

12/98

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE

MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

مركز أبحاث
BIBLIOTHÈQUE
المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

Département : Génie Mécanique

Projet de fin d'étude

Pour l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat

THEME

Etude et Comparaison
des Performances des moteurs
de propulsion
(KEROSENE-G.N.L.)

Proposé et Dirigé par:

M^r B. Benkoussas

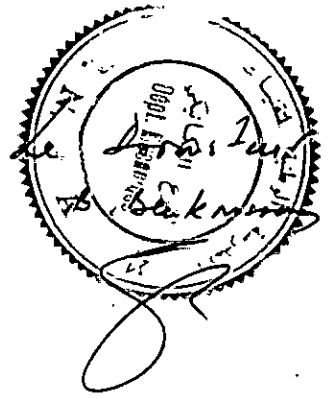
Etudié par :

M^r A. Bennani

Abdelhakim

Promotion : 1998

E.N.P. 10, Avenue Hacén Badi, El-Harrach, Alger



REMERCIEMENTS

Au terme de cette étude, je tiens à remercier Monsieur Benkoussas pour avoir proposé et suivi ce travail.

Mes remerciements vont également à l'adresse des professeurs et enseignants qui ont contribué à mon formation.

Ma gratitude va aussi à l'encontre de tous ceux qui nous ont aidé à élaborer ce mémoire

DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail à mes très cher parents qui m'ont donnés le soutiens, à mes très cher frères, à Monsieur Fouad et à tous mes amis



Symboles et notions

Introduction1

Chapitre I

Généralité sur les réacteurs

I.1.-Introduction.....	2
I..2-Turboréacteur monocorps-monoflux sec.....	2
I..3-Turboréacteur monocorps-monoflux avec post combustion.....	3
I..4-Turboréacteur double flux séparés.....	4
I..5-Turboréacteur double flux mélangés.....	6
I.6 -Le statoréacteur.....	6

Chapitre II

Etude énergétique des composants des turboréacteur

II.1 Entrée d'air.....	8
II.1.1 Introduction.....	8
II.1.2 Entrée d'air subsonique.....	8
II.1.2 Entrée d'air supersonique.....	9
II.1.3.1 Onde de choc.....	9
II.1.3.2 Différents Type de prise d'air supersonique.....	12
II.2 Compression de l'air.....	16
II.2.1-Introduction.....	16
II.2.2-Calcul thermodynamique.....	17
II.2.3-Turbo soufflante.....	21
II.2.3.1 Introduction.....	21
II.2.3.2 la compression.....	21

II.2.3.3 L'éjection.....	25
II.2.4 Le compresseur.....	27
II.3 combustion.....	30
II.3.1 Diffuseur amant chambre de combustion.....	30
II.3.2-Chambre de combustion.....	31
II.3.2.1 Introduction.....	31
II.3.2.2 Etude énergétique.....	32
II.4. la détente.....	38
II.4.1-Introduction	38
II.4.2-Rendement d'une turbine	38
II.4.3 Calcul thermodynamique.....	40
II.5 Post combustion.....	45
II.5.1-diffuseur amant post combustion.....	45
II.5.1.1-Introduction	45
II.5.2 Etude thermodynamique de la Post combustion.....	47
II.5.2.1-Introduction	47
II.5.2.2-Etude énergétique.....	47
II.6.2 détente dans la tuyère d'éjection.....	53
II.6.1-Introduction.....	53
II.6.2-Etude énergétique.....	54
II.6.2.1-Characteristique à l'entrée de la tuyère.....	54
II.6.2.2-Characteristique à la sortie de la tuyère.....	57

Chapitre III

Calcul des performance des turboréacteurs

III.1-Monocorps monoflux sec.....	62
-----------------------------------	----

III.1.1-Poussée.....	المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات.....	62
III.1.2- Consommation spécifique.....	المكتبة	62
III.1.3-Organigramme de calcul.....	المكتبة	63
III.2-Monocorps-monoflux avec P.C.	المكتبة	64
III.2.1- Poussée.....	المكتبة	64
III.2.2- Consommation spécifique.....	المكتبة	64
III.2.3- Organigramme de calcul.....	المكتبة	65
III.3-Double flux séparés.....	المكتبة	66
III.3.1- Poussée.....	المكتبة	66
III.3.2- Consommation spécifique.....	المكتبة	66
III.3.3- Organigramme de calcul.....	المكتبة	67
III.4-Double flux mélangés.....	المكتبة	68
III.4.1- Poussée.....	المكتبة	68
III.4.2- Consommation spécifique.....	المكتبة	68
III.4.3- Organigramme de calcul.....	المكتبة	62

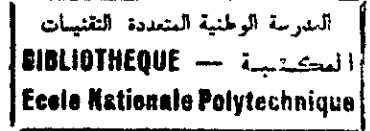
Chapitre IV : résultats et interprétation

IV.1 Variation de la poussée	
IV.1.1 Variation de la poussée en fonction du taux de compression.....	80
IV.1.2 Variation de la poussée en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion	80
IV.1.3 Variation de la poussée en fonction du nombre de Mach.....	80
IV.2 Variation de la consommation spécifique	80
IV.2.1. Variation de la consommation en fonction du taux de compression.....	80
IV.2.3 Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach	
IV.2.2 Variation de la consommation, spécifique en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion.....	81

Conclusion générale.....96

Bibliographie.....97

SYMBOLES ET NOTATIONS



- H_0 : Enthalpie totale, les indices numériques caractérisent les différents entrées de chaque composant.
- H : Enthalpie statique.
- T_0 : Température totale.
- T : Température statique.
- P_0 : Pression totale.
- P : Pression statique.
- H : Enthalpie statique.
- M : Nombre de Mach.
- ρ : Masse volumique.
- V : Vitesse absolue du fluide.
- W : Vitesse relative.
- U : vitesse d'entraînement.
- N : vitesse de rotation.
- N : Nombre d'étages.
- A : Section droite du tube de courant traversant le réacteur. Les indice alphabétique caractérisent les différents section.
- Q : Quantité de chaleur.
- C_p : Chaleur spécifique à pression constante.
- R : Constante molaire des gaz parfaits.
- γ : Rapport des chaleurs spécifiques.
- \dot{m}_a : Débit masse d'air.
- \dot{m}_s : Débit masse secondaire.

- \dot{m}_p : Débit masse primaire.
- \dot{m}_{gc} : Débit du combustible dans la chambre de combustion.
- \dot{m}_{po} : Débit du combustible dans la post de combustion.
- f : Rapport débit combustible au débit d'air entrant dans la chambre de combustion.
- f_p : Rapport débit combustible au débit de gaz de combustion entrant dans la post de combustion.
- ε : degré de réaction.
- α : taux de dilution.
- τ : Taux de compression, les indices numérique ou alphabétique indiquent de quelle compresseur s'agit-il.
- η_d : Rendement du diffuseur.
- η_c : Rendement adiabatique.
- η_p : Rendement polytropique.
- η_{tus} : Rendement de la tuyère secondaire.
- η_r : Coefficient de récupération.
- η_{ch} : Rendement de la chambre de combustion.
- η_{po} : Rendement de la post de combustion.
- η_{tuy} : Rendement de la tuyère d'éjection.
- η_g : Rendement globale.
- μ : Coefficient manométrique.
- Z : Altitude de vol.
- F : Poussée.
- Cs : Consommation spécifique

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

introduction

INTRODUCTION

GENERALE

Les problèmes posés dans le domaine de la propulsion sont très complexes à tel point que les ingénieurs sont loin de faire une étude très approfondie et indiqués quelle seront les meilleures solutions possibles dans ce domaine. Ils ne peuvent toucher que les grands concepts.

Bien entendu, on connaît déjà les domaine dans les quels il faudra travailler ; il s'agit des éléments de la cryogénie, des matériaux utilisés à des hautes températures, des technologies de base ou des progrès sont nécessaires (aérodynamique, combustion, mécanique, technologie propre aux turboréacteur...).

Les recherches et développements actuels, dans ce domaine sont orientés vers la réalisation des moteurs moins coûteux et plus puissants. La recherche d'un nouveau carburant destiné à l'aviation a donnée naissance à des investigation intenses, plus particulièrement sur le gaz naturel liquéfier (G.N.L).

L'intérêt du G.N.L provient essentiellement de son pouvoir calorifique plus élevé en comparaison à d'autres carburants disponibles et de son bas prix associé à l'abondance du gaz naturel dans la nature. Cependant son utilisation dans les applications aéronautique ne peut être envisagée que sous forme cryogénique (-162°C).

Notre étude consiste à faire une comparaison des performances de quatre turboréacteurs. En utilisant le G.N.L et le Kérosène comme fuel. Nous regroupons toutes les équations nécessaires aux calculs du cycle et les performance des quatre turboréacteurs et nous donnerons les résultats sous forme de courbes avec leurs interprétations.

Chapitre I

Généralités sur les réacteurs

Chapitre I Généralité sur les réacteurs

I.1 Introduction

Dans sa formule la plus simple, le turbo réacteur comprend:

- Un diffuseur aspirant l'air extérieur,
- Un compresseur comprimant l'air qui provient du diffuseur,
- Une chambre de combustion dans la quelle l'air comprimé est mélangé avec un débit de combustible approprier, puis brûlé,
- Une tuyère dans la quelle les gaz de combustion poursuivent leurs détente a la sortie de la turbine en produisant la poussé.

Depuis que le turboréacteur fut adapté pour l'aviation, son développement considérable a permis de construire des avions dépassant largement la vitesse du son. Cependant, plusieurs versions ont été mises au point par l'industrie aéronautique, tout en essayant chaque fois d'optimiser les performances de chacune d'elles.

I.1 Turboréacteur monocorps-monoflux sec:

Le réacteur monocorps monoflux figure (I.1), est constitué d'un compresseur entraîné par une turbine, et d'une chambre de combustion. Pratiquement tout le débit absorbé par le compresseur, traverse la chambre de combustion. En réalité une partie de cet air est prélevée à la sortie du compresseur puis elle est réintroduite à différents niveaux en aval de la chambre de combustion pour le refroidissement et la dilatation. Une partie de l'énergie produite par la turbine est utilisée pour entraîner le compresseur, tandis que le reste de l'énergie disponible dans l'écoulement à la sortie de la turbine, continue sa détente dans la tuyère produisant en fin la poussée du réacteur.

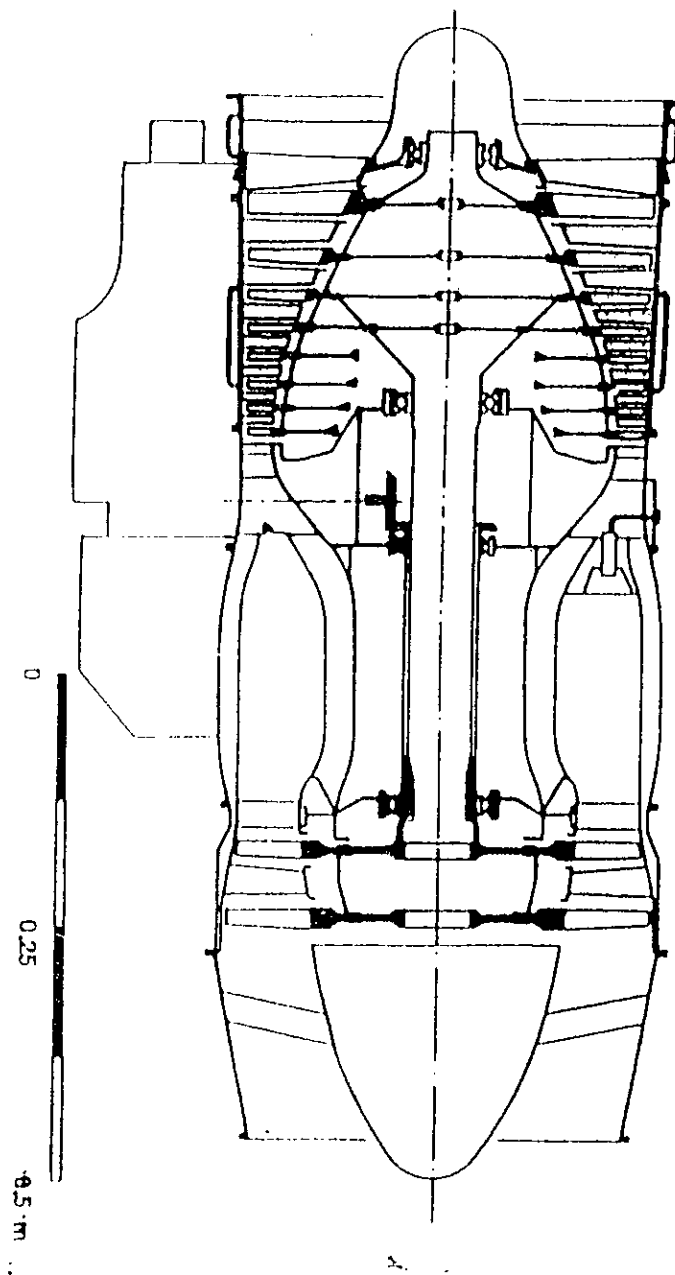


Fig (I.1): Turboréacteur monocorps-monoflux sec

I.2 Turboréacteur monocorps-monoflux avec post combustion :

Le risque de fluage des aubes de la turbine aux hautes températures ont conduit à admettre plus d'air qu'il en est nécessaire pour la combustion. Les gaz de combustion à la sortie de la turbine contiennent encore plus d'air.

