera constant.

Remarque :

Si le rapport réel est très grand par rapport au rapport critique, on opte généralement pour une tuyère convergente-divergente afin d'éviter les pertes de détente.

Ce type de tuyère est monté sur les turboréacteurs supersoniques ou avec post combustion

CHAPITRE III

L'étude qui suit portera sur les différents paramètres (température, pression, taux de détente et rapport des températures), au niveau de chaque organe. Puis les performances du moteur (les rendements, consommation et poussée).

Nous considérerons que les chaleurs spécifiques sont variables au niveau de chaque élément, (réf.11).

- La chaleur spécifique de l'air en (j/kg. °K) :

$$Cp_a = 53.442 \theta^4 - 29.355 \theta^3 - 89.592 \theta^2 + 155.139 \theta + 1163.102 \dots \dots \dots [0-1]$$

$$\text{Où } \theta = \frac{T-1125}{875}$$

- La chaleur spécifique de combustion en (J/kg. °k)

$$Cp_{st} = 39.359 \theta^4 - 17.6524 \theta^3 - 99.4754 \theta^2 + 204.786 \theta + 1292.626 \dots \dots \dots [0-2]$$

- La chaleur spécifique des gaz d'échappement en (j/kg. °k)

$$Cp_b = Cp_a + \left(\frac{1+f_{st}}{f_a} \right) \left(\frac{f}{1+f} \right) (Cp_{st} - Cp_a) \dots \dots \dots [0-3]$$

Où f_{st} : dosage stœchiométrique
 f : dosage réel

III-1-ENTREE D'AIR:

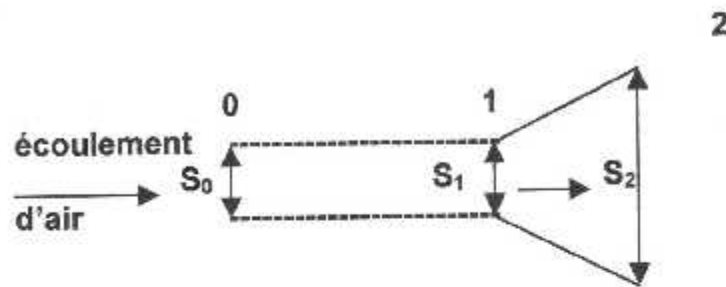


fig-III-1-entrée d'air

L'organe déjà défini, assure un écoulement supposé isentropique entre l'entrée du réacteur et l'entrée du compresseur.
 En appliquant le premier principe de la thermodynamique, nous donne :

$$w + \delta q = dh + dv$$

Avec :

- dw = 0 il n'y a pas d'échange de travail dans le diffuseur.
- dq = 0 l'évolution adiabatique.
- dh = Cp_a.dT_s

d'après ces hypothèses on aura entre la station (1) et (2) :

$$Cp_a \cdot Ts_2 + \frac{V_2^2}{2} = Cp_a \cdot Ts_1 + \frac{V_1^2}{2} = cst. \quad (a)$$

$$(a) \Rightarrow Cp_a \cdot \left(Ts + \frac{V^2}{2Cp_a} \right) = cst \dots\dots\dots [1-1]$$

avec :

$$V = M \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot Ts}$$

Et : $Cp_a = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$

D'où la relation [1-1] donne :

$$\Rightarrow Cp_a \cdot Ts \left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) \cdot M^2 \right) = cst$$

de plus d'après la relation de Saint - Venant on a :

$$T_t = T_s \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2 \right] = cst$$

alors on peut noter que la température totale se conserve :

$$T_{t2} = T_{s1} \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_1^2 \right] = T_t \dots\dots\dots [1-2]$$

A quelque pertes près , la pression totale se conserve.

$$P_{t2} = \eta_{01} \cdot P_t \dots\dots\dots [1-3]$$

$$\eta_{01} = 0.98 \text{ (efficacité)}$$

$$P_{t1} = P_{s1} \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

la vitesse d'écoulement au passage de l'entrée d'air est :

$$V_1 = M_1 \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_{s1}} \dots\dots\dots [1-4]$$

REMARQUE :

-En adaptation le nombre de mach est nul, donc les paramètres d'entrée d'air son égaux au paramètres de sortie.

-Hors adaptation : une surface cylindrique fictive est crée entre l'amont de l'entrée d'air et la section d'attaque de l'entrée d'air , ou s'exerce une compression du fluide .on appelle ce phénomène effet de RAM ,représenté par un taux de compression (π_r) et un rapport de température (τ_r).définis respectivement par :

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_{s0}} = \left(\frac{T_{t0}}{T_{s0}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \Rightarrow \pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots [1-5]$$

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_{s0}} \Rightarrow \tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \dots\dots\dots [1-6]$$

les grandeurs amont de l'entée sont : T_{s0} , P_{s0} et un nombre de Mach M_0 , celles du bord d'attaque de l'entée sont : T_{t1} et P_{t1} . l'écoulement étant isentropique, il y a conservation des grandeurs totales.

III-2-FAN ET COMPRESSEUR :

Calcul le rayon moyen et la vitesse d'entraînement du fan :

$$r_m = \frac{\sum_{i=1}^2 r_{m,i}}{2} \dots\dots\dots [2-1]$$

$$U_f = \frac{2 \cdot \pi \cdot r_m \cdot N_l}{60} \dots\dots\dots [2-2]$$

Calcul le travail du fan (la soufflante) :

$$W_f = \Delta H_{t_f} = C_{p1} \cdot T_{i1} \left(\pi^{\left(\frac{k-1}{k}\right)} - 1 \right) \dots\dots\dots [2-3]$$

avec : $\pi = 2.106$

l'enthalpie totale par étage :

$$\Delta H_{t_{\acute{e}f}} = \frac{\Delta H_{t_f}}{z_f} \dots\dots\dots [2-4]$$

comme nous serons appelés à faire ce calcul pour chaque étage, nous avons élaboré un algorithme de la forme suivante :

$$Tl(i+1) = Tl(i) + \frac{\Delta H_{t_{\acute{e}f}}}{C_{p(i)}}$$

$$Pt(i+1) = Pt(i) \cdot \left(\frac{Tl(i+1)}{Tl(i)} \right)^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}$$

or γ et C_p varie en fonction de la pression et de la température, donc pour essayer d'approcher les valeur réelles, on le calculera pour chaque étage.

La même méthode pour le compresseur (HP) et (BP)

Pour le compresseur HP $\pi = 3.802$

Pour le compresseur BP $\pi = 2.134$

III-3-LA CHAMBRE DE COMBUSTION :**III-3-1-Equation de combustion :****III-3-1-1-Réaction stœchiométrique :**

La formule chimique du Kérosène est : C_7H_{16}

L'air étant composé de 21 % d'oxygène et de 79 % d'Azote en négligeant les autres éléments sa formule est :



Donc la réaction qui a lieu pendant la combustion est :



après l'équilibre :



La masse d'air pour une combustion totale:

$$Ma = n \left(M(O_2) + \left(\frac{n(N_2)}{n(O_2)} \right) \cdot M(N_2) \right)$$

n : nombre de mole d'air

$n(O_2)$: nombre de mole d'oxygène dans une mole d'air

$n(N_2)$: nombre de mole d'Azote dans une mole d'air

$M(O_2)$: masse molaire d'oxygène

$M(N_2)$: masse molaire d'Azote

$Ma = 1516g$. (masse d'air)

La masse de carburant utile :

$$Mcb = n(C_2) M(C_2) + n(H_2) M(H_2)$$

$M(C_2)$: masse molaire du carbone

$M(H_2)$: masse molaire de l'Hydrogène

$n(C_2)$: nombre de mole carbone dans une mole de Kérosène

$n(H_2)$: nombre de mole de l'Hydrogène dans une mole de Kérosène

$Mcb = 100g$.

Le dosage théorique (stœchiométrique) :

Est défini comme le rapport de la masse de carburant sur la masse d'air utile à la combustion totale.

$$d_{th} = M_{cb}/M_a$$

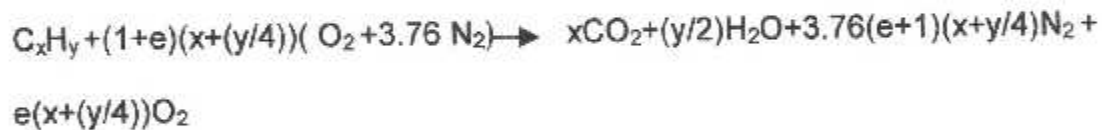
$$d_{th} = 1/15.16$$

or ce dosage engendre des températures de sortie de l'ordre de 2000K°, pour diminuer cette température, qui est très nuisible au premier étage de la turbine, on augmente le débit d'air entrant dans la chambre de combustion, et cela en faisant intervenir la notion d'air théorique et l'excès d'air.

- l'air théorique est la quantité minimale d'air nécessaire pour oxyder tout le combustible.
- L'excès d'air est la quantité réellement fournie pour une combustion certaine et pour entraîner un refroidissement. Cette quantité est en fonction de la température d'inflammation.

III-3-1-2-Réaction combustion réelle:

Sachant que la réaction s'effectue avec un excès d'air (noté 'e'), on peut l'écrire sous la forme générale :



$$\text{ou : } e = \frac{1-\varphi}{\varphi}$$

avec : $\varphi = \frac{f}{f_{st}}$ étant la richesse et f c'est le débit de carburant sur débit d'air comprimé.

$$\varphi = \frac{f}{(12x+y)/((x+\frac{y}{4}).(32+3.76.28.16))}$$

$$\text{alors : } 1+e = \frac{12x+y}{137.8816.(x+\frac{y}{4}).f}$$

III-3-2-LA TEMPERATURE DE SORTIE DE COMBUSTION :

Bien qu'elle est en fonction du débit d'air entrant, elle est aussi très liée a la vitesse de rotation (condition du construction) par une relation parabolique de la forme :

$$T_t = a N^2 + b N + c \quad [K^\circ] \dots\dots\dots [3-1]$$

Dont les paramètres sont définis à partir des conditions aux limites :

- a= 4.812603E-06
- b= -2.976155E-02
- c= 1216.012

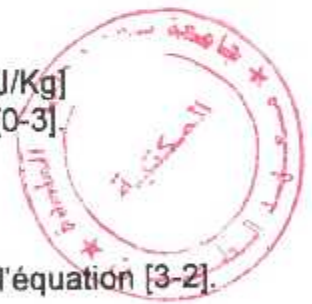
une fois la température fixée, on peut calculer le dosage réel de cette combustion par une méthode itérative car les chaleurs spécifiques moyennes sont fonction de la température et de dosage .le choix initial est basé sur la température limite entrée turbine et la richesse maximal que on peut atteindre et ce de l'annexe[3].

La formule du dosage déduite de l'équation de l'efficacité (sera vue ultérieurement) est :

$$f = \frac{Q_{cb}}{Q_p}$$

$$f = \frac{C_{pb} \cdot T_{t_f} - C_{pa} \cdot T_{t_i}}{P_{ci} \cdot \eta_c - C_{pb} \cdot T_{t_f}} \dots\dots\dots [3-2]$$

P_{ci} : le pouvoir calorifique inférieur pour le Kérosène =43.12 10⁶ [J/Kg]
 La chaleur spécifique moyenne est calculée à partir de l'équation [0-3].
 L'algorithme du calcul itératif est :



- 1- fixer C_{pb} ⇒ calcul de f₀ de l'équation [3-2].
- 2- calculer le nouveau C_{pb} par la formule [0-3] ⇒ calcul de f de l'équation [3-2].
- 3- test de convergence :

$$Si : \frac{(f-f_0)}{f_0} \geq 10^{-4}$$

alors : f=f₀ puis retour au point (2)
 si non : continué

III-3-3-PRESSION DE SORTIE CHAMBRE DE COMBUSTION :

Théoriquement , la combustion est isobare, mais réellement des pertes existent et on essaye toujours de les minimiser. Ces pertes sont de deux types :

a- Pertes hydrauliques dues :

- aux frottements avec la surface interne de la chambre.
- à la résistance de la flamme.

b- Pertes dues à la chaleur délivrée dans la chambre .
les pertes totales sont de l'ordre de 2 à 9% [REF.13]

$$P_{t_f} = P_{t_i} \cdot (1-\varepsilon) \dots\dots\dots [3-3]$$

ε : pertes de pression.

III-3-4-LA CONSTANTE DES GAZ D'ÉCHAPPEMENT (r_b) :

Pour calcul plus précis , ce paramètre est choisit de la forme :

$$r_b = \frac{8.314 \cdot 10^3}{M_b} \dots\dots\dots [3-4]$$

M_b : masse molaire des gaz d'échappement

$$M_b = \sum n_i \cdot M_i$$

n_i = nombre de moles du produit (i)

M_i = masse molaire du produit (i)

On définit aussi la masse moléculaire totale des produits de combustion (m_t)

$$m_t = \sum n_i \cdot m_i$$

m_i : masse moléculaire de l'élément (i)

$$m_t = n(\text{CO}_2) \cdot m(\text{CO}_2) + n(\text{H}_2\text{O}) \cdot m(\text{H}_2\text{O}) + n(\text{O}_2) \cdot m(\text{O}_2) + n(\text{N}_2) \cdot m(\text{N}_2)$$

$$m_t = x \cdot 44 + y \cdot 9 + \left(\frac{105.8816}{\varphi} \right) \cdot (e+1) \cdot \left(x + \frac{y}{4} \right) + 32 \cdot e \cdot \left(x + \frac{y}{4} \right)$$

pour le Kérosène : $x = 7$ et $y = 16$

$$m_t = 101 + \frac{100}{f} \text{ [kg.mol]}$$

Ensuite les différentes masses molaires sont déterminées sur la base d'une règle de trois :

$$\begin{aligned} n_i &\rightarrow m_i \cdot x \\ 1 &\rightarrow m_t \end{aligned}$$

soit :

$$n(\text{CO}_2) = \frac{44 \cdot x}{m}$$

$$n(\text{H}_2\text{O}) = \frac{9 \cdot y}{m}$$

$$n(\text{O}_2) = \frac{0.232}{m} \left[\frac{12x+y}{f} - 137.88 \left(x + \frac{y}{4} \right) \right]$$

$$n(\text{N}_2) = \frac{0.768(12 \cdot x + y)}{m \cdot f}$$

$$M_b = \frac{4884.167f + 2904.988}{101 + 100 \cdot f}$$

III-3-5-EFFICACITE DE COMBUSTION:

C'est aussi le rendement de la combustion défini par le rapport de la puissance réelle (calorique) sur la puissance théorique (combustion).

On définit la puissance calorifique :

$$Pu' = Q_{cb} \cdot P_{ci}$$

Q_{cb} : débit massique du carburant

-On définit aussi la puissance de combustion :

$$Pu = (Q_p + Q_{cb}) \cdot C_p' \cdot (T_{t_f} - T_{t_i})$$

Q_p : débit massique de l'air.

C_p' : chaleur spécifique moyenne

T_{t_f} : température totale finale (sortie c-c)

T_{t_i} : température totale initiale (entrée c-c)

Le rendement de la combustion :

$$\eta_{cc} = \frac{Pu'}{Pu}$$

$$\eta_{cc} = \left(\frac{Q_p'}{Q_c + 1} \right) \cdot C_p' \cdot \left(\frac{T_{t_f} - T_{t_i}}{P_{ci}} \right) \dots\dots\dots [3-5]$$

avec :

- η_{cc} = 0.97 au sol
- η_{cc} = 0.98 en régime croisière
- η_{cc} = 0.99 au décollage

III-4-LA TURBINE :

Le calcul de la turbine est basé sur la méthode dite d'équilibre énergétique entre la turbine et le compresseur ,car en grande partie l'énergie fournie par la turbine est absorbée par le compresseur .

III-4-1-LA TURBINE HAUTE PRESSION :

Calcul du taux de détente et du rapport de température :
L'énergie fournie par la turbine est reçue par le compresseur HP et les accessoires ;

$$H_{th} = H_{ch} + \Delta H \quad (1)$$

H_{th} : Enthalpie de la turbine .

H_{ch} : Enthalpie du compresseur.

ΔH : énergie fournit pour les accessoires.

$$(1) \Rightarrow (Q_p + Q_{cb}) \cdot C_{pb} \cdot (T_{t_{thi}} - T_{t_{thf}}) = Q_p \cdot C_{pa} \cdot (T_{t_{chf}} - T_{t_{chi}}) + y\% \cdot (Q_p + Q_{cb}) \cdot C_{pb} \cdot (T_{t_{thi}} - T_{t_{thf}})$$

$y\%$: le taux de puissance utilisé pour les accessoires.

$$\xi = 1 - y\% \quad \text{avec} \quad 0.25 \leq y \leq 2 \quad [\text{ref-13}]$$

Alors :

$$(Q_p + Q_{cb}) \xi C_{pb} \cdot (T_{t_{thi}} - T_{t_{thf}}) = Q_p \cdot C_{pa} \cdot (T_{t_{chf}} - T_{t_{chi}}) \dots \dots \dots [4-1]$$

on note: $\tau_{th} = \frac{T_{t_{thf}}}{T_{t_{thi}}}$ rapport de la température de la turbine

soit selon les stations respectives : $\tau_{th} = \frac{T_{t6}}{T_{t5}}$

pour plus de commodité , nous divisons l'équation[4-1] par $(Q_p \cdot C_{pa} \cdot T_{s0})$ qui nous mènera à travailler avec des variables adimensionnelles plus pratiques à manipuler, d'autant plus que la comparaison des turbomachines se fait sur la base des taux de détente et des rendements.

$$(1+f) \cdot \tau_b \cdot (1 - \tau_{th}) \xi = \tau_r \cdot \tau_f \cdot \tau_d \cdot \tau_{cl} \cdot (\tau_{ch} - 1) \dots \dots \dots [4-2]$$

$$\tau_b = \frac{C_{pb} \cdot T_{t5}}{C_{pa} \cdot T_{s0}}$$

$$\tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t1}}$$

$$\tau_f = \frac{T_{t2.5}}{T_{t2}}$$

$$\tau_{cl} = \frac{T_{t3}}{T_{t2.5}}$$

$$\tau_{ch} = \frac{T_{t4}}{T_{t3}}$$

$$[4-2] \Rightarrow \tau_{th} = 1 - \frac{\tau_f \tau_r \tau_d \tau_a (\tau_{ch} - 1)}{(1+f) \tau_s \xi} \dots \dots \dots [4-3]$$

De là, le taux de détente sera exprimé par :

$$\pi_{TH} = \tau_{TH}^{\gamma / [(\gamma - 1) \eta_p]} \dots \dots \dots [4-4]$$

le rendement polytropique déterminé à partir de l'expression :

$$\eta_p = \frac{(k-1)\gamma}{k(\gamma-1)}$$

k=1.3 pour une détente

$$\gamma = \frac{Cpb}{Cpb - rb}$$

LA TURBINE BASSE PRESSION :

De la même manière que la turbine HP , la conservation d'énergie donne :

$$\Rightarrow \tau_d = 1 - \frac{(\tau_f - 1) (f + 1) \tau_r \tau_a + (\tau_d - 1)}{(1+f) \tau_s \tau_{th} \xi} \dots \dots \dots [4-5]$$

$$\pi_{II} = \tau_{II}^{\gamma / [(\gamma - 1) \eta_p]} \dots \dots \dots [4-6]$$

$$\eta_p = \frac{(k-1)\gamma}{k(\gamma-1)}$$

k=1.3 pour une détente

$$\gamma = \frac{Cpb}{Cpb - rb}$$

Le rendement isentropique d'une détente :

L'autre performance d'une turbine est son rendement . Ce dernier , contrairement au compresseur , est égale au rapport d'énergie réellement récupérée sur celle théoriquement produite :

$$\eta_{ist} = \frac{(Qp + Qc) Cpb (Ti - Tf)}{(Qp + Qc) Cpb (Ti - Tf_{is})}$$

$$\eta_{ist} = \frac{1 - (Tf / Ti)}{1 - (Pf / Pi)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}}$$

$$\eta_{ist} = \frac{1 - \tau}{1 - \tau^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}} \dots \dots \dots [4-7]$$

III-5- LE MELANGEUR :

Avant de déterminer les caractéristiques du mélangeur, il faudra d'abord trouver celle du flux secondaire.

La section de passage du flux secondaire étant pratiquement constante, on peut admettre que la pression et la température totales sortie 'Fan » sont conservées.

Donc les paramètres sortie secondaire seront ainsi facilement déterminés. De plus, la section sortie turbine et celle sortie flux secondaire constituent une même section d'entrée mélangeur, donc les pressions statiques sont égales,

$$P_{s7} = P_{s7}$$

$$P_{t7} = P_{t7} \left[1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_7^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots [5-1]$$

$$P_{s7} = P_{t7} \left[1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_7^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots [5-2]$$

M_{t7} et M_7 sont respectivement les nombres de Mach sortie turbine et sortie flux secondaire qui sont généralement assez voisins.

