

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

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de Fin d'Etudes
POUR L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN
AERONAUTIQUE
OPTION : CONSTRUCTION

024/2001

Thème :

**ANNALYSE DES PERFORMANCES
D'UN TURBOFANS DANS UN CYCLE
REEL POUR UN GAZ A PROPRIETES
VARIABLES**

Proposé par :

Mr. SETTOUF Mohamed

Dirigé par :

Mr. BENTRADE Hocine

Réalisé par :

AIT AMER Amine Abderalmane
AYAD Ali Ramzy

Promotion 2001

Dédicace

Je dédie cette modeste mémoire à :

A mon défunt père

A ma mère

Pour leurs dévouements et leurs sacrifices ;

Mes chères frères et sœurs ;

Et à tous mes amis.

amine

Dédicace

Je dédie cette étude mémoire à :

Mes parents, pour leurs dévouements et leurs sacrifices ;

Mes frères Mohamed Nour , Yacine , ma chère sœur Rima et Zaza ;

Et a tout mes amis(e).

A. Ramzy

REMERCIEMENTS

Solennellement,

On remercie, avant tout, notre promoteur M^{er} SETTOUF et notre co-promoteur M^{er} BENTRADE pour leurs précieuse aide, leurs fructueux encouragements, leurs assistance et leurs suivi au long de cette modeste étude.

Nous remerciement vont aussi en reconnaissance, à tous nos enseignants, du maître d'école à l'enseignant universitaire. Pour leurs efforts qui ne sont pas parties vint, car ce mémoire n'est d'autre qu'un des leurs fruits.

Finalement, on remercie, un à un, toute personne n'ayant été d'une aide, de loin ou de prés et telle qu'elle soit, ou de nous avoir encouragé du moin avec un tout petit sourire.

A.A. AIT AMER

A.A. AYAD

Nomenclature

SYMBOLES ET ABBREVIATIONS	SIGNIFICATION	S.I	ANGLO-SAXON
F/\dot{m}_0	Poussée spécifique	N/(Kg/s)	Lbf/(Lbm/s)
α	« Alpha » Taux de dilution		
ρ	« rho » La densité	Kg/m ³	Lbs/ft ³
η	« éta » Le rendement isentropique		
ϕ	« Phi »	(g/s)/KN	(Lbt/H)Lbf
γ	« Gamma »		
π	« Pi » Rapport de pression totale		
τ	« tau » Rapport de température totale		
a	La vitesse du son	m/s	f/s
A	La section	m ²	f ²
Alt	Altitude	m	ft
B.P	Basse pression		
C	La chaleur spécifique	Kj/Kg.°K	Btu/LBM.°R
Cs	La consommation spécifique	(g/s)/KN	(Lbt/H)Lbf
f	Le dosage		
F	Poussée	N	Lbf
g	La pesanteur	m/s ²	ft/s ²
GMP	Groupe moto propulseur		
GTP	Groupe turbo propulseur		
GTR	Groupe turboréacteur		
GTRdf	GTR double flux		
GTRsf	GTR simple flux		
h	Enthalpie	Kj/Kg	Btu/Lbm
H.P	Haute pression		
\dot{m}	Débit massique	Kg/s	Lbs/s
M	Nombre de Mach		
MFP	Paramètre de débit		
P	La pression statique	Kpa	psi
Pr	La pression reduite	Kpa	psi
PW	Pratt & Whitney		
Pci	Le pouvoir calorifique	Kj/Kg	Btu/Lbm
Pt	La pression totale	Kpa	psi
Q	Quantité de chaleur	Kj	Btu
R	Constante universelle des gaz	J/(Kg.°K)	Ft.Lbf/(Lbm.°R)
T	La température statique	°K	°R
Tt	La temperature totale	°K	°R

U	Energie interne	Kj/Kg	Btu/Lbm
V	La vitesse	m/s	ft/s
Wa	Puissance sur arbre	Watt	Hp(horse power)

La table de conversion des unités:

- La masse :

$$1 \text{ Kg} = 1000 \text{ g} = 2,2046 \text{ Lbm} = 6.8521 \cdot 10^{-2} \text{ Slug}$$

$$1 \text{ Slug} = 1 \text{ Lbf} \cdot \text{S}^2 / \text{Ft} = 32.174 \text{ Lbm}$$

- La force :

$$1 \text{ N} = 1 \text{ Kg} \cdot \text{m} / \text{S}^2$$

$$1 \text{ Lbf} = 4.448 \text{ N}$$

- Température :

$$1 \text{ }^\circ\text{K} = 1.8 \text{ }^\circ\text{R} = 273.15 \text{ }^\circ\text{C}$$

- Energie par unité de masse :

$$1 \text{ Kj} / \text{Kg} = 0.4299 \text{ Btu} / \text{Lbm}$$

- La chaleur spécifique :

$$1 \text{ Kj} / (\text{Kg} \cdot \text{ }^\circ\text{C}) = 0.23884 \text{ Btu} / (\text{Lbm} \cdot \text{ }^\circ\text{F})$$

- La poussée spécifique :

$$1 \text{ Lbf} / (\text{Lbm} / \text{S}) = 9.80 \text{ N} / (\text{Kg} / \text{S})$$

- La consommation spécifique :

$$1 \text{ Lbm} / (\text{Lbf} \cdot \text{hr}) = 28.325 \text{ mg} / (\text{N} \cdot \text{S})$$

- gc est la constante universelle = 32.174 ft.Lbf / (Lbm.S²)

Table de matières :

Pages

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

Chapitre 1 Généralités sur les Turbofans

Historique.....	3
-----------------	---

1-Les propulseurs	4
-------------------------	---

1-1- Le rôle	4
1-2- Différents type de propulseurs	5
1-3- GTR double corps , double flux, sec	5
1-3-1- Les différents types de turbofans.....	7
1-4- les stations d'un turbofan.....	7
1-5- L'entrée d'air.....	9
1-5-1- Rôle	9
1-5-2- Formes d'entrée d'air en régime subsonique.....	9
1-5-3- Evolution des paramètres.....	10
1-5-3-1- Généralité	10
1-5-3-2- Notion d'efficacité	11
1-6- Le compresseur	11
1-6-1- Rôle	11
1-6-2- Description.....	11
1-6-2-1- Compresseur axial	12
1-6-2-2- Compresseur axial double corps	13
1-6-3- Fonctionnement aérodynamique d'un étage de compresseur	14
1-6-4- Evolution des paramètres	15
1-6-5- Le pompage	16
1-6-5-1- Définition	16
1-6-5-2- Cycle de pompage	16
1-6-5-3- Décrochage tournant	16
1-7- La chambre de combustion	18
1-7-1- Rôle	18
1-7-2- Description	18
1-7-3- Etude Thermodynamique	19
1-7-4- Fonctionnement de la chambre de combustion	19
1-7-5- Description technologique	23
1-8- La turbine	23
1-8-1 Rôle	23
1-8-2- Description technologique	23

1-8-3-	Fonctionnement aérodynamique	24
1-8-4-	Contraintes supportées par la turbine	25
1-9-	la tuyère déjection	26
1-9-1-	Rôle	26
1-9-2-	Description d'un canal d'éjection convergent à section fixe	27
1-9-3-	Etude aérodynamique d'une tuyère à section fixe	27
1-10-	La régulation	29
1-10-1-	Principe de fonctionnement	29
1-10-2-	fonction principales de la régulation	29
1-10-3-	Régulation de la température	29
1-10-4-	Régulation dans le compresseur	30
1-10-5-	Régulation dans la chambre de combustion	30
1-10-6-	Régulation dans la turbine	30
1-10-7-	Régulation dans la tuyère	30

Chapitre 2

Rappel thermodynamique et gazodynamique

2- Introduction

2-1-	Equation de la conservation de la masse	31
2-2-	Equation de la quantité de mouvement	32
2-3-	Rappel du principe de la thermodynamique	33
2-4-	Le nombre MACH	37
2-5-	Le calcul de C_p	38
2-6-	Le calcul de l'enthalpie (h)	39
2-7-	Le calcul de PHI	40
2-8-	Le calcul de La constante universelle des gaz (R)	41
2-9-	Calcul Pr	41
2-10-	Calcul du paramètre de débit (MFP)	42
2-11-	Atmosphère standard	43

Chapitre 3

Rendements & performances

3-1-1.1.	Notion	44
3-1-1	Exception	44
3-2-	Analyse du cycle réel d'un turbofan	45
3-2-1	Les différentes pertes	46
3-2-1-1-	Le diffuseur	46
3-2-1-2-	Le compresseur.....	48
a/	Le rendement isentropique	48
b/	Le rendement polytropique.....	48
3-2-1-3-	La turbine.....	50
a/	Le rendement isentropique.....	50
b/	Le rendement polytropique.....	50
3-2-	Définition des performances	52
3-3-1-	Le débit.....	52
3-3-2-	Expression de la poussée d'un GTR double flux.....	52
3-3-3-	Le taux de dilution	53
3-3-4-	La poussée spécifique	54

3-3-5- La consommation	54
3-3-5-1- Consommation horaire	54
3-3-5-2- Consommation spécifique	54
3-3-6- Le dosage	55
3-3-7- Effet de prélèvement d'air sur la poussée	55
3-3-8- Les paramètres corrigés	55
3-3-9- Les puissances	55
3-3-9-1- La puissance calorifique	56
3-3-9-2- La puissance propulsion	56
3-3-9-3- La puissance thermique réelle	56
3-3-10- Les rendements associés	56
3-3-10-1- Le rendement thermique réel	56
3-3-10-2- Le rendement de propulsion	57
3-3-10-3- Le rendement global	57

Chapitre 4

Formulation mathématique

4-1- Hypothèses	58
4-2- Analyse du cycle réel	58
4-2-1- Le fait	58
4-2-2- Le compresseur	58
4-2-2-1- Le compresseur basse pression	58
4-2-2-2- Le compresseur haute pression	59
4-2-3- La turbine	60
4-2-3-1- La turbine haute pression	60
4-2-3-2- La turbine basse pression	60
4-2-4- Les paramètres de sortie	61
4-2-5- La poussée	62
4-2-6- Le dosage	62
4-2-7- La consommation spécifique	63
4-2-8- Les rendements propulsifs et thermodynamique	63
4-3- Le code calcul	64
4-3-1- L'organigramme	64
4-3-2- Le programme principal	64
4-3-3- Le sous programme	67
4-4- L'algorithme	69

Chapitre 5

Validation et interprétation des résultats

5-1- Installation du programme	72
5-2- Présentation de l'interface	75
5-3- Validation des résultats	78
5-4- APPLICATION PW 4000	83
a) En fonction de alpha	83
b) En fonction de la température de la chambre de combustion	86

Conclusion92

Annexe

Annexe A
Annexe B
Annexe C

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Les propulseurs jouent un rôle majeur dans l'évolution des aéronefs à travers les différentes phases de vol, ce qui a poussé les concepteurs à s'intéresser de près au choix des motorisations, ce choix qui a généralement un profit économique et commercial.

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 des vitesses de rotation élevés d'une part et des rendements parfaits d'autre part, en prend comme exemple CFM56 de 'SNECMA', GE90 de 'Général Electric' ou PW4000 de 'Pratt & Whitney'.

Dans notre projet, on va étudier le cycle thermodynamique réel à gaz à propriétés variables et les performances d'un turbofan.

Point de vue thermodynamique, l'analyse paramétrique du cycle nous a révélé un certain compromis entre les conditions du vol, la température de la chambre de combustion, le taux de dilution et l'efficacité des éléments du moteur pour déterminer ces performances.

Notre étude est représentée sous forme d'un logiciel qui se compose en un code de calcul, qui est effectué par FORTRAN 90, et une interface graphique qui facilite la manipulation et l'exploitation.

Afin de donner à notre étude un aspect plus pratique, on a appliqué notre code de calcul sur le PW 4000.

Pour mener bien cette dernière, nous avons suivi la démarche suivante :

- Dans le premier chapitre, on s'initie à la propulsion par turboréacteur.
- Pour le deuxième, on va se familiariser avec les différentes notions et théorèmes utilisés par la suite dans notre étude.
- En troisième chapitre on va présenter des définitions des rendements et des performances.
- Arrivant au quatrième chapitre, on en présente notre formulation mathématique et les différentes hypothèses.

- Après l'exécution du programme, en analyse et en interprète les résultats.
- On termine avec une conclusion générale.

CHAPITRE 1

GENERALITES SUR LES TURBOFANS

Historique :

Les turbines à gaz font partie de la catégorie des turbo machines, elles sont définies comme étant des appareils dans lesquels a lieu un échange d'énergie entre un rotor tournant autour d'un axe à vitesse constante et un fluide en écoulement permanent.

Selon le type de fluide utilisé, dit fluide actif ou fluide moteur, on a affaire, à une turbine hydraulique, une turbine à vapeur, ou une turbine à gaz ; dans ce dernier cas, le fluide moteur le plus fréquemment utilisé provient des gaz de combustion d'un combustible solide, liquide ou gazeux.

Selon le type d'énergie délivrée, les turbines à gaz se répartissent en deux parties, les turbomoteurs fournissant l'énergie mécanique disponible sur un arbre et, d'autre part les turbo réacteur fournissant de l'énergie cinétique utilisable pour la propulsion.

Dans l'histoire de la turbine à gaz, on peut distinguer trois périodes :

- La première, celle des précurseurs, est très ancienne puisqu'il est classique de la faire remonter à Héron d'Alexandrie avec son éolipile (qui est un appareil imaginaire pour mettre en évidence la force motrice de la vapeur d'eau) ; viennent ensuite les premiers dépôts de brevets, pour les turbo-moteurs, en 1791, l'Anglais John Barber brevète un appareil hybride puisque la turbine à gaz comportait encore un compresseur alternatif. Pour ces turboréacteurs, c'est le Français Lorin qui, en 1911, en fait breveter le principe.

La deuxième, celle des réalisations, commence à la fin du XIXe siècle et peut être considéré comme achevée en 1951 ; Entre 1872 et 1900 environ les premiers turbo-moteurs sont effectivement construits, mais ne peuvent atteindre leurs autonomies par suite de l'insuffisance des rendements de compression et de détente ; par contre entre 1901 et 1906 les recherches des français Armen Gand et Le Male aboutissent au premier turbomoteur autonome avec un rendement globale de 3%. Entre 1935 et 1945 de nombreuses réalisations apparaissent, notamment dans les domaines aéronautiques ou les turbines à gaz bénéficient des activités de recherche menées au cours de la dernière guerre mondiale.

Le premier vol d'un avion équipé d'un turboréacteur a lieu en Allemagne , fin août 1939 (moteur HES3 monté sur avion Heinkel 178 VI) , précédant en mai 1941 , une réalisation voisine en grande Bretagne (moteur de Whihle WIX monté sur avion Gloster E28).

Enfin 1951 voit deux premières mondiales avec des turbines à gaz de la firme française turboméca : le 18 avril, c'est l'hélicoptère SO 1120 qui effectue un premier vol propulsé par un turbomoteur, L'TOUSTE. Le 6 novembre, c'est le premier vol d'un turbo-réacteur à double flux, l'aspin, monté sur le fougémeau IV.

- La troisième, la période industrielle, commence en 1939 ; C'est en effet, au cours des cinquante dernières années que ces machines se sont développées de façon tout à fait spectaculaire. On peut citer m.Seddile qui dès 1948 présentait avec raison cette évolution le 2 mai 1952. L'ère des turbomachines débute par le premier vol régulier Londres-Johannesburg, d'un dehcurland Commet I propulsé par quatre turboréacteurs Ghost.

I-Les propulseurs :

I-1 Rôle :

Pour qu'un aéronef puisse prendre son envol, il faut lui communiquer pendant sa course de décollage une vitesse, afin que naisse sur sa structure (voilure, fuselage) une résultante aérodynamique \vec{R} ; cette dernière se décompose en deux forces (R_x) et (R_z) tel que :

- \vec{R}_z : est la force de la portance équilibrant le poids de l'aéronef (p).
- \vec{R}_x : est la force déterminée force due à la résistance à l'air.

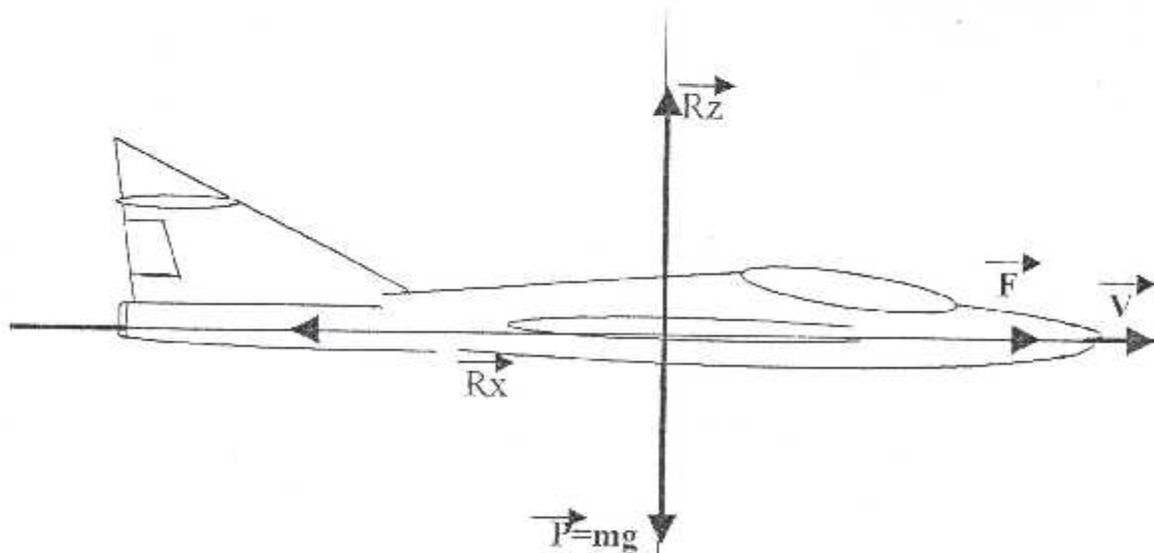


Figure (1-1)

Lorsque la vitesse de l'aéronef est suffisante et que la composante verticale de la résultante aérodynamique portance (R_z) devient supérieure au poids (p) de l'aéronef celui-ci prend son envol. Le rôle du moteur est donc d'assurer l'accélération de l'aéronef au décollage et de fournir, en vol stabilisé rectiligne, une force (F) opposée et égale à la traînée de l'avion (R_x).

Donc le propulseur assure une production d'énergie suffisante et la transforme en force de propulsion.

1-2- Différents types de propulseurs :

On distingue deux catégories de propulseurs qui sont :

- Les propulseurs qualifiés de directs :

Se sont des propulseurs délivrant directement une force ; leur caractéristique principale est appelée poussée F exprimés en Newton ou déca newton (dan) ; ces moteurs équipent la plupart des aéronefs commerciaux et militaires dans le Mach d'utilisation est situé entre 0,8 et 2,5.

- Les propulseurs qualifiés d'indirects :

Ils produisent une puissance sur l'arbre (WA : Exprimée en kW) qui est ensuite transformée en puissance propulsive par une autre origine, l'hélice. Ces propulseurs se subdivisent en deux catégories qui sont :

Les turbopropulseurs ou groupe de turbopropulseurs (GTP) et les moteurs à pistons ou groupe de moteurs motopropulseurs (GMP). Les premiers équipent des aéronefs plus particulièrement adaptés aux courtes étapes tels les avions de transports régionaux (ATR) et dont le Mach d'utilisation est voisin de 0,5 à 0,6, alors que les seconds sont montés sur les aéronefs d'aviation générale (de tourisme ou de travail aérien) de faible capacité et dont le Mach d'utilisation est proche de 0,3.

1-3- GTR double corps, double flux, sec :

A cause de l'augmentation de la masse des aéronefs les motoristes ont proposé de développer des GTR fournissant plus de poussée ; pour cela, les constructeurs ont augmenté le nombre d'étages du compresseur et par voie de conséquence le nombre d'étages de la turbine.

L'inertie des attelages augmentant avec la masse des ensembles tournants, afin que ces moteurs puissent répondre dans des temps relativement courts.

Les constructeurs ont réalisé des compresseurs en deux ou trois parties. Chaque compresseur est entraîné par son (ou ses) étage (s) de turbine respective, ce qui nécessite des arbres concentriques.

Le premier compresseur, qualifié de basse pression (BP) est entraîné par la roue de turbine de BP ; Cet ensemble est appelé mobile ou attelage basse pression. Le second compresseur dit haute pression (HP) est caractérisé par son régime tournant plus vite.

Sur ce type de moteur, afin de créer un deuxième flux, les motoristes ajoutent des étages de turbine basse pression qui entraînent le compresseur basse pression dont la première rangée d'ailettes-rotors est appelée le « fan », et génère deux débits d'air :

- Un débit d'air interne ou flux chaud subissant une transformation thermodynamique qui crée une poussée appelée, poussée flux chaud.

Le fan et ses rotors externes constituent un étage de compression qui augmente l'énergie de pression du débit d'air externe qui le traverse. Cette énergie est ensuite transformée en énergie cinétique dans la tuyère secondaire (ou externe).

Cette mise en vitesse de flux externe génère la poussée du flux externe ou flux froid. La poussée totale du moteur est la somme des poussées fournies par chaque débit d'air.

Ce moteur est dit « sec » par opposition à d'autres types de turboréacteurs qui sont équipés de postcombustion ou réchauffe.

Les turbofans sont caractérisés par leur taux de dilution (α) défini comme étant le rapport du débit d'air externe au débit d'air interne.

A titre d'exemple :

- $\alpha = 1$ pour les JT8D équipant les Boeing 737-100-200.
- $\alpha = 6$ pour le CFM56 équipant l'Airbus A320.
- $\alpha = 9$ pour le G.E 90 équipant les Boeing 777.

Ce type de moteur est très bien adapté pour les avions subsoniques commerciaux dans le Mach de croisière est voisin de 0,8.

-3-1- Les différents types de turbofans :

Utilisés dès la fin du deuxième conflit mondial sur les avions commerciaux et militaires, ces moteurs ont connu une grande évolution dans leur conception et leur performance jusqu'à nos jours.

Les trois grandes catégories de turbofans sont :

1. Turbofans avec flux séparé à la sortie : CFM56-5 (a, b, c) de Général Electric et SNECMA et PW4000 de Pratt & Whitney.
2. Turbofans avec flux mélangé à la sortie : V2500(A,d) de IAE (International Aero Engine), de Rolls Royce
3. Turbofans by-pass :

Le by-pass est un turboréacteur double flux mais il n'a pas de soufflante proprement dite ; c'est l'air du compresseur B.P qui se partage en deux parties :

- Une première partie qui suit le cycle chaud.
- Une deuxième partie qui passe dans le by-pass et sort par la tuyère de flux externe.

Exemple :

- F100-PW229 de Pratt & Whitney ($\alpha=0.4$) utilisé pour les F15, F16.
- RD-33 de conception ($\alpha=0.45$) utilisé pour les MiG29.

1-4- Les stations d'un turbofan :

Afin de pouvoir caractériser plus facilement les variations des paramètres dans différents composants d'un turbofan, celui-ci est découpé en différentes stations couramment utilisées et qui sont représentées dans la figure (1 - 2).

Ainsi traditionnellement pour un GTR double flux de l'amont vers l'aval on trouve successivement :

Station 0 : conditions ambiantes

Station 1 : entrée d'air

Flux primaire :

Station 2 : entrée de compresseur basse pression

Station 2.5 : entrée de compresseur de haute pression

Station 3 : sortie compresseur haute pression

Station 4 : sortie chambre de combustion

Station 4.5 : sortie turbine haute pression

Station 5 : sortie turbine basse pression.

Station 9 : éjection flux primaire

Flux secondaire

Entrée fan

Station 13 : sortie stator fan

Station 19 : Ejection flux secondaire.

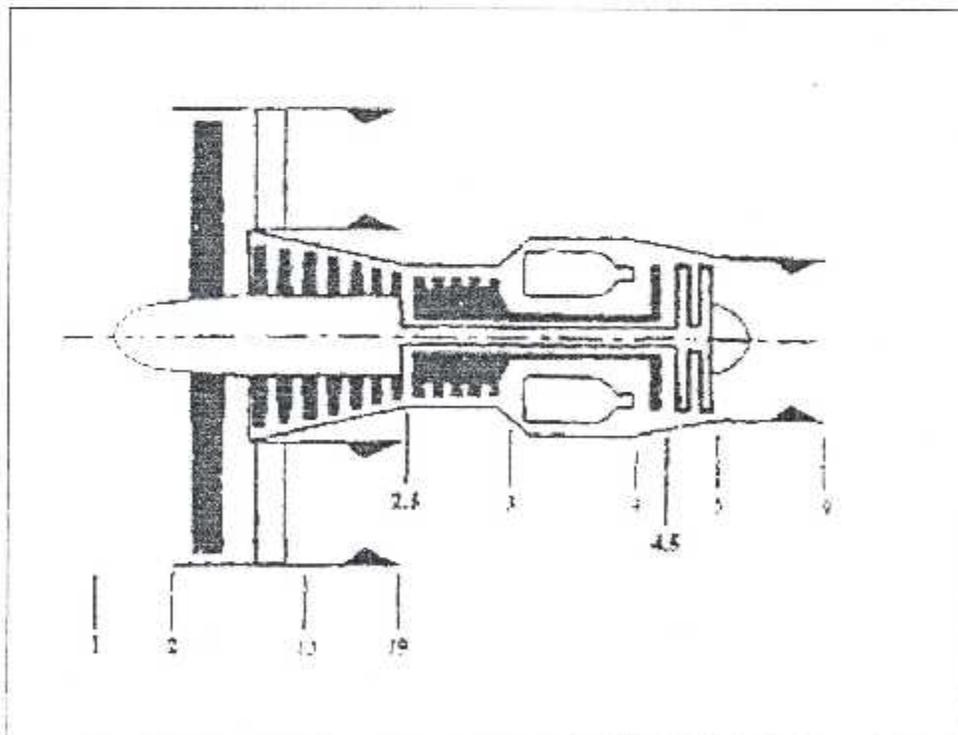


Figure (1 - 2) : les stations du turbofan

I-5- l'entrée d'air : section [1-2]I-5-1- Le rôle :

L'entrée d'air est une conduite destinée à capter l'air et à l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur.

Sa forme est étudiée pour présenter le profil de vitesse le plus homogène possible à l'entrée compresseur et cela aux conditions de vol (Mach, altitude, régimes moteurs), évoluant du régime de décollage jusqu'au régime ralenti sol.

I-5-2 formes de l'entrée d'air en régime subsonique :

On pourrait penser que l'entrée d'air n'est pas indispensable pour alimenter le compresseur ; en effet, on peut imaginer le compresseur captant directement l'air dont il a besoin. Mais le compresseur, en fonctionnant, établit à son entrée, un Mach bien spécifique qui est généralement d'environ 0.6.

Lors qu'on est à un Mach de vol M_0 plus grand que M_2 , la loi de conservation du débit implique une section A_0 plus petite que A_2 .

Le tube de courant d'air entrant dans le compresseur formera donc un divergeant pour venir se raccrocher aux bords du compresseur.

Malheureusement, ce raccordement se fera avec des tourbillons et par conséquent, avec des pertes de pression génératrice.

C'est pour éviter cette mauvaise alimentation du compresseur et cette perte de pression génératrice que l'on dispose d'une entrée d'air.

la loi de conservation de la masse ramène à :

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} = 0 \quad (1-1)$$

L'équation de Bernoulli nous permet d'écrire :

$$\frac{dP}{\rho} + VdV = 0 \quad (1-2)$$

D'autre part, l'équation d'Hugonio qui détermine la vitesse du son est :

$$a^2 = \frac{dP}{d\rho} \quad (1-3)$$

A : la section

P : pression

ρ : densité

La combinaison des formules précédentes (1-1), (1-2) et (1-3) nous donne l'évolution de la section en fonction de la vitesse de l'écoulement et du Mach d'évolution :

$$\frac{dA}{A} = + \frac{dV}{V} [M^2 - 1] \quad (1-4)$$

En résumé, si l'aéronef évolue à environ $M = 0.87$, l'écoulement doit être freiné à un Mach maximal de fonctionnement de 0.6, ce qui nous ramène à utiliser un divergent.

C'est pourquoi toutes les entrées d'air d'aéronefs subsonique sont de simples divergents.

I-5-3- Evolution des paramètres :

I-5-3-1- généralité :

Entre les stations (1) et (2), nous pouvons résumer dans le tableau ci-dessous (tabl-1) les variations des paramètres physique dans l'entrée.

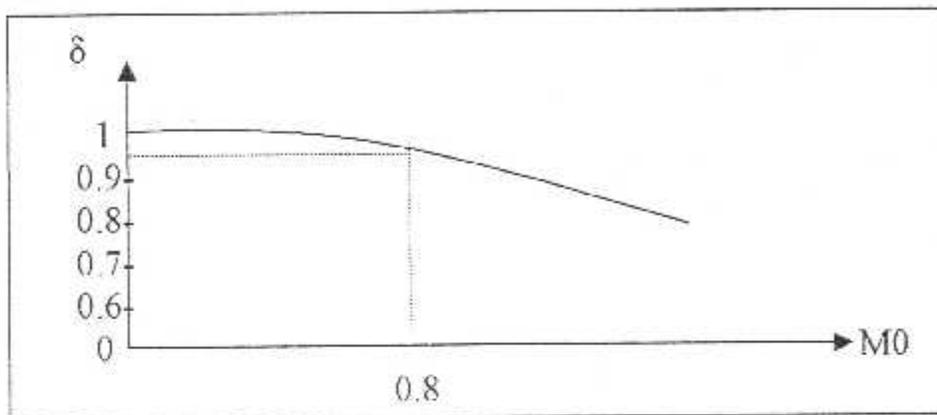
Paramètre	THEORIE	REEL
M	Constante	Constante
V	Diminue	Diminue
Tt	Diminue	Diminue
T	Augmente	Augmente
Pt	Constante	Constante
P	Augmente	Augmente

Tableau (I-1) : La variation des paramètres physiques dans l'entrée d'air

1-5-3-2- Notation d'efficacité :

On appellera efficacité de la prise d'air, le rapport entre la pression d'arrêt isentropique moyenne à la sortie du diffuseur, et de la pression génératrice de l'écoulement incidente ; elle est notée σ .