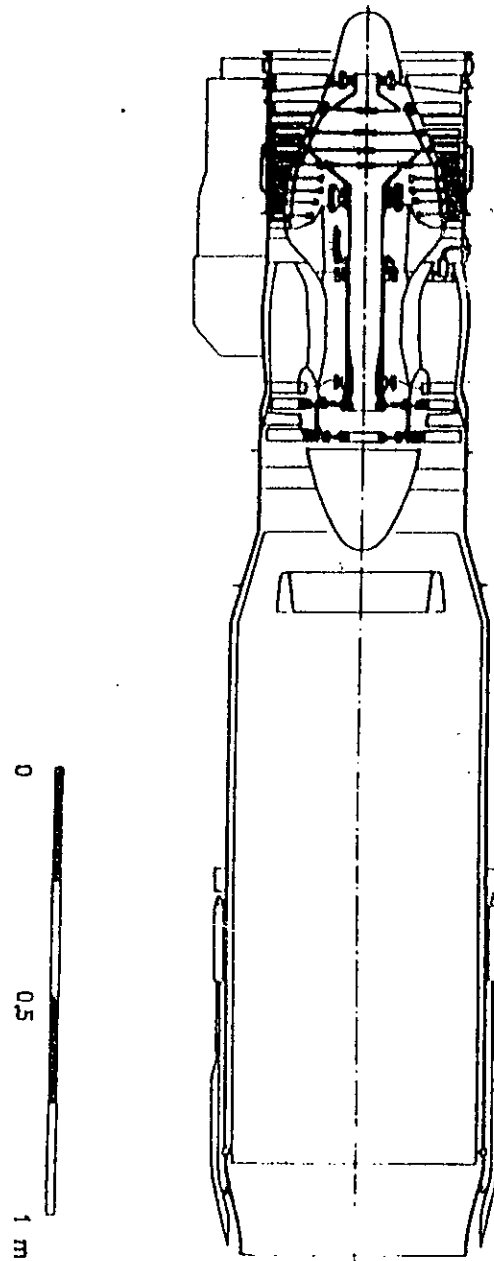


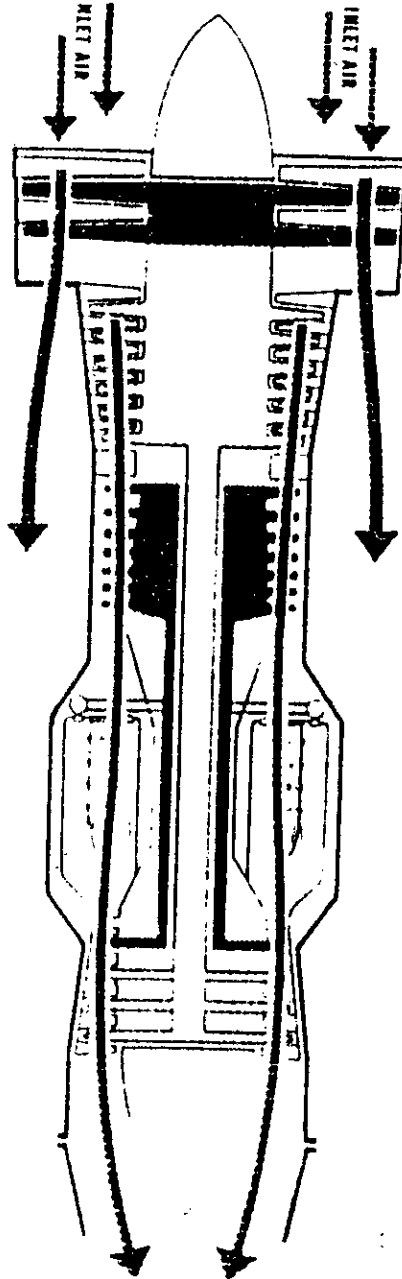
Fig (I.2) : Turboréacteur monocorps monoflux avec PC

Le moteur à post combustion figure (I.2), consiste à injecter un nouveau débit de combustible pour le brûler avec l'excès d'air afin de produire un surplus d'énergie. La température peut atteindre dans cette partie les 1800°C sans risque.

La canal d'éjection ou tuyère se comporte ainsi comme un statoréacteur apportera une amélioration à la poussée qui peut aller de 30 à 40%, mais au prix d'une consommation très élevée, de ce fait la post combustion n'est utilisée qu'en cas où une poussée de combustible supplémentaire est indispensable.

I.3 Turboréacteur double flux séparés

Dans tous les modes de vol, le rendement propulsive du réacteur est donnée par le rapport de la puissance propulsive à la puissance dépensée et est inversement proportionnel à la vitesse d'éjection des gaz.



Fig(I.3) :Turboréacteur double flux séparés

Pour les vols subsonique, ce rendement est médiocre et est de l'ordre de 0,4 , pour une vitesse moyenne d'éjection des gaz de d'environ 800 m/s [1], améliorer ce rendement revient pratiquement à diminuer la vitesse d'éjection, sans toute fois affecter la poussée globale. C'est pour atteindre cet objectif qu'a été imaginé le réacteur à double flux figure (I.3)

On fait capter à l'entrée un débit d'air plus important que le réacteur était normal. Ainsi l'air aspiré, on communique une énergie à l'aide d'une soufflante qui fonctionne à de basse pression. En sortant de la soufflante l'air se divise en deux flux primaire et secondaire, Le rapport du flux secondaire au flux primaire port le nom de taux dilution. Le flux secondaire est dirigé sur le compresseur pour subir une évolution analogue à celle d'un réacteur simple.

Le turbofan, inventé en 1945 puis délaissée à été repris par la plus part des constructeur. Outre l'amélioration portée a la poussée et au rendement propulsif, ce type de réacteur présentée à l'avantage d'être nettement moins bruyant.

1.4 Turboréacteur double flux mélangés

Comme le double flux séparés l'air capter par le diffuseur se décompose en deux partie ; flux secondaire et flux primaire. Dans certain cas il peut s'avérer avantageux de mélangés les flux primaire et secondaire avant de les éjecter, c'est le cas du réacteur double flux mélangés figure(1.4).

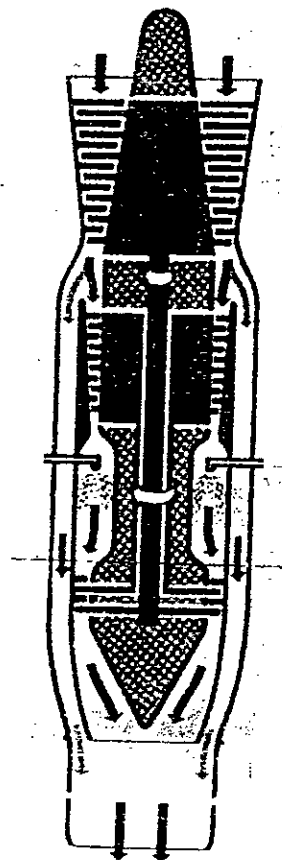


Fig (1.4) : Turboréacteur double flux mélangés

Le flux secondaire est accéléré dans une canal appropriée puis conduit dans la tuyère d'éjection ou il se mélange avec le flux primaire après avoir brûlé ce dernier, offrant un supplément de poussée, ce type de turboréacteur a la possibilité de bien se prêter à la poste combustion.

I.5 Le statoréacteur

Le statoréacteur est technologiquement le plus simple des moteur à réaction, il ne comporte aucune pièce mécanique en mouvement, ce qui sous entend qu'au point fixe un statoréacteur ne peut pas fonctionner. La compression est entièrement assurée, dans l'entrée d'air supersonique par transformation de l'énergie cinétique de l'air absorbé. On peut par conséquent remarquer que l'efficacité d'un tel réacteur est n'appréciant que avec les grandes vitesses.

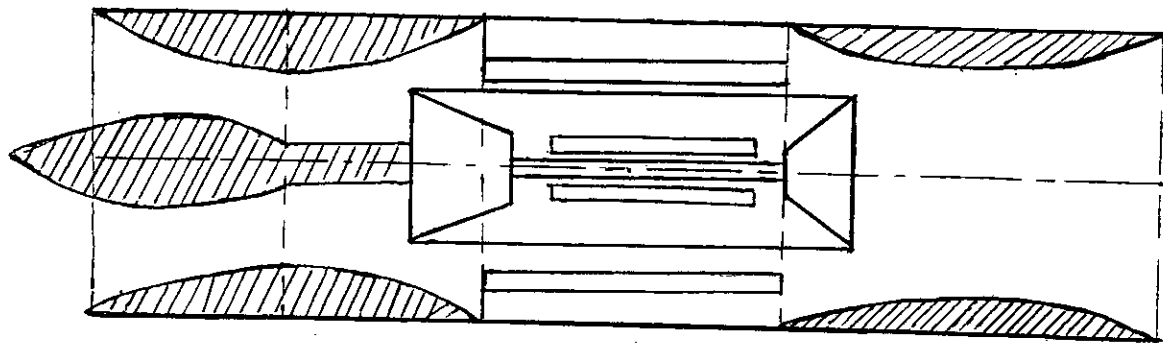


Fig (I .5) : Statoréacteur

D'après la conception du statoréacteur, la turbine et le compresseur sont supprimés, d'où son grand avantage d'avoir un poids faible.

Par ailleurs, la suppression de la turbine favorise la combustion qui peut être effectuée sans les risques des hautes températures ce qui améliore d'avantage la poussée.

Chapitre II
Etude
énergétique des
turboréacteurs

Chapitre II : Etude énergétique des turboréacteur

II.1-Entrée d'air

II.1.1-Introduction

L'admission de l'air à travers un turboréacteur se fait à l'aide d'un conduit à section variable. Ce conduit appelé diffuseur est destiné à capter l'air et l'emmener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur de telle sorte que l'énergie cinétique de l'air incident se transforme en une énergie de pression; c'est-à-dire ralentir l'écoulement relatif de l'air avec la meilleure efficacité. La forme du diffuseur diffère selon la vitesse du vol; il existe deux types de diffuseurs (subsonique et supersonique).

II.1.2 Entrée d'air subsonique

La figure (II.1) montre le schéma d'un diffuseur subsonique à entrée simple. ou l'air entre dans le réacteur sans une discontinuité de l'écoulement.

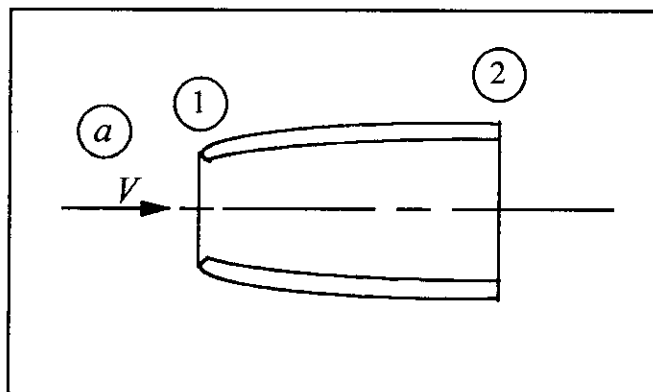


Figure (II.1) : Diffuseur subsonique

Les caractéristiques de l'air à l'entrée 1 sont celles d'altitude du vol.

- Nombre de Mach :

$$M_1 = M_a \quad (\text{II.1.1})$$

- Température statique :

$$T_1 = T_a \quad (\text{II.1.2})$$

- Pression statique :

$$P_1 = P_a \quad (\text{II.1.3})$$

- Température total :

$$T_{0I} = T_I \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_I^2 \right) \quad (\text{II.1.4})$$

- pression total :

$$P_{0I} = P_I \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_I^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.1.5})$$

- Masse volumique :

$$\rho_I = \frac{P_I}{RT_I} \quad (\text{II.1.6})$$

- Vitesse :

$$V_I = M_I \sqrt{\gamma RT_I} \quad (\text{II.1.7})$$

Tel que M_a , T_a et P_a sont le nombre de Mach de vol et les caractéristique de l'air

II.1.3 Entrée d'air supersonique

Pour un écoulement supersonique en amont du turboréacteur, un système d'onde de choc est nécessaire d'amorçage à l'entrée du diffuseur pour répondre aux exigences du compresseur

II.1.3.1-Onde de choc

Un écoulement supersonique en amont du diffuseur ne peut pas basculer continûment à un écoulement subsonique, sans que cela se fait à travers une combinaison d'onde de choc. Une onde de choc est une discontinuité de très faible épaisseur, traversé par un gaz parfait à chaleur spécifique constante.

A/ Onde de choc normal

Si cette discontinuité est perpendiculaire à l'écoulement, on l'appelle «onde de choc normale» Figure (II.2). Les équations de continuité, de quantité de mouvement et de l'énergie à travers celle-ci s'écrivent :

$$\text{Continuité :} \quad \rho_m \cdot V_m = \rho_v \cdot V_v \quad (\text{II.1.8})$$

Quantité de mouvement : $P_m - P_v = \rho_m \cdot V_m \cdot (V_v - V_m)$ (II.1.9)

Energie : $C_p \cdot T_m + \frac{V_m^2}{2} = C_p \cdot T_v + \frac{V_v^2}{2}$ (II.1.10)

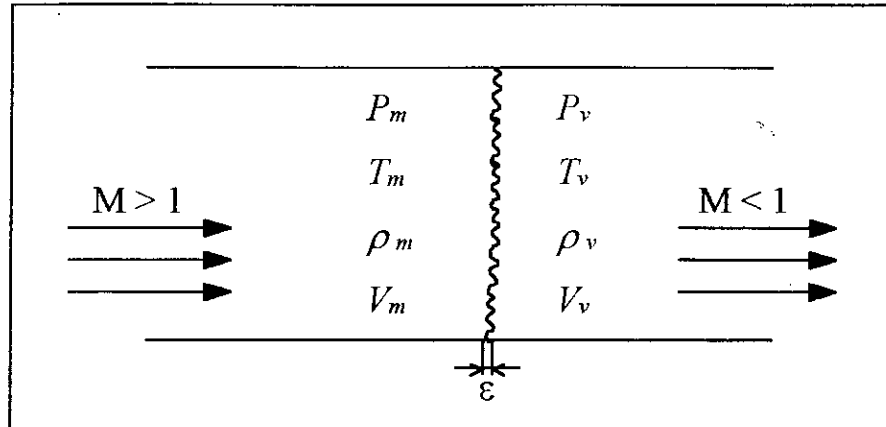


Figure (II.2) : Onde de choc normale

Où :

- m et v : états en amont et en aval de l'onde de choc ;
- P, T : sont respectivement la pression et la température statique ; [N/m²], [°K]
- V : la vitesse perpendiculaire à l'onde de choc ; [m/s]
- C_p : chaleur spécifique ; [kJ/kg]
- ρ : masse volumique ; [kg/m³]