La vitesse de sortie turbine est fonction de la vitesse de rotation et de la température de sortie turbine.

La vitesse d'écoulement s'écrit :

$$U = \frac{\pi \cdot d \cdot N_1}{60} \quad (i)$$

$$U = M_7 \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_{s7}} \quad (ii)$$

De (i) et (ii), nous aurons :

$$M_7 = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{\gamma \cdot r \cdot T_{s7}}{\left(\frac{\pi \cdot d \cdot N_1}{60} \right)^2} \right)^{\frac{\gamma-1}{2}}} \dots\dots\dots [5-3]$$

Une fois le M_7 connu, nous pouvons retrouver la valeur de la P_{s7} de l'expression [5-1], étant donné que les pressions statiques sont égales, alors de la formule [5-2] nous tirons la valeur de M_7 . Ainsi les deux flux seront totalement définis.

- Caractéristiques des mélanges :

$$Cp_m = \frac{Cp_b + \lambda . Cp_a}{1+\lambda} \dots\dots\dots [5-4]$$

$$r_m = \frac{r_b + \lambda . r_a}{1+\lambda} \dots\dots\dots [5-5]$$

$$\gamma_m = \frac{Cp_m}{Cp_m - r_m} \dots\dots\dots [5-6]$$

Indice 'm' relatif au mélange .

λ : taux de dilution = débit primaire / débit secondaire (varie selon le type de moteur.
Pour le 'JT8D15' = 1)

Au niveau du mélangeur, on a une conservation d'énergie

$H_m = H_7 + H_7$
H : Enthalpie totale

$$(Qp + Qcb) . Cp_b Tt(7) + Q_s Cp_a Tt7 = (Qp + Qcb + Q_s) . Cp_m Tt_8$$

d'où :

$$Tt_8 = \frac{Cp_b Tt7 + \lambda . Cp_a . Tt7}{Cp_b + \lambda Cp_a} \dots\dots\dots [5-7]$$

En appliquant la loi de la conservation de la quantité de mouvement entre l'entrée et la sortie du mélangeur, on pourra définir le nombre de Mach de sortie, et ainsi la température statique :

$$(Qp + Qcb) V_7 + Q_s V_7 = (Qp+ Qcb + Q_s) V_8$$

En divisant par le débit primaire :

$$V_7 + \lambda V_7 = (1+\lambda) V_8$$

$$\Rightarrow V_8 = (V_7 + \lambda V_7) / (1+\lambda) \dots\dots\dots [5-8]$$

Par l'équation « d'HUGONIOT » :

$$T_{S8} = Tt_8 - \frac{V_8^2}{2 . Cp_m} \dots\dots\dots [5-9]$$

puis : $M_8 = \frac{V_8}{a_8}$

a_8 : vitesse du son en ce point.

$$M_8 = \sqrt{\frac{V_8}{\gamma_m r_m . T_{S8}}} \dots\dots\dots [5-10]$$

Les pressions totales sorties flux secondaire et primaire étant considérées constantes, la pression totale du mélangeur sera égale à ces pressions avec une petite perte due aux frottements. Donc :

$$P_{t8} = P_{t7} \cdot \epsilon \dots \dots \dots [5-11]$$

Ou : $0.96 < \epsilon < 0.99$ [ref-13]

$$P_{t8} = P_{t8} \sqrt{\left[1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_8^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots \dots \dots [5-12]$$

III-6- LA TUYERE :

Elle est caractérisée par un rapport réel, comparé au rapport critique (vu au chapitre (II)).

- Calcul des paramètres : La tuyère est un convergent dans lequel l'écoulement est isentropique, sans échange de chaleur ni de travail. On se retrouve dans le même cas de figure que l'entrée d'air, on peut donc admettre que les grandeurs totales se conservent.

Soit :

$P_{t9} \approx P_{t8}$ avec une certaine pertes dues aux frottements :

$$P_{t9} = P_{t8} (1-\epsilon) \dots \dots \dots [6-1]$$

$$2\% < \epsilon < 8\% \quad \dots \dots \dots [ref-13]$$

$$\text{et } T_{t9} = T_{t8} \cdot \left(\frac{P_{t9}}{P_{t8}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots \dots \dots [6-2]$$

Afin de déterminer le rapport critique pour un Mach de sortie égal à 1, on calcule :

$$C_{p9} = C_{pb} \quad \text{et} \quad \gamma_9 = \frac{C_{p9}}{C_{p9} - R} \quad \text{ou : } (r_9 = r_m)$$

$$\text{Puis : } r_c = \left(\frac{\gamma_9+1}{2}\right)^{\frac{\gamma_9}{\gamma_9-1}} \dots \dots \dots [6-3]$$

Nous introduisons la notion des grandeurs adimensionnelles, soit des rapports de pressions et de températures formés de pression sortie totale à la pression d'entrée (atm) et la température de sortie à la température d'entrée.

$$rr = \frac{P_{t9}}{P_{S0}} = \frac{P_{t9}}{P_{atm}} \dots\dots\dots [6-4]$$

Développons cette fraction en fonction des rapport de pressions des éléments précédents :

$$rr = \left(\frac{P_{t9}}{P_{t8}} \right) \left(\frac{P_{t8}}{P_{t7}} \right) \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_f \cdot \pi_{ch} \cdot \pi_{cl} \cdot \pi_b \cdot \pi_{tl} \cdot \pi_{th} \dots\dots\dots [6-5]$$

$$\tau_r = \frac{T_{t8}}{T_{S0}} = \frac{T_{t8}}{T_{t7}} \cdot \tau_d \tau_{th} \tau_b \cdot C_p$$

Tout dépend du rapport critique et du rapport réel, on rappelle que :

- le rapport réel : $rr = P_{t9}/P_{S9}$ pour un Mach quelconque
- le rapport critique : $rc = P_{t9}/P_{S9}$ pour un Mach égal à 1

Pour le calcul de vitesse de sortie, on dispose de deux méthodes :

a) $rr > rc$

on choisit : $rr = rc$
 et on adopte pour le col un nombre de Mach : $M_9 = 1$ avec un débit d'échappement maximal constant.

Puisque : $M_9 = 1 \Rightarrow V_9 = \sqrt{\gamma_9 \cdot r_9 \cdot T_{t9}} = a_9 \dots\dots\dots [6-6]$

b) $rr < rc \Rightarrow M_9 < 1$

Connaissant la pression totale et la pression statique, on peut tirer le nombre Mach par la relation « d'HUGONIOT »

$$M_9 = \sqrt{\left[\left(\frac{P_{t9}}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma_9-1}{\gamma_9}} - 1 \right] \frac{2}{\gamma_9-1}} \dots\dots\dots [6-7]$$

$$T_{S9} = \frac{T_{t9}}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) \cdot M_9^2} \dots\dots\dots [6-8]$$

La température totale et statique connues, on peut extraire la vitesse d'écoulement :

$$V_9 = \sqrt{(T_{T9} - T_{S9}) \cdot 2 \cdot C_p} \dots\dots\dots [6-9]$$

III-7- LE DEBIT

Le débit sortant de la tuyère est :

$$Q_{max} = \rho \cdot V \cdot S$$

$$Q_{max} = \rho_9 \cdot V_9 \cdot S_9$$

$$Q_{max} = \rho_9 \cdot S_9 \cdot M_9 \cdot \sqrt{\gamma_9 \cdot r_9 \cdot T_{S9}} \dots\dots\dots [7-1]$$

Or le débit réellement obtenu est fonction d'un coefficient, lui même est fonction du rapport réel, ce coefficient est appelé coefficient de décharge noté 'Cd'.

Défini comme étant le rapport du débit massique réel à la sortie de la tuyère au débit massique idéal.

$$D'où : Q_r = Q_{max} \cdot C_d \dots\dots\dots [7-2]$$

Connaissant le taux de dilution et le dosage réel, on trouve les débits primaire, secondaire et carburant.

$$Q_r = Q_p + Q_s + Q_{cb} \quad (1)$$

$$(1) \Rightarrow Q_r = Q_p(1 + \lambda + f)$$

$$Q_p = Q_r / (1 + \lambda + f)$$

$$Q_s = \lambda \cdot Q_p$$

$$Q_{cb} = f \cdot Q_p$$

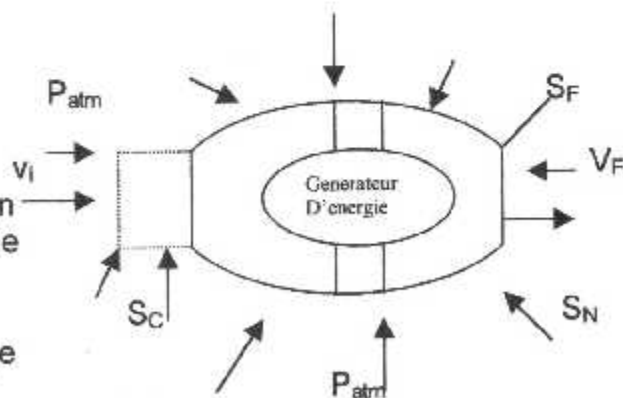
II-8- CALCUL DE LA FORCE DE POUSSEE : (F)

Comme déjà vu au niveau de l'entrée d'air la vitesse n'est pas toujours facile à déterminer à cause de l'effet de Ram qui se crée en régime hors adaptation. Donc la surface de contrôle choisie prendra en considération le volume de captation soit :

$$S = S_i + S_c + S_n + S_f$$

- S_i : section d'entrée
- S_c : section de captation
- S_n : section de la carène
- S_f : section de sortie

(voir le schéma d'un carénage propulsif fig-III-2)



Le théorème de la quantité de mouvement appliqué au volume de contrôle, indique que pour une masse de fluide subissant une variation de vitesse, subit donc une variation de quantité de mouvement égale à la somme de forces qui s'exercent sur ce volume, (avec les forces de viscosités négligeables)

$$\sum \vec{F}_{ex} = \iint_S \rho \cdot \vec{v} \cdot (\vec{v} \cdot \vec{n}) \cdot ds + \iiint_V \frac{\partial (\rho \vec{v})}{\partial t} dV$$

L'écoulement étant permanent donc :

$$\iiint_V \frac{\partial (\rho \vec{v})}{\partial t} dV = 0$$

$$\sum \vec{F}_{ex} = \iint_S \rho \cdot \vec{v} \cdot (\vec{v} \cdot \vec{n}) \cdot ds$$

$$\sum \vec{F}_{ex} = \vec{F} - \iint_{S_0} \rho \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{S_2} \rho \cdot \vec{n} \cdot dS - \iint_{S_c + S_b} P \cdot \vec{n} \cdot dS$$

La surface de la carène étant cylindrique donc les forces appliquées dessus s'équilibrent. Soit :

$$\iint_{S_c + S_b} P \cdot \vec{n} \cdot dS = \vec{0}$$

Alors :

$$F = -\rho_i \cdot V_i^2 \cdot S_i + \rho_f \cdot V_f^2 \cdot S_f - P_i \cdot S_i + P_f \cdot S_f - S_i \cdot (P_f - P_i)$$

Sachant que $Q = \rho \cdot v \cdot S$ Donc :

$$F = -Q_i \cdot V_i + Q_f \cdot V_f - P_i \cdot S_i + P_f \cdot S_f - S_i \cdot (P_f - P_i)$$

Avec : $Q_f = Q_i + Q_{cb}$

Q_r : débit total sortant

Q_i : débit d'air entrant

Après la conservation du débit massique

$$Q_r = Q_i \quad (Q_r \text{ définit par l'équation par l'équation [7-2])$$

$$Q_i = Q_p + Q_s$$

Nous concluons que :

$$F = Q_{cb} \cdot V_g + (Q_p + Q_s) \cdot (V_g - V_0) + S_g \cdot (P_g - P_0) \dots \dots \dots [8-1]$$

III-9- LA POUSSEE SPECIFIQUE :

C'est la poussée rapportée au débit massique des gaz éjectés :

$$F_{sp} = F/Q_r \dots\dots\dots [9-1]$$

On peut trouver que la poussée spécifique est le rapport de la masse d'air, car le débit carburant étant faible, il peut être négligé.

III-10- LA CONSOMMATION SPECIFIQUE :

Les performances d'un cycle thermique sont, sans aucune ambiguïté, déterminées par leur consommation spécifique, qui est défini par le rapport du débit horaire massique du fuel à la poussée :

$$C_{sp} = \frac{3600 \cdot Q_c}{F} \dots\dots\dots [10-1]$$

$$C_{sp} = \frac{3600 \cdot F}{F_{sp}}$$

III-11- LE RENDEMENT THERMIQUE :

Il est défini par le rapport de l'énergie cinétique réellement obtenue à l'énergie cédée à l'air dans la chambre de combustion :

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2} \cdot (Q_p + Q_s) \cdot ((1+f)V_0^2 - V_1^2)}{Q_c \cdot P_{ci}} \dots\dots\dots [11-1]$$

III-12- LE RENDEMENT GLOBALE DU TURBOFAN :

Est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance calorifique :

$$\eta_g = \frac{F \cdot V_0}{Q_{cb} \cdot P_{ci}}$$

En simplifiant par la poussée nous avons :

$$\eta_g = \frac{3600 \cdot V_0}{C_{sp} \cdot P_{ci}} \dots\dots\dots [12-1]$$

CHAPITRE IV

IV - 1 - Au point fixe (conditions statiques) :

Les différents paramètres régissant le fonctionnement du moteur ont déjà été vus au chapitre (II). Nous allons les résumer en paramètres adimensionnels pour chaque élément.

1-Effet Ram :

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2$$

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

2 - Diffuseur (entrée d'air) :

$$\pi_d = \pi_{d\max} \eta_r$$

$$\tau_d = \pi_d^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)}$$

3 - Fan :

$$\pi_f = \frac{Pt_{2.5}}{Pt_2}$$

$$\tau_f = \pi_f^{\left(\frac{\gamma-1}{\eta_p \cdot \gamma}\right)}$$

4 - Le compresseur B.P. :

$$\pi_{cl} = \frac{Pt_3}{Pt_{2.5}}$$

$$\tau_{cl} = \pi_{cl}^{\left(\frac{\gamma-1}{\eta_p \cdot \gamma}\right)}$$

5 - Le compresseur C.P. :

$$\pi_{ch} = \frac{Pt_4}{Pt_3}$$

$$\tau_{ch} = \pi_{ch}^{\left(\frac{\gamma-1}{\eta_p \cdot \gamma}\right)}$$

6 - Les chambres de combustion :

$$\tau_b = \frac{C_{pb} \cdot T_{t5}}{C_{pa} \cdot T_{50}}$$

$$\pi_b = \frac{P_{t5}}{P_{t4}}$$

$$f = \frac{C_{pb} \cdot T_{t5} - C_{pa} \cdot T_{t4}}{P_{ci} \cdot \eta_{cc} - C_{pb} \cdot T_{t5}}$$

7 - La turbine H.P :

$$\tau_{th} = 1 - \frac{\tau_f \tau_r \tau_{ct} \tau_d \cdot (\tau_{ch}^{-1})}{(1+f) \tau_s \xi}$$

$$\pi_{th} = \tau_{th}^{\gamma / [(\gamma-1)\eta_c]}$$

8 - La turbine B.P :

$$\tau_d = 1 - \frac{(\tau_f^{-1}) \cdot (f+1) \tau_r \tau_d + (\tau_d^{-1})}{(1+f) \tau_s \tau_{th} \xi}$$

$$\pi_{tr} = \tau_{tr}^{\gamma / [(\gamma-1)\eta_c]}$$

9 - Le mélangeur :

$$\pi_m = \frac{P_{t8}}{P_{t7}}$$

$$\tau_m = \frac{T_{t8}}{T_{t7}}$$

10 - La tuyère :

$$\pi_{tu} = \frac{P_{t9}}{P_{t8}}$$

$$\tau_{tu} = \pi_{tu}^{\left(\frac{\gamma-1}{\eta_e \cdot \gamma}\right)}$$

si : $r_r > r_c$

$M_9 = 1$ avec un débit d'échappement maximal

$$Q_{\max} = \rho_9 \cdot S_9 \cdot M_9 \cdot \sqrt{\gamma_9 \cdot r_9 \cdot T_{50}}$$

Si : $rr < rc \Rightarrow M_9 < 1$

$$M_9 = \sqrt{\left[\left(\frac{P_{f_2}}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma_9-1}{\gamma_9}} - 1 \right] \frac{2}{\gamma_9-1}}$$

11 – Les paramètres de fonctionnement :

La poussée, la consommation spécifique et le rendement sont calculés à partir des équations :

IV-2- En vol (hors adaptation) :

En vol, le moteur fonctionne dans des conditions très variées de nombres de Mach, d'altitudes et de régimes. La géométrie étant invariable, alors nous nous trouvons dans des conditions hors adaptation, et des contraintes apparaissent par rapport au calcul du point fixe considéré comme régime adapté. Ces régimes limitent quelque peu le fonctionnement du moteur.

Ces contraintes sont de types :

- Aérodynamiques, qui se traduisent par un blocage du débit, d'un pompage ou une limite de puissance des turbines.
- Thermiques représentées par les températures limites des différents éléments.
- Mécaniques concernent les niveaux de pression (tenue des carters) et les vitesses de rotations (contraintes centrifuges).

Les performances du moteur en régime hors adaptation seront déterminées par une résolution indirecte : la méthode de référence.

IV-2-1- Principe de la méthode de référence :

Les relations déduites pour le fonctionnement du moteur sont basées en général sur l'application de la méthode de la conservation du débit, de l'énergie et de la quantité de mouvement pour un écoulement monodimensionnel d'un gaz parfait en régime permanent, en effet si une relation quelconque peut être identifiée à un terme constant, exemple : $f(x, y) = \text{cst}$; où (x, y) sont deux variables présentes dans cette relation, donc elle peut être identifiée à la même relation avec d'autres variables soit : $f(x_r, y_r)$, où (x_r, y_r) sont deux variables de même nature que (x, y) mais prises comme référence.

IV-2-2- Performances du moteur :

Les paramètres définissant le moteur étant reliés, donc nous pouvons les classer en variables dépendantes, indépendantes et constantes.

Nous considérons :

- 1 – constants tous les rendements
- 2 – indépendantes : les conditions de vol (P_{so} , T_{so} et M_o) et certaines pertes de pressions (fixés par le design)
- 3 – dépendantes : tous les taux de détente, de compressions et rapports de températures

Le calcul des performances est établi en deux étapes :

1^{ère} étape :

Les conditions de vol imposé, nous calculons les différents rapports de températures et de pressions ainsi que les rendements de chaque élément pour un point fixe que nous considérons comme valeurs de références (indice 'r').

2^{ème} étape :

Calcul des paramètres en conditions de vol.
L'énergie de fonctionnement est générée par les turbines donc une variation dans leurs comportements entraîne la variation du rendement moteur.

a) Turbine H.P. :

La turbine H.P. est comprise entre deux cols, en amont son distributeur et en aval le distributeur de la turbine B.P. A haut régime, ils sont soniques alors l'écoulement est considéré amorcé.

Nous introduisons la notion du paramètre du débit réduit MFP (massic flowrate parameter) définit par :

$$MFP = \frac{Q\sqrt{Tt}}{Pt.S}$$

La notion de la conservation du débit massique implique :

$$MFP_5 = MFP_6$$

$$\frac{Q_5\sqrt{Tt_5}}{Pt_5.S_5} = \frac{Q_6\sqrt{Tt_6}}{Pt_6.S_6}$$

Tel que S_5 section entrée turbine H.P.