Cette notion est introduite pour quantifier l'irréversibilité subie par l'écoulement interne, qui est dû au choc produit par l'effet de couche limite sur la paroi.



Pour une entrée d'air simplement divergente, si on trace l'évolution de l'efficacité en fonction du nombre de Machs, on obtient la courbe ci-dessus ; nous voyons que ce type d'entrée d'air est bien adapté aux avions ; Son efficacité est voisine de 0.98 à $M_0 = 0.8$ qui est le Mach de croisière des avions commerciaux.

1-6 le compresseur : section [2-3]1-6-1- Rôle :

Son rôle est d'augmenter la pression du fluide actif avec un rendement aussi élevé que possible, assurer le débit requis, et alimenter la chambre de combustion avec un fluide suffisamment ralenti, stable et le plus homogène possible.

1-6-2- Description :

Il existe deux types de compresseurs : le compresseur centrifuge et le compresseur axial.

On peut trouver aussi sur une turbomachine deux compresseurs centrifuges en série (exemple le Dart qui équipe F27) ou un compresseur axial suivi d'un compresseur centrifuge (on prend comme exemple le bastan II de turboméca qui équipe le Nord 2.6.2) ou encore deux compresseurs axiaux en série.

C'est le cas de tous les réacteurs double flux civils actuels.

1-6-2-1- Compresseur axiale :

Le compresseur axial est constitué de :

- Un rotor formé d'un empilage de disques à la périphérie desquels sont fixées des aubes ;
- Un stator qui est le carter du compresseur et à l'intérieur duquel sont fixées des rangées circulaires d'aubes.
- Les aubes sont constituées de profils aérodynamiques ; chaque anneau du stator avec ses aubes s'appelle une grille d'aubes stator.

Lorsque le compresseur est monté, nous trouvons successivement d'amont en aval des grilles d'aubes rotor suivies chacune d'une grille d'aubes stator.

L'ensemble, comprenant une grille d'aubes rotor suivie d'une grille d'aubes stator, s'appelle un étage de compresseur.

Lorsque l'ensemble des grille s rotor et stator forme un seul bloc, le compresseur est dit simple corps.

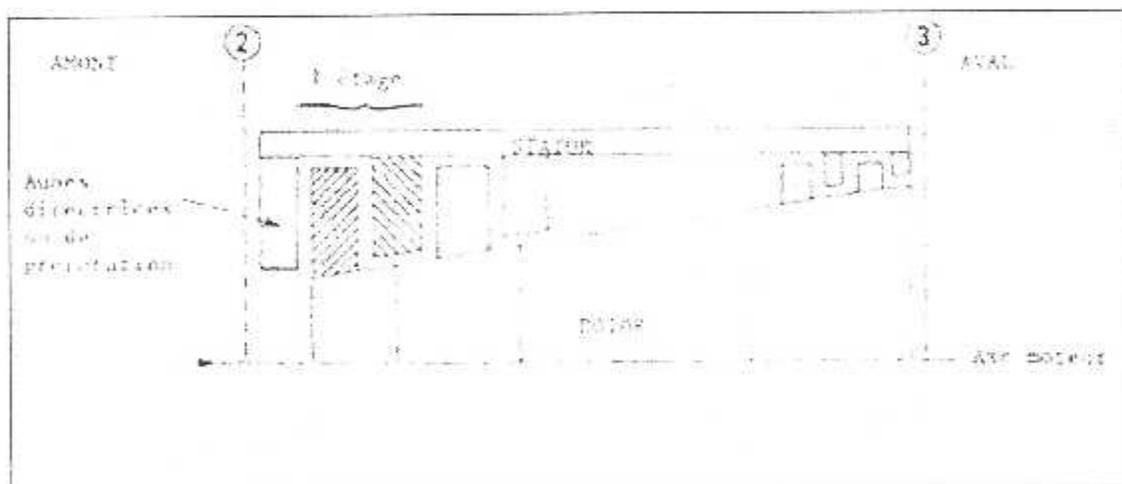


Figure (1-3) Compresseur axial

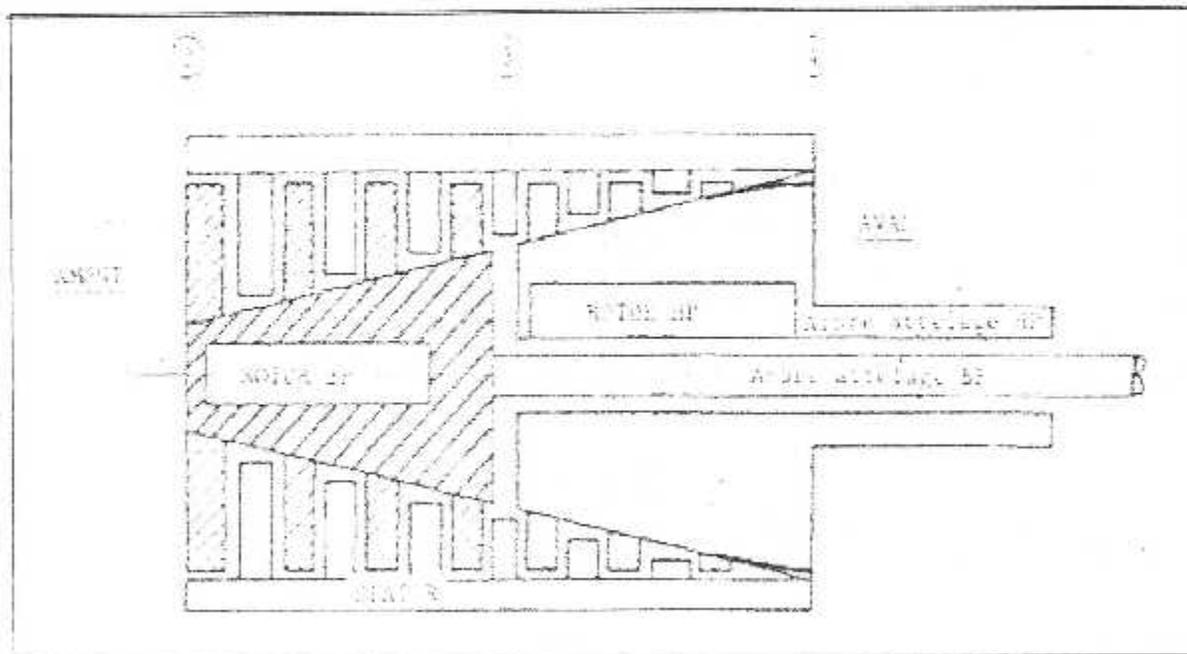
1-6-2-2-Compresseur axial double corps :

Afin d'obtenir des taux de compresseur élevés tout en ayant des inerties acceptables, les motoristes réalisent des compresseurs doubles corps ; chaque corps est entraîné en rotation par son ou ses étages de turbine.

- Chaque corps (ou attelage compresseur-turbine) est caractérisé par un régime de rotation.

Exprimé en « RPM » (rotation par minute) ou en pourcentage d'un régime de référence défini par le constructeur.

En partant de l'amont vers l'aval, le premier compresseur est nommé « mobile basse pression » et son régime $N1$; le second est appelé mobile « haute pression » et son régime noté $N2$.



Figure(1-4) : *Compresseur double corps*

I-6-3- fonctionnement aérodynamique d'un étage de compresseur :

La figure (I-5) permet d'expliquer le fonctionnement d'un compresseur axial à partir du développement-plan d'une coupe cylindrique de rayon R, le filet d'air se présentant à l'entrée rotor avec la vitesse \vec{V}_α (Figure suivante). Le rotor étant animé de la vitesse tangentielle \vec{U} , Les filets d'air se présentent au rotor avec la vitesse relative \vec{W}_α tel que : la vitesse absolu est régit par la relation suivante :

$$\vec{V}_\alpha = \vec{W}_\alpha + \vec{U}$$

Deux ailettes consécutives formant un canal divergent de telle manière que la vitesse de l'air relative va diminuer soit :

$$|\vec{W}_\beta| < |\vec{W}_\alpha| \quad \text{d'où} \quad P_\beta > P_\alpha$$

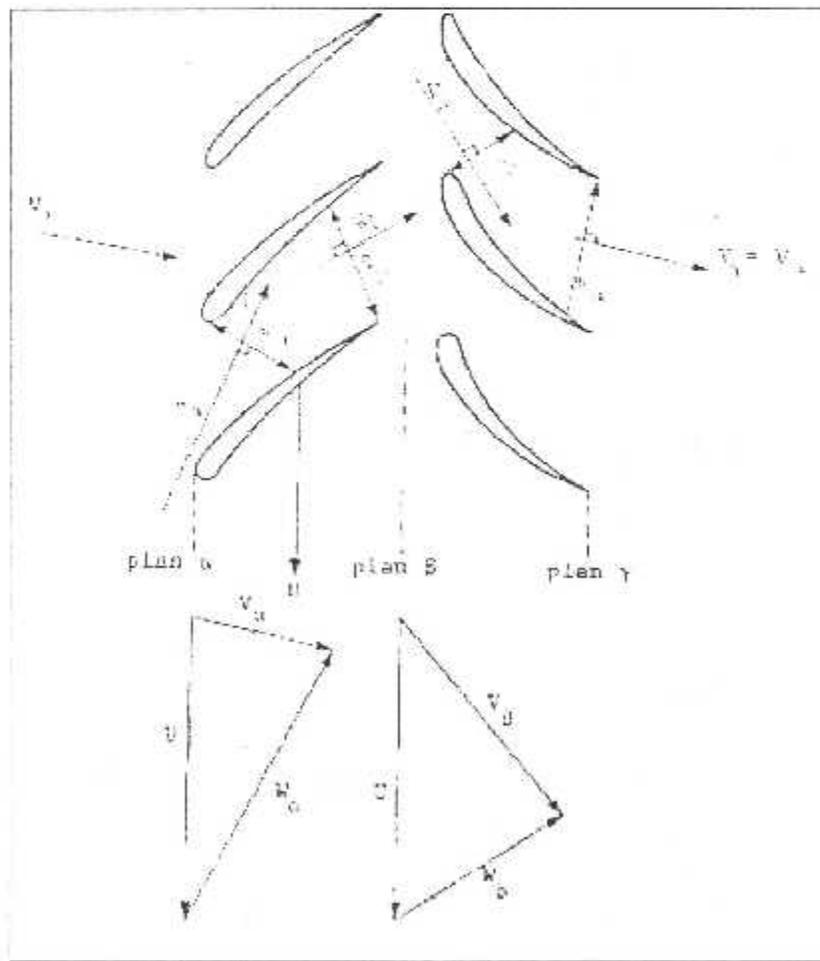


Figure (1-5) : Les vitesses des filets d'air à travers un étage de compresseur

Les filets de l'air sortent du rotor avec la vitesse absolue :

$$\vec{V}_\beta = \vec{W}_\beta + \vec{U}$$

Deux ailettes adjacentes stator forme également un divergent ; les filets d'air sortent avec une vitesse \vec{V}_γ dont le module est inférieur à \vec{V}_β d'où :

$$P_\gamma > P_\beta$$

Afin de rendre le compresseur périodique, les constructeurs s'arrangent pour que :

$$\vec{V}_\alpha = \vec{V}_\gamma$$

Pour des vitesses d'entraînement variant de 200 à 450 m/s, un étage de compresseur axial est capable de fournir des taux de compression allant de [1,2 à 2].

Le rendement dépend de nombreux paramètres (charge aérodynamique des aubages, nombres de mach des écoulements, taille des machine etc..) mais se trouve généralement compris entre [0.8 et 0.90].

1-6-4- Evolution des paramètres :

En décomposant l'évolution des paramètres dans les différents éléments d'un étage compresseur, puis en les additionnant ligne par ligne, nous en déduisons l'évolution dans un étage et par extension dans le compresseur (tab1- 2) ; ces évolutions sont obtenues pour un régime proche du maximum.

PARAMÈTRES	ROTOR	STATOR	ETAGES
W	diminue		diminue
V	augmente	diminue	constante
Tt	augmente	constante	augmente
T	augmente	augmente	augmente
P	augmente	augmente	augmente
Pt	augmente	constante	augmente

Tableau (1-2) : *variation des paramètres physiques dans le compresseur*

1-6-5- Le pompage :1-6-5-1- Définition :

Le pompage est le phénomène qui, à partir d'un décrochage aérodynamique des filets d'air sur les profils d'aubes, se traduit par l'inversion périodique de l'écoulement dans le compresseur.

1-6-5-2 Cycle de pompage :

Supposons que pour une raison quelconque, la vitesse d'écoulement dans le compresseur diminue, celui-ci conservant sa même vitesse de rotation, en nous rapportant au triangle des vitesses, (figure précédente) nous voyons que \bar{U} conserve même module, même direction et même sens, par contre le module de \bar{V}_2 diminuera et l'orientation de \bar{W}_2 sera différente.

Nous aurons alors un angle d'incidence « i » qui sera plus grand ; et à partir d'une certaine valeur, il apparaîtra sur l'extrados des tourbillons qui diminueront considérablement l'efficacité du compresseur.

La pression du réacteur (chambre de combustion, etc...) deviendra supérieure à la pression de sortie de compresseur et ce déséquilibre entraînera une inversion du sens de l'écoulement. Cette inversion de l'écoulement dans le compresseur est brutale et a pour effet, une baisse de pression dans le récepteur et une augmentation de la pression dans le compresseur. Les filets d'air reprennent alors leur écoulement normal et nous allons amorcer un nouveau cycle.

Si à la fin de ce cycle, la cause de pompage n'a pas disparu, nous allons nous retrouver dans les mêmes conditions de fonctionnement qu'en début de pompage et nous allons amorcer un nouveau cycle.

Le pompage est un phénomène dangereux car il soumet le compresseur à des contraintes thermiques et vibratoires pour lesquelles il n'est pas prévu, et il entraîne une surchauffe de la turbine. Un pompage important peut se terminer par l'extinction du réacteur ou, au pire par sa rupture.

1-6-5-3- Décrochage tournant :

C'est un phénomène qui est mis en évidence par l'expérience (voir figure suivante). Si pour une raison quelconque, l'aube (1) décroche, le débit dans la section de passage (1-2) diminue, tandis qu'il augmente légèrement dans le canal voisin.

L'augmentation de débit dans le canal (0-1) supprime le décrochage de l'aube (1), alors que la diminution de débit dans le canal (1-2) entraîne le décrochage de l'aube (2) et ainsi de suite. Il est à remarquer que le sens de propagation du décrochage tournant est inverse au sens de rotation du rotor.

On peut avoir sur un même compresseur plus d'une zone de pompage tournant. Le pompage tournant apparaît avant le pompage intégral et soumet le compresseur à des vibrations.

Les principales causes de pompage sont :

- Le faible régime du moteur
- L'obstruction thermique
- Les conditions de vol.

pour reculer les limites du pompage, les constructeurs ont équipé les moteurs de certains nombres de dispositifs tels que :

- aubes stator orientables
- vannes de décharge sur compresseur
- Limiteur d'accélération au niveau de la régulation.

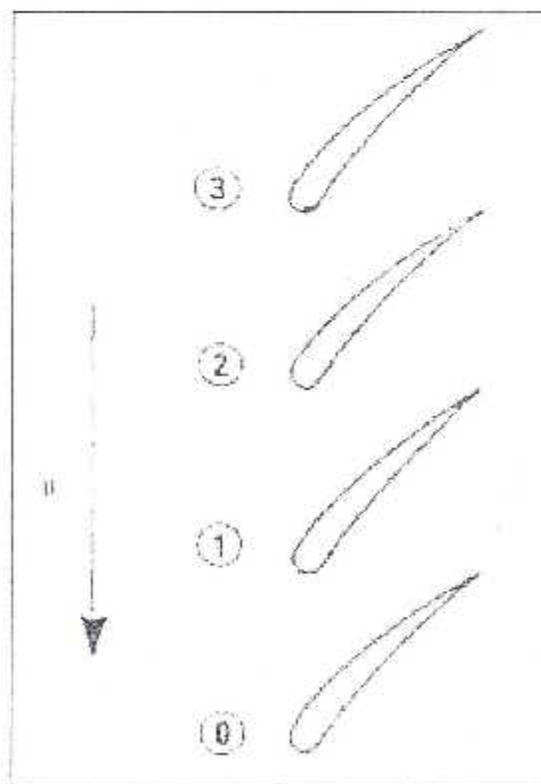


Figure (1-6) : *Décrochage tournant*

1-7- La chambre de combustion :

1-7-1- Le rôle

Le rôle de la chambre de combustion est d'élever le niveau de température du fluide en écoulement permanent pour la combustion du carburant, et aussi d'assurer à l'entrée du distributeur de turbine une répartition de température tant radiale que circonférentielle convenant au bon fonctionnement et à la tenue mécanique de la turbine.

1.7.2. Description :

La chambre de combustion, située entre le compresseur BP et la turbine HP, est constituée des éléments suivants :

- Un carter externe de forme annulaire sur lequel est centré les carters des modules HP.
- Un tube à flamme centré sur l'injecteur carburant et dont l'extrémité aval supporte les stators de l'étage HP turbine.
- Un ou plusieurs injecteurs de carburant assurant la pulvérisation du carburant.
- Un dispositif d'amorçage de la combustion appelé allumeur.

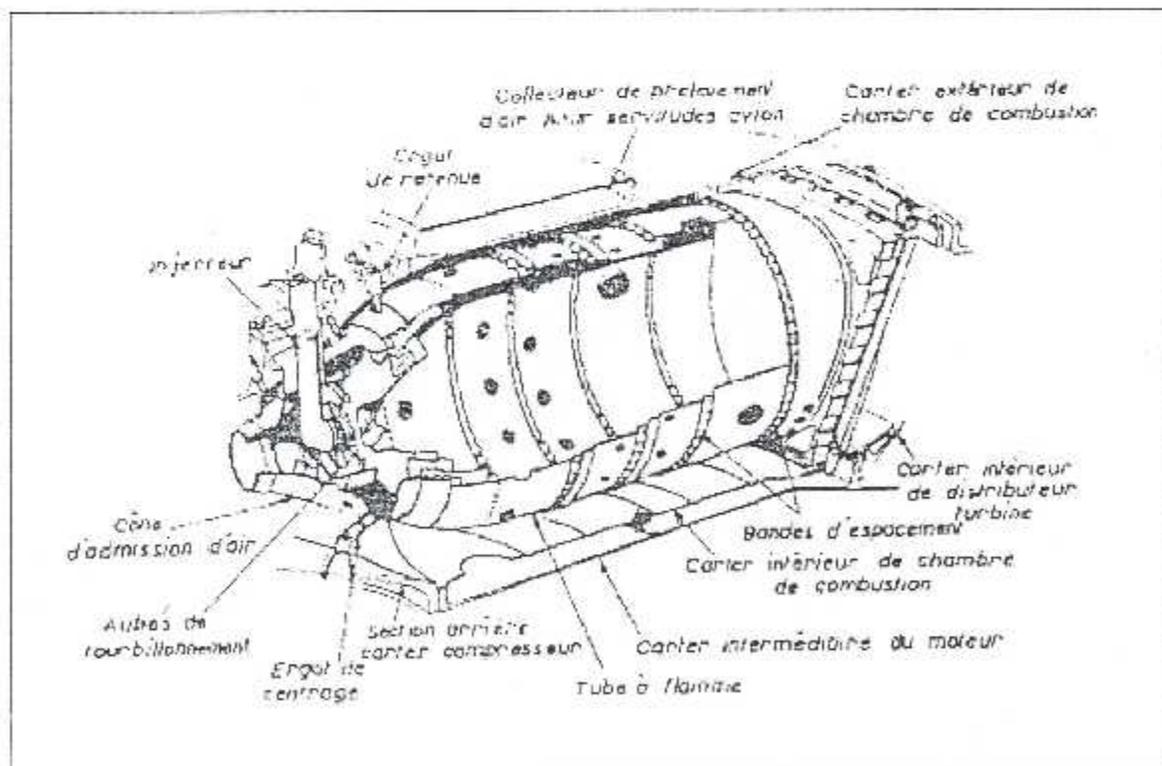


Figure (1-7) : La chambre de combustion

- Un diffuseur de forme divergente assurant la continuité de la veine d'air sortante du compresseur.
- Une enveloppe interne assurant d'une part la protection de l'arbre compresseur turbine HP, et supportant d'autre part des dispositifs d'étanchéité de l'enceinte du roulement.

1-7-3-Etude thermodynamique :

La combustion se déroule à pression constante (isobare). La puissance théorique est celle dégagée par la combustion supposée parfaite du carburant.

Pour les carburéacteurs (kérosène) le pouvoir calorifique est :

$$P_{ci} = 427 \times 10^2 \text{ Kj/Kg}$$

En réalité, une chambre de combustion est toujours le siège d'une perte de pression totale, ou perte de charge (voisinage de 3 à 5%), nous la qualifierons de pseudo-bar.

Par ailleurs, dans une combustion réelle, une partie du carburant reste imbrûlée et le pouvoir calorifique inférieur varie selon les lots de carburants utilisés.

Le rendement de la chambre de combustion (Berner) " η_b " est :

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_e + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m} h_{t3}}{\dot{m}_e P_{ci}}$$

Avec : \dot{m}_e et \dot{m}_f : voir cha3

1-7-4-Fonctionnement de la chambre de combustion :

Avant d'aborder le fonctionnement proprement dit de la chambre de combustion, définissons quelques notions :

- Le dosage :

C'est le rapport de la masse de carburant à la masse d'air qui lui est mélangé pour effectuer la combustion.

Lorsque tout l'oxygène de l'air a été utilisé pour brûler complètement tout le kérosène du mélange, on dit qu'on a un dosage stœchiométrique ou

théorique, correspondant au mélange d'un gramme de kérosène et d'environ 15 grammes d'air, représenté par :

$$f_{th} = 1/15 = 0.067$$

- **La richesse :**

C'est le rapport du dosage réel au dosage stœchiométrique, représenté par :

$$f = f_r / f_{th}$$

avec : - f_{th} dosage stœchiométrique
- f_r dosage réel

Si $f > 1$: on a un mélange riche et tout le carburant ne peut brûler complètement

Si $f < 1$: on a un mélange pauvre et tout le carburant peut brûler complètement

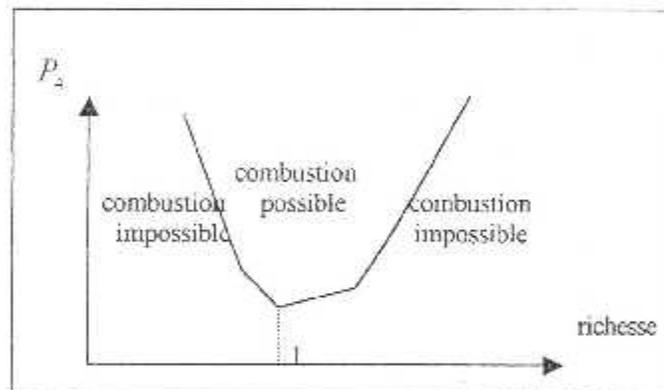


Figure (1-8) : La courbe $P_4(r)$

Signalons que dans une chambre de combustion d'un turboréacteur, on a en moyenne une richesse maximale comprise entre 18 à 25%.

- **Taux de combustion :**

C'est la puissance calorifique mise en jeu dans l'unité de volume d'une chambre de combustion. On l'exprime en kW par m^3 .

Nous pouvons maintenant aborder le fonctionnement d'une chambre de combustion.

C'est à l'intérieur du tube à flamme que doit se faire toute la combustion du kérosène, et cela nous ramène à définir les conditions qui, en pratique, permettront un fonctionnement satisfaisant.

Ces conditions sont :

- la richesse :

Nous devons toujours rester à l'intérieur du domaine défini par la courbe $P_4(\tau)$ (figure précédente).

- La vitesse de propagation de la flamme :

Considérons un mélange carburé et amorçons la combustion en un point.

Nous aurons une réaction chimique exothermique qui échauffera les molécules autour du point d'amorçage jusqu'à une température à laquelle la réaction chimique échauffera une nouvelle couche de molécule qui réagiront à leur tour, et nous aurons ainsi, une propagation de la flamme à l'ensemble du mélange carburé. Cette propagation s'effectue à une vitesse qui dépend de la richesse, de la pression et de la température du mélange.

Dans le cas de chambre de combustion d'un G.T.R. l'air n'est pas immobile, mais en écoulement permanent et il est impératif d'avoir terminé la combustion avant la sortie du tube à flamme, ce qui implique une vitesse d'écoulement dans le tube à flamme inférieure à la vitesse de propagation de la flamme.

- La pulvérisation du carburant :

Lorsqu'on pulvérise dans de l'air des gouttes de carburant dont le diamètre est compris entre quelques dixièmes de millimètre, on constate que les plus fines brûlent complètement, alors que les plus grosses brûlent partiellement, ce qui se traduit par des fumées et des dépôts de carburant.

On arrive à avoir une pulvérisation dans à peu près tout le domaine d'utilisation, grâce aux injecteurs Duplex.

- La turbulence :

Une fine pulvérisation du carburant n'est suffisante que pour une combustion complète.

En effet, celle-ci n'est possible que si toutes les gouttelettes de carburant puissent se trouver en contact de l'air ; c'est pour augmenter les chances de rencontre air-carburant que l'on crée une turbulence.

Ainsi, les constructeurs ont prévu à la sortie du compresseur un diffuseur qui ralentira la vitesse d'écoulement de gaz ; donc l'air arrive dans le compresseur, passe dans le diffuseur qui le ralentit et pénètre dans la chambre de combustion où il est divisé en deux :

- l'air primaire :

L'air primaire pénètre dans le tube à flamme après avoir traversé les aubes de turbulence qui lui impriment un mouvement tourbillonnaire. La quantité d'air admis dans le tube à flamme est prévue pour donner, avec le carburant un dosage sensiblement stœchiométrique, puisque c'est lui qui permet la plus grande vitesse de propagation de la flamme.

- l'air secondaire :

L'air secondaire s'écoule autour de la zone primaire à grande vitesse. Il servira à refroidir le tube à flamme, à stabiliser la flamme dans la zone primaire près de l'injecteur et à diluer les gaz de combustion pour qu'en entrée de turbine, la température ne soit pas trop élevée afin d'assurer une meilleure tenue des aubages de la zone de turbine.

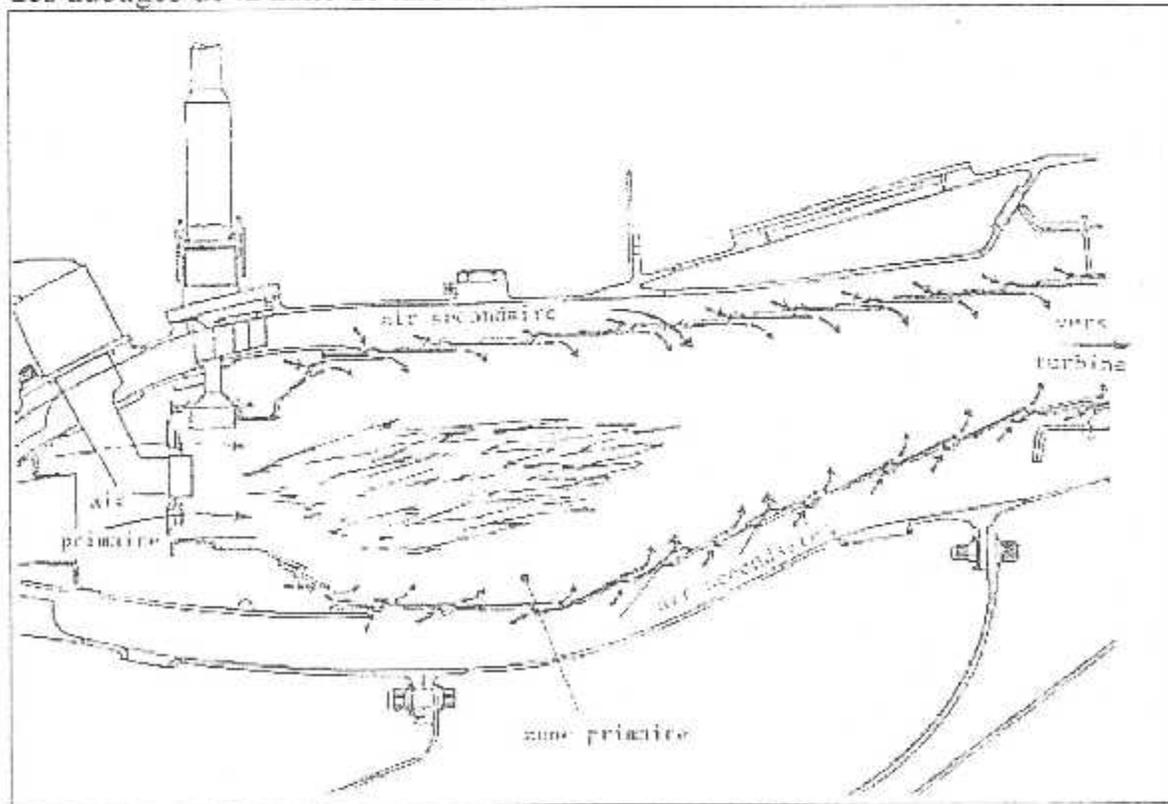


Figure (1-9) : Chambre de combustion

1-7-5- Description technologique :

Les matériaux utilisés pour la réalisation des tubes à flamme sont des aciers fortement alliés, dont les principaux éléments d'addition leur confèrent les caractéristiques leur permettant de résister aux contraintes.