La manipulation des trois équations précédentes (II.1.8), (II.1.9) et (II.1.10) donnent les équations caractéristiques à travers l'onde de choc normale sont :

$$M_v^2 = \frac{M_m^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot M_m^2 - 1} \tag{II.1.11}$$

$$\frac{P_v}{P_m} = \frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \cdot M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \tag{II.1.12}$$

$$\frac{P_{ov}}{P_{om}} = \left[\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \cdot M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{\frac{-1}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{(\gamma - 1) \cdot M_m^2 + 2}{(\gamma + 1) \cdot M_m^2} \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \tag{II.1.12}$$

$$\frac{T_v}{T_m} = \frac{4\gamma}{(\gamma + 1)^2} \left[M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \right] \cdot \left[\frac{1}{M_m^2} + \frac{\gamma - 1}{2} \right] \tag{II.1.14}$$

$$\frac{\rho_v}{\rho_m} = \frac{P_v}{P_m} \cdot \frac{T_m}{T_v} \quad (\text{II.1.15})$$

b/ Onde de choc oblique

Si une onde de choc plane est inclinée d'un angle par rapport à l'écoulement, le fluide qui le traverse subit simultanément une augmentation de pression et une diminution de vitesse, mais aussi un changement brusque de direction qui dépend de l'inclinaison de l'obstacle comme l'indique la figure (II.3)

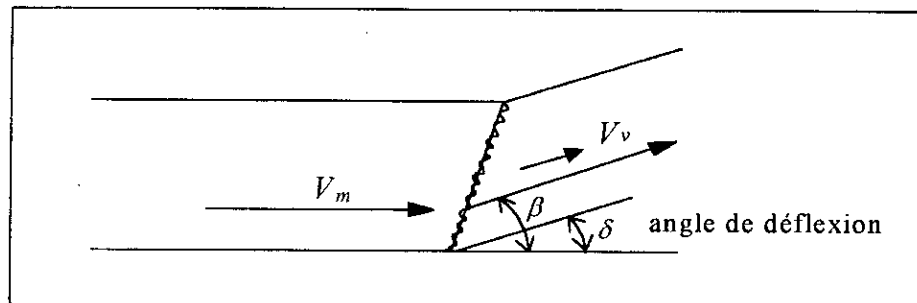


Figure (II.3) : Onde de choc oblique

Les équations de base pour les ondes de choc obliques sont:

Continuité: $\rho_m \cdot V_{mn} = \rho_v \cdot V_{vn}$ (II.1.16)

Energie: $C_p \cdot T_m + \frac{V_m^2}{2} = C_p \cdot T_v + \frac{V_v^2}{2}$ (II.1.17)

Quantité de mouvement projetée sur les axes normal et tangentiel:

- Quantité de mouvement perpendiculaire à l'onde de choc

$$P_m + \rho_m \cdot V_{mn}^2 = P_v + \rho_v \cdot V_{vn}^2 \quad (\text{II.1.18})$$

- Quantité de mouvement parallèle à l'onde de choc

$$\rho_m \cdot V_{mn} \cdot (V_{mt} - V_{vt}) = 0 \quad (\text{II.1.19})$$

La manipulation des équations (II.1.16), (II.1.17), (II.1.18) et (II.1.19) précédentes donne les équations caractéristiques à travers l'onde de choc oblique sont:

$$M_v^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_m^2}{\gamma \cdot M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2}} + \frac{M_m^2 \cos^2 \beta}{1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_m^2 \sin^2 \beta} \quad (\text{II.1.20})$$

$$\frac{P_v}{P_m} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} \cdot \left[M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2\gamma} \right] \quad (\text{II.1.21})$$

$$\frac{T_v}{T_m} = \frac{4\gamma}{(\gamma+1)^2} \cdot \left[M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2\gamma} \right] \cdot \left[\frac{1}{M_m \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{2} \right] \quad (\text{II.1.22})$$

$$\frac{P_{0v}}{P_{0m}} = \left[\frac{2\gamma}{\gamma+1} \cdot M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]^{\frac{-1}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{(\gamma-1) \cdot M_m^2 \sin^2 \beta + 2}{(\gamma+1) \cdot M_m^2 \sin^2 \beta} \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.1.23})$$

$$\frac{\rho_v}{\rho_m} = \frac{P_v}{P_m} \cdot \frac{T_m}{T_v} \quad (\text{II.1.24})$$

Où:

- β : l'angle d'inclinaison de l'onde de choc déterminé par la relation implicite:

$$\frac{1}{M_m^2} = \sin^2 \beta - \frac{\gamma+1}{2} \cdot \frac{\sin \beta \cdot \sin \delta}{\cos(\beta-\delta)} \quad (\text{II.1.25})$$

Avec:

- δ : étant l'angle de déflexion de l'écoulement.

3.1.3 Différents types de prises d'air supersonique

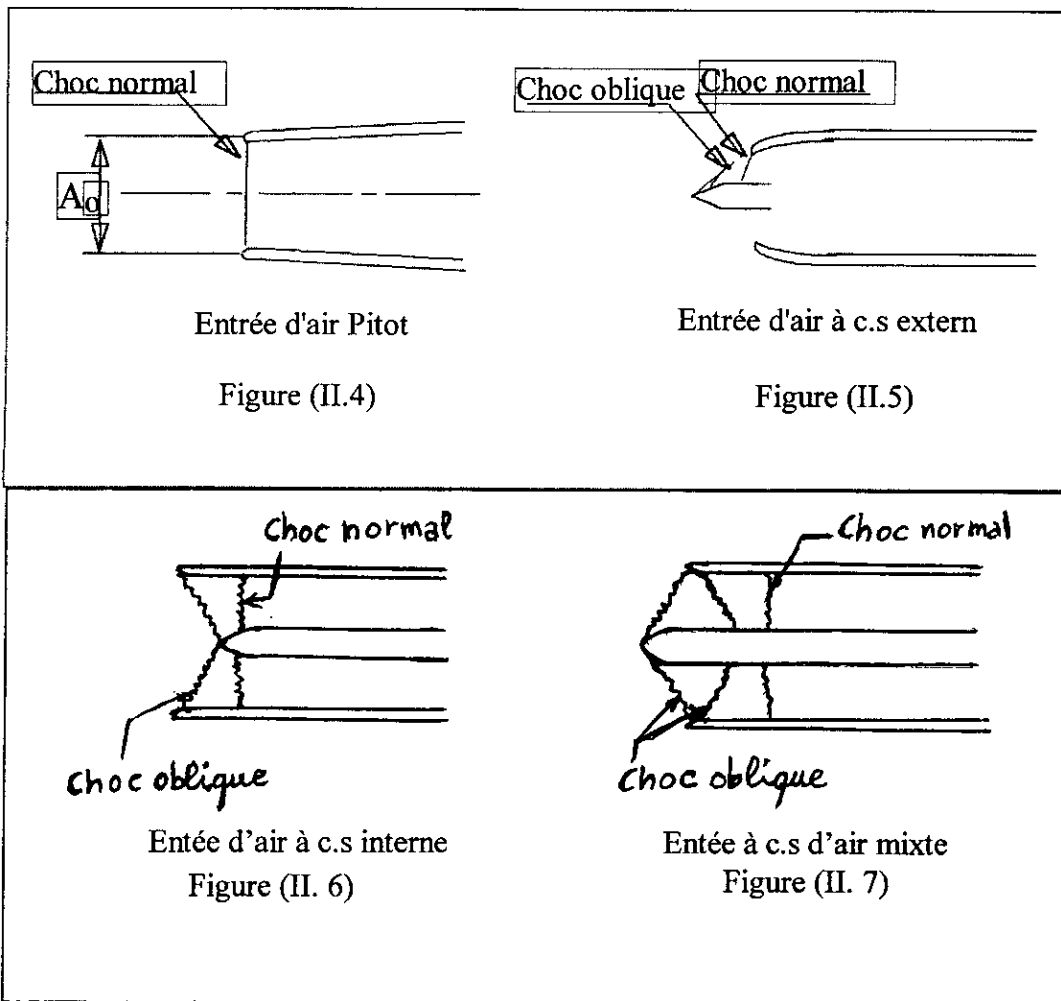
Les différents types d'entrée d'air sont:

Entrée d'air Pitot; Figure (II.4)

Entrée d'air à compression supersonique externe; Figure (II.5)

Entrée d'air à compression supersonique interne; Figure (II.6)

Entrée d'air à compression supersonique mixte ; Figure (II.7)



L'entrée d'air à compression supersonique externe est la plus favorable et la plus simple. Nous choisirons deux ondes de choc obliques suivies d'une onde de choc normal figure (II .8)

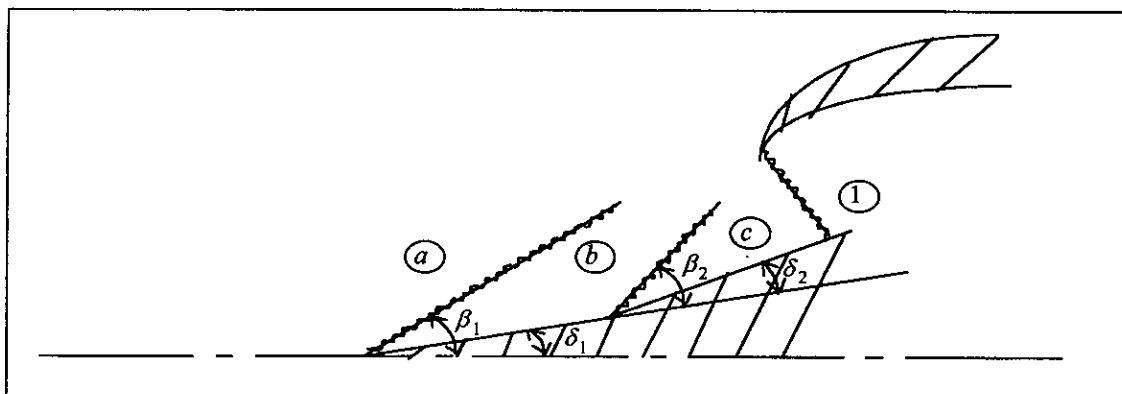


Figure (II.8) : Diffuseur supersonique à entrée externe

L'augmentation d'ondes de choc améliore le rendement .

Caractéristiques après les ondes de choc

Nous présentons la méthode de détermination des caractéristique de l'air après la traversée de chaque onde de choc.

A partir de la relation implicite (II.1.25), on obtient l'angle d'inclinaison de l'onde de choc β , Pour une onde de choc droite l'angle β est égale à 90°

A partir des relations (II.1.20) à (II.1.24), on obtient respectivement:

$$M_v, \quad P_v/P_m, \quad T_v/T_m, \quad P_{ov}/P_{om}, \quad \rho_v/\rho_m$$

Les caractéristiques de l'air à l'entrée du diffuseur se résument dans ce qui suit :

- Nombre de *Mach*: M_1

- Pression statique:

$$P_1 = P_a \cdot \left[\frac{P_b}{P_a} \cdot \frac{P_c}{P_b} \cdot \frac{P_1}{P_c} \right] \quad (\text{II.1.26})$$

- Pression total

$$P_{01} = P_1 \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.1.27})$$

- Température statique:

$$T_1 = T_a \cdot \left(\frac{T_b}{T_a} \cdot \frac{T_c}{T_b} \cdot \frac{T_1}{T_c} \right) \quad (\text{II.1.28})$$

- Température total:

$$T_{01} = T_1 \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \quad (\text{II.1.29})$$

- Masse volumique:

$$\rho_1 = \rho_a \cdot \left(\frac{\rho_b}{\rho_a} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_b} \cdot \frac{\rho_1}{\rho_c} \right) \quad (\text{II.1.30})$$

II.1.3 Caractéristiques de l'air à la sortie du diffuseur

Avant de calculer les caractéristiques de l'air à la sortie du diffuseur, il faut d'abord calculer le rendement du diffuseur.

- Pour le vol subsonique on prendra $\eta_d=0.80$.

- IL est estimé pour les diffuseurs supersoniques en appliquant la formule empirique adaptée par A.I.S: [2]et [3]

$$\eta_d = \frac{P_{02}}{P_{01}} = 1 - 0.1 \cdot [M_a - 1]^{1.5} \quad (\text{II.1.31})$$

Où:

M_a : le nombre de Mach de vol.

Les caractéristiques de l'air à la sortie du diffuseur seront:

- Nombre de Mach

Le nombre de Mach à l'entrée du compresseur est généralement inférieur à 0.4 [3], on adoptera: $M_2 = 0.35$.

Pression totale

$$P_{02} = \eta_d \cdot P_{01}$$

- Température totale:

L'écoulement à travers le diffuseur supposé calorifique alors:

$$T_{01} = T_{02}$$

- Pression statique

$$P_2 = P_{02} \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_2^2 \right)^{\frac{-\gamma \cdot \eta_d}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.1.32})$$

- Température statique

$$T_2 = \frac{T_{02}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_2^2} \quad (\text{II.1.33})$$

- Masse volumique

$$\rho_2 = \frac{P_2}{R \cdot T_2} \quad (\text{II.1.34})$$

- Vitesse

$$V_2 = M_2 \cdot \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_2} \quad (\text{II.1.35})$$

II.2 Compression de l'air

II.2.1 Introduction

la compression de l'air capté par le diffuseur est assurée par un appareil appelé compresseur. Deux types de compresseur sont largement utilisées en aviation, le compresseur figure (II.9). axial ou les lignes de courant sont considérées pratiquement parallèles à l'axe de rotation . La vitesse radiale est nulle ou négligeable, la vitesse tangentielle d'entraînement "U" est constante tout le long d'un même filet fluide. Le rôle de ce type de machines est d'accroître l'énergie cinétique de l'air au moyen d'un rotor et la convertir en élévation de pression (compression).