S_6 section sortie turbine H.P.

$$MFP_5 / MFP_6 = 1$$

$$\Rightarrow \frac{Q_6}{Q_5} \sqrt{\frac{T_{t5}}{T_{t6}}} \frac{P_{t6}}{P_{t5}} \frac{S_6}{S_5} = 1$$

$$\Rightarrow \frac{Q_6}{Q_5} \frac{S_5}{S_6} = \frac{\pi_{th}}{(\tau_{th})^{1/2}}$$

Les débits conservés et les géométries fixes $\Rightarrow \frac{\pi_{th}}{(\tau_{th})^{1/2}} = Cst \dots\dots\dots [13-1]$

Le rendement : $\eta_{isth} = \frac{1 - \tau_{th}^{(\frac{\gamma}{\gamma-1})}}{1 - \tau_{th}^{(\frac{1}{\gamma})}} \dots\dots\dots [13-2]$

Pour satisfaire les équations [13-1] et [13-2] le taux de détente et le rapport de température doivent être constants, soit : $\pi_{th} = cst$ et $\tau_{th} = cst$

a) **Le Fan :**

L'équation de la conservation d'énergie de l'attelage basse pression nous avons permis de déterminer le rapport des températures de la turbine B.P (équation [4-5]). P 344

Le dosage (f), les taux de températures du diffuseur (τ_d) et de la turbine H.P. (π_{th}), étant constant nous pouvons faire apparaître un rapport égale à une constante tel que :

$$\tau_{th}(1+f) = \frac{(\tau_f^{-1}) (\lambda+1) \tau_c + (\tau_{cl}^{-1}) \tau_f = cst}{(1-\tau_{th}) \tau_d} \dots\dots\dots [13-3]$$

Qui peut être égale à un autre rapport dont les variables sont celles prises comme références, soit :

$$\frac{(\tau_f^{-1}) (\lambda+1) \tau_c + (\tau_{cl}^{-1}) \tau_f = cst}{(1-\tau_{th}) \tau_d} \dots\dots\dots [13-4]$$

En égalisant [13-3] et [13-4], nous pourrons extraire le nouveau rapport de températures du fan (τ_f) :

$$\tau_f = \frac{\left(\frac{\tau_{rr}}{\tau_r}\right) \cdot \left(\frac{\tau_b}{\tau_{br}}\right) \cdot \left(\frac{1-\tau_d}{1-\tau_{th}}\right) \cdot [\tau_{fr} \cdot (1-\tau_{cl}) - (\lambda+1)] + (\lambda+1)}{\lambda + \tau_{cl}} \dots\dots\dots [13-5]$$

Puisque les rendements sont constants, de l'équation [2-5] nous aurons :

$$\pi_f = \left[1 + \eta_{isf} \cdot (\tau_r - 1) \right] \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) \dots\dots\dots [13-6]$$

b) Le compresseur B.P. :

En appliquant les rapports des débits réduits entre l'entrée et la sortie du compresseur B.P., nous aurons :

$$MFP_{2.5} = \frac{Q_p \sqrt{T_{1.5}}}{P_{1.5} S_{2.5}} \quad (i)$$

$$MFP_3 = \frac{Q_p \sqrt{T_3}}{P_3 S_3} \quad (ii)$$

Où $S_{2.5}$ et S_3 sont respectivement les sections entrée et sortie compresseur B.P. la conservation des débits et le rapport de (i) et (ii) donne et :

$$\left(\frac{MFP_{2.5}}{MFP_3} \right) = \frac{\pi_{cl} \cdot S_3}{\sqrt{\tau_{cl}} \cdot S_{2.5}} = cst \dots\dots\dots [13-7]$$

Soit rapporté aux valeurs de références :

$$\frac{\pi_{clr} \cdot S_3}{\sqrt{\tau_{clr}} \cdot S_{2.5}} = cst \dots\dots\dots [13-8]$$

Sachant que : $\pi = \tau \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)$ est on égalant [13-7] et [13-8], on obtient :

$$\tau_{cl} = \left(\frac{\pi_{clr}}{\sqrt{\tau_{clr}}} \right)^{\left(\frac{2(\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right)} \dots\dots\dots [13-9]$$

Puis de l'expression du rendement isentropique (équation [2-5]), nous aboutissons à :

$$\pi_{cl} = \left[1 + \eta_{iscl} \cdot (\tau_{cl} - 1) \right] \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) \dots\dots\dots [13-10]$$

c) **Le compresseur H.P. :**

L'équilibre énergétique de l'attelage H P donne l'équation [4-1], de laquelle nous avons :

$$(1+f) \cdot \tau_b \cdot (1-\tau_{th}) \xi = \tau_r \cdot \tau_f \cdot \tau_d \cdot \tau_{cl} \cdot (\tau_{ch} - 1)$$

$$((1+f) \cdot (1-\tau_{th}) \xi) / \tau_d = (\tau_r \cdot \tau_f \cdot \tau_{cl} \cdot (\tau_{ch} - 1)) / \tau_b$$

De la même façon que pour le fan, f, τ_d, τ_{th} sont constants. Nous pouvons donc aboutir à un rapport égale à une constante que nous égalisons à un autre rapport dont les variables sont celles prises de références, nous obtenons :

$$\tau_{ch} = \left(\frac{\tau_b}{\tau_{br}}\right) \cdot \left(\frac{\tau_{rr}}{\tau_r}\right) \cdot \left(\frac{\tau_{fr}}{\tau_f}\right) \cdot \left(\frac{\tau_{clr}}{\tau_{cl}}\right) \cdot (\tau_{chr} - 1) + 1 \dots\dots\dots [13-11]$$

Puis de l'équation [4-7], le taux de compression aura l'expression

$$\pi_{ch} = [1 + \eta_{isch} \cdot (\tau_{ch} - 1)]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots [13-12]$$

d) **La turbine B.P. :**

De la relation MFP, nous tirons l'expression de la température totale : (notons MFPs : le rapport des débits par rapport à la pression statique)

$$MFP_s = \frac{Q \cdot \sqrt{T_t}}{P_s \cdot S}$$

$$= M \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r}} \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \cdot M^2}$$

$$T_t = \left(\frac{P_s \cdot S \cdot M}{Q}\right)^2 \cdot \left(\frac{\gamma}{r}\right) \cdot \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \cdot M^2\right) \dots\dots\dots [13-13]$$

le rapport de la température totale sortie turbine et sortie secondaire donne :

$$\frac{T_{t7}}{T_{t7}} = \left(\frac{S_7 M_7}{S_7 M_7} \lambda \right)^2 \left(\frac{\gamma}{r} \right) \left(\frac{r}{\gamma^r} \right) \frac{\left(1 + \left(\frac{\gamma^r - 1}{2} \right) \cdot M_7^2 \right)}{\left(1 + \left(\frac{\gamma^r - 1}{2} \right) \cdot M_7^2 \right)} \dots [13-14]$$

or la : $T_{t7} = T_{t2.5}$

Donc le rapport s'écrit :

$$\frac{T_{t7}}{T_{t2.5}} = \left(\frac{T_{t7}}{T_{t5}} \right) \left(\frac{T_{t5}}{T_{S0}} \right) \left(\frac{T_{S0}}{T_{t2.5}} \right) \left(\frac{C_{pb}}{C_{pa}} \right) \left(\frac{\tau_b \cdot \tau_d \cdot \tau_{tl}}{\tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_f} \right) \dots [13-15]$$

en combinant [13-14] et [13-15], nous déterminons (τ_{tl})

$$\tau_{tl} = \left(\frac{S_7 M_7}{S_7 M_7} \lambda \right) \left(\frac{C_{pb}}{C_{pa}} \right) \left(\frac{\tau_b \cdot \tau_d \cdot \tau_{tl}}{\tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_f} \right) \frac{\left(1 + \left(\frac{\gamma^r - 1}{2} \right) \cdot M_7^2 \right)}{\left(1 + \left(\frac{\gamma^r - 1}{2} \right) \cdot M_7^2 \right)} \dots [13-16]$$

Puis :

$$\pi_{tl} = \left[1 + \left(\frac{1 - \tau_{tl}}{\eta_{isth}} \right) \right]^{\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)} \dots [13-17]$$

e) – Le mélangeur et la tuyère

Nous retrouvons les mêmes formules que celles étudiées au chapitre (IV) concernant cette partie. Nous considérons que toutes les variations sont subies par les parties tournantes, de plus le fonctionnement de ces éléments est régi par des constantes.

f) – Les performances :

1- Le débit :

La poussée au point fixe dépend essentiellement du débit totale absorbé. Par contre en vol, elle dépend surtout de la taille du générateur des gaz, soit pour un cycle donné, le débit primaire reste relativement constant. Cette caractéristique vient du fait que L'augmentation du débit est accompagnée de la diminution du terme (Vf-Vi) (dont la variation est plus importante que celle du débit) alors qu'au point fixe en absence de (Vi), la variation du débit l'emporte sur celle de (Vf), [réf.1].

Nous notons β le taux de dilution rapporté au flux chaud, soit :

$$\beta = \frac{Q_s}{Q_p + Q_{cb}} = \left(\frac{\lambda}{1+f} \right)$$

Par la conservation des débits, nous obtenons :

$$Q_g = Q_f \cdot (1+\beta)$$

$$\text{Ou : } Q_f = Q_p + Q_c$$

Puisque les débits varient peu, nous pouvons les comparer avec les valeurs de références.

$$\frac{Q_g}{Q_r} = \left(\frac{Q_f}{Q_r} \right) \cdot \left(\frac{1+\beta}{1+\beta_r} \right) \quad (i)$$

De la relation des MFP :

$$MFP_s = MFP_{sr}$$

$$\frac{Q_f \sqrt{Tt_s}}{Pt_s} = \frac{Q_{fr} \sqrt{Tt_{sr}}}{Pt_{sr}}$$

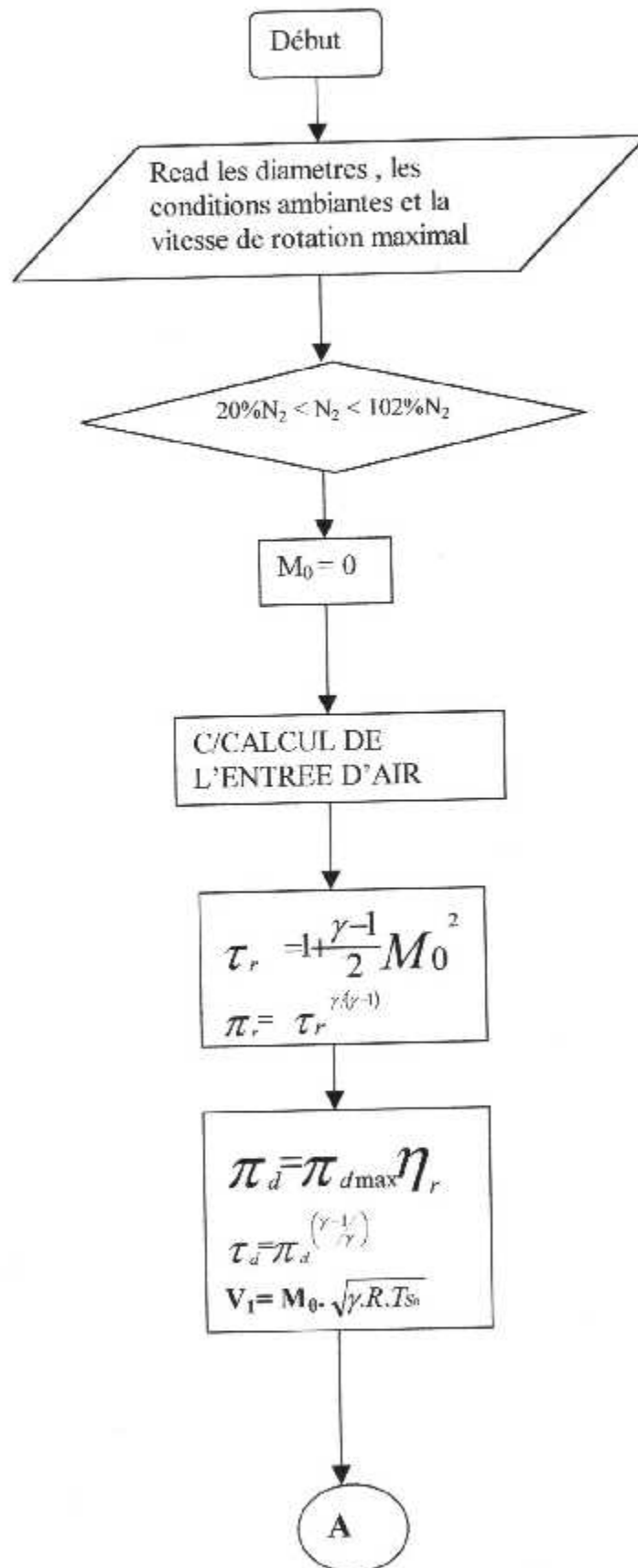
$$\Rightarrow \frac{Q_f}{Q_r} = \sqrt{\frac{Tt_{sr}}{Tt_s}} \cdot \frac{Pt_s}{Pt_{sr}}$$

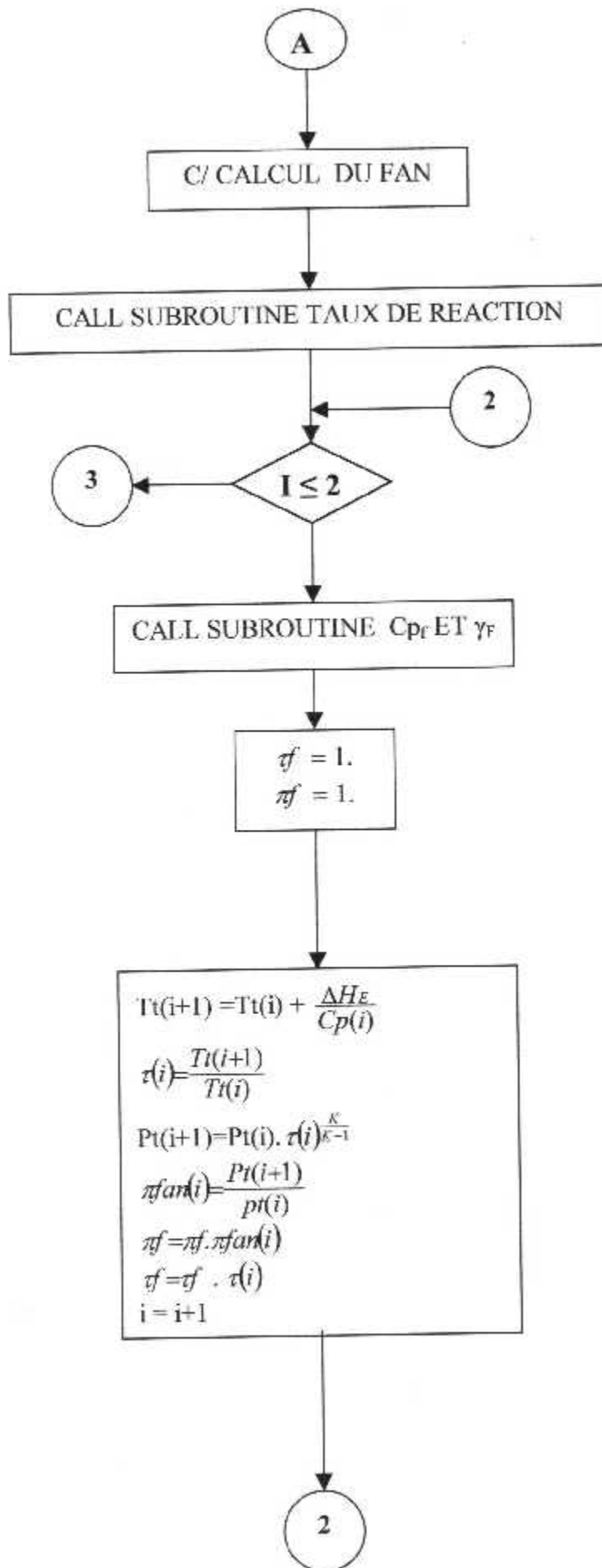
La température de sortie combustion étant fixée pour un régime donné et les rapports de pressions peuvent s'exprimer en fonction des taux de compression, la relation (i) devient :

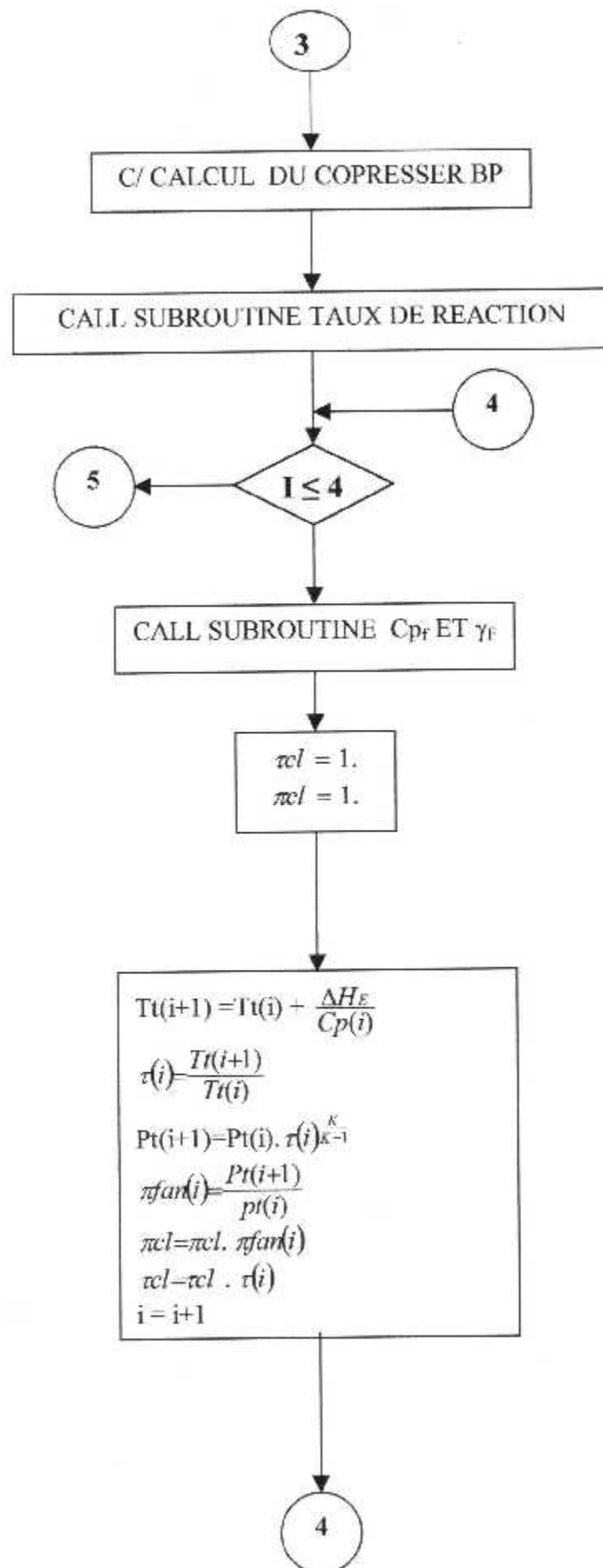
$$Q_g = Q_r \left(\frac{\pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_f \cdot \pi_{cl} \cdot \pi_{ch} \cdot \pi_h}{\pi_{rr} \cdot \pi_{dr} \cdot \pi_{fr} \cdot \pi_{chr} \cdot \pi_{br}} \right) \cdot \left(\frac{1+\beta}{1+\beta_r} \right) \dots\dots\dots [13-18]$$