Ce sont des aciers au cobalt (tenue thermique), nickel (tenue mécanique), chrome (résistance à la corrosion à haute température), dont on améliore la tenue thermique par la projection à la torche au plasma d'un réfractaire, dont le plus utilisé est la zirconite d'yttrium.

L'enveloppe externe (constituant le carter de la chambre) en acier inoxydable permet le raccordement compresseur et turbine.

L'enveloppe interne assure la protection thermique de l'arbre HP, et par une série de joints d'étanchéité, interdit la pénétration de gaz chaud vers l'arbre.

1-8- La turbine:

1-8-1- Rôle :

Cette dernière, située en sortie de chambre de combustion, est le siège d'une détente adiabatique qui transforme l'énergie disponible dans le fluide actif en énergie mécanique nécessaire à l'entraînement du compresseur.

1-8-2- Description technologique :

La turbine est constituée d'une partie fixe : Le stator ou le distributeur de turbine, et d'une partie mobile : le rotor ou roue de turbine.

Le rotor est formé d'un empilage de disques au périphérique desquels sont fixées les aubes de turbine (turbine axiale à plusieurs étages).

Le stator est le carter de la turbine. A l'intérieur de ce carter on a des rangées circulaires d'aubes.

Dans le cas d'une turbine axiale, on trouve successivement, d'amont en aval, des grilles d'aubes stators suivies chacune d'une grille d'aubes rotors.

L'ensemble comprenant une grille d'aubes stators suivie d'une grille d'aubes rotors s'appelle un étage de turbine. Les ailettes stator délimitent des passages convergents, la vitesse des gaz qui le traversent va augmenter ; ce qui s'accompagne d'une détente.

Les ailettes rotors définissent, elles aussi des sections convergentes ; La vitesse des gaz brûlés augmente et les gaz continuent à se détendre.

1-8-3- Fonctionnement aérodynamique :

La (1-10) permet d'expliquer le fonctionnement d'une turbine axiale à partir du développement-plan d'une coupe cylindrique.

Deux ailettes consécutives délimitent un convergent ; les filets d'air sortent du stator avec une vitesse \vec{V}_β dont le module est supérieur à celui de \vec{V}_α .

Les gaz sortent du stator avec la vitesse absolue \vec{V}_β . Le rotor tournant à la vitesse circumférentielle \vec{U} , les gaz se présentent aux ailettes rotor avec la vitesse relative \vec{W}_β tel que :

$$\vec{V}_\beta = \vec{U} + \vec{W}_\beta$$

Dans le rotor, le module de la vitesse relative \vec{W}_γ est supérieur à celui de \vec{W}_β .

Les gaz sortent du rotor avec une vitesse, tel que :

$$\vec{V}_\gamma = \vec{U} + \vec{W}_\gamma$$

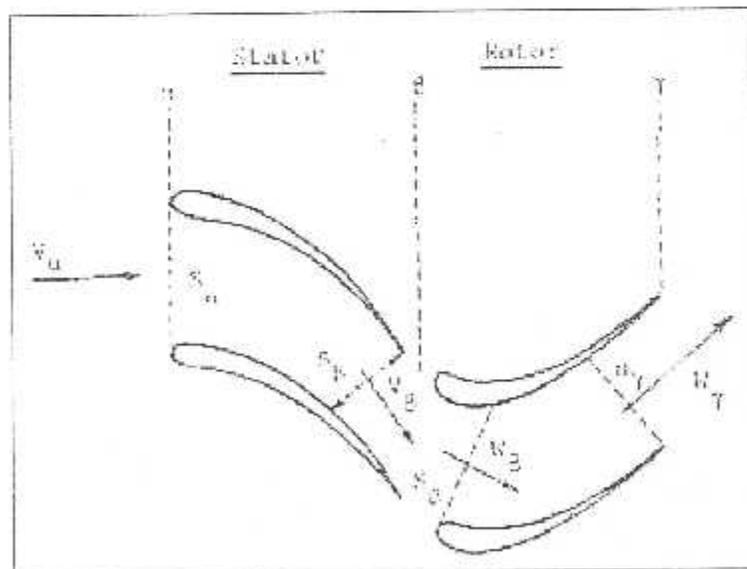


Figure (1-10) : Diagramme des vitesses dans un étage de turbine

Afin de rendre la turbine périodique, les constructeurs s'arrangent pour que :

$$\vec{V}_\gamma = \vec{V}_\alpha$$

les sections annulaires d'une turbine axiale sont croissantes (veine divergente) au fur et à mesure de la détente, afin de conserver un mach axial compris entre 0.4 et 0.6 en sortie de roue.

Avec une vitesse d'entraînement en tête de pales de l'ordre de 500 m/s, un étage de turbine axiale est capable de fournir un taux de détente de l'ordre de 3.6, avec un rendement isentropique supérieur ou égale à 0.85 ; pour des turbines moins chargées, les rendements peuvent atteindre et dépasser 0.90.

En résumé, nous aurons les évolutions suivant :

PARAMÈTRE	STATOR	ROTOR	ETAGE
W		Augmente	Augmente
V	Augmente	Diminue	Constante
Tt	Constante	Diminue	Diminue
T	Diminue	Diminue	Diminue
P	Diminue	Diminue	Diminue
Pt	Constante	Diminue	Diminue

Tableau (1-3) : l'évolution des paramètres physiques dans la turbine

1-8-4-Contraintes supportées par la turbine :

En raison de l'importance du travail demandé et des conditions particulièrement difficiles dans lesquelles ce travail est récupéré, la réalisation des turbines réclame un soin tout particulier.

Les turbines subissent des contraintes de trois types :

- contraintes mécaniques : force centrifuge, action des gaz.
- contraintes thermiques : température élevée, inégalité des températures.
- contraintes chimiques : corrosion.

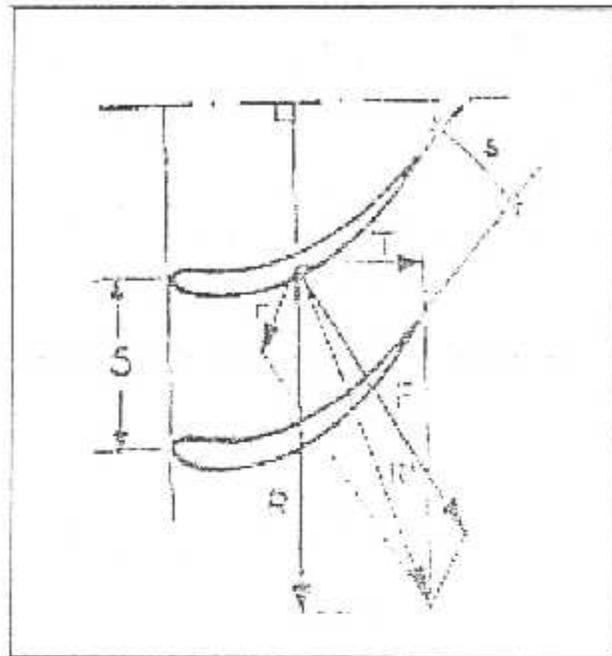


Figure (1-12) : Les contraintes supportent par la turbine

- F : action des gaz sur les profils.
- r : force de réaction due à l'accélération dans le canal.
- R' : résultante de F et r
- R : composante amenant le couple turbine.
- T : composante dirigée vers l'arrière.

Cette action est très intéressante car elle se soustrait de la poussée axiale du rotor du compresseur qui, elle, est dirigée vers l'avant, les deux rotors étant accouplés.

1-9-La tuyère d'éjection : section [5-9]

1-9-1-rôle :

Le but d'une tuyère ou canal d'éjection, est de transformer l'énergie de pression des gaz chauds en énergie cinétique. C'est dans le canal d'éjection qu'a lieu la détente utile à la propulsion.

1-9-2-Description d'un canal d'éjection convergent à section fixe :

Devant assurer la mise en vitesse d'un écoulement subsonique, ce canal a la forme d'un simple convergent. Il est composé des éléments suivants :

- Une tôle interne et une tôle externe constituant le col de la tuyère. Ces deux tôles concentriques sont fixées dans le carter arrière du moteur.
- On peut décomposer la tuyère en trois éléments, qu'ils sont-les suivants :
 - un cône de raccordement
 - une rallonge
 - une buse.

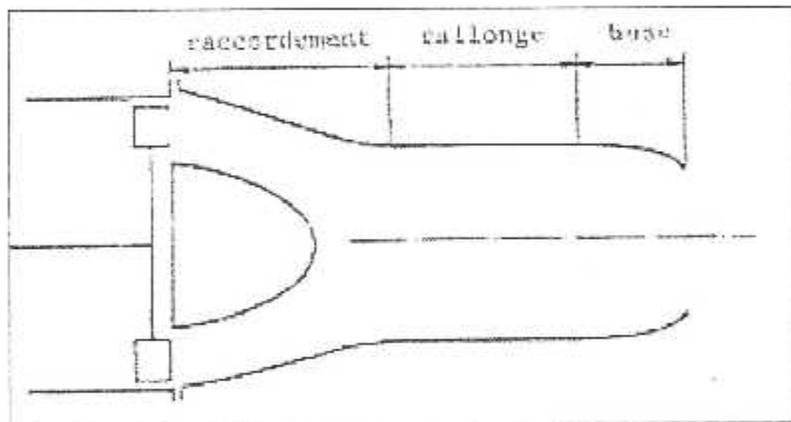


Figure (1-11) : La tuyère

Tous les réacteurs double flux actuels ont une tuyère à section constante, c'est-à-dire que la section de la sortie de la buse est constante.

1-9-3-Etude aérodynamique d'une tuyère à section fixe :

La tuyère permet le raccordement d'un espace amont dans lequel règne les P_{15} et T_{15} disponibles en sortie turbine, à un espace aval caractérisé par les conditions, T_9 .

Ainsi lorsque les deux pressions sont identiques ($P_{15} = P_9$), la tuyère ne débite pas et la vitesse est nulle pour une pression statique. Si l'on accroît la pression totale le débit s'amorce et la vitesse augmente.

Comme P_{t9} et P_9 sont reliés par la relation (1-5) (voir chap2).

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_9^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1-5)$$

et comme avec un simple convergeant la valeur maximale de M_9 est l'unité lorsque cette valeur est atteinte, le rapport $\frac{P_{t9}}{P_9}$ prend une valeur égale à 1.893 si $\gamma=1.4$ et 1.85 si $\gamma = 1.33$.

Dans ce cas particulier ce rapport qualifié de critique (la célérité du son est atteinte), est « r_c ».

La section de la tuyère est calculée pour qu'au régime maximal (régime du décollage), la vitesse d'injection soit maximale (tuyère sonique), c'est à dire $\frac{P_{t9}}{P_9} = 1$.

Dès la réduction du régime à la même pression ambiante, la température d'entrée de la turbine diminue; puisque le débit est réduit, la puissance de la turbine chute alors et la valeur de P_{t9} évolue dans le même sens, donc :

$$\frac{P_{t9}}{P_9} < r_c$$

Nous avons donc une vitesse inférieure à la célérité du son (tuyère subsonique) mais toujours adaptée.

En supposant que : $\frac{P_{t9}}{P_9} > r_c$, cela veut dire que pour la même pression, la pression totale serait supérieure à celle ayant conduit à r_c . La tuyère serait toujours sonique (simple convergeant), mais la détente ne serait pas terminée et l'on aura alors $P_{t9} > P_0$, cela génère une différence de pression sur la section de la tuyère créant ainsi une poussée de culot, mais cela serait accompagné d'une augmentation de la P_t donc de la T_t en aval de la turbine.

A même régime de rotation, cela conduit à une augmentation des pressions et températures totales devant la turbine, préjudiciable à la durée de vie de turbine. Ce fonctionnement est utilisé par les moteurs militaires, ainsi que par les moteurs à postcombustion.

Le fait d'avoir une tuyère à section variable leur permet de régler le taux de détente en fonction de la pression ambiante.

1-10 - La régulation :

1-10-1- Principe de fonctionnement :

Les quatre signaux [position manette, P_4, W_2, T_2] intégrés par la régulation, sont convertis en signal unique qui détermine l'ouverture du doseur qui est l'élément principal de régulation : C'est lui qui, par sa position fixe la quantité de carburant à injecter dans la chambre de combustion du réacteur.

Un mécanisme compare la vitesse du M_2 et la position de la manette de poussée, puis il envoie un signal primaire de dosage à un dispositif multiplicateur ; la réaction de ce dernier est asservie à la pression P_4 sensiblement proportionnelle au débit de l'air traversant le réacteur.

Le signal de sortie du dispositif multiplicateur agit directement sur le doseur.

1-10-2-Fonctions principales de la régulation :

- Sélection manuelle de la poussée.
- Régulation de la température T_5 .
- Contrôle des accélérations et décélérations.
- Accroissement du régime du ralenti avec l'altitude, dont le but est d'empêcher l'extinction du réacteur.
- Maintien d'une poussée de ralenti constant à basse altitude, quelques soient les conditions externes.

1-10-3- Régulation de la température :

Sur le réacteur PW, la température T_5 (de l'entrée de la turbine) est maintenue constante pour chaque position fixe de la manette de poussée.

Les paramètres P_4 et N_2 varient en fonction des conditions externes, qui impliquent la modification du débit et du dosage de manière à assurer la régulation de T_5 , qui reste constante.

Cependant, pour obtenir une régulation plus précise, on introduit la température T_2 (température d'entrée du compresseur).

1-10-4 - La régulation dans le compresseur :

Ne pas dépasser N_{\max} , éviter le pompage et les surpressions internes, ce qui impliquera la présence de vanes de décharge « VBV¹ » et des aubes orientables sur le compresseur « VSV² », ainsi que la nécessité d'un régulateur de régime moteur « N » et d'un limiteur d'accélération dans le bloc régulateur de carburant.

1-10-5 - La régulation dans la chambre de combustion:

Se maintenir à l'intérieur de certaines limites de dosage afin d'assurer une combustion complète du carburant dans tout le domaine de vol en évitant l'obstruction thermique sur reprise et l'extinction pauvre sur réduction de débit carburant. Nous trouverons pour cela le limiteur d'accélération dans le bloc régulateur carburant.

1-10-6 La régulation dans la turbine:

Ne pas dépasser une température limite et régime maximum à cause du fluage.

1-10-7- La régulation dans la tuyère:

Eviter les risques de pompage par manœuvres intempestives des reverses.

¹ Variable Bleed Vane (vannes de décharge)

² Variable Stator Vane (stators à calage variable)

CHAPITRE 2

RAPPEL THERMODYNAMIQUE ET GAZODYNAMIQUE

2. Introduction :

Dans ce chapitre on va se familiariser avec les notions et principes thermodynamiques dont nous aurons besoin durant notre travail.

2.1 Equation de la conservation de la masse :

Considérons un petit élément de volume fixe de dimensions dx , dy et dz . Le bilan de la masse du fluide entrant et sortant par les faces de l'élément de volume fournit une équation dite de continuité ou de conservation de la masse:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho V_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho V_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho V_z)}{\partial z} = 0 \quad (2-1)$$

$\rho(x, y, z, t)$ est la masse volumique du fluide au point M, c'est-à-dire le rapport de la masse du fluide, contenu dans l'élément de volume à l'instant t , et du volume $dx dy dz$.

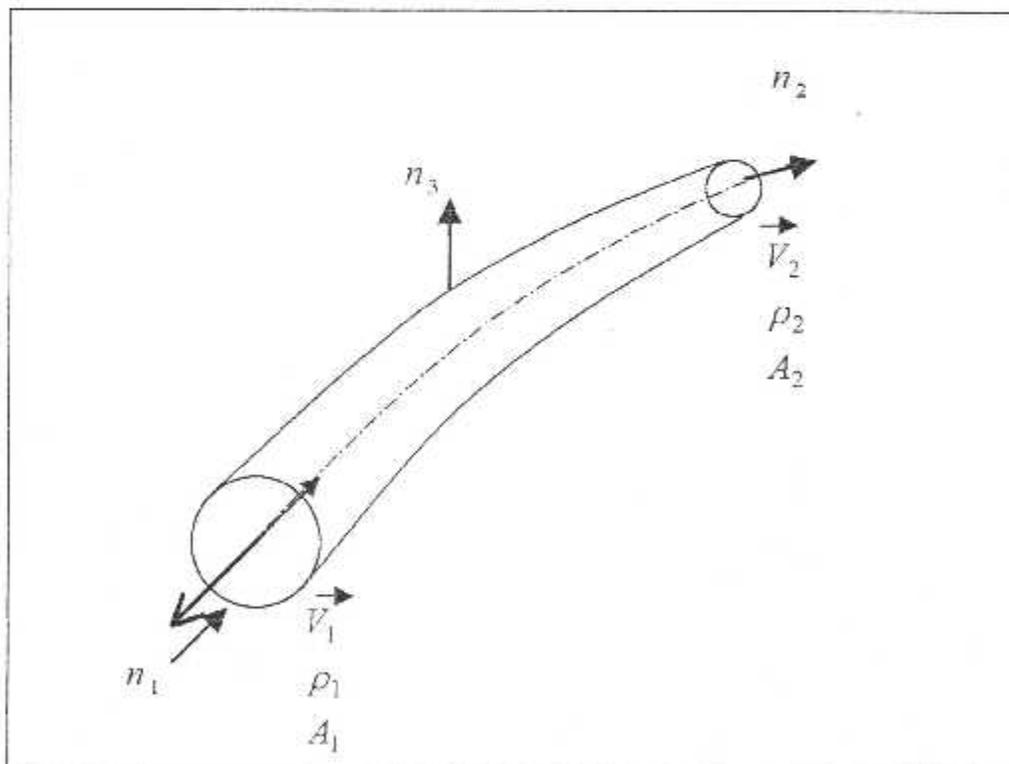


Figure 2-1 : conservation de la masse dans un tube de courant

Pour un écoulement permanent et mono-dimensionnel, l'équation de la conservation de la masse sera :

$$\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 \quad (2-2)$$

2-2- Equation de la quantité de mouvement :

Considérons l'écoulement stationnaire d'un fluide compressible dans une conduite de section variable le long de sa fibre moyenne. La vitesse V , la densité ρ et la pression P sont constantes à travers chaque section du tube. Appliquons la seconde loi de NEWTON. Cette loi s'exprime de la façon suivante :

« Le taux de la 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. »
D'où on a :

$$\Sigma F_b = \frac{d(M^{vr})_b}{dt} \quad (2-3)$$

Si le régime est stationnaire, le bilan des forces et de la quantité de mouvement sur le volume de contrôle, donne (2-4) :

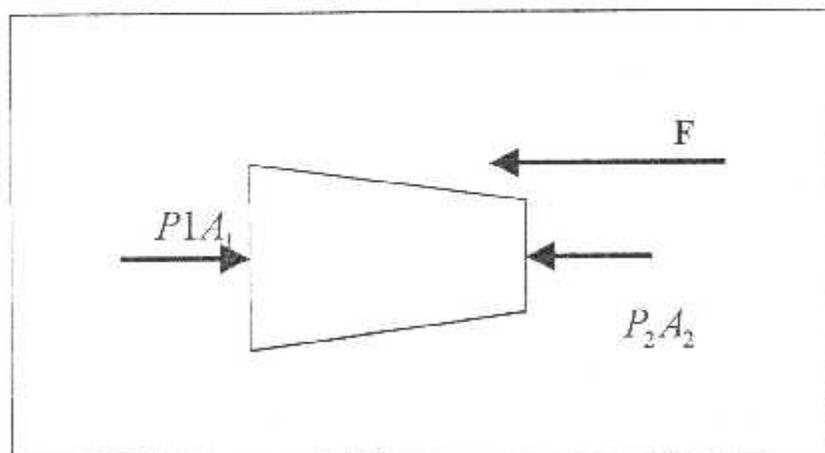


Figure 2-2 : Les différentes forces agissantes sur un écoulement.

$$P_1 A_1 - F - P_2 A_2 = \dot{m}_2 V_2 - \dot{m}_1 V_1 = (\rho_2 A_2 V_2) V_2 - (\rho_1 A_1 V_1) V_1$$

Avec :

P1 : la pression s'exerce sur A1

P2 : la pression s'exerce sur A2

2-3-Rappel du principe de la thermodynamique :

Pour un système fermé, le principe d'équivalence conduit à l'expression générale suivante du premier principe [dans un système unifié d'unités] :

$$Q - W = U_2 - U_1 \quad (2-5)$$

Avec : Q : énergie fournie au système

W : énergie fournie par système

La quantité $U_2 - U_1$ correspond à l'accroissement de l'énergie U du système entre l'état initial 1 et l'état final 2.

La quantité Q est la chaleur reçue par le système, et W est le travail fourni au milieu extérieur. L'énergie U se présente donc comme une fonction d'état, et le premier principe de la thermodynamique exprime dans sa généralité une propriété de conservation de cette énergie, car, pour un système isolé du monde extérieur, on a $Q = 0$ et $W = 0$, ce qui entraîne $U_1 = U_2$; d'où le nom de *principe de la conservation de l'énergie*.

Il est souvent commode de disposer de la forme différentielle du premier principe en vue de son application aux transformations infinitésimales. On écrit dans ce cas:

$$dQ = dU + dW \quad (2-6)$$

Où Q désigne la quantité de chaleur élémentaire reçue par le système pendant le temps dt , et dW le travail correspondant fourni au milieu extérieur.

Dans le cas particulier d'un fluide à pression p uniforme, le travail élémentaire dW se réduit au produit $p dV$ et l'énergie totale U , à l'énergie interne E en l'absence d'énergie cinétique. Le principe de conservation de l'énergie prend alors la forme simplifiée usuelle :

$$dQ = dE + PdV \quad (2-7)$$

L'étude des transformations qui s'effectuent à volume V constant, appelées *isochores* ($dV = 0$), permet d'introduire la notion de *capacité thermique* à volume constant sous la forme:

$$C_v = \left(\frac{\partial E}{\partial T} \right)_v \quad (2-8)$$

Lorsque la quantité de chaleur envisagée se rapporte à l'unité de masse ou à la mole, la capacité calorifique correspondante prend respectivement le nom de *chaleur massique (spécifique)*. On procède de même pour les transformations à pression constante appelées *isobares* ($dp = 0$).

À cette fin, on introduit dans le principe de la conservation de l'énergie la fonction d'état $H = E + pV$, appelée *enthalpie* du système, ce qui permet d'écrire la relation (2-7) sous la forme :

$$dQ = dH - VdP \quad (2-9)$$

d'où la notion de capacité thermique à pression constante:

$$C_p = \left(\frac{\partial H}{\partial T} \right)_p \quad (2-10)$$

Les capacités thermiques C_p et C_v sont donc aussi des fonctions d'état. Elles dépendent en général de la température, de la pression et de la composition du système. Pour un gaz parfait, C_p et C_v ne dépendent que de la température. Au point de vue macroscopique, un gaz parfait est défini comme un système (p, V) obéissant aux lois de Joule et de Mariotte :

« à température constante, le volume d'une masse donnée d'un gaz parfait

varie en raison inverse de sa pression » :

$$pV = \text{constante.}$$

Une transformation à température constante porte le nom d'*isotherme*. Une évolution fréquemment considérée aussi est celle de l'*adiabatique*, accomplie par un système thermiquement isolé ($dQ=0$). On déduit du principe de la conservation de l'énergie que l'évolution adiabatique d'un gaz parfait obéit à la loi :

$$PV^\gamma = \text{constante}$$

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (2-11)$$

Elle est valable dans tout le domaine où le rapport γ peut être considéré comme constant.

Il est souvent utile de formuler la loi fondamentale (2-6) sous la forme d'un bilan d'énergie régissant les échanges avec le milieu extérieur. On écrit alors que l'accroissement d'énergie dU du système est attribuable, pour une part, à un flux U fourni par le milieu extérieur et, pour une seconde part, à une source provenant des phénomènes internes. Le bilan s'écrit donc dU :

$$dU = d_e U + d_i U \quad (2-12)$$

En particulier, pour un système fermé, la contribution extérieure est donnée par :

$$d_e U = dQ - dW \quad (2-13)$$

D'autre part, la source engendrée par les contributions internes doit être nulle, d'où :

$$d_i = 0 \quad (2-14)$$

En effet, dans le langage des bilans, le principe de la conservation de

l'énergie revient à dire que la *source d'énergie est identiquement nulle*.

La formulation (2-12) présente un intérêt particulier pour l'application des principes fondamentaux aux systèmes ouverts. Pour le gaz parfait, l'équation caractéristique simple :

$$PV = RT \quad (2-15)$$

La température T est un diviseur intégrant de dQ et que, par conséquent,

on peut écrire, pour un système fermé à température uniforme, une égalité du type suivant :

$$\int \frac{dQ}{T} = S_2 - S_1 = \frac{C_p dT}{T - R \ln \frac{P_2}{P_1}} \quad (2-16)$$

Où (S₂ - S₁) désigne l'accroissement d'une fonction d'état du système dénommée *entropie*.

Dans le cas d'un gaz calorifiquement parfait qui est un gaz parfait avec les chaleurs spécifiques (C_v, C_p) constantes.

On aura les simplifications suivantes :

$$H_2 - H_1 = C_p (T_2 - T_1) \quad (2-17)$$

$$S_2 - S_1 = C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (2-18)$$

Donc la conservation de l'énergie nous donne les grandeurs totales de l'enthalpie et de la chaleur :

- L'enthalpie totale : $H_t = H + \frac{V^2}{2}$
- La température totale : $T_t = T + \frac{V^2}{2}$

2-4- Le nombre de MACH :

Pour un gaz parfait, l'équation d'état est de la forme :

$$P = \rho RT$$

Où $R = 8.314 \text{ J}^\circ\text{C}/\text{moles}$ est la constante des gaz parfaits.

Les petites variations de la pression se propagent par rapport au fluide avec une célérité (a), appelée célérité du son, qui est donnée par la formule :

$$a = (\gamma RT)^{1/2} \quad (2-19)$$

Lorsque les vitesses d'un écoulement ne peuvent plus être considérées comme négligeables par rapport à la célérité du son, il faut abandonner l'hypothèse de l'invariabilité de la masse volumique.

Cette masse volumique est alors une fonction du nombre de Mach local M , rapport de la vitesse locale V à la célérité locale du son a :

$$M = \frac{V}{a} \quad (2-20)$$

Si le nombre de Mach à l'infini amont est inférieur à l'unité, on dit que l'écoulement est *subsonique*. Si M est supérieur à l'unité, l'écoulement est dit *supersonique*.

Lorsque M est voisin de l'unité, on parle d'écoulement *transsonique*, l'écoulement présentant alors des parties subsoniques et des parties supersoniques. Le nombre de Mach peut avoir une valeur aussi grande que l'on veut. Lorsque $M=5$, on a coutume de parler d'écoulements *hypersoniques*.

La valeur 5 n'a rien de critique, mais c'est environ à partir de cette valeur que certains effets physiques prennent de l'importance, par exemple, la dissociation de l'air. A l'aide de l'expression du nombre Mach, on peut déduire

deux relations définissant les rapports $\frac{T}{T_i}$ et $\frac{P}{P_i}$ tel que :

$$\frac{T}{T_i} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{-1} \quad (2-21)$$

$$\frac{P}{P_i} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2-22)$$

2-5-Le calcul de Cp :

Pour un gaz parfait la valeur du Cp peut être estimée par un polynôme d'ordre de sept :

$$C_p = A_0 + \sum A_i (T^i)$$

$$C_p = A_0 + A_1 T + A_2 T^2 + A_3 T^3 + A_4 T^4 + A_5 T^5 + A_6 T^6 + A_7 T^7$$

où les coefficients A_i ($i=0...7$) sont résumés dans le tableau suivant ; ces coefficients sont établis pour une température comprise dans l'intervalle [167°K- et 2222°K]

NB : Le Cp est exprimé en : Btu/ Lbm.°R

Au niveau de la partie chaude le Cp s'écrit de façon suivante :

$$C_p = \frac{C_{p_{air}} + f C_{p_{pro}}}{1 + f}$$

LES CONSTANTES	POUR L'AIR	POUR LE MELANGE (AIR&FUEL)
A0	$2.5020051 \cdot 10^{-1}$	$7.3816638 \cdot 10^{-2}$
A1	$-5.1536879 \cdot 10^{-5}$	$1.2258630 \cdot 10^{-3}$
A2	$65519486 \cdot 10^{-8}$	$-1.3771901 \cdot 10^{-6}$
A3	$-6.7178376 \cdot 10^{-12}$	$9.9686793 \cdot 10^{-10}$
A4	$-1.5128259 \cdot 10^{-14}$	$-4.2051104 \cdot 10^{-13}$
A5	$7.6215767 \cdot 10^{-18}$	$1.0212913 \cdot 10^{-16}$
A6	$-1.4526770 \cdot 10^{-21}$	$-1.3335668 \cdot 10^{-20}$
A7	$1.0115540 \cdot 10^{-25}$	$7.2678710 \cdot 10^{-25}$

2-6-Le calcul de H :

l'enthalpie peut être exprimée par la relation suivante :

$$h = \int_{T_{ref}}^T C_p dT$$

ce qui nous permet de l'écrire sous la forme d'un polynôme d'ordre de huit :

$$h = h_{ref} + A_0 T + A_1 T^2 - A_2 T^3 + A_3 T^4 + A_4 T^5 + A_5 T^6 + A_6 T^7 + A_7 T^8$$

Où les coefficients A_i ($i=0...7$) sont résumés dans le tableau précédant, ces coefficients sont établis pour une température comprise dans l'intervalle [167°K et 2222°K] et les valeurs de h_{ref} dans le tableau suivant.

