

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université SAAD DAHLEB - Blida

Faculté Des Sciences de L'Ingénieur

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Mémoire d'un projet de fin d'études
Pour l'obtention du Diplôme
D'Ingénieur d'Etat en Aéronautique



Thème

**ETUDE THERMO-ENERGETIQUE D'UN
TURBOFAN DE TYPE JT8D-15**

Encadré par :

D' HENNI MANSOUR ZOUBIR

Etudié par :

**M' RACHEM LOTFI
M' MEKAOUI DJEMEL**

PROMOTION 2002/2003

Résumé

Notre travail consiste en une étude thermo-énergétique d'un turbo fan de type JT8D-15, afin d'établir une méthode de calcul des paramètres énergétiques (pressions, températures, masses volumique) de chaque station et les performances de ce moteur à savoir :

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

Il y'aura lieu de calculer avec les chaleurs spécifiques variables, les enthalpies ainsi que les fonctions d'enthalpie pour les gaz issus de la combustion du Kérosène.

Tout cela pour extraire les régimes et les plages de bon fonctionnement du moteur, ce qui engendre les meilleurs rendements ainsi que les domaines les plus économiques.

Abstract

Our work consists of a thermal energy study of a turbo fan of a the type JT8D_15 , in order to establish a method of calculation of the energy parameters (pressures , temperatures , densitics) of each station and the performances of this engine to knowing :

Specific thrust , specific consumption and the thermopropulsive output .

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

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

ملخص

يتضمن موضوع عملنا هذا حول دراسة طاقوية لمحرك طائرة نفاثة في الدورة الحقيقية، من أجل تكوين برنامج معلوماتي لحساب الأدوات الطاقوية (الضغط، الحرارة، الكتلة الحجمية) لكل محطة من المحرك و حساب كفاءته فيما يخص : (قوة الدفع، معدل الاستهلاك للوقود، المردود،....) و هذا يتم مع :

H.CP متغيرين كل هذت لاستخراج الدور و النظام للاشتغال الامثل للمحرك و لتحسين مردوده في مجال اقتصادي.

Remerciements

Nous tenons à remercier en premier lieu Dieu le tout puissant de nous avoir donné la foi et le courage afin de pouvoir réaliser ce travail

Nous avons le plaisir de présenter nos remerciements à ceux qui nous ont dirigés, éclairés et encouragés durant la préparation de notre projet.

Nous remercions notre promoteur Dr IBENNI MANSOUR ZOUBIR, pour ses précieux conseils et de nous avoir dirigé durant notre projet

Qu'il nous soit permis d'adresser notre sympathie et notre profonde gratitude à M^r BERGHEL et M^r AZAZEN pour toutes leurs aides et leurs sympathies

Nous exprimons nos vifs remerciements à tous les enseignants de FLAB pour nous avoir guidés et orientés durant notre cycle d'étude.

Nous exprimons notre profonde gratitude aux personnes qui nous ont aidés au cours de ce projet

Tout d'abord M^r ABOUABDALLAH NABIL. (Département Maintenance « AIR ALGERIE ») et SAMIR qui travaille à la compagnie « TASILI », qui n'a épargné aucun effort pour nous faciliter notre tâche, qu'il soit chaleureusement remercié.

Nous ne remercions jamais assez NEDMEDDINE et ARADJ pour toutes leurs aides

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail

A ma chère mère l'exemple de sacrifice et source de tendresse, qui ma toujours aidé et veillé sur moi.

A mon cher père qui s'est toujours senti redevable envers mon éducation.

A mes très chères sœurs.

A mon très cher frère, qui a été toujours la à mes côtés, ainsi qu'à sa femme.

A ma grand mère et ma tante.

A tous les membres de ma famille

A tous mes amis, particulièrement : NEDJEMEDDINE, ARADJ, REDA MEROUANE, et à tous ceux qui me sont chers

A tous les membres de la section ' STRUCTURE '

A mon binôme DJAMEL et à toute sa famille.

LOTFI

Dédicaces

Je dédie ce travail :

- ◆ A la mémoire de mon père que dieu l'accueille dans son vaste paradis et à ma mère qui ma toujours soutenu.
- ◆ A tous mes sœurs et mes frères HAMID, BOUDJEMAA et particulièrement mon frère YAHIA.
- ◆ A toute ma famille.
- ◆ A mon binôme L .RACHEM
- ◆ A tous mes amis, particulièrement : HAKIM, REDOUANE, OUALID, MEROUANE, ARADJ, AZABI, ACHOUR et RAID.

DJAMEL

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	1
-------------------	---

CHAPITRE I : GENERALITES

1.1. Définition de la propulsion.....	3
1.2. Différents types de turboréacteurs.....	3
1.3. Fonctionnement d'un turboréacteur double flux.....	4
1.4. Formule de la poussée.....	5
1.4.1. Rappels.....	5
1.4.2. Formule générale.....	5
1.4.3. Simplification.....	7
1.4.4. Poussée d'un moteur double flux.....	7
1.5. Consommations.....	8
1.6. Puissances d'un turboréacteur double flux.....	9

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DU JT8D-15

2.1. Introduction.....	11
2.2. Les éléments constitutifs.....	11
2.2.1. L'entrée d'air	11
2.2.2. Compresseur	11
2.2.3. Le diffuseur avant chambre de combustion.....	12
2.2.4. Chambre de combustion	13
2.2.5. Turbine.....	13
2.2.6. Tuyère d'éjection.....	14
2.3. Les carters	16
2.4. Caractéristiques du moteur jt8 d-15.....	18
2.6. Les différents systèmes équipant le jt8d-15.....	18
2.6.1. Système d'allumage.....	18
2.6.2. Système de carburation	18
2.6.3. Système de démarrage	19
2.6.4. Système de lubrification	19
2.6.5. Système de dégivrage.....	19
2.6.6. Système de soutirage d'air	20
2.6.7. Système anti-pompage.....	20
2.6.8. Système de freinage (d'inversion de poussée).....	20

CHAPITRE III : RAPPEL THERMODYNAMIQUE

3.1. Equation de continuité ou de conservation de la masse.....	22
3.2. Equation de la quantité mouvement.....	23
3.3. Equation d'énergie.....	24
3.4. Enthalpie totale ou génératrice - température et pression totales.....	24
3.5. Le paramètre du débit (MFP).....	26

CHAPITRE IV : ETUDE ENRGETIQUE D'UN TURBOREACTEUR

4.1. L'entrée d'air.....	27
4.1.1. Efficacité d'une entrée d'air.....	27
4.1.2. Formes des entrées d'air.....	28
4.1.3. Représentation dans le plan pression température.....	29
4.1.4. Evolution des paramètres dans une entrée d'air.....	31
4.1.5. Le rapport des pressions de stagnation.....	31
4.2. Compresseur.....	32
4.2.1. Compresseur axial.....	33
4.2.2. Etage d'un compresseur.....	33
4.2.3. Triangle des vitesses.....	33
4.2.4. Etude Thermodynamique.....	36
4.2.4.1. Rendement isentropique.....	37
4.2.4.2. Rendement polytropique.....	37
4.2.4.3. Coefficient polytropique d'un compresseur.....	39
4.2.4.4. Taux de compression.....	40
4.2.5. Travail théorique de l'unité de masse de fluide transvasé.....	40
4.3. La chambre de combustion.....	41
4.3.1. Description.....	41
4.3.2. Fonctionnement.....	41
4.3.3. Facteurs régissant la combustion.....	42
4.3.4. Etude thermodynamique.....	42
4.3.5. Puissance de combustion.....	43
4.3.6. Pertes de performances dans la chambre de combustion.....	44
4.3.7. Calcul du nombre de Mach à la sortie de la chambre.....	45
4.4. Turbine.....	46
4.4.1. Etude thermodynamique.....	46
4.4.2. Travail et puissance de l'étage de turbine.....	48
4.4.3. Puissance théorique fournie par la turbine.....	48
4.4.3.1. Rendement de la turbine.....	48
4.4.3.2. Equilibre compresseur-turbine.....	48
4.4.3.3. Rendement polytropique.....	49
4.4.4. Triangle des vitesses de la turbine.....	49
4.4.5. Evolution des paramètres P, T, V dans l'étage de la turbine.....	50

4.4.6. Limitations.....	50
4.4.6.1. Fluage (creep).....	51
4.4.6.2. Chocs théoriques.....	51
4.4.6.3. Température maximum à la sortie de la chambre.....	51
4.4.7. Refroidissement de la turbine.....	51
4.5. Canal d'éjection.....	52
4.5.1. Description du canal d'éjection d'un moteur sec.....	52
4.5.2. Puissance cinétique réelle et théorique du jet.....	53
4.5.2.1. La puissance cinétique théorique du jet.....	53
4.5.2.2. La puissance cinétique réelle du jet.....	53
4.5.2.3. Rendement de la tuyère.....	53
4.5.3. Fonctionnement de la tuyère convergente.....	53
4.5.3.1. Fonctionnement théorique.....	53
4.5.3.2. Fonctionnement pratique.....	54

CHAPITRE V : METHODE DE CALCUL

5.1. L'entrée d'air (diffuseur).....	55
5.1.1. Calcul des caractéristiques de la station 1.....	55
5.1.2. Calcul des caractéristiques de la station 2.....	57
5.2. La soufflante (fan).....	58
5.3. Le compresseur BP.....	61
5.4. Le compresseur haute pression.....	63
5.5. Le diffuseur intermédiaire.....	65
5.6. La chambre de combustion.....	67
5.6.1. Le déflecteur.....	67
5.6.2. La chambre de combustion.....	67
5.6.3. Caractéristiques énergétiques de l'enveloppe avant turbine HP.....	70
5.7. La turbine haute pression.....	71
5.8. La turbine basse pression.....	73
5.9. Le mélangeur.....	75
5.10. La tuyère.....	76
5.11. Calcul des performances du turboréacteur.....	77
5.11.1. Poussée totale.....	77
5.11.2. Poussée spécifique.....	77
5.11.3. Puissance calorifique.....	77
5.11.4. Puissance Thermodynamique.....	77
5.11.5. Puissance Thermique réelle.....	78
5.11.6. Puissance de propulsion.....	78
5.11.7. Rendement thermodynamique.....	78
5.11.8. Rendement thermique récl.....	78
5.11.9. Rendement de propulsion.....	78
5.11.10. Rendement global.....	78

5.11.9. Rendement de propulsion.....	78
5.11.10. Rendement global.....	78
5.11.11. Consommation spécifique.....	78
5.11.12. Consommation massique horaire.....	78

CHAPITRE VI : RESULTATS ET DISCUSSION

6. Résultats et discussion.....	87
6.1. Caractéristiques énergétiques	87
6.2. Les performances.....	95

CONCLUSION

102

ANNEXES

LISTE DES FIGURES

Fig.N°	Désignation	page
Fig.1.1	: Coupe longitudinale d'un turboréacteur simple flux, sec, monocorps	3
Fig.1.2	: Coupe longitudinal d'un réacteur double flux, double corps, sec	4
Fig.1.3	: Sections et paramètres associés au turboréacteur simple flux sec	6
Fig.1.4	: Représentation des vitesses pour un moteur double flux	7
Fig. 2.1	: Schéma éclate du moteur JT8D-15	13
Fig.2.2	: Conception moteur	19
Fig.4.1	: Entrée d'air (divergent)	27
Fig.4.2	: Evolution de l'efficacité en Fonction du nombre de Mach M_0	28
Fig.4.3	: Canal divergent pour le subsonique	29
Fig.4.6	: Section d'un étage de compresseur	33
Fig.4.9	: Evolution de la pression d'entrée de la CC en fonction de la richesse	41
Fig.4.15	Section d'un étage de la turbine	49
Fig.4.20	: Schématique du canal d'éjection	52
Fig.5.1	: Localisation des stations du turboréacteur JT8D-15	56
Fig.5.2	: compresseur basse pression	58
Fig.5.4	compresseur haute pression	63
Fig.5.6	Chambre de combustion	67
Fig.5.7	turbine	71
Fig.6.1	: Evolution de la pression totale le long des stations du turboréacteur	90
Fig.6.2	: Evolution de la pression statique le long des stations du turboréacteur	90
Fig.6.3	: Evolution de la température statique le long des stations du turboréacteur	91
Fig.6.4	: Evolution de la température totale le long des stations du turboréacteur	91
Fig.6.5	: Evolution de la vitesse le long des stations du turboréacteur	92
Fig.6.6	: Evolution du nombre de Mach le long des stations du turboréacteur	92
Fig.6.7	: Evolution de la masse volumique le long des stations du turboréacteur	93
Fig.6.8	: La variation la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach et le taux de dilution	95
Fig.6.9	: La variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach et le taux de dilution	95
Fig.6.10	: La variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach et le taux de dilution	96
Fig.6.11	: La variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de la température de la c.d.c	98
Fig.6.12	: La variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de la température de la c.d.c	98
Fig.6.13	: La variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach et la température de la c.d.c	99
Fig.6.13	: La variation de la richesse en fonction du Débit carburant	99
Fig.6.14	: La variation de la poussée en fonction de l'altitude	100

❖ NOTATION

D	Diamètre extérieur [m]
di	Diamètre intérieur [m]
d	dosage
N₁	Régime de rotation de l'attelage basse pression [tours/min]
N₂	Régime de rotation de l'attelage haute pression [tours/min]
F	Poussée [N]
T	Température [K°]
P	Pression [p a]
ρ	Masse volumique [kg / m ³]
h	Enthalpie [j / kg]
Δh	variation d'enthalpie [j / kg]
V	vitesse absolue [m / s]
W	vitesse relative [m / s]
m	Débit massique
m	Masse [kg]
CHP	Compresseur haute pression
CBP	Compresseur basse pression
THP	turbine haute pression
TBP	turbine basse pression
W_{Fan}	travail du fan [j / kg]
W_C	Travail du compresseur [j / kg]
W_T	Travail du turbine [j / kg]
k	coefficient polytropique
r_m	rayon moyen
π_c	Taux de compression
τ_t	Taux de détente
z	Nombre d'étages
C_p	Chaleur spécifique à pression constante [j / kg.°K]
C_v	Chaleur spécifique à volume constant [j / kg.°K]
p_{ci}	pouvoir calorifique inférieur [j / kg]

❖ INDICES

i	Primaire
e	Secondaire
c	Carburant
a	Air
atm	Atmosphérique
g	Gaz
t	Totale
s	statique ou stator
R	Richesse
r	radial ou rotor
i s	Isentropique
th	Thermique

❖ CARACTERES GRECQUES

γ	Coefficient isentropique
η	rendement
δ	coefficient d'énergie fournie à l'entraînement des accessoires
ζ	coefficient des pertes par refroidissement
σ	Efficacité
λ	Taux de dilution

INTRODUCTION

INTRODUCTION

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

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

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

Notre choix du thème de ce projet sur l'étude énergétique du JT8D-15 a été difficile, vu le manque d'informations sur la conception des réacteurs, car pratiquement tous les manuels du constructeur disponibles sont destinés uniquement à la maintenance, et non pas à l'ingéniering.

Notre étude représente dans son ensemble, une étude thermo-énergétique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur du type JT8D-15, et on utilise comme références les paramètres nominaux. Nous pouvons déterminer les performances du réacteur qui sont essentiellement : la poussée, la consommation carburant, et cela à différents régimes pour des nombres de Mach variés.

La méthode de calcul utilisée est une méthode analytique directe basée sur les lois fondamentales de la conservation (énergie, quantité de mouvement et débit), reliant les différentes caractéristiques des écoulements qui traversent le moteur.

Pour réaliser cette étude, nous avons subdivisé notre mémoire en six chapitres.

- Le premier chapitre est consacré à des généralités sur les réacteurs
- Puis, un second chapitre qui parle d'une description détaillée du JT8D-15.

- Suivi d'un troisième chapitre où on va faire un rappel thermodynamique pour se familiariser avec les différentes notions et théorèmes utilisés par la suite dans notre étude.
- Le quatrième chapitre donne une étude énergétique générale.
- Arrivant au cinquième chapitre qui analysera le calcul des caractéristiques énergétiques des différents constituants et les performances du turboréacteur.
- Après l'exécution du programme on arrive au sixième chapitre qui réunit les différents résultats obtenus, les graphes et leurs interprétations, sur les performances du JT8D-15.
- Et enfin, on termine avec une conclusion générale.

CHAPITRE I

GENERALITES

1.1. Définition de la propulsion

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

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

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

1.2. Différents types de turboréacteurs

Les turboréacteurs sont classés en 2 grandes parties :

- les turboréacteurs simple flux
- les turboréacteurs double flux

On va entamer la deuxième partie avec plus de détails, car notre travail sur le j18d-15 fait partie de cette classe

➤ *Turboréacteur simple flux, sec, monocorps :*

- Un turboréacteur est dit simple flux, c'est un seul flux qui traverse d'amont en aval
- Un turboréacteur est dit sec, s'il n'est pas équipé de la poste de combustion (pc)
- Un turboréacteur est dit mono corps, si son compresseur est unique voir figure (I, 1)

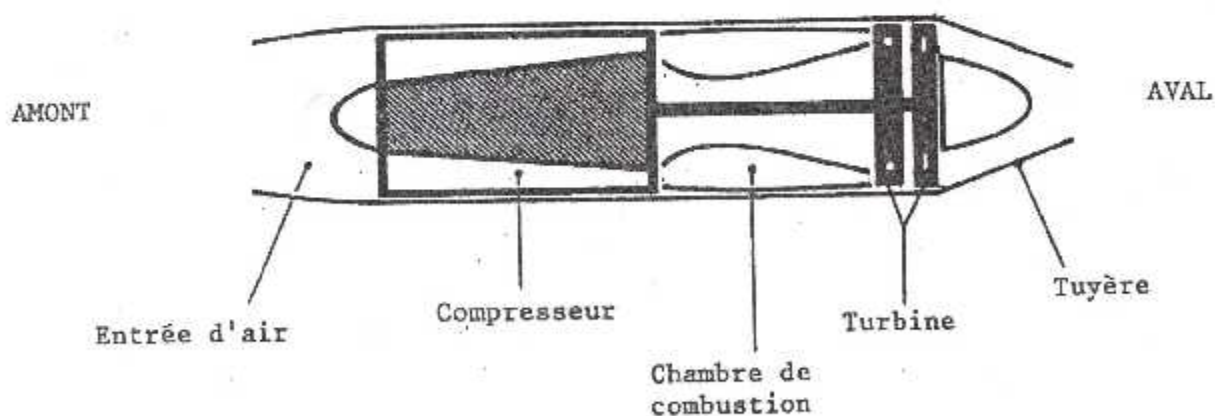


Fig. I-1: Coupe longitudinale d'un turboréacteur simple flux, sec, monocorps

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

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

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

Il existe aussi des turboréacteurs double flux avec P.C.

1.3. Fonctionnement d'un turboréacteur double flux :

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

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

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

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

Une turbine placée derrière la chambre de combustion entraîne le compresseur prélève de l'énergie pour entraîner une soufflante ayant pour but de fournir de l'énergie au flux externe (voir schéma I-2.)

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

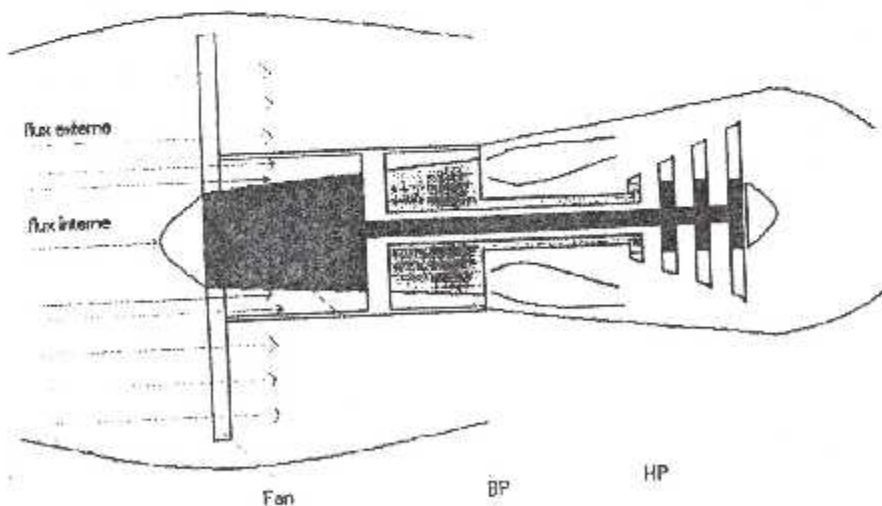


Fig. 1-2: Coupe longitudinale d'un réacteur double flux, double corps, sec

1.4. FORMULE DE LA POUSSEE :

1.4.1. Rappels:

Par définition, une masse M de flux animée d'une vitesse \vec{V} possède une quantité de mouvement égale au produit $M\vec{V}$.

Soit \vec{P} , c'est un vecteur orienté dans le même sens que \vec{V} .
Soit une masse de fluide M subissant une variation de vitesse, cette masse de fluide subira donc une variation de quantité de mouvement $\Delta\vec{P}$, telle que:

$$\Delta\vec{P} = M \cdot \Delta\vec{V}$$

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

$$\vec{F} = \frac{\Delta\vec{P}}{\Delta t}$$

En remplace $\Delta\vec{P}$ par sa valeur et on obtient :

$$\vec{F} = M \cdot \frac{\Delta\vec{V}}{\Delta t}$$

Ce qui peut s'écrire:

$$\vec{F} = \Delta\vec{V} \frac{M}{\Delta t}$$

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

Posons: $\frac{M}{\Delta t} = \dot{m}_a$

Nous avons donc: $\vec{F} = \dot{m}_a \Delta\vec{V}$

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

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

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

1.4.2. Formule générale:

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

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

Soit la formule générale:

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

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

Avec : $\dot{m}_s = \dot{m}_a + \dot{m}_c$

D'où:

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

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

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

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

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

V_5 : vitesse d'éjection [m/sec]

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

S_5 : section de sortie tuyère [m²]

P_5 : pression à la sortie tuyère [Pa]

P_0 : pression ambiante [Pa]

F : poussée nette [N].

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

Tronçon (1-2) : Compresseur.

Tronçon (2-3) : Chambre de combustion.

Tronçon (3-4) : Turbine.

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

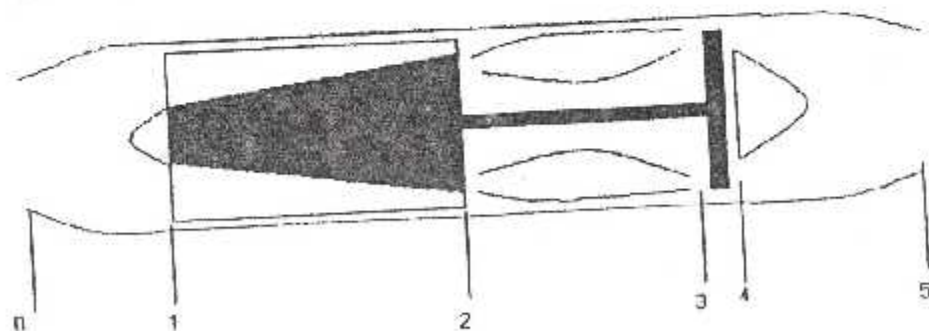


Fig. 1-3 Sections et paramètres associés au turboréacteur simple flux sec

1.4.3. Simplification:

Une tuyère est dite adaptée, lorsque la pression totale des filets d'air à la section de sortie est égale à la pression ambiante ($P_0 = P_5$)
Autrement dit, la poussée de culot s'annule:

$$F = \dot{m}_5 V_5 - \dot{m}_a V_0$$

La formule de la poussée démontrée ci-dessus s'applique aux turboréacteurs simple flux et sec. Dans le paragraphe suivant nous allons, à partir de cette formule, en déduire celle d'un moteur double flux.

1.4.4. Poussée d'un moteur double flux:

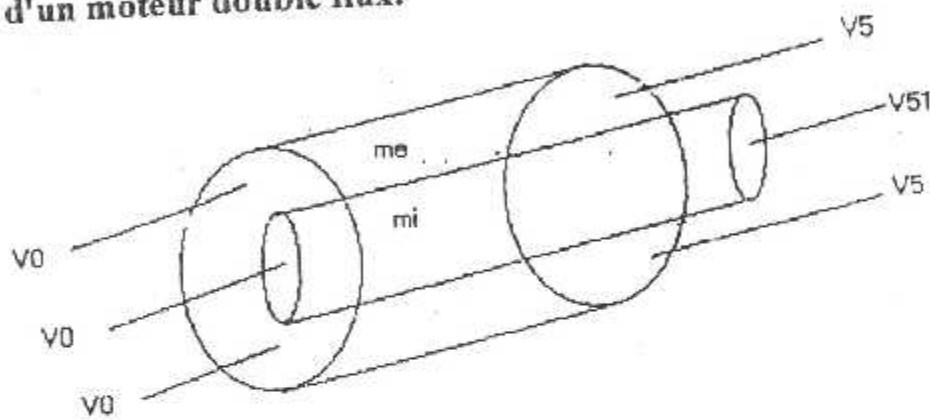


Fig. 1.4: Représentation des vitesses pour un moteur double flux

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

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

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

$$F_e = \dot{m}_e \cdot (V_5 - V_0)$$

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

$$F_i = \dot{m}_i \cdot (V_{51} - V_0)$$

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

$$F_c = \dot{m}_c \cdot V_{51}$$

V_{51} : vitesse d'éjection avec P.C.

Soit au total:

$$F_N = \dot{m}_e(V_5 - V_0) + \dot{m}_i(V_{51} - V_0) + \dot{m}_c V_5$$

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

➤ **Taux de dilution:**

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

$$\lambda = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_i}$$

C'est une notion importante rattachée au double flux caractérisant bien ce type de moteur. (Pour le moteur J8D-15, l'ordre de grandeur de $\lambda=1$).

➤ **Poussée spécifique:**

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

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a} [N / KgS^{-1}]$$

➤ **Poussée massique :**

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

1.5. CONSOMMATIONS:

➤ **Consommation massique horaire :(CH)**

Cette notion caractérise la consommation de carburant par heure. l'unité utilisée est le kilogramme par heure [Kg /h]

➤ **Consommation spécifique: (C_{sp}) .**

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

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} [Kg.h^{-1}.N^{-1}]$$

1.6. PUISSANCES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX:

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

➤ *Puissance calorifique: (P_c)*

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

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

$$P_c = \dot{m}_c \cdot P_{ci} \text{ Exprimée en Watts ou K. Watts.}$$

➤ *Puissance thermique théorique: (P_{tt})*

Soit T₅₁ la température des gaz d'échappement du flux chaud, et T₅ la température des gaz à la sortie du carénage du flux externe.

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

T₅₁ est beaucoup plus faible que dans le cas d'un simple flux et T₅ en vol est très proche de T₀.

➤ *Puissance thermique réelle: (P_{tr}) :*

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

➤ *Puissance de propulsion: (P_p)*

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

Soit la puissance dissipée par tourbillon:

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

Soit :

$$P_p = \left[\frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{s1}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_s^2 - V_0^2) \right] - \left[\frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{s1} - V_0)^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_s - V_0)^2 \right]$$

Soit en développant et en remplaçant \dot{m}_e par $\lambda \dot{m}_i$

$$P_p = -\dot{m}_i V_0^2 - \lambda \dot{m}_i V_0^2 + \dot{m}_i V_0 (V_{s1} + \lambda V_s)$$

Soit encore :

$$P_p = \dot{m}_i V_0 (V_{s1} - V_0) + \lambda \dot{m}_i V_0 (V_s + V_0)$$

Ou :

$$P_p = F_{\text{double flux}} V_0$$

CHAPITRE II

ETUDE DESCRIPTIVE DU JT8D-15 :

2.1. INTRODUCTION

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

2.2. LES ELEMENTS CONSTITUTIFS :

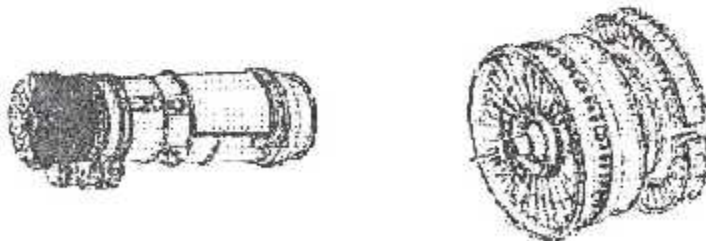
Le moteur JT8D-15 est composé de :

2.2.1. L'entrée d'air :

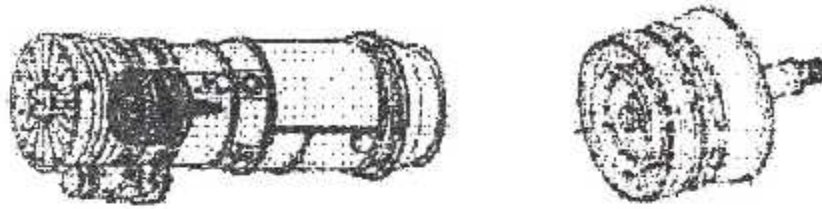
C'est une section du moteur ayant la forme d'un diffuseur (conduite), du type Pitot ou l'énergie cinétique de l'air est transformée partiellement en énergie potentielle de compression de l'air. La géométrie de l'entrée d'air est conçue de façon à assurer une alimentation en air du moteur avec un débit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

2.2.2. Compresseur :

Il est de type axial, constitué de deux attelages.
- Un attelage basse pression composé de 6 étages (dont 2 représentent le fan) reliés à la turbine basse pression de 4 étages.



- Un attelage haute pression constitué de 07 étages reliés à une turbine haute pression à un seul étage.



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

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

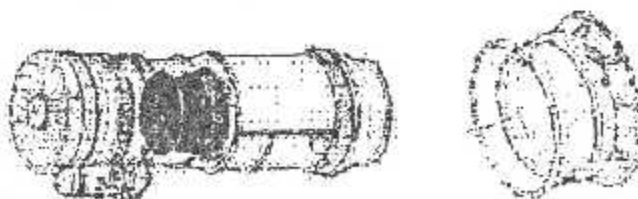
Les étages rotoriques sont fixés en même temps que les disques. Ces espaces conçus pour empêcher toute fuite d'air vers l'intérieur du compresseur et permettant d'obtenir l'écoulement entre les grilles mobiles et fixes. Au diamètre extérieur de chaque espace est prévu un double joint tranchant qui forme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

2.2.3. Le diffuseur avant chambre de combustion:

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

Le diffuseur contient essentiellement:

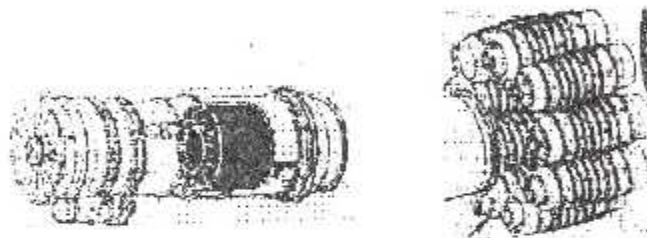
- Le treizième (13ème) étage statorique du compresseur.
- Un reniflard pour le soutirage d'ail" du 13ème étage.
- Les tuyauteries du carburant.



2.2.4. Chambre de combustion :

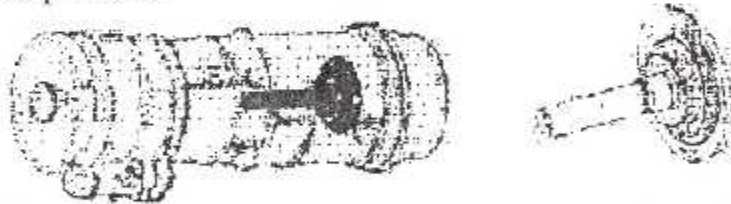
Le JT 8 D-15 est équipé de 09 chambres de combustion de type mixte de 01 à 09 dans le sens horaire (moteur étant de vue de l'arrière) . Ces chambres sont disposées autour des arbres de transmission contenus dans deux carters intérieurs. Chaque chambre est équipée d'une injection. Toutes les chambres sont interconnectées par des tubes de transfert de flamme, qui permettent l'allumage de toutes les chambres de combustion, et d'égaliser la pression dans celle ci.

Les chambres 04 et 07 sont pourvues d'une bougie d'allumage. Un injecteur de type (duplex) est introduit au centre et à l'avant de chaque chambre de combustion à travers un swirel. Celui ci est constitué d'aubes fixes qui communiquent à travers, ce dispositif permet d'obtenir un mélange plus homogène entre l'air et le carburant pulvérisé.

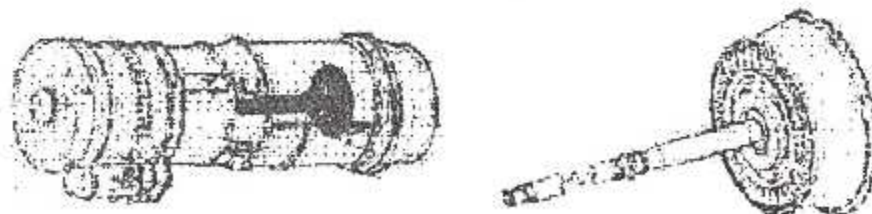


2.2.5. Turbine :

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



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



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

➤ **Les aubes rotoriques :**

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

➤ **Les aubes statiques :**

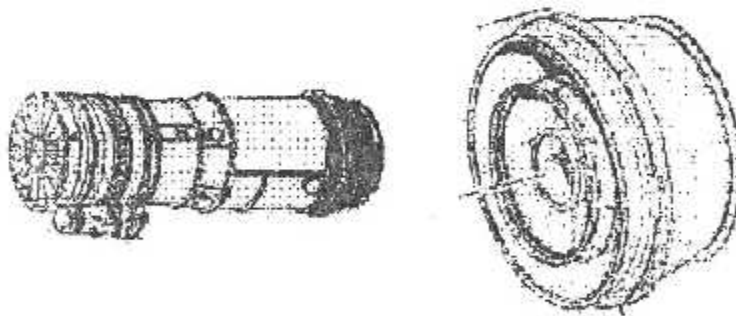
Ces aubes ont pour but d'engendrer l'écoulement vers les rotors et de transformer l'énergie de pression et l'énergie interne des gaz en énergie cinétique.