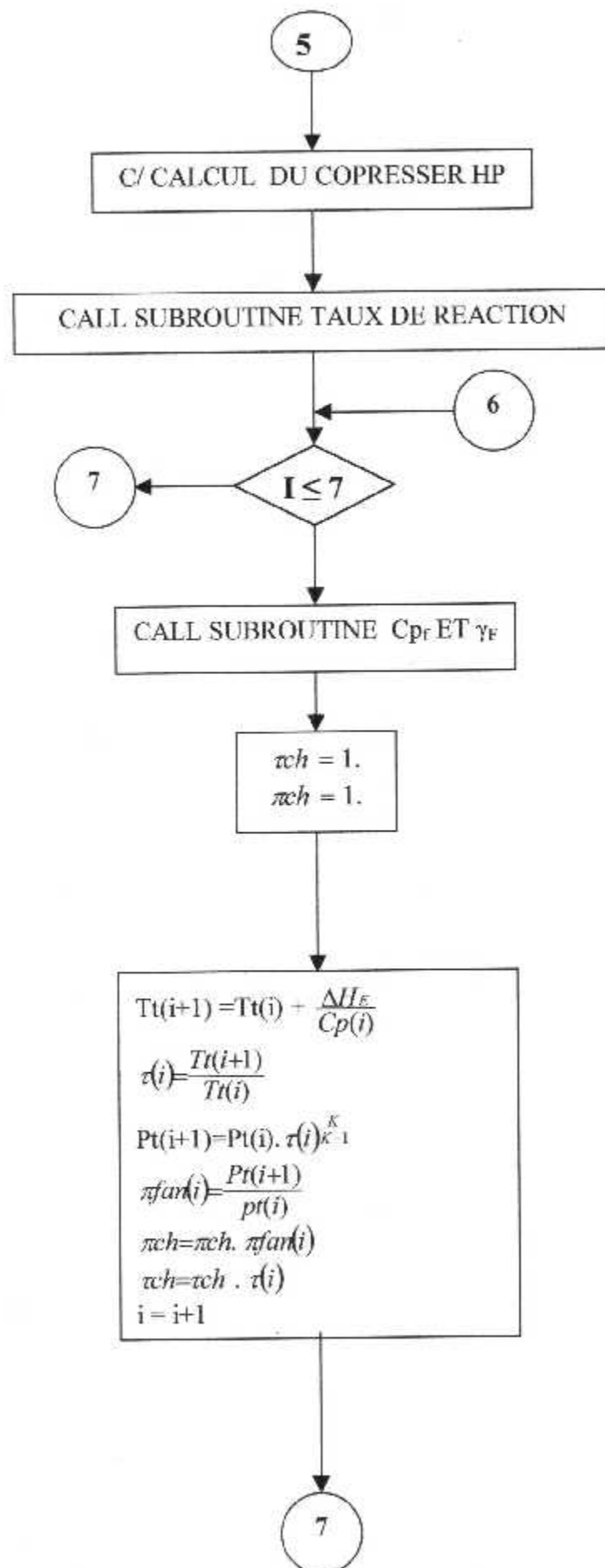
CHAPITRE V

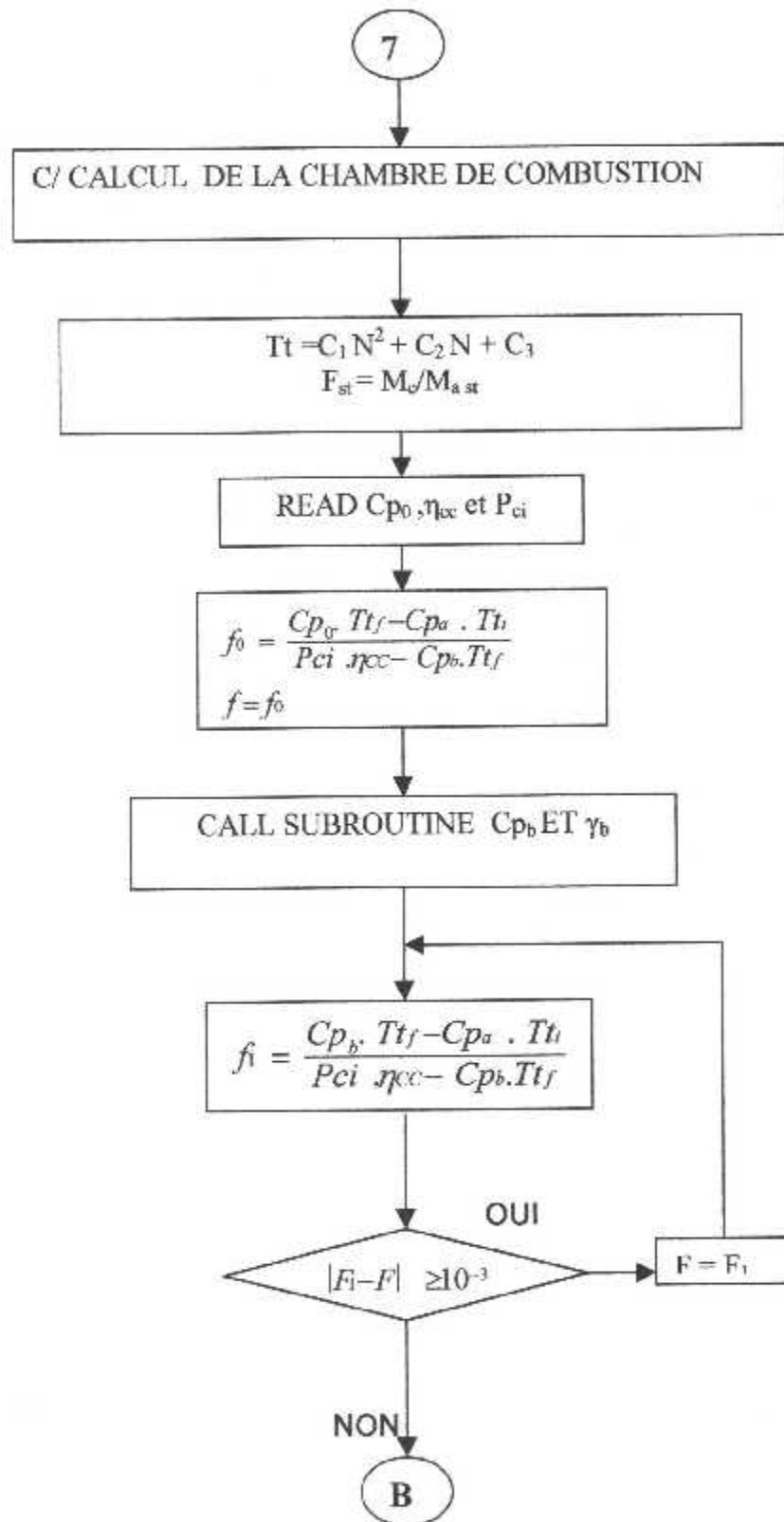
CALCUL DES PARAMETRS DE POINT FIXE

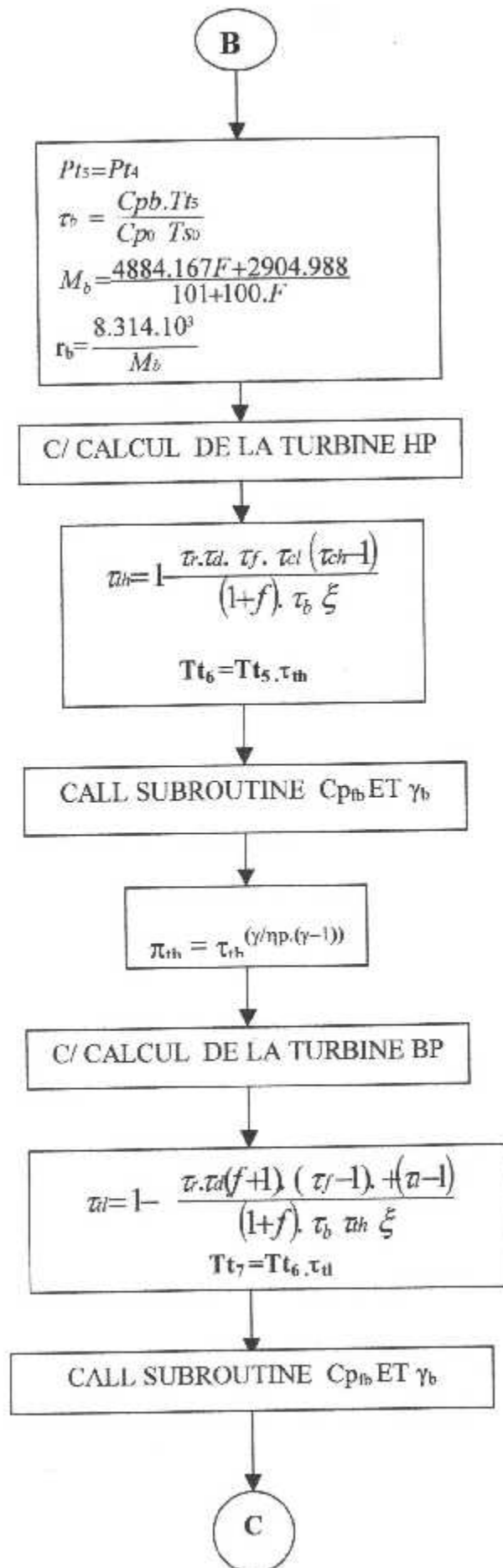


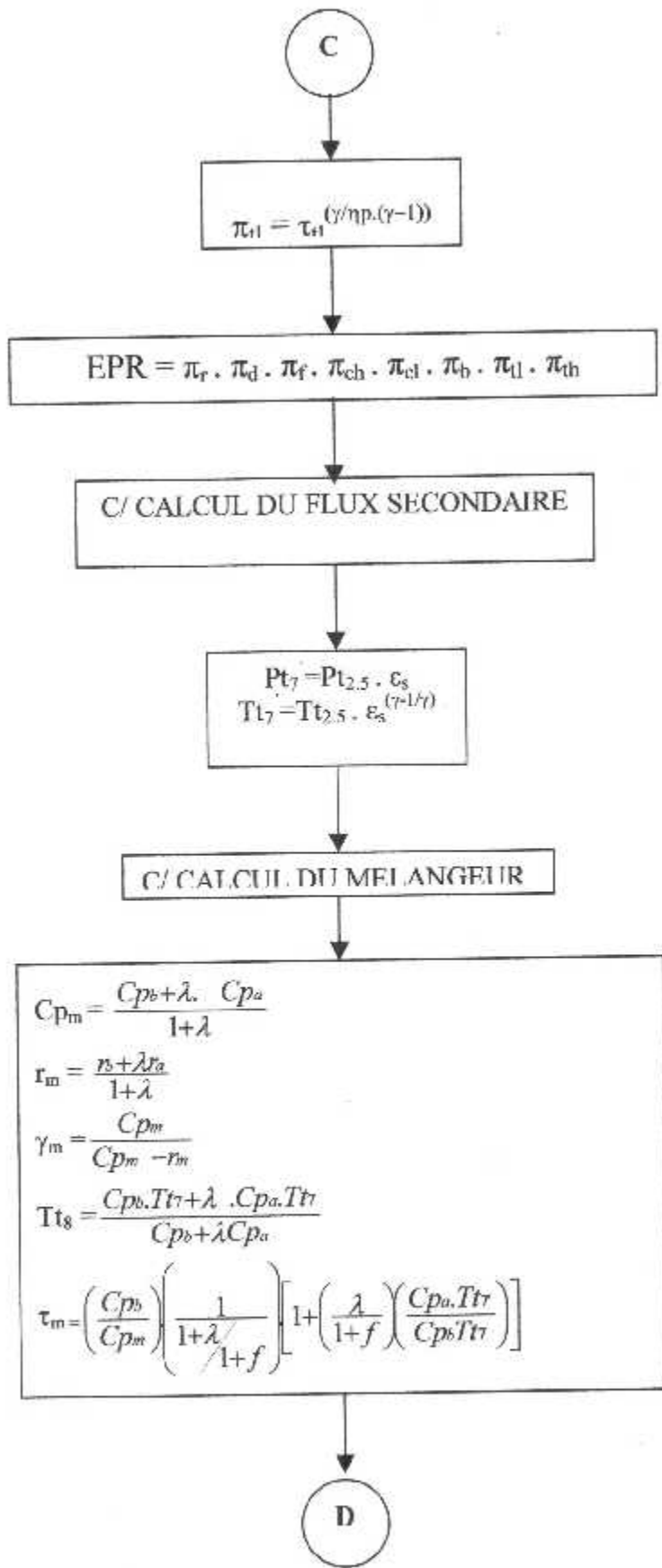


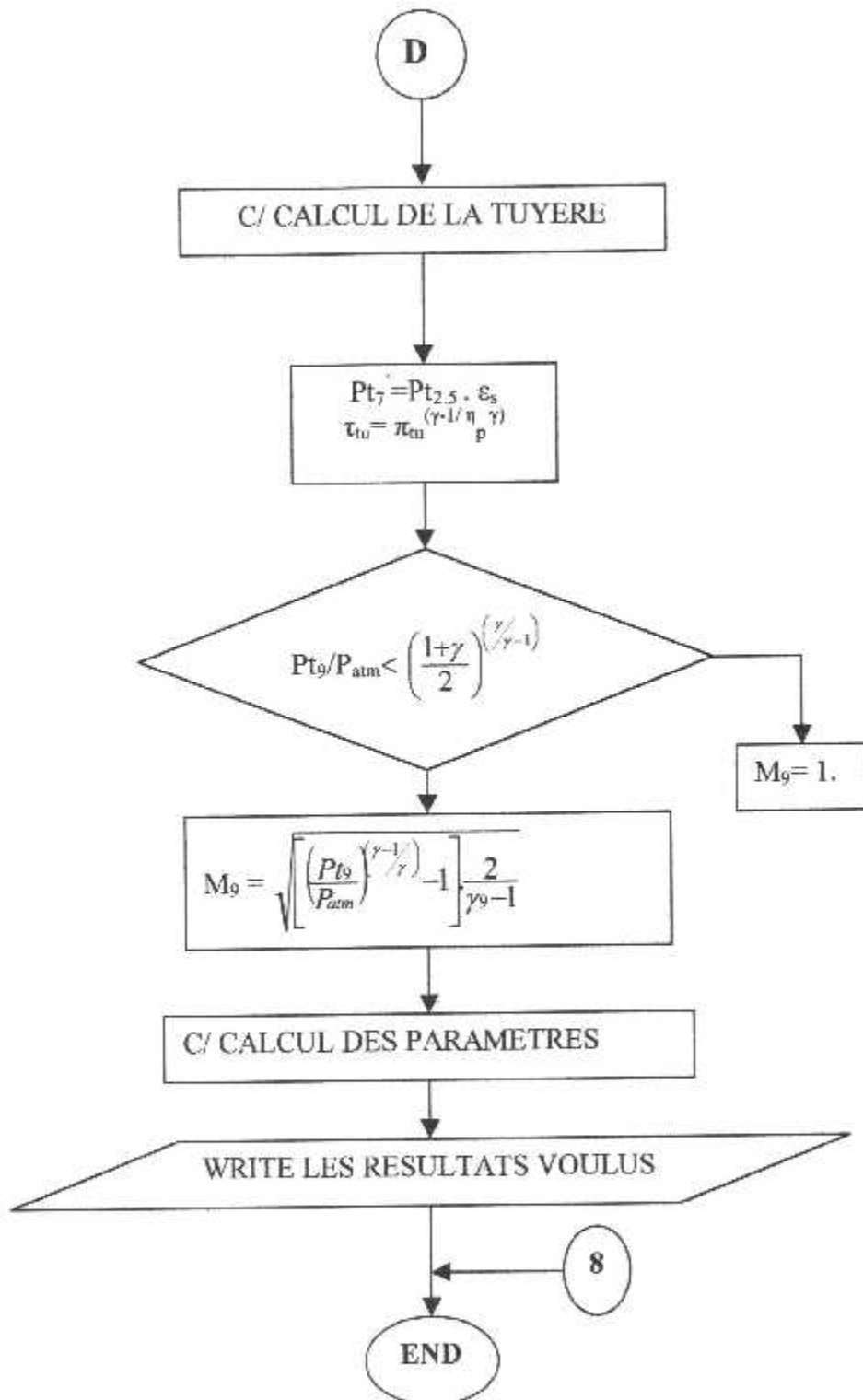


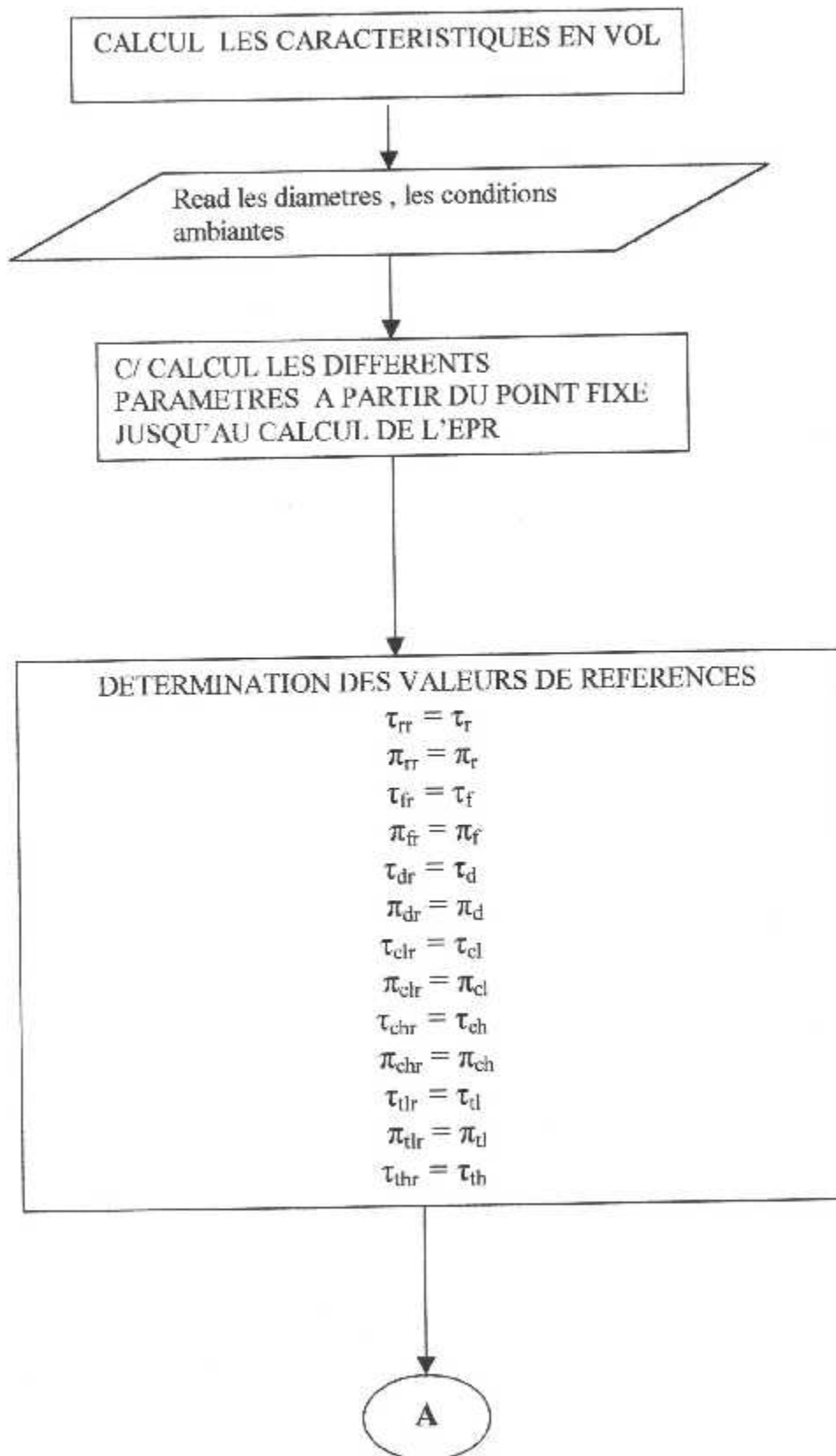


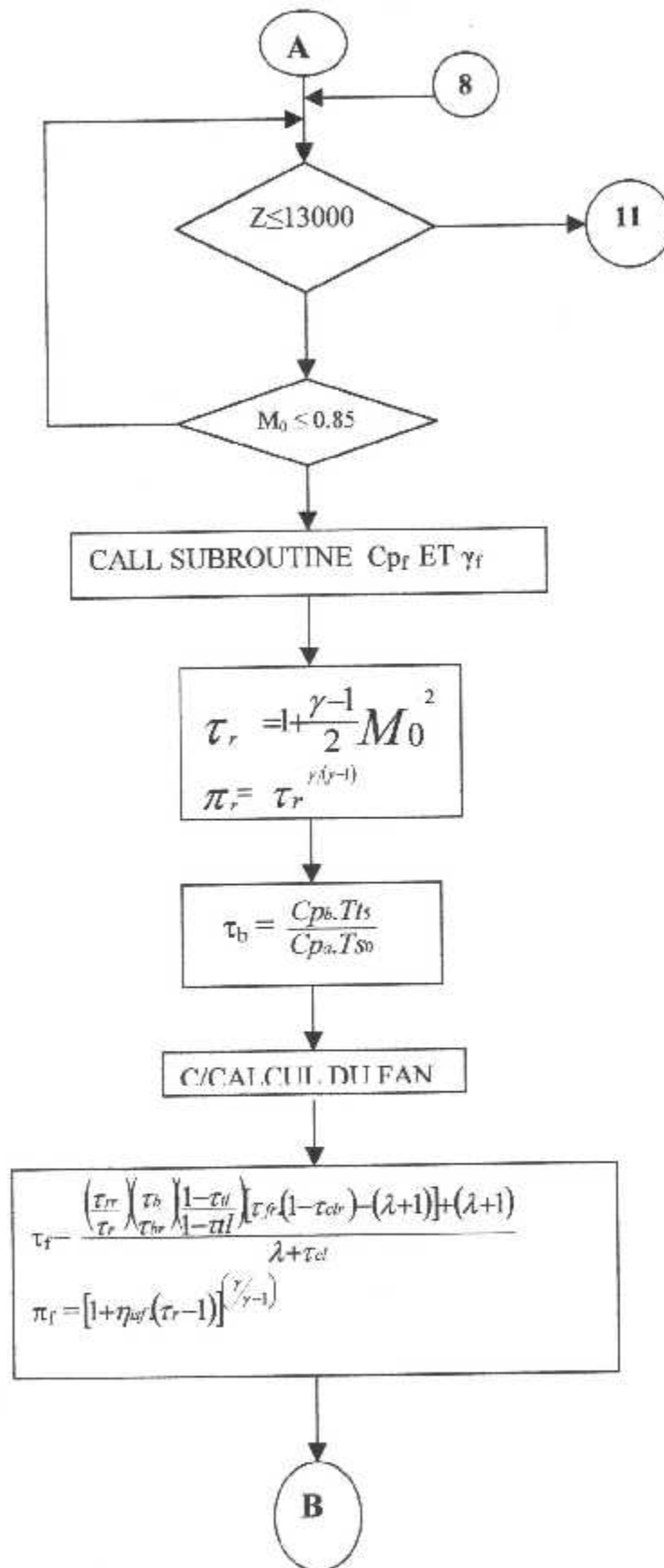


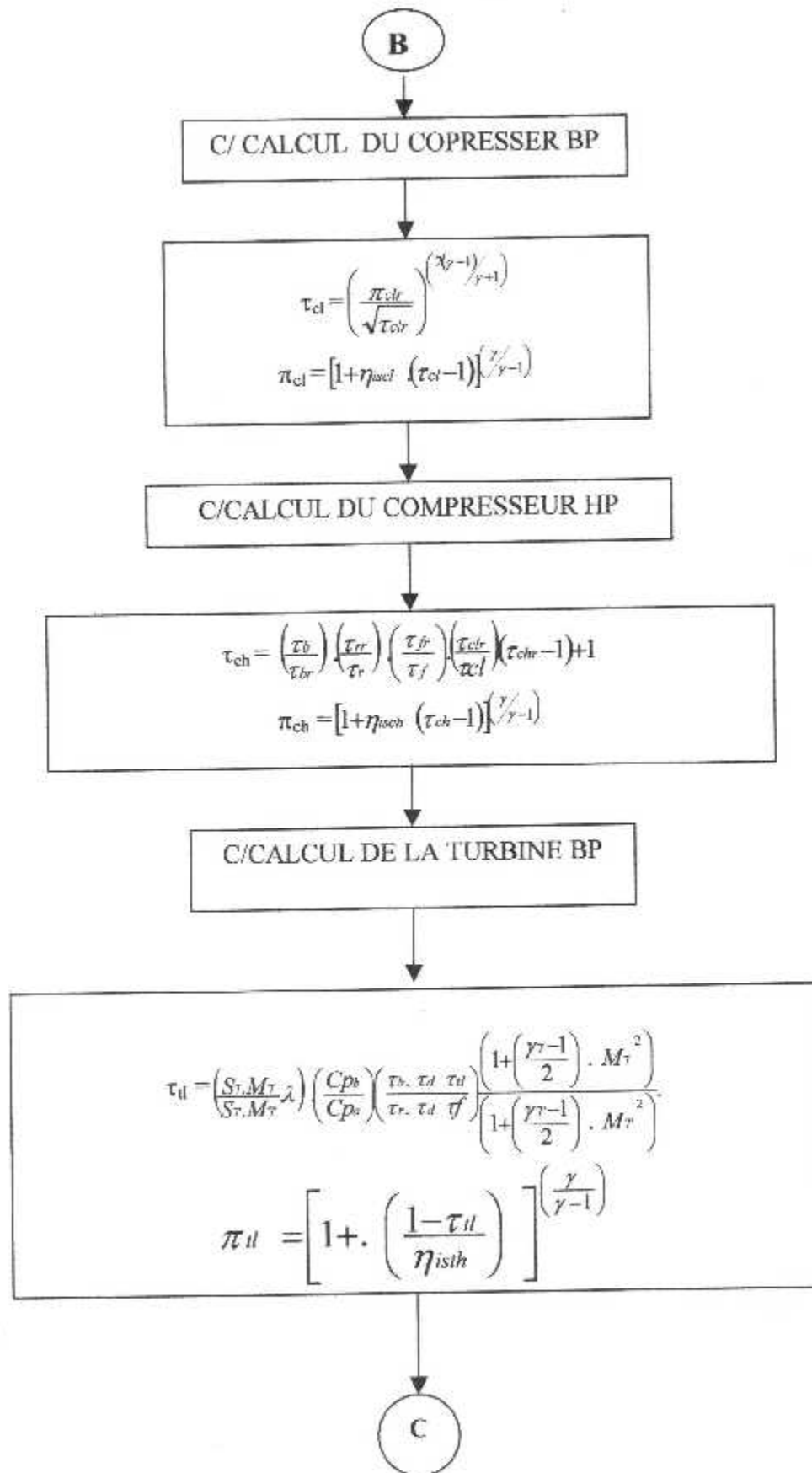


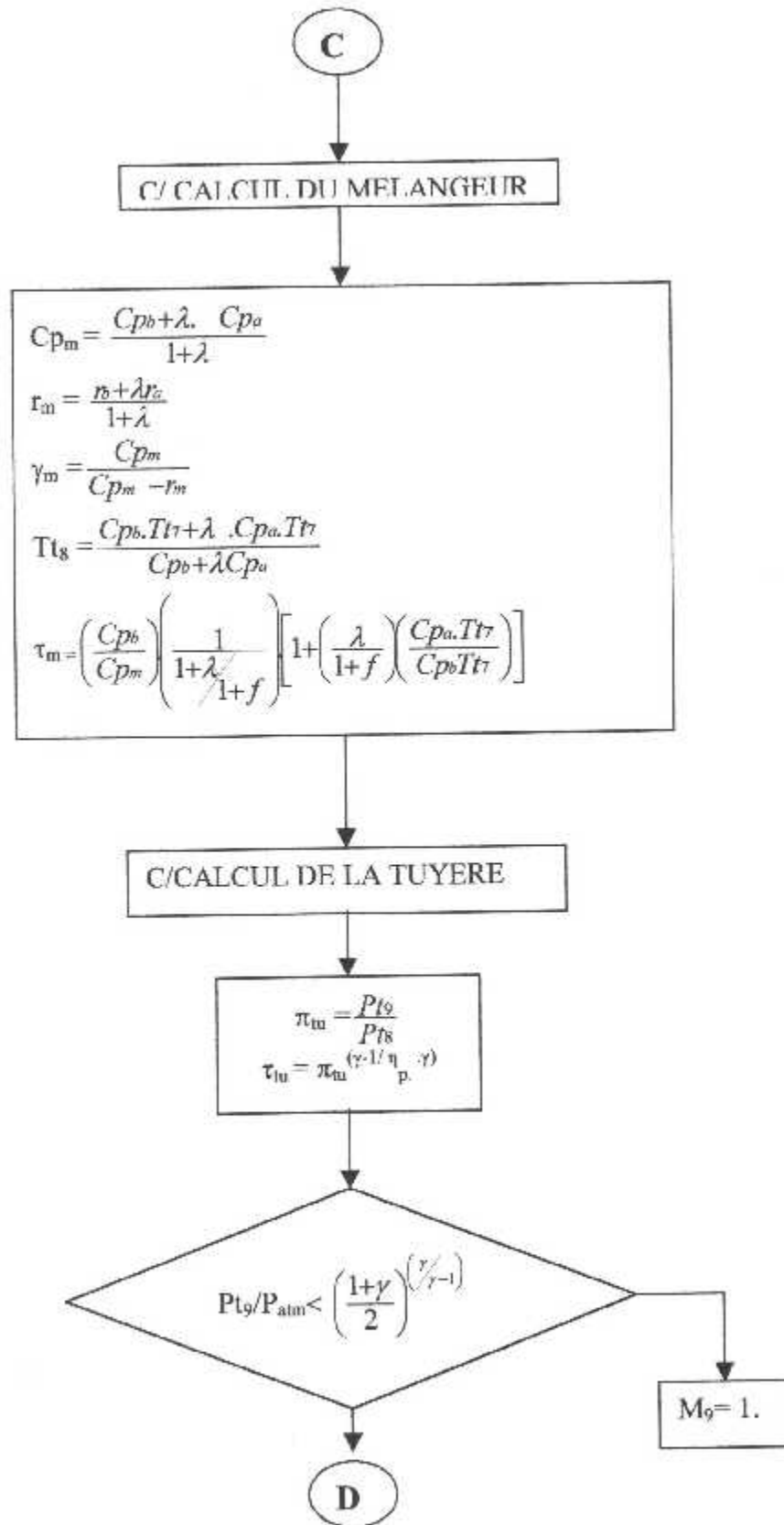


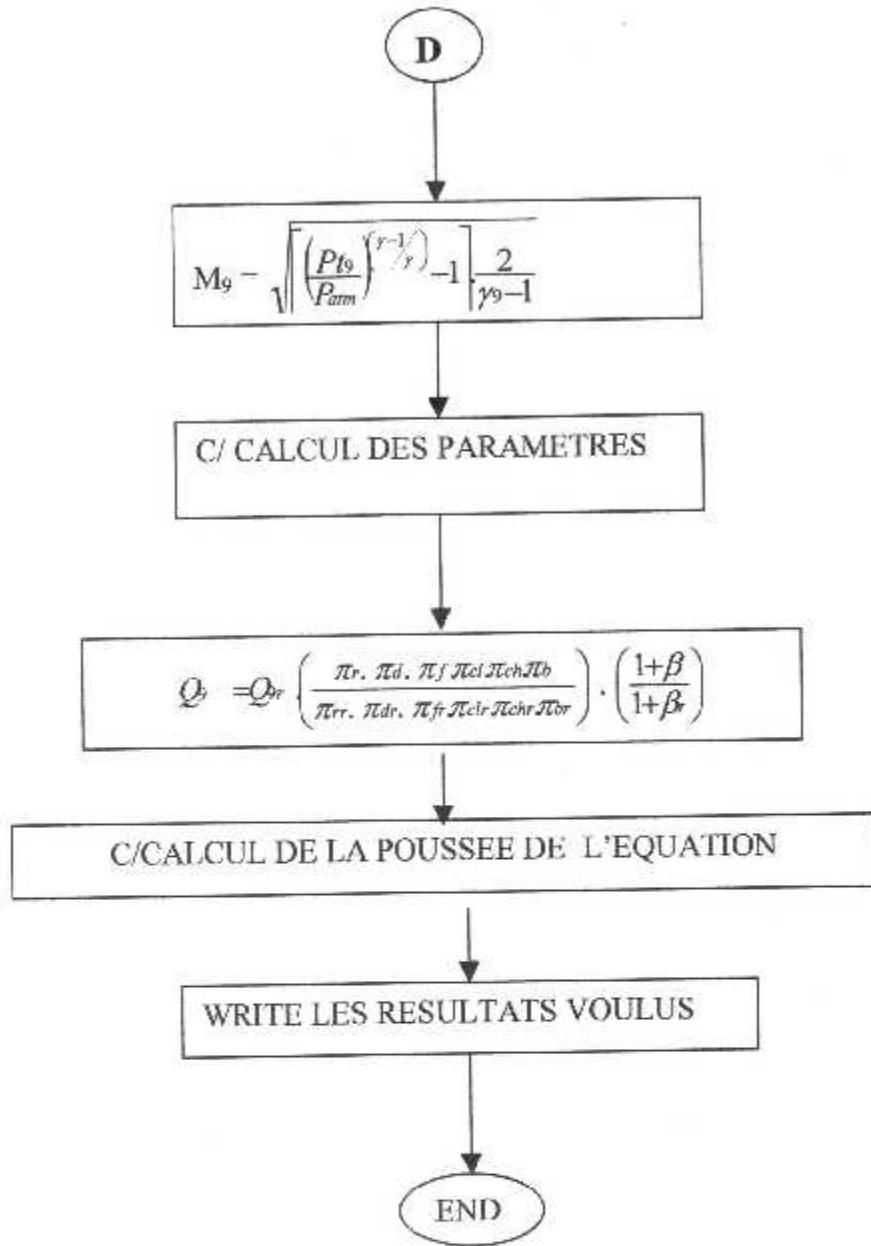




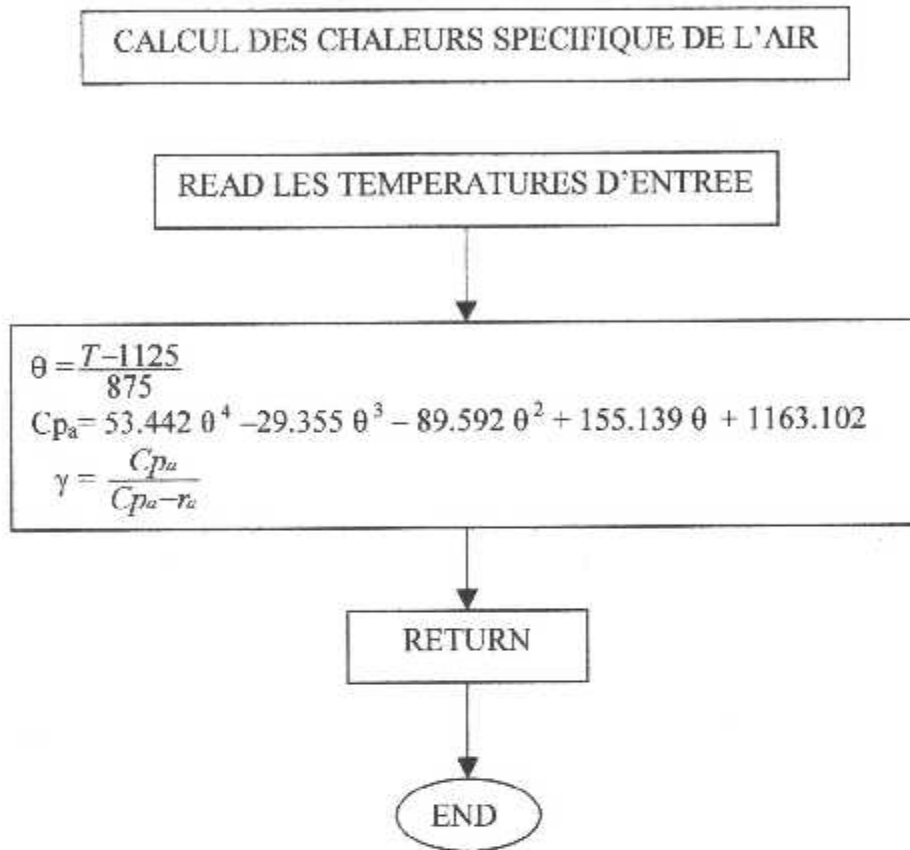


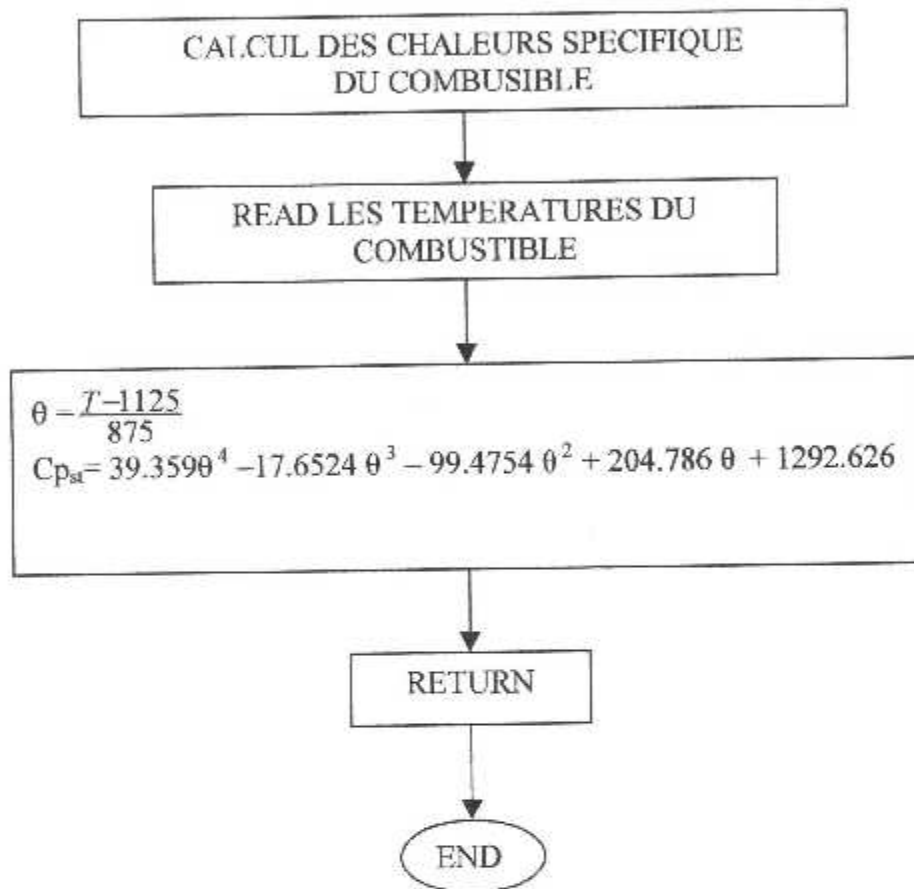