NB : Le h est exprimer-en : Btu/ Lbm.

Au niveau de la partie chaude le h s'écrit de façon suivante :

$$h = \frac{h_{air} + fh_{pro}}{1 + f}$$

LES CONSTANTES	POUR L'AIR	POUR LE MELANGE (AIR&FUEL)
h_{ref}	-1.7558886	30.58153

2-7-Le calcul de PHH :

On a :

$$S_2 - S_1 = C_p \frac{dT}{T} - P_r \frac{P_2}{P_1}$$

On définit la fonction PHH « Φ » comme suit :

$$\Phi = \int_{T_{ref}}^T C_p \frac{dt}{T}$$

Ce qui nous permet de l'écrire sous la forme d'un polynôme d'ordre de sept :

$$\Phi = \Phi_{ref} + A_0 \ln T + A_1 T + \frac{A_2}{2} T^2 + \frac{A_3}{3} T^3 + \frac{A_4}{4} T^4 + \frac{A_5}{5} T^5 + \frac{A_6}{6} T^6 + \frac{A_7}{7} T^7$$

où les coefficients A_i ($i=0\dots 7$) sont résumés dans le tableau précédant, ces coefficients sont établis pour une température comprise dans l'intervalle $[167^\circ\text{K et } 2222^\circ\text{K}]$ et les valeurs de Φ_{ref} dans le tableau suivant :

LES CONSTANTES	POUR L'AIR	POUR LE MELANGE (AIR&FUEL)
Φ_{ref}	0.0454323	0.6483398

Au niveau de la partie chaude le ϕ s'écrit de façon suivante :

$$\phi = \frac{\phi_{air} + f\phi_{pro}}{1 + f}$$

2-8- Calcul de R :

Pour un fuel de composition $(CH_2)_N$, la constante universelle des gaz « R » s'écrit en fonction du dosage f , sous la formule suivante :

$$R = \frac{1.9857117}{28.97 - f0.946186}$$

2-9- Calcul de Pr :

Pr est défini comme suit :

$$P_r = \exp\left(\frac{\Phi - \Phi_0}{R}\right)$$

avec : Φ_0 est la fonction Φ pour $Pr = 1$, se qui nous donne $\Phi_0 = 1.543323$
 \exp , est la fonction exponentielle

2-19- Paramètre du débit [MFP] :

Le MFP est un paramètre qui relie le débit à la variation du nombre de Mach. Dans le cas d'un gaz caloriquement parfait, ce paramètre sera en fonction de M , T_t et f .

Par convention on définit :

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} \quad (2-23)$$

Notant que :

$$\frac{\dot{m}}{A} = \rho V = \frac{PV}{RT} = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}} \frac{P \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT}} = M \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P}{\sqrt{T}} \quad (2-24)$$

En multipliant par $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$ on obtient :

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} = M \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P/P_t}{\sqrt{T/T_t}}$$

Si on remplace les rapports "statique/ totale" donnés par les équations (2-21) et (2-22) on obtient :

$$MFP (M, T_t, f) = M \sqrt{\frac{\gamma g c}{R}} \frac{\sqrt{T_t/T}}{P_t/T} \quad (2-25)$$

2-11- Atmosphère standard :

De nombreux modèles d'atmosphère standard ont été proposés. Nous ne retiendrons que le modèle utilisé en France, modèle identique à celui défini dans le document U.S Standard Atmosphere 1962 (U.S Government printing Office 1963-0-66-8502)

La définition d'une atmosphère standard repose sur les conventions suivantes :

- L'air est assimilé à un gaz parfait.
- L'atmosphère étant au repos par rapport au sol, sa distribution verticale satisfait à l'équation d'équilibre hydraulique (équation de Laplace) :

$$dP = -\rho gh$$

P : la pression

h : l'altitude

Par définition, la loi de température T est la suivante :

De $h=0$ m jusqu'à $h=11\ 000$ m variation linéaire (-6.5°K) par 1000m , à partir de $T=288.15^\circ\text{K}$.

De $h=(11\ 000$ à $20\ 000)$ m température constante.

De $h=(20\ 000$ à $32\ 000)$ m variation linéaire (-1°K) par 1000 m, à partir de $T=216.65^\circ\text{K}$.

De $h=(32\ 000$ à $47\ 000)$ m, variation linéaire ($+2.8^\circ\text{K}$) par 1000 m , à partir de $T=228.65^\circ\text{K}$.

Au-dessus de $h = 47\ 000$ m, la température reste constante jusqu'à

$H= 52\ 000$ m puis diminue de nouveau. Une définition de l'atmosphère jusqu'à $47\ 000$ m est largement suffisante pour les besoins aéronautiques actuels.

CHAPITRE 3

RENDEMENTS ET PERFORMANCES

3-1-Notion :

Les équations des rendements et des performances qu'on va utiliser dans notre étude sont toutes écrites avec les rapports de température et de pression totale. On définit alors le rapport de pression totale dans une station par : π_a portant un indice définissant le nom de la station :

$$\pi_a = \frac{\text{pression total sortie station a}}{\text{pression total entrée station a}} \quad (3-1)$$

- d : diffuseur,
- C : compresseur,
- B : chambre de combustion,
- T : turbine,
- N : tuyère (nozzel),
- F : soufflante (fan),
- Fn : tuyère de fan (fan nozzel).

D'une manière similaire le rapport de la température totale qui sera noté : τ_a

$$\tau_a = \frac{\text{L'enthalpie totale sortie station a}}{\text{L'enthalpie totale l'entrée station a}} \quad (3-2)$$

- d : diffuseur,
- C : compresseur,
- B : chambre de combustion,
- T : turbine,
- N : tuyère (nozzel),
- F : soufflante (fan),
- Fn : tuyère de fan (fan nozzel).

3-1-1 -Exception :

on définit les rapports de température et de pression (totale / statique) pour l'air ambiant τ_r et π_r :

$$\tau_r = \frac{h_0}{h} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \quad (3-3)$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma + 1}{2} M_0^2 \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (3-4)$$

- on définit le τ_λ , comme étant le rapport de l'enthalpie sortie chambre de combustion (burner exit) sur l'enthalpie de l'air ambiant :

$$\tau_\lambda = \frac{h_{ibr}}{h_0} \quad (3-5)$$

3-1-2-Tableau récapitulatif des différents rapports :

$\tau_{CH} = \frac{h_3}{h_{2.5}}$	$\pi_{CH} = \frac{P_{t3}}{P_{t2.5}}$	$\tau_{tH} = \frac{h_{4.5}}{h_4}$	$\pi_{tH} = \frac{P_{t4.5}}{P_{t4}}$
$\tau_{CL} = \frac{h_{2.5}}{h_2}$	$\pi_{CL} = \frac{P_{t2.5}}{P_{t2}}$	$\tau_{tL} = \frac{h_5}{h_{4.5}}$	$\pi_{tL} = \frac{P_{t5}}{P_{t4.5}}$
$\tau_C = \tau_{CL} \times \tau_{CH}$	$\pi_C = \pi_{CL} \times \pi_{CH}$	$\tau_t = \tau_{tH} \times \tau_{tL}$	$\pi_t = \pi_{tH} \times \pi_{tL}$

- *cH* : compresseur haute pression (high-pressure compressor)
- *cL* : compresseur basse pression (low-pressure compressor)
- *tH* : turbine haute pression (high-pressure turbine)
- *tL* : turbine basse pression (low-pressure turbine)

3-2-Analyse du cycle réel d'un turbofan :

L'analyse du cycle, étudie les changements thermodynamique que subit le fluide au cours de son évolution dans les éléments de l'engin ; le diagramme (T, S) suivant représentent les transformations que subit le fluide durant tout le cycle.

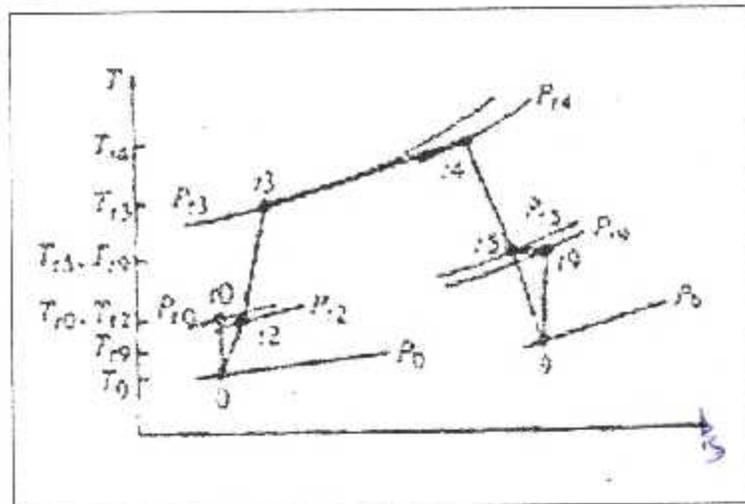


figure : 3-1

3-2-1 Les différentes pertes :

Dans toute machine thermique tel que le turboréacteur, les pertes sont divisées en deux catégories :

- *Pertes aérodynamiques (polytropiques)* : Ces pertes sont dues au frottement entre fluide et corps et d'autre part, elles sont dues aux effets de viscosité.
- *Pertes thermodynamiques (isentropiques)* : En réalité, il existe un transfert de chaleur entre les différentes parties du moteur et l'environnement ; les pertes sont aussi induites par une mauvaise combustion.

3-2-1-1 -Le diffuseur (l'entrée d'air) :

Les pertes dans l'entrée d'air sont toujours présentes. Elles sont dues principalement aux frottements, et aux ondes de choc.

Ces pertes se traduisent par la réduction de la pression totale donc :

$$\pi_d < 1.$$

Le diffuseur est adiabatique a un très grand degré d'approximation ; alors :

$$\tau_d = 1.$$

Le rendement isentropique η_d du diffuseur est défini par la relation (3-6) :

$$\eta_d = \frac{h_{t2} - h_0}{h_{t0} - h_0} \quad (3-6)$$

Ce rendement peut être relié à π_d et τ_r et α , ce qui nous donne :

$$\eta_d = \frac{\tau_r \pi_d^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_r - 1} \quad (3-7)$$

Dans le vol supersonique, la décélération de l'écoulement dans l'entrée d'air est accompagnée par des ondes de choc qui produisent une perte plus importante de la pression totale.

Donc on définit $\pi_{d \max}$ comme étant la portion de π_d qui est due aux pertes par frottement, et η_r comme étant la portion de π_d qui est due aux pertes d'ondes de choc :

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \quad (3-8)$$

Avec :

$$\eta_r = \begin{cases} 1 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} & 1 < M_0 < 5 \\ \frac{800}{M_0^4 + 935} & M_0 \geq 5 \end{cases}$$

3-2-1-2 Le compresseur :a/ Le rendement isentropique :

Le rendement du compresseur est défini par le rapport du travail idéal (isentropique, représenté par l'indice i) pour un π_c donné, sur le travail réel pour le même taux de compression :

$$\eta_c = \frac{W_{ci}}{W_c} = \frac{h_{t3i} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} \quad (3-9)$$

Pour un gaz calorifiquement parfait on peut écrire :

$$\eta_c = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau_c - 1}$$

Puisqu'on a la relation isentropique ;

$$\tau_{ci} = \pi_{ci}^{(\gamma-1)/\gamma} = \pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (3-10)$$

Donc le rendement isentropique du compresseur sera écrit de façon suivante :

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_c - 1} \quad (3-11)$$

B/ Le rendement polytropique :

Le rendement polytropique du compresseur e_c est défini comme suit :

$$e_c = \frac{\text{la dérivée du travail idéal de compression}}{\text{la dérivée du travail réel de compression}}$$

Donc :

$$e_c = \frac{dW_{ci}}{dW_c} = \frac{dT_{ti}}{dT_t} \quad (3-12)$$

En notant que pour un compresseur idéal, la relation isentropique donne :

$$\frac{dh_{i1}}{h_{i1}} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dP_1}{P_1} \quad (3-13)$$

On peut écrire alors l'équation (4-12) sous la forme suivante :

$$e_c = \frac{dh_{i2}}{dh_{i1}} = \frac{dT_{21}/T_1}{dT_1/T_1} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dP_1/P_1}{dT_1/T_1}$$

En supposant que le rendement polytropique e_c est constant, nous pouvons obtenir une simple relation entre τ_c et π_c comme suit :

1- on peut réécrire l'équation précédente de cette façon :

$$\frac{dh_{i1}}{h_{i1}} = \frac{\gamma - 1}{\gamma e_c} \frac{dP_1}{P_1}$$

2- l'intégration entre les station 2 et 3 donne :

$$\ln \frac{h_{i3}}{h_{i2}} = \frac{\gamma - 1}{\gamma e_c} \ln \frac{P_3}{P_2}$$

finalement on obtint :

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma - 1)/(\gamma e_c)} \quad (3-14)$$

3-2-1-3- La turbine :A/ le rendement isentropique :

Toujours dans le cas adiabatique, le rendement isentropique de la turbine est défini par le rapport du travail réel de la turbine pour un π_t donné, sur le travail idéal (isentropique) de turbine pour le même taux de détente :

$$\eta_t = \frac{W_t}{W_{it}} = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4t} - h_{t5t}} \quad (3-15)$$

Donc le rendement isentropique de la turbine est :

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (3-16)$$

B/ le rendement polytropique :

le rendement polytropique de la turbine est défini par le rapport suivant :

$$e_c = \frac{\text{la dérivée du travail idéal de compression}}{\text{la dérivée du travail réel de compression}}$$

ainsi :

$$e_t = \frac{dW_t}{dW_{it}} = \frac{dh_t}{dh_{it}} = \frac{dT_t}{dT_{it}} \quad (3-17)$$

Si on utilise la relation isentropique (4-10), on aura :

$$e_t = \frac{dh_t}{dh_{it}} = \frac{dT_t/T_t}{dT_{it}/T_t} = \frac{dT_t/T_t}{[(\gamma-1)/\gamma] dP_t/P_t}$$

On supposant que le rendement polytropique e_c est constant, et après intégration :

$$\pi_t = \tau_t^{1/[(\gamma-1)e_c]} \quad (3-18)$$

Composants	Comportement idéal ¹	Comportement réel ²
Entrée d'air	$\tau_d = 1, \pi_d = 1$	$\tau_d = 1, \pi_d < 1$
Compresseur	$W_C = h_{t2}(\tau_C - 1)$ $\pi_C = \tau_C^{\gamma/(\gamma-1)}$	$W_C = h_{t2}(\tau_C - 1)$ $\pi_C = [1 + \eta_C(\tau_C - 1)]^{\gamma_C/(\gamma_C-1)}$ $\tau_C = 1 + \frac{1}{\eta_C}(\pi_C^{(\gamma_C-1)/\gamma_C} - 1)$ $\tau_C = \pi_C^{(\gamma_C-1)/\gamma_C \eta_C}$
Chambre de combustion	Pas de pertes de pression totale, combustion 100% $\pi_b = 1$ $\dot{m} h_{t4} - \dot{m} h_{t3} = \dot{m}_f P_{ch}$	Perte de pression totale, combustion < 100% $\pi_b < 1$ $(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)h_{t4} - \dot{m}_0 h_{t3} = \eta_b \dot{m}_f$
Turbine	$W_t = h_{t4}(1 - \tau_t)$ $\pi_t = \tau_t^{\gamma/(\gamma-1)}$	$W_t = h_{t4}(1 - \tau_t)$ $\pi_t = \left[1 - \frac{1}{\eta_t}(1 - \tau_t)\right]^{\gamma/(\gamma-1)}$ $\tau_t = 1 - \eta_t(\pi_t^{(\gamma-1)/\gamma})$ $\pi_t = \tau_t^{\gamma/[(\gamma-1)\eta_t]}$
Tuyère	$\tau_n = 1, \pi_n = 1$	$\tau_n = 1, \pi_n < 1$

Tableau (3-2) : tableau résumant l'évolution idéale et réelle à travers les stations du turboréacteur.

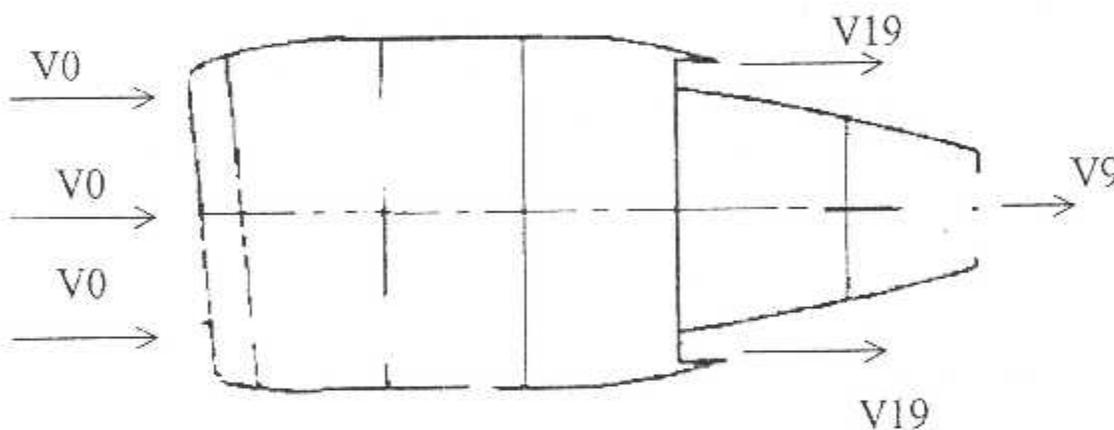
3-3- Définition des performances :3-3-1 Le débit : \dot{m}

Le débit caractérise la rapidité du mouvement (quantité de fluide par unité de temps), il s'exprime en Kg par sec [Kg/sec] :

$$\dot{m} = \rho AV \quad (3-19)$$

3-3-2 Expression de la poussée d'un GTR double flux :

La poussée est la performance essentielle d'un propulseur fournissant de l'énergie cinétique. On appelle poussée, la force prenant naissance du fait de la variation de la quantité de mouvement entre l'entrée et la sortie de celui-ci. Ce moteur est caractérisé par la présence deux flux d'air, soit :



- \dot{m}_f le débit masse traversant la soufflante (Fan), ce flux est appelé flux externe ou flux froid. \dot{m}_c débit masse d'air traversant le corps du moteur est appelé interne ou flux chaud.

- Le flux froid \dot{m}_f pénètre dans le fan à la vitesse V_0 , et s'éjecte avec une vitesse V_{19} , la poussée due à ce flux est F_f :

$$F_F = \dot{m}_F (V_{19} - V_0) + A_{19} (P_{19} - P_0) \quad (3-20)$$

A_{19} : la section de la tuyère du fan

V_0 : vitesse de l'évolution de l'aéronef.

- Le flux ~~fluide~~ \dot{m}_C pénètre dans le corps du réacteur à la vitesse V_0 , et s'éjecte par la tuyère avec une vitesse V_9 très supérieure à V_{19} , la poussée due à ce flux est F_C :

$$F_C = V_9 (\dot{m}_f - \dot{m}_C) - \dot{m}_C V_0 + A_9 (P_9 - P_0) \quad (3-21)$$

A_9 : la section de la tuyère principale.

\dot{m}_f : débit massique carburant, ce dernier contribue à la poussée totale développée avec une force F_f :

$$F_f = \dot{m}_f V_9$$

La poussée F , sera la somme de la poussée du fan et la poussée du corps :

$$F = F_C + F_F \quad (3-22)$$

Pour ces moteurs, si le taux de dilution est supérieur à 5, la poussée du fan représente 80% de la poussée totale fournie.

3-3-3- Taux de dilution :

par définition, le taux de dilution α est le rapport du débit masse d'air externe sur le débit masse interne.

$$\alpha = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_C} \quad (3-23)$$

3-3-4- Poussée spécifique : F/\dot{m}_0

par définition, c'est le rapport de la poussée développée aux débit masse traversant le moteur. Suivant le type du GTR nous avons le tableau suivant :

TYPE DE GTR	EXPRESSION DE F/\dot{m}_0	ORDRE DE GRANDEUR (POINT FIXE)
GTR double flux ($\alpha > 5$)	$\frac{F}{\dot{m}_c + \dot{m}_e + \dot{m}_f} \approx \frac{F}{\dot{m}_f + \dot{m}_c}$	200 à 250 [N/(Kg/

3-3-5-Consommation :

on distingue deux types de consommation :

3-3-5-1-Consommation horaire : FF

Cette notion caractérise la consommation de carburant par heure, si un moteur à un débit masse carburant de 1Kg/sec, sa consommation horaire est de :

$$FF = 3600 \dot{m}_f \quad (3-24)$$

3-3-5-2- Consommation spécifique : Cs

C'est une notion très importante qui caractérise un GTR ; par définition, c'est le rapport de la consommation horaire (FF) sur la poussée nette du moteur :

TYPE DU MOTEUR	EXPRESSION CS	ORDRE DE GRANDEUR POUR LE POINT FIXE
GTR double flux ($\alpha > 5$)	$FF / \text{poussée}$	0.32 [(Kg/sec)/daN]

3-3-6 Le dosage : f

Le dosage est le rapport entre le débit carburant injecté sur celui de l'air traversant la chambre de combustion.

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_C} \quad (3-25)$$

3-3-7 Effet des prélèvements d'air sur la poussée :

Les prélèvements d'air étant issus du compresseur HP, tout prélèvement se traduit par une diminution du débit d'air de sortie du compresseur entraînant de ce fait une diminution de la poussée.

La chute de performance du moteur dépend donc du nombre de prélèvements.

Au maximum, le moteur peut assurer l'anti-givrage moteur, l'anti-givrage voilure et l'alimentation des groupes de conditionnement d'air.

La chute de performance est voisine de 2.5% par prélèvement comme le montre le tableau suivant :

POUSSEE	ANTI-GIVRAGE		AIR CONDITIONNE
	Nacelle moteur	Voilure	
F=100%	OFF	OFF	OFF
97.5%	ON	OFF	OFF
95%	ON	ON	OFF
92.5%	ON	ON	ON

3-3-9 Les puissances :

3-3-9-1- Puissance calorifique : P_c

La puissance calorifique est la puissance fournie au réacteur par la combustion du carburant dans la chambre de combustion. Si \dot{m}_f est le débit masse carburant, la puissance calorifique sera écrite de la façon suivante :

$$P_C = \eta_b \dot{m}_f P_{ci} \quad (3-30)$$

pour le kérosène : son pouvoir calorifique est de $P_{ci} = 44.10^6$ Joules/Kg

3-3-9-2- Puissance de propulsion : P_p

La, puissance de propulsion est le travail que développe la poussée F du moteur par unité de temps qui permet à l'aéronef d'atteindre la vitesse V_0 . On définit la puissance de propulsion par le produit de la poussée par la vitesse :

$$P_p = F V_0 \quad (3-31)$$

3-3-9-3- Puissance thermique réelle : P_{tr}

Afin de créer un débit masse d'air et d'assurer sa mise en vitesse, les motoristes installent des compresseurs qui sont entraînés en rotation par des turbines à partir de la détente des gaz d'échappement ; ce mouvement de rotation crée des pertes au niveau des paliers.

Ces pertes sont appelées pertes internes, car elles sont relatives au fonctionnement interne du moteur ; ainsi la puissance thermique réelle est :

$$P_{tr} = \frac{1}{2} \dot{m}_c (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_F (V_{19}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f (V_9^2) \quad (3-32)$$

3-3-10- Les rendements associés :

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

3-3-10-1- Le rendement thermique réel ou thermodynamique :

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

$$\eta_\tau = \frac{P_{tr}}{P_C} \quad (3-33)$$

3-3-10-2- Le rendement de propulsion :

Le rendement de propulsion est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance thermique réelle, soit :

$$\eta_P = \frac{P_p}{P_{tr}} \quad (3-34)$$

3-3-10-3- Le rendement global :

Le rendement global est le produit des deux rendements ; thermodynamique et propulsif :

$$\eta_g = \eta_T \times \eta_P \quad (3-35)$$

ou bien c'est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance calorifique :

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_C} \quad (3-36)$$

CHAPITRE 4

FORMULATION MATHÉMATIQUE

4-1-Hypothèses :

Les performances du turboréacteur sont calculées à partir des hypothèses, dont le but de simplifier les équations utilisées.
Ces hypothèses sont :

- L'écoulement est sonique ($M=1$) à l'entrée de la turbine haute pression.
- Les rendements des éléments ne varient pas.
- Le refroidissement de la turbine est négligé.
- Pas de prélèvement de puissance.
- L'air est assimilé à un gaz à propriétés variables, avant et après la chambre de combustion

4-2-Analyse du cycle réel :

En se basant sur les hypothèses précédentes, l'analyse des paramètres du cycle réel du turbofan nous ramènent aux étapes suivantes :

4-2-1-Le fan :

Le bilan d'énergie entre le fan et la turbine basse pression, nous donne l'équation suivante :

$$\eta_{ml} \dot{m}_{45} (ht_{45} - ht_5) = (\dot{m}_C + \dot{m}_F) (ht_{13} - ht_{12})$$

le taux de pression du Fan s'écrit de la manière suivante:

$$\pi_F = \frac{Pr_{13}}{Pr_{12}} \quad (4-1)$$

4-2-2-Compresseur :4-2-2-1-Compresseur basse pression :

En appliquant le premier principe de la thermodynamique entre le compresseur basse pression et la turbine basse pression, on aura :

$$\dot{W}_{cl} = \eta_{ml} \dot{W}_{tl}$$

En introduisant les notions du débits et des enthalpies, l'équation précédente devient :

$$\dot{m}_0(h_{t25} - h_{t2}) = \eta_{ml}(\dot{m}_0 + \dot{m}_F)(h_{t45} - h_{t5}) = \eta_{ml}\dot{m}_0(1+f)(h_{t45} - h_{t5})$$

Ce qui donne :

$$h_{t25} = h_{t2} - \eta_{ml}(1+f)(h_{t45} - h_{t5})$$

Le rapport de la pression totale du compresseur basse pression π_{cl} égale au rapport de la pression idéale réduite de sortie de la station Prt25i par rapport à la pression réduite d'entrée du compresseur.

$$\pi_{cl} = \frac{P_{rt25i}}{P_{rt2}} \quad (4-2)$$

La pression idéal réduite du compresseur basse pression Prt25i est obtenu par la résolution de l'enthalpie total idéal de la sortie ht25i .