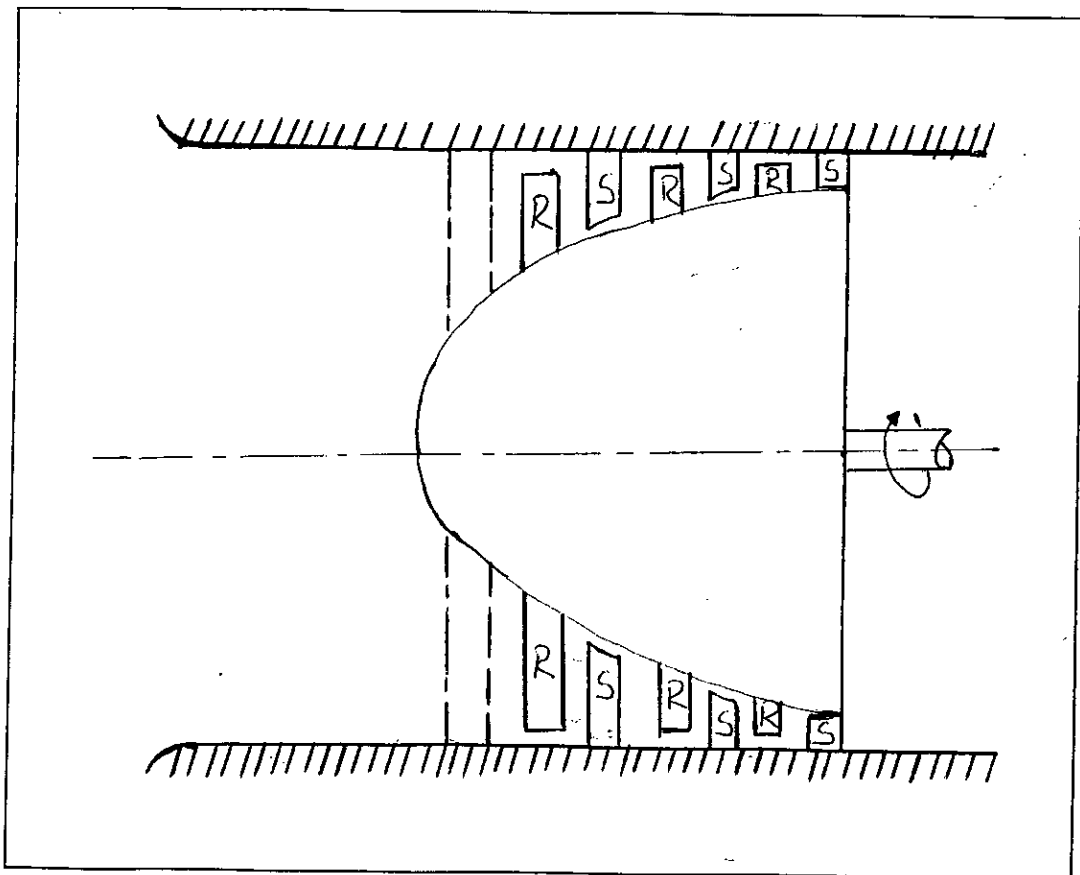


Fig (II.9) : compresseur axial

II.2.2-Calcul thermodynamique

a. Travail d'un compresseur

Soit un compresseur d'entrée (2) et de sortie (3).

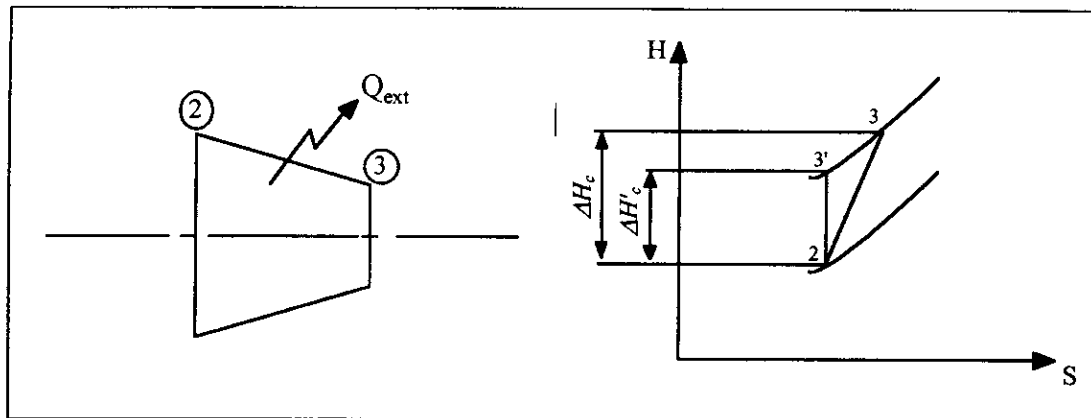


Fig (II.10) :Diagramme H-S

L'équation d'énergie appliquée entre l'entrée (2) et la sortie (3) s'écrit:

$$H_2 + \frac{1}{2 \cdot g} \cdot V_2^2 \pm Q_{ext} + W_c = H_3 + \frac{1}{2 \cdot g} \cdot V_3^2 \quad (\text{II.2.1})$$

Or:

$$H_i + \frac{1}{2 \cdot g} \cdot V_i^2 = H_{oi} \quad (\text{II.2.2})$$

l'échange de chaleur est nul: $Q_{ext} = 0$.

L'équation (II.2.1) s'écrit:

$$H_{02} + W_c = H_{03} \quad \Rightarrow \quad W_c = H_{03} - H_{02} \quad (\text{II.2.3})$$

Si on suppose que pendant la compression, la chaleur spécifique reste constante et avec la relation fondamentale $H_{oi} = C_p \cdot T_{oi}$, on peut mettre le travail réel sous la forme:

$$W_c = H_{03} - H_{02} = C_p T_{03} - C_p T_{02} = C_p (T_{03} - T_{02}) \quad (\text{II.2.4})$$

D'autre part, le rendement isentropique η_c du compresseur est de la forme:

$$\eta_c = \frac{\Delta H'_c}{\Delta H_c} = \frac{H'_{03} - H_{02}}{H_{03} - H_{02}} = \frac{C_p (T'_{03} - T_{02})}{C_p (T_{03} - T_{02})} \quad (\text{II.2.5})$$

$$\eta_c = \frac{T'_{03} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} \Rightarrow T_{03} - T_{02} = \frac{T'_{03} - T_{02}}{\eta_c} \quad (\text{II.2.6})$$

Substituant ces résultats dans (II.2.4), on aura:

$$W_c = Cp \cdot \frac{T'_{03} - T_{02}}{\eta_c} = Cp \frac{T_{02}}{\eta_c} \left(\frac{T'_{03}}{T_{02}} - 1 \right) \quad (\text{II.2.7})$$

Or, du fait que la compression est isentropique, on peut utiliser la relation de Poisson:

$$\frac{T'_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.2.8})$$

On aura:

$$W_c = \frac{Cp \cdot T_{02}}{\eta_c} \cdot \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (\text{II.2.9})$$

Le rapport P_{03}/P_{02} représente le taux de compression total du compresseur.

b. Rendement polytropique

Il existe un concept pour tenir compte du fait que la compression réelle n'est pas réversible et que de plus, la compression complète P_{02} et P_{03} se fait par une succession de petites compressions élémentaires tout le long des étages du compresseur; c'est le rendement polytropique.

Ce rendement à l'avantage d'avoir la même valeur pour chaque étage du compresseur.

Soit la formule fondamentale de l'enthalpie:

$$H = U + P \cdot V \quad (\text{II.2.10})$$

$$dH = dU + P \cdot dV + V \cdot dP \quad (\text{II.2.11})$$

Or:

$$dU + P \cdot dV = 0 \quad (\text{puisque la transformation est adiabatique})$$

Alors:

$$dH = V \cdot dP \quad (\text{II.2.12})$$

Ainsi, on a:

$$dH' = V \cdot dP' \quad (\text{II.2.13})$$

D'après la figure (II.2.5), le rendement adiabatique

$$\eta_c = \frac{\Delta H'_c}{\Delta H_c} = \frac{V \cdot dP'}{\Delta H_c} \quad (\text{II.2.14})$$

avec:

$$\Delta H_c = dU + P \cdot dV + V \cdot dP \quad (\text{II.2.15})$$

Dans la transformation réelle, l'échange de chaleur dû au frottement n'est pas nul.

Par analogie avec η_c , on peut mettre le coefficient η_p sous la forme:

$$\eta_p = \frac{V \cdot dP}{\Delta H_c} = \frac{V \cdot dP}{C_p \cdot dT} \quad (\text{II.2.16})$$

$$\eta_p = \frac{V \cdot dP}{C_p \cdot dT} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{V}{\eta} \cdot \frac{dP}{dT} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{dP/P}{dT/T} \quad (\text{II.2.17})$$

En intégrant entre la sortie (3) et l'entrée (2) du compresseur, on trouve:

$$\eta_p = \frac{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \log\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)}{\log\left(\frac{T_{03}}{T_{02}}\right)} \quad (\text{II.2.18})$$

Ou encore sous une autre forme:

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} \quad (\text{II.2.19})$$

Le rendement adiabatique est relié à η_p par :

$$\eta_p = \frac{T_{03} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} = \frac{\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\gamma-1} - 1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\gamma \cdot \frac{1}{\eta_p}} - 1} \quad (\text{II.2.20})$$

Et on aura le travail du compresseur donné par la relation :

$$W_c = C_p \cdot T_{02} \cdot \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\eta_p}} - 1 \right] \quad (\text{II.2.21})$$

c. Coefficient polytropique :

Une transformation est dite polytropique, si elle est régie d'une équation de la forme :

$$\frac{P}{\rho^k} = cte \quad (\text{II.2.22})$$

Où :

k : est la coefficient polytropique de la compression.

En introduisant l'équation des gaz parfait : $\frac{P}{\rho} = R \cdot T$, on peut écrire :

$$\frac{T_3}{T_2} = \left(\frac{P_3}{P_2}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (\text{II.2.23})$$

Ainsi, en utilisant l'état d'arrêt, on aura :

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (\text{II.2.24})$$

En égalisant les deux équations (II.2.19) et (II.2.24) on obtient :

$$\frac{k-1}{k} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{1}{\eta_p} \quad (\text{II.2.25})$$

II.2.3 Turbo soufflante

II.2.3.1 Introduction

les moteur double flux sont amenés d'une turbo soufflante qui est composée d'un compresseur à basse pression est d'une tuyère secondaire, son rôle est de diviser l'air entrant en deux flux primaire et secondaire. Le flux secondaire est accéléré dans la tuyère puis, soit éjecté à l'extérieur soit mélangé avec le flux primaire sortant de la turbine, offrant ainsi un supplément de poussée.

II.2.3.2 La compression

L'augmentation d'enthalpie totale dans la soufflante :

$$\Delta H_{0c1} = Cp \cdot T_{02} \cdot \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = Cp \cdot T_{02} \cdot \left(\tau_1^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (\text{II.2.26})$$

Avec :

τ_1 : taux de compression dans la turbo soufflante.

Où le rendement polytropique η_p est généralement égal à 0.90.

- Nombre d'étages (n) :

Pour la détermination du nombre d'étages, on utilise le coefficient manométrique μ , défini par :

$$\mu_1 = \frac{\Delta H_{0c1}}{n_1 \cdot U_1} \quad (\text{II.2.27})$$

Où :

U_1 : vitesse périphérique du rotor.

$$U_1 = \frac{2 \cdot \pi \cdot R_{m1} \cdot N}{60} \quad (\text{II.2.28})$$

Où :

R_{m1} : rayon moyen de la soufflante.

N : vitesse de rotation de la soufflante.

n_1 : nombre d'étage.

le coefficient manométrique est pris dans la plage (0.25 – 0.40) [3], il est voisin de 0.25 pour les machines faiblement chargées.

De l'équation (II.2.27), on tire le nombre d'étage :

$$n_1 = \frac{\Delta H_{0e1}}{\Delta H_{0e1}} = \frac{\Delta H_{0e1}}{\mu_1 \cdot U^2} \quad (\text{II.2.29})$$

tel que ΔH_{0ei} est l'augmentation de l'enthalpie total par étage

L'augmentation de température totale par étage :

$$\Delta T_{0e1} = \frac{\Delta H_{0e1}}{C_p} \quad (\text{II.2.30})$$

Triangle des vitesses :

Comme l'indique notre hypothèse, le degré de réaction est supposé égal à $\frac{1}{2}$ et de plus, les étages sont pris périodiques. Les triangles de vitesses n'offrent, alors, aucune difficulté. Le triangle de vitesse d'un étage se compose d'un rotor et d'un stator, se présente comme suit :

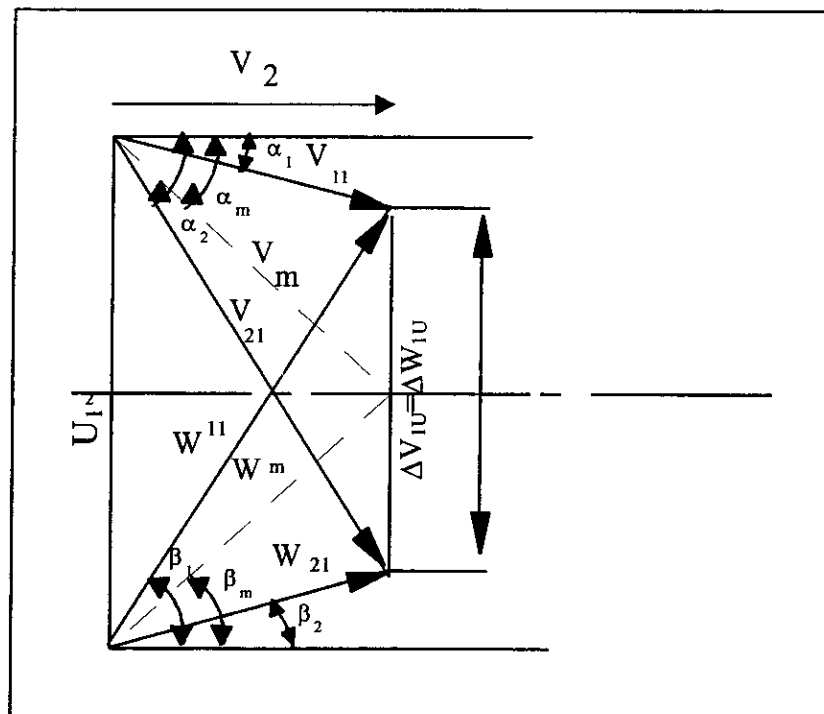


Fig (II.11) : Triangle des vitesses de la turbo soufflante

D'après l'équation d'Euler [7], on obtient :

$$\Delta H_{0e1} = U_1(V_{21U} - V_{11U}) \quad (\text{II.2.31})$$

$$\Delta V_{1U} = (V_{21U} - V_{11U}) = \frac{\Delta H_{0e1}}{U_1} \quad (\text{II.2.32})$$