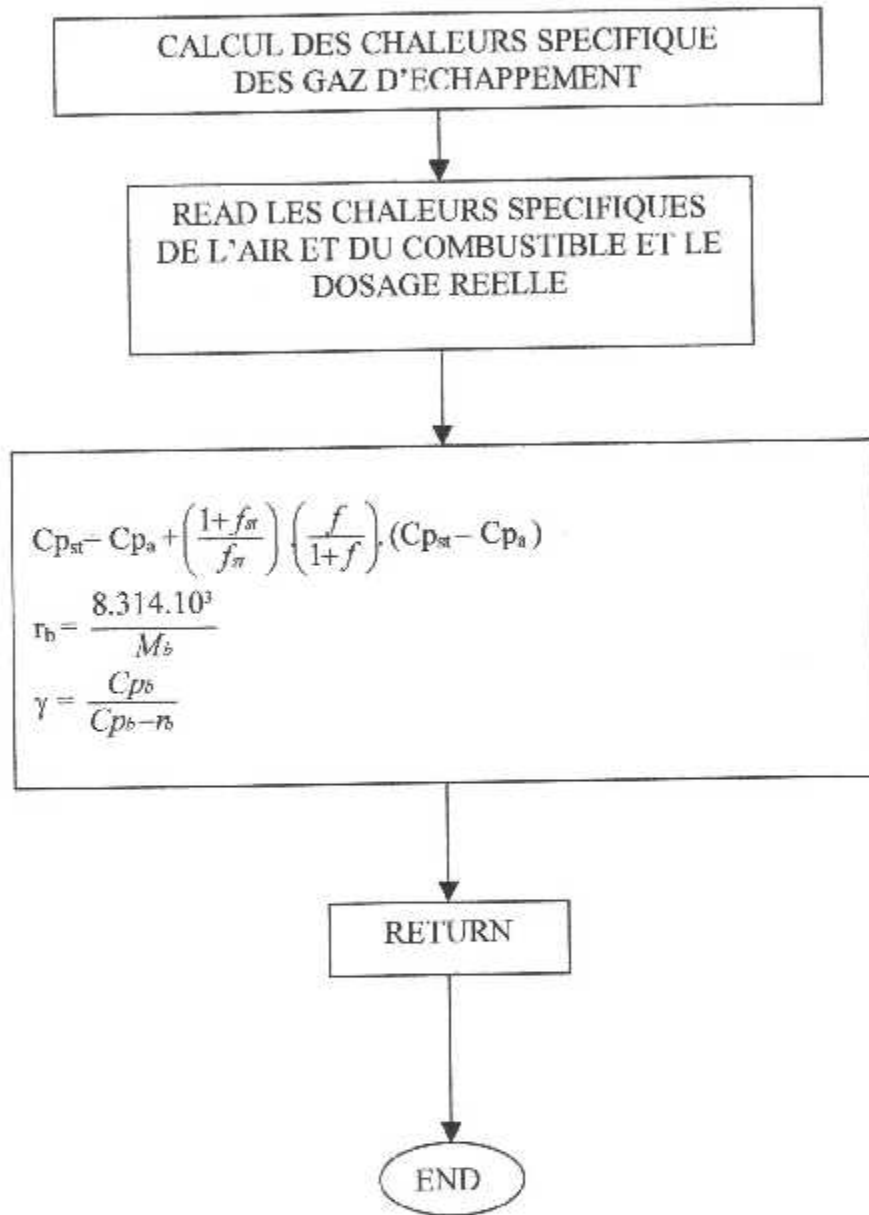




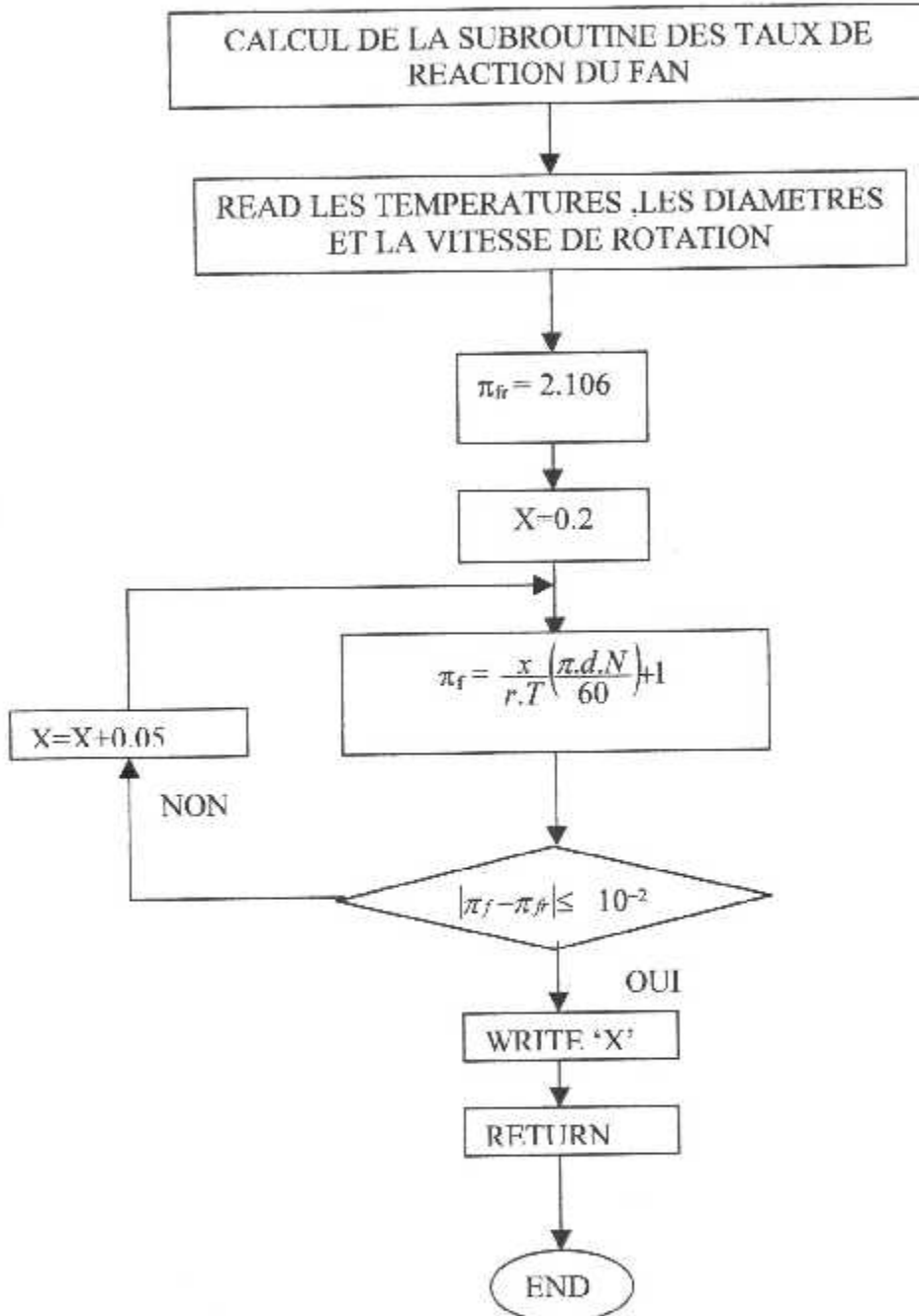
LES SUBROUTINES







LA SUBROUTINE DES TAUX DE REACTION



NB : Le même procédé sera développé pour le calcul du compresseur HP et BP AVEC :

$$\pi_{chr} = 3.802$$

$$\pi_{cb} = 2.134$$

CHAPITRE VI

La comparaison de l'efficacité des turboréacteurs de même conception (même cycle de fonctionnement et même type de construction) est basée sur la poussée développée, la consommation spécifique et les rendements. Ces grandeurs varient selon différents paramètres.