2.2.6. Tuyère d'éjection :

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

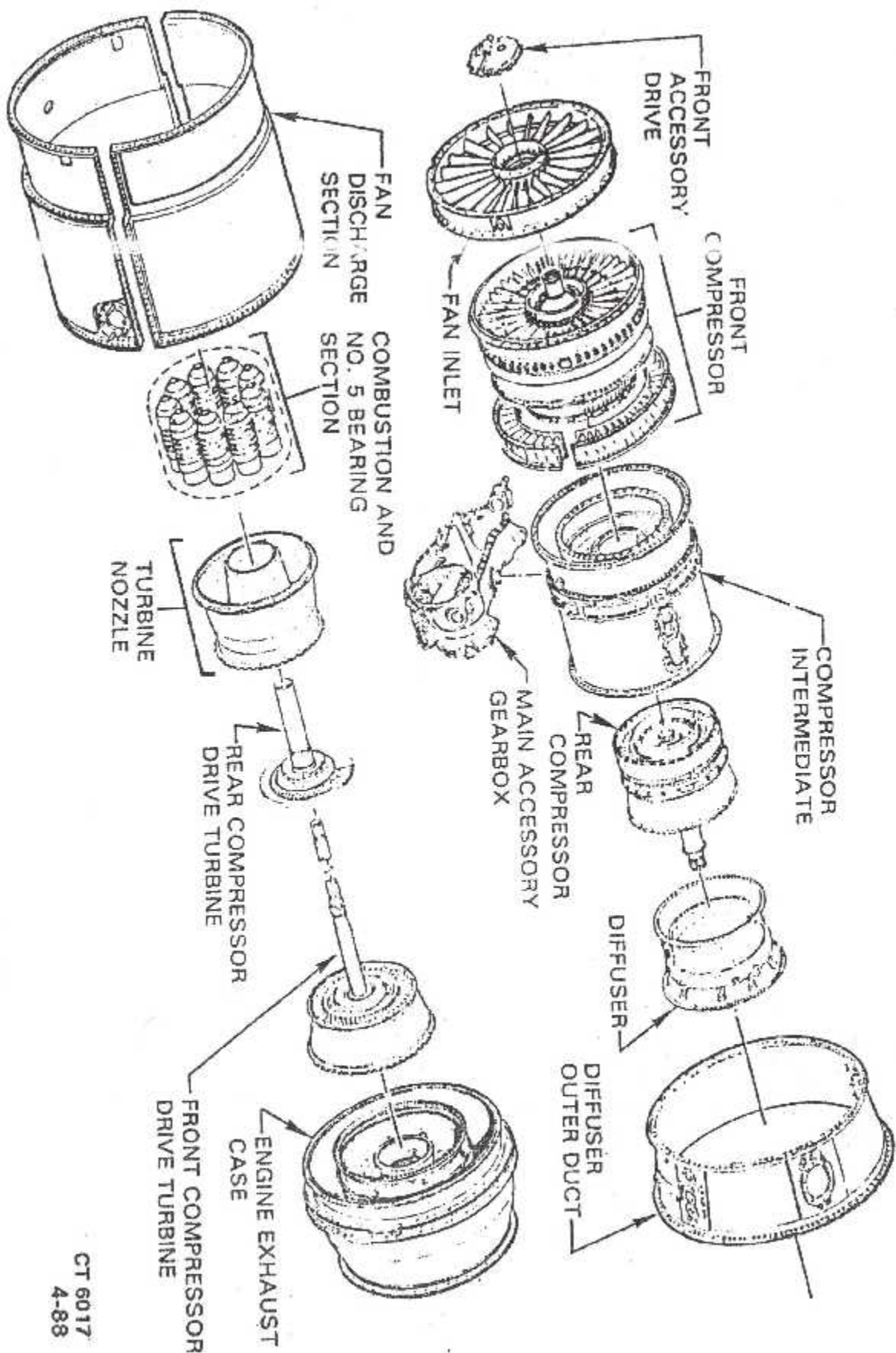
Elle est en général, de section convergente.

A la sortie, est placé un dispositif mécanique d'inversion de poussée.



MAJOR ENGINE GROUPS

FOR TRAINING PURPOSES ONLY



CT 6017
4-88

2.3. LES CARTERS :

Le compresseur du moteur JT 8 D-15 est logé à l'intérieur d'un ensemble de carters extérieurs et intérieurs, de façon à ce que le vide entre eux constitue le canal de refoulement du flux secondaire.

Ces carters sont définis comme suit :

➤ **Le carter d'entrée moteur :** Il est composé de :

- Support de roulement n°1 transmet les sollicitations radiales qui agissent sur le roulement n°1.
- Aubes directrices de compression.
- Support de génératrices tachymètre.

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

➤ **Le carter avant du fan :**

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

➤ **Le carter arrière du fan :**

Dans lequel sont logés le stator du 1^{er} étage et le rotor du 2^{ème} étage.

➤ **Le carter de sortie du fan :**

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

➤ **Le carter intermédiaire :**

Contient les roulements 02 et 03, le canal avant du compresseur et les étages 04 et 12 du compresseur, l'entonnoir de la gearbox (boîte d'accessoire). Et des tubes pour le soutirage d'air. Le carter extérieur avant du compresseur BP : il entoure la conduite intérieure.

➤ **Le carter fan diffuseur extérieur :**

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

➤ **Le carter diffuseur :**

Composé d'une section interne et d'une section externe pour former le passage de flux primaire du moteur. Ce passage est assuré par 09 compresseurs pour acheminer le débit d'air vers les chambres de combustion, ce carter supporte la cage extérieure du roulement n°4.

➤ **Le carter chambre de combustion :**

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

➤ **Le carter intérieur de la c c :**

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

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

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

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

Enveloppe la turbine BP.

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

Il contient le palier 06 logé sur le moyen arrière de la turbine BP.

➤ **Le carter extérieure de la turbine :**

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

➤ Le carter extérieur d'éjection :

Forme le canal arrière du fan, soutient 08 bars profilés tangentiellement qui tiennent le carter intérieur d'éjection.

2.4. CARACTERISTIQUES DU MOTEUR JT8 D-15 :

- Longueur approximative : 3.04 m
- Poids à sec : 1502 kg = 1,502 tonnes.
- Diamètre maximum approximatif : 1.07 m
- Rapport de compression : $pt4 / pt2 = 18$.
- Rapport de compression Fan: $pt2.5 / pt2 = 1.975$.
- Taux de dilution : 1.03
- Débit d'air : 147 kg/s. (régime de décollage).
- Température entrée turbine. (régime de décollage) $Tt5 = 1062\text{ °C}$
- Température maximale des gaz d'échappement EG : $T_{max} = 620\text{ °C}$
- Consommation spécifique : $C_s = 0.0506\text{ kgh/KN}$. (régime de décollage).
- Poussée : $F = 71\text{ KN}$.

2.6. LES DIFFERENTS SYSTEMES EQUIPANT LE JT8D-15

2.6.1. Système d'allumage :

Ce système amorce la combustion au démarrage et il comprend :

- Une boîte d'excitation.
- Deux câbles haute tension
- Deux bougies d'allumage dans les chambres quatre et sept.

Ce système est contrôlé à partir du poste de pilotage. Quand il est allumé, un courant électrique arrive à la boîte d'excitation, cette dernière transforme ce courant en haute tension et l'envoie à travers des câbles haute tension aux bougies situées dans les chambres d'Air-fuel présent aux chambres de combustion.

2.6.2. Systèmes de carburation :

Le moteur est alimenté en carburant par un système comprenant les organes suivants :

- La pompe de carburant qui aspire le carburant du réservoir d'avion
- Le réchauffeur de carburant qui sert à dégivrer le carburant.
- Le filtre carburant qui évite l'introduction d'impureté dans le FCU

- Le FCU (fuel control unit) : régulateur qui dose le débit de fuel (régule le taux et la pression nécessaire à la combustion).
- Le radiateur qui permet de réchauffer le carburant tout en refroidissant l'huile.
- Le collecteur double qui draine le fuel aux injecteurs.
- Les injecteurs ont double orifice qui servent à pulvériser le carburant pour chaque chambre de combustion.

2.6.3. Système de démarrage :

Le turboréacteur est équipé d'un démarreur pneumatique comprenant une turbine centrifuge qui convertit l'énergie de l'air comprimé en couple suffisant à l'entraînement du réacteur.

Trois possibilités existent pour alimenter ce système :

- Par un groupe de sol pneumatique.
- Par de l'air soutiré de l'alternateur auxiliaire (A.P.U : auxiliaire power unit)
- Par de l'air soutiré du réacteur opposé lorsqu'il est en fonctionnement.

2.6.4. Système de lubrification :

Le moteur est équipé d'un circuit de lubrification autonome destiné à lubrifier, refroidir et à laver les roulements principaux et la boîte d'entraînement des accessoires (gearbox)

Chaque système de lubrification comprend :

- Un réservoir d'huile monté à l'avant de la gearbox
- Un circuit de pression, mettant l'huile sous pression et constitué d'une pompe d'un filtre, d'un radiateur refroidi au carburant et d'une valve permettant le maintien de la pression d'huile entre certaines valeurs (limites)
- Un circuit de récupération ramenant l'huile au réservoir au moyen de cinq (5) pompes de récupération.
- Un circuit de mise à l'air établissant la pression interne dans les chambres à lubrifier.
- Des indicateurs et avertisseurs.

2.6.5. Système de dégivrage :

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

Ce système est composé de deux (2) tubes d'air de dégivrage et de deux (2) robinets d'arrêt avec moteur actionneur.

Quand le système est mis en marche à partir du poste de pilotage, les deux (2) moteurs sont actionnés pour ouvrir les robinets d'arrêt, ainsi, l'air chaud se met en écoulement du huitième étage du compresseur (piquage d'air) vers le carter d'entrée Fan à travers les tubes, ensuite il se filtre vers le cône de pénétration à travers les creux des ailettes pour être renvoyé ensuite à l'intérieur du turboréacteur.

2.6.6. Système de soutirage d'air :

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 :

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

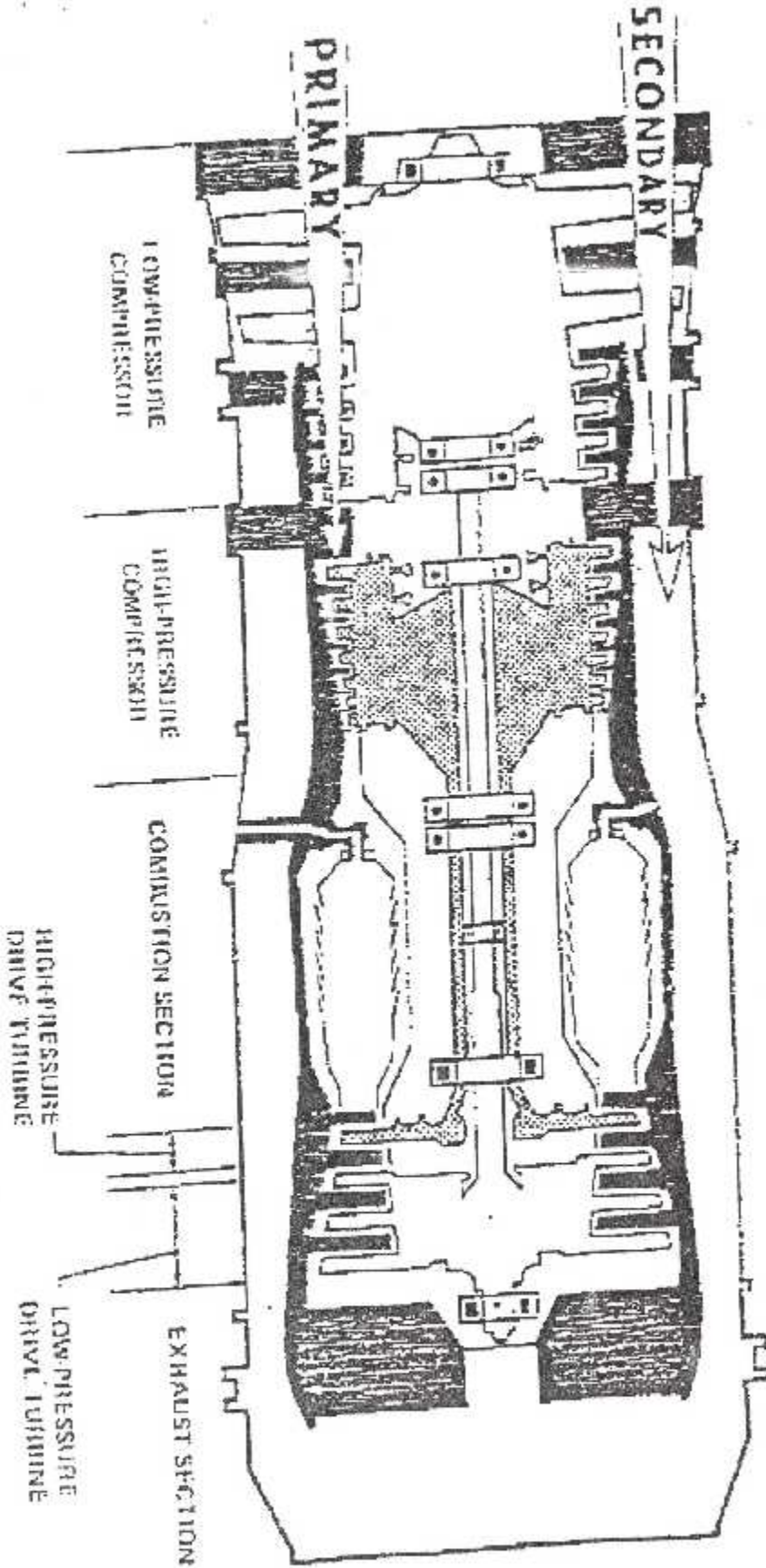
2. 6.7. Système anti-pompage :

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 13ème étages avec la sortie du fan rétablissant ainsi l'écoulement.

2.6.8. Système de freinage (d'inversion de poussée) :

Ce système est utilisé pour créer une poussée inverse qui permet de 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'éjection. En croisière, les portes sont relevées pour dégager la sortie du jet, tandis 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

JT8D



ENGINE DESIGN FEATURES

FOR TRAINING PURPOSES ONLY

CHAPITRE III

RAPPEL THERMODYNAMIQUE

3-1. Equation de continuité ou de conservation de masse

Considérons un domaine fluide quelconque D, l'élément de volume dv aura pour masse dm tel que :

La masse totale contenue dans D est donc :

$$m = \iiint_D \rho \cdot dv \dots\dots\dots [III-1]$$

Si l'on suit ce domaine fluide D au cours du temps, il se déforme en générale, mais conserve tous ses particules fluides.

$$\frac{D}{Dt} \iiint_D \rho \cdot dv = 0 \quad \forall D \dots\dots\dots [III-2]$$

D'après le théorème de la dérivée particulière d'une intégrale de volume d'une fonction scalaire, il vient :

$$\frac{d}{dt} \iiint_D \rho \cdot dv = \iiint_D \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho \vec{V} \right) dv \dots\dots\dots [III-3]$$

Masse constante dans D :

$$\frac{d}{dt} \iiint_D \rho \cdot dv = \iiint_D \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho \vec{V} \right) dv = 0 \dots\dots\dots [III-4]$$

Soit :

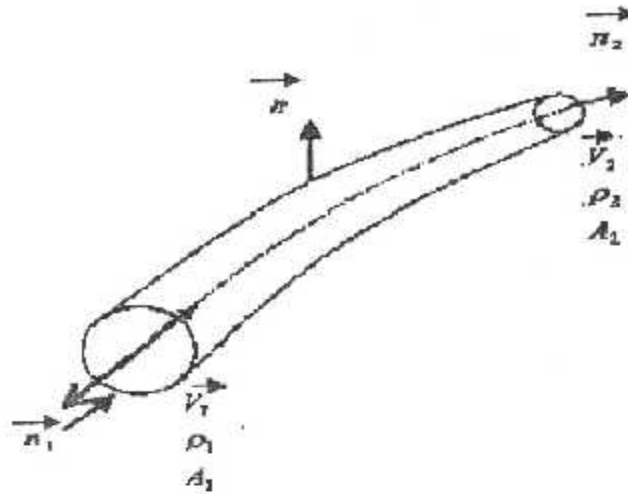
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0 \dots\dots\dots [III-5]$$

Cette dernière représente l'équation de continuité sous la forme différentielle.

Pour les trois composantes de V (u, v, w), sur les trois axes (\vec{x} , \vec{y} , \vec{z}) en coordonnées cartésiennes, l'équation de continuité se traduit alors :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \cdot v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho \cdot w)}{\partial z} = 0 \dots\dots\dots [III-6]$$

Cas d'un tube de courant, pour un écoulement permanent $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$
 et unidirectionnel, la conservation de la masse se résume à :



$$\rho_1 S_1 V_1 = \rho_2 S_2 V_2$$

3-2. Equation de quantité mouvement:

Selon la deuxième loi de Newton, le taux de variation de la quantité de mouvement par rapport au temps d'une particule de fluide est égal à la somme des forces agissant sur le système. Cela se traduit par :

$$\sum \vec{F}_{ext} = m\vec{\Gamma} = \frac{d}{dt}(m.\vec{V}) \dots\dots\dots[III-7]$$

L'expression: $\frac{d}{dt}(m.\vec{V})$ qui représente la variation de la quantité de mouvement, peut s'écrire également :

$$\frac{d}{dt}(m.\vec{V}) = \bar{Q}_1 + \bar{Q}_2 \dots\dots\dots[III-8]$$

Avec :

$$\bar{Q}_1 = \iint_s (\rho.\vec{V} (\vec{V} . \vec{n})) ds$$

Et :

$$\bar{Q}_2 = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_v (\rho.\vec{V}) dv$$

En remplace dans [III-8] on trouve l'expression générale pour mouvement quelconque :

$$\frac{d}{dt}(m.\vec{V}) = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_v (\rho.\vec{V}) dv + \iint_s \rho.\vec{V} (\vec{V} . \vec{n}) ds \dots\dots\dots[III-9]$$

Pour un mouvement permanent on a :

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_D (\rho \cdot \vec{V}) dv = \bar{0}$$

Alors :

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

Cas d'un tube de courant :

$$\begin{aligned} \sum \vec{F}_{ext} &= \iint_{S_1} \rho_1 \vec{V}_1 (\vec{V}_1 \cdot \vec{n}_1) ds_1 + \iint_{S_2} \rho_2 \vec{V}_2 (\vec{V}_2 \cdot \vec{n}_2) ds_2 + \iint_S \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds \dots\dots\dots [III-10] \\ &= \rho V_2 s_2 \vec{V}_2 - \rho_1 V_1 s_1 \vec{V}_1 = q_{m2} \cdot \vec{V}_2 - q_{m1} \cdot \vec{V}_1 \end{aligned}$$

Régime permanent : $q_{m2} = q_{m1} = q_m$

$$\sum \vec{F}_{ext} = q_m (\vec{V}_2 - \vec{V}_1) \dots\dots\dots [III-11]$$

3-3. Equation d'énergie :

La dérivée par rapport au temps de la somme de son énergie interne et de son énergie cinétique est égale à la somme de la puissance mécanique fournie a un domaine D par les forces extérieures (de volume et de surface) et de la puissance calorifique fournie à D.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} (U + E_c) &= \vec{F} \cdot \vec{V} - \frac{1}{\rho} \text{div}(p \vec{V}) + \frac{1}{\rho} \text{div}(\vec{\tau}_f \cdot \vec{V}) + \delta \dot{Q} \dots\dots\dots [III-12] \\ \frac{1}{\rho} \text{div}(p \vec{V}) &= \frac{1}{\rho} \vec{V} \cdot \text{grad} p + \frac{1}{\rho} p \text{div} \vec{V} \\ \frac{1}{\rho} \text{div}(\vec{\tau}_f \cdot \vec{V}) &= \frac{1}{\rho} \text{div} \vec{\tau}_f \cdot \vec{V} + \frac{1}{\rho} \vec{\tau}_f \cdot \text{grad} \vec{V} \end{aligned}$$

Alors l'équation d'énergie sera :

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} (U + E_c) &= \vec{F} \cdot \vec{V} - \frac{1}{\rho} \vec{V} \cdot \text{grad} p - \frac{1}{\rho} p \text{div} \vec{V} + \frac{1}{\rho} \text{div} \vec{\tau}_f \cdot \vec{V} + \frac{1}{\rho} \vec{\tau}_f \cdot \text{grad} \vec{V} + \delta \dot{Q} \\ \frac{d}{dt} (U + E_c) &= \vec{F} \cdot \vec{V} + \dot{W}_{p_{dep}} + \dot{W}_{p_{def}} + \dot{W}_{f_{dep}} + \dot{W}_{f_{def}} + \delta \dot{Q} \dots\dots\dots [III-13] \end{aligned}$$

3-4. Enthalpie totale ou génératrice –température et pression totale :

Pour une évolution adiabatique, sans force de volume sans frottement et en mouvement permanent, l'enthalpie totale s'exprime par :

$$h_t = h + \frac{1}{2} V^2 \dots\dots\dots [III-14]$$

Enthalpie + énergie cinétique se conservent au cours du temps.

Pour un gaz parfait on écrit :

$$CpT_i = CpT + \frac{1}{2}v^2 \Rightarrow T_i = T + \frac{v^2}{2Cp}$$

La célérité du son est donnée par : $a = \sqrt{\gamma \cdot \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\gamma r T} \Rightarrow a^2 = \gamma r T$

Or $Cp = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \Rightarrow T_i = T + \frac{v^2}{2Cp}$

En utilisant le nombre de Mach.

$$M = \frac{v}{a} \Rightarrow v^2 = M^2 a^2 = M^2 \gamma r T$$

$$\Rightarrow T_i = T(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2) \dots \dots \dots [III-15]$$

Pour une évolution isentropique :

$$TP^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = T_i P_i^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \Rightarrow P_i = P \left(\frac{T_i}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\Rightarrow P_i = P \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots \dots \dots [III-16]$$

De même, on a la relation : $\frac{P}{\rho^\gamma} = cte$ (transformation réversible)

On a $\frac{P_i}{\rho_i^\gamma} = \frac{P}{\rho^\gamma} \Rightarrow \left(\frac{\rho_i}{\rho} \right)^\gamma = \frac{P_i}{P}$ ou $\frac{\rho_i}{\rho} = \left(\frac{P_i}{P} \right)^{\frac{1}{\gamma}}$

Or $\frac{P_i}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow \rho_i = \rho \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{1}{\gamma}}$

Finalement : $\rho_i = \rho \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \dots \dots \dots [III-17]$

D'après l'équation de continuité et pour un écoulement unidimensionnel et stationnaire, on a :

$$\rho \cdot V \cdot S = cte$$

Entre les deux stations 1 et 2 :

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot S_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot S_2$$

Avec $\frac{a_1}{a_2} = \left(\frac{T_1}{T_2}\right)^{\frac{1}{2}}$ et $\frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{T_1}{T_2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$

D'où $\frac{S_1}{S_2} = \frac{M_2}{M_1} \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$

En introduisant la relation [III-15], on trouve :

$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{M_2}{M_1} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \dots\dots\dots[\text{III-18}]$$

3-5. Le paramètre du débit (MFP) :

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

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} \dots\dots\dots[\text{III-19}]$$

D'autre part :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \dots\dots\dots[\text{III-20}]$$

On a : $V = M(\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}}$ et $\rho = \frac{P}{r \cdot T}$

Si on remplace V et ρ dans l'équation [III-20] on aura:

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P}{r \cdot T} \cdot M(\gamma r T)^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots[\text{III-21}]$$

En multipliant [III-21] par $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$ et en tenant compte des équations [III-15] et

[III-16], on obtiendra alors:

$$MFP = \frac{M \sqrt{\frac{\gamma}{r}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \dots\dots\dots[\text{III-22}]$$

CHAPITRE IV

ETUDE ENERGETIQUE D'UN TURBOREACTEUR

4. ETUDE ENERGETIQUE D'UN TURBOREACTEUR

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

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

4.1. L'ENTREE D'AIR:

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

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

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

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

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

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

4.1.1. Efficacité d'une entrée d'air :

Est définie comme étant le rapport de la pression d'impact réelle liée à la pression d'impact théorique (pression génératrice). $\sigma = \frac{P_{t2}}{P_{t1}}$

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

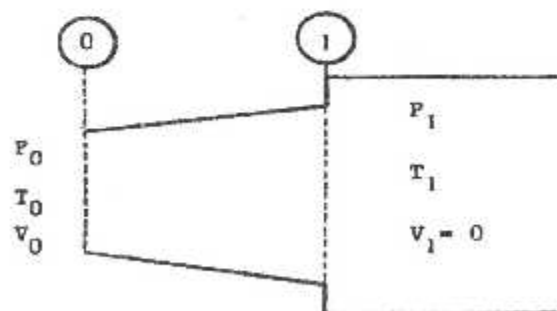


Fig. (IV.1): Entrée d'air (divergent)

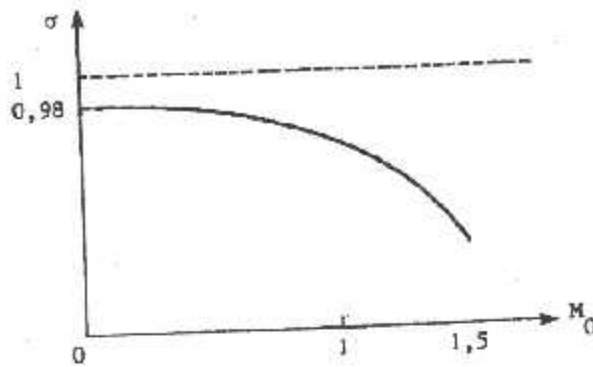


Fig. (IV.2): Evolution de l'efficacité en Fonction du nombre de Mach M_0

Supposons un réservoir de dimensions infinies et où l'air est au repos et où règne les conditions P_1 et T_1 .

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

$$P_1 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_0 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

L'air au repos: $M_1=0 \Rightarrow P_1 = P_0 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

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

4.1.2. Formes des entrées d'air :

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

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

Trois régimes se posent: on a:

$M < 1 \Rightarrow$ Subsonique (cas de notre étude) (1)

$M > 1 \Rightarrow$ Supersonique.

$M = 1 \Rightarrow$ Sonique

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

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

Avec l'équation [IV-1], on à : $\frac{dS}{S} > 0$ (section divergente), nous aurons

$\frac{dV}{V} < 0$, soit une diminution de vitesse.

Dans le domaine incompressible, nous avons :

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = cte$$

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

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

Conclusion:

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

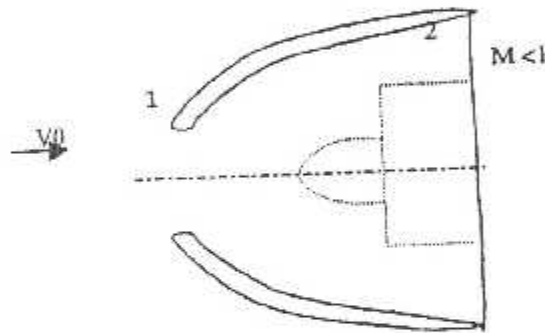


Fig. (IV.3) : Canal divergent pour le subsonique

4.1.3. Représentation dans le plan pression température.

Evolution théorique :

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

Evolution adiabatique réversible $\Rightarrow P V^\gamma = Cte$. gaz parfait $\Rightarrow PV = r t$

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

$$\Rightarrow \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\gamma-1/\gamma} = \frac{T_1}{T_0} \dots \dots \dots [IV-2]$$

Avec : $P_1 > P_0$

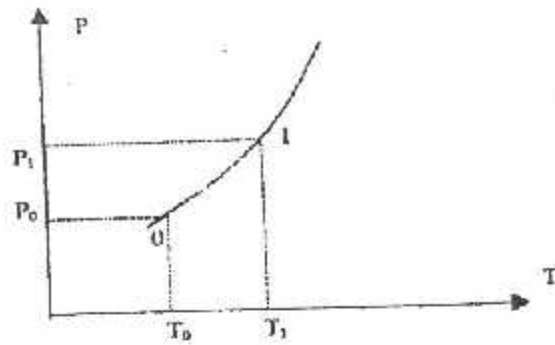


Fig. (IV.4): Evolution théorique

Evolution réelle :

La compression n'étant pas isentropique mais polytropique

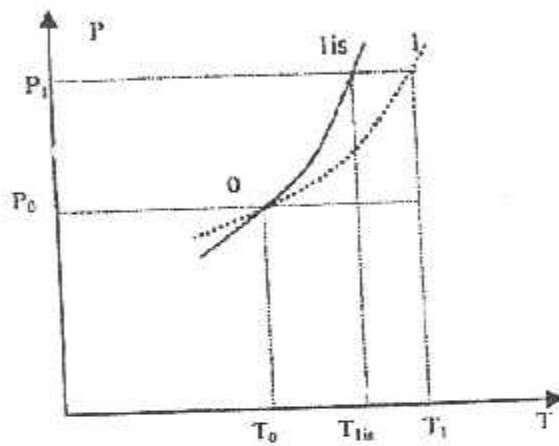


Fig. (IV.5) : Evolution réelle

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

Avec : K coefficient polytropique.

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

Pour une compression : k est supérieur γ

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

$$\left[\frac{P_1}{P_0} \right]^{(\gamma-1)/\gamma} = \frac{T_{1, is}}{T_0}$$

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

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

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

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

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

Evolution théorique :

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

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

Evolution réelle :

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

Tableau récapitulatif:

	Evolution Théorique	Evolution Réelle
T_t	Constante	Constante
P_t	Constante $P_{t2}=P_{t1}$	$P_{t2} = \sigma P_{t1}$; $P_{t1} < P_{t2}$
P	Augmente	Augmente
T	Augmente	Augmente ($T_1 > T_{1,s}$)
V	Diminue	Diminue

4.1.5- Le rapport des pressions de stagnation:

Est donné par :
$$r_d = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \dots\dots\dots [IV.3]$$

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

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

$$P_{12} = P_{11} \cdot (1 - \varepsilon) \dots\dots\dots [IV.4]$$

ε : perte dans le diffuseur.

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

$$r_d = (1 - \varepsilon) \dots\dots\dots [IV.5]$$

Conclusion:

Toute entrée d'air permet de ralentir le fluide afin que celui-ci se présente avec une direction et une vitesse cohérente au compresseur. Sa forme (convergente-divergente ou divergente) dépend du domaine de Mach, d'évolution de l'aéronef. Une entrée est caractérisée par son efficacité, cette dernière variant en fonction du Mach d'évolution. Le fonctionnement de l'entrée d'air au point fixe et en régime moteur élevé et perturbé, et donc nécessite la présence d'air additionnel.

4.2. COMPRESSEUR:

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

Le compresseur double corps présente les avantages suivants :

- Démarrage du réacteur plus facile car on entraîne en rotation simplement le mobile HP, le mobile BP étant entraîné par l'écoulement du fluide au niveau de la turbine BP.

- Accélération et décélération plus rapides moins d'inertie.
- Poussée de ralenti plus faible.
- Meilleur rendement de compression aux faibles régimes.

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

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

4.2.1- Compresseur axial :

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

Le compresseur axial est constitué, essentiellement par :

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

Un stator : il est constitué de aubes fixes, elles sont implantées dans un carter démontable. Chaque disque du rotor équipé de ses aubes forme une grille d'aubes rotor.

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

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

4.2.2- Etage d'un compresseur:

Il est constitué d'une grille d'aubes rotor suivie d'une grille d'aubes stator.

Une grille d'aubes rotor + une grille d'aubes stator = étage.

4.2.3. Triangle des vitesses :

Nous présentons un compresseur (axial) de $n/2$ étages de la manière suivante

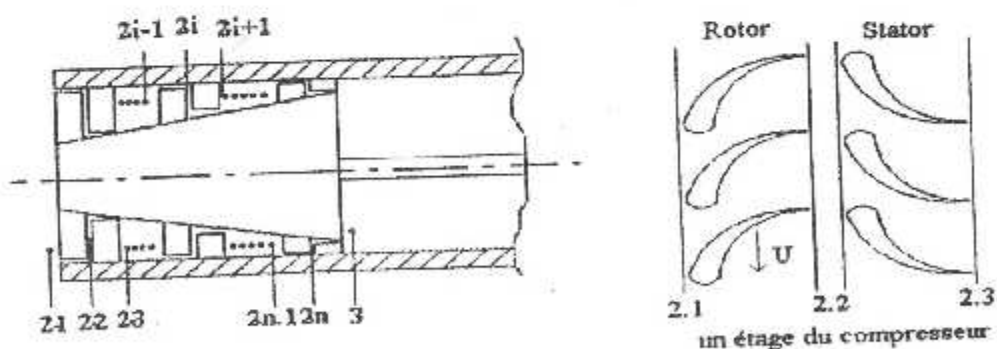


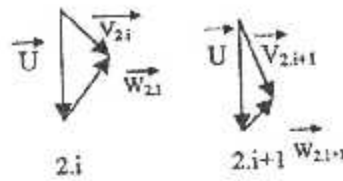
Fig. (IV.6): Section d'un étage de compresseur

2.1 entrée rotor

2.2 sortie rotor-entrée stator

2.3 sortie stator-entrée rotor de l'étage suivant.

U : la vitesse d'entraînement.



D'une manière générale on a le triangle de vitesses suivant :

$$U = W \cdot r_m$$

r_m : est le rayon moyen de la grille.

$$V_{2,i} = V_{2,i+2}, \quad \alpha_i = \alpha_{i+2}$$

$$W_{2,i} = W_{2,i+2}, \quad \beta_i = \beta_{i+2}$$

$$V_{2,i} = W_{2,i+1}, \quad \alpha_i = \beta_{i+1}$$

Alors le diagramme des vitesses dans un étage de compresseur est le suivant :

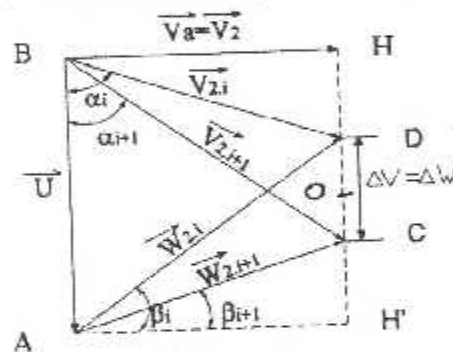


Fig. (IV.7) triangle des vitesses

Calcul de la vitesse d'entraînement U :

L'énergie calorifique gagnée dans la grille mobile est :

$$U = \frac{2\pi r_m N}{60} \quad \text{Avec} \quad r_m = \frac{\sum_{i=1}^n r_{mi}}{n}$$

N : nombre de tours par minute.

r_m : rayon moyen du compresseur.

➤ Calcul de ΔW :

L'énergie calorifique gagnée dans la grille mobile est :

$$h_{2,i} + \frac{1}{2} W_{2,i}^2 = h_{2,i+1} + \frac{1}{2} W_{2,i+1}^2$$

$$\Rightarrow h_{2,i+1} - h_{2,i} = \frac{1}{2} (W_{2,i}^2 - W_{2,i+1}^2) = \frac{1}{2} (\overline{AD}^2 - \overline{AC}^2)$$

$$\text{Avec : } \overline{AD}^2 = \overline{AH}^2 + \overline{HD}^2$$

$$\overline{AC}^2 = \overline{AH}^2 + \overline{H'C}^2$$

$$\text{D'où : } h_{2,i+1} - h_{2i} = \frac{1}{2}(\overline{H'D}^2 - \overline{H'C}^2)$$

$$\Delta h_s = \frac{1}{2}[(\overline{H'D} + \overline{H'C})(\overline{H'D} - \overline{H'C})]$$

$$\text{Avec : } \overline{H'D} - \overline{H'C} = \Delta W$$

$$\text{Et } \overline{H'D} - \overline{H'C} = \overline{H'O} + \overline{OD} + \overline{H'O} - \overline{OC} \quad \text{avec } \overline{OD} = \overline{OC}$$

$$\text{Alors } \overline{H'D} + \overline{H'C} = 2\overline{H'O} = U$$

$$\text{D'où : } \Delta h_s = \frac{1}{2}U \cdot \Delta W^2$$

L'énergie calorifique gagnée dans la grille fixe est :

$$h_{2,i} + \frac{1}{2}V_{2,i}^2 = h_{2,i+1} + \frac{1}{2}V_{2,i+1}^2$$

$$\Rightarrow h_{2,i+1} - h_{2i} = \frac{1}{2}(V_{2,i}^2 - V_{2,i+1}^2) = \frac{1}{2}(\overline{BC}^2 - \overline{BD}^2)$$

$$\text{Avec : } \overline{BC}^2 = \overline{BH}^2 + \overline{HC}^2$$

$$\overline{BD}^2 = \overline{BH}^2 + \overline{HD}^2$$

$$\text{D'où } \Delta h_s = \frac{1}{2}[\overline{HC}^2 - \overline{HD}^2] = \frac{1}{2}[(\overline{HD} + \overline{HC})(\overline{HD} - \overline{HC})]$$

$$\overline{HC} - \overline{HD} = \Delta V$$

$$\overline{HD} + \overline{HC} = 2\overline{HO} = U$$

Alors

$$\Delta h_s = \frac{1}{2}(U \Delta V)$$

L'énergie calorifique gagnée dans l'étage du compresseur est :

$$\Delta h = \Delta h_s + \Delta h_r = \frac{1}{2}(U \Delta W) + \frac{1}{2}(U \Delta V) \quad (\Delta W = \Delta V)$$

$$\Delta h = U \Delta W \Rightarrow \Delta W = \frac{\Delta h}{U} \dots \dots \dots [IV-6]$$

On a le travail du compresseur par étage :

$$W_{CE} = \Delta H_{tE} = h_s + \frac{1}{2} V_s^2 - (h_e + \frac{1}{2} V_e^2)$$

$$= h_s - h_e + \frac{1}{2} (V_s^2 - V_e^2)$$

$$\Delta H_{tE} = \Delta h_{SE} + \frac{1}{2} (V_s^2 - V_e^2)$$

Δh_{SE} : est la variation d'enthalpie statique par étage.