De la figure des triangles des vitesses, on tire :

$$V_{11U} = \frac{U_1}{2} - \frac{\Delta V_{1U}}{2} \quad (\text{II.2.33})$$

$$V_{21U} = \Delta V_{1U} - V_{11U} \quad (\text{II.2.34})$$

$$V_{11} = \sqrt{V_{11U}^2 + V_2^2} \quad (\text{II.2.35})$$

$$V_{21} = \sqrt{V_{21U}^2 + V_2^2} \quad (\text{II.2.36})$$

D'après la symétrie des triangles de vitesses, on peut écrire que :

$$W_{11} = V_{21}$$

$$W_{21} = V_{11}$$

- Augmentation de la température statique par étage :

Vu la périodicité des étages, on a :

$$V_{i+1} = V_i$$

L'augmentation de la température total est donnée par l'expression suivante :

$$\Delta H_{0e1} = (H_{i+1} + \frac{1}{2}V_{i+1}^2) - (H_i + \frac{1}{2}V_i^2) \quad (\text{II.2.37})$$

$$\Delta H_{0e1} = (H_{i+1} - H_i) + \frac{1}{2}(V_{i+1}^2 - V_i^2) \quad (\text{II.2.38})$$

$$\Delta H_{0e1} = \Delta H_{e1} \quad (\text{II.2.39})$$

Le degrés de réaction est égale à 1/2, donc :

$$\Delta H_{rot} = \Delta H_{stat} = \frac{\Delta H_{e1}}{2} \Rightarrow C_p \cdot \Delta T_{rot} = C_p \cdot \Delta T_{stat} = C_p \cdot \frac{\Delta T_{e1}}{2}$$

D'où :

$$\Delta T_{r1} = \Delta T_{s1} = \frac{\Delta T_{e1}}{2} \quad (\text{II.2.40})$$

- Calcul de la grille d'entrée :

Comme la grille d'entée est une grille fixe fig (II.12), l'équation d'énergie s'écrit

$$H_1 - H_2 + \frac{1}{2}(V_{11}^2 - V_2^2) = 0 \quad (\text{II.2.41})$$

$$\Rightarrow H_1 - H_2 = \frac{1}{2}(V_{11}^2 - V_2^2) \quad (\text{II.2.42})$$

on a $V_{II} = V_{11}$

D'où:

$$\Delta T_{ge1} = \frac{1}{2 \cdot C_p} (V_2^2 - V_{11}^2) \quad (\text{II.2.43})$$

On remarque qu'à travers la grille fixe du 1^{er} étage, la vitesse absolue est non pas ralentie mais accélérée, il y a donc non pas augmentation mais diminution de l'enthalpie à travers cette grille. Donc abaissement de la température et de la pression statique.

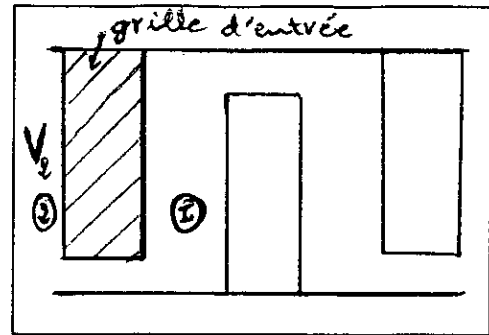


Fig (II.12) : Grille d'entrée

- Calcul de la grille de sortie :

L'équation d'énergie appliquée à la grille de sortie fixe figure (II.13) :

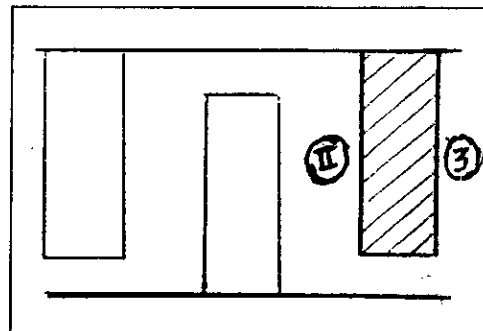


Fig (II.13) : Grille de sortie

$$H_3 - H_{II} = -\frac{1}{2}(V_3^2 - V_{II2}^2) = \frac{1}{2}(V_2^2 - V_{21}^2) \quad (\text{II.2.44})$$

L'augmentation de la température est :

$$\Delta T_{gs} = \frac{V_{21}^2 - V_2^2}{2 \cdot C_p} \quad (\text{II.2.45})$$

Caractéristique après la compression dans la soufflante :

- Température statique:

$$T_3 = T_2 + \Delta T_{ge1} + (n_1 - 1) \cdot \Delta T_{e1} + \Delta T_{r1} + \Delta T_{gs} \quad (\text{II.2.46})$$

- Pression totale :

$$P_{03} = P_{02} \cdot \tau \quad (\text{II.2.47})$$

- Température totale :

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left[\frac{P_{03}}{P_{02}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \Rightarrow T_{03} = T_{02} \cdot \tau^{\frac{k-1}{k}} \quad (\text{II.2.48})$$

- Nombre de Mach :

$$\frac{T_{03}}{T_3} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_3^2 \Rightarrow M_3 = \sqrt{\left(\frac{T_{03}}{T_3} - 1 \right) \cdot \frac{2}{\gamma-1}} \quad (\text{II.2.49})$$

- Pression statique :

$$\frac{P_{03}}{P_3} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_3^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \Rightarrow P_3 = P_{03} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_3^2 \right)^{\frac{-k}{k-1}} \quad (\text{II.2.50})$$

II.2.3.3 L'éjection

La détente dans la tuyère secondaire se fait jusqu'à ce que la pression statique dans le jet soit égale à la pression atmosphérique pour un moteur double flux séparés, et à la pression statique des gaz d'échappement à la sortie de la turbine pour un moteur double flux mélangés

Le rendement adiabatique d'une tuyère secondaire est compris entre (0.95-0.98) :[8]

$$\eta_{tus} = \frac{\frac{V_f^2}{2}}{\frac{V_f'^2}{2}} = \frac{H_{03} - H_f}{H_{03} - H_f'} \quad (\text{II.2.51})$$

- Pression statique:

D'après la première hypothèse on a:

$$P_f = P_a \quad (\text{pour un moteur double flux séparés})$$

$$P_f = P_7 \quad (\text{pour un moteur double flux mélangés})$$

- Température totale:

Le processus de la détente est considéré adiabatique, ($h_{03} = h_{0f}$) et si on considère que le rapport des chaleurs spécifique γ est constant le long de toute la détente et $R_3 = R_6$

on a:

$$T_{03} = T_{0f}$$

- Nombre de Mach:

On a:

$$H_{03} = H_{0f} = H_f + \frac{V_f^2}{2} \quad (\text{II.2.52})$$

la vitesse de sortie est donc:

$$V_f = \sqrt{2(H_{03} - H'_f)\eta_{tus}}$$

alors:

$$V_f = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} (T_{03} - T'_f)\eta_{tus}} \quad (\text{II.2.53})$$

avec

$$\frac{T'_f}{T_{03}} = \left(\frac{P_f}{P_{03}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.2.54})$$

en combinant les équations (II.2.53),(II.2.54) on obtient:

$$V_f = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T_{03} \eta_{tus} \left[1 - \left(\frac{P_f}{P_{03}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (\text{II.2.55})$$

on a aussi les deux équation suivantes:

$$V_f = M_f \sqrt{\gamma R T_f} \quad (\text{II.2.56})$$

$$T_f = \frac{T_{0f}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2} \quad (\text{II.2.57})$$

la combinaison de trois équations (II.2.55),(II.2.56) et (II.2.57) nous donne la relation suivante:

$$M_f = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(1 - \eta_{tus} \left[1 - \left(\frac{P_f}{P_{03}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right)^{\frac{-1}{2}}} \quad (\text{II.2.58})$$

- Pression totale

$$: \quad P_{0f} = P_f \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.2.59})$$

- Température statique:

$$T_f = \frac{T_{0f}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2} \quad (\text{II.2.60})$$

- Masse volumique:

De la loi des gaz parfaits on a:

$$\rho_f = \frac{P_f}{RT_f} \quad (\text{II.2.61})$$

II.2.4 Le compresseur

Calcul thermodynamique

L'augmentation d'enthalpie totale dans le compresseur est Donnée par:

$$\Delta H_{C2} = C_p \cdot T_{04} \left[\left(\frac{T_{04}}{T_{03}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = C_p \cdot T_{03} \cdot \left(\tau_2^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (\text{II.2.62})$$

Avec:

τ_2 : taux de compression du compresseur

On prendra le rendement polytropique η_p pour le compresseur égal à 0.90 .

- Nombre d'étages (n_2) :

$$n_2 = \frac{\Delta H_{C2}}{\mu \cdot U_2^2} \quad (\text{II.2.63})$$

Où:

- U_2 : vitesse périphérique du rotor;

$$U_2 = \frac{2 \cdot \pi \cdot R_{m2} \cdot N}{60} \quad (\text{II.2.64})$$

Où:

- R_{m2} : rayon moyen du compresseur;

- N : vitesse de rotation du compresseur;

L'augmentation d'enthalpie par étage:

$$\Delta H_{ce2} = \frac{\Delta H_{c2}}{n_2} \quad (\text{II.2.65})$$

L'augmentation de température totale par étage:

$$\Delta T_{oe2} = \frac{\Delta H_{oe2}}{C_p} \quad (\text{II.2.66})$$

■ *Triangle des vitesses*

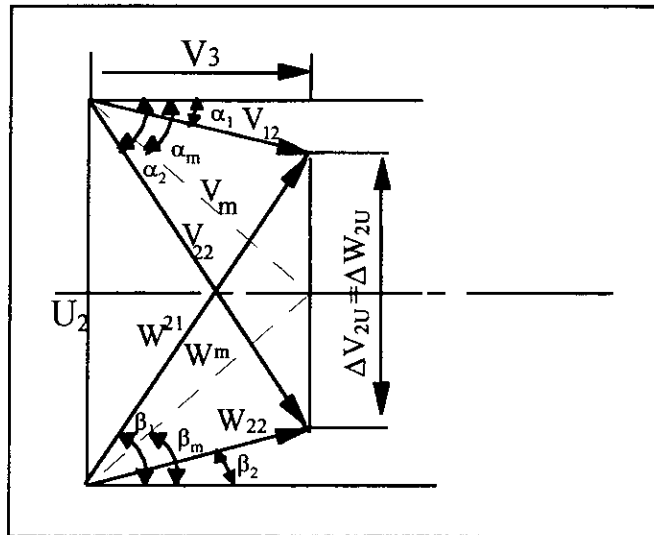


Fig (II.14) : Triangle des vitesse du compresseur

$$\Delta V_{U2} = (V_{22U} - V_{12U}) = \frac{\Delta H_{oe2}}{U_2} \quad (\text{II.2.67})$$

De la figure des triangles des vitesses, on tire:

$$V_{12U} = \frac{U_2}{2} - \frac{\Delta V_{2U}}{2} \quad \text{et} \quad V_{22U} = \Delta V_{2U} + V_{12U}$$

Donc:

$$V_{12} = \sqrt{V_{12U}^2 + V_3^2} \quad (\text{II.2.68})$$

et

$$V_{22} = \sqrt{V_{22U}^2 + V_3^2} \quad (\text{II.2.69})$$

D'après la symétrie des triangles de vitesses, on peut écrire que:

$$W_{12} = V_{22}$$

$$W_{22} = V_{12}$$

Vu la périodicité des étages, on a :

$$V_{i+1} = V_i$$

L'augmentation d'enthalpie totale est égale à l'augmentation d'enthalpie statique, même fait pour la température.

Donc :

$$\Delta H_{oe2} = \Delta H_{e2} \quad \Rightarrow \quad \Delta T_{oe2} = \Delta T_{e2} \quad (\text{II.2.70})$$

Le degrés de réaction est égale à 1/2, donc :

$$\Delta H_{rot} = \Delta H_{sta} = \frac{\Delta H_{e2}}{2}$$

D'où :

$$\Delta T_{rot2} = \Delta T_{sta2} = \frac{\Delta T_{e2}}{2} \quad (\text{II.2.71})$$

- Calcul de la grille d'entrée

$$\Delta T_{ge2} = \frac{1}{2 \cdot C_p} (V_3^2 - V_{12}^2) \quad (\text{II.2.72})$$

- Calcul de la grille de sortie

$$\Delta T_{gs2} = \frac{1}{2 \cdot C_p} (V_{22}^2 - V_3^2) \quad (\text{II.2.73})$$

Caractéristique à la sortie du compresseur

- Température statique

$$T_4 = T_3 + \Delta T_{ge2} + (n_2 - 1) \cdot \Delta T_{e2} + \Delta T_{r2} + \Delta T_{gs} \quad (\text{II.2.74})$$

- Pression totale

$$\frac{T_{04}}{T_{03}} = \left[\frac{P_{04}}{P_{03}} \right]^{\frac{k-1}{k}} \Rightarrow T_{04} = T_{03} \cdot \tau_2^{\frac{k-1}{k}} \quad (\text{II.2.75})$$

- Nombre de Mach

$$\frac{T_{04}}{T_4} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_4^2 \Rightarrow M_4 = \sqrt{\left(\frac{T_{04}}{T_4} - 1 \right) \cdot \frac{2}{\gamma-1}} \quad (\text{II.2.76})$$

- Pression statique

$$\frac{P_{04}}{P_4} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_4^2 \right] \Rightarrow P_4 = P_{04} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_4^2 \right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.2.77})$$

- Vitesse

$$V_4 = a_4 \cdot M_4 = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_4} \cdot M_4 \quad (\text{II.2.78})$$

II.3 Combustion

les caractéristique de l'air à la fin de compression sont généralement inadéquats aux conditions d'entrée de la chambre de combustion du point de vue vitesse de l'écoulement. cependant les turboréacteur sont munis d'un diffuseur, placé juste avant l'entrée de la chambre de combustion

II.3.1 Diffuseur amant chambre de combustion

a/ Introduction

Le rôle de ce diffuseur est de diminuer la vitesse de l'air sortant du compresseur avant d'entrer dans la chambre de combustion.

b/ Caractéristique à la sortie du diffuseur amant C.C:

- Nombre de Mach

Le nombre de Mach à l'entrée de la chambre de combustion ne doit pas exalter 0.15, [3] 'condition de la stabilisation de la flamme à l'intérieur du tube de combustion). On prend pour nos calcul $M_5=0.14$

- Pression totale

On définit le coefficient de récupération ou rapport de pression totale η_r [3] :

$$\eta_r = \frac{P_{05}}{P_{04}} \quad (\text{II.3.1})$$

Généralement :

$$\eta_r \in [0.94 ; 0.98] \text{ soit } \eta_r = 0.98$$

Donc :

$$P_{05} = P_{04} \cdot \eta_r \quad (\text{II.3.2})$$

- Pression statique

$$P_5 = P_{05} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_5^2 \right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.3.3})$$

- Température totale

Le diffuseur est supposé calorifugé donc, il a conservation de l'enthalpie total

$$T_{05} = T_{04}$$

- Température statique

$$T_5 = \frac{T_{05}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2} \quad (\text{II.3.4})$$

- Masse volumique

L'air est comme gaz parfait, donc on a :

$$\rho_5 = \frac{P_5}{RT_5} \quad (\text{II.3.5})$$

- Vitesse

$$V_5 = a_5 \cdot M_5 = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_5} \cdot M_5 \quad (\text{II.3.6})$$

II.2.2 Chambre de combustion

II.2.2.1 Introduction

Le rôle de la chambre de combustion est d'établir le mélange de l'air comprimé avec le combustible et par combustion de transformer son énergie chimique en énergie thermique.