VI – 1 – Analyse des performances au point fixe :

Le point fixe est un essai important réalisé au sol. Il consiste à étudier le comportement des éléments composant le moteur et de s'assurer de ses performances, après une révision ou une certaine durée d'exploitation.

Dans notre cas, ces essais ont lieu à une pression et température ambiantes prises aux conditions standard soit : $P=1.0132 \text{ atm}$ et $T=288.15 \text{ }^\circ\text{K}$.

Les variations des vitesses de rotations utilisées sont en pourcentages tel que :

100% $N_1 = 8589 \text{ tr/min}$

100% $N_2 = 12245 \text{ tr/min}$

VI-1- 1- La poussée :

L'évolution de la poussée en fonction des vitesses de rotations est représentée sur la figure [1-a].

Cette évolution fait apparaître en général, quatre zones de fonctionnement :

Zone I : l'évolution de la poussée n'est pas représentée, car le moteur n'est pas fonctionnel. C'est le régime de démarrage, les parties tournantes sont entraînées par un démarreur.

Zone II : délimitée par la vitesse d'auto fonctionnement, située entre 35 et 40% N_2 (soit 16,5% de N_1), et la vitesse de ralenti sol qui est de l'ordre de 60% de N_2 ($\approx 36\%$ de N_1).

La poussée augmente suivant une faible pente : c'est le régime transitoire, le moteur de traverse rapidement et où le démarreur est débrayé laissant libre court aux ensembles rotatifs, qui se mettent en mouvement.

Zone III : la poussée augmente rapidement et d'une manière continue jusqu'à la vitesse de décollage. Cette zone représente la plage des régimes d'utilisation. A cette vitesse le régime est limité en temps, car il entraîne l'élévation de la température entrée turbine.

Zone IV : Elle est limitée par une vitesse de rotation de 102% de N_1 (100% de N_2) et où la poussée continue à augmenter. Cette plage ne peut être atteinte qu'accidentellement, et si c'est le cas, elle indique une défectuosité.

VI-1-2- La consommation horaire :

La figure [1-b] représente l'accroissement de la consommation horaire en fonction des vitesses de rotations.

En effet plus la vitesse augmente et plus l'effet de la combustion se fait ressentir, dû à l'augmentation des taux de compression, la température entrée chambre de combustion et le débit d'air. Ce qui nécessite un plus grand débit de fuel pour assurer un bon dosage.

VI-1-3- le débit d'air entrant :

Le débit d'air admis dans le moteur est illustré sur la figure [1-c] en fonction des vitesses de rotation.

Nous observons une évolution croissante de la courbe, qui peut être interprétée par : plus la vitesse de rotation augmente et plus l'effet de dépression entrée compresseur croit, ce qui engendre un débit d'air croissant.

VI-1-4- La consommation spécifique :

La variations de la consommation spécifique en fonction des vitesses de rotations sont représentées par la figure [1-d]. On fait correspondre les même zones d'évolutions que celle de la poussée développée.

Nous remarquons une diminution jusqu'à des vitesses élevées, 90% de N_1 , suivi d'une augmentation : le minimum est atteint dans la plage d'utilisation définie antérieurement. Nous avons noté précédemment que la poussée ainsi que les débits d'air et carburant sont croissant, mais l'écart de l'évolution de la poussée est plus important que celui des débits ce qui conduit à une diminution de la consommation spécifique, ensuite cette écart est minimisé aux régimes élevés pour les poussées par contre celui des débits est conservé ce qui explique la remontée de la courbe.

VI-1-5- La température sortie combustion :

La variation de la température sortie combustion étant une donnée du constructeur, elle est gérée par le F.C.U (régulateur de carburant).

L'allure de la courbe donnée par la figure [1-e] représente l'évolution de la température sortie combustion. On note une diminution puis une réaugmentation jusqu'au régime de décollage.

Le démarrage ayant lieu avec un grand taux de richesse, engendre une température d'amorçage élevée qui tend à diminuer par un effet de stabilisation jusqu'au régime ralenti sol. Puis le fonctionnement du moteur entraîne un accroissement de la température jusqu'à une température maximal du régime de décollage (d'où la limitation en temps).

VI-1-6- Le rendement thermique :

Cette caractéristique met en évidence le taux de conversion de l'énergie thermique (température de combustion) en énergie cinétique des gaz d'échappement.

La figure [1-f] représente l'évolution du rendement thermique en fonction des vitesses de rotations.

Le rendement maximal est obtenu pour un régime de rotation élevé, correspondant à une poussée élevée. Ce qui ne signifie pas nécessairement des pertes faibles. Cependant ce résultat est satisfaisant même si les pertes sont importantes, pourvu que l'énergie utile reste élevée.

Synthèse du point fixe :

Après les remarques notées, nous pourrions conclure que la zone de bon fonctionnement et qui donne les performances moteur nominales est la zone III et tout particulièrement autour de 90 à 98% de N_1 .

Nous relevons que :

- La poussée a une valeur assez grande sans atteindre celle du décollage.
- La consommation spécifique est à son minimum.
- Le rendement thermique est à son maximum.

VI-2- Analyse des performances en vol :

Le régime du vol est caractérisé par le régime hors adaptation, où le moteur a des performances variables d'une altitude à une autre et selon le nombre de Mach du vol.

VI-2-1- La poussée :

On représente sur la figure [2-a] la variation de la poussée en fonction du nombre de Mach, calculée à différentes altitudes.

Pour une altitude fixée, la poussée atteint un minimum puis se stabilise pour des Mach de vol croissants. L'écart de cette chute varie d'une altitude à une autre et diminue avec l'évolution en altitude, car les caractéristiques d'entrées deviennent constantes (niveau d'altitude atteint les couches isothermiques du stratosphère).

On note aussi que la poussée diminue au fur et à mesure que l'on grimpe en altitude. Cette variation se traduit par la diminution du débit d'air (la densité décroît) ainsi que l'apparition d'une force de traînée sur les profils d'ailes.

Pour un nombre de Mach fixe, la poussée décroît en fonction des altitudes, car pour un régime donné la vitesse de rotation et la vitesse d'entrée sont constantes, et plus nous évoluons vers des nombres de Mach élevés, plus la poussée diminue.

Donc pour augmenter la force de poussée d'un avion, il faudrait qu'il perde de son altitude ou diminue de sa vitesse (le nombre de Mach d'entrée).

VI-2-2- Les consommations horaires :

Elles sont proposées sur la figure [2-b] en fonction des nombres de Mach à différentes altitudes. Puisque la température ambiante diminue en fonction des altitudes et afin de minimiser les pertes de performances du moteur il est nécessaire d'augmenter la pulvérisation du fuel.

VI-2-3 – Le débit d'air total :

La figure [2-c] indique l'évolution du débit d'air capté en fonction des nombres de Mach et altitudes.

Nous notons qu'en fonction des nombres de Mach le débit augmente à cause de l'augmentation de l'effet de Ram, par contre baisse d'une altitude à une autre, ceci est dû à la raréfaction de l'air, soit la diminution de la masse volumique.

VI-2-4- La consommation spécifique :

La consommation spécifique en fonction des nombres de Mach à différentes altitudes est illustrée sur la figure [2-d].

Pour une altitude fixée, conditions d'entrées fixées et dosage constant, la consommation spécifique augmente en fonction des nombres de Mach, mais ces valeurs régressent sensiblement en évoluant en altitudes. En effet le débit d'air augmente en fonction des nombres de Mach d'où l'augmentation du débit carburant pour garder un dosage constant, alors que la poussée diminue ce qui explique l'accroissement de la consommation spécifique. Par contre le débit d'air diminue en fonction des altitudes (déjà expliqué) alors le débit carburant diminue aussi, delà la diminution de la consommation spécifique.

Si nous fixons un nombre de Mach et faisons varier les altitudes, nous constatons que la consommation spécifique (figure [2-e]) diminue puis se stabilise au delà des 11000 m. Ce qui nous conduit à dire qu'il est bénéfique de voler en hautes altitudes. Or nous remarquons qu'elle devient constante, donc il n'est plus nécessaire du point de vue économique d'évoluer au delà de ce plafond.

VI-2-5 Le rendement de propulsion :

Cette caractéristique est illustrée sur la figure [2-f].

Nous remarquons que les rendements augmentent en fonction des nombres de Mach car le taux de puissance propulsif qui augmente en fonction du Mach se qui

caractérise l'évolution de la vitesse en vol . Le rendement de propulsion diminue légèrement en Fonction de l'évolution d'altitudes,

VI-2-6- Le rendement global :

Représenté par la figure [2-g] . Le rendement augmente en fonction des nombres de Mach et des altitudes.

Sachant qu'il exprime le taux de puissance propulsif par rapport à la puissance calorifique. La première augmente en fonction des nombres de Mach et de altitudes car elle caractérise l'évolution de la vitesse de vol. La seconde augmente en fonction des nombre de Mach mais diminue avec les altitudes car sa variation est guidée par la consommation horaire, d'où l'augmentation de ce rendement.

VI-2-7 – La poussée spécifique : (figure [2-h])

L'évolution de la poussée spécifique en fonction des nombres de Mach diminue. La poussée spécifique n'étant que la poussée réduite, par rapport au débit d'air donc son évolution est inverse à celle du débit. Comme déjà vue auparavant le débit d'air augmente en fonction des nombres de Mach et diminue en fonction des altitudes. Ce qui entraîne la diminution de la poussée spécifique en fonction des nombre de Mach et sa régression en altitudes.

Synthèse du vol :

Les paramètres les plus significatifs et démonstratifs du bon domaine de fonctionnement sont la poussée et la consommation spécifique.

Après la caractéristique de la consommation spécifique en fonction de l'altitude pour différents nombres de Mach, nous avons constaté une diminution remarquable, mais pour une altitude supérieure à 11 km, cette dernière reste presque constante. Néanmoins, la caractéristique de la poussée montre une chute brusque au delà de cette altitude.

Nous concluons que pour une question économique, il n'est pas nécessaire de voler au delà de ce plafond dit « économique ».

VI-3- Comparaison entre un moteur double flux et simple flux :

Si on devait comparer deux moteurs de même cycle, l'un monoflux l'autre double flux on constaterait d'après la poussée spécifique au point fixe représentée sur la figure [3-a] que l'allure de l'évolution est semblable mais les valeurs du simple flux sont nettement inférieures, donc la poussée serait forcément inférieure étant donné que le taux de débit d'air entrant est le même.

De plus, de la figure [3-b] qui représente l'évolution des poussées en fonction des nombres de Mach pour différentes altitudes, nous remarquons qu'effectivement la poussée du double flux figure [2-a] est nettement supérieure et son écart entre le début et la fin en fonction du nombre de Mach est moindre comparé à celui du simple flux.

D'où l'utilité d'un turboréacteur double flux pour les régimes subsoniques.

CONCLUSION :

De notre étude nous avons pu extraire les régimes et les plages du bon fonctionnement du moteur, qui donnent les meilleurs rendements ainsi que les domaines les plus économiques. Ces champs d'exploitations sont cernés par des vitesses de rotation entre 90 et 98% de N_1 , des nombres de Mach de vol élevés ainsi que des altitudes comprises entre 9000 et 11000 m.