On a $V_s = V_e \Rightarrow \Delta H_{tE} = \Delta h_{SE}$

Calcul des vitesses $V_{2,i}$ et $W_{2,i}$:

On a

$$V_{2,r} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta V}{2}$$

$$V_{2,t} = \sqrt{V_2^2 + V_{2,r}^2}$$

$$V_{2,i} = W_{2,i+1}$$

$$V_{2,r} = \frac{U}{2} + \frac{\Delta V}{2}$$

$$V_{2,i+1} = \sqrt{V_2^2 + V_{2,i+1,r}^2}$$

$$W_{2,i} = V_{2,i+1}$$

Avec : $V_{2,i,r}$ est la vitesse $V_{2,i}$ radiale .

$V_{2,i+1,r}$ est la vitesse $V_{2,i+1}$ radiale .

4.2.4- Etude Thermodynamique

Evolution théorique :

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

$$\left. \begin{array}{l} P.V^\gamma = Cte \\ P.V = r.T \end{array} \right\} \Rightarrow T.P^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = Cte$$

Entre état 2 et 3 $\frac{P_{3t}}{P_{2t}} = \left(\frac{T_{3t}}{T_{2t}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

2 : entrée du compresseur

3 : sortie du compresseur

Evolution théorique:

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

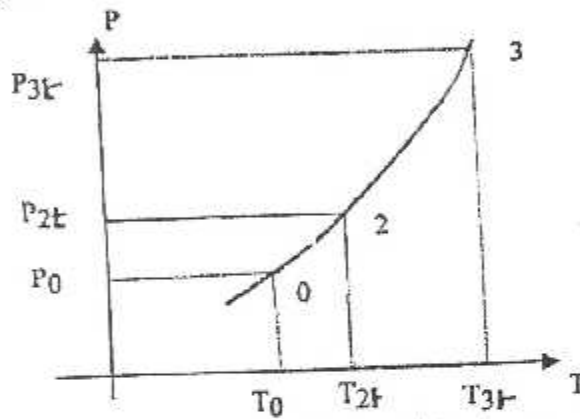


Fig. (IV.8) : Evolution théorique

0-2 : la compression théoriquement isentropique du diffuseur.

2-3 : compression mécanique théoriquement isentropique du compresseur.

Evolution réelle :

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

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

Entre 2 et 3 $\frac{P_{3t}}{P_{2t}} = \left[\frac{T_{3t}}{T_{2t}} \right]^{k/k-1} = \left[\frac{T_3}{T_2} \right]^{k/k-1} \dots \dots \dots [IV.7]$

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

_____ : Evolution théorique
 : Evolution réelle

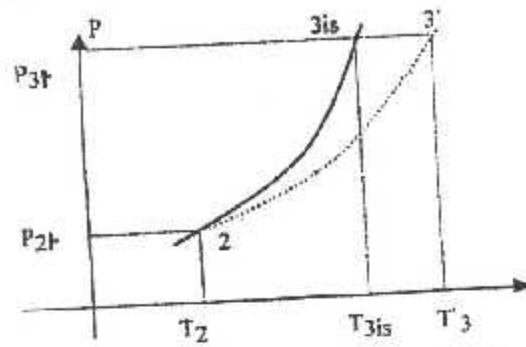


Fig. (IV.9) : Evolution réelle P-T (1)

4.2.4.1- Rendement isentropique :

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

$$\eta_{kis} = \frac{P_{tr}}{P_r} = \frac{T_{3is} - T_{2r}}{T_3 - T_{2r}} \dots\dots\dots [IV.8]$$

Avec : T3is: la température de sortie pour le cas isentropique
 T3' : la température de sortie réelle.

4.2.4.2- Rendement polytropique :

Pour l'étude d'un compresseur à plusieurs étages, il est plus convenable d'utiliser le rendement polytropique η_p au lieu du rendement isentropique η_{cis} .

Ce rendement est défini par: $\eta_p = \frac{dT_{ois}}{dT_0} \dots\dots\dots [IV.9]$

Or pour une transformation isentropique on a

$$\frac{T_0 + dT_{ois}}{T_0} = 1 + \frac{dT_{ois}}{T_0} = \left[\frac{P_0 + dP_0}{P_0} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left[1 + \frac{dP_0}{P_0} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots\dots\dots [IV.10]$$

Pour une compression infinitésimal :

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

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

dT_0 : variation de température pour une évolution réelle finie.

Donc :

$$\left[1 + \frac{dT_{0is}}{T_0}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dT_0}{T_0} \dots\dots\dots[IV.11]$$

D'ou:

$$1 + \frac{dT_{0is}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dT_0}{T_0} \dots\dots\dots[IV.12]$$

Ou bien :

$$\frac{dT_{0is}}{T_0} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dT_0}{T_0} \Leftrightarrow dT_{0is} = T_0 \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dT_0}{T_0} \dots\dots\dots[IV.13]$$

On remplace (IV.9) dans (IV.13) on obtient:

$$\eta_p = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dP_0/P_0}{dT_0/T_0} \dots\dots\dots[IV.14]$$

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

$$\eta_p = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{\ln(P_{3t}/P_{2t})}{\ln(T_{3t}/T_{2t})} \dots\dots\dots[IV.15]$$

4.2.4.3. Coefficient polytropique d'un compresseur:

Une évolution polytropique régie par l'équation.

$$\frac{P}{\rho^k} = cte \dots\dots\dots[IV.16]$$

k: coefficient polytropique qui tient compte des pertes lors d'une évolution.

ρ : la masse volumique

Entre 2 et 3

$$\frac{P_2}{\rho_2^k} = \frac{P_3}{\rho_3^k} \dots\dots\dots[IV.17]$$

Et comme l'air est considéré comme un gaz parfait on a:

$$\frac{P}{\rho} = rT$$

l'équation (IV.17) devient :
$$\frac{T_{3t}}{T_{2t}} = \left[\frac{P_{3t}}{P_{2t}} \right]^{k-1/k} \dots \dots \dots [IV.18]$$

D'où,
$$\frac{k-1}{k} \ln \frac{P_{3t}}{P_{2t}} = \ln \frac{T_{3t}}{T_{2t}} \dots \dots \dots [IV.19]$$

En combinant les équations [IV.15] et [IV.19] on obtient :

$$\frac{k-1}{k} = \frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_p} \dots \dots \dots [IV.20]$$

$$\eta_p = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{k}{k-1} \dots \dots \dots [IV.21]$$

4.2.4.4. Taux de compression :

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

$$\tau = \frac{Pt_s}{Pt_e} \dots \dots \dots [IV.22]$$

4.2.5. Travail théorique de l'unité de masse de fluide transvasé :

La variation du travail de transvasement et de la quantité de chaleur entre deux étages (e et s) a pour expression :

$$[W + Q]_e^s = [H]_e^s + \left[\frac{v^2}{2} \right]_e^s$$

L'évolution est adiabatique (Q=0)

Donc :
$$\begin{aligned} [W]_e^s &= Cp [Tt]_e^s \\ &= Cp [Tt_s - Tt_e] \end{aligned}$$

D'où :
$$W = \Delta H_t = Cp Tt_e ((Tt_s / Tt_e) - 1)$$

On a :
$$\frac{Tt_s}{Tt_e} = \left(\frac{Pt_s}{Pt_e} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Alors :
$$W = CpT_t \left((P_{t_s} / P_{t_e})^{(K-1)/K} - 1 \right)$$

$$W = \Delta H_t = CpT_{t_e} (\tau^{(K-1)/K} - 1) \dots\dots\dots[IV.23]$$

4.3. La chambre de combustion:

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

4.3.1. Description:

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

4.3.2. Fonctionnement:

Le composant chimique utilisé est le Kérosène. Il a pour formule chimique C_8H_{18} de la forme C_nH_{2n+2} .

Les mélanges dont la richesse est supérieure à 1 sont dits riches, au contraire ceux dont la richesse est inférieure à 1 sont dits pauvres.

$r > 1$ mélange riche \Rightarrow tout le carburant ne brûle pas (manque d'air).

$r < 1$ mélange pauvre \Rightarrow tout le carburant brûle (excès d'o₂).

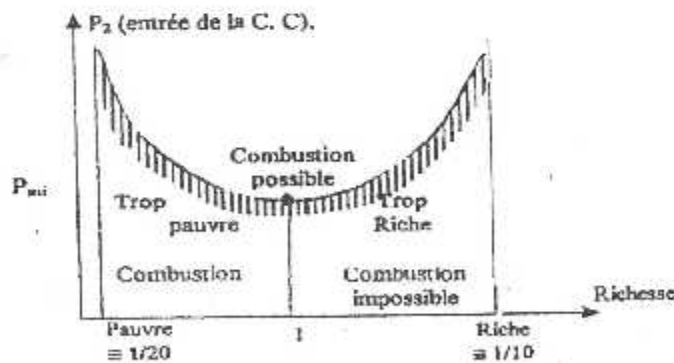


Fig. (IV.10) Evolution de la pression d'entrée (P2) de la CC en fonction de la richesse

4.3.3- Facteurs régissant la combustion:

Temps: lié à la vitesse d'écoulement qui doit être réduite à l'entrée.

Température: doit être importante pour assurer un rayonnement le plus intense possible.

Turbulence: homogénéiser le mélange au maximum; d'où la nécessité de rajouter des aubes de turbulence à l'entrée pour assurer un bon brassage.

4.3.4. Etude thermodynamique :

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

Evolution théorique:

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

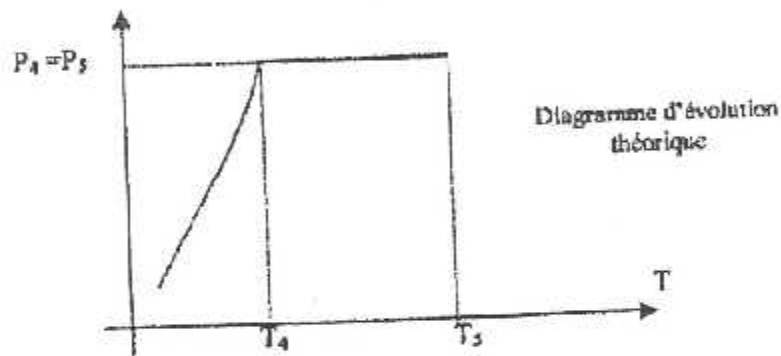


Fig. (IV.11): Evolution théorique

Evolution réelle dans le plan (PT) :

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

En superposant les deux diagrammes, on aura:

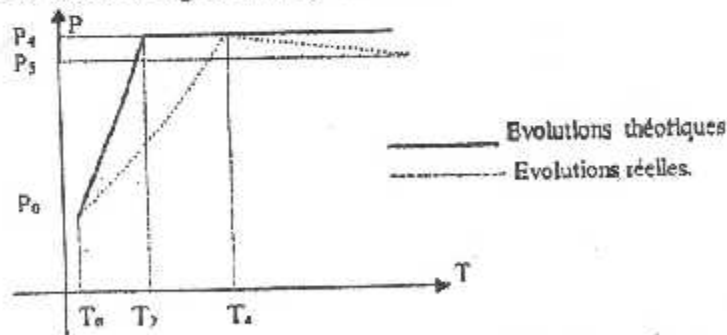


Fig. (IV.12) Evolution réelle et théorique

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

4.3.5- Puissance de combustion:

$$[W_i + Q_c]_a^b = [h]_a^b + \left[\frac{v^2}{2} \right]_a^b \dots\dots\dots [IV-24]$$

Appliquée à la section (4 -5) ⇒ W= 0

Si la vitesse est constante :

$$[Q_c]_a^b = [h]_a^b + \left[\frac{v^2}{2} \right]_a^b \Rightarrow [Q_c]_a^b = H_5 - H_4 \dots\dots\dots [IV-25]$$

Gaz parfait : $h = C_p T$

$$[Q_c]_a^b = C_p [T_5 - T_4] \dots\dots\dots [IV-26]$$

D'où: on introduit la puissance de combustion théorique:

$$P_{tc} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p [T_5 - T_4] \dots\dots\dots [IV-27]$$

Si la chambre a une section variant le long du tube à flamme, on aura:

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

$$[Q_c]_a^b = C_p [T_{i5} - T_{i4}] \dots\dots\dots [IV-28]$$

$$P = \text{Combustion théorique} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p [T_{i5} - T_{i4}]$$

La puissance réelle est donc égale à :

$$P_{réelle} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p [T_{i5} - T_{i4}] \dots\dots\dots [IV-29]$$

Remarque:

La Chambre de combustion est aussi une machine, elle reçoit une puissance calorifique et cède la puissance théorique : en réalité de la puissance réelle, nous déduirons donc l'expression du rendement de combustion:

$$\eta_{cc} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{i5} - T_{i4})}{\dot{m}_c P_{ci}} \text{ théorique} \dots\dots\dots [IV-30]$$

$$\eta_{cc} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{i5} - T_{i4})}{\dot{m}_c P_{ci}} \text{ réelle} \dots\dots\dots [IV-31]$$

Remarque (1):

Pour un même rendement, pour T_{max} donnée, si le taux de compression augmente, T_{12} augmente; pour satisfaire l'équation \dot{m}_c diminue ⇒ C_H diminue ; d'où l'accroissement important des taux de compression ces dernières années.

Remarque (2) :

En supposant ce rendement constant, on écrira:

$$T_{15} - T_{14'} = \frac{cte \times \dot{m}_c \cdot P_{ci}}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_p} \quad \text{ou} \quad T_{15} = T_{14'} + \frac{\eta_c \cdot \dot{m}_c \cdot P_{ci}}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_p}$$

Or : P_{ci} : Constante pour un carburant donné et $\dot{m}_a + \dot{m}_c \approx \dot{m}_a$

d'où: $T_{15} = T_{14'} + \frac{k \cdot \dot{m}_c}{\dot{m}_a} \dots \dots \dots [IV-32]$

Or : T_{15} est la température maximale du moteur, contrôlée sur avion par l'EGT (exhaust gaz temperature), se met sous la forme:

$$EGT_{max} = f\left(\frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \cdot T_{14'}\right)$$

- Relation entre puissance calorifique et puissance de la chambre de combustion.

$$P_c = \dot{m}_c P_{ci} \dots \dots \dots [IV-33]$$

D'autre part, la puissance réelle de la C. C est P_{cr}

$$P_{cr} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_5 - T_4')$$

$$\eta_c = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_5 - T_4')}{\dot{m}_c P_{ci}} \dots \dots \dots [IV-34]$$

[Rendement de la combustion] \Rightarrow caractérise la transformation chimique calorifique de la combustion.

Evolution des paramètres (P, T, V) dans une C. C.

Carter intermédiaire	Carter (C.C)	Carter Turbine
P ↑	P Cte	P ↓
V ↓	V ↑	V ↑
T ↑	T Cte	T ↓

4.3.7. Pertes de performances dans la chambre de combustion:

- Pertes de pression dues aux frottements.
- Pertes de la pression totale.
- Pertes de chaleur par combustion incomplète.

- Pertes de chaleur par conduction et rayonnement.

4.3.8. Calcul du nombre de Mach à la sortie de la chambre de combustion :

On a : le débit de l'air entrant : $\dot{m}_a = \dot{m}_{4.5} = \rho_{4.5} V_{4.5} S_{4.5}$

Le débit total sortant est : $\dot{m}_a + \dot{m}_c = \dot{m}_{50} = \rho_{50} V_{50} S_{50} = \dot{m}_a (1 + f)$

$$\Rightarrow \rho_{50} V_{50} S_{50} = \rho_{4.5} V_{4.5} S_{4.5} (1 + f) \quad (\text{Conservation du débit})$$

Introduisant $P / \rho = rT$

$$\Rightarrow \frac{P_{50}}{r_{50} T_{50}} V_{50} S_{50} = \frac{P_{4.5}}{r_{4.5} T_{4.5}} V_{4.5} S_{4.5} (1 + f)$$

$$\Rightarrow \frac{P_{50}}{P_{4.5}} = \frac{V_{4.5} S_{4.5} r_{50} T_{4.5}}{V_{50} S_{50} r_{4.5} T_{50}} (1 + f)$$

La vitesse $V = (\gamma r T)^{1/2} M$

D'où

$$\frac{P_{50}}{P_{4.5}} = \left(\frac{\gamma_{4.5}}{\gamma_{50}} \right)^{1/2} \left(\frac{r_{50}}{r_{4.5}} \right)^{1/2} \left(\frac{T_{50}}{T_{4.5}} \right)^{1/2} \frac{M_{4.5} S_{4.5}}{M_{50} S_{50}} (1 + f) \dots \dots \dots [\text{IV-35}]$$

Introduisant $T = \frac{Tt}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}$

La relation [IV-35] devient :

$$\frac{P_{50}}{P_{4.5}} = \left(\frac{\gamma_{4.5}}{\gamma_{50}} \right)^{1/2} \left(\frac{r_{50}}{r_{4.5}} \right)^{1/2} \left(\frac{Tt_{50}}{Tt_{4.5}} \right)^{1/2} \left[\frac{1 + \frac{\gamma_{4.5} - 1}{2} M_{4.5}^2}{1 + \frac{\gamma_{50} - 1}{2} M_{50}^2} \right]^{1/2} \frac{M_{4.5} S_{4.5}}{M_{50} S_{50}} (1 + f) \dots \dots \dots [\text{IV.36}]$$

Par ailleurs : $P_{50} / P_{4.5}$ peut être obtenue à partir de l'expression donnant la quantité de mouvement :

$$\sum_{3 \rightarrow 4} Fi = \Delta M$$

$$\Rightarrow P_{4.5} S_{4.5} + (\rho_{4.5} V_{4.5} S_{4.5}) V_{4.5} = P_{50} S_{50} + (\rho_{50} V_{50} S_{50}) V_{50}$$

$$\Rightarrow P_{4.5} S_{4.5} + \left(\frac{P_{4.5}}{r_{4.5} T_{4.5}} V_{4.5} S_{4.5} \right) V_{4.5} = P_{50} S_{50} + \left(\frac{P_{50}}{r_{50} T_{50}} V_{50} S_{50} \right) V_{50}$$

$$\Rightarrow P_{4.5} S_{4.5} \left(1 + \frac{V_{4.5}^2}{r_{4.5} T_{4.5}} \right) = P_{50} S_{50} \left(1 + \frac{V_{50}^2}{r_{50} T_{50}} \right)$$

$$\Rightarrow \frac{P_{50}}{P_{4,5}} = \frac{1 + \frac{V_{4,5}^2}{r_{4,5} T_{4,5}}}{1 + \frac{V_{50}^2}{r_{50} T_{50}}} \left(\frac{S_{4,5}}{S_{50}} \right) = \frac{1 + \frac{\gamma_{4,5} r_{4,5} T_{4,5}}{r_{4,5} T_{4,5}} \cdot M_{4,5}^2}{1 + \frac{\gamma_{50} r_{50} T_{50}}{r_{50} T_{50}} \cdot M_{50}^2} \left(\frac{S_{4,5}}{S_{50}} \right)$$

$$\text{D'où } \frac{P_{50}}{P_{4,5}} = \frac{1 + \gamma_{4,5} M_{4,5}^2}{1 + \gamma_{50} M_{50}^2} \frac{S_{4,5}}{S_{50}} \dots \dots \dots [\text{IV-37}]$$

De [IV-36] et [IV-37] on obtient :

$$\frac{P_{50}}{P_{4,5}} = \frac{1 + \gamma_{4,5} M_{4,5}^2}{1 + \gamma_{4,5} M_{4,5}^2} \frac{S_{4,5}}{S_{50}} = \left(\frac{\gamma_{4,5}}{\gamma_{50}} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{r_{50}}{r_{4,5}} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{Tt_{50}}{Tt_{4,5}} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\frac{1 + \frac{\gamma_{4,5} - 1}{2} M_{4,5}^2}{1 + \frac{\gamma_{50} - 1}{2} M_{50}^2} \right]^{\frac{1}{2}} \frac{M_{4,5} S_{4,5}}{M_{50} S_{50}} (1 + f)$$

Finalement

$$\frac{M_{50} \left(1 + \frac{\gamma_{50} - 1}{2} M_{50}^2 \right)^{\frac{1}{2}}}{1 + \gamma_{50} M_{50}^2} = \left(\frac{\gamma_{4,5} r_{50} Tt_{50}}{\gamma_{50} r_{4,5} Tt_{4,5}} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{M_{4,5} \left(1 + \frac{\gamma_{4,5} - 1}{2} M_{4,5}^2 \right)^{\frac{1}{2}}}{1 + \gamma_{4,5} M_{4,5}^2} (1 + f) \dots \dots [\text{IV-38}]$$

4.4. Turbine:

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

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

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

4.4.1- Etude thermodynamique

Etude théorique :

La transformation d'énergie de pression en énergie cinétique par une détente est théoriquement isentropique (adiabatique et réversible). Les gaz chauds étant

assimilés à un GP, nous aurons une pression statique et température statique, la relation:

$$\frac{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{T} = cte \dots\dots\dots[IV-39]$$

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

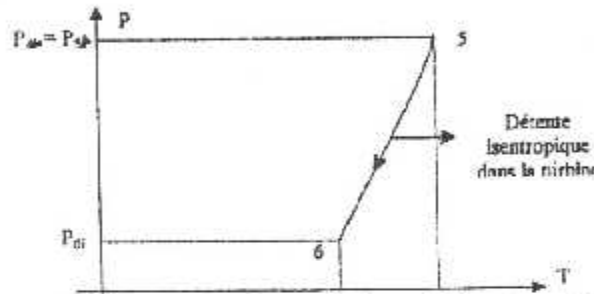


Fig. (IV.13) : Evolution théorique P= f(T)

La détente de P₅ à P₆, s'accompagne théoriquement de la diminution de la température de T₅ à T₆ suivant la relation

$$\left(\frac{P_5}{P_6}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_5}{T_6} \dots\dots\dots[IV-40]$$

Les paramètres totales: $\left(\frac{P_{5t}}{P_{6t}}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_{5t}}{T_{6t}} \dots\dots\dots[IV-41]$

Evolution réelle :

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

$$\left(\frac{P}{T}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = cte \dots\dots\dots[IV-42]$$

La figure suivante donne les évolutions théoriques et réelles.

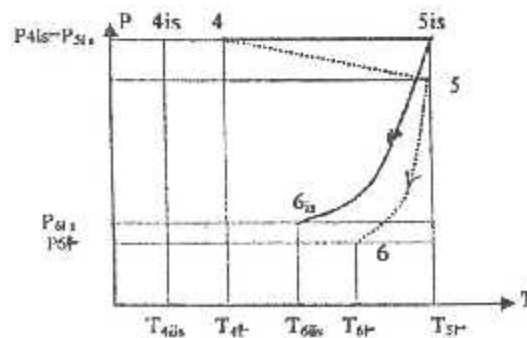


Fig. (IV.14) : Evolution théorique et réelle

4.4.2- Travail et puissance de l'étage de la turbine:

En appliquant le premier principe de la thermodynamique :

$$[W_t]_s^6 = [h]_s^6 + \left[\frac{v^2}{2} \right]_s^6$$

En théorie, évolution isentropique : $[Q]_s^6 = 0$

Gaz parfait $\Rightarrow h = C_p.T$

$$[W_t]_s^6 = H_{6t} - H_{5t} \dots \dots \dots [IV-43]$$

$T_5 > T_6$ le travail est négatif \Rightarrow le fluide cède bien de l'énergie, la roue de turbine reçoit alors le travail massique

$$W_{TH} = C_p [T_{6t.is} - T_{5t}] \dots \dots \dots [IV-44]$$

4.4.3- Puissance théorique fournie par la turbine

$$P_{th} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{6t.is} - T_{5t}) \dots \dots \dots [IV-45]$$

Le travail de détente et puissance réelle de la turbine:

$$W_{tr} = C_p [T_{6tr} - T_{5tr}]$$

$$P_r = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{6t} - T_{5t}) \dots \dots \dots [IV-46]$$

4.4.3.1- Rendement de la turbine:

C'est le rapport de puissance réelle et puissance théorique.

$$\eta_{tr} = \frac{\text{Puissance réelle}}{\text{Puissance théorique}} = \frac{T_{6t} - T_{5t}}{T_{6t.is} - T_{5t}} \dots \dots \dots [IV-47]$$

Ce rendement est voisin de 0,85 à 0,88.

4.4.3.2- Equilibre compresseur-turbine:

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

$$P_t = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{6t} - T_{5t}) = P_c = \dot{m}_a (T_{3t} - T_{2t}) \dots \dots \dots [IV-48]$$

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

$$(T_{6t} - T_{5t}) \neq (T_{3t} - T_{2t})$$

4.4.3.3. Rendement polytropique :

$$\eta_p = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{k}{k - 1} \dots \dots \dots [IV-49]$$

k : coefficient de la transformation polytropique.

4.4.4- Triangle des vitesses de la turbine :

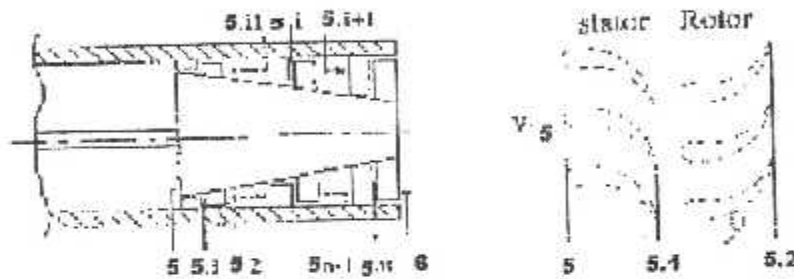


Fig. (IV.15): Section d'un étage de la turbine

Nous présentons une turbine de (n+1)/2 étages de la manière suivante :

- 5 : entrée stator.
- 5.1 : sortie stator-entrée rotor.
- 5.2 : sortie rotor-entrée stator de l'étage suivant.

D'une manière générale, le diagramme des vitesses d'un étage turbine est le suivant :

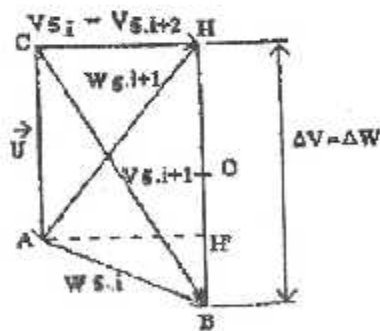


Fig. (IV.16) triangle des vitesses

$$U = \frac{2\pi r_m N}{60} \text{ Avec } r_m = \frac{\sum_{i=1}^n r_{mi}}{n}$$

N : nombre de tours par minute.
 r_m : rayon moyen de la turbine.

➤ **Calcul de l'énergie calorifique perdue dans la grille fixe :**

L'énergie calorifique perdue dans la grille fixe est obtenue à partir de :

$$h_{s,i} + \frac{1}{2}V_{s,i}^2 = h_{s,i+1} + \frac{1}{2}V_{s,i+1}^2$$

$$\text{D'où : } \Delta h_s = \Delta VOH$$

Et c'est l'énergie calorifique perdue dans la grille fixe.
L'énergie calorifique perdue dans l'étage turbine est :

$$\begin{aligned} \Delta h &= \Delta h_s + \Delta h_r \\ &= \Delta W \overline{OH}' + \Delta V \overline{OH} \end{aligned}$$

$$\text{Avec } \Delta W = \Delta V$$

$$\text{D'où : } \Delta h = \Delta W (\overline{OH}' + \overline{OH})$$

$$\Delta h = \Delta W U$$

Donc :

$$\Delta V = \Delta W = \frac{\Delta h}{U}$$

4.4.5- Evolution des paramètres P, T, V dans l'étage de la turbine:

- Dans le stator:

Section convergente \Rightarrow P, T diminuent \Rightarrow la vitesse absolue augmente.

$$\text{Donc: } P_t = \text{Cte et } T_t = \text{Cte.}$$

- Dans le rotor :

Sections convergentes \Rightarrow P, T et V diminuent \Rightarrow lorsque w augmente

Donc: P et T diminuent \Rightarrow P_t et T_t diminuent.

- Dans l'étage

V=Cte, il y a une détente \Rightarrow P et T diminues,

Donc P_t et T_t diminues.

4.4.6- Limitations:

La température d'entrée de la turbine HP influe sur le rendement du moteur, la poussée maximale du moteur est également limitée par cette température; de

nombreuses études ont permis d'augmenter cette température, elle est pour les moteurs les plus modernes de l'ordre 1400°C.

4.4.6.1- Fluage (creep) :

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

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

4.4.6.2- Chocs théoriques:

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

4.4.6.3- Température maximum à la sortie de la chambre:

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

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

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

4.4.7- Refroidissement de la turbine:

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

Le refroidissement de la turbine est obtenu par : circulation d'air en permanence du compresseur, (pour les turboreacteurs double flux, on parle du compresseur haute pression). L'air de refroidissement prélevé du compresseur a une température élevée mais de loin inférieure à celle d'entrée turbine. On distingue deux grands procédés, la convection interne et, le film protecteur.

4.5- Canal d'éjection :

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

4.5.1- Description du canal d'éjection d'un moteur sec



Fig. (IV.17) : schématique du canal d'éjection

Le canal d'éjection se compose de :

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

Evolution théorique:

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

$$\left(\frac{P_7}{P_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_7}{T_8}$$

Evolution réelle: Transformation polytropique

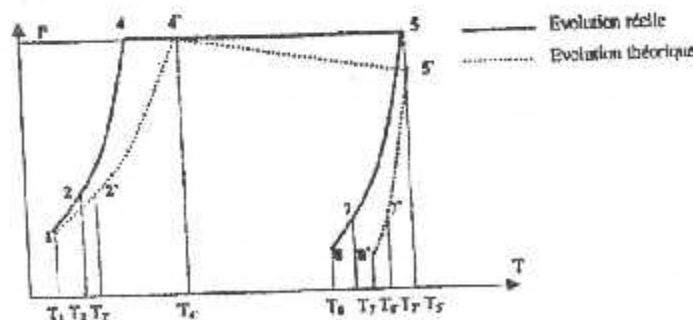


Fig. (IV.18) : Courbe réelle d'évolution P=f(T).

4.5.2-Puissance cinétique réelle et théorique du jet:

$$C_p(T_7 - T_8) = \frac{V_8^2 - V_7^2}{2} \quad \text{en appliquant le 1}^{er} \text{ principe}$$

$$[Q]_7^8 = [h]_7^8 + \left[\frac{v^2}{2} \right]_7^8 \quad H_7 - H_8 = \frac{V_8^2 - V_7^2}{2} \dots\dots\dots[IV-50]$$

Q = 0 adiabatique
 w = 0 ne fournit pas de travail.

4.5.2.1-La puissance cinétique théorique du jet:

$$P_{jt} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{8t} - T_{7t}) \dots\dots\dots[IV-51]$$

4.5.2.2-La puissance cinétique réelle du jet:

$$P_{jr} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_{8r} - T_{7r}) \dots\dots\dots[IV-52]$$

4.5.2.3. Rendement de la tuyère:

$$\eta_{tuyère} = \frac{\text{Puissance cinétique réelle}}{\text{Puissance cinétique théorique}}$$

$$\eta_{tuy} = \frac{T_{8r} - T_{7r}}{T_{8t} - T_{7t}} \dots\dots\dots[IV-53]$$

Calcul de la vitesse d'éjection:

$$\frac{V_8^2 - V_7^2}{2} = C_p (T_7 - T_8)$$

$V_7 \ll V_8$ donc V_7 négligée.

$$V_8 = \sqrt{2C_p(T_7 - T_8)} \quad \text{formule de Zeuner} \dots\dots\dots[IV-54]$$

4.5.3. Fonctionnement de la tuyère convergente:

4.5.3.1-Fonctionnement théorique:

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

La tuyère se propose de raccorder un espace amont où règnent les conditions génératrices P_t, T_t , et $V = 0$ à un espace aval où règnent les conditions P_0, T_0 .

Etude du débit:

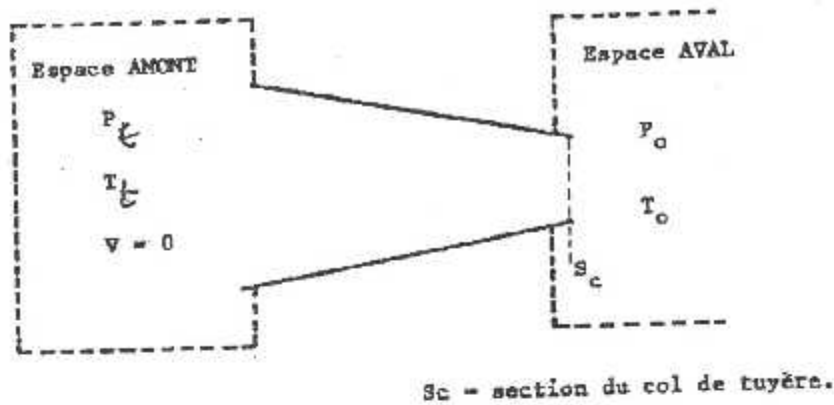


Fig. (IV.19) : Représentation du canal d'éjection

Lorsque $P_t = P_0$ nous n'avons aucun débit dans la tuyère.

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

$P_t - P_0$ est grande. La tuyère étant convergente, les gaz seront accélérés par détente avec un simple convergent. Si l'on continue à accroître P_t , on obtient une vitesse maximale au col de la tuyère égale à la célérité du son, la tuyère est dite alors à col sonique, la vitesse étant maximale, le débit massique du gaz ($\rho v s$) est maximale, la poussée est maximale.