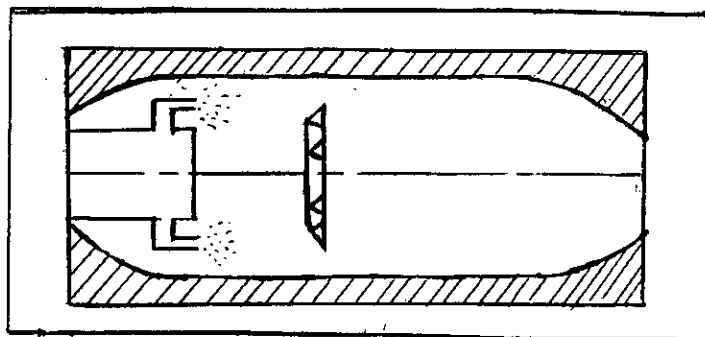


Fig (II.15) : Chambre de combustion

3. 3. 2. 2 Etude énergétique

Le comportement énergétique de la chambre de combustion est très compliqué et, pour avoir une simplification relative du problème, on fait les hypothèses suivantes :

- ◆ La combustion s'effectue à pression constante ;
- ◆ L'écoulement est unidimensionnel et en régime permanent ;
- ◆ La transformation est adiabatique.

a/ Bilan énergétique de la chambre

L'équation de l'énergie appliquée à la chambre de combustion, en supposant que la transformation est adiabatique, s'écrit :

$$\dot{m}_a H_{05} + \eta_{ch} \dot{m}_f Q_r = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) H_{06} \quad (II.3.7)$$

Où :

- \dot{m}_a : débit massique d'air ;
- \dot{m}_f : débit massique de la chambre de combustion ;
- η_{ch} : rendement de la chambre de combustion, il est généralement compris entre 0.97 et 0.99 ; [2]
- Q_r : le pouvoir calorifique pour les hydrocarbure de type C_nH_m est calculé à partir d'expression empirique telles que : [2]

$$Q_r = 36981 + 36748 \cdot \frac{H}{C} \quad kJ/kg \quad (II.3.8)$$

Avec :

$$\frac{H}{C} = \frac{1.008}{12.01} \cdot \frac{m}{n} \quad (II.3.9)$$

En divisant l'équation (II.3.7) par \dot{m}_f et en posant $(\dot{m}_f / \dot{m}_a) = f$, on obtient :

$$f \cdot \eta_{ch} \cdot Q_r = (1 + f) \cdot H_{06} - H_{05} \quad (II.3.10)$$

b/ Réaction chimique avec le G.N.L

- Formule fictive du G.N.L

La formule fictive du G.N.L est de la forme C_nH_m . Rappelons sa composition

moléculaire : [9]

$$\text{CH}_4 \dots\dots\dots 89.301\%$$

$$\text{C}_2\text{H}_6 \dots\dots\dots 8.100 \%$$

$$\text{C}_3\text{H}_8 \dots\dots\dots 2.599 \%$$

La masse du carbone dans une mole de G.N.L est :

$$M_c = 12.01. [(89.301 \times 1.10^{-2}) + (2 \times 8.100) . 10^{-2} + (3 \times 2.599) . 10^{-2}]$$

$$= 12.01 \times 1.13298$$

$$n = 1.133$$

La masse d'hydrogène :

$$M_H = 1.008 [(4 \times 89.301) . 10^{-2} + (6 \times 8.100) . 10^{-2} + (8 \times 2.599) . 10^{-2}]$$

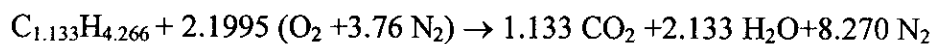
$$= 1.008 \times 4.26596$$

$$m = 4.266$$

Donc, la formule fictive du G.N.L est : $\text{C}_{1.133} \text{H}_{4.266}$.

- Combustion stœchiométrique

la réaction de combustion stœchiométrique du G.N.L avec l'air atmosphérique composé de 3.76 mole d'azote pour une mole d'oxygène s'écrit :



$$m_{\text{AIR}} = 2.1995. [(31.999 + 3.76. (28.013))] = 302.053 \text{ g}$$

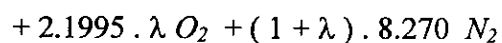
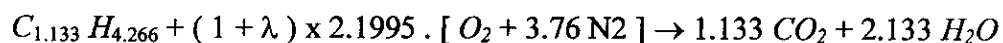
$$m_{\text{G.N.L}} = 17.90745 \text{ g}$$

D'où le rapport massique du combustible sur l'air est :

$$\left[\frac{\text{C}}{\text{A}} \right] = \frac{m_{\text{G.N.L}}}{m_{\text{AIR}}} = \frac{17.90745}{302.5333} \Rightarrow \left[\frac{\text{C}}{\text{A}} \right] = 0.0593$$

- Combustion réelle

La combustion réelle nécessite un certain excès d'air λ . Sa réaction de combustion s'écrit :



a/ La richesse

Elle est définie par le rapport :

$$\Phi = \frac{\left(\frac{C}{A}\right)_{\text{réel}}}{\left(\frac{C}{A}\right)_{\text{st}}} \quad (\text{II.3.11})$$

$$\Phi = \frac{1}{\lambda + 1} \quad (\text{II.3.12})$$

On aura :

$$f = \left(\frac{C}{A}\right)_{\text{réel}} = \frac{0.0593}{\lambda + 1} \quad (\text{II.3.13})$$

b/ Calcul de C_{p6}

$$C_{p6} = \frac{\sum n_i M_{gi} C_{pi}}{\sum n_i M_{gi}} \left[\frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right] \quad (\text{II.3.14})$$

Où :

- n_i : nombre de moles des produits de combustion ;
- C_{pi} : chaleur spécifique des gaz de combustion .[kJ/kg-K]
- M_{gi} : Masse molaire des produits de combustion ; [kg/mole]

$$C_{p6} = \frac{49.862 C_{pCO_2} + 38.427 C_{pH_2O} + 70.380 \lambda \cdot C_{pO_2} + (1 + \lambda) 231.667 \cdot C_{pN_2}}{49.862 + 38.427 + \lambda 70.380 + (1 + \lambda) 231.667} \quad (\text{II.3.15})$$

La masse molaire des gaz d'échappement :

$$M_G = \frac{\sum n_i \cdot M_{gi}}{\sum n_i} \quad (\text{II.3.16})$$

En remplaçant n_i et M_{gi} par leurs valeurs correspondants, on obtient :

$$M_G = \frac{319.956 + \lambda \cdot 302.053}{11.536 + \lambda \cdot 10.469}$$

En utilisant la relation : $f = \frac{0.0593}{\lambda + 1}$, on obtient C_{p6} de forme :

$$C_{p6} = \frac{a + b/f}{\left(B + A/f\right)} \quad (\text{II.3.17})$$

$$a = 49.862 \cdot C_{pCO_2} + 38.427 C_{pH_2O} - 70.380 C_{pO_2}$$

$$b = 4.172 \cdot C_{pO_2} + 13.737 C_{pN_2}$$

$$A = 17.909$$

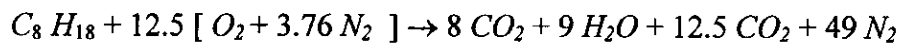
$$B = 17.911$$

En remplaçant Cp_6 dans l'équation (II.3.10) on obtient une équation du 2^{ème} degré en f à résoudre :

$$\begin{aligned} & (\eta_{ch} \cdot Qr \cdot B - T_{06} \cdot a) \cdot f^2 + (A \cdot \eta_{ch} \cdot Qr - T_{06} \cdot b - T_{06} \cdot a + B \cdot Cp \cdot T_{05}) \cdot f \\ & + (Cp \cdot T_{05} \cdot A - b \cdot T_{06}) = 0 \end{aligned} \quad (II.3.18)$$

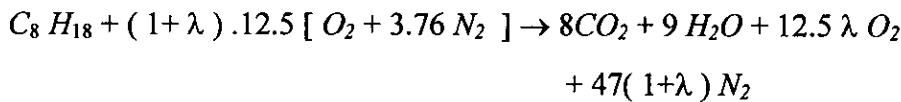
c/ Réaction chimique avec le Kérosène

- combustion stœchiométrique :



$$\left[\frac{C}{A} \right]_{St} = \frac{12.5 \cdot [31.999 + 3.76 \times 28.013]}{114.224} = 0.0665. \quad (II.3.19)$$

- combustion réelle :



$$Cp_6 = \frac{\sum n_i M_{g_i} c_{p_i}}{\sum n_i M_{g_i}} = \frac{352.072 Cp_{CO_2} + 162.126 Cp_{H_2O} + 399.987 \lambda Cp_{O_2} + 1316.611(\lambda + 1) Cp_{N_2}}{352.072 + 162.126 + 399.987 \lambda + 1316.611(\lambda + 1)} \quad (II.3.20)$$

La masse molaire des gaz de combustion est égale :

$$M_G = \frac{\sum n_i M_{g_i}}{\sum n_i} = \frac{1830.826 + 1716.599 \lambda}{64 + 59.5 \lambda} \quad (II.3.21)$$

En remplaçant $\lambda = \frac{0.0665}{f} - 1$, on aura :

$$Cp_6 = \frac{a' + b'/f}{B' + A'/f} \quad (II.3.22)$$

avec :

$$a' = 352.072 Cp_{CO_2} + 162.126 Cp_{H_2O} - 399.987 Cp_{O_2}$$

$$b' = 26.018 Cp_{O_2} + 87.554 Cp_{N_2}$$

$$A' = 114.159$$

$$B' = 114.227$$

De même en remplaçant Cp_6 dans l'expression (II.3.10), on aura à résoudre :

$$\begin{aligned} (\eta_{ch} \cdot Q_r \cdot B' - T_{06} a') f^2 + (A' \eta_{ch} \cdot Q_r - T_{06} \cdot b' - T_{06} \cdot a' + B' Cp \cdot T_{05}) f \\ + (Cp \cdot T_{05} \cdot A' - b' \cdot T_{06}) = 0 \end{aligned} \quad (II.3.23)$$

Caractéristiques de sortie de la chambre de combustion

- Température Totale : T_{06}
- Nombre de *Mach*

L'équation de continuité s'écrit :

$$m_a + m_f = m_{gc}$$

Où :

$$\begin{aligned} m_a \cdot (1+f) = m_{gc} \\ \rho_5 \cdot V_5 \cdot S_5 = \rho_6 \cdot V_6 \cdot S_6 \end{aligned} \quad (II.3.24)$$

En introduisant l'équation des gaz parfaits, on aura :

$$\frac{P_6}{P_5} = \frac{\gamma}{\gamma_6} \cdot \frac{M_5}{M_6} \cdot \sqrt{\frac{R_6 \cdot T_6}{R \cdot T_3}} \quad (II.3.25)$$

tel que R_6 est donnée par la relation : [2]

$$R_6 = \left[9283.7 + 66543 \cdot (1+f) \frac{1}{1 + \frac{H}{C}} \right] \frac{1}{1+f} \quad (II.3.26)$$

on obtient alors γ_6 :

$$\gamma_6 = \frac{Cp_6}{Cp_6 - R_6} \quad (II.3.27)$$

Sachant que :

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2$$

Alors :

$$\frac{P_6}{P_5} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_6}} \cdot \frac{M_5}{\gamma_6} \cdot \sqrt{\frac{R_6 \cdot T_{06}}{R \cdot T_{05}}} \cdot (1+f) \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_5^2}{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_6^2}} \quad (II.3.28)$$

D'autre part, le rapport $\frac{P_6}{P_5}$ est obtenue à l'aide de l'équation de mouvement.

Si on néglige les forces de frictions , on peut écrire :

$$(P_5 - P_6) \cdot S_5 = (\rho_6 \cdot S_6 \cdot V_6) \cdot V_6 - (\rho_5 \cdot S_5 \cdot V_5) \cdot V_5 \quad (\text{II.3.29})$$

D'où :

$$1 - \frac{P_6}{P_5} = \frac{\rho_6 \cdot V_6^2}{P_5} - \frac{\rho_5 \cdot V_5^2}{P_5} \Rightarrow \frac{P_6}{P_5} = \frac{1 + \gamma \cdot M_5^2}{1 + \gamma_6 \cdot M_6^2} \quad (\text{II.3.30})$$

En égalisant les expressions, on a :

$$\sqrt{\gamma_6} \cdot M_6 \cdot \frac{\sqrt{\left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_6^2\right)}}{1 + \gamma_6 \cdot M_6^2} = \sqrt{\gamma} \cdot M_5 \cdot \frac{\sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_5^2}}{1 + \gamma M_5^2} \cdot (1 + f) \cdot \sqrt{\frac{R_6 \cdot T_{t6}}{R \cdot T_{t5}}}$$

C'est l'équation qui permet de déterminer le nombre de Mach M_6 à la sortie de la chambre de combustion .