En utilisant le rendement et les enthalpies entrants et sortants du compresseur , on aura l'équation suivante:

$$h_{t25i} = h_{t2} + \eta_{ml}(h_{t25} - h_{t2}) \quad (4-3)$$

4-2-2-2-Compresseur haute pression:

De la même procédure que le compresseur basse pression, on aura les formule suivante:

$$h_{t3} = h_{t25} - \eta_{ml}(1+f)(h_{t4} - h_{t45})$$

Pour le rapport de pression :

$$\pi_{cl} = \frac{P_{rt3i}}{P_{rt25}} \quad (4-4)$$

Pour l'enthalpie idéal de sortie :

$$h_{t3i} = h_{t25} + \eta_{ml}(h_{t3} - h_{t25}) \quad (4-5)$$

4-2-3- Turbine :4-2-3-1-Turbine haute pression :

Grâce a la conservation du débit entre les station 4 et 4.5, nous permet d'écrire :

$$MFP_4 = \frac{\dot{m}_3 \sqrt{Tt_4}}{Pt_4 A_4} = \frac{\dot{m}_{45} \sqrt{Tt_{45}}}{Pt_{45} A_{45}} \frac{Pt_{45}}{Pt_4} \frac{A_{45}}{A_4} \sqrt{\frac{Tt_4}{Tt_{45}}} = MFP_{45} \frac{Pt_{45}}{Pt_4} \sqrt{\frac{Tt_4}{Tt_{45}}}$$

et comme le rapport fuel/ air est constant a travers la turbine, ce qui nous donne:

$$\frac{\pi_{th}}{\sqrt{Tt_{45}/Tt_4}} \frac{MFP_{45}}{MFP_4} = \frac{A_4}{A_{45}} = Const$$

et on a le rapport de la surface A_4/A_{45} est constat et MFP_4 et MFP_{45} sont en fonction de T_4 et T_{45} , f , M_4 , M_{45} , et l'efficacité de la turbine a haute pression est donnée par :

$$\eta_{th} = \frac{ht_4 - ht_{45}}{ht_4 - ht_{45i}}$$

alors, on peut déduire l'enthalpie idéal à la sortie, qui est le suivant :

$$ht_{45i} = ht_4 - \frac{ht_4 - ht_{45}}{\eta_{th}}$$

en fin on peut avoir le rapport de pression π_{th} en fonction de Tt_4 et Tt_{45} qui peut être écrit en terme de la pression réduite comme :

$$\pi_{th} = \frac{Pr_{t_{45i}}}{Pr_{t_4}} \quad (4-6)$$

4-2-3-2-Turbine basse pression :

De la même procédure que le compresseur basse pression, on aura grâce a la conservation du débit entre les station 45 et 5 :

$$MFP_{45} = \frac{\dot{m}_3 \sqrt{T_{t45}}}{P_{t45} A_{45}} = \frac{\dot{m}_5 \sqrt{T_{t5}}}{P_{t5} A_5} \frac{P_{t5} A_5}{P_{t45} A_{45}} \sqrt{\frac{T_{t45}}{T_{t5}}} = MFP_5 \frac{P_{t5}}{P_{t45}} \sqrt{\frac{T_{t45}}{T_{t5}}}$$

et comme le rapport fuel/air est constant à travers la turbine, ce qui nous donne:

$$\frac{\pi_{th}}{\sqrt{T_{t5}/T_{t45}}} \frac{MFP_5}{MFP_{45}} = \frac{A_{45}}{A_5} = \text{Const}$$

et on a le rapport de la surface A_{45}/A_5 est constant et MFP_{45} et MFP_5 sont en fonction de T_{45} et T_5 , f , M_{45} , M_5 , et l'efficacité de la turbine à haute pression est donnée par :

$$\eta_H = \frac{h_{t5} - h_{t5i}}{h_{t45} - h_{t5i}}$$

alors, on peut déduire l'enthalpie idéal à la sortie, qui est le suivant :

$$h_{t5i} = h_{t45} - \frac{h_{t45} - h_{t5}}{\eta_H}$$

en fin on peut avoir le rapport de pression π_{th} en fonction de T_{t4} et T_{t45} qui peut être écrit en terme de la pression réduite comme :

$$\pi_{th} = \frac{P_{t5i}}{P_{t45}} \quad (4-7)$$

4-2-4- Les paramètres de sortie :

Puisqu'on a une tuyère convergente et dans le cas où elle serait sonique, l'équation (2-22) devient :

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (4-8)$$

et

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_i \pi_n \quad (4-9)$$

4-2-5- La poussée :

La poussée spécifique est donnée par la relation suivante :

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{1+\alpha} \left[(1-\alpha) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_9}{R_0} \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{P_0/P_9}{\gamma_0} \right] + \frac{\alpha a_0}{1+\alpha} \left[\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \frac{1-P_0/P_9}{\gamma_0} \right] \quad (4-10)$$

$$\left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{T_{19}}{T_0} M_{19}^2 \quad (4-11)$$

et

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{\gamma_9 R_9 T_{19}}{\gamma_0 R_0 T_0} M_9^2 \quad (4-12)$$

Pour le calcul des rapports de température, on utilise les formules suivantes :

$$\frac{T_9}{T_0} = \tau_z \tau_{wt} \tau_{ul} \frac{Cp_{t0}}{Cp_{t9}} \quad (4-13)$$

et

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{19}/P_0)^{\gamma_0/(\gamma_0-1)}} \quad (4-14)$$

4-2-6- Le rapport carburant/ air:

Le rapport carburant/ air dans la chambre de combustion est défini par la relation (3-25) . L'équilibre dans la chambre de combustion donne :

$$\dot{m}_c h_{t3} + \eta_b \dot{m}_f Pci = \dot{m}_4 h_{t4}$$

On aura :

$$f = \frac{h_{t4} - h_{t3}}{(\eta_b Pci - h_{t4})} \quad (4-15)$$

4-2-7- La consommation spécifique :

La consommation spécifique est définie par la relation suivante :

$$C_s = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{\dot{m}_f / \dot{m}_c}{(\dot{m}_0 / \dot{m}_c) F / \dot{m}_0}$$

d'où :

$$C_s = \frac{f}{(1+\alpha)(F/\dot{m}_0)} \quad (4-16)$$

4-2-8- Les rendements propulsifs et thermodynamiques :

Les rendements propulsifs et thermodynamiques sont :

$$\eta_t = \frac{a_0^2 \left[(1+f)(V_9/a_0)^2 \right] + \alpha (V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha) M_0^2}{2 f P_{ci}}$$

$$\eta_p = \frac{2 M_0 \left[(1+f) V_9/a_0 + \alpha (V_{19}/a_0) - (1+\alpha) M_0 \right]}{2 f P_{ci}}$$

$$\eta_g = \eta_t \times \eta_p \quad (4-17)$$

4-2-9- Le rapport la poussée froide / la poussée chaude:

Le rapport FR est défini par la relation suivante:

$$FR = \frac{(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_9 T_9 / T_0}{R_0 V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_0}}{\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_0}} \quad (4-18)$$

Notre logiciel, qui a comme but le calcul des performances d'un turboréacteur double flux se compose en deux parties :

- La première partie est code de calcul,
- La deuxième partie est l'interface graphique.

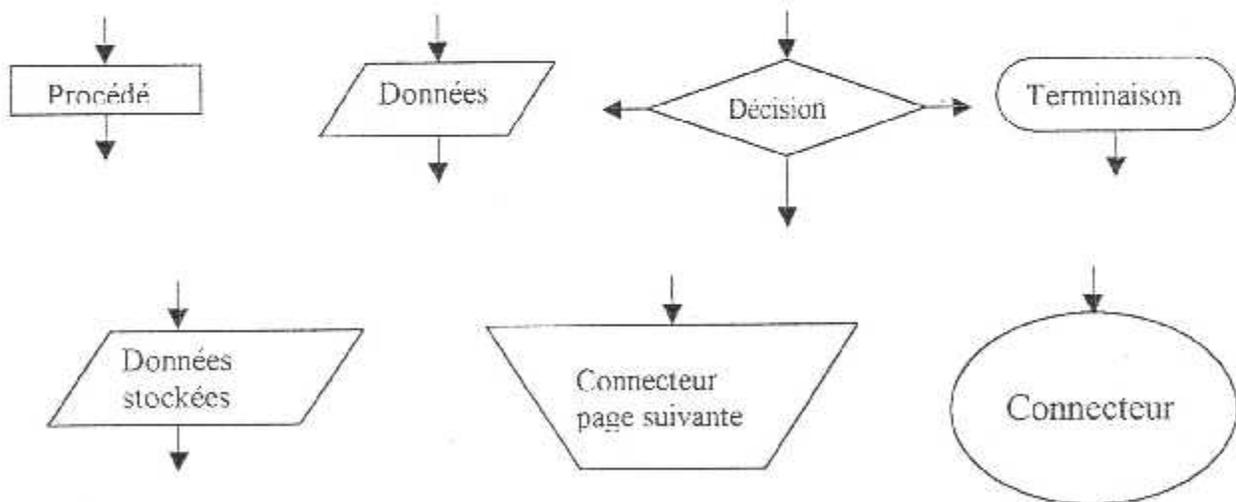
4-3- Le code de calcul :

Le code de calcul est le programme qui nous permet de calculer les performances du turbofan . Nous avons choisi le *Fortran Power Station 4.0* (fortran 90) comme langage de programmation pour ses nombreux avantages sur le Fortran 70.

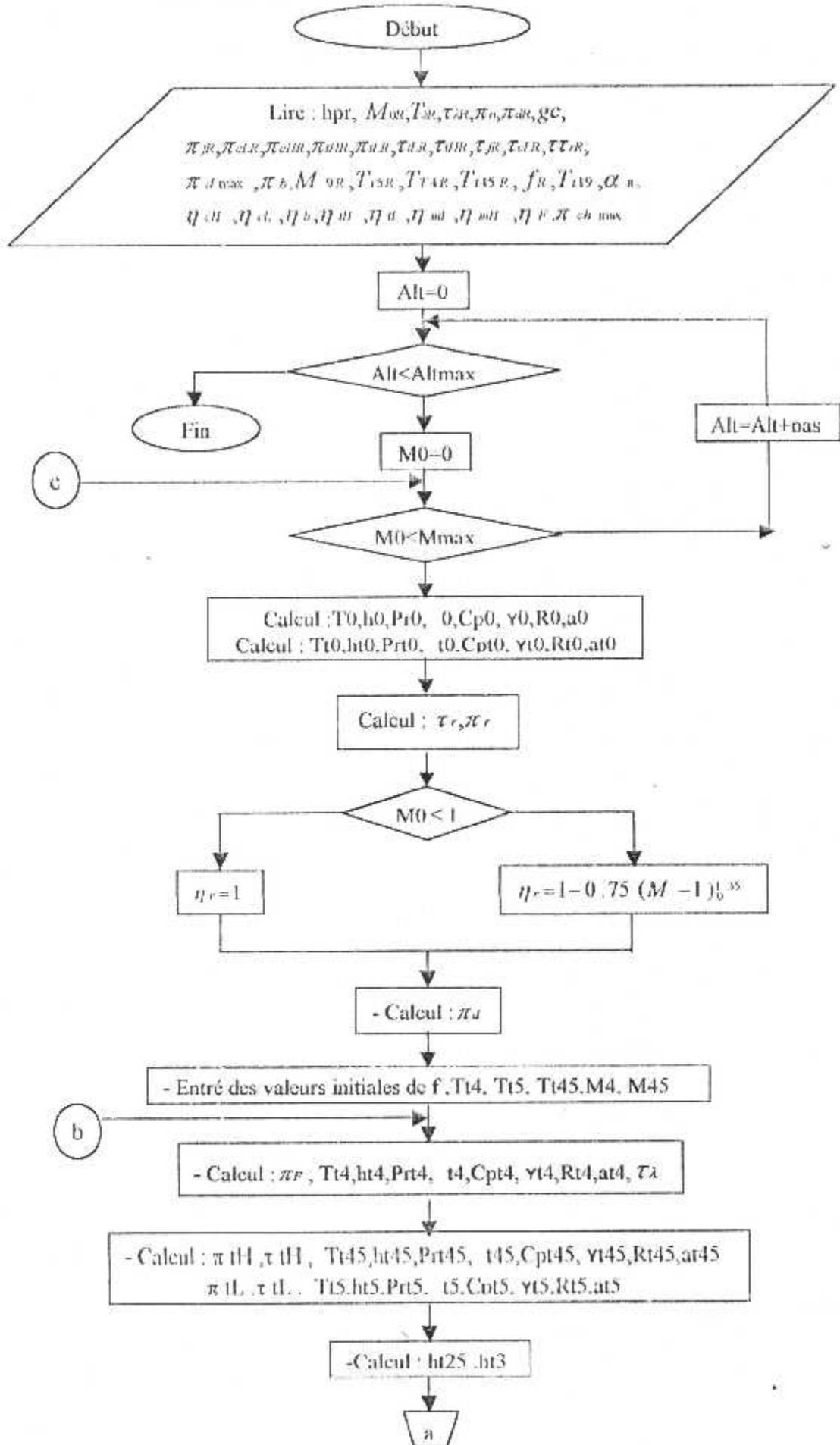
Ce code se décompose en un programme principal et des sous programmes, qui se déroulent selon les organigrammes suivant :

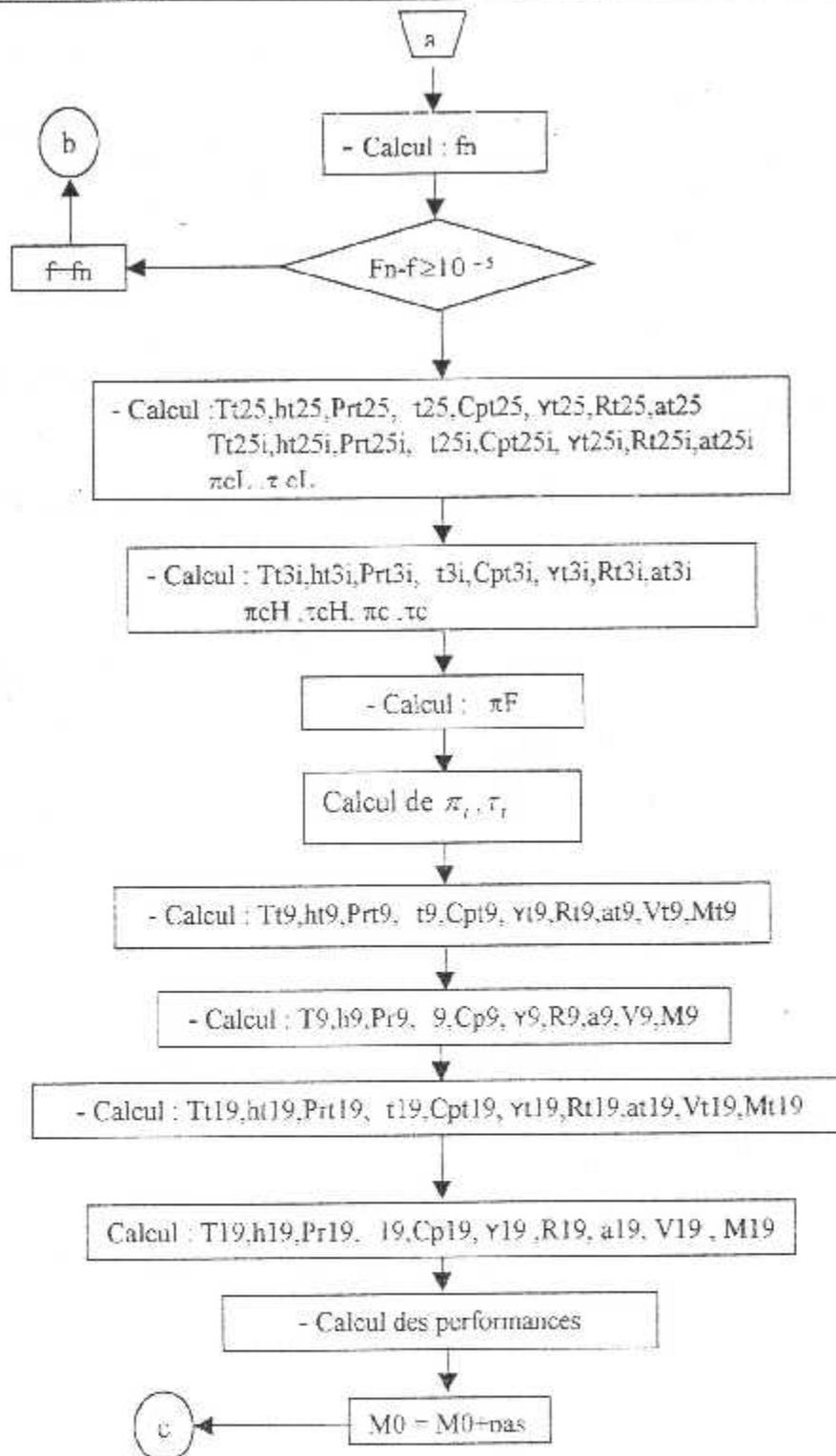
4-3-1- L'organigramme :

Les schémas utilisés par l'organigramme sont :



4-3-2- Le programme principal :





4-3-3 Les sous programmes :

Les effets des propriétés d'un gaz variable peuvent être inclus dans l'analyse des performances d'un turboréacteur ; pour cela on a besoin d'une méthode de calcul de l'état thermodynamique du gaz. Pour cela le sous programme **FAIR** (pour les produits de combustion de l'air et l'hydrocarbure fuels du type $(CH_2)_n$) donne un calcul direct de h, C_p, γ, Pr, R , et la vitesse du son a avec T, f donné. D'autre part si on a f donné et l'un des paramètres h, Pr , ou la température peut être trouvé par un simple algorithme d'itération.

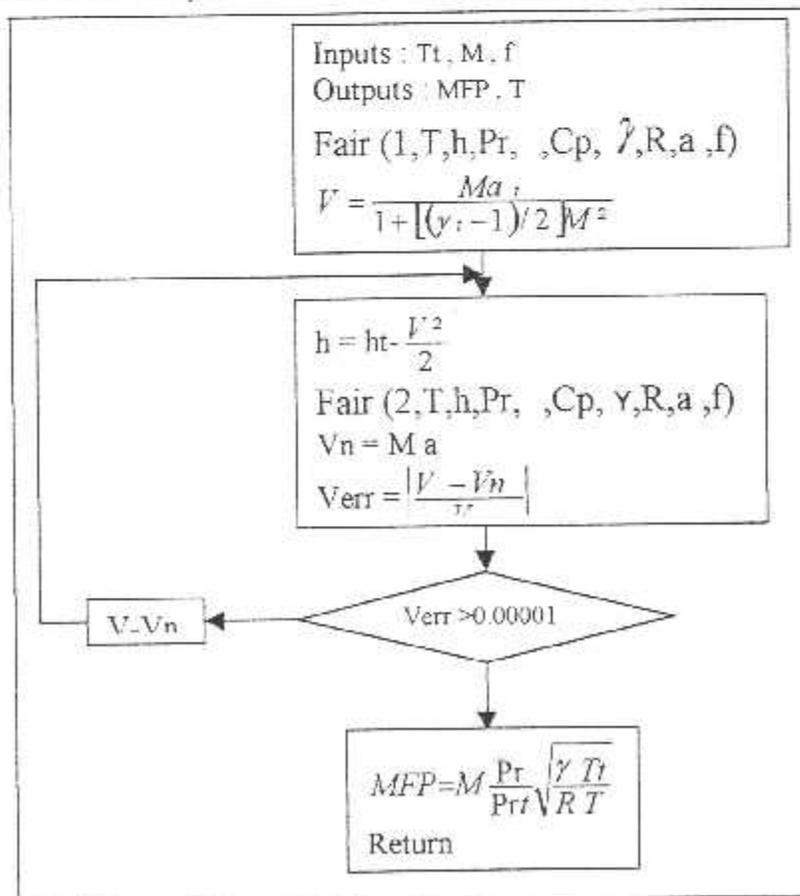
Pour convenance on a utilisé la nomenclature suivante pour le sous programme FAIR :

Liste du sous programme FAIR:

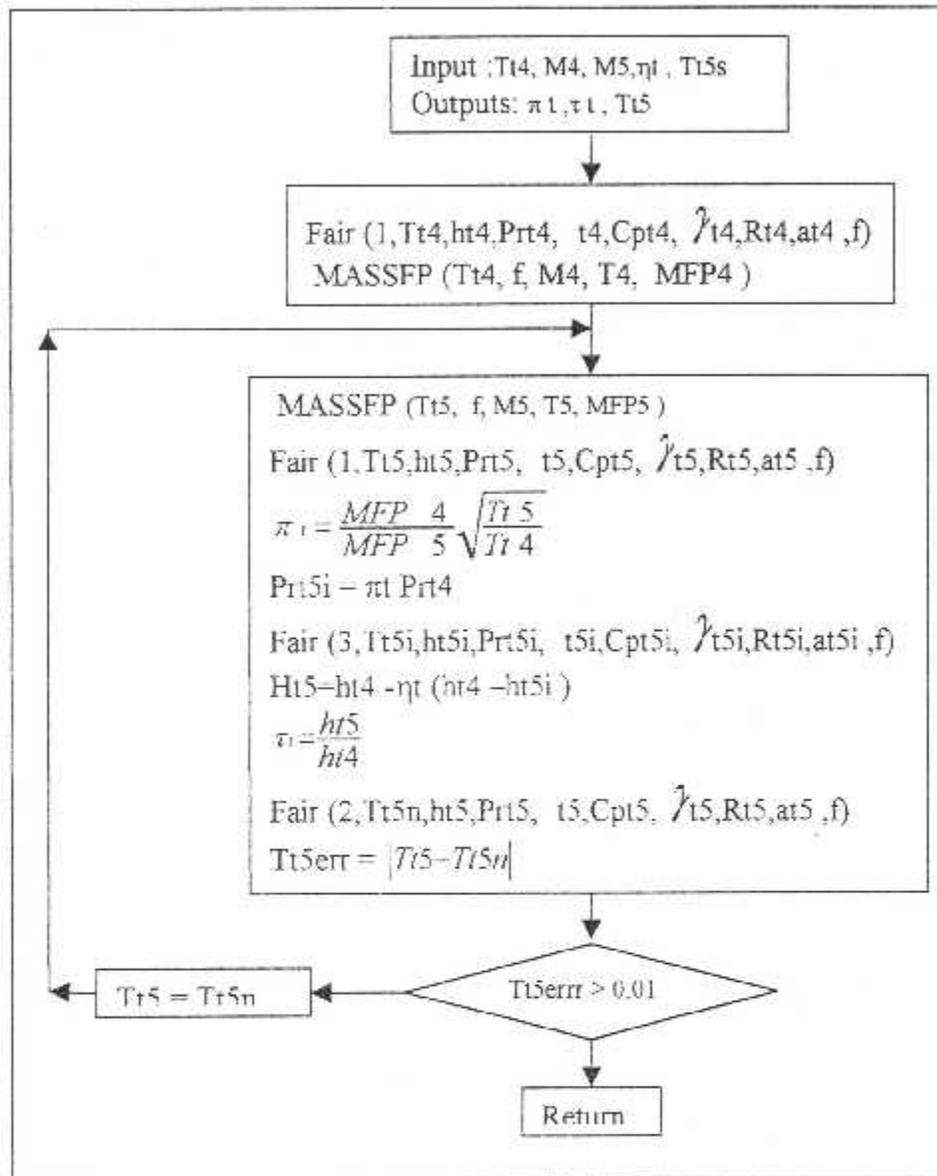
Symbole	Donnée	Résultat
Fair (1, T, h, Pr, γ , Cp, γ , R, a, f)	T, f	h, Cp, Pr, γ , R, γ , a
Fair (2, T, h, Pr, γ , Cp, γ , R, a, f)	h, f	T, Cp, Pr, γ , R, γ , a
Fair (3, T, h, Pr, γ , Cp, γ , R, a, f)	Pr, f	T, h, Cp, Pr, γ , R, γ , a
Fair (4, T, h, Pr, γ , Cp, γ , R, a, f)	f	T, h, Cp, Pr, γ , R, γ , a

Ce qui nous donne quatre codes, de 1 à 4 avec leurs données correspondantes et leurs résultats comme il est indiqué au tableau.

Pour le calcul du Paramètre du débit [MFP] on fait appel au sous programme **MASSFP**, ce dernier se déroule suivant l'organigramme suivant :



Le calcul de la performance pour les turbine que soit basse ou haute pression peuvent être fait en utilisant un seul sous programme **TURB** qui est expliquer par l'organigramme suivant :



4-4- Algorithme :

Le calcul se déroule d'après l'algorithme suivant :

Calcul de la température T_0 par la fonction $T00$ à partir de l'altitude:

$$T_0 = T_{00}(\text{Alt})$$

$$\text{FAIR}(1, T_0, h_0, Pr_0, \phi_0, cp_0, R_0, \gamma_0, a_0, \text{zero})$$

$$V_0 = M_0 \times a_0$$

$$h_{t0} = h_0 + V_0^2 / 2gc$$

$$\text{FAIR}(2, T_{t0}, h_{t0}, Pr_{t0}, \phi_{t0}, cp_{t0}, R_{t0}, \gamma_{t0}, a_{t0}, \text{zero})$$

Calcul des rapports de pression et de température de l'air ambiant

$$\tau_r = h_{t0} / h_0$$

$$\pi_r = Pr_{t0} / Pr_0$$

Si $M_0 < 1$ Alors

$$\eta_r = 1$$

Si non

$$\eta_r = 1 - 0,75 \times (M_0 - 1)^{3,5}$$

Calcul des rapports de pression du diffuseur

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

Lecture des valeurs initiales

$$h_{t2} = h_{t0} \quad T_{t2} = T_{t0} \quad \gamma_{t2} = \gamma_{t0} \quad Pr_{t2} = Pr_{t0} \quad \tau_f = \tau_{fr}$$

$$f = f_R \quad T_{t4} = T_{t4R} \quad T_{t45} = T_{t45R} \quad T_{t5} = T_{t5R} \quad M_5 = 1$$

$$M_4 = 1,0 \quad M_{45} = 1$$

1 FAIR(1, T_{t4} , h_{t4} , Pr_{t4} , ϕ_{t4} , cp_{t4} , R_{t4} , γ_{t4} , a_{t4} , f)

Calcul des rapports d'enthalpie sortie chambre de combustion

$$\tau_\lambda = h_{t4} / h_0$$

$$\text{TURB}(T_{t4}, f, A_4 S A_4, M_4, M_{45}, Nu_{tH}, T_{t45}, P_{tH}, \tau_{tH}, T_{t45})$$

$$\text{FAIR}(1, T_{t45}, h_{t45}, Pr_{t45}, \phi_{t45}, cp_{t45}, R_{t45}, \gamma_{t45}, a_{t45}, f)$$

$$\text{TURB}(T_{t45}, f, A_4 S A_4, M_4, M_5, Nu_{tL}, T_{t5}, P_{tL}, \tau_{tL}, T_{t5})$$

$$\text{FAIR}(1, T_{t5}, h_{t5}, Pr_{t5}, \phi_{t5}, cp_{t5}, R_{t5}, \gamma_{t5}, a_{t5}, f)$$

$$h_{t25} = h_{t2} + Num_L \times (1+f) \times (h_{t45} - h_{t5})$$

$$h_{t3} = h_{t25} + Num_H \times (1+f) \times (h_{t4} - h_{t45})$$

$$\text{FAIR}(2, T_{t25}, h_{t25}, Pr_{t25}, \phi_{t25}, cp_{t25}, R_{t25}, \gamma_{t25}, a_{t25}, f)$$

Calcul du dosage

$$f_n = (h_{t4} - h_{t3}) / (Nub_{xhPR} - h_{t4})$$

Si $|f_n - f| > 0.0001$ Alors

$$f = f_n$$

Aller à 1

$$h_{t25i} = h_{t2} + (h_{t25} - h_{t2}) \times \eta_{cL}$$

FAIR (2, T_{t25i}, h_{t25i}, Pr_{t25i}, ϕ_{t25i} , c_{pt25i}, R_{t25i}, γ_{t25i} , a_{t25i}, f)

Calcul du rapport de température et de pression du compresseur basse pression :

$$\pi_{cL} = Pr_{t25i} / Pr_{t2}$$

$$\tau_{cL} = h_{t25} / h_{t2}$$

$$h_{t3i} = h_{t25} + (h_{t3} - h_{t25}) \times \eta_{cH}$$

FAIR (2, T_{t3i}, h_{t3i}, Pr_{t3i}, ϕ_{t3i} , c_{pt3i}, R_{t3i}, γ_{t3i} , a_{t3i}, f)

Calcul du rapport de la pression et de la température du compresseur haute pression

$$\pi_{cH} = Pr_{t3i} / Pr_{t25}$$

$$\tau_{cH} = h_{t3} / h_{t25}$$

Calcul des rapports de pression et de température du compresseur

$$\pi_c = \pi_{cL} \times \pi_{cH}$$

$$\tau_c = \tau_{cH} \times \tau_{cL}$$

Calcul des rapports de pression et de température de la turbine

$$\pi_t = \pi_{t1} \times \pi_{tH}$$

$$\tau_t = \tau_{tH} \times \tau_{t1}$$

$$\pi_t = \pi_{t1} \times \pi_{tH}$$

$$T_{t9} = T_{t5}$$

CALL FAIR (1, T_{t9}, h_{t9}, Pr_{t9}, ϕ_{t9} , c_{pt9}, R_{t9}, γ_{t9} , a_{t9}, f)

$$p_0 / p_9 = 0.9$$

$$Pr_9 P_9 = p_0 p_9 \times Pr_1 \times \pi_d \times \pi_c \times \pi_b \times \pi_t \times \pi_n$$

$$Pr_9 = Pr_{t9} / (Pr_9 P_9)$$

CALL FAIR(3, T₉, h₉, Pr₉, ϕ_9 , C_{p9}, R₉, γ_9 , a₉, f)

$$V_9 = \sqrt{2gc(h_{t9} - h_9)}$$

$$M_9 = V_9 / a_9$$

$$T_{t19} = T_{t2} \times \pi_f^{\gamma_2 - 1 / \gamma_2}$$

FAIR (1, T_{t19}, h_{t19}, Pr_{t19}, ϕ_{t19} , C_{pt19}, R_{t19}, γ_{t19} , a_{t19}, zero)

$$P_0 p_{19} = 0.9$$

$$P_{t19}P_{19} = \rho_{019} \times \pi r \times \pi d \times \pi f \times \pi n$$

$$Pr_{19} = Pr_{t19} / (P_{t19}P_{19})$$

$$FAIR(3, T_{19}, h_{19}, Pr_{19}, \phi_{19}, Cp_{19}, R_{19}, \gamma_{19}, a_{19}, zero)$$

$$V_{19} = \sqrt{2gc(ht_{19} - h_{19})}$$

$$M_{19} = V_{19} / a_{19}$$

$$T_9 T_0 = (\tau \lambda \times \pi \times Cp_0) / cp_9 \times P_{t9} P_9^{\gamma_9 - 1 / \gamma_9}$$

$$V_{9a0} = M_9 \sqrt{\gamma_9 R_0 T_9 T_0 / (\gamma_0 R_0)}$$

$$T_{19} T_0 = \tau r \times \tau f / P_{t19} P_{19}^{\gamma_9 - 1 / \gamma_9}$$

$$V_{19a0} = M_{19} \sqrt{T_{19} T_0}$$

Calcul des performances

CHAPITRE 5

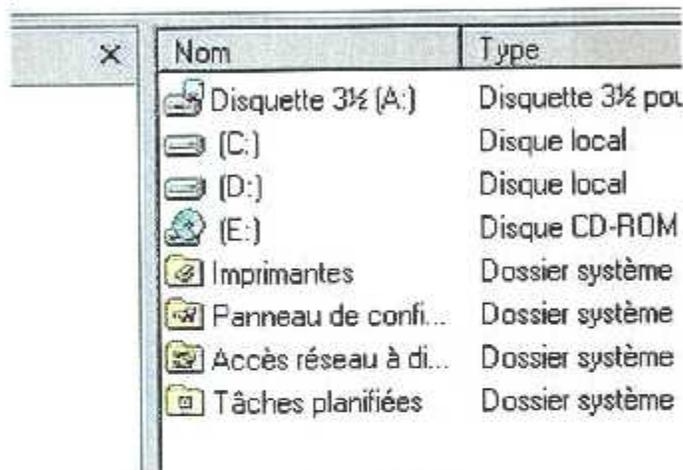
RESULTATS ET INTERPRETATIONS

5-1-Installation du programme :

Dans le but de faciliter la manipulation du code de calcul présenté dans cette étude, nous avons créé une interface graphique installable.