Vitesse sonique $\Leftrightarrow V_g = a_g \Leftrightarrow M_g = 1$

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

La relation suivante.

$$P_{t8} = P_{t7} = P_8 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_{t7} = P_8 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_8 \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

4.5.3.2- Fonctionnement réel:

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

L'évolution est adiabatique:

- Pas d'échange de chaleur $T_{7t} = T_{8t}$
- L'évolution se fait avec frottement $T_{7t} = T_{8t}$ ce qui fait naître évidemment une perte de charge

$$P_{8t} = (1 - \epsilon_7) P_{7t}$$

Avec : ϵ_7 : le coefficient de perte de charge.

CHAPITRE V

METHODE DE CALCUL

5- CALCUL DES CARACTERISTIQUES DU JT8D-15

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

-Température totale à l'entrée : $T_{t0} = 288 \text{ }^\circ\text{K}$.

-Pression totale à l'entrée : $P_{t0} = 101325 \text{ Pa}$.

- $r = 287 \text{ J/kg }^\circ\text{K}$.

- $\gamma = 1,4$.

-Au décollage, le débit massique de l'air : $\dot{m}_a = 147 \text{ Kg/s}$. (donné par le constructeur).

5-1 L'entrée d'air (diffuseur):

Avant d'entamer le calcul énergétique, nous avons à préciser que nous avons élaboré un programme qui calcule les différentes caractéristiques énergétiques pour les différentes stations du turboréacteur.

5-1-1 Calcul des caractéristiques de la station 1 :

$$\text{On a } \begin{matrix} T_{t1} = T_{t0} & ; & r_1 = r \\ P_{t1} = P_{t0} & ; & \gamma_1 = \gamma \end{matrix}$$

Calcul du nombre de Mach M_1 :

D'après la loi de la conservation de la masse on a :

$$\dot{m} = \rho_0 V_0 S_0 = \rho_1 V_1 S_1 = \rho_2 V_2 S_2 = cte$$

En utilisant la relation qui exprime la vitesse en fonction du nombre de Mach.

$$V = M (\gamma . r . T)^{\frac{1}{2}}, \text{ avec ; } \rho = \frac{p}{rT}$$

Le débit s'écrit :

$$\dot{m} = \rho V S = (p / rT) S (M (\gamma r T)^{1/2}) = S . Pt . Mi (\gamma / r T t)^{1/2}$$

Pour un écoulement isentropique on a : P_{ti} , T_{ti} , sont données en remplaçant dans la dernière expression du débit :

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_a = \frac{P_{t1} . S_1 . M_1 \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r . T_{t1}}}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1) M_1^2}{2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \dots \dots \dots [V.1]$$

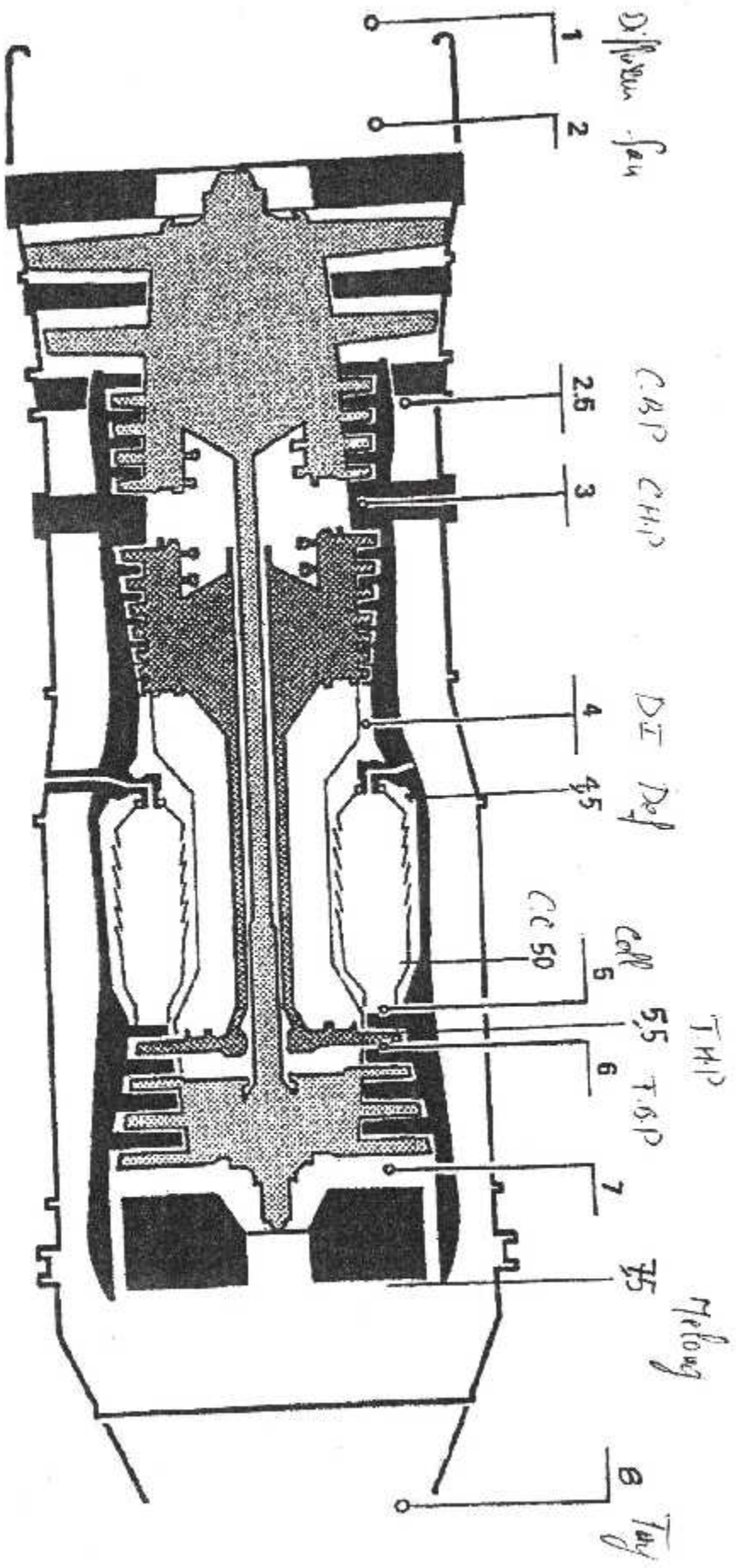


FIG (5-1): Localisation des stations du Turboréacteur JT8D - 15

Avec $S_1 = \frac{\pi D_1^2}{4}$ et $D_1 = 0.98$ m (diamètre de l'entrée du diffuseur)

La valeur de M_1 est tirée à partir d'un procédé itératif. Il s'agit d'injecter des valeurs M_1 dans l'équation du débit jusqu'à avoir la valeur de $\dot{m}_a = 147 \text{ Kg/s}$, on prendra la valeur de M_1 correspondante, selon l'organigramme 1.

D'après l'équation (III.15) les autres caractéristiques seront calculées comme suit :

$$T_1 = \frac{T_{t1}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)M_1^2}{2}\right]}$$

$$P_1 = \frac{P_{t1}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)M_1^2}{2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\rho_1 = \frac{P_1}{rT_1}$$

$$V_1 = M_1 \sqrt{\gamma r T_1}$$

5-1-2 Calcul des caractéristiques de la station 2 :

Dans un cycle idéal, on peut dire que $P_{12} = P_{t1}$, mais en pratique on a une chute de pression due aux frottements par viscosité.

On définit le rendement du diffuseur, défini par la relation $\eta = P_{12} / P_{t1}$.

D'après les données du constructeur nous avons :

$$\eta = 0.98$$

$$T_{12} = T_{t1}$$

$$\gamma_2 = \gamma$$

$$r_2 = r$$

D'après l'équation [III-18] :

$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{M_2}{M_1} \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

$$\text{Avec : } S_2 = \frac{\pi}{4}(D_2^2 - d_1^2)$$

On a : $D_2 = 1.079m$. $d_1 = 0.28m$ (d'après le constructeur). La valeur de M_2 est tirée à partir d'un procédé itératif selon l'organigramme 2.

D'après l'équation [III.15] et [III.16], les autres caractéristiques seront calculées comme suit :

$$T_2 = \frac{T_{12}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)M_2^2}{2}\right]}$$

$$P_2 = \frac{P_{12}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)M_2^2}{2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\rho_2 = \frac{P_2}{rT_2}$$

$$V_2 = M_2 \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_2}$$

Remarque :

Les valeurs de sortie du diffuseur, sont celles de l'entrée de la soufflante. Elles seront donc utilisées dans le calcul énergétique de la soufflante.

5-2 La soufflante (fan) :

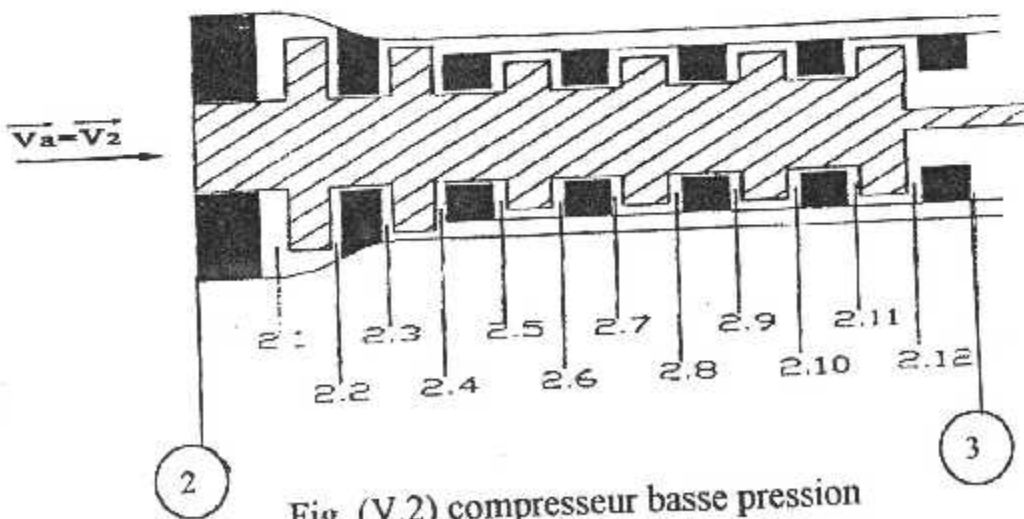


Fig. (V.2) compresseur basse pression

Le compresseur basse pression est composé de six étages dont les deux premiers constituent le fan. La transformation dans la soufflante est considérée comme étant polytropique (adiabatique et irréversible).

Pour les compresseurs axiaux on a : $0.8 < \eta_p < 0.9$. Nous avons choisi de prendre une valeur moyenne entre les deux valeurs extrêmes soit : $\eta_p = 0.85$. Le coefficient polytropique est donné par la relation :

$$\eta_p = [K / (K - 1)] / [\gamma / (\gamma - 1)] = 0.85$$

$$Cp_2 = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$$

Calcul du travail fourni par la soufflante (fan) :

D'après l'équation [IV-23], on a :

$$W_f = \Delta H_t = Cp_2 Tt_e (\tau_f^{(K-1)/K} - 1)$$

τ_f : rapport de compression du fan $\tau_f = \frac{Pt_s}{Pt_e}$

Or : $\tau_f = 2$ (donné par le constructeur)

La variation d'enthalpie totale de la soufflante par étage est :

$$\Delta H_{t/e} = \frac{\Delta H_t}{Z_f} \quad \text{avec } Z_f : \text{nombre d'étage du fan} = 2$$

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

$$R_{mf} = \frac{r_{m1} + r_{m2}}{Z_f}$$

Avec $r_{m1} = 0.395$ m : rayon moyen du premier étage.
 $r_{m2} = 0.381$ m : rayon moyen du deuxième étage.

On aura $R_{mf} = 0.38$ m.

La vitesse d'entraînement

$$U_f = (2\pi R_{mf} N_1) / 60$$

Avec N_1 : nombre de tours de l'attelage basse pression. Au décollage le régime est max (100%).

Calcul des vitesses $V_{2.1}$ et $W_{2.1}$:

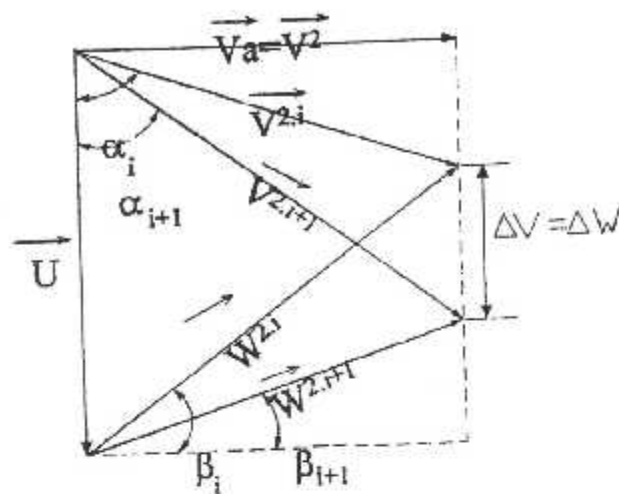


Fig. (V.3) : Triangle des vitesses du CBP

D'après le triangle des vitesses, on a :

$$V_{2.i} = V_{2.i+2} = W_{2.i+1} \quad \text{et} \quad W_{2.i} = W_{2.i+2} = V_{2.i+1}$$

$$\alpha_i = \alpha_{i+2} = \beta_{i+1} \quad \text{et} \quad \beta_i = \beta_{i+2} = \alpha_{i+1}$$

$$\Delta V = \Delta W = \frac{\Delta H_f}{U_f}$$

$$V_{2.1r} = \frac{U_f}{2} - \frac{\Delta V}{2} \quad \text{et} \quad V_{2.2r} = \frac{U_f}{2} + \frac{\Delta V}{2}$$

$$V_{2.1} = \sqrt{V_2^2 + V_{2.1r}^2} \quad \text{et} \quad V_{2.2} = \sqrt{V_2^2 + V_{2.2r}^2}$$

$$W_{2.1} = V_{2.2} \quad \text{et} \quad W_{2.2} = V_{2.1}$$

Calcul des caractéristiques de la station 2.1 :

$$T_{12.1} = T_{12}$$

$$P_{12.1} = P_{12}$$

$$T_{2.1} = T_2 + \frac{1}{2Cp_2} (V_2^2 - V_{2.1}^2)$$

$$P_{2.1} = P_2 \left(\frac{T_{2.1}}{T_2} \right)^{\frac{K_2}{K_2-1}}$$

$$M_{2,1} = \frac{V_{2,1}}{\sqrt{\gamma_2 \cdot r_2 \cdot T_{2,1}}}$$

$$\rho_{2,1} = \frac{P_{2,1}}{r_2 \cdot T_{2,1}}$$

Pour les autres stations du fan (2.2 ; 2.3 ; et 2.4) elles ont été calculées à partir du programme selon l'organigramme 3.

Remarque :

Les valeurs de sortie de la soufflante, sont celles de l'entrée du compresseur basse pression.

5-3 Le compresseur BP :

Taux de compression $\tau = 2$.

$N_1 = 8589$ tr/min

$Z_{CBP} = 4$.

Calcul de la nouvelle valeur de C_p, γ, k :

$$C_{p_{2,5}} = 1163.102 + 155.139 \cdot \theta - 89.592 \cdot \theta^2 - 29.355 \cdot \theta^3 + 53.442 \cdot \theta^4 \dots [V-2]$$

Avec $\theta = \frac{Tt - 1125}{875}$ pour $Tt < 2000K$ et Tt en K. [09]

Donc :

$$C_{p_{2,5}} = 1163.102 + 155.139 \cdot \theta_{2,4} - 89.592 \cdot \theta_{2,4}^2 - 29.355 \cdot \theta_{2,4}^3 + 53.442 \cdot \theta_{2,4}^4.$$

$$\text{Avec } \theta_{2,4} = \frac{Tt_{2,4} - 1125}{875} \dots \dots \dots [V-3]$$

$$\gamma_{2,5} = \frac{C_{p_{2,5}}}{C_{p_{2,5}} - r_{2,5}} ; r_{2,5} = r_2$$

$$K_{2,5} = \frac{\eta_p \cdot \gamma_{2,5}}{1 - \gamma_{2,5} + \eta_p \cdot \gamma_{2,5}}$$

Calcul du rayon moyen et la vitesse d'entraînement du C.B.P :

$$r_{mCBP} = \frac{r_{m1} + r_{m2} + r_{m3} + r_{m4}}{Z_{CBP}}$$

Γ_{m1}	Γ_{m2}	Γ_{m3}	R_{m4}
0.311	0.306	0.3	0.29

On trouve $r_{mCBP} = 0.303m$

$$U_{CBP} = \frac{(2\pi R_{mCBP} N_1)}{60}$$

Calcul du travail du compresseur BP :

D'après l'équation [III-27] on a : $W_{CBP} = \Delta Ht_{CBP} = C_{p2.5} T_{12.5} \left((\tau_{CBP})^{\frac{\kappa_{2.5}-1}{\kappa_{2.5}}} - 1 \right)$

Avec $\tau_{CBP} = \frac{Pt_3}{Pt_{2.5}}$

Alors l'augmentation d'enthalpie par étage pour le compresseur BP est

$$\Delta H_{CBP} = \frac{\Delta Ht_{CBP}}{Z_{CBP}}$$

Calcul des vitesses $V_{2.5}$ et $W_{2.5}$:

D'après le triangle des vitesses, on a : $\Delta V = \Delta W = \frac{\Delta Ht_{CBP}}{U_{CBP}}$

$$V_{2.5r} = \frac{U_{CBP}}{2} - \frac{\Delta V}{2} \quad \text{et} \quad V_{2.6r} = \frac{U_{CBP}}{2} + \frac{\Delta V}{2}$$

$$V_{2.5} = \sqrt{V_2^2 + V_{2.5r}^2} \quad \text{et} \quad V_{2.6} = \sqrt{V_2^2 + V_{2.6r}^2}$$

$$W_{2.5} = V_{2.6} \quad \text{et} \quad W_{2.6} = V_{2.5}$$

Calcul des caractéristiques de la station 2.5

$$T_{2.5} = T_{2.4} + \frac{1}{2Cp_{2.5}} (V_{2.4}^2 - V_{2.5}^2)$$

$$P_{2.5} = P_{2.4} \left(\frac{T_{2.5}}{T_{2.4}} \right)^{\frac{\kappa_{2.5}}{\kappa_{2.5}-1}}$$

$$M_{2.5} = \frac{V_{2.5}}{\sqrt{\gamma_{2.5} r_{2.5} T_{2.5}}}$$

$$\rho_{2.5} = \frac{P_{2.5}}{r_{2.5} \cdot T_{2.5}}$$

$$T_{2.5} = T_{2.4}$$

$$P_{2.5} = P_{2.4}$$

Pour les autres stations (2.6 ; 2.7 ; 2.12) les caractéristiques seront calculées à partir du programme selon l'organigramme 4.

Remarque :

Les valeurs de sortie du C.B.P, sont celles de l'entrée du compresseur haute pression. Elles seront donc utilisées dans le calcul énergétique du compresseur haute pression.

5-4 Le compresseur haute pression :

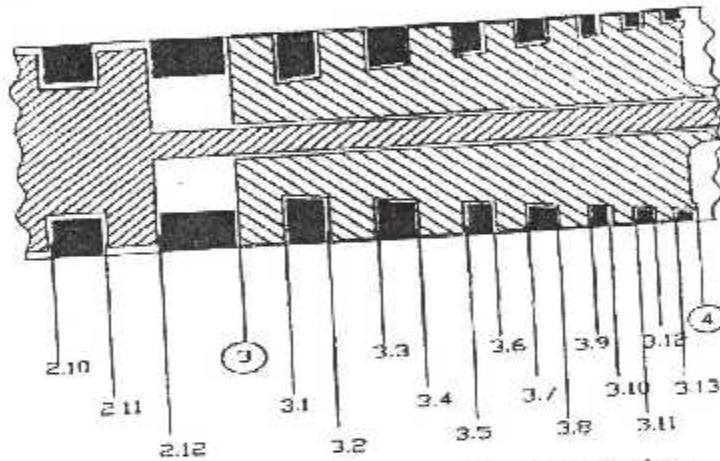


Fig. (V.4) : compresseur haute pression

Les données d'entrée sont:

- Taux de compression $\tau = 4$

- $Z_{CHP} = 7$

- $N_2 = 12250$ tours/min.

Calcul de la nouvelle valeur de C_p, γ, k :

$$C_{p_3} = C_{p_{2.12}} = 1163.102 + 155.139 \cdot \theta_3 - 89.592 \cdot \theta_3^2 - 29.355 \cdot \theta_3^3 + 53.442 \cdot \theta_3^4$$

$$\text{Avec } \theta_3 = \frac{T_{2.12} - 1125}{875}$$

$$\gamma_3 = \frac{C_{p_3}}{C_{p_3} - r_3} ; \quad r_3 = r_{2.5}$$

$$K_3 = \frac{\eta_{pc} \cdot \gamma_3}{1 - \gamma_3 + \eta_{pc} \cdot \gamma_3}$$

Calcul du taux de compression du C.H.P :

$$\tau_i = P_{ii} / P_{t(i-1)} = (T_{ii} / T_{t(i-1)})^{K/K-1}$$

Calcul du travail du compresseur HP :

D'après l'équation [III-23] on a : $W_{CHP} = \Delta H_{t_{CHP}} = C_{p3} T_{t3} \left((\tau_{CHP})^{\frac{K_3-1}{K_3}} - 1 \right)$

Avec $\tau_{CHP} = \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$

Donc la variation d'enthalpie totale par étage est :

$$\Delta H_{t_{CHP}} = \frac{\Delta H_{t_{CHP}}}{Z_{CHP}}$$

Calcul du rayon moyen et de la vitesse d'entraînement du C.H.P :

$$r_{mCHP} = \frac{r_{m1} + r_{m2} + r_{m3} + r_{m4} + r_{m5} + r_{m6} + r_{m7}}{Z_{CHP}}$$

r_{m1}	R_{m2}	r_{m3}	r_{m4}	r_{m5}	r_{m6}	R_{m7}
0.299	0.294	0.289	0.284	0.282	0.279	0.277

On trouve $r_{mCHP} = 0.286m$, Et $U_{CHP} = \frac{2\pi \cdot r_{mCHP} \cdot N_2}{60}$

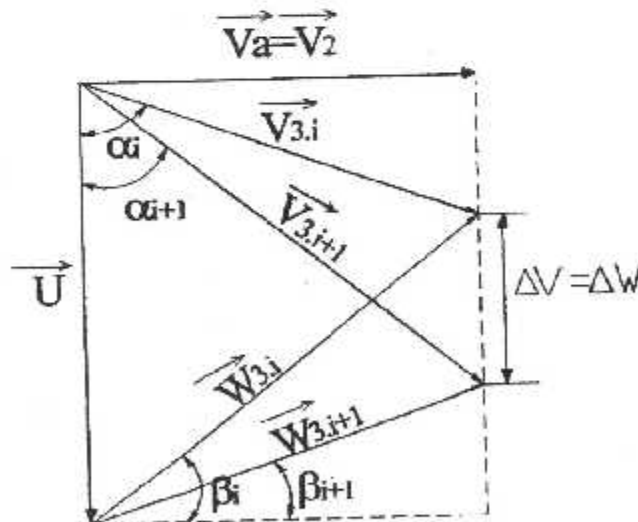


Fig. (V.5) : Triangle des vitesses du CHP

Calcul des vitesses V 3 et W2.1 :

D'après le triangle des vitesses on a :

$$V_{3i} = V_{3,i+2} = W_{3,i+1} \quad \text{et} \quad W_{3,i} = W_{3,i+2} = V_{3,i+1}$$

$$\alpha_i = \alpha_{i+2} = \beta_{i+1} \quad \text{et} \quad \beta_i = \beta_{i+2} = \alpha_i$$

$$\Delta V = \Delta W = \frac{\Delta H_{CHP}}{U_{CHP}}$$

$$V_{3r} = \frac{U_{CHP}}{2} - \frac{\Delta V}{2} \quad \text{et} \quad V_{3,1r} = \frac{U_{CHP}}{2} + \frac{\Delta V}{2}$$

$$V_3 = \sqrt{V_{3r}^2 + V_2^2} \quad \text{et} \quad V_{3,1} = \sqrt{V_2^2 + V_{3,1r}^2}$$

$$W_3 = V_{3,1} \quad \text{et} \quad W_{3,1} = V_3$$

Calcul des caractéristiques de la station 3 :

$$T_{12,12} = T_{13}$$

$$P_{12,12} = P_{13}$$

$$T_3 = T_{2,12} + \frac{1}{2Cp_3} (V_{2,12}^2 - V_3^2)$$

$$P_3 = P_{2,12} \left(\frac{T_3}{T_{2,12}} \right)^{\frac{K_3}{K_3-1}}$$

$$M_3 = \frac{V_3}{\sqrt{\gamma_3 r_3 T_3}}$$

$$\rho_3 = \frac{P_3}{r_3 T_3}$$

Pour les autres stations (3.1 ; 3.2 ; 3.3 ; ... ; 3.13) les caractéristiques ont été calculées à partir du programme selon l'organigramme 5.

Remarque :

Les résultats de sortie du compresseur HP, seront donc utilisés comme étant les valeurs d'entrée du diffuseur intermédiaire. Donc la station 3.13 est la même que la station 4.

5-5 Le diffuseur intermédiaire :

Calcul de la nouvelle valeur de Cp, γ :

$$Cp_4 = 1163.102 + 155.139 \cdot \theta_4 - 89.592 \cdot \theta_4^2 - 29.355 \cdot \theta_4^3 + 53.442 \cdot \theta_4^4$$

$$\text{Avec } \theta_4 = \frac{Tt_4 - 1125}{875}$$

$$\gamma_4 = \frac{Cp_4}{Cp_4 - r_4}; r_4 = r_3$$

Calcul du nombre de Mach à la sortie du diffuseur (station 4) :

On a d'après l'équation [III-18]:

$$\frac{S_{3,13}}{S_4} = \frac{M_4}{M_{3,13}} \left[\frac{1 + \frac{\gamma_{3,13} - 1}{2} M_{3,13}^2}{1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2} \right]^{\frac{\gamma_4 + 1}{2(\gamma_4 - 1)}}$$

$$\text{Avec } \gamma_{3,13} = \gamma_4, \text{ et } S_i = \frac{\pi}{4} (D_i^2 - d_i^2)$$

Ces diamètres sont donnés par le constructeur et prennent les valeurs suivantes:

$$D_4 = 0.58 \text{ m}, d_4 = 0.47 \text{ m}$$

$$D_{4,5} = 0.73 \text{ m}, d_{4,5} = 0.36 \text{ m}$$

M_4 est calculé à partir d'un procédé itératif selon l'organigramme 2. D'après l'équation (III.15) les caractéristiques de la station 4 seront :

$$T_{t4} = T_{t3,13}$$

$$P_{t4} = \eta_d P_{t3,13} \quad (\eta_d \text{ rendement du diffuseur intermédiaire} = 0.98)$$

$$T_4 = \frac{Tt_{3,13}}{1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2}$$

$$P_4 = \frac{Pt_4}{\left[1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2 \right]^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1}}}$$

$$V_4 = M_4 \sqrt{\gamma_4 r_4 T_4}$$

Remarque :

Les résultats de sortie du diffuseur intermédiaire, seront donc utilisés comme étant les valeurs d'entrée du déflecteur.

5-6 La chambre de combustion :

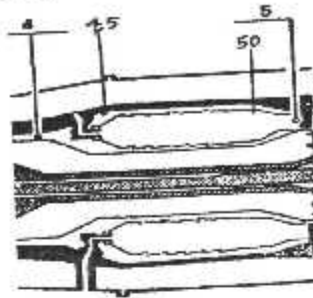


Fig. (V.6) : Chambre de combustion

5-6-1- Le déflecteur :

Le déflecteur est un dispositif de ralentissement de vitesse liée à l'entrée de la chambre de combustion. Son rôle est de diminuer la vitesse de l'air pour éviter de souffler la flamme.

Le nombre de Mach est estimé à $M_{4.5} = 0,05$. Les pertes sont négligeables car la longueur du déflecteur est très petite.

Donc, la température totale, la pression totale et la masse volumique totale se conservent.

$$T_{4.5} = \frac{Tt_4}{1 + \frac{\gamma_{4.5} - 1}{2} M_{4.5}^2}$$

$$P_{4.5} = \frac{Pt_{4.5}}{\left[1 + \frac{\gamma_{4.5} - 1}{2} M_{4.5}^2 \right]^{\frac{\gamma_{4.5}}{\gamma_{4.5} - 1}}}$$

$$V_{4.5} = M_{4.5} \sqrt{\gamma_{4.5} \cdot r_{4.5} \cdot T_{4.5}}$$

5-6-2 La chambre de combustion

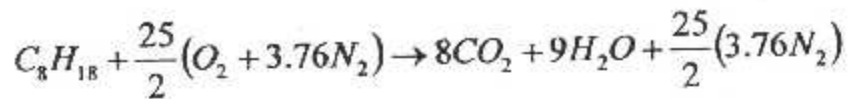
L'équation d'énergie appliquée entre l'entrée et la sortie de la chambre de combustion donne :

$$Ht_{4.5} + \eta_{c-c} \cdot f \cdot p_{ci} = (1 + f) Ht_{50}$$

$\eta_{c-c} = 0.98$. (rendement de la chambre de combustion)

Dans notre cas, le combustible utilisé est le Kérosène ($C_8 H_{18}$).

L'équation stochiométrique de combustion s'écrit :



Calcul du dosage stœchiométrique :

- une mole d'oxygène O pèse 16 grammes.
- une mole d'hydrogène H pèse 1 gramme
- une mole de carbone C pèse 12 grammes

Le rapport du mélange stœchiométrique s'écrit:

$$F_{st} = mC_8H_{18} / \left(\frac{25}{2} \right) m_{air} = \frac{mC_8H_{18}}{\frac{25}{2}(mO_2 + 3.76 mN_2)}$$

Donc : $F_{st} = \frac{2(96+18)}{25(92+3.76(28))}$, $F_{st} = 0.0665 = 1/15$

Calcul du pouvoir calorifique inférieur (P_{ci}) :

$$P_{ci} = 33823C + 121076 H \quad [kJ / kg]$$

Rapport du mélange air/fuel $f = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_a}$:

$$\dot{m}_e = 1.1 Kg / s$$

Par définition λ : Taux de dilution s'écrit :

$$\lambda = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_i} = \frac{\dot{m}_a - \dot{m}_i}{\dot{m}_i} = 1.03$$

\dot{m}_i = Débit massique primaire, \dot{m}_e = Débit massique secondaire,

Alors : $\dot{m}_i = \frac{\dot{m}_a}{1 + \lambda}$, $\dot{m}_i = 72.4138 Kg / s$. Enfin $f = 0.0152 = 1/66$.

Avec $\dot{m}_a = \dot{m}_i + \dot{m}_e$ (débit d'air total).

$$\bar{\gamma} = \frac{\gamma_{4.5} + \gamma_{50}}{2}. \text{ Et } Cp_{\bar{\gamma}} = (Cp_5 + Cp_{50}) / 2.$$

Avec : $\gamma_{4.5} = \gamma_4$ et $Cp_{4.5} = Cp_4$

$$Cp_{50} = 1292.626 + 204.786 \cdot \theta_{50} - 99.475 \cdot \theta_{50}^2 - 17.65 \cdot \theta_{50}^3 + 39.359 \cdot \theta_{50}^4 \dots [V-4]$$

$$\text{Avec } \theta_{50} = \frac{T - 1125}{875}$$

$$\gamma_{50} = \frac{Cp_{50}}{Cp_{50} - r_{50}} ; r_{50} = r_{4.5}$$

Pour calculer Cp_{50} et γ_{50} , on prend $T_{\max} = 1335^{\circ}\text{K}$ (donnée par le constructeur).

Calcul de la température totale T_{t50} (à la sortie de la CC) :

$$T_{t50} = \frac{f\eta_{c-c}P_{cl}}{Cp} + T_{t4.5}$$

Calcul du nombre de Mach à la sortie de la CC :

La formule de nombre de Mach s'écrit : (voir l'équation [IV-43])

$$M_{50}^2 \left[1 + \left(\frac{\gamma_{50} - 1}{2} \right) M_{50}^2 \right] / (1 + \gamma_{50} M_{50}^2)^2 = k'$$

$$\text{Avec : } k' = \left(\frac{\gamma_{4.5}}{\gamma_{50}} \right) \left(\frac{r_{50}}{r_{4.5}} \right) \left(\frac{T_{t5.0}}{T_{t4.5}} \right) (1+f)^2 M_{4.5}^2 * \left[\frac{1 + \gamma_{4.5} \frac{-1}{2} M_{4.5}^2}{(1 + \gamma_{4.5} M_{4.5}^2)^2} \right]$$

On obtient la relation suivante :

$$\left((\gamma_{50} - 1) / 2 - K' \gamma_{50}^2 \right) M_{50}^2 + (1 - 2\gamma_{50} K') M_{50}^2 - K' = 0$$

Posons: $M = M_{50}^2$, $A' = [((\gamma_{50} - 1) / 2) - K']$, $B = 1 - 2\gamma_{50} K'$, $C = -K'$

$$A'M^2 + BM + C = 0 .$$

L'existence de racines distinctes, dont les solutions négatives sont rejetées.

$$\text{Soit : } M = \left[-B + (B^2 - 4A'C)^{1/2} \right] / 2A$$

$$M_{50} = M^{1/2}$$

Avec $r_{50} = r$.

Equation résolue par un procédé itératif, d'où l'organigramme 6

Les caractéristiques de la station 50 seront :

$$P_{50} = P_{4.5} \frac{1 + \gamma_{4.5} M_{4.5}^2}{1 + \gamma_{50} M_{50}^2}$$

$$\text{D'où : } Pt_{50} = P_{50} \left[1 + (\gamma_{50} - 1) / 2 M_{50}^2 \right]^{\gamma_{50} / \gamma_{50} - 1}$$

$$T_{50} = \frac{T_{t50}}{1 + \frac{\gamma_{50} - 1}{2} M_{50}^2}$$

$$V_{50} = (\gamma_{50} r_{50} T_{t50})^{1/2} M_{50}^2$$

5-6-3 Caractéristiques énergétiques de l'enveloppe avant turbine HP:

Cette enveloppe joue le rôle d'un collecteur (diffuseur convergent), elle est composée d'un ensemble d'anneaux placés sous forme d'escalier, afin de baisser la température et la pression au niveau de l'entrée du stator du premier étage de la turbine HP, de même, elle sert à guider l'écoulement des gaz vers les NGV et d'assurer l'accélération et l'augmentation de la vitesse des gaz.

Calcul de la nouvelle valeur de γ :

On a $Tt_5 = Tt_{50}$

Les valeurs de Cp_5 et γ_5 seront calculées à partir de la relation [V-4] et pour une température $T = Tt_5$

Calcul du nombre de Mach M_5 :

D'après la relation [V-1] :

$$\dot{m}_5 = \frac{Pt_5 S_5 M_5 \sqrt{\frac{\gamma_5}{r_5 Tt_5}}}{\left[1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2\right]^{\frac{\gamma_5 + 1}{2(\gamma_5 - 1)}}$$

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

$$Pt_5 = Pt_{50}$$

$$S_5 = 0.156 \text{ m}^2$$

La valeur de M_5 est calculée par un procédé itératif selon l'organigramme 1

Les caractéristiques de sortie du collecteur (station 5) :

$$Tt_5 = Tt_{50}$$

$$Pt_5 = Pt_{50}$$

$$P_5 = \frac{Pt_5}{\left[1 + ((\gamma_5 - 1)/2) M_5^2\right]^{\gamma_5 / \gamma_5 - 1}}$$

$$T_5 = \frac{Tt_5}{1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2}$$

$$V_5 = (\gamma_5 r_5 T_{t5})^{1/2} M_5^2$$

Remarque :

Les valeurs de sortie du collecteur, seront les données de la turbine HP qui est constituée d'un étage seulement.