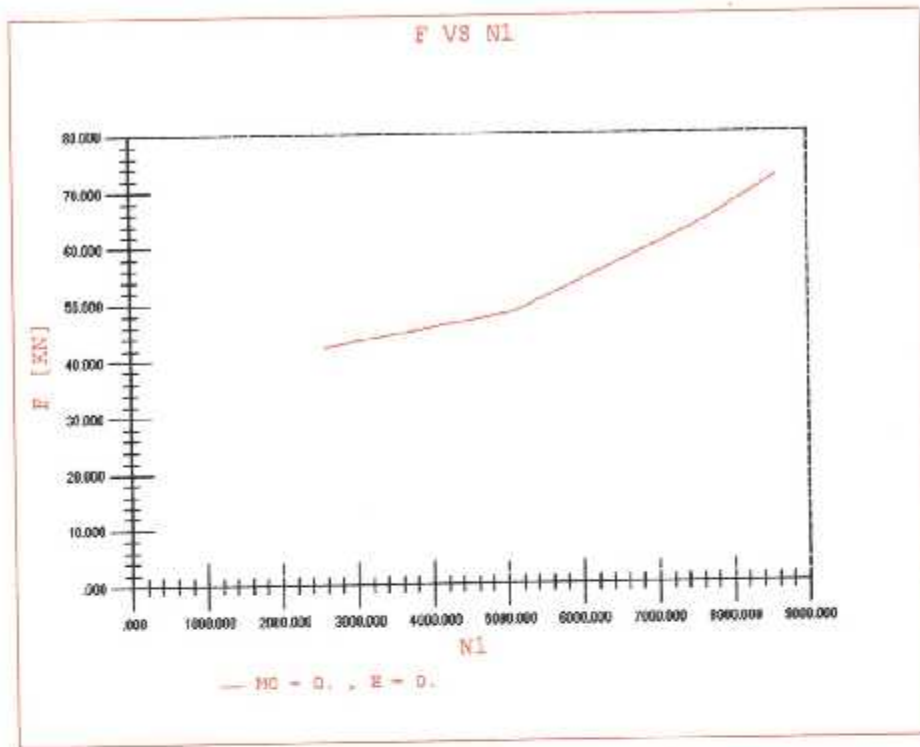


Figure 1-a

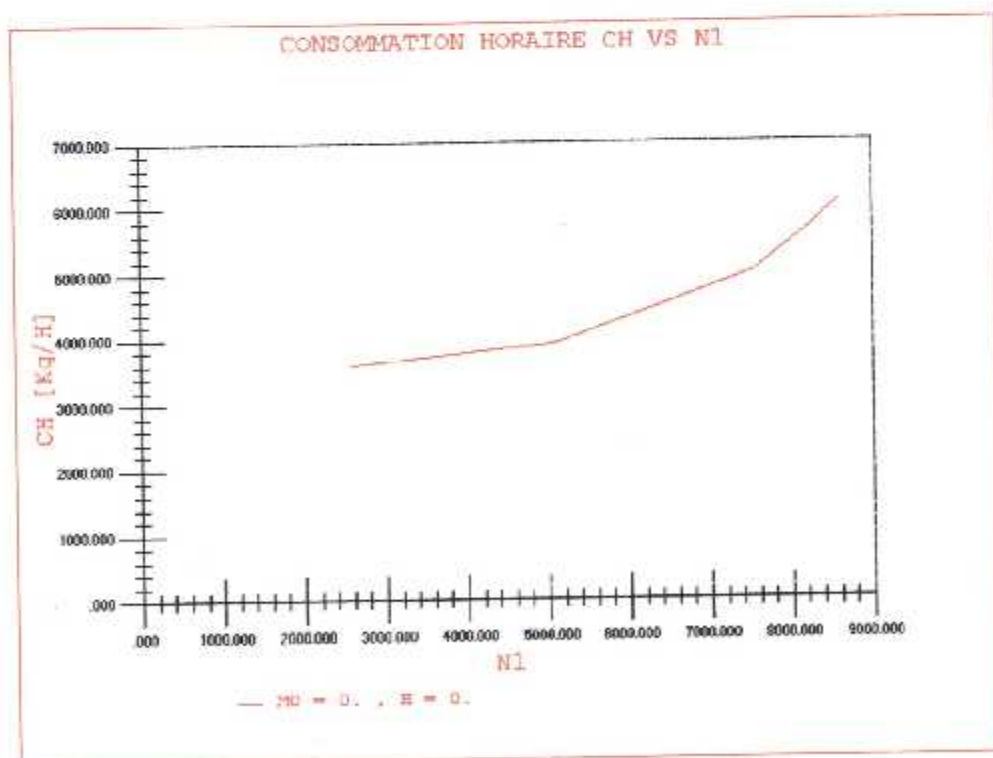


Figure 1-b

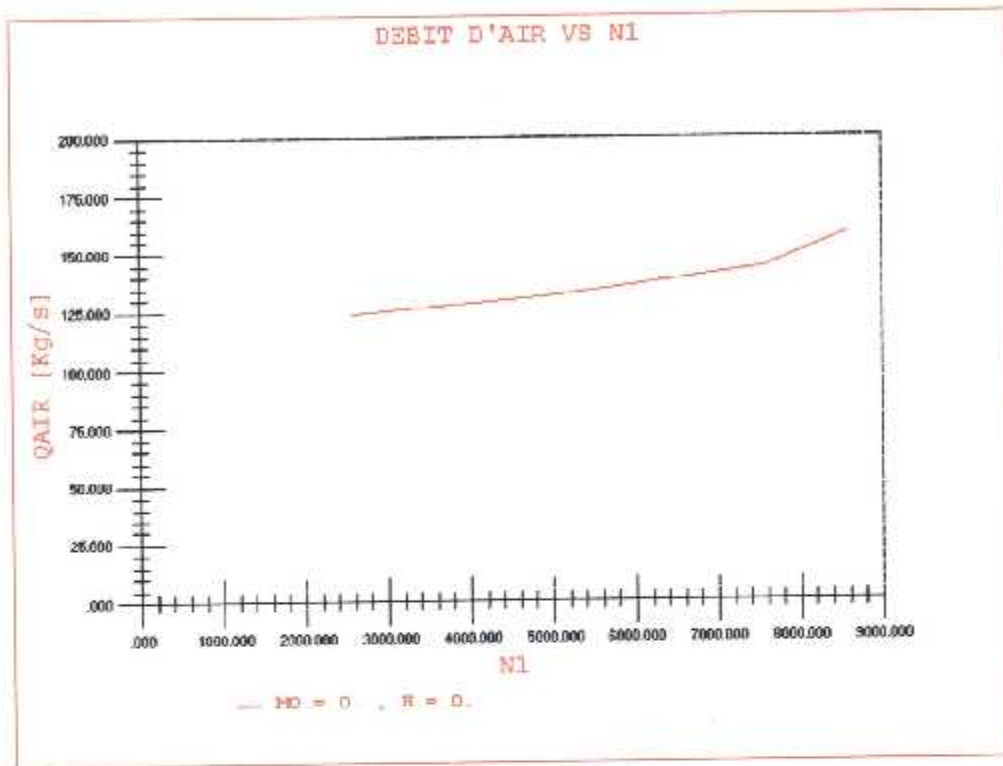


Figure 1-c

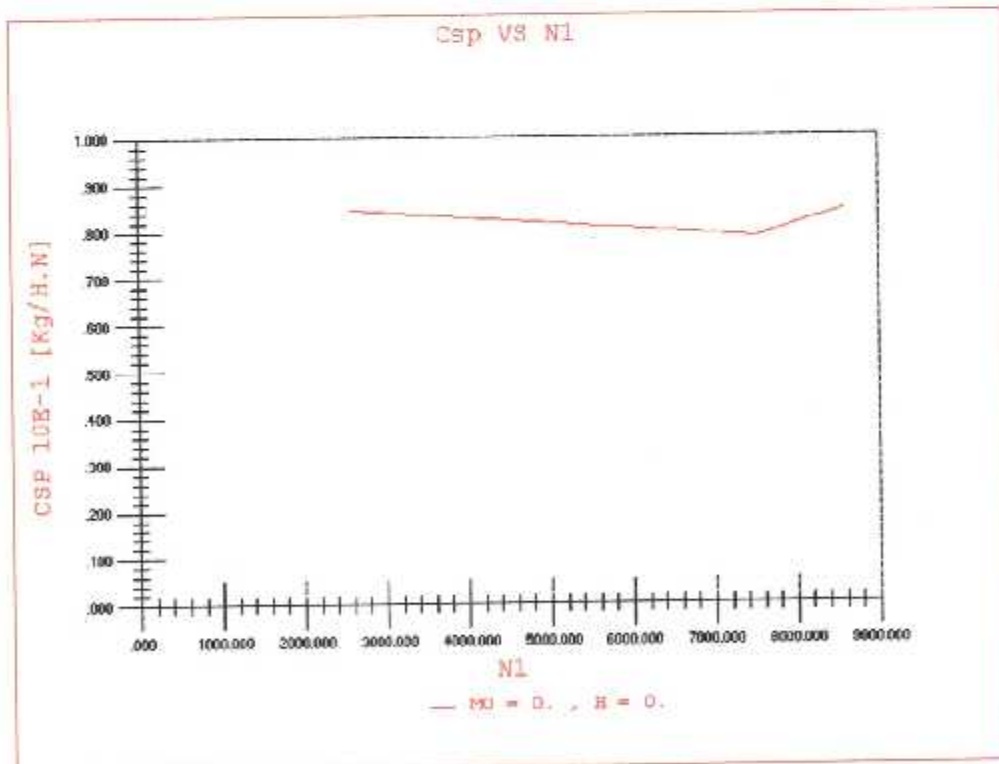


Figure 1-d

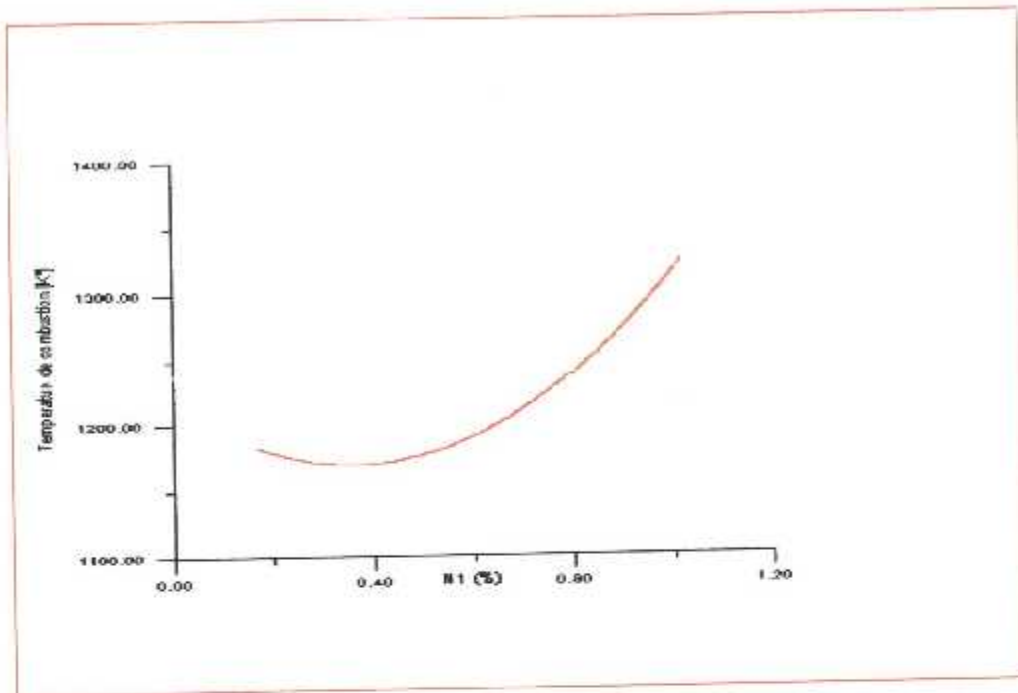


Figure 1-c

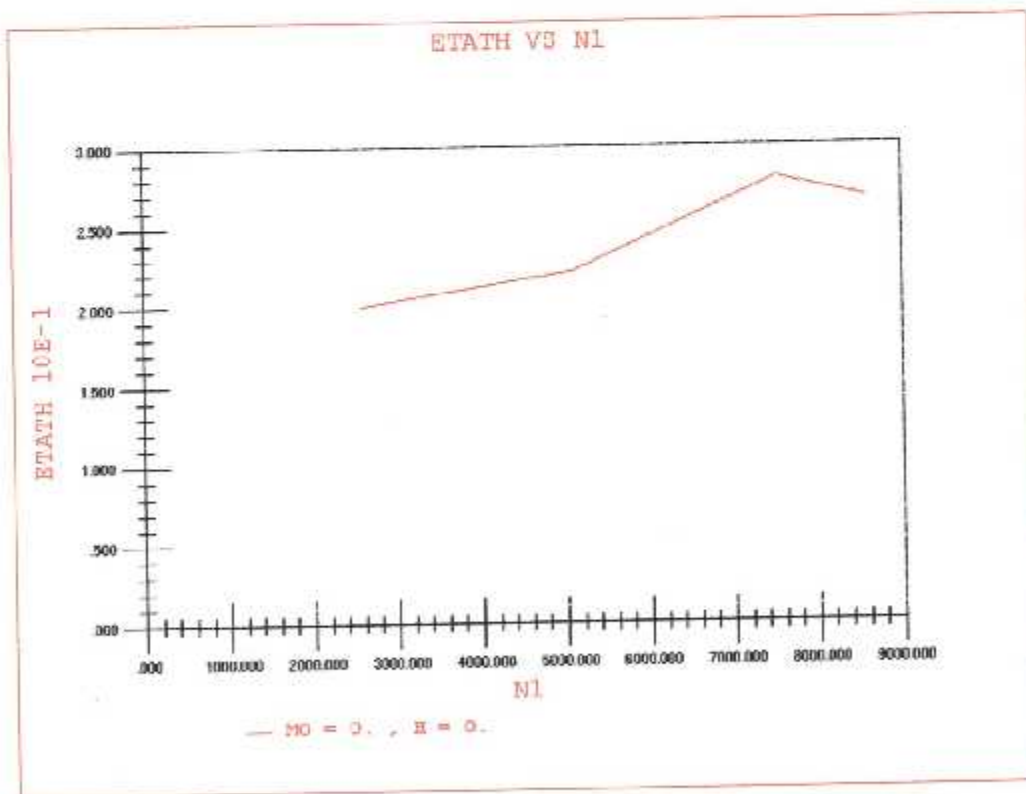


Figure 1-f

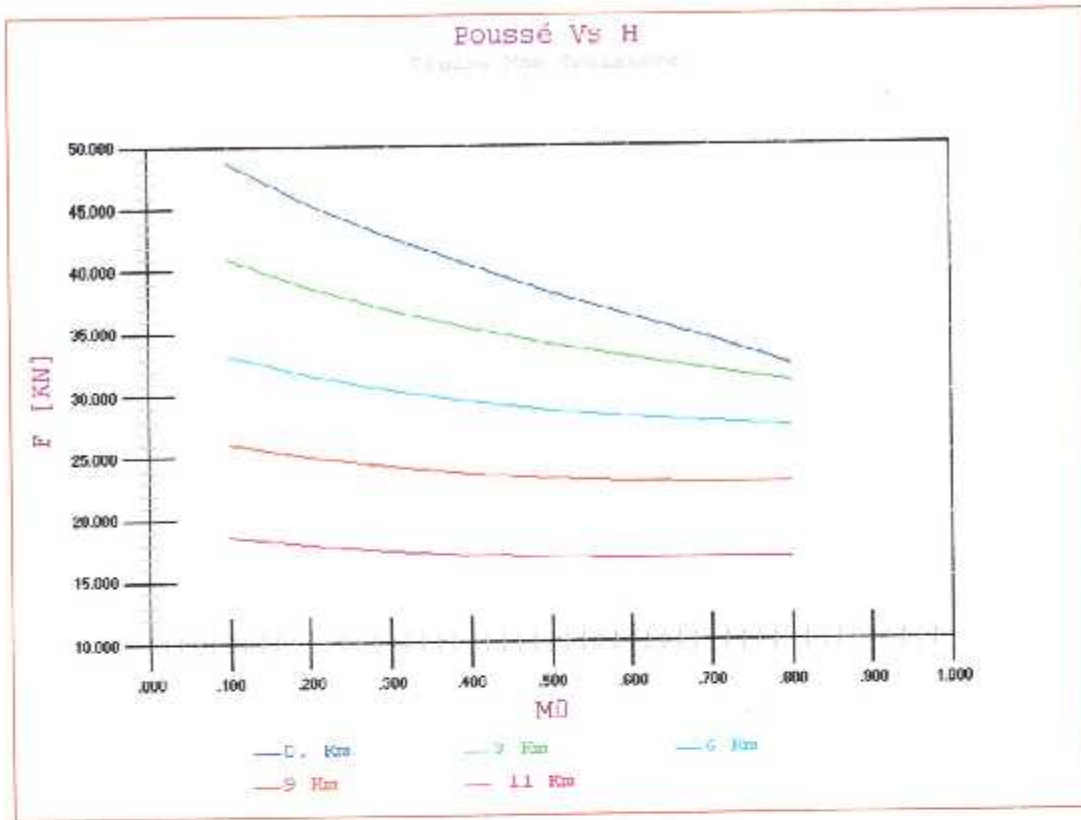


Figure 2-a

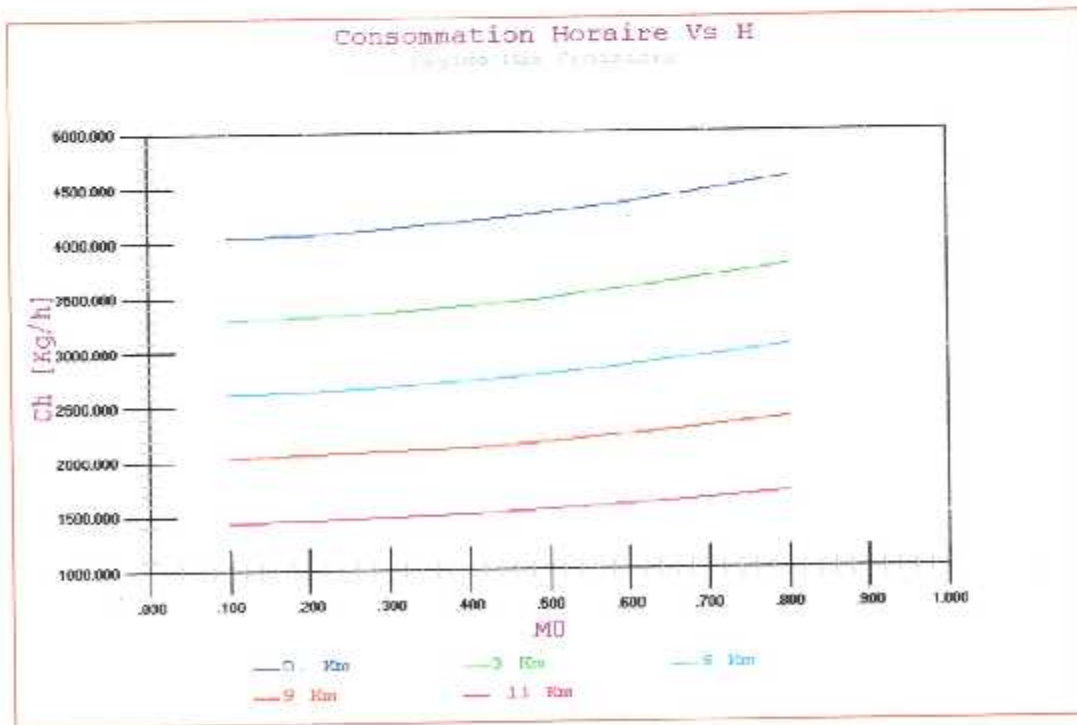


Figure 2-b

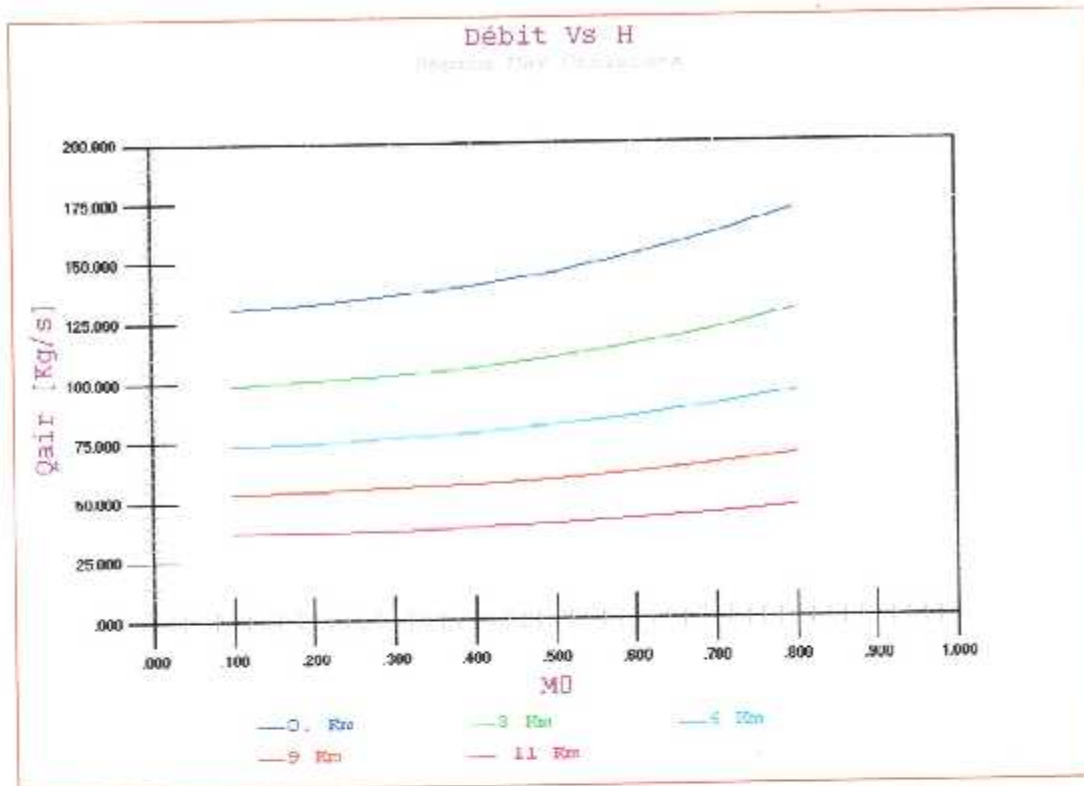


Figure 2-c

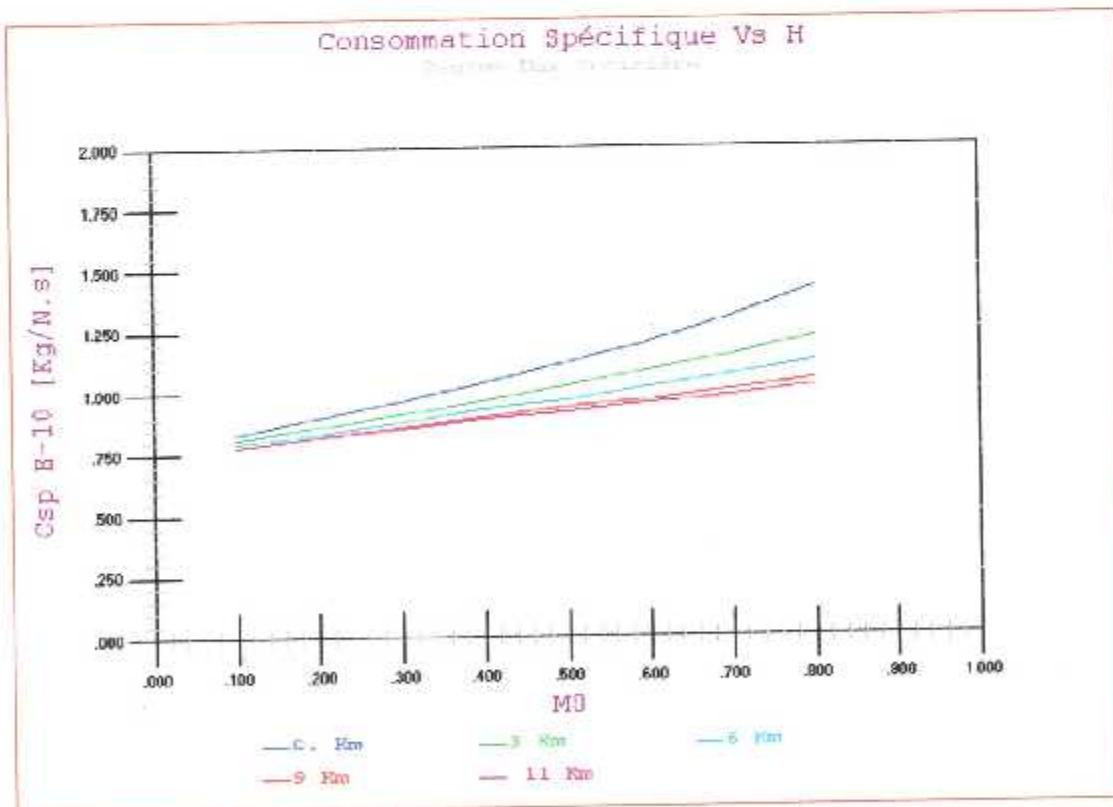


Figure 2-d

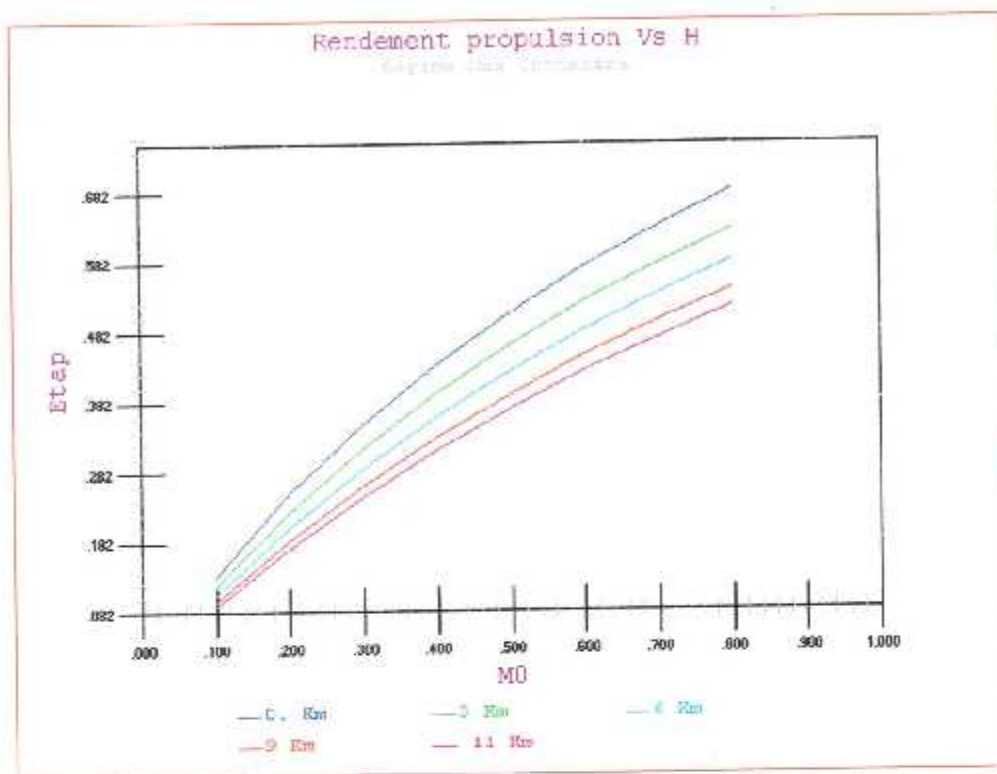


Figure 2-f

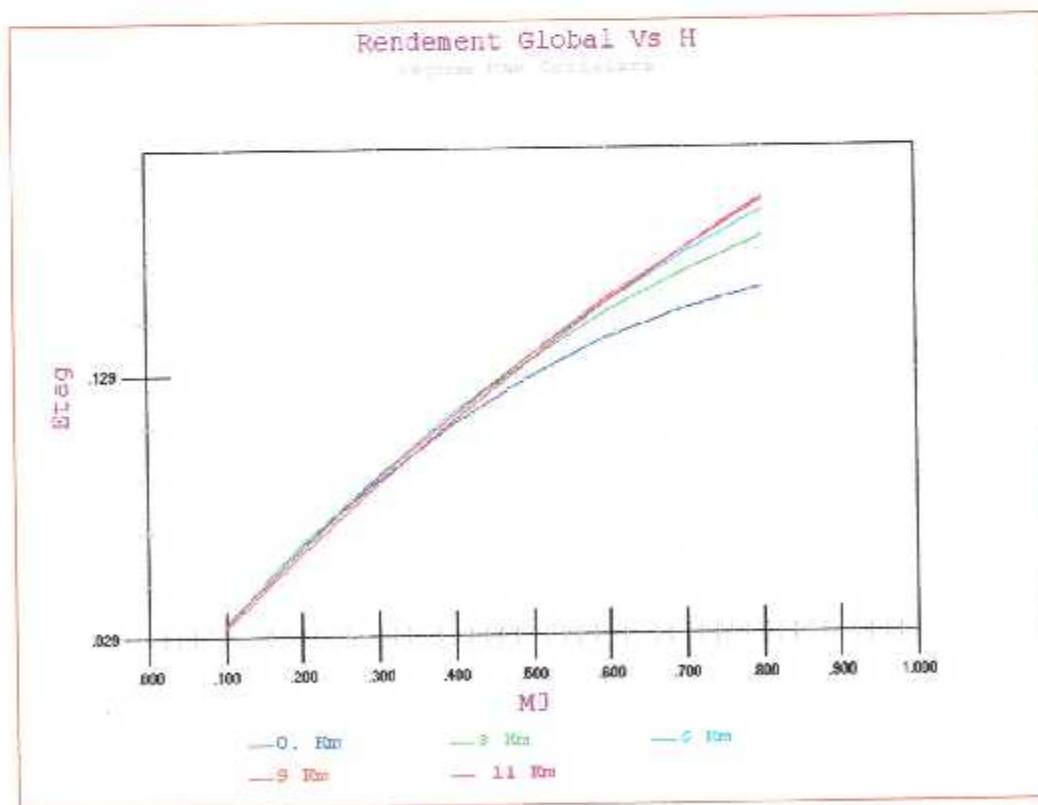


Figure 2-g

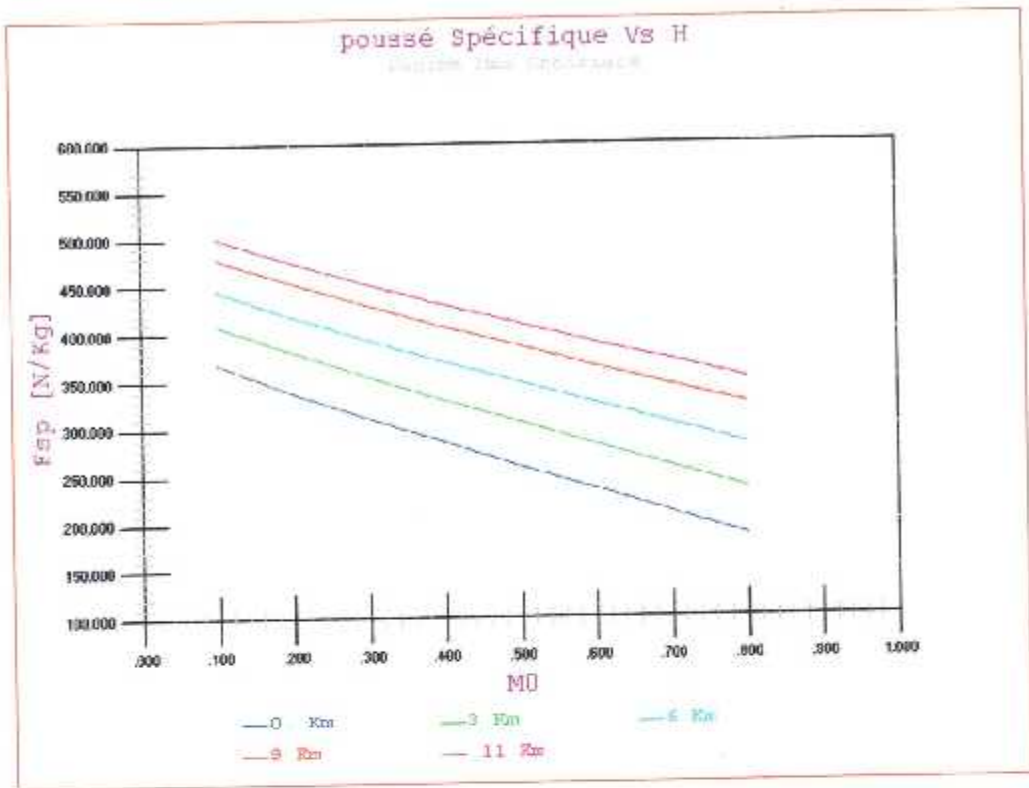


Figure 2-h

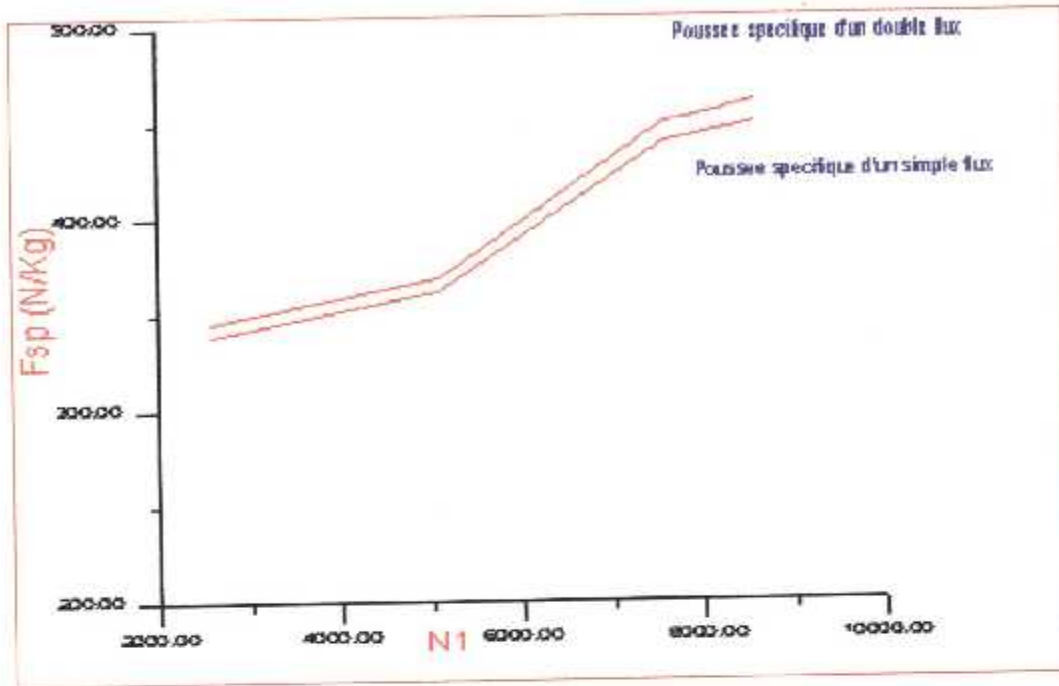


Figure 3-a

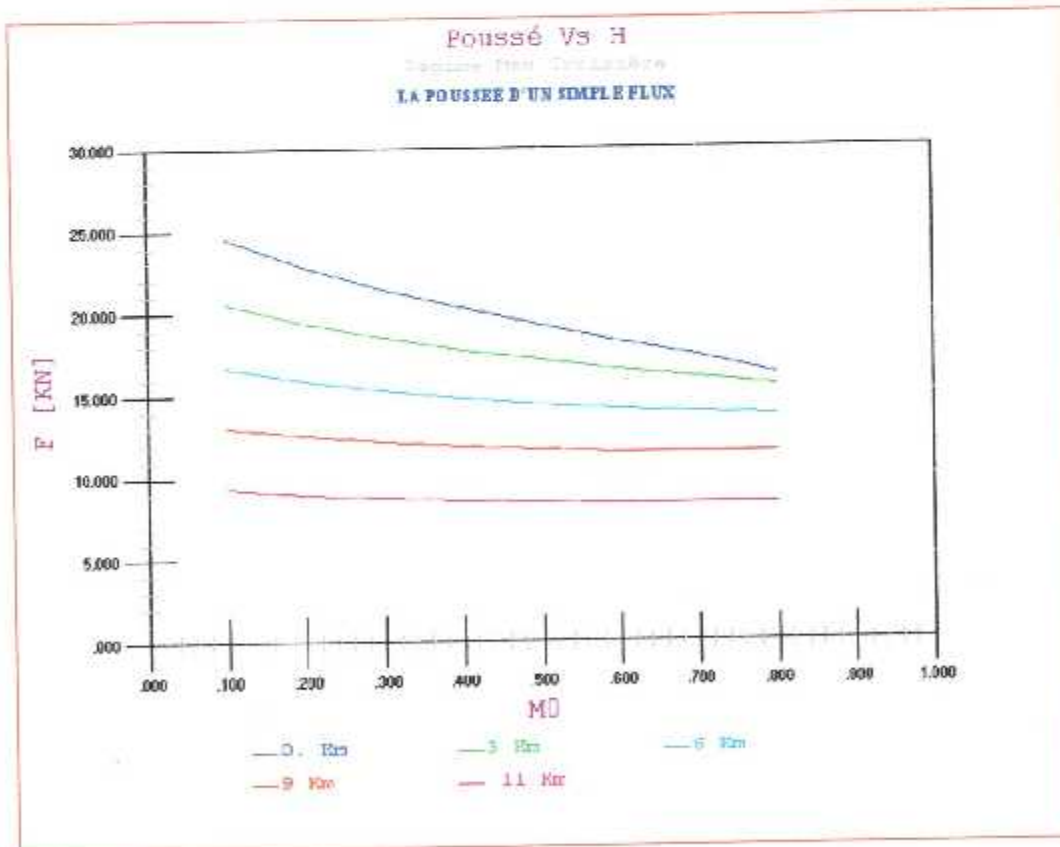


Figure 3-b

CONCLUSION

CONCLUSION

Dans le domaine de l'aéronautique le souci majeur est de connaître le comportement d'un réacteur et l'évolution de ces performances face à différents régimes de fonctionnements. C'est sur cette base qu'était venu se poser mon sujet.

La mise en étude du turboréacteur JT8D-15, a dévoilé certains phénomènes quantifiés très intéressants (voir annexe (1) et (2)), du point de vue performances aussi bien au sol (point fixe) qu'en vol (régimes hors adaptation). De plus nous avons pu retirer les plages de fonctionnement les plus économiques, au point fixe, définies entre : 90 et 98% N1 en vol, définies pour des nombre de Mach supérieurs à 0,6 à des altitudes comprises entre 9000 et 11000 m.

Comparés avec ceux du constructeur, tous spécialement au régimes de décollage qui sont les seules données disponibles, mon résultats se sont avérés très satisfaisants.

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

Néanmoins, cette études reste ouverte afin de la mener à des stades plus avancés, plus particulièrement vers l'impact du vieillissement sur les performances du moteur. De rassembler ces études en un logiciel qui pourra jouer le rôle d'un comparateur avec les données des indicateurs d'avion de suivi du moteur monté sur avion ou pendant les points fixes d'inspections.

ANNEXES

ANNEXE IJ

Résultats des performances au point fixe