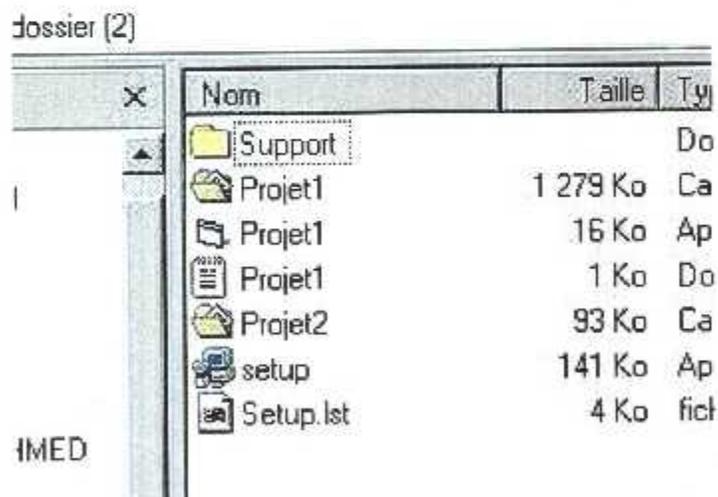
Cette version n'est utilisable que sur les systèmes d'exploitation Windows95, NT ou des versions supérieures.

Pour commencer l'installation, cliquer deux fois sur la disquette pour l'ouvrir :



Figure(5-1)

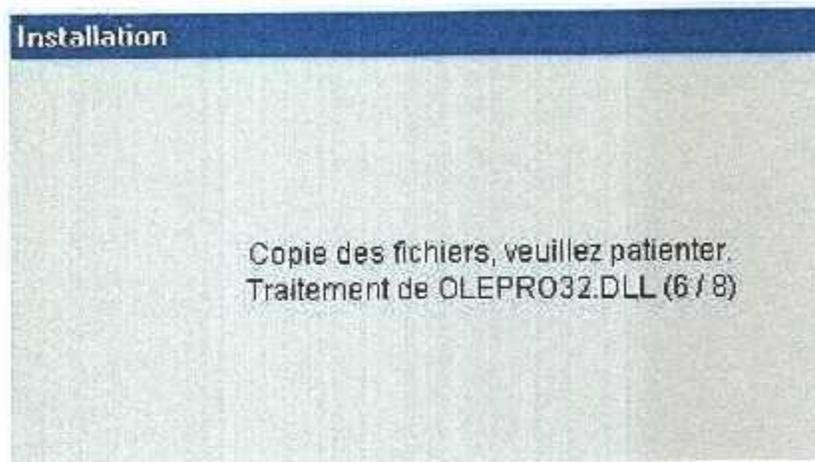
Ce double clique, va afficher sur l'écran la fenêtre suivante :



Figure(5-2)

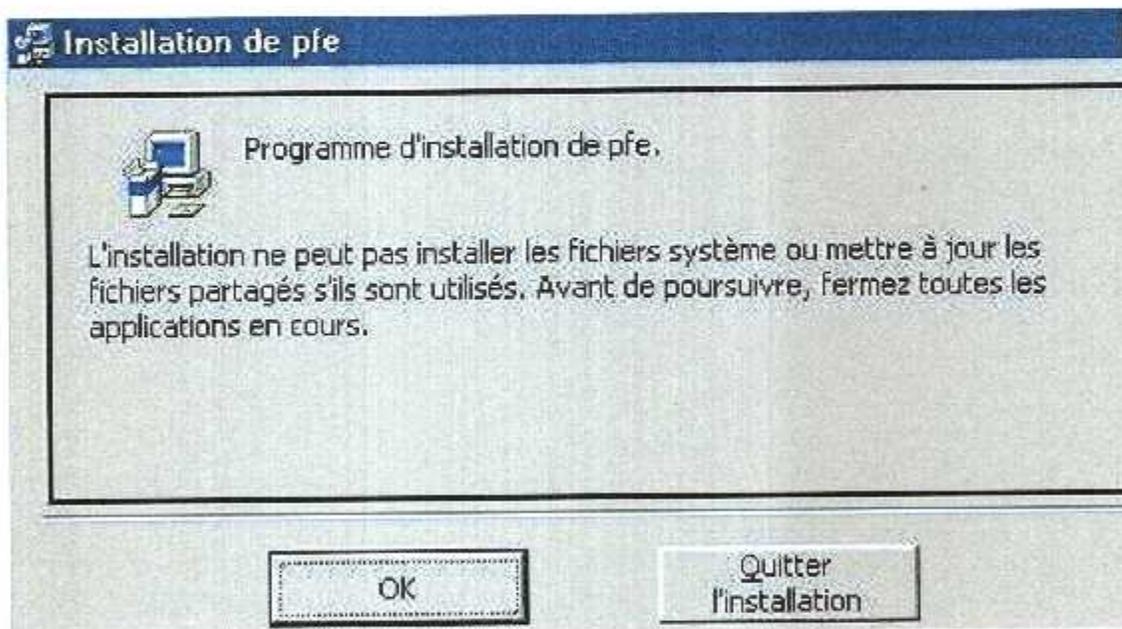
Afin de lancer l'installation un double clique sur « Setup ».

On remarque sur l'écran le chargement des fichiers *.DLL



Figure(5-3)

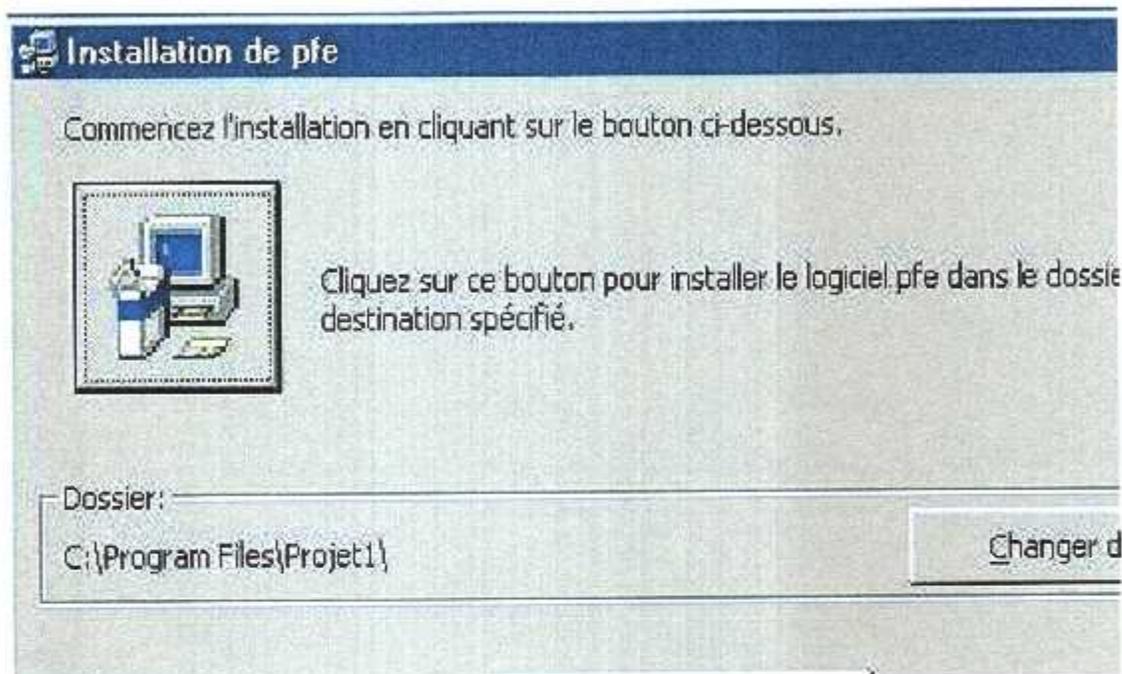
Après ça, il apparaîtra le message suivant :



Figure(5-4)

Cliquer sur « OK » pour continué l'installation.

En suite, on aura le message suivant :



Figure(5-5)

Ce dernier nous permet de choisir le chemin où se trouvent les fichiers transférés.

Après la fermeture de cette fenêtre, il faut patienter jusqu'au message suivant qui indique la fin de l'installation.



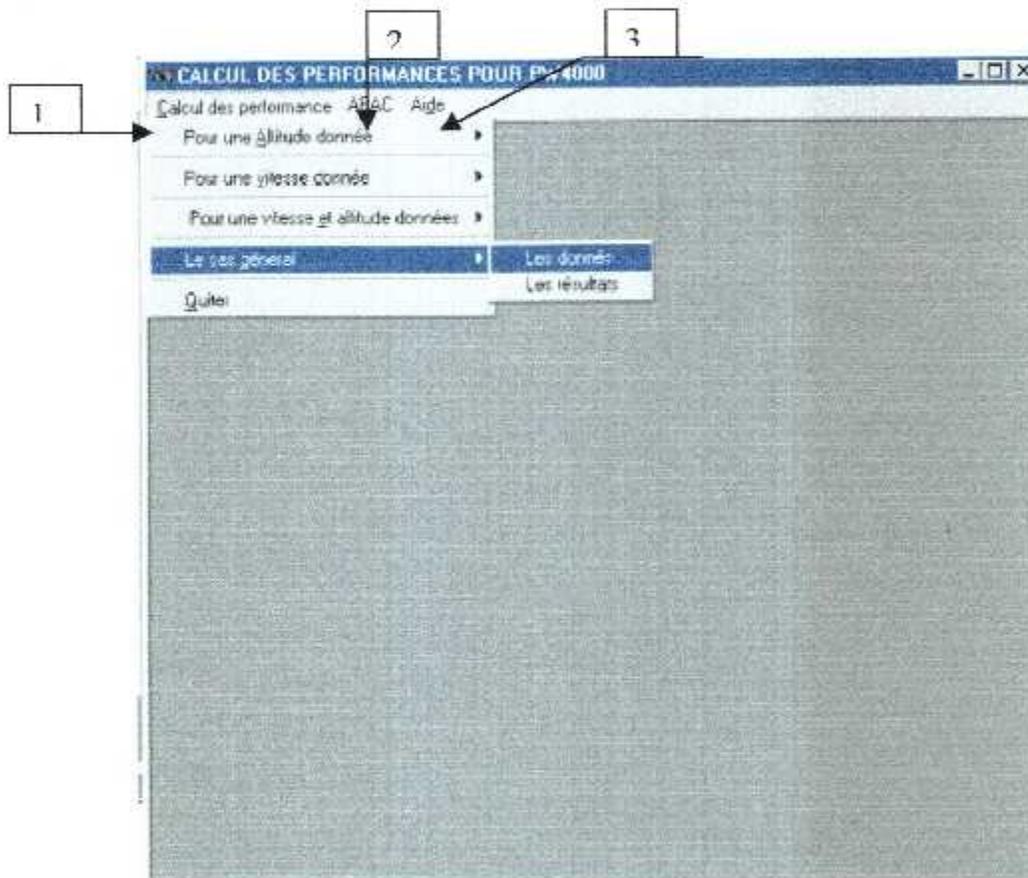
Figure(5-6)

5-2-Présentation de l'interface graphique :

En cours de cette présentation, on va en profiter pour faire connaissance avec les procédure de sa utilisation.

En premier lieu, on a la fenêtre suivante c'est est la feuille principale, qui se compose en trois parties :

- 1 *Le calcul des performances* : c'est le menu où en peut choisir notre type de calcul
- 2 *ABC*
- 3 *L'aide*



Figure(5-7)

En va prendre comme exemple le cas générale, pour lancer le calcul un double clic sur *DONNEE* qui afficher la fenêtre suivante (figure 5-2), il nous reste qu'a remplir les données puis en valide avec *CALCUL*, cette opération va lancer le code de calcul

N.B : Cette feuille de données ce décompose en quatre partie suivant le type des données :

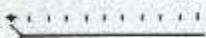
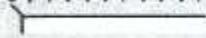
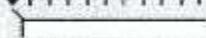
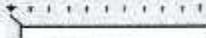
- Les rendement

- Les paramètres du moteur
- Les paramètres de vol
- Les paramètres de références

Liste des données [pour une altitude donné]

LES PARAMETRES DE VOL

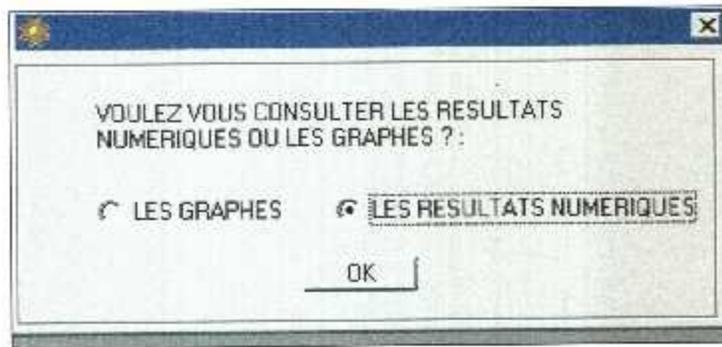
LES RENDEMENTS | LES PARAMETRES DE REFERENCES | LES PARAMETRE MOTEU

	Rendement du fan en %	<input type="text" value="0"/>
	Rendement du compresseur basse pression en %	<input type="text" value="0"/>
	Rendement du compresseur haute pression en %	<input type="text" value="0"/>
	Rendement de la chambre de combustion en %	<input type="text" value="0"/>
	Rendement de la turbine haute pression en %	<input type="text" value="0"/>
	Rendement de la turbine basse pression en %	<input type="text" value="0"/>
	Rendement de la tuyère en %	<input type="text" value="0"/>
	Num en %	<input type="text" value="0"/>
	Numh en %	<input type="text" value="0"/>

CALCULER

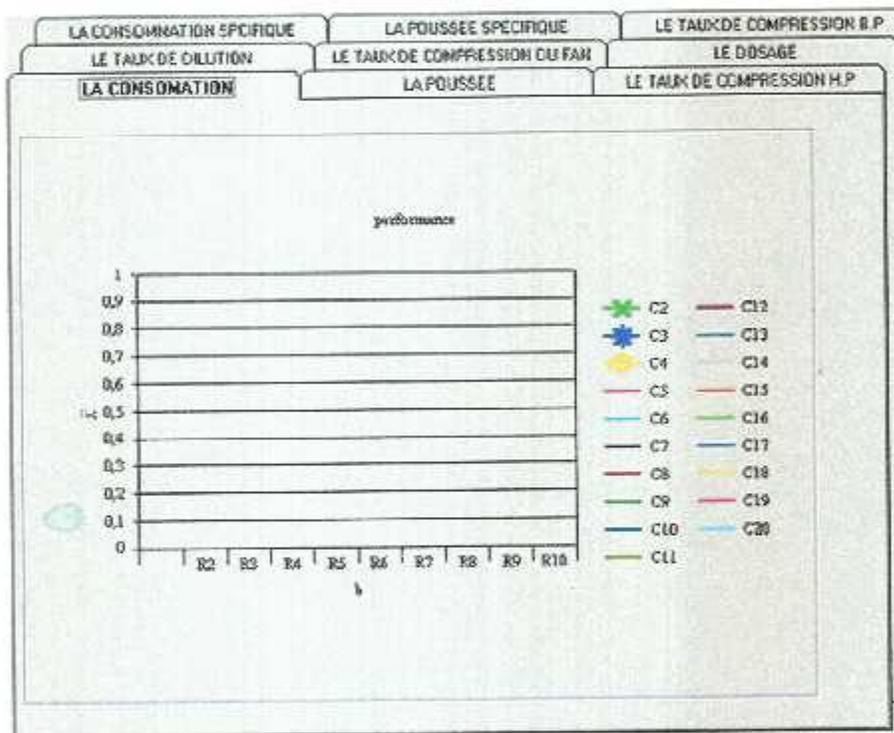
Figure(5-8)

Pour accéder au résultats, il suffi de cliquer sur *RESULTATS* dans la feuille principale pour faire apparaître le message suivant qui nous permet de choisir le type de résultats.



Figure(5-9)

En a le choix entre une représentation graphique des résultats ou une représentation numérique, après la sélection on valide avec OK pour voir apparaître une des fenêtres suivantes :



Figure(5-10)



Figure(5-1 1)

N.B : La dernière fenêtr bénéficie de *IMPRIMER* comme options

5-3-LA VALIDATION :

Pour valider notre code de calcul, on a comparé nos résultats obtenues pour les même condition pris dans la référence [1] les graphes (a) et (b) qui représentent le comportement de la pousse spécifique F_{m0} et la consommation spécifique ξ en fonction du Mach et le taux de dilution .

Une comparaissonf de nos résultats est illustré dans les tableaux ci dessous pour la poussé spécifique en $N/(Kg/S)$]:

LE TAUX	LE NOMBRE DE	LE CYCLE	GAZ	GAZ A PROPRIETE
---------	--------------	----------	-----	-----------------

-la poussé spécifique est donné en $N/(Kg/S)$]:

LE TAUX DE DILUTION	LE NOMBRE DE MACH M0	LE CYCLE IDEAL	GAZ CALORIFIQUEMENT PARFAIT	GAZ A PROPRIETE VARIABLE (NOTRE RESULTATS)
1	0	723.38	692.30	728.27
	0.5	600	584.61	606.87
	0.8	538.46	523.07	562.73
	1	523.30	500	434.67
	1.6	492.30	384.61	277.19
	1.8	384.61	376.92	197.47
5	0	415.38	384.61	386.20
	0.5	307.69	284.61	275.85
	0.8	261.53	246.15	242.75
	1	246.15	230.76	185.18
	1.6	184.61	169.23	77.25
	1.8	161.53	123.07	24.99

Tableau (5 - 1)

pour la consommation spécifique est donné en [mg/NS] :

LE TAUX DE DILUTION	LE NOMBRE DE MACH M0	LE CYCLE IDEAL	GAZ CALORIFIQUEMENT PARFAIT	GAZ A PROPRIETE VARIABLE (NOTRE RESULTATS)
1	0	18.76	22.76	20.83
	0.5	22.53	25.23	25
	0.8	22.84	27.28	26.66
	1	27.84	33.38	36.65
	1.6	29.07	36.46	52.81
	1.8	29.69	37.07	71.12
5	0	10.92	12.23	12.91
	0.5	14.15	17.38	17.91
	0.8	16.46	20	20.83
	1	19.23	23.38	28.68
	1.6	21.69	30.30	63.16
	1.8	22.30	33.38	187.70

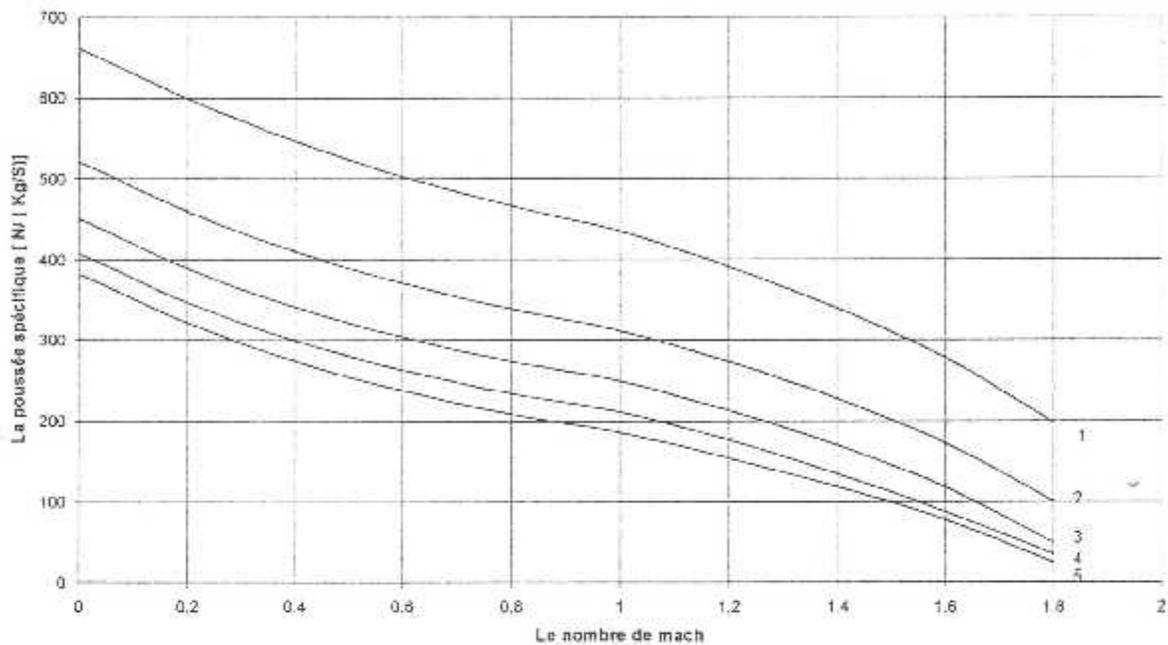
Tableau (5-2)

L'examen des résultats de la poussée spécifique et la consommation spécifique déterminés pour α égale à 1 puis à 5, montre qu'il y a une certaine concordance de comportement des courbes et une approche des résultats beaucoup plus à ceux obtenus pour un cycle calorifiquement parfait.

A cet effet on note une sensible différence du calcul de la poussée spécifique et la consommation spécifique dans le domaine subsonique, par contre on note une grande différence du calcul dans le domaine supersonique.

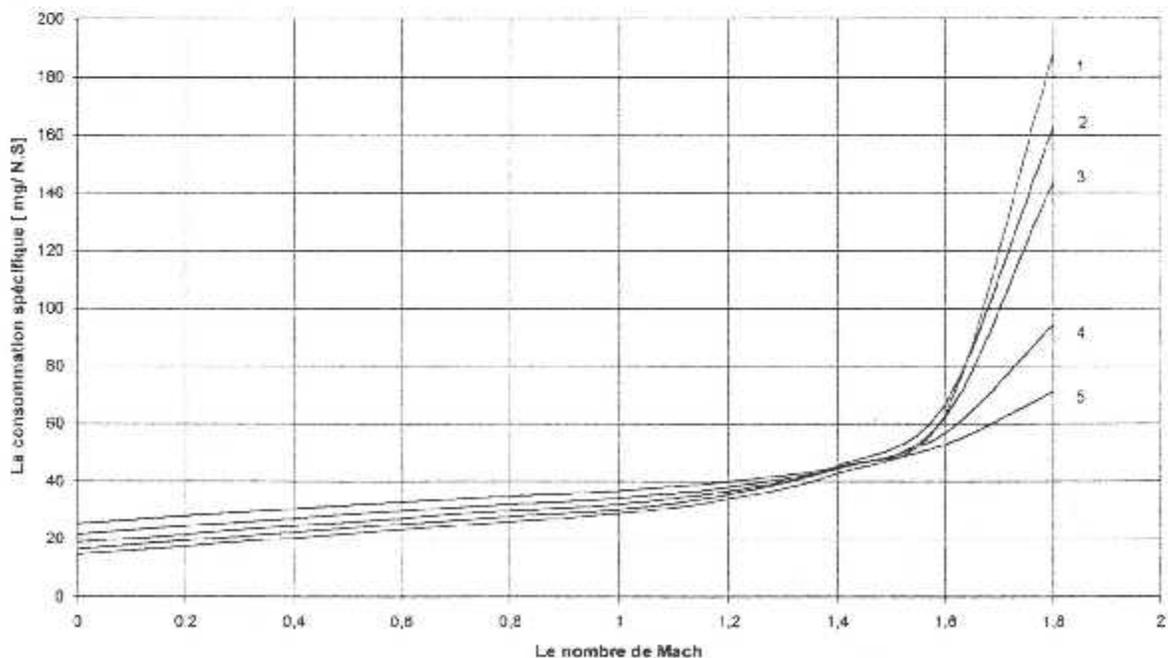
On peut conclure que l'effet du C_p variable en fonction de la température, n'est pas à considérer que pour les grandes vitesses (supersonique)

La variation de la poussée spécifique en fonction de α et M_0
pour la ligne de base



Graph (c) : La variation de La poussée spécifique en fonction du taux de dilution et le nombre de Mach pour les paramètres de la ligne de base

La variation de la consommation spécifique en fonction de α et M_0
pour la ligne de base



Graph (d) : La variation de La consommation spécifique en fonction du taux de dilution et le nombre de Mach pour les paramètres de la ligne de base

Application PW4000 :

Notre programme a été déroulé pour le moteur PW4000 pour des paramètres bien spécifiques qui sont représentés dans l'annexe " B".

Les résultats obtenus après exécution sont représentés dans les graphes qui suivent pour différents cas de comportement :

a)- effet du facteur de dilution α :

Les graphes (6-1) et (6-2) représentent respectivement l'évolution de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction de M_0 et de facteur de dilution α à une altitude de 12000m.

On constate, que la poussée spécifique diminue en fonction de M_0 et du facteur de dilution α pour des valeurs de [750 (N/(kg.s) à 380](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.

Les graphes (6-3) et (6-4) représentent la variation des rendements et du rapport de poussée respectivement en fonction du Mach et du taux de dilution α à une altitude de 12000m.

On note dans le premier graphe une augmentation du rendement propulsif en fonction du nombre de Mach, et une diminution de ce dernier en fonction du taux de dilution qui varie respectivement de [1 à 5].

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

Par contre on remarque que les rendements thermiques restent constants en fonction du Mach et diminuent en fonction du taux de dilution α , et pour le deuxième graphe (6-4)

On remarque aussi que le rapport de poussée augmente en fonction du Mach et diminue graduellement en fonction de α à une valeur équivalente à 4.2 jusqu'à 5.3.