5-7 La turbine haute pression :

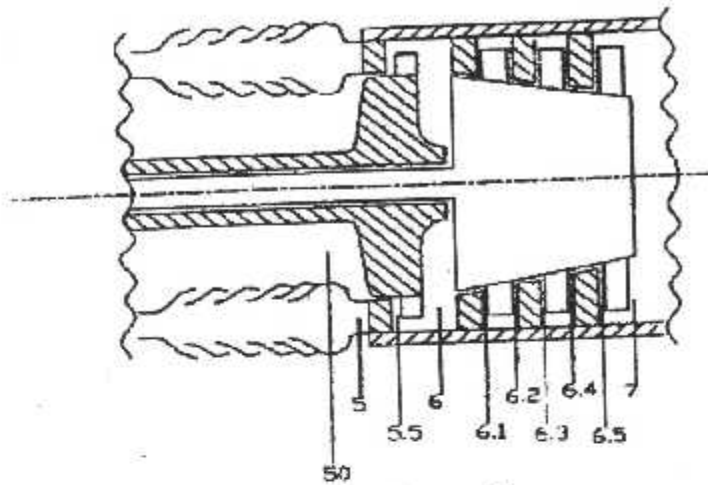


Fig. (V.7) : turbine

Calcul des nouvelles valeurs de C_p , γ , k :

$$\bar{\gamma} = \frac{\gamma_6 + \gamma_5}{2}. \text{ Et } C\bar{p} = (Cp_5 + Cp_6) / 2.$$

Avec C_{p6} et γ_6 sont les valeurs à la sortie de la turbine HP, elles seront calculées à partir des relation [V-4] et pour une température $T = T_6 = 1034^\circ\text{K}$ (donnée par le constructeur)

$$\bar{k} = \frac{\bar{\gamma}}{\bar{\gamma} - \eta_{PT} (\bar{\gamma} - 1)}$$

Calcul du travail de la turbine HP :

L'égalité des puissances de l'attelage HP, c'est-à-dire entre la turbine HP et le compresseur HP, nous donne :

$$\begin{aligned} (\dot{m}_a + \dot{m}_c) W_{THP} &= \dot{m}_a W_{CHP} \\ \Rightarrow W_{THP} &= \Delta H_{CHP} = W_{CHP} / (1 + f) \xi \end{aligned}$$

Remarque :

Si on tient compte de l'énergie de la turbine HP perdue par refroidissement et l'énergie entraînant les accessoires, on introduit les coefficients de correction ζ et δ avec :

ζ : coefficient qui tient compte des pertes par refroidissement
 δ : coefficient qui tient compte de l'énergie fournie pour l'entraînement des accessoires. L'expression du travail de la turbine HP devient :

$$\Delta W_{THP} = (W_{CHP} \delta) / (1 + f) \zeta$$

* Calcul des caractéristiques de la station 6 :

$$Tt_6 = Tt_{5.5} - \frac{\Delta H_{t_{TBP}}}{C_p}$$

$$Pt_6 = Pt_{5.5} \left(\frac{Tt_6}{Tt_{5.5}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$T_6 = T_{5.5} + \frac{W_{5.5}^2 - W_6^2}{2C_p}$$

$$P_6 = P_{5.5} \left(\frac{T_6}{T_{5.5}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_6 = \frac{V_6}{\sqrt{\bar{\gamma} \cdot r_6 \cdot T_6}}$$

5-8 La turbine basse pression :

Les valeurs de sortie de la turbine HP, seront les données de la turbine BP.

Calcul des nouvelles valeurs de C_p , γ , k :

$$\bar{k} = \frac{\bar{\gamma}}{\bar{\gamma} - \eta_{pr} (\bar{\gamma} - 1)}$$

$$\bar{\gamma} = \frac{\gamma_6 + \gamma_7}{2}. \text{ Et } C_{p\bar{}} = (C_{p7} + C_{p6}) / 2.$$

Avec : C_{p6} et γ_6 seront calculés à partir de la relation [V-4] mais pour une température $T = Tt_6$.

C_{p7} et γ_7 seront calculés à partir des mêmes relations mais pour une température $Tt_7 = T_7$ estimée, pour un premier calcul avec $Tt_{7\text{estimé}} = 874^\circ\text{K}$ (donnée par le constructeur).

Calcul du rayon moyen et de la vitesse d'entraînement de la turbine BP :

$$r_{mTBP} = \frac{\sum r_{mi}}{Z_{TBP}} \text{ avec } Z_{TBP}=3 \quad r_{m1} = r_{m2} = r_{m3} = 0.288\text{m}$$

Donc : $r_{mTBP} = 0.288\text{m}$

$$U_{TBP} = \frac{2\pi r_{mTBP} N_2}{60}$$

Calcul du travail de la turbine BP :

L'égalité des puissances de l'attelage BP, nous donne :

$$\dot{m}_i (1+f) W_{TBP} = \dot{m}_i W_{CBP} + \dot{m}_i (1+\lambda) W_F$$

Si on tient compte de l'énergie fournie aux accessoires, on introduit le coefficient de correction δ .

Donc :

$$\begin{aligned} \dot{m}_i(1+f)W_{TBP} &= (\dot{m}_i W_{CBP} + \dot{m}_i(1+\lambda)W_F) \cdot \delta \\ \Rightarrow (1+f)W_{TBP} &= (W_{CBP} + (1+\lambda)W_F) \delta \\ \Rightarrow W_{TBP} &= \frac{(W_{CBP} + (1+\lambda)W_F) \delta}{1+f} = \Delta Ht_{TBP} \end{aligned}$$

Calcul des vitesses $V_{6.1}$, $W_{6.1}$:

D'après le triangle des vitesses, on a :

$$V_{6i} = V_{6,i+2} = W_{6,i+1} \quad \text{et} \quad W_{6,i} = W_{6,i+2} = V_{6,i+1}$$

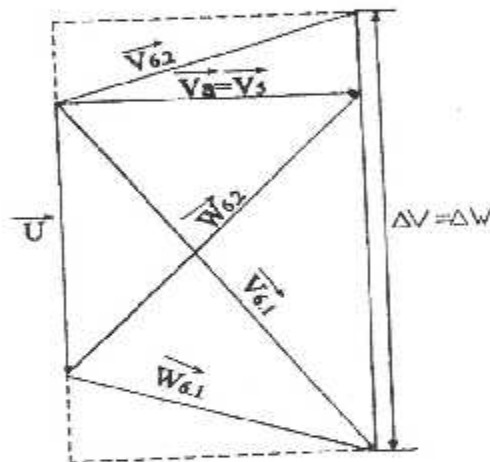


Fig. (V.9) : Triangles des vitesses de la TBP

$$\Delta V = \Delta W = \frac{\Delta Ht_{TBP}}{U_{TBP}}$$

$$W_{6.1r} = \frac{\Delta V}{2} - \frac{U_{TBP}}{2} \quad \text{et} \quad W_{6.1} = \sqrt{W_{6.1r}^2 + V_5^2}$$

$$V_{6.1r} = \frac{U_{TBP}}{2} + \frac{\Delta V}{2} \quad \text{et} \quad V_{6.1} = \sqrt{V_{6.1r}^2 + V_5^2}$$

$$W_{6.2} = V_{6.1} \quad \text{et} \quad W_{6.1} = V_{6.2}$$

Calcul des caractéristiques de la station 6.1

$$T_{6.1} = T_6 + \frac{V_6^2 - V_{6.1}^2}{2C_p}$$

$$P_{6.1} = P_6 \left(\frac{T_{6.1}}{T_6} \right)^{\frac{\bar{K}}{K-1}}$$

$$Tt_{6.1} = Tt_6$$

$$Pt_{6.1} = Pt_6$$

$$M_{6.1} = \frac{V_{6.1}}{\sqrt{\gamma r_g T_{6.1}}}$$

$$\rho_{6.1} = \frac{P_{6.1}}{r_g T_{6.1}}$$

Pour les autres stations (6.2, 6.3, ..., 6.6) les caractéristiques seront calculées selon l'organigramme 7.

5-9 : Le mélangeur :

Avant d'entamer l'étude énergétique du mélangeur, il faut tout d'abord déterminer les caractéristiques des deux flux primaire et secondaire (les caractéristiques du flux primaire sont ceux de sortie de la turbine BP), alors on prend pour hypothèse, la section de passage du flux secondaire constante, et l'écoulement établi dans toute la conduite du flux secondaire.

Remarque

L'entrée du mélangeur est repérée par la station 7.5 ; pour séparer entre les caractéristiques du flux primaire et du flux secondaire à cette station, on affecte les indices i et e relatifs respectivement aux paramètres des flux primaire et secondaire. Les caractéristiques de la sortie des deux flux seront comme suit :

Flux primaire	Flux secondaire
$T_{i7.5} = T_{i6.6}$	$T_{e7.5} = T_{e2.4}$
$P_{i7.5} = P_{i6.6}$	$P_{e7.5} = P_{e2.4}$
$T_{i7.5} = T_{i6.6}$	$T_{e7.5} = T_{e2.4}$
$P_{i7.5} = P_{i6.6}$	$P_{e7.5} = P_{e2.4}$
$\rho_{i7.5} = \rho_{i6.6}$	$\rho_{e7.5} = \rho_{e2.4}$
$M_{i7.5} = M_{i6.6}$	$M_{e7.5} = M_{e2.4}$
$r_{i7.5} = r_{i6.6}$	$r_{e7.5} = r_{e2.4}$
$\gamma_{i7.5} = \gamma_{i6.6}$	$\gamma_{e7.5} = \gamma_{e2.4}$

$\gamma_{6.6}$ et $C_{p6.6}$ sont calculés à partir de la relation [V-4] pour une température $T = T_{6.6}$, toutes les caractéristiques des deux flux sont des variables d'état non

additives, ce qui nous oblige de faire une moyenne harmonique ou arithmétique entre les paramètres des deux flux pour trouver les caractéristiques de la station 7.5

Calcul des caractéristiques énergétiques de la station 7.5 :

$$\text{On a } \dot{m}_t = \dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c$$

$$r_{7.5} = \frac{\dot{m}_i + \dot{m}_c}{\dot{m}_t} r_{i7.5} + \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_t} r_{e7.5}$$

$$\gamma_{7.5} = \frac{\dot{m}_i + \dot{m}_c}{\dot{m}_t} \gamma_{i7.5} + \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_t} \gamma_{e7.5}$$

$$Tt_{7.5} = \frac{\dot{m}_i + \dot{m}_c}{\dot{m}_t} Tt_{i7.5} + \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_t} Tt_{e7.5}$$

$$Pt_{7.5} = \frac{\dot{m}_i + \dot{m}_c}{\dot{m}_t} Pt_{i7.5} + \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_t} Pt_{e7.5}$$

$$M_{7.5} = \frac{\dot{m}_i + \dot{m}_c}{\dot{m}_t} M_{i7.5} + \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_t} M_{e7.5}$$

$$P_{7.5} = \frac{Pt_{7.5}}{\left[1 + ((\gamma_{7.5} - 1) / 2) M_{7.5}^2\right]^{\gamma_{7.5} / (\gamma_{7.5} - 1)}}$$

$$V_{7.5} = (\gamma_{7.5} r_{7.5} T_{7.5})^{1/2} M_{7.5}^2$$

$$\rho_{7.5} = \frac{P_{7.5}}{r_{7.5} \cdot T_{7.5}}$$

$$Tt_{7.5} = \frac{Tt_{7.5}}{1 + ((\gamma_{7.5} - 1) / 2) M_{7.5}^2}$$

5-10 La tuyère :

Calcul des caractéristique énergétique de la station 8 :

On considère qu'il n'y a pas de pertes de pression

$$Pt_8 = Pt_{7.5}$$

$$Tt_8 = Tt_{7.5}$$

$$r_8 = r_{7.5}$$

$$\gamma_8 = \gamma_{7.5}$$

Calcul du nombre de Mach M_8 :

D'après la relation [V-1] :

$$\dot{m}_8 = \dot{m}_i = \frac{Pt_8 S_8 M_8 \sqrt{\frac{\gamma_8}{r_8 T_{t8}}}}{\left[1 + \frac{\gamma_8 - 1}{2} M_8^2\right]^{\frac{\gamma_8 + 1}{2(\gamma_8 - 1)}}$$

$$S_8 = \frac{\pi D_8^2}{4} \quad \text{et } D_8 = 0.79\text{m}$$

La valeur de M_8 est calculée par un procédé itératif selon l'organigramme 1
Les autres paramètres seront :

$$T_{t8} = \frac{T_{t8}}{1 + (\gamma_8 - 1)/2 M_8^2}$$

$$P_8 = \frac{Pt_8}{\left[1 + (\gamma_8 - 1)/2 M_8^2\right]^{\gamma_8/\gamma_8 - 1}}$$

$$V_8 = (\gamma_8 r_8 T_{t8})^{1/2} M_8^2$$

$$\rho_8 = \frac{P_8}{r_8 T_8}$$

5-11 Calcul des performances du turboréacteur :**5-11-1 Poussées totale :**

$$F = \dot{m}_i (V_8 - V_0) + \dot{m}_e V_8 + S_8 (Pt_8 - P_{atm})$$

5-11-2 Poussée spécifique :

$$F_{spe} = F / (\dot{m}_a + \dot{m}_c)$$

5-11-3 Puissance calorifique:

$$P_c = \dot{m}_c \cdot P_{ci}$$

5-11-4 Puissance Thermodynamique:

$$P_{termo} = P_c - [\dot{m}_i C_p (T_8 - T_0) + \dot{m}_c C_p (T_{75} - T_0)]$$

5-11-5 Puissance Thermique réelle:

$$P_{tr} = \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_8^2 - V_0^2)$$

5-11-6 Puissance de propulsion :

$$Pp = F.V_0$$

5-11-7 Rendement thermodynamique :

$$\eta_{thermo} = \frac{P_{thermo}}{Pc} .$$

5-11-8 Rendement thermique réelle :

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{Pc}$$

5-11-9 Rendement de propulsion :

$$\eta_p = \frac{Pp}{P_{th}} .$$

5-11-10 Rendement global:

$$\eta_G = \frac{Pp}{Pc} = \eta_{th} \cdot \eta_p .$$

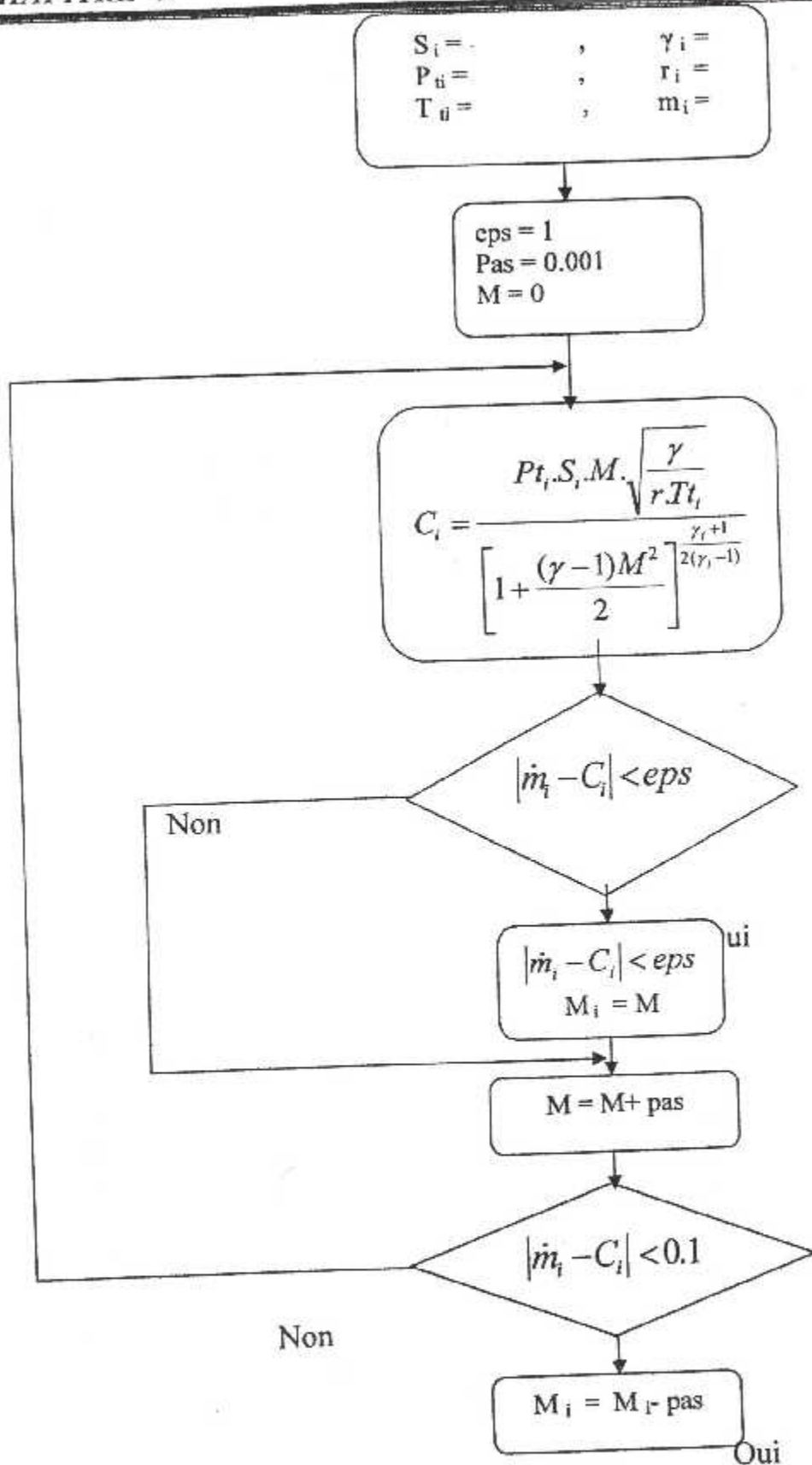
5-11-11 Consommation massique horaire :

$$CH = 3600 \cdot \dot{m}_c$$

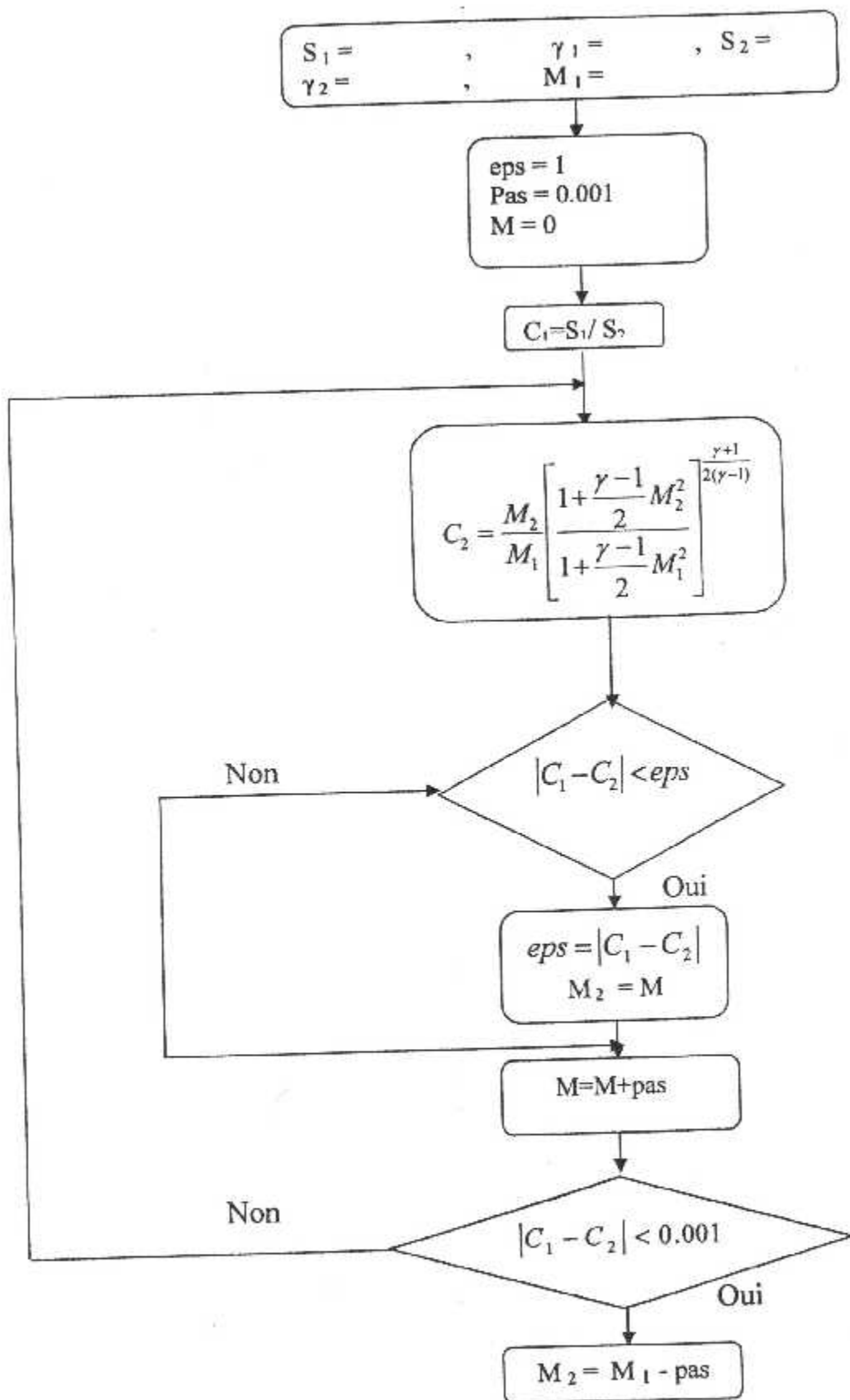
5-11-12 Consommation spécifique:

$$Csp = CH/F$$

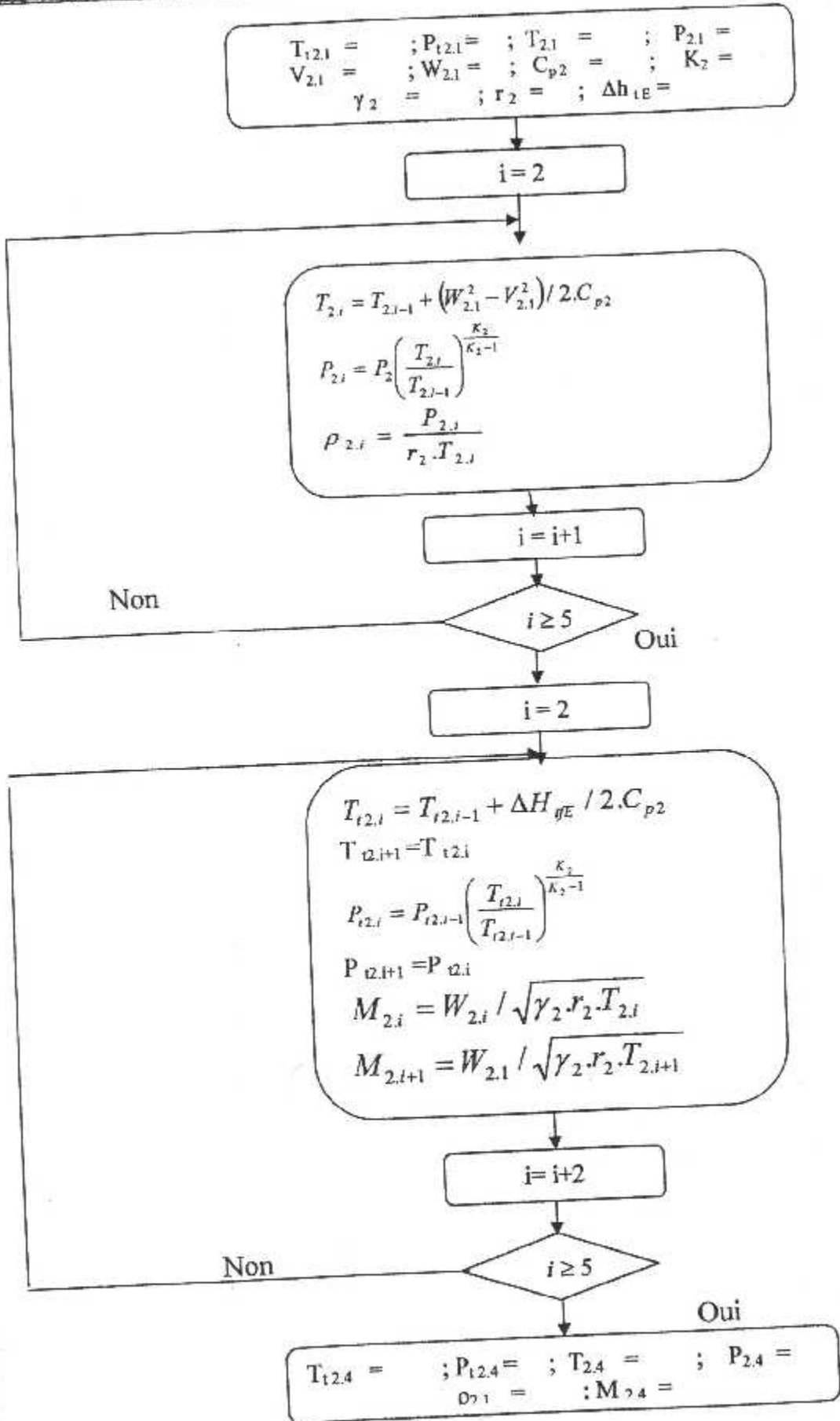
ORGNIGRAMMES



Organigramme (1)



Organigramme (2)



Organigramme (3)

$$\begin{aligned}
 T_{12.5} = & \quad ; P_{12.5} = \quad ; T_{2.5} = \quad ; P_{2.5} = \\
 V_{2.5} = & \quad ; W_{2.5} = \quad ; C_{p2.5} = \quad ; K_{2.5} = \\
 \gamma_{2.5} = & \quad ; r_{2.5} = \quad ; \Delta h_{IF} =
 \end{aligned}$$

i = 6

$$\begin{aligned}
 T_{2,i} &= T_{2,i-1} + (W_{2.5}^2 - V_{2.5}^2) / 2.C_{p2.5} \\
 P_{2,i} &= P_{2,i-1} \left(\frac{T_{2,i}}{T_{2,i-1}} \right)^{\frac{K_{2.5}}{K_{2.5}-1}} \\
 \rho_{2.5} &= \frac{P_{2.5}}{r_{2.5} \cdot T_{2.5}}
 \end{aligned}$$

i = i + 1

i ≥ 13

Non

Oui

i = 6

$$\begin{aligned}
 T_{12,i} &= T_{12,i-1} + \Delta H_{IF} / 2.C_{p2.5} \\
 T_{12,i+1} &= T_{12,i} \\
 P_{12,i} &= P_{12,i-1} \left(\frac{T_{12,i}}{T_{12,i-1}} \right)^{\frac{K_{2.5}}{K_{2.5}-1}} \\
 P_{12,i+1} &= P_{12,i} \\
 M_{2,i} &= W_{2.5} / \sqrt{\gamma_{2.5} \cdot r_{2.5} \cdot T_{2,i}} \\
 M_{2,i+1} &= W_{2.5} / \sqrt{\gamma_{2.5} \cdot r_{2.5} \cdot T_{2,i+1}}
 \end{aligned}$$

i = i + 2

i ≥ 13

Non

Oui

$$\begin{aligned}
 T_{12.12} = & \quad ; P_{12.12} = \quad ; T_{2.12} = \quad ; P_{2.12} = \\
 \rho_{2.12} = & \quad ; M_{2.12} =
 \end{aligned}$$

Organigramme (4)

$$\begin{array}{l}
 T_{t3} = \quad ; P_{t3} = \quad ; T_{2,5} = \quad ; P_3 = \quad \\
 V_3 = \quad ; W_3 = \quad ; C_{p3} = \quad ; K_3 = \quad \\
 \dots = \dots = \dots = \dots = \dots = \dots
 \end{array}$$

$$\begin{array}{l}
 T_{3,i} = T_3 + (W_3^2 - V_3^2) / 2.C_{p3} \\
 P_{3,i} = P_3 \left(\frac{T_{3,i}}{T_3} \right)^{\frac{K_3}{K_3-1}} \\
 T_{t3,i} = T_{t3} + \Delta H_{KHE} / 2.C_{p3} \\
 P_{t3,i} = P_{t3} \left(\frac{T_{t3,i}}{T_{t3}} \right)^{\frac{K_3}{K_3-1}} \\
 \rho_3 = \frac{P_3}{r_3 \cdot T_3}
 \end{array}$$

i = 2

$$\begin{array}{l}
 T_{3,i} = T_{3,i-1} + (W_3^2 - V_3^2) / 2.C_{p3} \\
 P_{3,i} = P_{3,i-1} \left(\frac{T_{3,i}}{T_{3,i-1}} \right)^{\frac{K_3}{K_3-1}} \\
 \rho_{3,i} = \frac{P_{3,i}}{r_3 \cdot T_{3,i}}
 \end{array}$$