- Température statique:

$$T_6 = \frac{T_{06}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_6^2} \quad (\text{II.3.31})$$

- Pression statique:

$$P_6 = P_5 \cdot \frac{1 + \gamma \cdot M_5^2}{1 + \gamma_6 \cdot M_6^2} \quad (\text{II.3.32})$$

- Pression total

$$P_{06} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.3.33})$$

- Masse volumique:

$$\rho_6 = \frac{P_6}{R_6 \cdot T_6} \quad (\text{II.3.34})$$

- Vitesse

$$V_6 = M_6 \cdot \sqrt{\gamma_6 \cdot R_6 \cdot T_6} \quad (\text{II.3.35})$$

II.4 La détente

II.4.1 Introduction

la détente des gaz de combustion se fait par une appareil appelé turbine figure(II.16). C'est une machine motrice à écoulement de fluide compressible. Elle est destinée à entraîner le compresseur. Elle transforme l'élévation de pression de fluide en énergie cinétique, en détendant les gaz chauds à haute pression qui font tourner le rotor de la machine.

Il est souvent convenable de considérer cette détente comme adiabatique, car le fluide s'écoule à travers la machine à grande vitesse.

On note que l'étude que nous allons présenter concerne des étages périodiques.

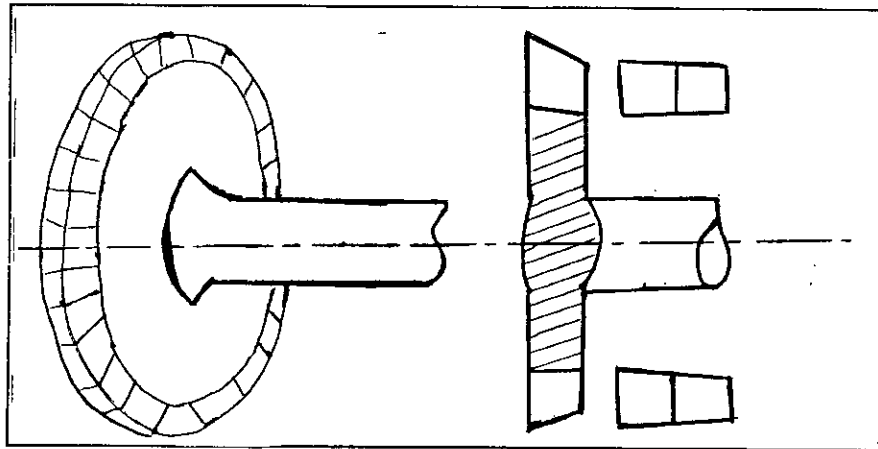
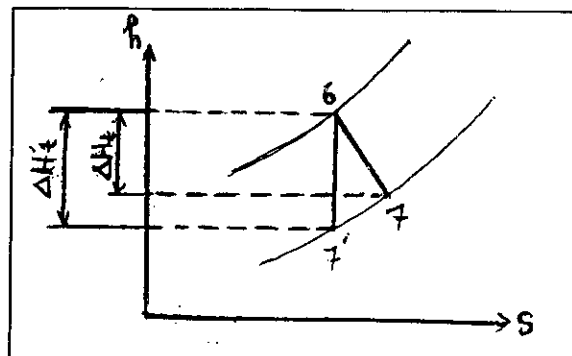


Fig (II. 16) : Turbine axial

II.4.2 Rendement d'une turbine

Tout comme le compresseur, nous considérons deux types de rendement:

- le rendement isentropique;
- le rendement polytropique.



Fig(II.17) :

a/ Rendement isentropique

Est donné par:

$$\eta_t = \frac{\Delta H_t}{\Delta H_t} = \frac{T_{06} - T_{07}}{T_{06} - T'_{07}} \quad (\text{II.4.1})$$

Ou bien:

$$T_{06} - T_{07} = \eta_t \cdot (T_{06} - T'_{07}) \quad (\text{II.4.2})$$

Le travail de la turbine est donné par:

$$W_t = Cp_6 \cdot (T_{06} - T_{07}) = Cp_6 \cdot \eta_t \cdot (T_{06} - T'_{07}) = Cp_6 \cdot \eta_t \cdot T_{06} \cdot \left(1 - \frac{T'_{07}}{T_{06}}\right) \quad (\text{II.4.3})$$

Or:

$$\frac{T'_{07}}{T_{06}} = \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6}}$$

Cela implique:

$$W_t = Cp_6 \cdot \eta_t \cdot T_{06} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6}}\right] \quad (\text{II.4.4})$$

b/ Rendement polytropique

D'une manière analogue à celle du compresseur, le rendement polytropique de la détente s'exprime par:

$$\eta_{pt} = \frac{k_t - 1}{k_t} \cdot \frac{\gamma_6}{\gamma_6 - 1} \quad (\text{II.4.5})$$

Où:

k_t : coefficient polytropique.

Le rendement isentropique est lié à celui de la polytropé par:

$$\eta_t = \frac{1 - \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\eta_{pt} \frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6}}}{1 - \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6}}} \quad (\text{II.4.6})$$

Et le travail de la détente s'exprime:

$$W_t = C_{p_6} \cdot T_{06} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6} \eta_{pt}} \right] \quad (\text{II.4.7})$$

Où:

- $\frac{P_{07}}{P_{06}}$ est le taux de détente de la turbine.

II.4.3 Calcul thermodynamique

Taux de détente totale:

$$\Delta H_{0t} = C_{p_6} \cdot \eta_t \cdot T_{06} \cdot \left[1 - (\tau_t)^{\frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6} \eta_{pt}} \right] \quad (\text{II.4.8})$$

Avec:

- η_t : rendement isentropique de la turbine;
- τ_t : taux de détente totale dans la turbine.

$$\Delta H_{0t} = C_{p_6} \cdot T_{06} \cdot \left[1 - (\tau_t)^{\frac{k_t - 1}{k_t}} \right]$$

$$\frac{k_t - 1}{k_t} = \eta_{pt} \cdot \frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6}$$

Avec:

- η_{pt} : rendement polytropique de détente égale dans la plupart des machines modernes à 0.9 .
- k_t : coefficient polytropique de détente.

On aura:

$$\tau_t = \left(1 - \frac{\Delta H_{0t}}{C_{p6} \cdot T_{06}} \right)^{\frac{k_t}{k_t-1}} \quad (\text{II.4.10})$$

Le travail fourni par la turbine est absorbé par le compresseur (et la turbo soufflante pour les moteur double flux, donc on a:

Pour un turboréacteur simple flux on a :

$$\left[\begin{array}{l} \text{dé bit massique des} \\ \text{gaz de combustion} \end{array} \right] \times \Delta H_{0t} = \left[\begin{array}{l} \text{dé bit massique} \\ \text{de l'air} \end{array} \right] \times \Delta H_{0c} \Rightarrow (1 + f) \times \Delta H_{0t} = \Delta H_{0c}$$

Donc, le taux de détente total , on négligeant f devant 1 est:

$$\tau_t = \left[1 - \frac{\Delta H_{0c}}{C_{p6} \times T_{06}} \right]^{\frac{k_t}{k_t-1}} \quad (\text{II.4.11})$$

Pour un turboréacteur double flux, on a :

$$\left(\begin{array}{l} \text{débit massique des} \\ \text{gaz de combustion} \end{array} \right) \times \Delta H_{0t} = \left(\begin{array}{l} \text{débit masse} \\ \text{primaire} \end{array} \right) \times \Delta H_{0c2} + \left(\begin{array}{l} \text{débit masse} \\ \text{totale} \end{array} \right) \times \Delta H_{0c1}$$

$$\Rightarrow (1 + f) \times \Delta H_{0t} = \Delta H_{0c2} + (1 + \alpha) \times \Delta H_{0c1}$$

Tell que α : taux délution.

Donc, le taux de détente totale est:

$$\tau_t = \left(1 - \frac{\Delta H_{0c2} + (1 + \alpha) \cdot \Delta H_{0c1}}{C_{p6} \cdot T_{06}} \right)^{\frac{k_t}{k_t-1}} \quad (\text{II.4.12})$$

■ *Nombre d'étages*

Le coefficient manométrique pour la turbine s'écrit:

$$\mu_t = \frac{\Delta H_{0t}}{n_t \cdot U_t^2} \Rightarrow n_t = \frac{\Delta H_{0t}}{\mu_t \cdot U_t^2} \quad (\text{II.4.13})$$

Généralement: [2]

$$\mu_t \leq 1.8$$

■ *Chute d'enthalpie totale par étage*

$$\Delta H_{0te} = \frac{\Delta H_{0t}}{n_t} = C_p \cdot \Delta T_{0te} \quad (\text{II.4.14})$$

■ *Triangle des vitesses*

Comme l'indique notre hypothèse, le degrés de réaction $\varepsilon = 1/2$. Les étages sont supposés périodiques.

Le triangle des vitesses d'un étage se composant d'un rotor et d'un stator représenté sur la figure (II.18) nous permet de déduire :

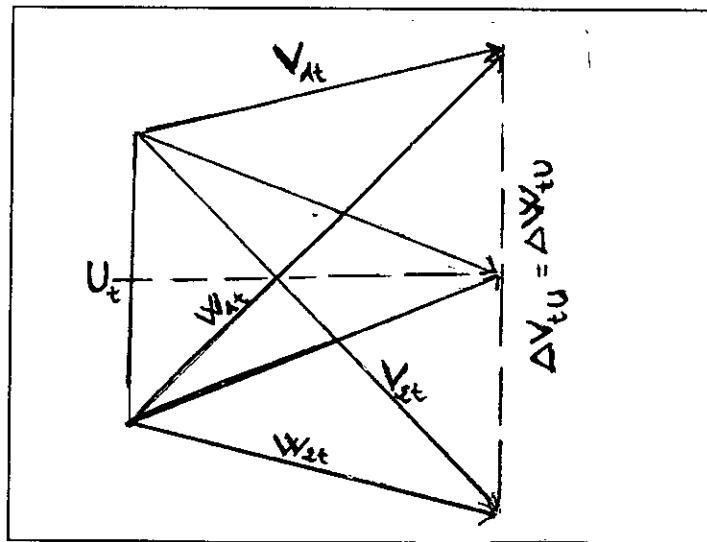


Fig (II.18)

D'après la symétrie des triangles de vitesses, on peut écrire que:

$$V_{1t} = W_{2t}$$

$$V_{2t} = W_{1t}$$

De la figure des triangles des vitesses, on tire:

$$V_{1tU} = -\frac{U_2}{2} + \frac{\Delta V_{tU}}{2}$$

$$V_{2tU} = \frac{U_2}{2} + \frac{\Delta V_{tU}}{2}$$

$$V_{1t} = \sqrt{V_{1tU}^2 + V_6^2} \quad (\text{II.4.15})$$

$$V_{2t} = \sqrt{V_{2tU}^2 + V_6^2} \quad (\text{II.4.16})$$

D'après l'équation d'Euler, on obtient:

$$\begin{aligned} \Delta H_{0te} &= U_2 \cdot (V_{2tU} - V_{1tU}) = U_2 \cdot \Delta V_{tU} \\ \Rightarrow \Delta V_{tU} &= \frac{\Delta H_{0te}}{U_2} \end{aligned}$$

Chute de la température statique dans un étage

Vu la périodicité des étages, on a: $V_{i+1} = V_i$

D'où:

$$\begin{aligned} \Delta H_{0et} &= \Delta H_{et} \\ \Rightarrow \Delta T_{0et} &= \Delta T_{et} \end{aligned}$$

Avec:

- ΔH_{0et} : enthalpie totale par étage;
- ΔH_{et} : enthalpie statique par étage.

Le degrés de réaction est égale à 1/2, donc:

$$\Delta H_{trot} = \Delta H_{ista} = \frac{\Delta H_{te}}{2} \Rightarrow Cp_6 \cdot \Delta T_{trot} = Cp_6 \cdot \Delta T_{ista} = Cp_6 \cdot \frac{\Delta T_{te}}{2}$$

D'où:

$$\Delta T_{trot} = \Delta T_{ista} = \frac{\Delta T_{te}}{2} \quad (\text{II.4.17})$$

- Variation de température statique dans la grille d'entrée

La grille d'entrée est fixe, l'équation d'énergie s'écrit:

$$H_{II} - H_6 + \frac{1}{2} \cdot (V_{II}^2 - V_6^2) = 0 \quad (\text{II.4.18})$$

D'où:

$$Cp_6 \cdot (T_{II} - T_6) = \frac{1}{2} \cdot (V_6^2 - V_{II}^2) \quad (\text{II.4.19})$$

Donc:

$$\Delta T_{get} = \frac{1}{2 \cdot Cp_6} \cdot (V_6^2 - V_{II}^2) \quad (\text{II.4.20})$$

- Variation de température statique dans la grille de sortie

La grille de sortie est fixe, l'équation d'énergie s'écrit:

$$H_7 - H_{III} + \frac{1}{2} \cdot (V_7^2 - V_{III}^2) = 0$$

$$\Rightarrow Cp \cdot (T_7 - T_{III}) = \frac{1}{2} \cdot (V_{II}^2 - V_6^2)$$

Donc:

$$\Delta T_{gst} = \frac{1}{2 \cdot Cp_6} \cdot (V_{II}^2 - V_6^2) \quad (\text{II.4.21})$$

Caractéristique à la sortie de la turbine

- *Température statique*

$$T_7 = T_6 + \Delta T_{get} - (n_t - 1) \cdot \Delta T_{et} + \Delta T_{rot} + \Delta T_{gst} \quad (\text{II.4.22})$$

- *pression totale*

$$P_{07} = P_{06} \cdot \tau_t \quad (\text{II.4.23})$$

- *Température totale*

$$\frac{T_{07}}{T_{06}} = \left[\frac{P_{07}}{P_{06}} \right]^{\frac{k_t-1}{k_t}} \Rightarrow T_{07} = T_{06} \cdot \tau_t^{\frac{k_t-1}{k_t}} \quad (\text{II.4.24})$$

■ *Nombre de Mach*

$$\frac{T_{07}}{T_7} = 1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_7^2 \Rightarrow M_7 = \sqrt{\left(\frac{T_{07}}{T_7} - 1\right)^{\frac{\gamma_6}{\gamma_6 - 1}}} \quad (\text{II.4.25})$$

■ *Pression statique*

$$\frac{P_{07}}{P_7} = \left[1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_7^2\right]^{\frac{k_t - 1}{k_t}} \Rightarrow P_7 = P_{07} \cdot \left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_7^2\right)^{\frac{k_t - 1}{k_t}} \quad (\text{II.4.26})$$

II.5 Post combustion

Les caractéristique des gaz de combustion à la sortie de la turbine doivent s'adapter aux conditions de la stabilisation de la flamme à l'intérieur du tube ou la combustion se fait, du point de vu vitesse de l'écoulement. Cependant les turboréacteur avec PC figure(II.19). sont menés d'un diffuseur amant Post combustion.