La variation de F_{m0} en fonction de M_0 et α

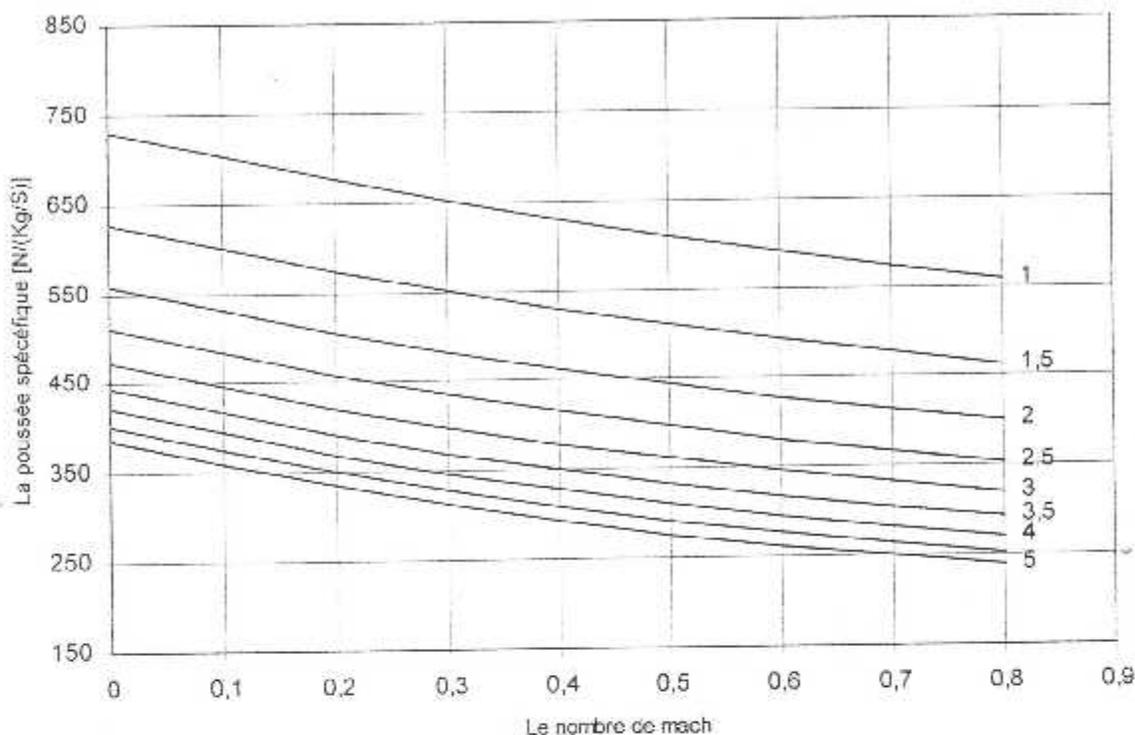


Figure (6- 1) : La variation de la poussée spécifique en fonction du taux de dilution et le nombre de Mach

La variation de S en fonction de α et M_0

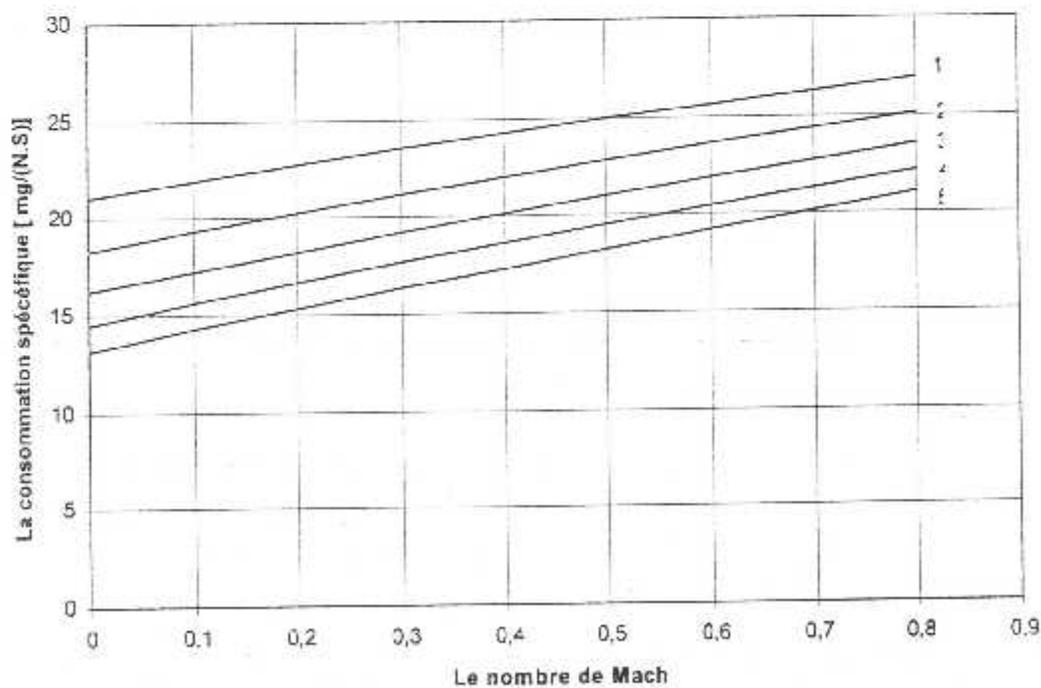


Figure (6- 2) : La variation de la consommation spécifique en fonction du taux de dilution et le nombre de Mach

La variation de N_{ut} et N_{up} en fonction de M_0 et Alpha

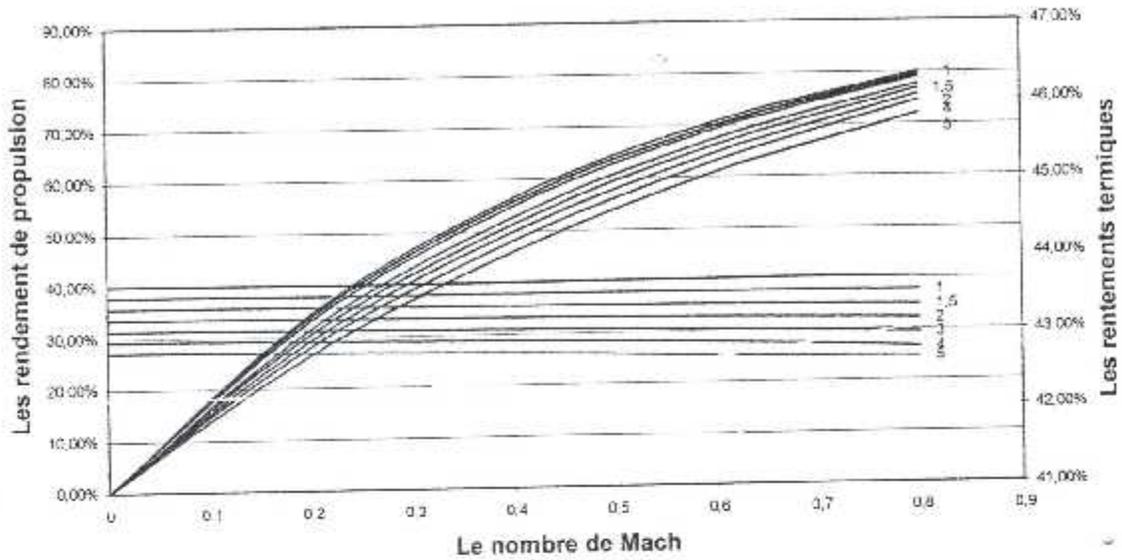


Figure (6- 3) : La variation des rendements de propulsion et thermiques en fonction du taux de dilution et le nombre de Mach

La variation de R_f en fonction de M_0 et alpha pour

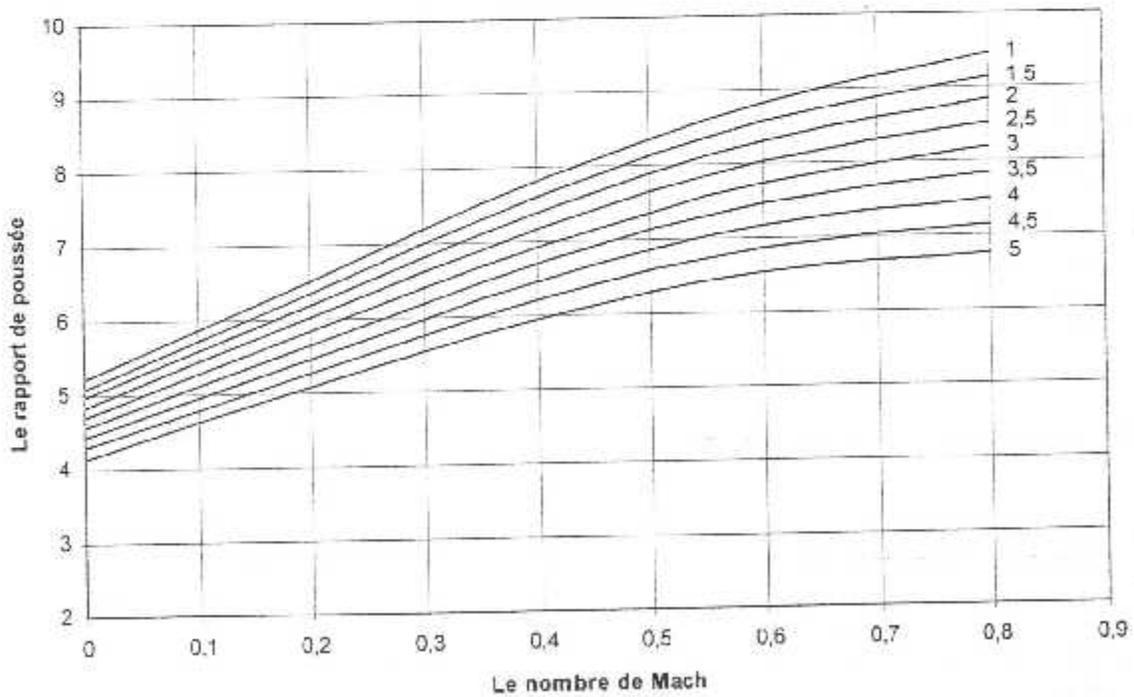


Figure (6- 4) : La variation du rapport de poussée en fonction du taux de dilution et le nombre de Mach

b)- Effet de la température totale de la chambre de combustion $Tt4$:

Les graphes (6-5) et (6-6) représentent respectivement le comportement de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach et de température de la chambre à combustion $Tt4$ à altitude 12000m et $\alpha = 5$.

On note, que la poussée spécifique diminue en fonction du nombre de Mach $M0$ et augmente en fonction de la température de la chambre de combustion $Tt4$ pour des valeurs de [330 (N/(kg.s) à 420 (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 $Tt4$ n'est contrôlée que par l'injection du carburant, et pour une vitesse importante on a besoin aussi d'une vitesse d'éjection V_e importante ce qui demande une augmentation de la consommation aussi.

Les graphes (6-7)et (6-8) représentent l'évolution des rendements thermique et de propulsion et du rapport de poussée respectivement en fonction du Mach et de la température de la chambre de combustion $Tt4$ à une altitude de 12000m et α fixé à 5

On observe dans le premier graphe que le rendement propulsif augmente en fonction du nombre de Mach et de température de la chambre de combustion $Tt4$ qui varie respectivement de [2000°R-3600°R].

L'examen du comportement des rendements thermiques montre une stabilisation de valeur entre [46 % - 46 48.70 %] pour une valeur de température $Tt4$ allant de 2000°R et 3600°R.

Ce pendant l'évolution de ce dernier en fonction du nombre de Mach montre une certaine stabilisation pour le nombre de Mach inférieure à 0.7, au-delà de cette valeur on note une légère élévation.

Le graphe (6-8) présente les courbes des rapports de poussées, on note une augmentation de ce dernier à une température $Tt4$ donnée jusqu'à une valeur max puis une diminution progressive.

Le maximum du rapport de poussée est atteint pour le nombre de Mach M_{max} .

Ce dernier se déplace pour des températures de la chambre de combustion $Tt4$ allant de 2000°R à 3600°R d'une valeur de $M_{\text{max}} = 0.2$ jusqu'à $M_{\text{max}} = 0.5$; Tendit que si $Tt4$ augmente le rapport de poussée augmente de sa part.

Les rapports de pression sont représentés sur le graphe (6-9) et (6-10) respectivement pour le compresseur et la turbine à un taux de dilution fixé à 5 et une altitude de 12000 m

On constate que le rapport de pression pour le compresseur et la turbine augmente en fur à mesurer la température de la chambre de combustion $Tt4$.

Pour une température donnée, on note pour le compresseur une valeur constante de compression pour la température $Tt4 = 2000^{\circ}\text{R}$ et un nombre de Mach limité entre 0 et 0.3.

Au delà de cette valeur le rapport de compression diminue, ce pendant, si la température de la chambre de combustion $Tt4$ est plus importante cet intervalle se restreint de plus.

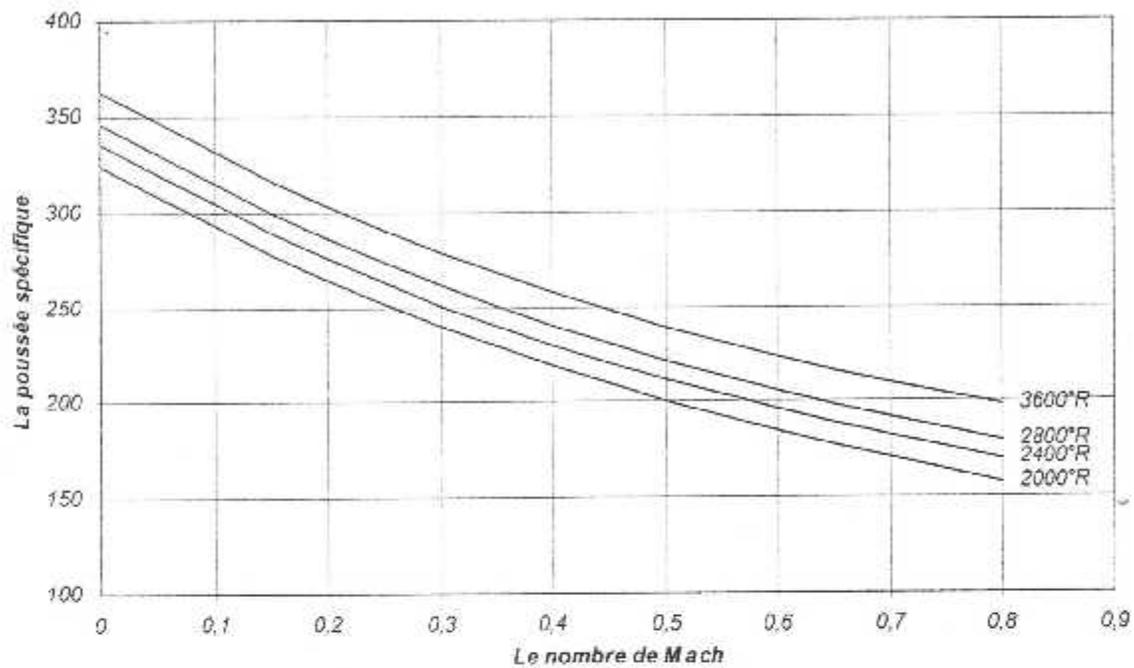
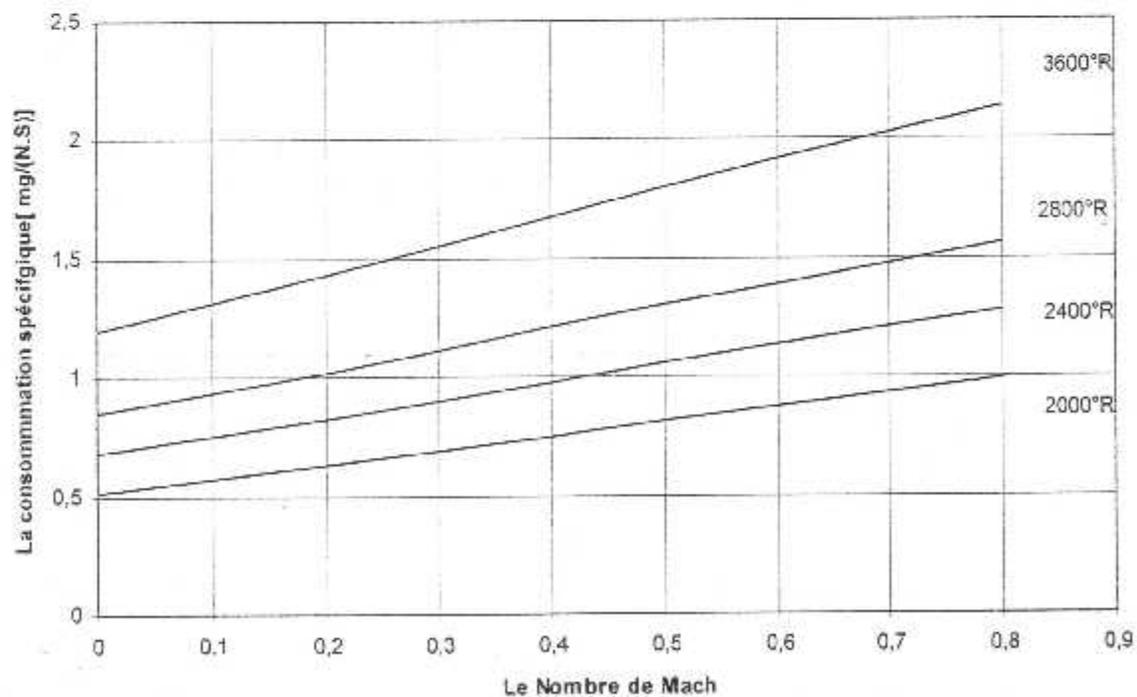
Dans le cas de la turbine on aura la même évolution mais l'intervalle s'agrandit avec la croissance de la température de la chambre de combustion.

Les graphes (6-11) et (6-12) représentent la variation des rapports de température du compresseur et de la turbine en fonction de la température de la chambre de combustion et le nombre de Mach.

On remarque que le rapport de température augmente fonction de la température et cela pour le compresseur et la turbine.

Prenant le cas du compresseur en remarque, pour une température fixé à 2000°R et nombre de Mach inférieur à 0.1, au delà de cette valeur le rapport de température diminue.

Ce pendant, si la température de la chambre de combustion $Tt4$ est plus importante cet intervalle se restreint de plus.

La variation de F_{m0} en fonction de $M0$ et $Tt4$ Figure (6- 5) : La variation de la poussée spécifique en fonction de la température $Tt4$ et Le nombre de MachLa variation de S en fonction de $M0$ et $Tt4$ Figure (6- 6) : La variation de la consommation spécifique en fonction de la température $Tt4$ et Le nombre de Mach

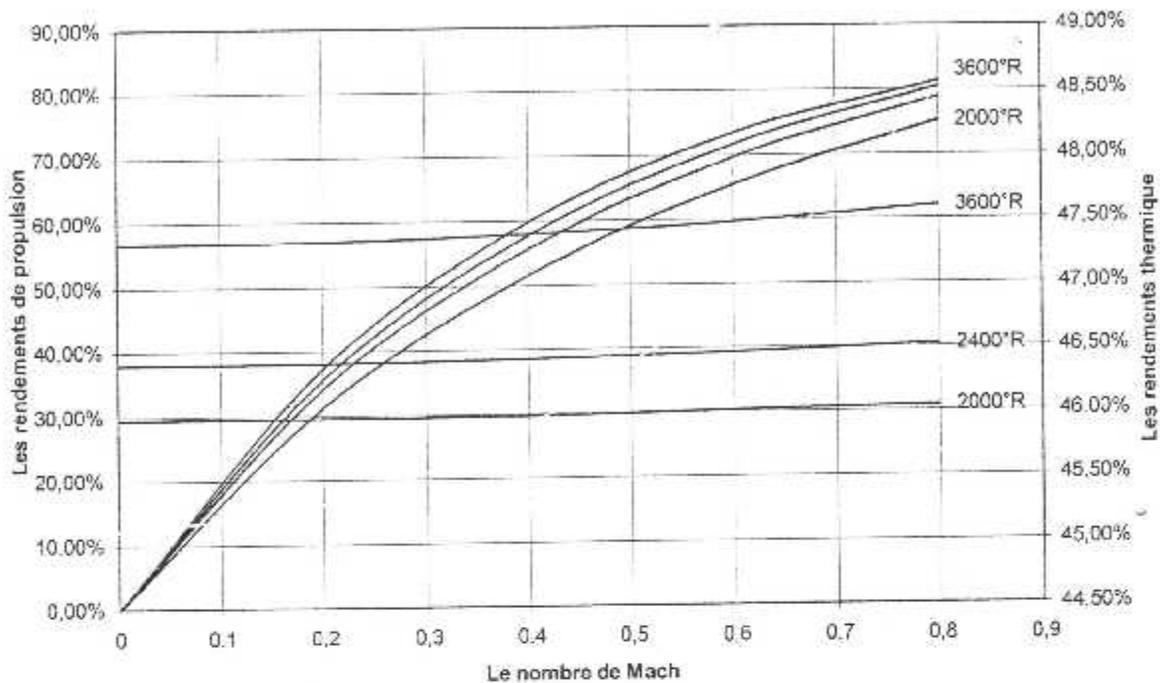
La variation de p et Nut en fonction de $Tt4$ et $M0$ 

Figure (6-7) : La variation des rendements de propulsion et thermique en fonction de la température $Tt4$ et Le nombre de Mach

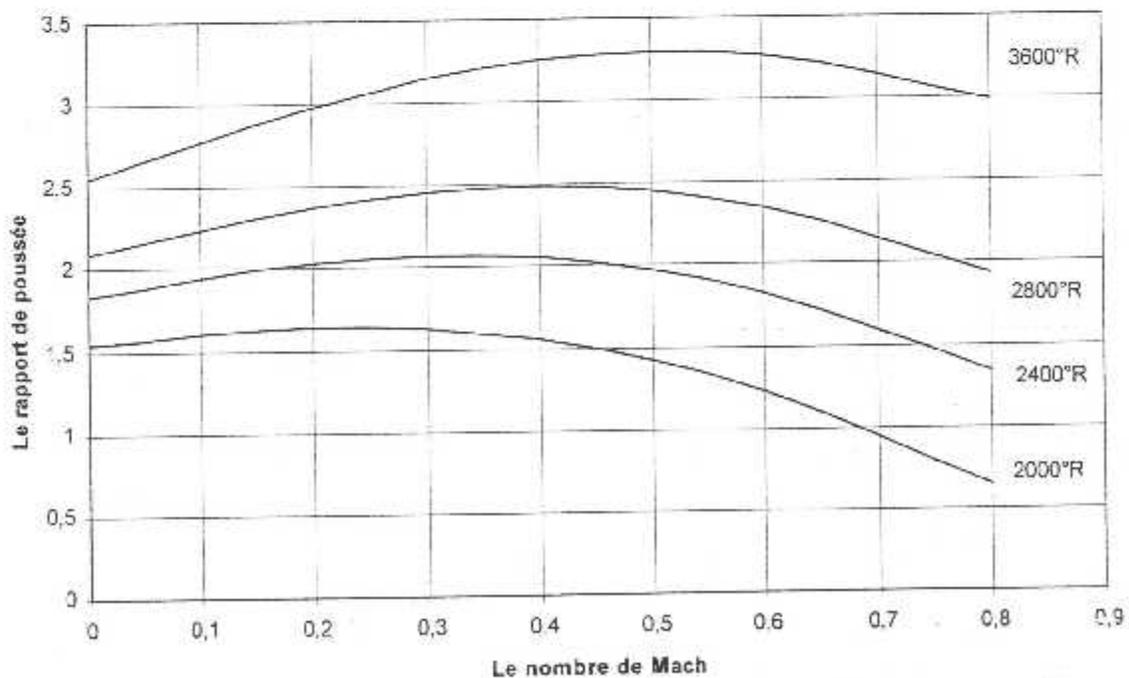
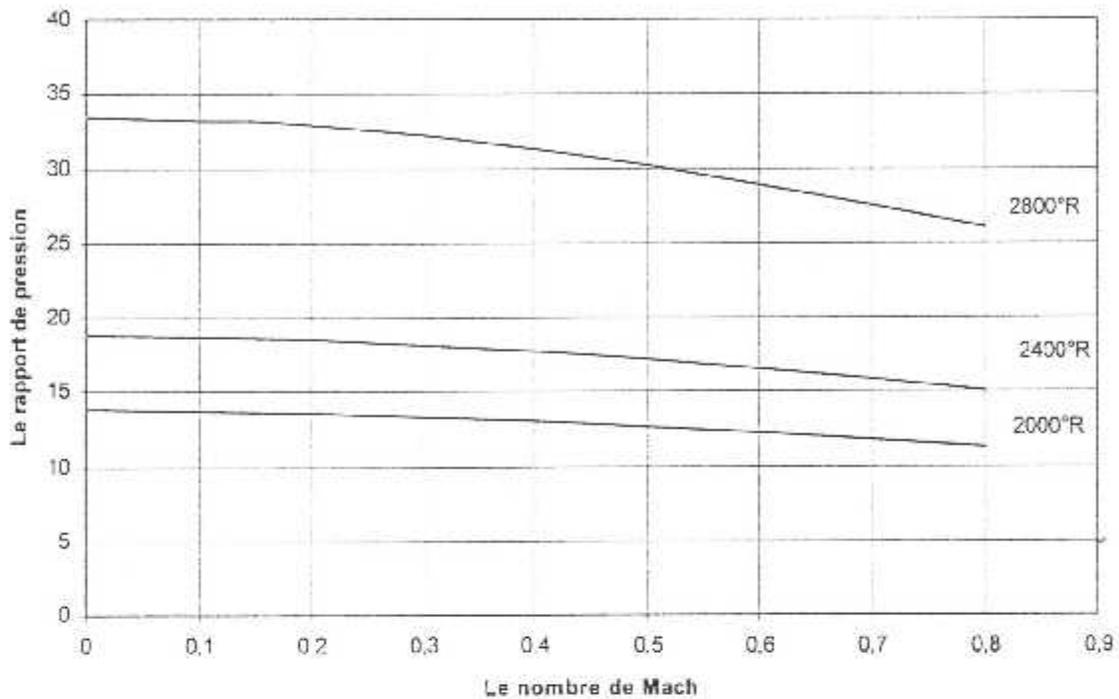
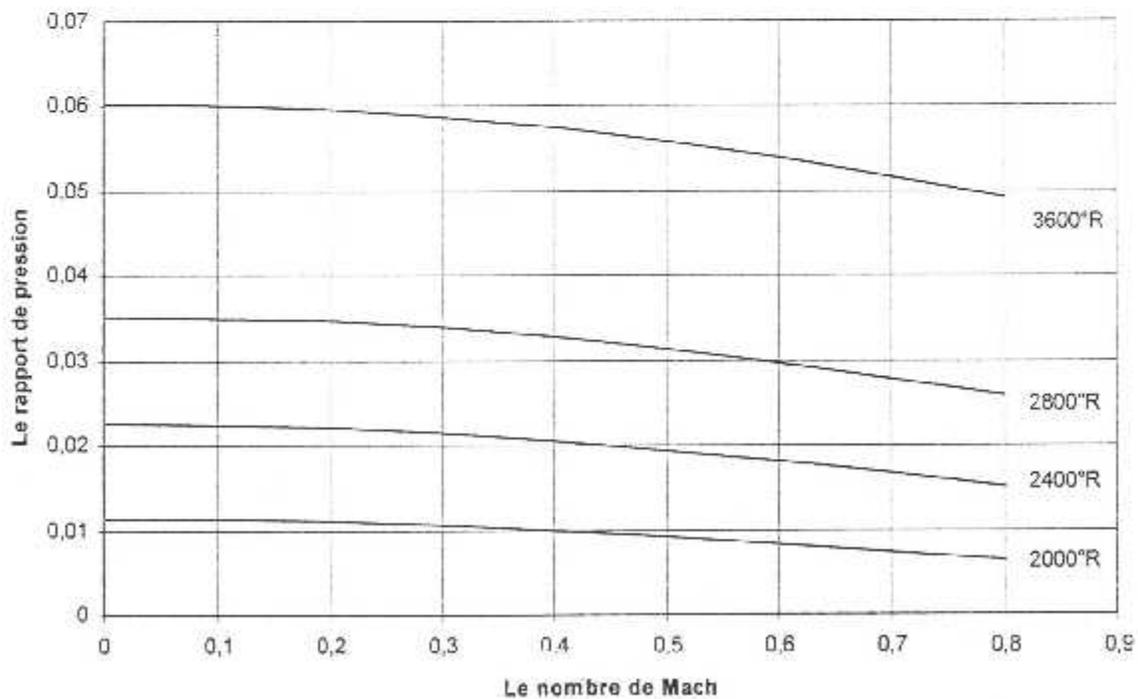
Variation de FR en fonction $M0$ et $Tt4$ 

Figure (6- 8) : La variation des rapport de poussée en fonction de la température $Tt4$ et Le nombre de Mach

La variation de P_{ic} en fonction de M_0 et Tt_4 Figure (6-9) : La variation des rapports de pression du compresseur en fonction de la température Tt_4 et Le nombre de MachLa variation de P_{it} en fonction de M_0 et Tt_4 Figure (6-10) : La variation des rapports de pression de la turbine en fonction de la température Tt_4 et Le nombre de Mach

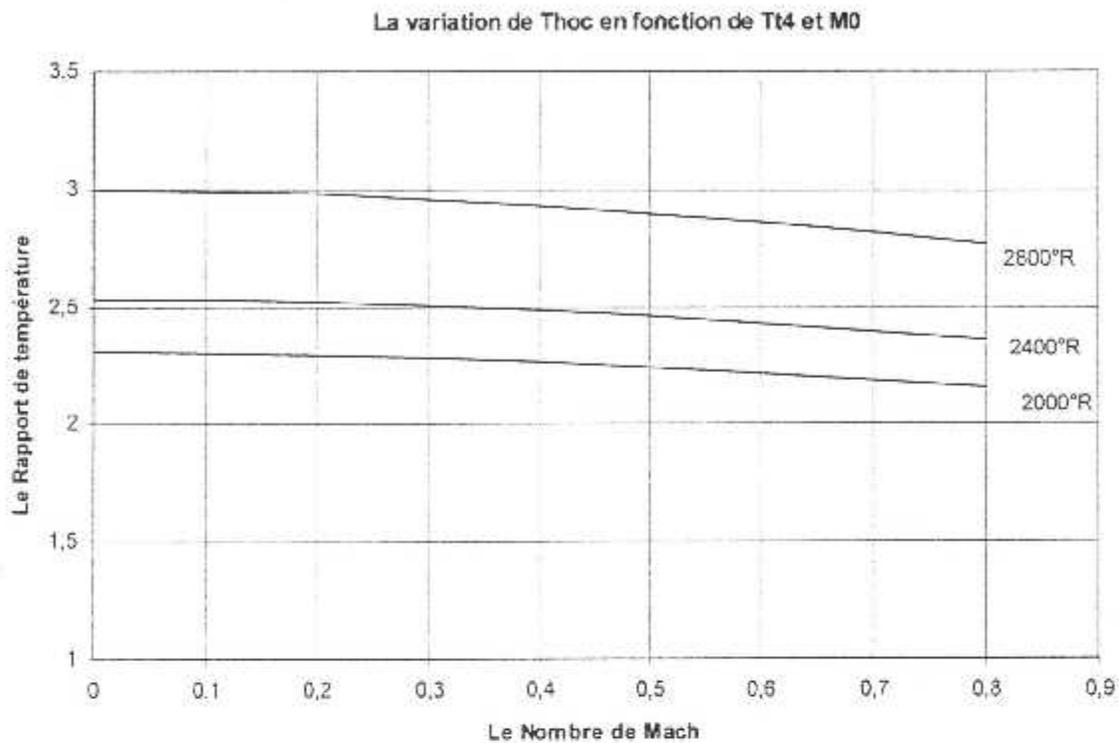


Figure (6-11) : La variation des rapports de température du compresseur en fonction de la température $Tt4$ et Le nombre de Mach

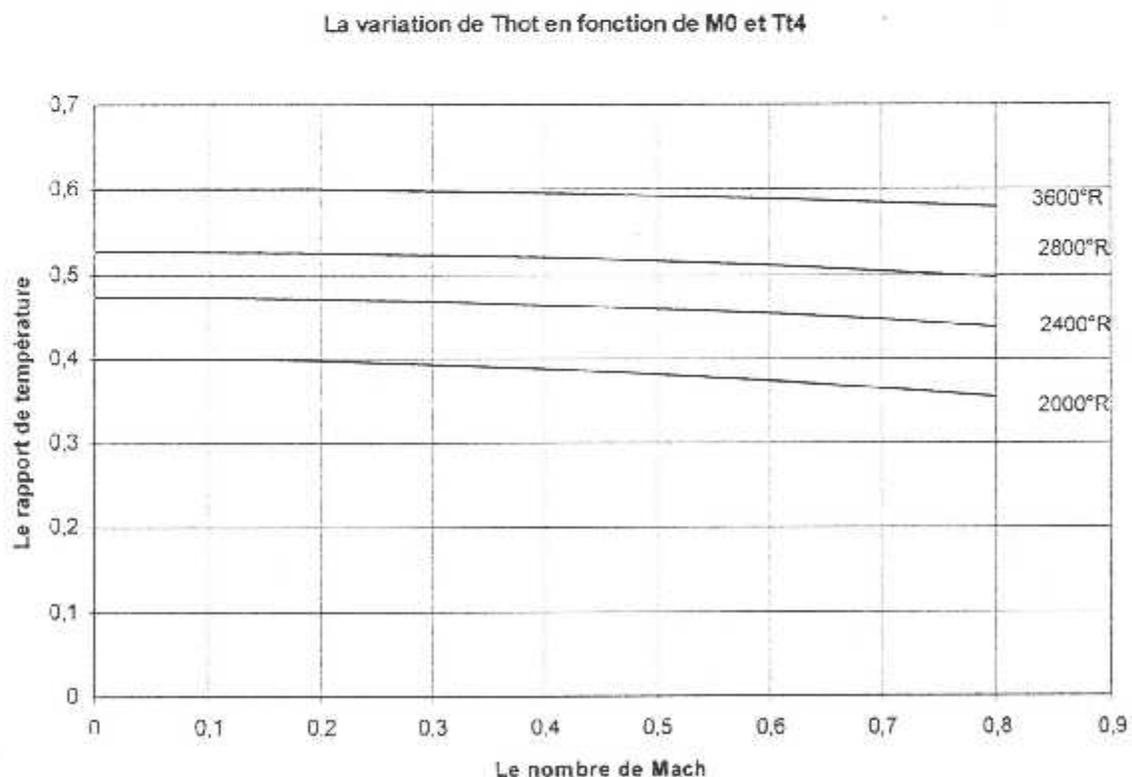


Figure (6-12) : La variation des rapports de température de la turbine en fonction de la température $Tt4$ et Le nombre de Mach

CONCLUSION

Conclusion

En conclusion, la présente étude nous a permis de réaliser un programme de simulation permettant la détermination des performances tel que la poussée spécifique et la consommation spécifique.