i = i + 1

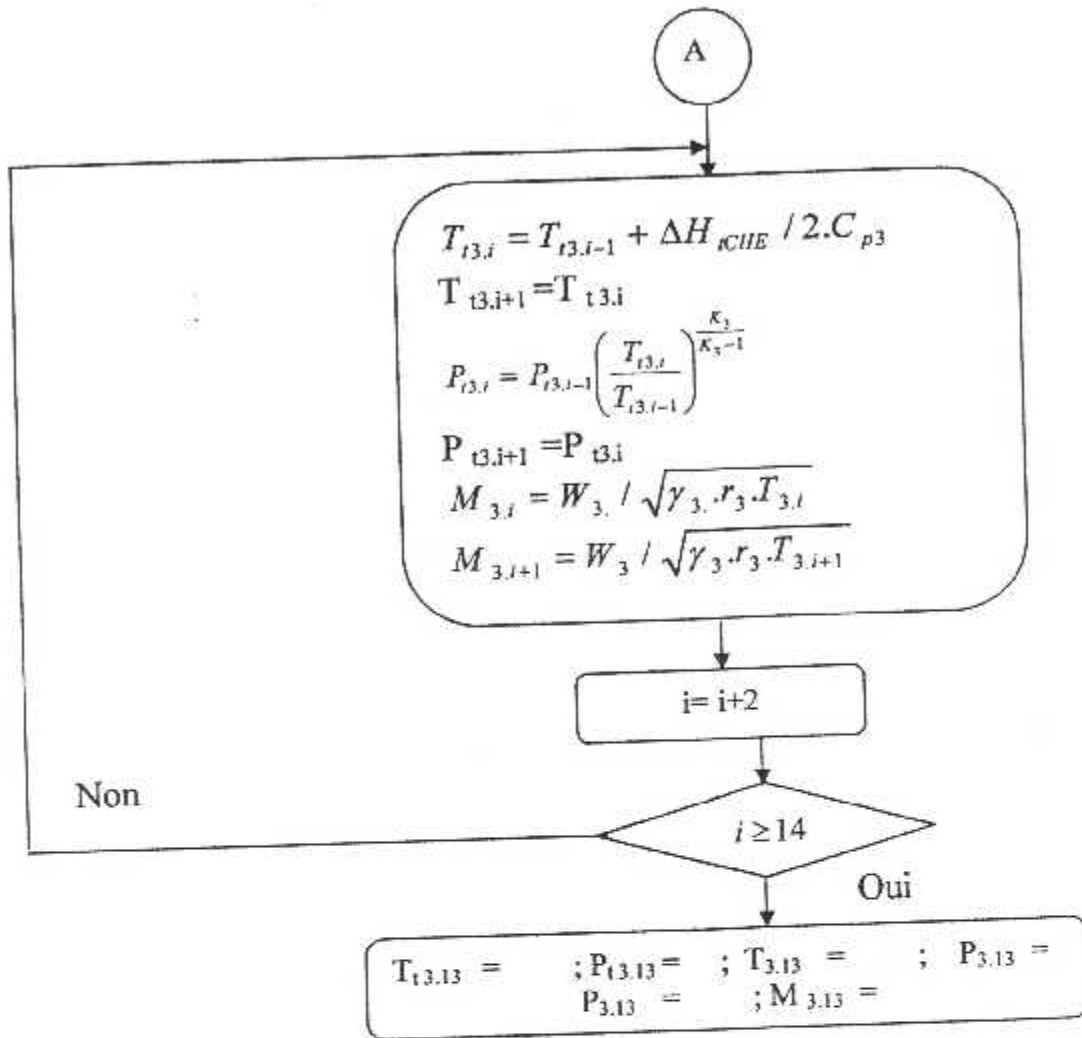
i ≥ 14

Non

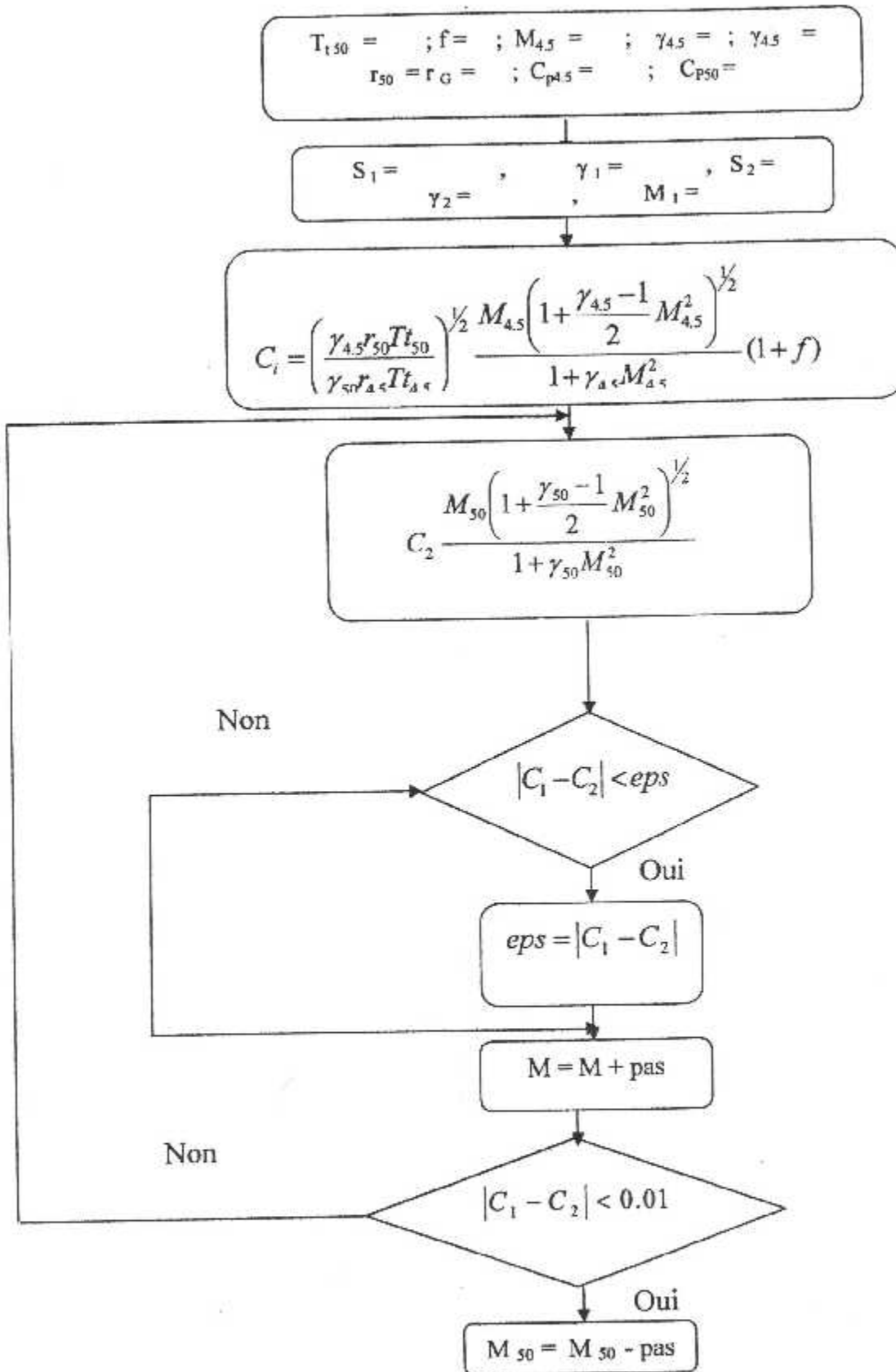
Oui

i = 2

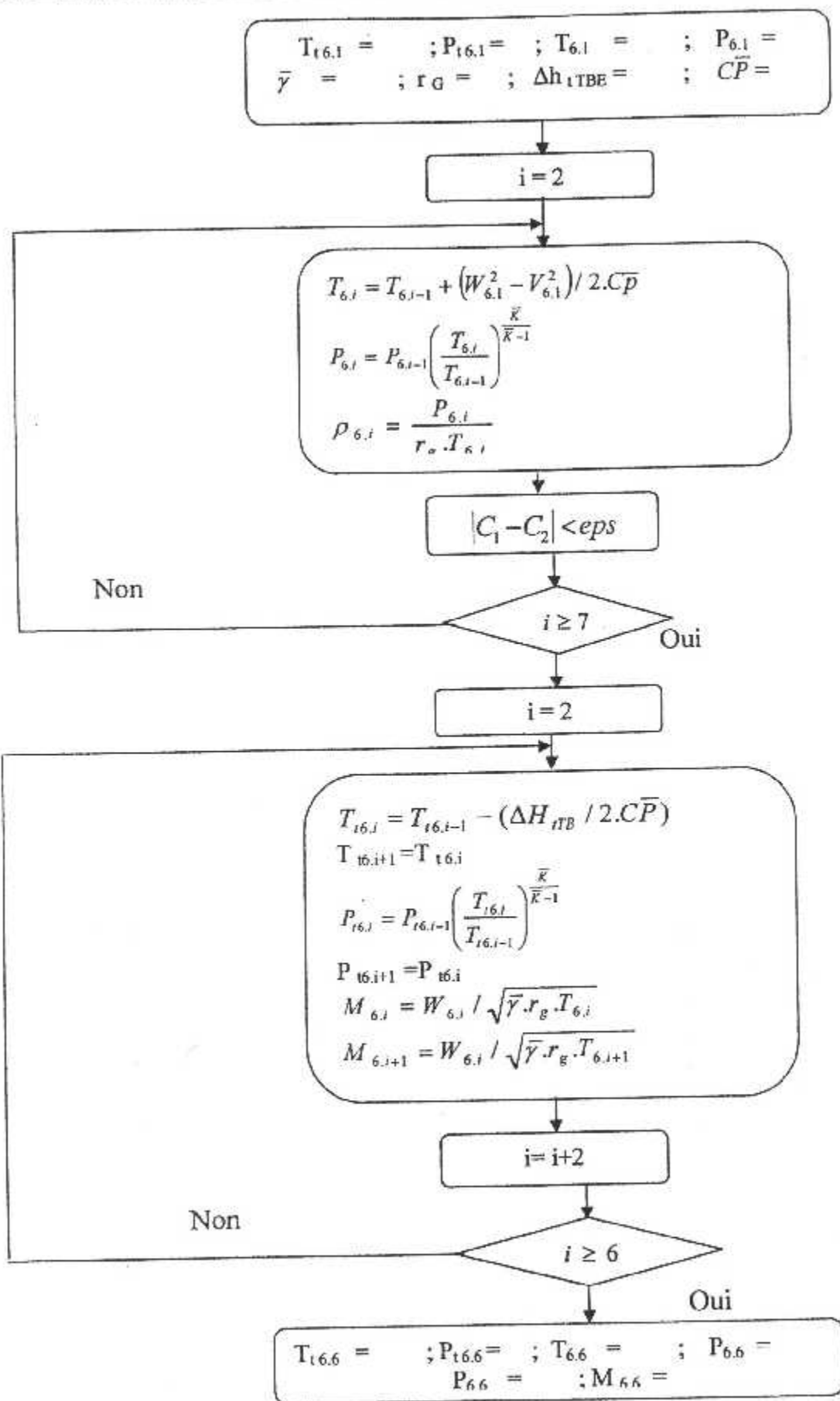
A



Organigramme (5)



Organigramme (6)



Organigramme (7)

CHAPITRE VI

RESULTATS ET DISCUSSIONS

6-RESULTATS ET DISCUSSIONS

6-1 Caractéristiques énergétiques :

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

• Evolution de la pression totale:

L'évolution de la pression totale le long des stations du turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure [VI-1].

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

• Evolution de la pression statique:

L'évolution de la pression statique le long des stations du turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure [VI-2].

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

Il est à noter que la pression statique amont du CHP (P_{s1}) est presque constante, par contre la pression aval (P_{s2}) chute de 5,5% pour une variation de la section de

passage des gaz de 5,9%, cette variation est confirmée par le constructeur (voir annexe N°1).

▪ Evolution de la température totale:

L'évolution de la température totale le long des stations du turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure [VI-3].

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

$$T . P^{1/\gamma} = Cte .$$

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

▪ Evolution de la température statique :

L'évolution de la température statique le long des stations du turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure (VI-4).

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

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

▪ Evolution de la vitesse:

L'évolution de la vitesse le long des stations du turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure (VI-5).

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

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

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

▪ Evolution du nombre de Mach:

L'évolution du nombre de Mach le long des stations du Turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure (VI-6).

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

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

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

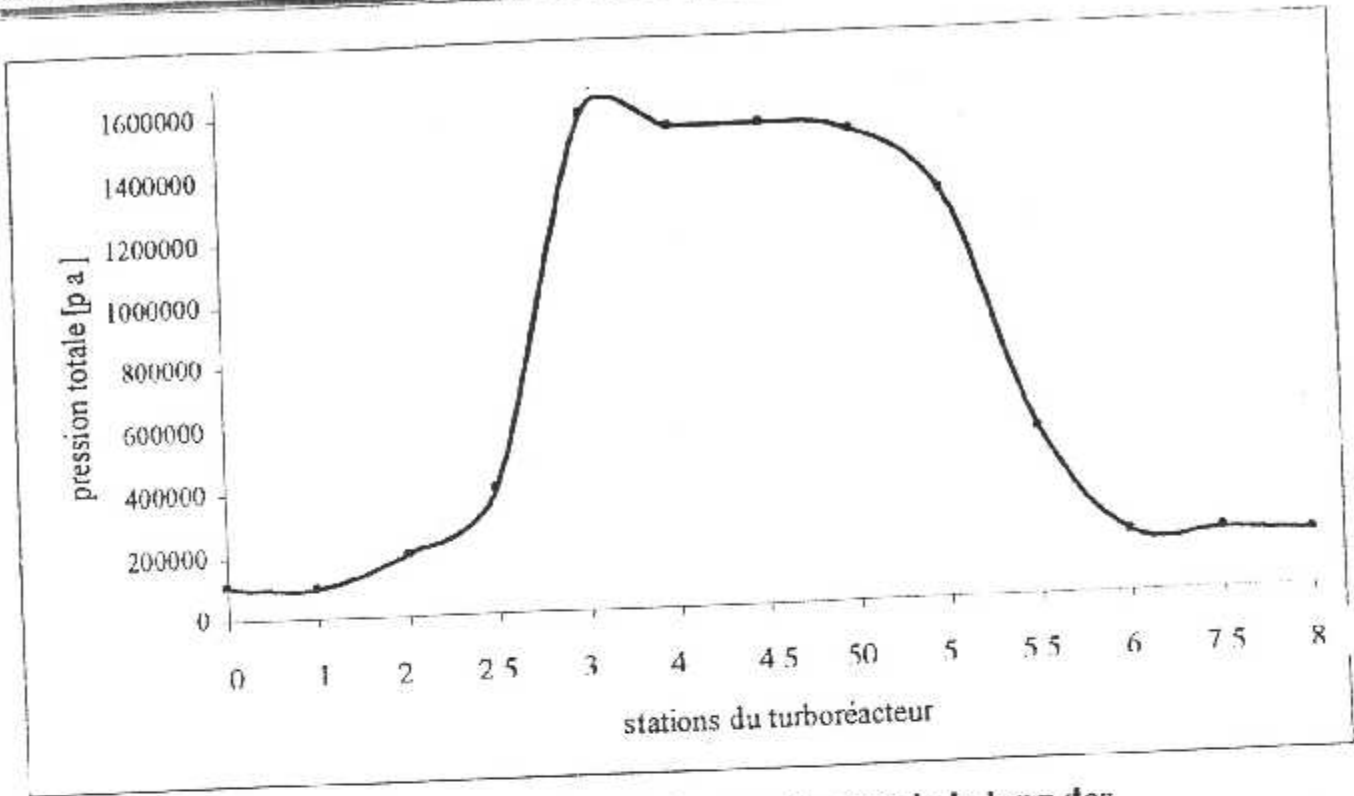
▪ Evolution de la masse volumique:

L'évolution de la masse volumique le long des stations du turboréacteur en fonction de la section de passage des gaz est donnée par la figure [VI-7].

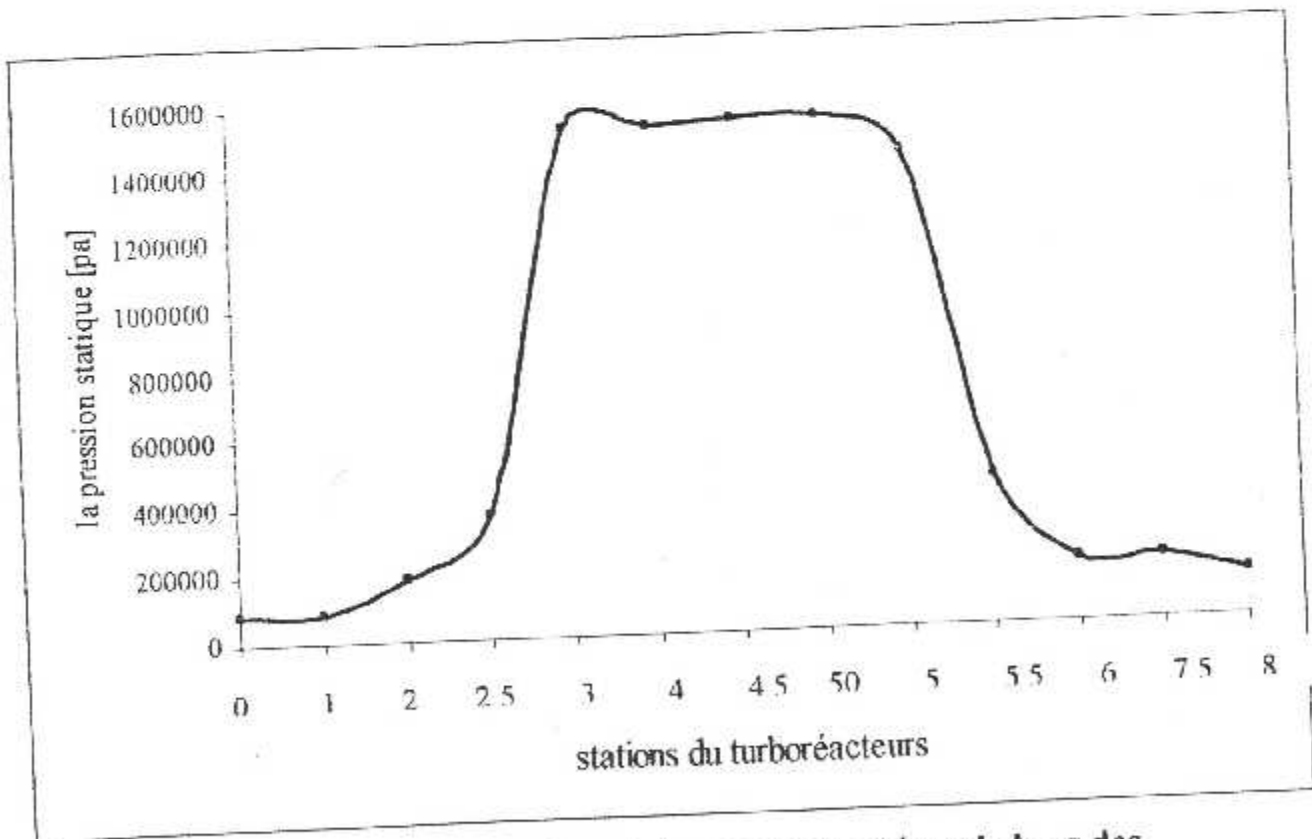
D'après cette figure, on remarque qu'à partir de l'entrée du compresseur IIP, la différence de la masse volumique commence à augmenter jusqu'à la sortie du diffuseur avant la chambre de combustion où, on obtient la différence maximale, ainsi le seuil de la masse volumique est calculé à cette station.

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

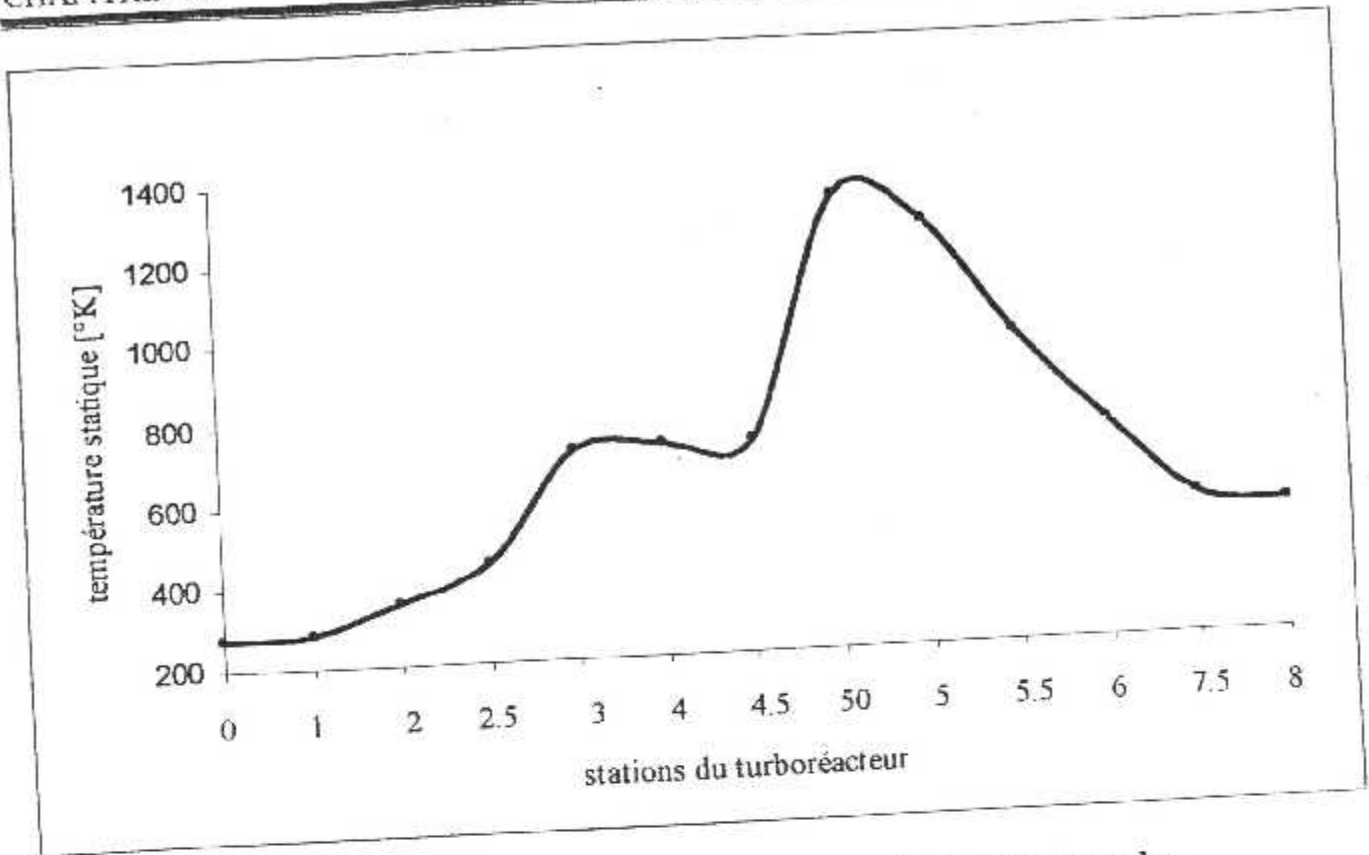
A partir de cette station, la différence de la masse volumique commence à diminuer où, on remarque qu'à partir de la sortie de la grille statorique de la turbine IIP, la masse volumique est presque la même pour les différentes stations et pour les différentes sections de passage des gaz.



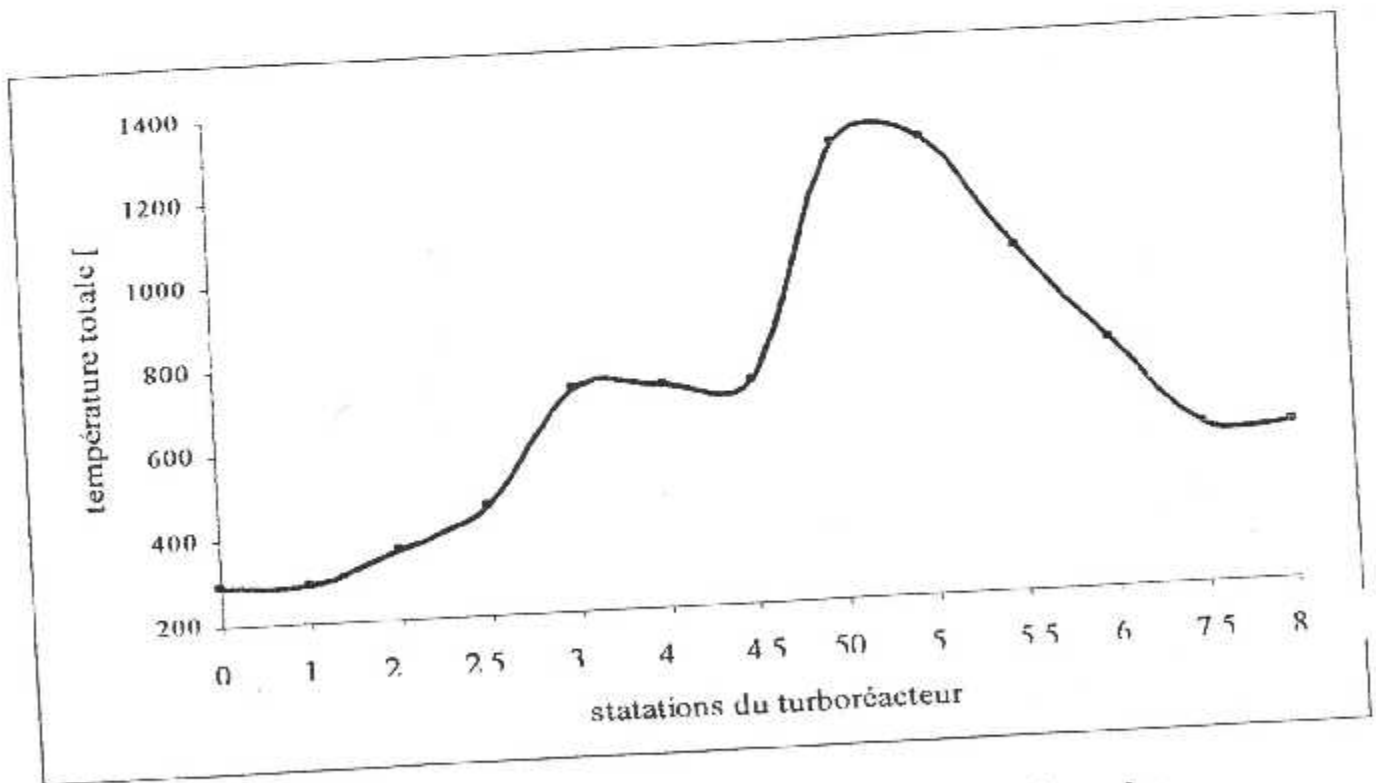
FIG(VI-1) : Evolution de la pression totale le long des stations du turboréacteur



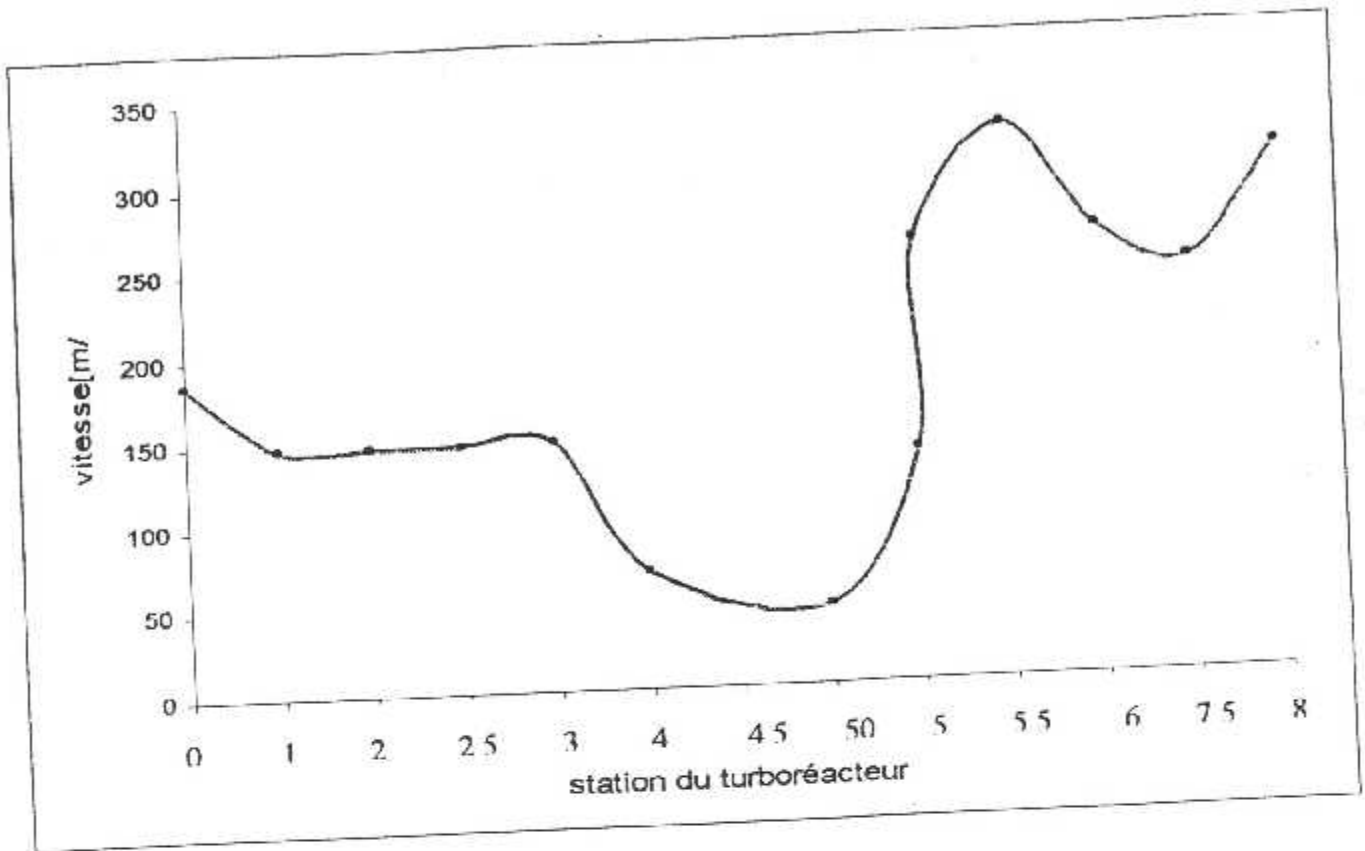
FIG(VI-2) : Evolution de la pression statique le long des stations du turboréacteur



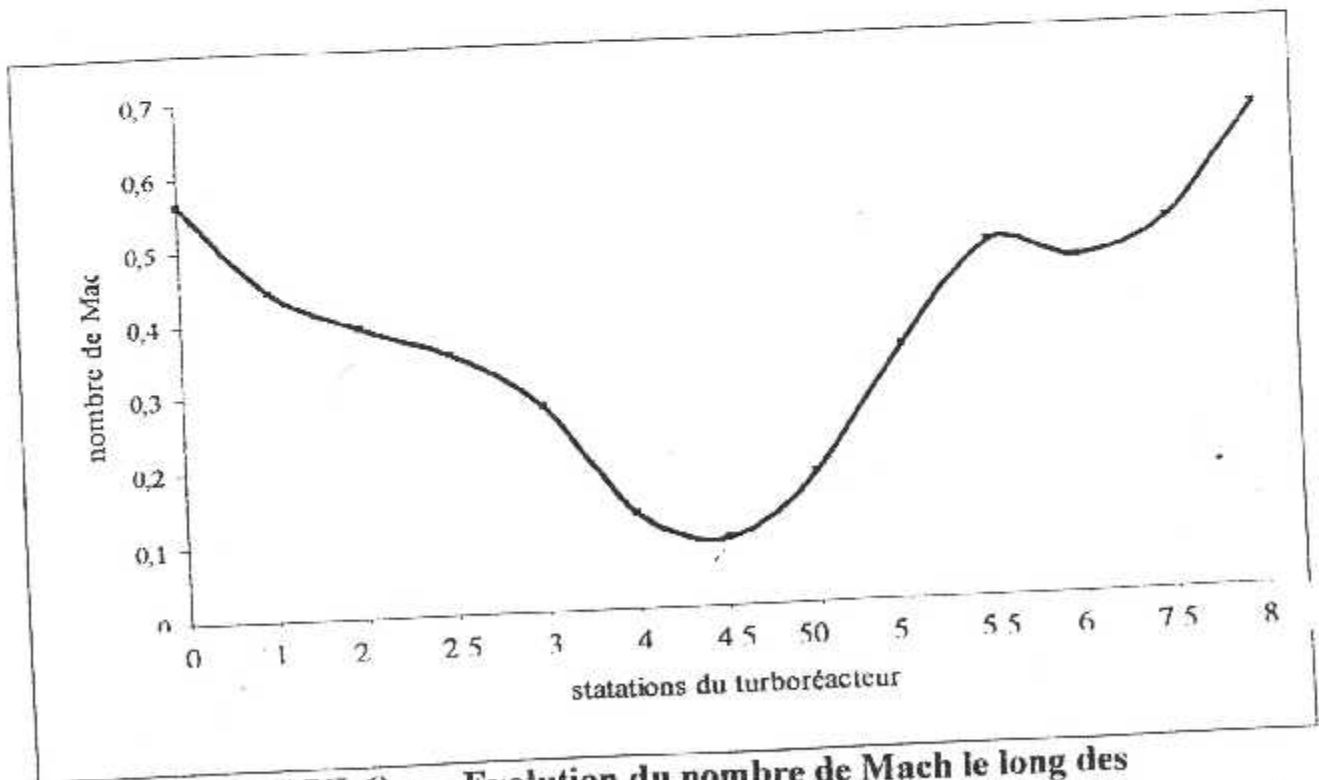
FIG(VI-3) : Evolution de la température statique le long des stations du turboréacteur



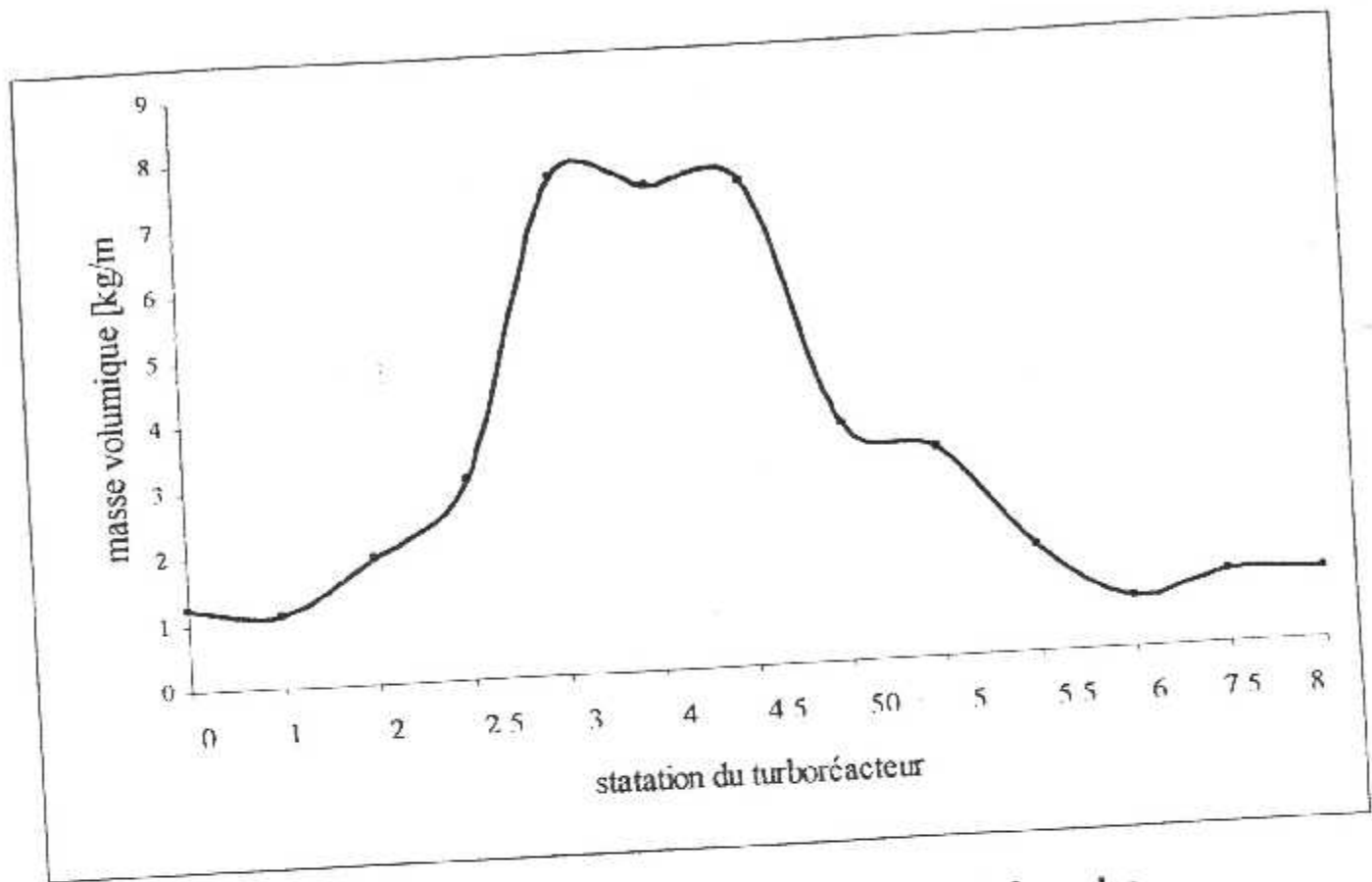
FIG(VI-4) : Evolution de la température totale le long des stations du turboréacteur



FIG(VI-5) : Evolution de la vitesse le long des stations du turboréacteur



FIG(VI-6) : Evolution du nombre de Mach le long des stations du turboréacteur



FIG(VI-7) : Evolution de la masse volumique le long des stations du turboréacteur

6-2 LES PERFORMANCES :

▪ effet du facteur de dilution λ :

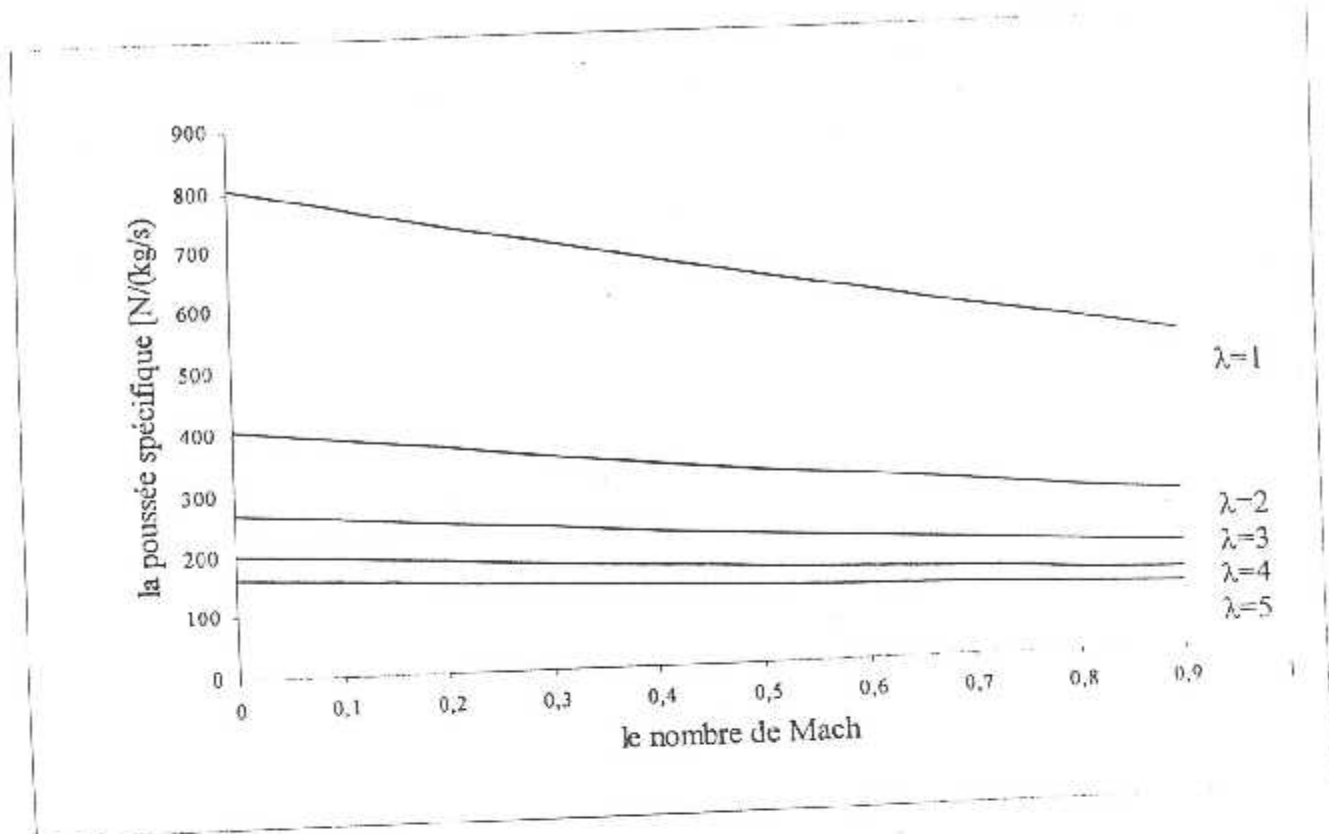
Les graphes [VI-8] et [VI-9] représentent respectivement l'évolution de la poussée spécifique et la consommations spécifique en fonction de M_0 et de facteur de dilution λ .