	N1 [Tr/mm]	N2 [Tr/mm]	F [N]	Csp [Kg/h.N]	E.P.R	Rendement thermique	Débit d'air entrant [Kg/s]	Consommation Horaire [Kg/h.]
Régime de ralenti au sol	5100	9435.67	48281.41	8.15E-2	1.57	2.22 E-1	132.1	3933
Régime de décollage	8260	11500	69383.38	8.24E-2	2.14	2.71 E-1	153.6	5715
Régime limite	8589	12245	72229.05	8.42E-2	2.23	2.67 E-1	158.6	6084

ANNEXE [2]

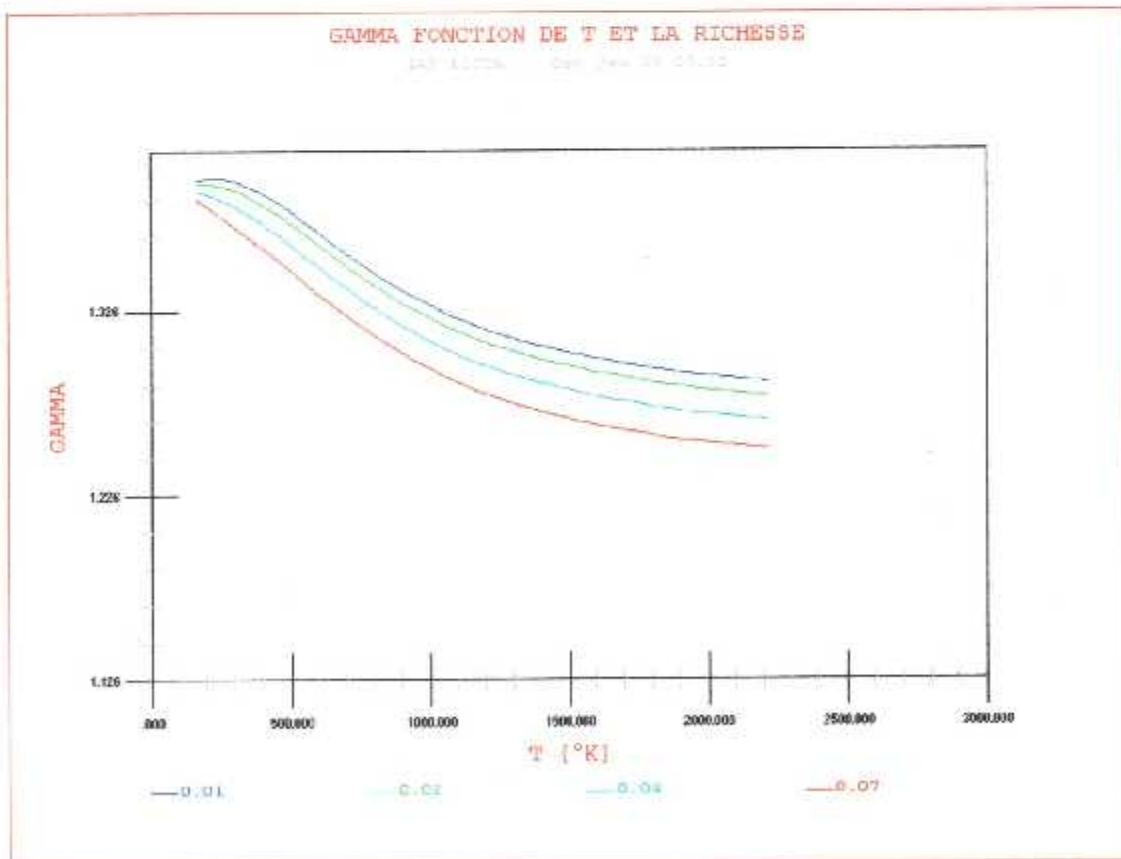
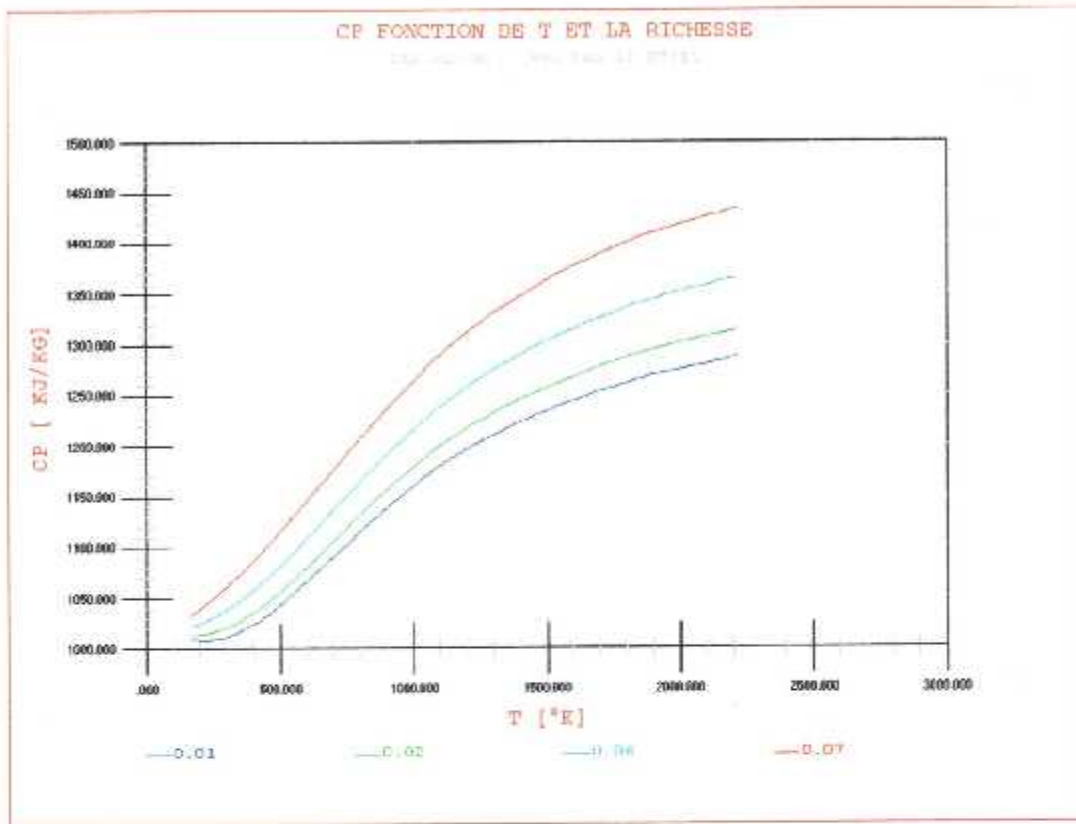
Valeurs des performances d' un banc d'essais donnée par SABENA

	N1 [Tr/mn]	N2 [Tr/mn]	F [N]	Consommation Horaire [Kg/h.]	E.P.R
Régime de décollage	8225	1145	70072.65	4000.	2.13
Régime continue max	7770	11145	61549.16	3650.4	1.96
Régime de croisière max	7485	10955	55506.16	3011.56	1.84

Tableau comparatif entre les valeur des performances trouvées par le programme et celles données par le constructeur (banc d'essais)

	N1 [Tr/mn]	N2 [Tr/mn]	F [N]	Csp [Kg/h.N]	E.P.R	Débit d'air entrant [Kg/h]	Consommation Horaire [Kg/h.]	Taux de compression
Résultats de notre programme	8260	11500	69383.38	8.24E-2	2.14	153.6	5715.	17.37
Données du constructeur	8260	11500	70072.65	7.36 E-2	2.12	155.83	5157.35	17.3

ANNEXE [3]



BIBLIOGRAPHIE :

- [1] **V .BENSIMHON** , « Fonctionnement hors adaptation des turbomachines »
(édition 1986)
- [2] **A. CARRERE** , « Eléments de propulsion » (édition 1987)
- [3] **H.COHEN.G.F.C.ROGERS et H.I.H.SARAVANAMUTTOO**
« Gas turbine theory », » (édition 1990)
- [4] **M.DAMOU**, « Mécanique des fluides » (édition ' OPU' 1994)
- [5] **JAM.KRYSINSKY**, « Turbomachines-Théorie générale »
(édition ' OPU' 1994)
- [6] **G.LEHMAN et LEPOURRY**, « Introduction à la thermopropulsion »
- [7] **G.LEHMAN et LEPOURRY**, « Le turboréacteur théorie »
- [8] **G.LEHMAN et LEPOURRY**, « Le turboréacteur »
(édition 1984)
- [9] **G.LEHMAN et LEPOURRY**, «Technologie des turboréacteurs »
- [10] **N.F et A.K**, « Etude des caractéristiques en vol d'un turboréacteur»
(P.F.E 1993)
- [11] **Technique de l'ingénieur**, «Turbines à gaz»
(Volume B-4, 1995)
- [12] **PRATT and WHITENY AIRCRAFT GROUP**,
« Turbofan Engine Training Handbook-JT8D»
- [13] **PRATT and WHITENY AIRCRAFT GROUP**,
« Engine Manual-JT8D» (14 Volumes)
- [14]**SABENA Maintenance**, « Maintenance Manual-JT8D»