Les équations entreprises dans la formulation mathématique ont ^{étaient} utilisées avec un C_p variable en fonction de la température.

Ils nous ont permis de conclure que l'effet de prendre C_p variable donne une approche similaire avec un gaz calorifiquement parfait pour des vitesses subsoniques. par contre, pour un Mach supersonique, on note l'intervention de la variation du C_p sur les performances.

Cependant une comparaison des résultats obtenus par notre programme avec des données prélevées directement sur un moteur installé ou sur un banc d'essai est souhaité pour finaliser et valider ce logiciel.

En fin, on espère que cette étude ^{est} améliorée en tenant compte des autres conditions de fonctionnement, de conception et contraintes thermodynamiques.

ANNEXE A

DISCRIPTION DU MOTEUR :**-1-Type :**

- Turboréacteur double corps et double flux

-2-Description :

- Compresseur : - soufflante : 1 étage
 - BP : 4 étages
 - HP : 11 étages
- Chambre de combustion annulaire
- Turbine : - HP : 2 étages
 - BP : 4 étages

-3- Caractéristiques dimensionnelles :

TYPE	PW 4000
Longueur « hors tout »	3.90 m
Diamètre « au niveau de la soufflante »	2.74 m
Masse du moteur sec ,y compris les accessoires de base : réchauffeur carburant ,réservoir d'huile ; la tuyère d'éjection et la source de puissance pour les systèmes d'allumage et les démarreur étant exclus.	4264 Kg

-4-Definition de base:

Le standard de construction du moteur est défini par la référence:

- PW 4152 - PW 4056 - PW 4156A - PW4158 - PW 4060
- PW 4060A - PW4160 - PW4460

-5-Poussée :

MODELE	MAXIMUM CONTINU	DÉCOLLAGE
PW 4152	21885 daN (49200 lbs)	23131 daN (52000 lbs)
PW 4056	22032 daN (49530 lbs)	25244 daN (56750 lbs)
PW 4156	22054 daN (49580 lbs)	24910 daN (56000 lbs)
PW 4158	22054 daN (49580 lbs)	25800 daN (58000 lbs)
PW 4060	22352 daN (50250 lbs)	26689 daN (60000 lbs)
PW 4160	22063 daN (49600 lbs)	26689 daN (60000 lbs)
PW 4460	22375 daN (50300 lbs)	26689 daN (60000 lbs)
PW 4060A	22352 daN (50250 lbs)	27390 daN (61570 lbs)
PW 4156A	21885 daN (49200 lbs)	24910 daN (56000 lbs)

Les poussées indiquées ci-dessus sont définies dans les conditions suivantes :

- Condition statique standard au sol (ISA : 15°C , 1013.2 hPa),
- Prélèvement d'air (avion et antigivrage) fermé,
- Sans charge avion,
- Sans dépassement de la température maximale des gaz d'échappement et des vitesses limites de rotation.

-6- Limites d'utilisation:

Les limites d'utilisation suivantes ne sont applicables que si la précision de l'instrumentation du moteur installé est conforme au document PW Heavy Maintenance.

-6-1 Domaine de fonctionnement climatique :

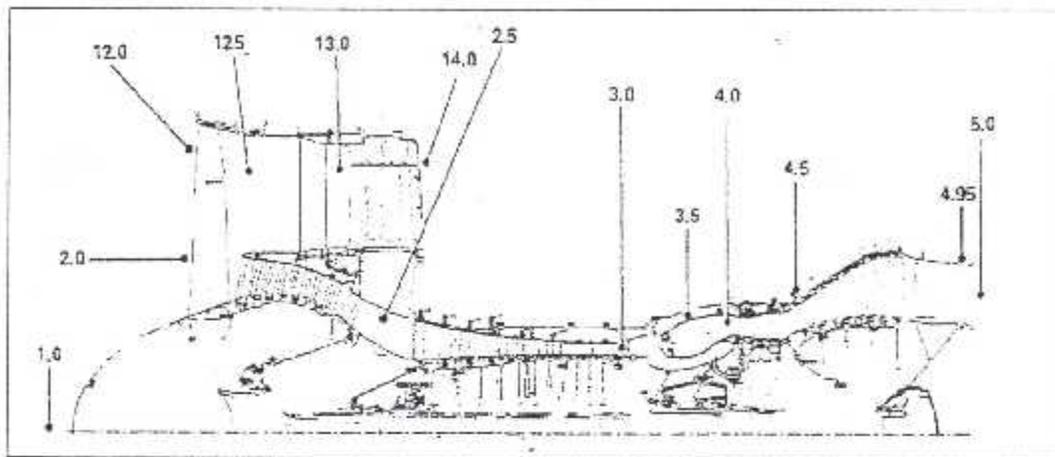
- Altitude : de 0 à 13700 m (45000ft)
- Mach : 0.95

-6-2-Vitesses de rotation maximales :

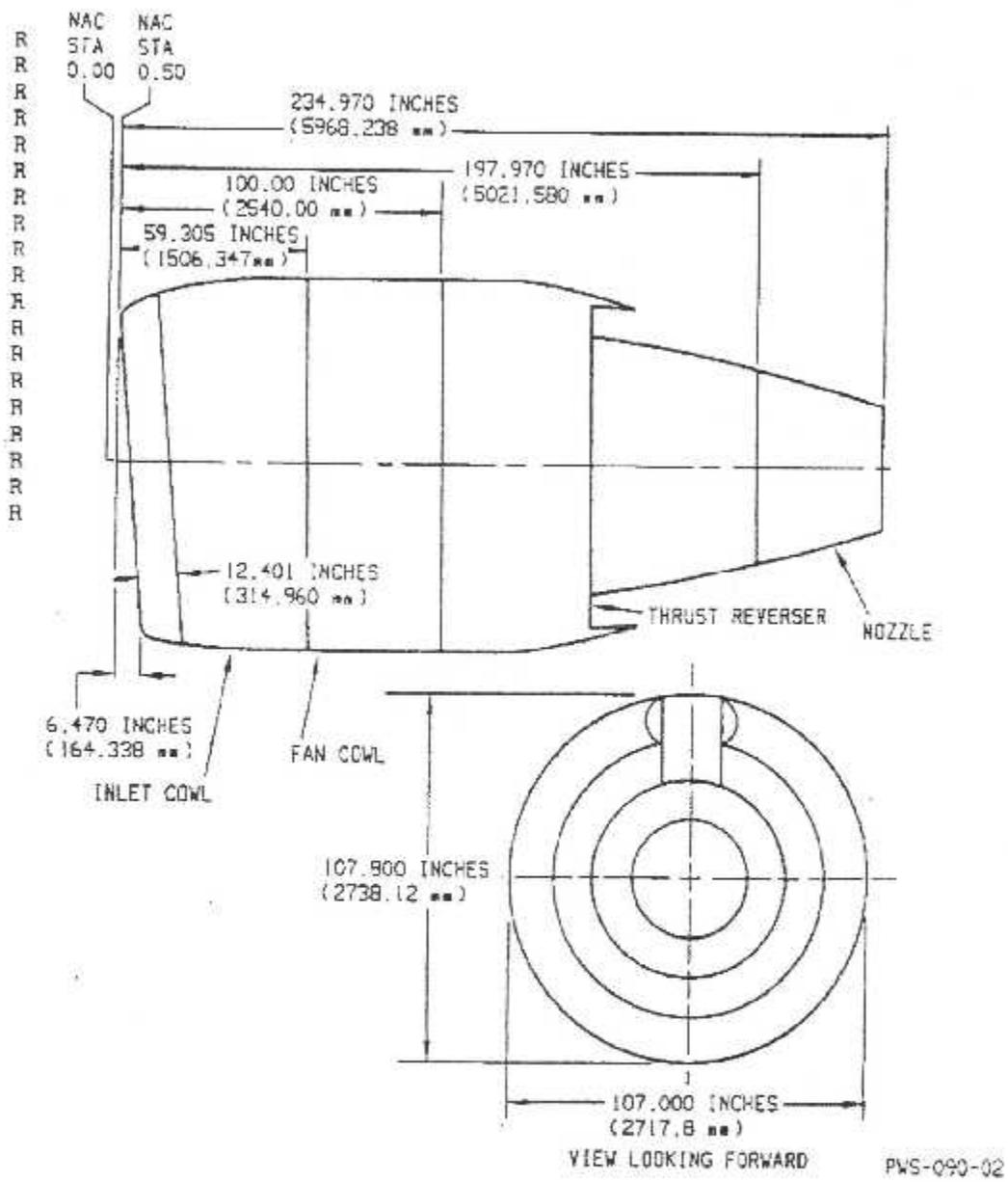
	PW4152	PW4056 ,4156 4156A,4158	PW 4060, 4060A 4160,4460
BP- N1(tr/min)	4012	4012	4012
HP- N2(tr/min)	10300	10450	10450

3-6-3- Températures :

	PW4152	PW4056 ,4156 4156A,4158	PW 4060, 4060A 4160,4460
Décollage	640°C	650°C	650°C
Maximum continu	615°C	625°C	625°C
Démarrage	635°C	635°C	635°C

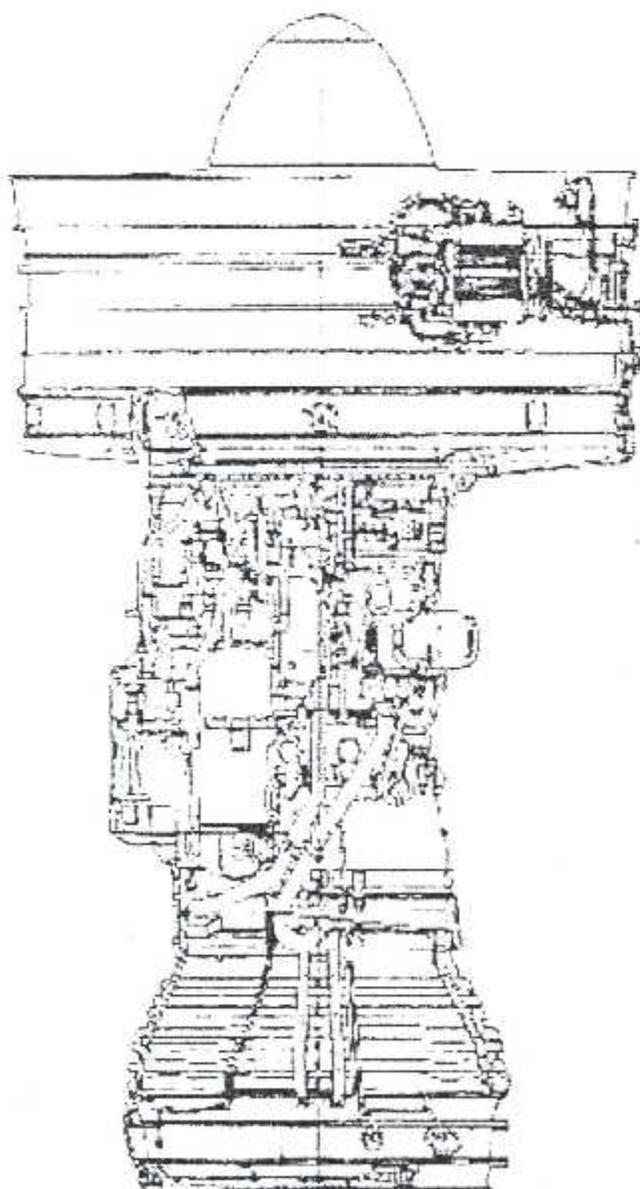


Station	Description
1.0	Ambient
2.0	Fan Inlet ID
2.5	Low Compressor Exit
3.0	Diffuser inlet
3.5	Combustor
4.0	Combustor Exit
4.5	HPT Exit
4.95	Turbine Exhaust Case, temperature and Pressur Measuring Probe Location
5.0	Turbine Exit Guide Vane Exit
12.0	Fan Inlet OD
12.5	Fan Exit – Rotor Trailing Edge
13.0	Fan Exit – Upstream of Fan Exit Guide Vane
14.0	Fan Exit Guide Vane ,Exit



Les dimensions de la nacelle

PW4000



ANNEXE B

ANNEXE C

C Le programme pour le calcul des performance d'un turbofan en fonction de l'altitude

```

IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
INTEGER Alt
OPEN(10,FILE='picl.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(11,FILE='pich.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(12,FILE='pit.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(22,FILE='thot.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(71,FILE='f.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(72,FILE='fm0.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(73,FILE='s.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(74,FILE='rf.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(75,FILE='nup1.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(76,FILE='nu1.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(77,FILE='thoc1.dat',STATUS='UNKNOWN')
OPEN(78,FILE='pic43.dat',STATUS='UNKNOWN')
INCLUDE"e:\DATA.FOR"
ZERO=0.0
do100 alt=0,12000,3000
DO200 M0=0,0.8,0.2
T0=T00(Alt)
CALL FAIR(1,T0,h0,Pr0,PHI0,cp0,R0,GAMMA0,a0,zero)
V0=M0*a0
ht0=h0+V0**2/2/gc
CALL FAIR(2,Tt0,ht0,Prt0,PHIt0,cpt0,Rt0,GAMMAAt0,at0,zero)
THOr=ht0/h0
P1r=Prt0/Pr0
if(M0.Le.1)Then
  Nur=1
else
  Nur=1-0.75*(M0-1)**1.35
end if
Pid=Pidmax*Nur
ht2=ht0
Prt2=Prt0
Tt2=Tt0
GAMMAAt2=GAMMAAt0
THOf=THOf
f=fR
Tt4=Tt4R
Tt45=Tt45R
Tt5=Tt5R
M4=1.0
M45=1.0

1 CALL FAIR(1,Tt4,ht4,Prt4,PHIt4,cpt4,Rt4,GAMMAAt4,at4,f)
THOlanda=ht4/h0

```

```

CALL TURB(Tt4,f,A4SA45,M4,M45,NutH,Tt45,PltH,THOtH,Tt45)
CALL FAIR(1,Tt45,ht45,Prt45,PHIt45,cpt45,Rt45,GAMMAAt45,at45,f)
CALL TURB(Tt45,f,A4SA8,M45,M8,NutL,Tt5,PltL,THOtL,Tt5)
CALL FAIR(1,Tt5,ht5,Prt5,PHIt5,cpt5,Rt5,GAMMAAt5,at5,f)
ht25=ht2+NumL*(1+f)*(ht45-ht5)
ht3=ht25+NumH*(1+f)*(ht4-ht45)
CALL FAIR(2,Tt25,ht25,Prt25,PHIt25,cpt25,Rt25,GAMMAAt25,at25,f)
fn=(ht4-ht3)/(Nub*hPR-ht4)
IF(ABS(fn-f).GT.0.0001)THEN
f=fn
GOTO 1
END IF
ht25i=ht2+(ht25-ht2)*NucL
CALL FAIR(2,Tt25i,ht25i,Prt25i,
+ PHIt25i,cpt25i,Rt25i,GAMMAAt25i,at25i,f)
PicL=Prt25i/Prt2
THOcL=ht25/ht2
ht3i=ht25+(ht3-ht25)*NucH
CALL FAIR(2,Tt3i,ht3i,Prt3i,
+ PHIt3i,cpt3i,Rt3i,GAMMAAt3i,at3i,f)
PicH=Prt3i/Prt25
THOcH=ht3/ht25
Pic=PicL*PicH
thot=thoth*thotl
thoc=thoch*thocl
Pit=Pitl*PitH
Tt9=Tt5
CALL FAIR(1,Tt9,ht9,Prt9,PHIt9,cpt9,Rt9,GAMMAAt9,at9,f)
p0p9=0.9
Pt9P9=p0p9*Plr*Pid*Pic*pib*Pit*Pin
PPC=((GAMMAAt0+1)/2)**(GAMMAAt0/(GAMMAAt0-1))
Pr9=Prt9/(Pt9P9)
CALL FAIR(3,T9,h9,Pt9,PHI9,Cp9,R9,GAMMA9,a9,f)
V9=sqrt(2*gc*(ht9-h9))
M9=V9/a9
Tt19=Tt2*pif**(gammat2/gammat2-1)
CALL FAIR(1,Tt19,ht19,Prt19,PHIt19,Cpt19,Rt19,GAMMAAt19,at19,zero)
p0p19=0.9
Pt19P19=p0p19*Plr*Pid*Pit*Pin
Pr19=Prt19/(Pt19P19)
CALL FAIR(3,T19,h19,Pr19,PHI19,Cp19,R19,GAMMA19,a19,zero)
V19=sqrt(2*gc*(ht19-h19))
M19=V19/a19
T9T0=(THOLanda*THOt*Cp0)/cp9/(Pt9P9**((GAMMAAt9-1)/GAMMAAt9))
V9a0=M9*sqrt((GAMMAAt9*R9*T9T0)/(GAMMAAt0
+*R0))
T19T0=THOr*THOE/Pt19P19**((GAMMAAt0-1)/GAMMAAt0)

V19a0=M19*sqrt(T19T0)

```



```

SUBROUTINE FAIR(Kcode,T,hh,PPr,PPII,ccp,RR,GGAMMA,aa,f)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
T0=492.7
PHI0=PHI(T0,f)
RR=R(f)
IF(Kcode.EQ.1)THEN
CCp=cp(T,f)
hh=h(T,f)
PPII=PHI(T,f)
GGAMMA=GAMMA(CCp,RR)
PPr=Pr(PPII,PHI0,RR)
aa=at(T,GGAMMA,RR)
END IF
IF(Kcode.EQ.2)THEN
T=Shn(hh,f)
CCp=Cp(T,f)
PPII=PHI(T,f)
GGAMMA=GAMMA(CCp,RR)
PPr=Pr(PPII,PHI0,RR)
aa=at(T,GGAMMA,RR)
END IF
IF(Kcode.EQ.3)THEN
T=SPn(PPr,PHI0,RR,f)
hh=h(T,f)
CCp=Cp(T,f)
PPII=PHI(T,f)
GGAMMA=GAMMA(CCp,RR)
aa=at(T,GGAMMA,RR)
END IF
IF(Kcode.EQ.4)THEN
T=SPhn(PPII,f)
hh=h(T,f)
CCp=Cp(T,f)
PPr=Pr(PPII,PHI0,RR)
GGAMMA=GAMMA(CCp,RR)
aa=at(T,GGAMMA,RR)
END IF
RETURN
END
SUBROUTINE TURB(Ttn,f,AnSAm,Mn,Mm,Nut,Ttms,Plt,THOt,Ttm)
*****
*   INPUTS :Ttn,f,AnSAm,Mn,Mm,Nut and Ttms
*   OUTPUTS :Plt,THOt and Ttm
*
*****
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
CALL FAIR(1,Ttn,htn,Prtn,PHItn,cptn,Rtn,GAMMAtn,atn,f)
CALL MASSFP(Ttn,f,Mn,Tn,MFPn)
Ttm=Ttms
1 CALL MASSFP(Ttm,f,Mm,Tm,MFPm)

```

```

CALL FAIR(1, Ttm, htm, Prtm, PHItm, cptm, Rtm, GAMMAAtm, atm, f)
PIIt=(MFPn/MFPm)*AnsAm*SQRT(Ttm/Ttn)
Prtmi=PII*Prtn
CALL FAIR(3, Ttmi, htmi, Prtmi, PHItmi, cptmi, Rtm, GAMMAAtmi, atmi, f)
htm=htn-Nut*(htn-htmi)
THOt=htm/htn
CALL FAIR(2, Ttmn, htm, Prtm, PHItm, cptm, Rtm, GAMMAAtm, atm, f)
Ttmerr=ABS(Ttm-Ttmn)
IF(Ttmerr.GT.0.01)THEN
Ttm=Ttmn
GOTO 1
END IF
RETURN
END
cc          Subroutine MASSFP(Tt,f,M,T,MFP)
cc          Input:  Tt,M and f
cc          Outout: MFP and T
SUBROUTINE MASSFP(Tt,f,M,T,MFP)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
gc=32.174
CALL FAIR(1, Tt, ht, Prt, PHIt, cpt, Rt, GAMMAAt, at, f)
V= M*at/(1+0.5*(GAMMAAt-1)*M**2)
1  h=ht-V**2/(2*gc)
CALL FAIR(2, T, h, Pr, PHI, cp, R, GAMMA, a, f)
Vn=M*a
Verr=abs((V-Vn)/V)
IF(Verr.Gt.0.00001)then
V=Vn
GOTO 1
END IF
MFP=M*(Pr/Prt)*SQRT((GAMMA*gc/R)*(Tt/T))
RETURN
END

```

```

Function Shn(hh,f)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
ee=0.0000001
T=1000.00
fd=cp(T,f)
ff=h(T,f)-hh
Tm=T-ff/fd
xerr=abs((Tm-T)/T)
k=1
do while(xerr.ge. ee)
T=Tm
fd=cp(T,f)
ff=h(T,f)-hh
Tm=T-ff/fd
xerr=abs((Tm-T)/T)

```

```

k=k+1
if(k.eq.30000)then
write(7,*)'divergence'
stop
end if
enddo
Shn=tm
return
Function SPn(PPr,PPhi0,RR,f)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
ee=0.0000001
T=1500.00
PPhi=Phi(T,f)
PP=Pr(PPhi,PPhi0,RR)
fd=cp(T,f)*PP/RR/T
ff=PP-PPr
Tm=T-ff/fd
xerr=abs((Tm-T)/T)
k=1
do while(xerr.ge. ee)
T=Tm
PPhi=Phi(T,f)
PP=Pr(PPhi,PPhi0,RR)
fd=cp(T,f)*PP/RR/T
ff=PP-PPr
Tm=T-ff/fd
xerr=abs((Tm-T)/T)
k=k+1
if(k.eq.2000)then
write(7,*)'divergence'
stop
end if
enddo
SPn=tm
return
end
*****

```

**

```

FUNCTION SPhin(PPhi,f)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
ee=0.0000001
T=100.00
fd=cp(T,f)/T
ff=PHI(T,f)-PPhi
Tm=T-ff/fd
xerr=abs((Tm-T)/T)
k=1
do while(xerr.ge. ee)
T=Tm
fd=cp(T,f)/T

```

```

ff=PHI(T,f)-PPhi
Tm=T-ff/fd
xerr=abs((Tm-T)/T)
k=k+1
if(k.eq.1000)then
write(7,*)'divergence'
stop
end if
enddo
SPhin=tm
return
end
c ***** Fonction pour calculer le R *****
FUNCTION R(F)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
R=1.9857117/(28.97-F*0.946186)
return
end

c ***** Fonction pour calculer Cpc *****
FUNCTION Cpa(T)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
A0=2.5020051E-01
A1=-5.1536879E-05
A2=6.5519486E-08
A3=-6.7178376E-12
A4=-1.5128259E-14
A5=7.6215767E-18
A6=-1.4526770E-21
A7=1.0115540E-25
Cpa=A0+A1*T+A2*T**2+A3*T**3+A4*T**4+A5*T**5+A6*T**6+A7*T**7
return
end

c ***** Fonction pour calculer Cpt *****
FUNCTION Cpp(T)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
A0=7.3816638E-02
A1=1.2258630E-03
A2=-1.3771901E-06
A3=9.9686793E-10
A4=-4.2051104E-13
A5=1.0212913E-16
A6=-1.3335668E-20
A7=7.2678710E-25
Cpp=A0+A1*T+A2*T**2+A3*T**3+A4*T**4+A5*T**5+A6*T**6+A7*T**7
return
end

c ***** Fonction pour calculer PHIIa *****
FUNCTION PHIIa(T)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)

```

```

PHIref= 0.0454323
A0=2.5020051E-01
A1=-5.1536879E-05
A2=6.5519486E-08
A3=-6.7178376E-12
A4=-1.5128259E-14
A5=7.6215767E-18
A6=-1.4526770E-21
A7=1.0115540E-25
PHIa=PHIref+A0*LOG(T)+A1*T+A2*T**2/2+A3*T**3/3+A4*T**4
+/4+A5*T**5/5+A6*T**6/6+A7*T**7/7
return
end
c ***** Fonction pour calculer PHIp *****
FUNCTION PHIp(T)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
PHIref= 0.6483398
A0=7.3816638E-02
A1=-1.2258630E-03
A2=-1.3771901E-06
A3=9.9686793E-10
A4=-4.2051104E-13
A5=1.0212913E-16
A6=-1.3335668E-20
A7=7.2678710E-25
PHIp=PHIref+A0*LOG(T)+A1*T+A2*T**2/2+A3*T**3/3+A4*T**4
+/4+A5*T**5/5+A6*T**6/6+A7*T**7/7
return
end
c ***** Fonction pour calculer ha *****
function hp(T)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
href= 30.58153
A0=7.3816638E-02
A1=1.2258630E-03
A2=-1.3771901E-06
A3=9.9686793E-10
A4=-4.2051104E-13
A5=1.0212913E-16
A6=-1.3335668E-20
A7=7.2678710E-25
hp=href+A0*T+A1*T**2/2+A2*T**3/3-A3*T**4/4+A4*T**5/5+A5*T**6/6
++A6*T**7/7+A7*T**8/8
return
end
C ***** Fonction pour calculer hc *****
FUNCTION ha(T)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
href= -1.7558886

```

```

A0=2.5020051E-01
A1=-5.1536879E-05
A2=6.5519486E-08
A3=-6.7178376E-12
A4=-1.5128259E-14
A5=7.6215767E-18
A6=-1.452677E-21
A7=1.011554E-25
ha=href+A0*T+A1*T**2/2+A2*T**3/3+A3*T**4/4+A4*T**5/5+A5*T**6/6
++A6*T**7/7+A7*T**8/8
return
end
C ***** Fonction pour calculer Prc *****
FUNCTION Pr(Phi,Phi0,R)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
Pr=EXP((Phi-Phi0)/R)
return
end
C ***** Fonction pour calculer GAMMA *****
FUNCTION GAMMA(Cp,R)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
GAMMA=(Cp/(Cp-R))
return
end
C ***** Fonction pour calculer at *****
FUNCTION at(T,GAMMA,R)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
gc=32.178
at=sqrt(GAMMA*gc*R*T)
return
end
C *****
FUNCTION Vc(a,M)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
Vc=a*M
return
end
*****
FUNCTION Cp(T,f)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
IF(.EQ.0.0000)THEN
Cp=Cpa(T)
ELSE
Cp=(Cpa(T)+f*Cpb(T))/(1+f)
END IF
RETURN
END
*****
FUNCTION h(T,f)

```

```

IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
IF(f.EQ.0.0000)THEN
h=ha(T)
ELSE
h=(ha(T)+f*hp(T))/(1-f)
END IF
return
end
*****
FUNCTION PHI(T,f)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
IF(f.EQ.0.0000)then
PHI=PHIa(T)
ELSE
PHI=(PHIa(T)+f*PHIp(T))/(1+f)
END IF
return
end
* ***** Fonction pour calculer T00 *****
FUNCTION T00(Alt)
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,M-Z)
INTEGER Alt
if(Alt.ge.0.and.Alt.le.11000)then
T00=(288.15-6.5E-3*Alt)
else
if(Alt.gt.11000.and.Alt.lt.20000)then
T00=216.65
else
if(Alt.ge.20000.and.Alt.lt.32000)then
T00=(216.65+1E-3*(Alt-20000))
else
if(Alt.ge.32000.and.Alt.le.47000)then
T00=(228.65+2.8E-3*(Alt-32000))
else
T00=270.65
endif
endif
endif
endif
T00=T00*1.8
return
end
endif
endif
endif
endif

```

BBIBLIOGRAPHIE

- [1] Elements of gas turbine propulsion
[JACK D.MATTINGLY]
- [2] Dynamique des fluide
[INGEL RYHMING]
- [3] Fundamentals of gas turbine
[WILLIAM W. Bathie]
- [4] Techniques de l'ingénieur/ BL3 – Turbine a gaz
- [5] PFE (2000/17)
[MAKHLOUF.N & MEKKI.R]
- [6] Manuel PW4000
- [7] Gaz turbine
[John Wiley Sonc Inc]
- [8] www.Alair.com