On constate, que la poussée spécifique diminue en fonction de M_0 et du facteur de dilution λ pour des valeurs de 800 (N/(kg . s)) à 160 N/(kg . s). Tandis que, la consommation spécifique augmente de sa part en fonction du nombre de Mach et du facteur de dilution allant de 1 à 5.

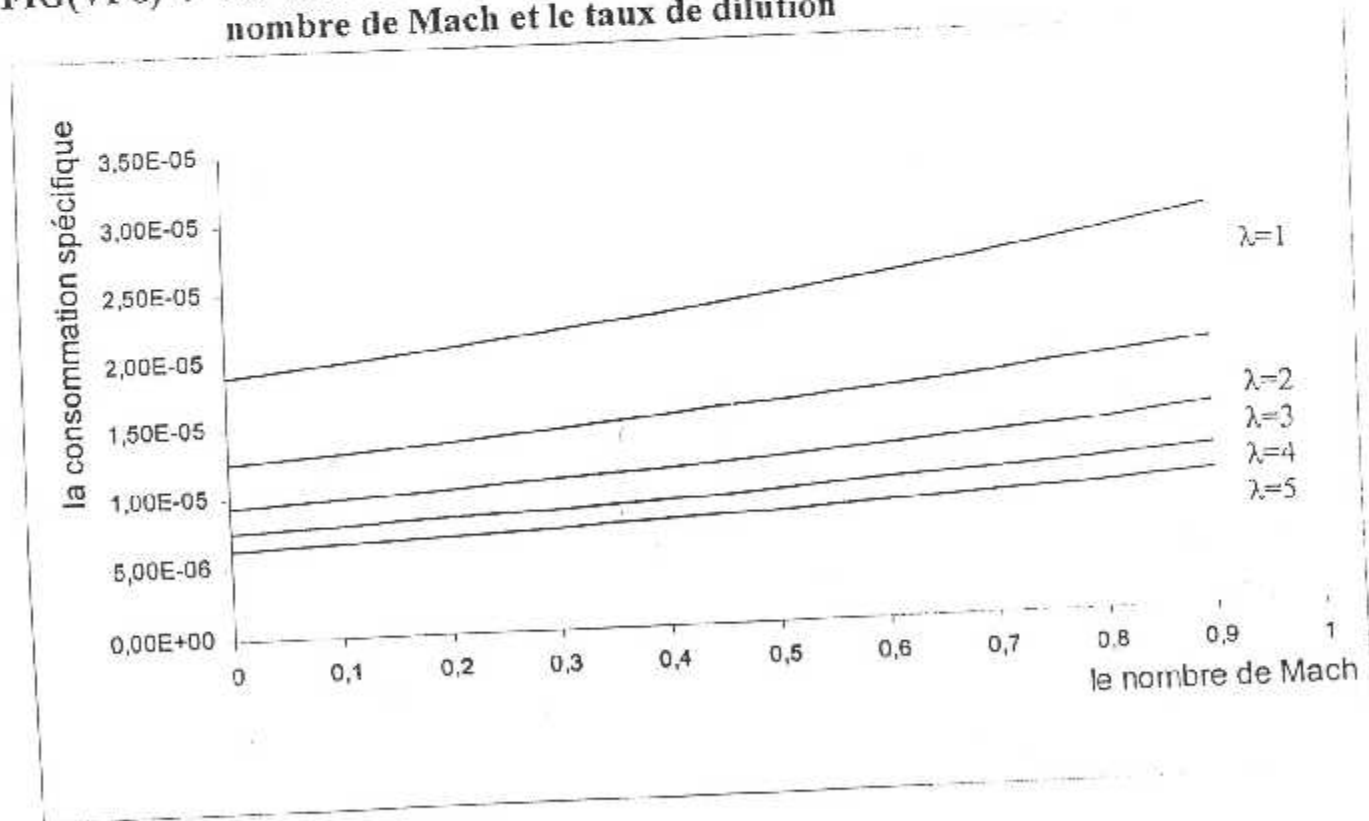
Le graphe [VI-10] représente la variation de rendement de propulsion en fonction du Mach et du taux de dilution λ .

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

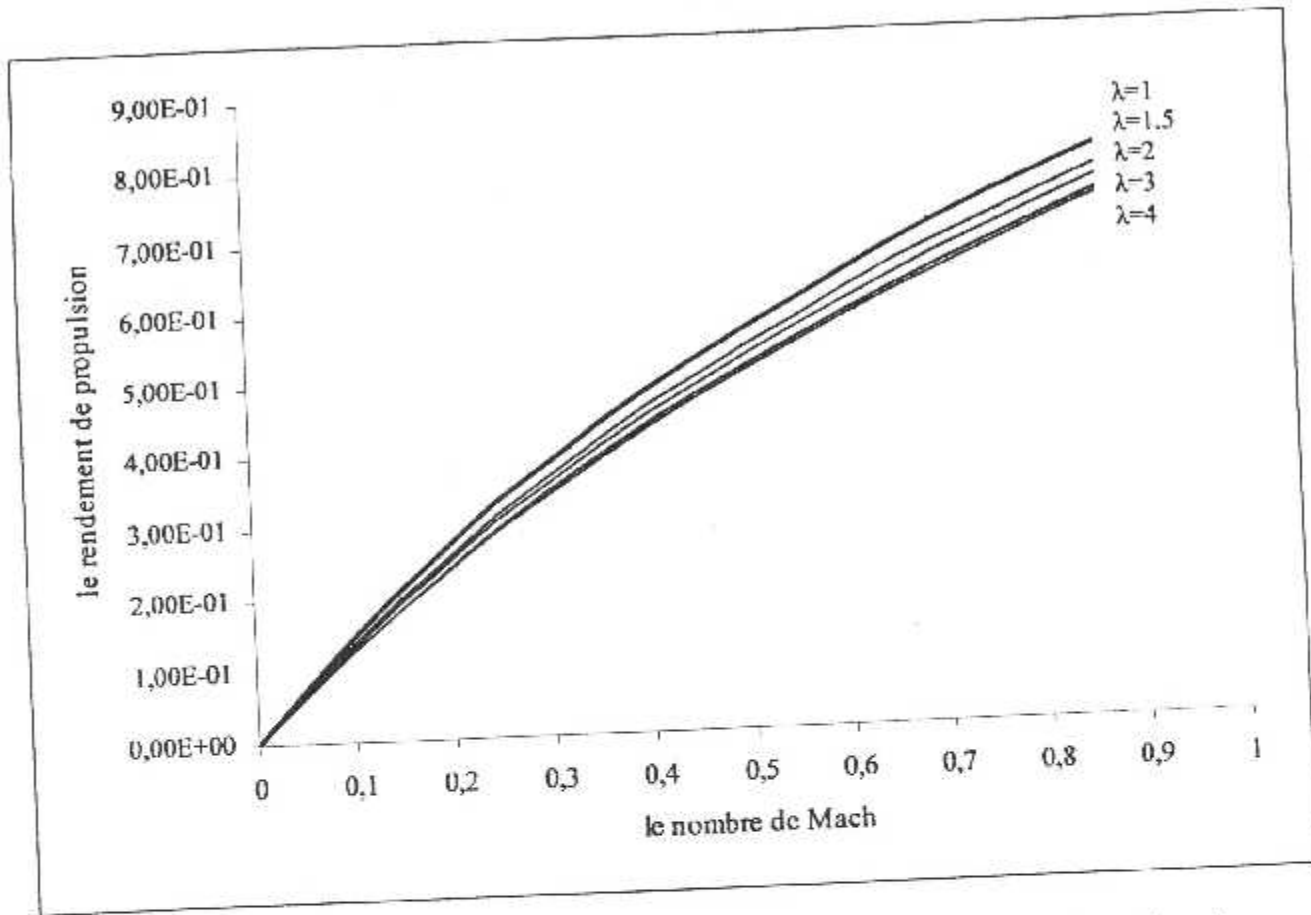
On constate que la diminution devient moins importante à des valeurs de Mach proches de 0.



FIG(VI-8) : La variation la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach et le taux de dilution



FIG(VI-9) : La variation la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach et le taux de dilution



FIG(VI-10) : La variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach et le taux de dilution

▪ Effet de la température totale de la chambre de combustion T_{tcdc} :

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

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

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

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

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

On observe dans ce dernier que le rendement propulsif augmente en fonction du Mach et de la température de la chambre de combustion T_{t4} qui varie respectivement de [1200°K à 2000°K].

Débit carburant :

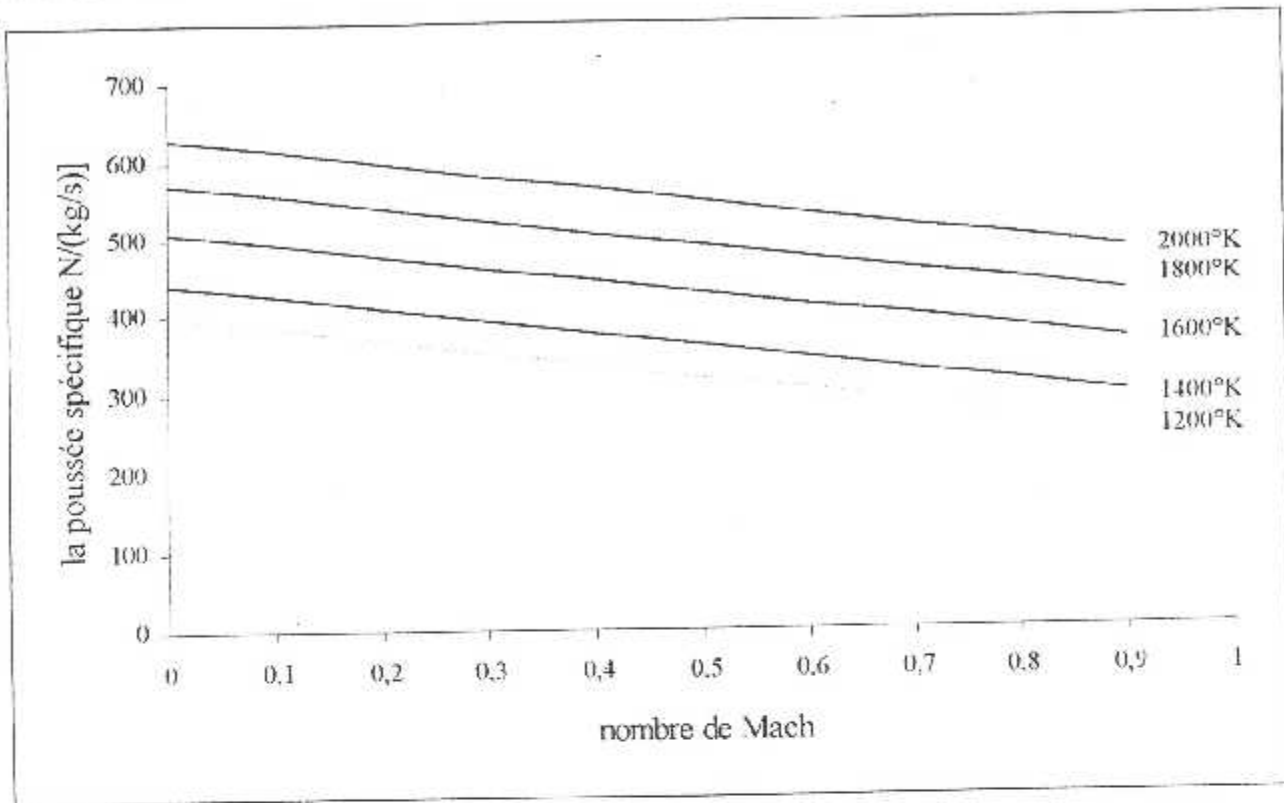
Le graphe [VI-14] représente la variation de la richesse en fonction du débit carburant

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

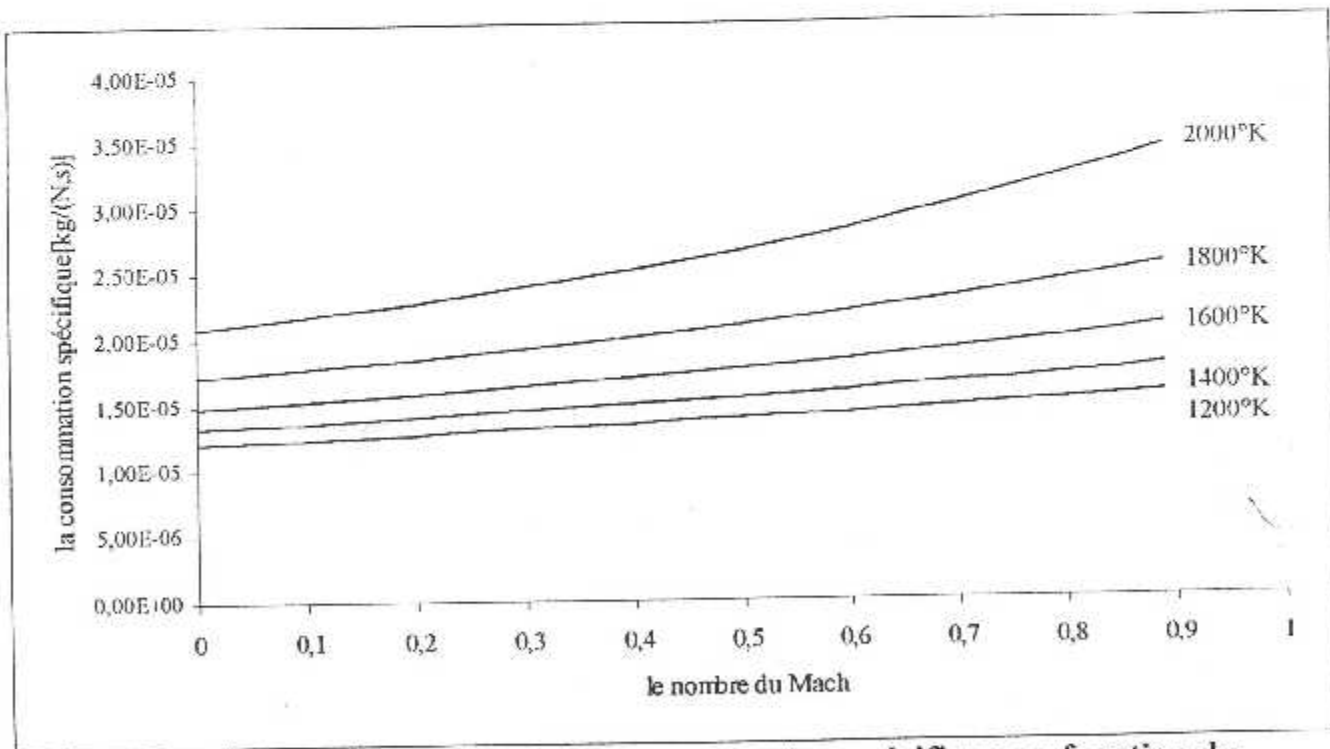
L'altitude :

Le graphe [VI-15] représente la variation de la poussée en fonction de l'altitude.

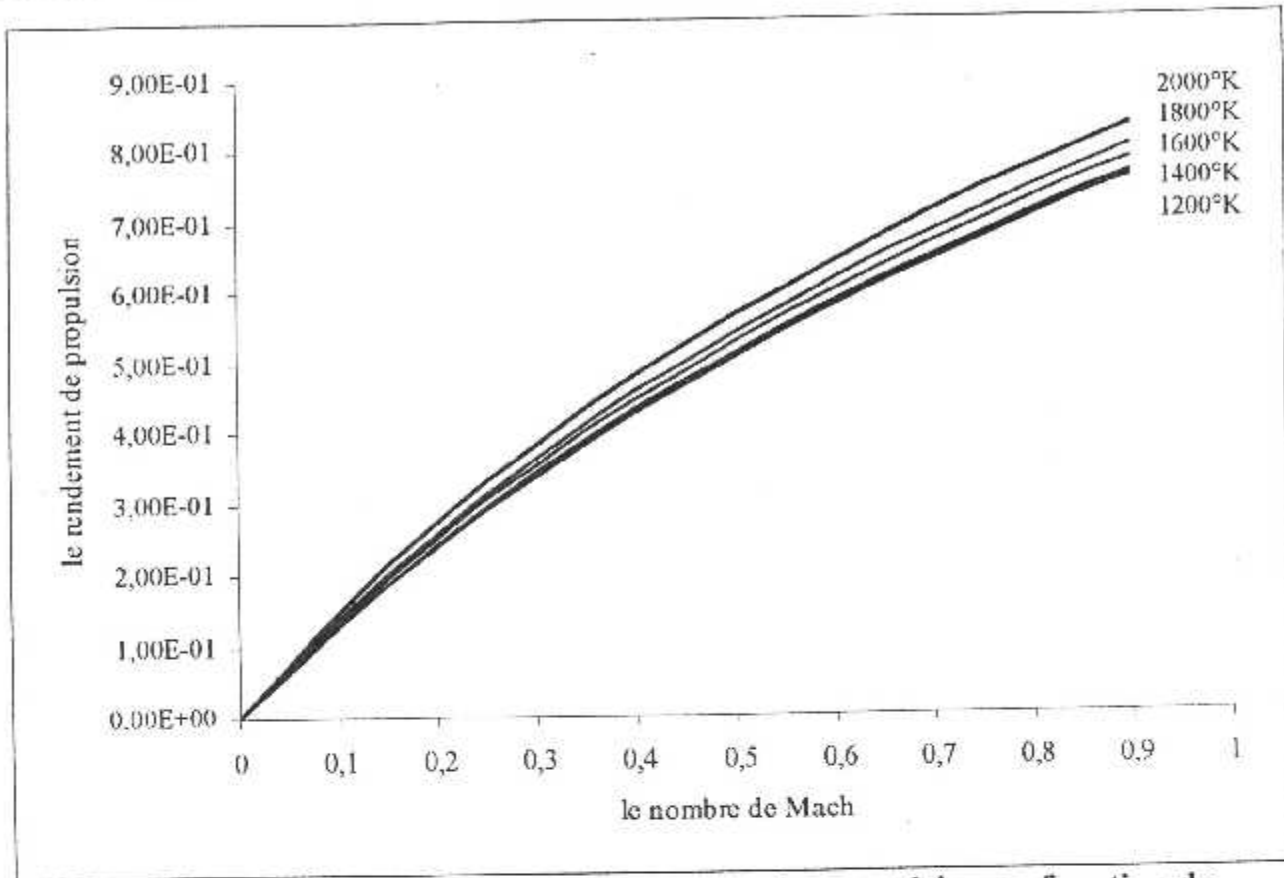
On remarque dans ce graphe que la poussée diminue respectivement de [71000 N à 30000N], avec l'augmentation de l'altitude.



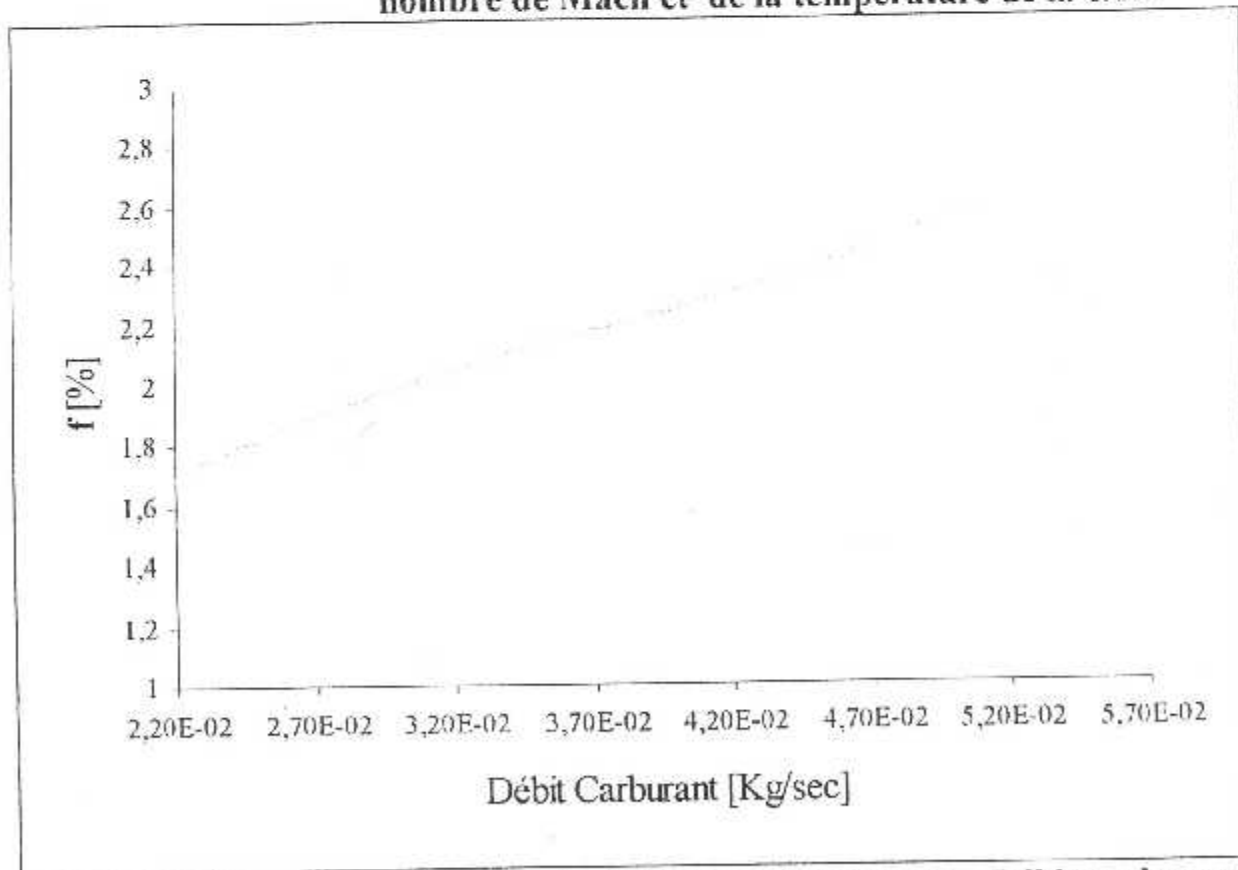
FIG(VI-11) : La variation de la poussée spécifique en fonction du nombre Mach et de la température de la c.d.c



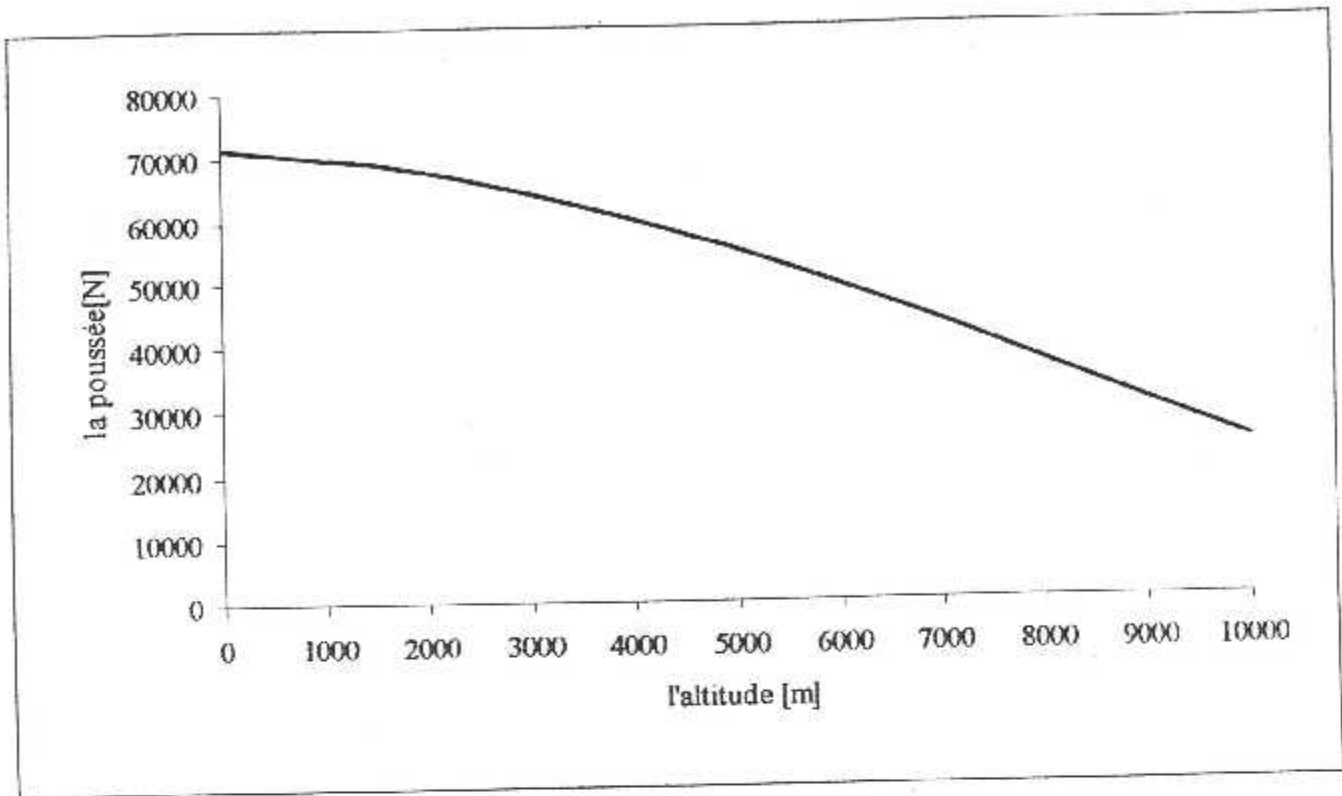
FIG(VI-12) : La variation de la consommation spécifique en fonction du nombre Mach et de la température de la c.d.c



FIG(VI-13) : La variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach et de la température de la c.d.c



FIG(VI-14) : La variation de la richesse en fonction du Débit carburant.



FIG(VI-15) : La variation de la poussée en fonction de l'altitude

conclusion

CONCLUSION

En guise de conclusion, nous dirons que cette étude concernant le calcul du cycle réel d'un turbofan, nous a permis d'obtenir des résultats qui nous ont aidés à mieux comprendre le fonctionnement des turbo réacteurs et en particulier le turbo réacteur à double flux, dont les performances globales s'améliorent en augmentant le taux de dilution à condition que celui-ci ne dépasse pas son optimum. Le choix d'une tuyère adaptée permet d'améliorer ces performances.

L'étude énergétique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres (P , M , ρ ...etc), et les performances d'un turboréacteur du type JT8D-15 au sol et en vol, nous a permis d'une part, de voir leurs variations, et de cerner le mode de fonctionnement optimal d'autre part.

Le cycle réel nous a donc permis de caractériser les performances principales à savoir:

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

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

La mise en étude du turboréacteur jt8d-15, a dévoilé certains phénomènes quantifiés très intéressants du point de vue performances. De plus, nous avons pu définir les plages de fonctionnement les plus économiques

Comparés avec ceux du constructeur, tous spécialement au régime de décollage qui sont les seules données disponibles, nos résultats se sont avérés satisfaisants. Cependant, les différentes hypothèses entreprises, expliquent les légers écarts engendrés (voir annexe).

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

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

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

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

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

Notre étude consiste à caractériser cet écoulement à travers le turbo réacteur par le calcul du cycle réel en utilisant des relations thermodynamiques en fonction de la température d'une part, et en tenant compte des limitations des turbo réacteurs qui sont de trois types:

En fin, nous espérons avoir apporté par ce modeste travail un complément d'informations à «Air Algérie» sur ce type de moteurs, et à notre institut une bonne méthode d'étude pratique,

BIBLIOGRAPHIE

- [01] : M.HENNI MANSOUR
Cours de la thermodynamique (3eme Anne Ingénieur)
- [02]: « BOEING 737 TL200-ATA72 »
Engine Général Description Jt8d-15
- [03] : SABINA BELGIAN WORLD AIRLINES « TECHNICAL TRAINING »
- [04]: PRATT & WITTNEY (USA) « Engine Manual JT8D15 »
- [05] : MAKLOUF NOURDDINE & MEKKI REDHA
« Analyse des performances des turbofan » Promotion 2000 « PFE »
- [06] : BOUKAHIL AFAF & AYAD ALI
« Calcul des performances d'un turboréacteur double corps double flux
à différentes régimes de fonctionnement appliqué au CFM56-7B »
Promotion 2002 « PFE »
- [07] : HAOYI Rabah dynamique des gaz
«Ecoulement unidimensionnels » Edition 1999.
- [08] : R.BIDAR et J.BONIN
« énergétique et turbomachine » Edition eyrolles germain. Paris 1979.
- [09] : V. MACIMOVI VIBAKOULEXI
« La théories des turboréacteurs » 1987
- [10] : DAVERDIN Gérard
« moteur d'avion » (tom1) Edition : 1994.
- [11] : « Technique de l'ingénieur »
Partie turbine à gaz, volume BL3
- [12] : G.LEHMANN ET P.LEPOURRY
«Technologies des turboréacteurs » Edition : 1989
- [13] : Jan KRYSINSKI
« Turbomachine théorie générale » O.P.U .Edition : 1986

ANNEXES

• ANNEXE N°1 :

➤ Localisation des station du turboréacteur JT8D-15

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

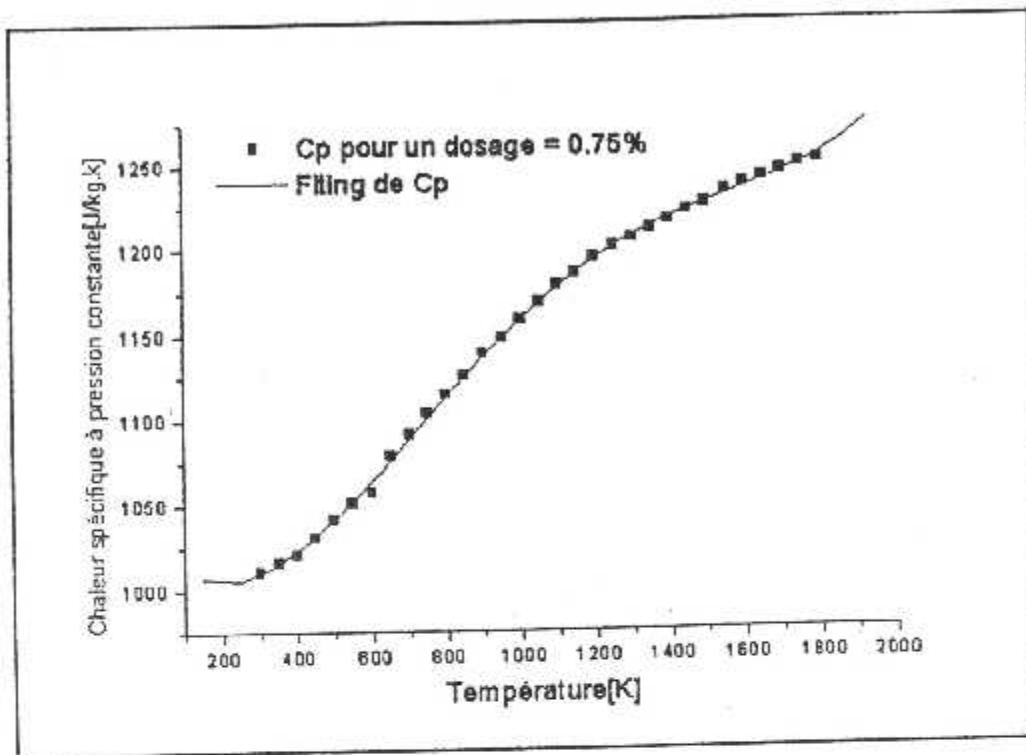
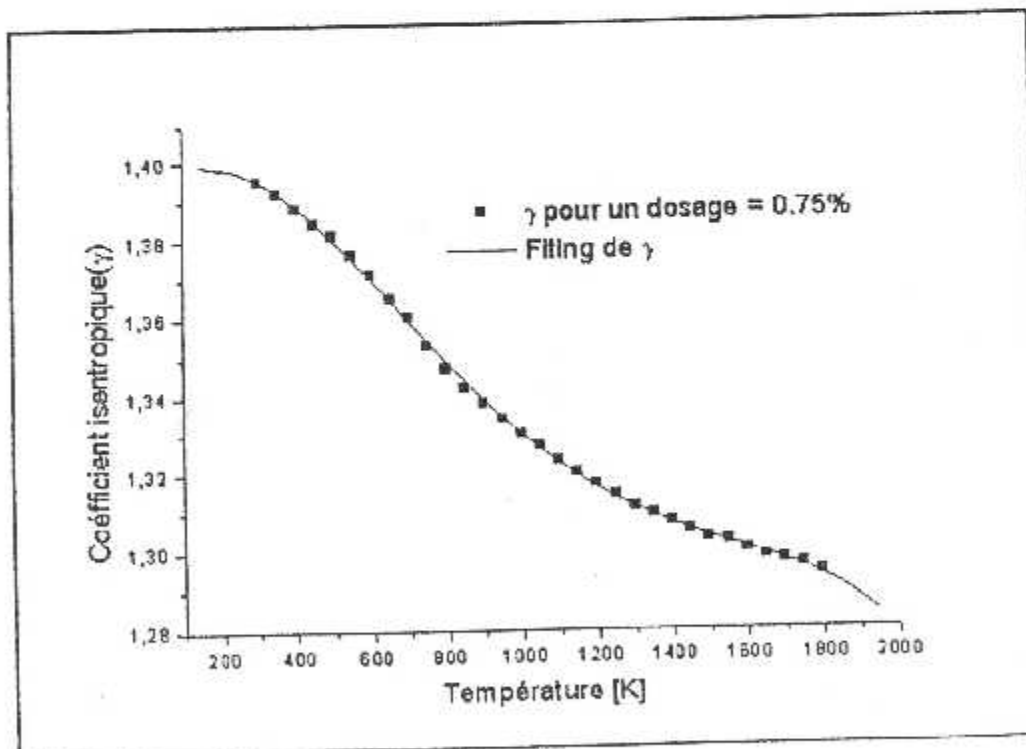
➤ CONVERSION

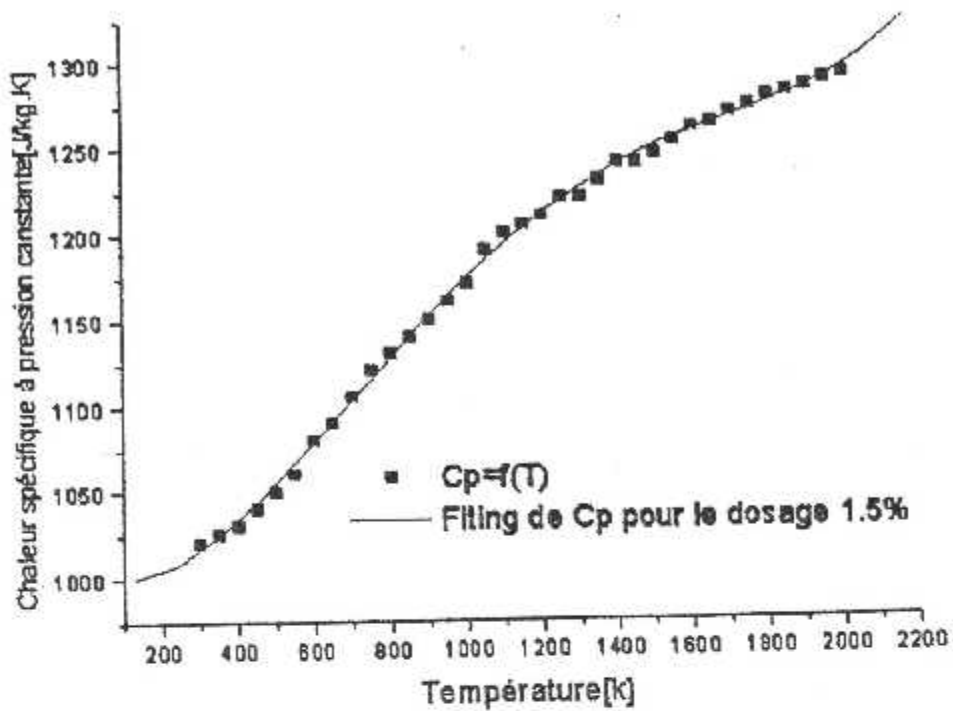
Système anglo-saxon	symbole	Equivalent en système internationale
Inch	IN	2,54 cm
Foot	Ft	0,3048 m
Mile	Mil	1,85318 Km
Gallon	Gal	3,7853 l
Livre	Lbs	0,45959 Kg
Knots	Kts	1,852
Pounds	Lbf	4,5085 N
Fahrenheit	°F	$T(^{\circ}F) = 5/9 * (T(^{\circ}C) - 32)$
Pression	PSI	6892,8751 Pas
Calorie	CAL	4,18 joule
Square Inch	SQ IN	0,0006451 m ²

• ANNEXE N°2 : GLOSSAIRE

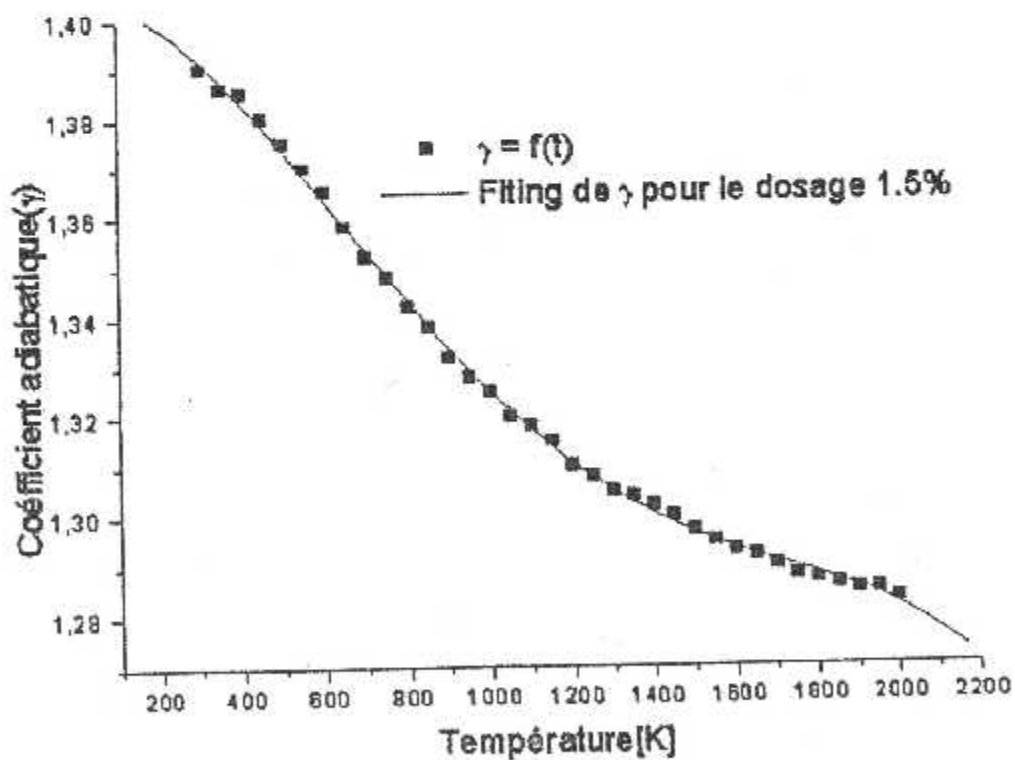
Bearing	Roulement-palier
Rear	Arrière
Front	Avant
Compressor	Compresseur
Exhaut	Sortie-Echppement
Intermediate	Intermédiaire
Duplex	Double
Ball	Bille
Roller	Rouleau
Inlet	Entrée
Diffuser	Diffuseur
Case	Carter-enveloppe
Discharge	Décharge
Turbine nozzle group	Distributeur de turbine
Gearbox group	Boitier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

• ANNEXE N°3 :

 C_p en fonction de la température γ en fonction de la température



C_p en fonction de la température



γ en fonction de la température

• ANNEXE N°4 : LE DONNEES DU PROBLEME

Paramètres	Valeur
Diamètre d'entrée d'air (diffuseur)	0.98
Diamètre extérieur d'entrée d'air	1.08
Diamètre intérieur d'entrée d'air	0.28
Nombre d'étage du fan	2
Rayon moyen du fan	0.385
Nombre d'étages du CHP	7
Nombre d'étages du CBP	4
Rayon moyen du CHP	0.286
Rayon moyen du CBP	0.303
Nombre d'étages du THP	1
Rayon moyen du THP	0.288
Nombre d'étages du TBP	3
Rayon moyen du TBP	0.288
Nombre de tours de l'attelage BP	8590
Nombre de tours de l'attelage HP	12250
Taux de compression de fan	1.975
Taux de compression de CBP	2.11
Taux de compression de CHP	4
Température de l'air ambiant (condition standard)	288
Pression de l'air ambiant	1.011325
Température estimée de sortie C-C	1316
Température estimée de sortie THP	1076
Température estimée de sortie TBP	847
Coefficient isentropique	1.4
Constante des gaz parfait	287
Rendement polytropique du compresseur	0.85
Rendement polytropique de la turbine	0.87
Taux de dilution	0.99
Diamètre intérieur de l'entrée du diffuseur avant la C-C	0.47
Diamètre intérieur de la sortie du diffuseur avant la C-C	0.37
Diamètre extérieur de l'entrée du diffuseur avant la C-C	0.58
Diamètre extérieur de la sortie du diffuseur avant la C-C	0.7
Section d'entrée du collecteur avant turbine HP	0.298
Section de la sortie du collecteur avant turbine HP	0.156
Rendement de la chambre de combustion	0.98
Débit d'air entrant	147
Débit du fuel	1.1
Masse molaire de l'air	29
Masse molaire du fuel	100
Diamètre d'entrée de la tuyère	0.91
Diamètre de sortie de la tuyère	0.76
Nombre d'atomes de carbone	8
Nombre d'atomes d'hydrogène	18
Masse molaire de H	1
Masse molaire de C	12
Coefficient qui tient compte l'énergie fournie aux accessoires	16
Coefficient qui tient compte de l'énergie de refroidissement	1.01
Section d'entrée du compresseur HP	0.12

• ANNEXE N°5 : RESULTATS DU PROBLEME

➤ La température totale [°K]

		Station	Tt	Valeur du banc d'essai	Valeur estimé du par le constructeur
ENTREE	1	0	288	288.00	288.00
Sortie du diffuseur	2	1	288	288.00	288.00
FAN	3	2	363,562	370.00	371.00
CBP	4	2,5	458,757	463.00	460.00
CHP	5	3	726,522	703.00	694.00
DI	6	4	726,522	-	-
DEF	7	4,5	726,522	-	-
CDC	8	50	1284,28	1316.00	1277.00
CO	9	5	1284,28	-	-
THP	10	5,5	1017,35	1076.00	798.00
TBP	11	6	785,538	-	-
MEL	12	7,5	575,6	-	-
TUY	13	8	566,475		

➤ La température statique [°K]

		Station	Ts
ENTREE	1	0	270,975
Sortie du diffuseur	2	1	277,279
FAN	3	2	352,842
CBP	4	2,5	448,037
CHP	5	3	715,801
DI	6	4	724,355
DEF	7	4,5	726,188
CDC	8	50	1326,58
CO	9	5	1254,79
THP	10	5,5	971,965
TBP	11	6	740,152
MEL	12	7,5	547,46
TUY	13	8	521,202

➤ Pression totale [Pa]

	Station	Pt	Valeur du banc d'essai	Valeur estimé du par le constructeur
ENTREE	1 0	101325	101315	101325
Sortie du diffuseur	2 1	99298,5	101325	101325
FAN	3 2	198597	204717.8	208164.2
CBP	4 2,5	397194	431832.1	422521.4
CHP	5 3	1588776	1697721.4	1668071.3
DI	6 4	1541113	-	-
DEF	7 4,5	1541113	-	-
CDC	8 50	1503935	1538485.7	1557785.9
CO	9 5	1309784	-	-
THP	10 5,5	529391	-	-
TBP	11 6	194502	2029700	212989.28
MEL	12 7,5	191353	-	-
TUY	13 8	179872		

➤ Pression statique [Pa]

	Station	Ps
ENTREE	1 0	81864,7
Sortie du diffuseur	2 1	86952,2
FAN	3 2	181677
CBP	4 2,5	370166
CHP	5 3	1519130
DI	6 4	1524585
DEF	7 4,5	1538481
CDC	8 50	1537099
CO	9 5	1418897
THP	10 5,5	443316
TBP	11 6	188109
MEL	12 7,5	182206
TUY	13 8	130284

➤ Nombre de Mach

		Station	M	Valeur du banc d'essai	Valeur estimé du par le constructeur
ENTREE	1	0	0,56	-	5.6E-01
Sortie du diffuseur	2	1	4,40E-01	-	-
FAN	3	2	3,90E-01	-	-
CBP	4	2,5	3,46E-01	-	-
CHP	5	3	2,76E-01	-	-
DI	6	4	1,28E-01	-	1.5E-01
DEF	7	4,5	5,00E-02	-	-
CDC	8	50	1,76E-01	-	-
CO	9	5	3,39E-01	-	-
THP	10	5,5	4,76E-01	-	-
TBP	11	6	4,50E-01	-	-
MEL	12	7,5	4,99E-01	-	-
TUY	13	8	6,49E-01	-	-

➤ La vitesse [m/s]

		Station	V
ENTREE	1	0	184,9398
Sortie du diffuseur	2	1	146,75709
FAN	3	2	146,75709
CBP	4	2,5	146,75709
CHP	5	3	222,41172
DI	6	4	68,034594
DEF	7	4,5	106,40508
CDC	8	50	137,66663
CO	9	5	259,47062
THP	10	5,5	307,84848
TBP	11	6	122,95665
MEL	12	7,5	242,70217
TUY	13	8	324,84619

Programme

```

implicit doubleprecision(a-h,m-z)
real T2(20),Tt2(20),P2(20),Pt2(20),ro2(20),M2(20),V2(20),
+T3(20),Tt3(20),P3(20),Pt3(20),ro3(20),M3(20),V3(20),T6(20),
+Tt6(20),P6(20),Pt6(20),ro6(20),M6(20),V6(20)
real M1,mpf1,mpf2,mf,q,h,mpf3,mp1,g7,g50,g45,g5,g55,M0
+k,n,h1,h2,G3,k7,gc,h1c,h1h,qi,mp2,M4,M5,landa,n2,gb,M75
+,nc2,k2,n3,ncc,gmoy,k3,mu2,M50,M55,g1,g2,pt45,TT45,Cp55
integer i
open(1,file='P.dat')
open(2,file='Pt.dat')
open(3,file='RO.dat')
open(4,file='T.dat')
open(5,file='Tt.dat')
open(6,file='M.dat')
open(7,file='V.dat')
open(8,file='sss.dat')
c   open(4,file='4.dat')
c   open(44,file='44.dat')
c   open(5,file='5.dat')
c   open(55,file='55.dat')
c   open(6,file='GUT.dat')
c   open(20,file='Pous.dat')
c   open(21,file='Cons.dat')
c   open(22,file='Debi.dat')
c   open(23,file='Alph.dat')
c   open(24,file='PIff.dat')
c   open(25,file='PIchh.dat')
c   open(26,file='Fm00.dat')
c   open(27,file='ff.dat')

```

```
cc -----calcul de nombre de mach-----
```

```

Tt0=289
r=287
c=1.4
pt0=101325
M0=0.
mf=147
a0=0.754
10  mpf2=mf*(sqrt(Tt0))/(pt0*a0)
    mpf1=M0*(sqrt(g/r))/(1+((g-1)/2)*M0**2)**3
    M0=M0+0.0001
    if (mpf1.lt.0.0326) goto 10
write(*,*)M0

```

```
c -----l'entre d'air-----
```

```

P0=Pt0*((1+0.2*M0**2))**(-3.5)
T0=r/(1+0.2*M0**2)
ro0=P0/(r*T0)
V0=M0*((g*r*T0)**(0.5))
ro0=P0/(r*Tt0)
write(8,*)'P0=',P0
write(2,*)'Pt0=',Pt0
write(3,*)'ro0=',ro0
write(4,*)'T0=',T0
write(5,*)'Tt0=',Tt0
write(6,*)'M0=',M0
write(7,*)'V0=',V0

```

```
write(*,*)P0,Pt0,ro0,t0
```

```
c -----diffuseur-----
```

```

rond=0.99
a1=0.913
Pt1=rond*Pt0
Tt1=Tt0
m1=0.
20  mpf4=mf*(sqrt(Tt1))/(pt1*a1)
    mpf3=m1*(sqrt(g/r))/(1+((g-1)/2)*m1**2)**3
    m1=m1+0.0001
    if (mpf3.lt.0.0274) goto 20
    p1=pt1*((1+0.2*m1**2))**(-3.5)
    t1=Tt1/(1+0.2*m1**2)
    rcl=p1/(287*t1)
    vl=m1*(1.4*287*t1)**(0.5)
    write(1,*)'P1=',P1
    write(2,*)'Pt1=',Pt1
    write(3,*)'ro1=',ro1
    write(4,*)'T1=',T1
    write(5,*)'Tt1=',Tt1
    write(6,*)'M1=',M1

```

```
write(7,*)'v1=',V1
```

-----fan-----

```
PIf=1.975  
cp=1004.5  
rondf=0.85  
rm=0.390  
n=2
```

```
N1=8589
```

```
k=(g*rondf)/((g*rondf)-g+1)  
rondis=((pt1/pt0)**((g-1)/g)-1)/(((pt1/pt0)**((g-1)/g)  
+rondf))-1  
U=((6.283)*Rm*N1)/60  
dHtf=Tt2(1)*Cp*(PIf)**((K-1)/K)-1)  
dHtfe=dHtf/n
```

```
wu=dHtfe/U
```

```
wu1=(U+wu)/2
```

```
wu2=(U-wu)/2
```

```
w1=(V1**2)+(wu1**2)**(0.5)
```

```
w2=(V1**2)+(wu2**2)**(0.5)
```

```
p1=p2(1)
```

```
T1=T2(1)
```

```
ro1=ro2(1)
```

```
pt1=Pt2(1)
```

```
Tt1=Tt2(1)
```

```
ro1=ro2(1)
```

```
do 30 i=2,5
```

```
T2(i)=T2(i-1)+((w1**2-w2**2)/2*cp)
```

```
P2(i)=P2(i-1)*((T2(i)/T2(i-1))**k/(k-1))
```

```
ro2(i)=P2(i)/(r*T2(i))
```

```
write(*,*)'P2=',P2(i)
```

```
write(*,*)'ro2=',ro2(i)
```

```
write(*,*)'T2=',T2(i)
```

```
continue
```

```
do 40 i=2,5
```

```
Tt2(i)=Tt2(i-1)+dHtfe/(2*cp)
```

```
Tt2(i+1)=Tt2(i)
```

```
Pt2(i)=Pt2(i-1)*((Tt2(i)/Tt2(i-1))**k/(k-1))
```

```
Pt2(i+1)=Pt2(i)
```

```
M2(i)=w1/(g*r*T2(i)**0.5)
```

```
M2(i+1)=w2/(g*r*T2(i+1)**0.5)
```

```
V2(i)=M2(i)*((g*r*T2(i))**0.5)
```

```
V2(i+1)=M2(i+1)*((g*r*T2(i+1))**0.5)
```

```
write(2,*)'Pt2=',Pt2(i)
```

```
write(5,*)'Tt2=',Tt2(i)
```

```
write(6,*)'M2=',M2(i)
```

```
write(7,*)'V2=',V2(i)
```

```
continue
```

-----COMPRESSEUR BASSE PRESSION-----

```
P1cbp=2.11
```

```
rm2=0.303
```

```
nc2=4
```

```
p2(6)=p2(5)
```

```
T2(6)=T2(5)
```

```
ro2(6)=ro2(5)
```

```
Pt2(6)=Pt2(5)
```

```
Tt2(6)=Tt2(5)
```

```
a=(Tt2(5)-1125)/975
```

```
CP2=(53.442*a**4)-(29.355*a**3)-(89.592*a**2)+(155.139*a)+1163.102
```

```
gc=CP2/(CP2-r)
```

```
k2=(gc*rondf)/((gc*rondf)-gc+1)
```

```
Uc=((6.283)*Rm2*N1)/60
```

```
dHtcb=Tt2(5)*Cp2*(P1cbp)**((K2-1)/K2)-1)
```

```
dHtcbce=dHtcb/nc2
```

```
wuc=dHtcbce/Uc
```

```
wu1=(Uc+wuc)/2
```

```
wu2=(Uc-wuc)/2
```

```
w11=(V1**2)+(wu1**2)**(0.5)
```

```
w22=(V1**2)+(wu2**2)**(0.5)
```

```
h1c=((w11**2)-(w22**2))*(0.5)
```

```
do 50 i=6,13
```

```
T2(i)=T2(i-1)+((w11**2-w22**2)/2*cp2)
```

```
P2(i)=P2(i-1)*((T2(i)/T2(i-1))**k2/(k2-1))
```

```
ro2(i)=P2(i)/(r*T2(i))
```

```
write(1,*)'P2=',P2(i)
```

```
write(3,*)'ro2=',ro2(i)
write(4,*)'T2=',T2(i)
```

```
50 continue
do 60 i=6,13
Tt2(i)=Tt2(i-1)+dHtche/(2*Cp2)
Tt2(i+1)=Tt2(i)
Pt2(i)=Pt2(i-1)*(Tt2(i)/Tt2(i-1))**(K2/(K2-1))
Pt2(i+1)=Pt2(i)
M2(i)=w11/((g2*r*T2(i))**0.5)
M2(i+1)=w22/((g2*r*T2(i+1))**0.5)
V2(i)=M2(i)*((g*r*T2(i))**0.5)
V2(i+1)=M2(i+1)*((g*r*T2(i+1))**0.5)
write(2,*)'Pt2-',Pt2(i)
write(5,*)'Tt2=',Tt2(i)
write(6,*)'M2=',M2(i)
write(7,*)'V2=',V2(i)
```

```
60 continue
```

-----compressaushaubepression-----

```
Ptchp=4
rh=0.286
n3=7
Ncc=12245
p3=p2(13)
T3=T2(13)
ro3=ro2(13)
Pt3=Pt2(13)
Tt3=Tt2(13)
write(1,*)'P3=',P3
write(2,*)'Pt3=',Pt3
write(3,*)'ro3=',ro3
write(4,*)'T3=',T3
write(5,*)'Tt3=',Tt3
write(6,*)'M3=',M3
write(7,*)'V3=',V3

a=(Tt3(1)-1125)/875
CP3=(53.442*a**4)-(29.355*a**3)-(89.592*a**2)+(155.139*a)
++1163.102
g3=CP3/(CP3-r)
k3=(g3*rondf)/((g3*rondf)-g3+1)
Ch=((6.283)*Rh*Ncc)/60
dHtchp=Tt3(1)*Cp3*((Ptchp)**((k3-1)/k3)-1)
dHtchpe=dHtchp/n3
wuh=dHtchpe/Uh
wu1h=(Uh+wuh)/2
wu2h=(Uh-wuh)/2
w1h=((v1**2)+(wu1h**2))**0.5
w2h=((v1**2)+(wu2h**2))**0.5
h1h=(0.5)*((w1h**2)-(w2h**2))
```

```
T3(1)=T2(13)+((w1h**2-w2h**2)/(2*Cp3))
P3(1)=P2(13)*(T3(1)/T2(13))**(k3/(k3-1))
ro3(1)=P3(1)/(r*T3(1))
write(1,*)'P3(1)=' ,P3(1)
write(3,*)'ro3(1)=' ,ro3(1)
write(4,*)'T3(1)=' ,T3(1)
Tt3(1)=Tt2(13)+dHtchpe/(2*Cp3)
Pt3(1)=Pt2(13)*(Tt3(1)/Tt2(13))**(K3/(K3-1))
M3(1)=w1h/((g3*r*Tt3(1))**0.5)
V3(1)=M3(1)*((g*r*Tt3(1))**0.5)
write(2,*)'Pt3-',Pt3(1)
write(5,*)'Tt3=',Tt3(1)
write(6,*)'M3=',M3(1)
write(7,*)'V3=',V3(1)
```

```
do 70 i=2,14
T3(i)=T3(i-1)+((w1h**2-w2h**2)/(2*Cp3))
P3(i)=P3(i-1)*(T3(i)/T3(i-1))**(k3/(k3-1))
ro3(i)=P3(i)/(r*T3(i))
write(1,*)'P3=',P3(i)
write(3,*)'ro3-',ro3(i)
write(4,*)'T3=',T3(i)
```

```
70 continue
```

```

do 80 i=2,13
Tt3(i)=Tt3(i-1)+dHtchpe/(2*Cp3)
Tt3(i+1)=Tt3(i)
Pt3(i)=Pt3(i-1)*(Tt3(i)/Tt3(i-1))**(K3/(K3-1))
Pt3(i+1)=Pt3(i)
M3(i)=w1h/((g3*r*Tt3(i))**0.5)
M3(i+1)=w2h/((g3*r*Tt3(i+1))**0.5)
V3(i)=M3(i)*((g*r*T3(i))**0.5)
V3(i+1)=M3(i+1)*((g*r*T3(i+1))**0.5)
write(2,*) 'Pt3=', Pt3(i)
write(5,*) 'Tt3=', Tt3(i)
write(6,*) 'M3=', M3(i)
write(7,*) 'V3=', V3(i)
80 continue

```

80

c-----deffuseur intermediaire-----

```

ro=0.97
s=0.286
a=(Tt3(13)-1125)/875
Cp4=(53.442*a**4)-(29.355*a**3)-(89.592*a**2)+(155.139*a)
+1163.102
Tt3(13)=Tt4
qi=cp4/(cp4-r)
M4=0.
mp2=mf*(sqrt(Tt4))/(Pt3(13)*a)
90 mp1=M4*(sqrt(gi/r))/(1+((gi-1)/2)*M4**2)**(3.36)
M4=M4+0.0001
if (mp1.lt.0.008708) goto 90
T4=Tt4*(1+((gi-1)/2)*M4**2)**(-1)
Pt4=Pt3(13)*ro
P4=Pt4*(1+((gi-1)/2)*M4**2)**(-(gi*ro)/(gi-1))
ro4=P4/(r*T4)
V4=M4*(gi*r*T4)**(0.5)
write(1,*) 'P4=', P4
write(2,*) 'Pt4=', Pt4
write(3,*) 'ro4=', ro4
write(4,*) 'T4=', T4
write(5,*) 'Tt4=', Tt4
write(6,*) 'M4=', M4
write(7,*) 'V4=', V4

```

90

c-----chambre de combustion-----

c-----déflecteur-----

```

M45=0.05
Tt4=Tt45
Pt4=Pt45
g45=gi
T45=Tt4*(1+((gi-1)/2)*M45**2)**(-1)
P45=Pt4*(1+((gi-1)/2)*M45**2)**(-gi/(gi-1))
ro45=P45/(r*T45)
V45=M45*(gi*r*T45)**(0.5)
write(1,*) 'P45=', P45
write(2,*) 'Pt45=', Pt45
write(3,*) 'ro45=', ro45
write(4,*) 'T45=', T45
write(5,*) 'Tt45=', Tt45
write(6,*) 'M45=', M45
write(7,*) 'V45=', V45

```

c-----ccc-----

```

lamda=1.01
c=-0.028
qf=1.1
rcc=0.98
ds=0.07
T=1335
ro=0.88
ra=0.18898
qr=36981+(36748*ra)
qa1=mf/(1+lamda)
f=qf/qa1
ps=f/ds

a=(T-1125)/875
Cp50=(39.359*a**4)-(17.65*a**3)-(99.475*a**2)+(204.786*a)
+1292.626

rg=(9283.7+(66543*f)/(1+ra))*(1/(1+f))
rgmoy=rg/(30.73)

```

```

q50=cp50/(cp50-rgmoy)
qmoy=(q50+qi)/2
Cpmoy=(qmoy/(gmoy-1))*rgmoy
Tt50=Tt3(13)+((f*rcq*qr*1000)/Cpmoy)
b=1-2*g50*(-c)
a=((g50-1)/2)+c
de=(b**2)-(4*a*c)
x2=(-b+sqrt(de))/(2*a)
M50=sqrt(x2)
P50=p45*(1+((qi-1)/2)*m45**2)/(1+g50*(x2**2))
pt50=p50*(1+((g50-1)/2)*m50**2)**(-g50/(g50-1))
t50=Tt50*(1+((g-1)/2)*m50**2)**(-1)
ro50=p50/(rgmoy*t50)
V50=m50*(g50*rgmoy*t50)**(0.5)
write(1,*)'P50=',P50
write(2,*)'Pt50=',Pt50
write(3,*)'ro50=',ro50
write(4,*)'T50=',T50
write(5,*)'Tt50=',Tt50
write(6,*)'M50=',M50
write(7,*)'V50=',V50

```

collecteur

```

a3=0.15
c=1.858
pt5=pt50
Tt5=Tt50
a=(Tt5-1125)/875
Cp5=(39.359*a**4)-(17.65*a**3)-(99.475*a**2)+(204.786*a)
+1292.626
q5=cp5/(cp5-rgmoy)
m5=0.
mp2=mf*(sqrt(Tt5))/(pt5*a3)
mp1=m5*(sqrt(g5/r))/(1+((g5-1)/2)*m5**2)**(3.362)
m5=m5+0.0001
if (mp1.lt.0.02196) goto 100
p5=pt5*(1+((g5-1)/2)*m5**2)**(-g5/(g5-1))
t5=Tt5/(1+((g5-1)/2)*m5**2)
ro5=p5/(rgmoy*t5)
v5=m5*(g5*rgmoy*t5)**(0.5)
write(1,*)'P5=',P5
write(2,*)'Pt5=',Pt5
write(3,*)'ro5=',ro5
write(4,*)'T5=',T5
write(5,*)'Tt5=',Tt5
write(6,*)'M5=',M5
write(7,*)'V5=',V5

```

turbine haute pression

```

n2=12250
rm=0.288
ron=0.88
se=1.0075
eps=0.97
f=0.0152
ut=2*(3.14)*n2*rm/60
x22=728.59
Cp5=cp55
g5=g55
a=(1034-1125)/875
Cp6=(39.359*a**4)-(17.65*a**3)-(99.475*a**2)+(204.786*a)
+1292.626
q55=cp6/(cp6-rgmoy)
cpmoy=(cp5+cp6)/2
wthp=(dhtchp*se)/((1+f)*eps)
dv=wthp/ut
vu2=(ut/2)+(dv/2)
v2t=((vu2**2)+(v5**2))**(0.5)
vu1=vu2-ut
v3t=((vu1**2)+(v5**2))**(0.5)
h=(0.5)*((v5**2)-(v2t**2))
h1=(0.5)*((-v2t**2)+(v3t**2))
dt=wthp/cpmoy
dt1=h/cpmoy
dt2=h1/cpmoy
dd=(eps-1)*(tt50-x22)
ds=(eps-1)*(t5-t45)
tt55=tt50+dd-dt

```

```

a=(Tt55-1125)/875
Cp7=(39.359*a**4)-(17.65*a**3)-(99.475*a**2)+(204.786*a)
+1292.626
g7=cp7/(cp7-rgmoy)
k7=(-g7/(g7-1))/(ron-(g7/(g7-1)))
k=(-g/(g-1))/(ro-(g/(g-1)))
write(+,* )t5,dt1,dt2,ds
r6=t5+dt1+dt2+ds
write(+,* )t6
a6=((t55/r6)-1)*(2/(g7-1))**(0.5)
tauthp=(Tt55/Tt50)**(k7/(k7-1))
st6=tauthp*pt5
s6=st6*(1+((g7-1)/2)*a6**2)**(k/(1-k))
do6=s6/(rgmoy*r6)
ronis=((st6/pt5)**(k-1)/k-1)/(((st6/pt5)**(g-1)/g)-1)
vv6=a6*(g*rgmoy*r6)**(0.5)
write(1,* )'P6=',P6
write(2,* )'Pt6=',Pt6
write(3,* )'ro6=',ro6
write(4,* )'T5=',T5
write(5,* )'Tt6=',Tt6
write(6,* )'M6=',M6
write(7,* )'V6=',V6

```

-----turbine basse pression-----

```

cc=0.96
n=3
utbp=2*(3.14)*N1*rm/60
Tt7=790
wtbp=((1+lamba)*dHtf+dHtcb)*(se*(f+1))
mut=wtbp/(n*utbp**2)
a=(Tt7-1125)/875
Cp75=(39.359*a**4)-(17.65*a**3)-(99.475*a**2)+(204.786*a)
+1292.626
cpmoy=(cp7+cp75)/2
gb=cp75/(cp75-rgmoy)
k=(-gb/(gb-1))/(ro-(gb/(gb-1)))
gmoy=(g+gb)/2
det=wtbp/(n*cpmoy)
detr=det/2
dv=wtbp/(n*utbp)
vu2=(utbp/2)+(dv/2)
vv2=((vu2**2)+(V5**2))**(0.5)
vu1=(dv/2)-(utbp/2)
vv3-((vu1**2)+(V5**2))**(0.5)
h=(0.5)*((vv3**2)-(vv2**2))
h2=2*h
tt6(1)=tt5
pt6(1)=st6
T6(1)=r6+((vv2**2-vv3**2)/2*Cpmoy)
P6(1)=s6*(T6(1)/T6(i-1))**(k/(k-1))
ro6(1)=P6(1)/(rg*T6(1))
M6(1)=vv2/((gmoy*rg*Tt6(1))**0.5)
do 110 i=2,6
T6(i)=T6(i-1)+((vv2**2-vv3**2)/2*Cpmoy)
P6(i)=P6(i-1)*(T6(i)/T6(i-1))**(k/(k-1))
ro6(i)=P6(i)/(r*T6(i))
write(1,* )'P6=',P6(i)
write(3,* )'ro6=',ro6(i)
write(4,* )'T6=',T6(i)
110 continue
do 120 i=2,4
Tt6(i)=Tt6(i+1)+wtbp/(Cpmoy*n)
Tt6(i+1)=Tt6(i)
Pt6(i)=Pt6(i-1)*(Tt6(i)/Tt6(i-1))**(K/(K-1))
Pt6(i+1)=Pt6(i)
M6(i)=vv2/((gmoy*rg*Tt6(i))**0.5)
M6(i+1)=vv3/((gmoy*rg*Tt6(i+1))**0.5)
V6(i)=M6(i)*((gmoy*rg*T6(i))**0.5)
V6(i+1)=M6(i+1)*((gmoy*rg*T6(i+1))**0.5)
write(2,* )'Pt6=',Pt6(i)
write(5,* )'Tt6=',Tt6(i)
write(6,* )'M6=',M6(i)
write(7,* )'V6=',V6(i)
120 continue

```

-----tuyère d',jection-----

```

d=0.799
ro=0.94
qall=qal+lamba

```

```

g1=qal/(qal+qall)
g2=qall/(qal+qall)
Rm=(r*g1)+(rgmoy*g2)
tt75=(tt2(6)*g1)+(g2*tt6(6))
t75=(t2(5)*g1)+(g2*t6(6))
m75=((tt75/t75)-1)*(2/(g-1))**(0.5)
ro75=(1/((g1/ro2(5))+(g2/ro6(6))))
pt75=Rm*ro75*tt75
p75=Rm*ro75*t75
v75=((g*Rm*t75)**(0.5))*(m75)
pt8=ro*pt75
t8=tt75*ro**((k-1)/k)
a1=(3.14)*d**2/4
m8=0.
130  m8=m8*(1+0.185*m8**2)**(-3.44)
m8=m8+0.0001
if (m8<.1) goto 130
p8=pt8*(1+((g-1)/2)*m8**2)**(k/(1-k))
t8=tt8*(1+((g-1)/2)*m8**2)**(-1)
ro8=p8/(Rm*t8)
v8=m8*(g*Rm*t8)**(0.5)
write(1,*)'p75=',p75
write(2,*)'pt75=',pt75
write(3,*)'ro75=',ro75
write(4,*)'t75=',t75
write(5,*)'tt75=',tt75
write(6,*)'m75=',m75
write(7,*)'v75=',v75
write(1,*)'p8=',p8
write(2,*)'pt8=',pt8
write(3,*)'ro8=',ro8
write(4,*)'t8=',t8
write(5,*)'tt8=',tt8
write(6,*)'m8=',m8
write(7,*)'v8=',v8
-----les performances-----
qr=47603.97
cp=1.2
pc=qf*qr
pous=qal*(v8-v0)+qall*v8+a1*(pt8-pt0)
f2=qf*v8
fsp=pous/(mf+qf)
ch=3600*qf
chs=ch/pcus
pth=(0.5)*qal*((v8**2)-(v0**2))
pp=(pous+f2)*v0
ppl=qal*(v8-v0)*v0
rpp=(2*v0)/(v8+v0)
rpl=ppl/pth
pf=pc-((qal+qf)*cp*(t8-tt0))
rth=pf/pc
rg=rpp*rth
write(*,*)pc,pous,f2,fsp,ch,chs,pth
+,ppl,ppp,rpl,pf,rth,rg
pause
stop
end

```


Résumé

Notre travail consiste en une étude thermo-énergétique d'un turbo fan de type JT8D-15, afin d'établir une méthode de calcul des paramètres énergétiques (pressions, températures, masses volumique) de chaque station et les performances de ce moteur à savoir :

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

Il y'aura lieu de calculer avec les chaleurs spécifiques variables, les enthalpies ainsi que les fonctions d'enthalpie pour les gaz issus de la combustion du Kérosène.

Tout cela pour extraire les régimes et les plages de bon fonctionnement du moteur, ce qui engendre les meilleurs rendements ainsi que les domaines les plus économiques.