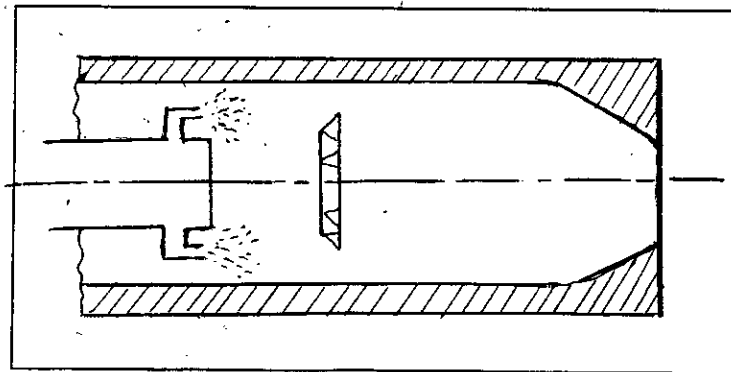


Fig (II.19) : Post combustion

II.5.1 Diffuseur avant post combustion

II.5.1.1 Introduction

Le rôle de ce diffuseur est de diminuer la vitesse des gaz d'échappement sortant de la turbine avant qu'il entre dans la post combustion.

Caractéristique des gaz à la sortie du diffuseur avant PC.

- Nombre de Mach

Le nombre de Mach à la l'entrée de la post combustion ne doit pas exalté 0.15 (conditions de stabilisation de la flamme). On prend $M_8=0.10$

- Pression totale

On définit le coefficient de récupération ou rapport de pression

$$\eta'_r = \frac{P_{08}}{P_{09}} \quad (\text{II.5.1})$$

généralement: [3]

$\eta'_r \in [0.94.0.98]$ on choisi $\eta'_r=0.96$ pour nos calculs

donc

$$P_{08} = P_{07} \eta'_r \quad (\text{II.5.2})$$

- Pression statique

$$P_8 = P_{08} \left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6} M_8^2 \right)^{\frac{-\eta'_r \gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.5.3})$$

- Température total

L'écoulement a travers le diffuseur amant PC est adiabatique alors :

$$T_{08} = T_{07}$$

- Température statique

$$T_8 = \frac{T_{08}}{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{\gamma_6} M_8^2} \quad (\text{II.5.4})$$

- Masse volumique

$$\rho_8 = \frac{P_8}{R_6 T_8} \quad (\text{II.5.5})$$

- Vitesse

$$V_8 = M_8 \sqrt{\gamma_6 R_6 T_8} \quad (\text{II.5.6})$$

II.5.2 – Etude thermodynamique de la post combustion

II.5.2.1 Introduction

La post combustion ou PC dans un turboréacteur consiste à chauffer les gaz de sortie du moteur de façon à en augmenter la vitesse d'éjection et donc d'obtenir une augmentation de la poussée sans augmentation du débit d'air.

Le canal de réchauffage se termine par une tuyère à section variable qui permet de s'adapter aux différents débits réduits résultant des différents niveaux de température de réchauffe avec un même fonctionnement du moteur de base.

II.5.2.2 Etude énergétique

Le comportement énergétique de la chambre de combustion est très compliqué et , pour avoir une simplification relative du problème , on fait les hypothèses suivantes :

- La combustion s'effectue à pression constante
- L'écoulement est unidimensionnel et en régime permanent
- La transformation est adiabatique

L'équation de l'énergie appliquée à la post combustion, en supposant que la transformation est adiabatique, s'écrit :

$$\dot{m}_{gc} \cdot H_{08} + \eta_{po} \cdot \dot{m}_{po} \cdot Q_r = (\dot{m}_{gc} + \dot{m}_{po}) \cdot H_{09} \quad (\text{II.5.7})$$

où :

\dot{m}_{gc} : débit de masse des gaz d'échappement

\dot{m}_{po} : débit de masse du carburant dans la post combustion

η_{po} : rendement de la post combustion, il est généralement compris entre 0.97 et 0.99 : [2]

Q_r : pouvoir calorifique inférieur du combustible en (kJ/kg)

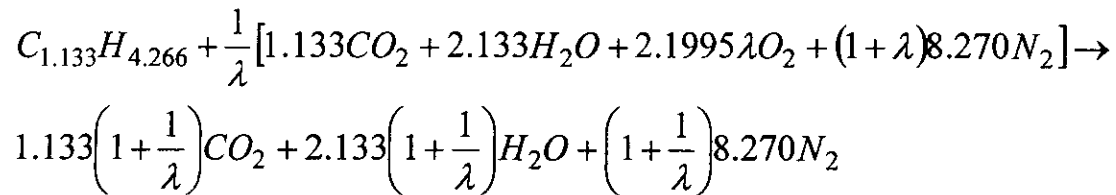
En divisant l'équation par \dot{m}_{fp} en posant $(\dot{m}_{fp} / \dot{m}_g) = f_p$, on aura

$$f_p \cdot \eta_{po} Q_r = (1 + f_p) H_{09} - H_{08} \quad (\text{II.5.8})$$

a/ Réaction chimique avec GNL

- Combustion stœchiométrique

la réaction stœchiométrique du GNL avec les gaz d'échappement s'écrit :



pour une mole de GNL la masse des gaz d'échappement nécessaires relative à la combustion stœchiométrique est :

d'où :

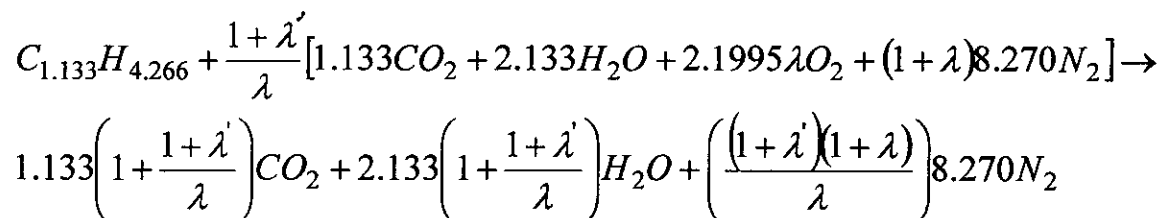
$$\left[\frac{c}{g} \right]_{stoe} = \frac{m_{GNL}}{m_{gaz}}$$

$$m_{gaz} = \left[\frac{1.133}{\lambda} 44.009 + \frac{2.133}{\lambda} 18.0155 + 2.1995 \times 31.999 + \frac{1 + \lambda}{\lambda} 8.270 \times 28.013 \right] g$$

$$m_{GNL} = 17.90745g$$

- combustion réelle

La combustion réelle nécessite un certain excès de gaz d'échappement λ' , ça réaction de combustion s'écrit



b/ la richesse

elle est définie par le rapport :

$$\phi = \frac{\left[\frac{c}{g} \right]_{réel}}{\left[\frac{c}{g} \right]_{stoe}} \quad (\text{II.5.9})$$

$$\phi = \frac{1}{\lambda + 1} \quad (\text{II.5.10})$$

on aura :

$$f_p = \left[\frac{c}{g} \right]_{réel} = \frac{1}{\lambda + 1} \left[\frac{c}{g} \right]_{stoe} \quad (\text{II.5.11})$$

- calcul de C_{pg}

$$C_{pg} = \frac{\sum n_i M_{gi} C_{pi}}{\sum n_i M_{gi}} \quad [\text{kJ/kg.k}] \quad (\text{II.5.12})$$

n_i : nombre de mole des produit de combustion

C_{pi} : chaleur spécifique des gaz de combustion

M_{gi} : masse molaire des produit des gaz d'échappement

En utilisant la relation :

$$f_p = \frac{1}{(\lambda' + 1)} \left[\frac{c}{g} \right]_{stoe}$$

l'équation (II.5.) sera de la forme:

$$C_{pg} = \frac{a + b/f_p}{B + A/f_p} \quad (\text{II.5.13})$$

Avec :

$$a = 49.862.Cp_{CO_2} + 38.427.Cp_{H_2O} - 70.380.Cp_{O_2}$$

$$b = \frac{\left[\frac{c}{g} \right]_{st}}{\lambda} [49.862 C_{p_{CO_2}} + 38.427 C_{p_{H_2O}} + 70.380 C_{p_{O_2}} + (1 + \lambda) 231.667 C_{p_{N_2}}]$$

$$A = 17.909$$

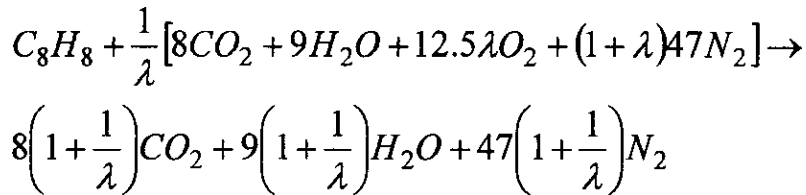
$$B = \frac{\left[\frac{c}{g} \right]_{st}}{\lambda} [88.289 + 70.380 \cdot \lambda + (1 + \lambda) 231.667]$$

En remplaçant C_p dans l'équation (II.5.8) on est conduit à résoudre une équation du 2^{ème} degré en f_p :

$$(\eta_{po} \cdot Q_r \cdot B - T_{09} a) f_p^2 + (A \eta_{po} Q_r - T_{09} b - T_{09} a + B C_{p_6} T_{08}) + (C_{p_6} T_{08} A - b T_{09}) = 0$$

b/ réaction chimique avec le kérosène

combustion stœchiométrique :



pour une mole de kérosène, la masse nécessaire à la réaction stœchiométrique est

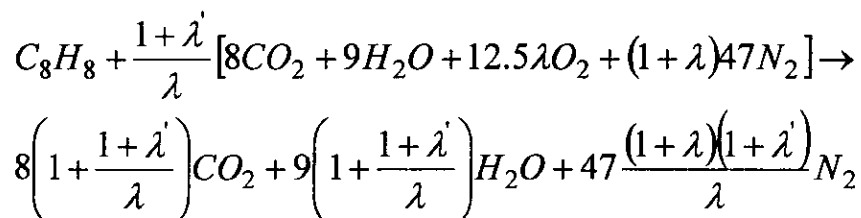
$$m_{gaz} = \left[\frac{8}{\lambda} 44.009 + \frac{9}{\lambda} 18.0155 + 12.5 \times 31.999 + \frac{1 + \lambda}{\lambda} 47 \right] \cdot g$$

$$m_{kérosène} = 114.224 g$$

D'où :

$$\left[\frac{C}{g} \right] = \frac{m_{ker}}{m_{gaz}}$$

b/ combustion réelle :



Calcul de Cp_9 :

De la même façon on obtient:

$$Cp'_9 = \frac{a' + b'/f_p}{B' + A'/f_p} \quad (\text{II.5.14})$$

$$a' = 352.072.Cp_{CO_2} + 162.139.Cp_{H_2O} - 339.987.Cp_{O_2}$$

$$b' = \frac{\left[\frac{c}{g} \right]_{st}}{\lambda} [352.072.Cp_{CO_2} + 162.139.Cp_{H_2O} + 399.987.\lambda.Cp_{O_2} + (1 + \lambda).1316.611.Cp_{N_2}]$$

$$A' = 114.224$$

$$B' = \frac{\left[\frac{c}{g} \right]_{st}}{\lambda} [514.211 + 399.987.\lambda + (1 + \lambda)131.611]$$

On aura l'équation suivante :

$$(\eta_{po}.Qr.B' - T_{09}a').f_p^2 + (A'\eta_{po}.Qr - T_{09}b' - T_{09}a' + B'.Cp_6.T_{08})f_p + (Cp_6.T_{08}A' - b'.T_{09}) = 0$$

Caractéristiques de sortie de la post combustion

- Temperature total : T_{09}
- Nombre de *Mach*

L'équation de continuité s'écrit :

$$m_{gc} + m_{po} = m_{gt} \quad (\text{II.5.15})$$

tel que :

m_{gt} : débit de masse total à la sortie de la post combustion

Où :

$$m_{gc} \cdot (1 + f_p) = m_{gt} \quad (\text{II.5.16})$$

$$\rho_8 \cdot V_8 \cdot S_8 = \rho_9 \cdot V_9 \cdot S_9 \quad (\text{II.5.17})$$

En introduisant L'équation des gaz parfaits, on aura :

$$\frac{P_9}{P_8} = \sqrt{\frac{\gamma_6}{\gamma_9} \cdot \frac{M_8}{M_6} \cdot \frac{R_9.T_9}{R_6.T_8}} \quad (\text{II.5.18})$$

R_9 est donné par la relation suivante; [2]

$$R_9 = \left[9283.7 + \frac{66543}{1 + \frac{H}{C}} (1 + f_t) \right] \frac{1}{1 + f_t} \quad (\text{II.5.19})$$

tell que:

$$f_t = f_p(1 + f) + 1 \quad (\text{II.5.20})$$

par consequent:

$$\gamma_9 = \frac{Cp_9}{Cp_9 - R_9} \quad (\text{II.5.21})$$

Sachant que :

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \quad (\text{II.5.22})$$

Alors :

$$\frac{P_9}{P_8} = \sqrt{\frac{\gamma_6}{\gamma_9}} \cdot \frac{M_8}{\gamma_9} \cdot \sqrt{\frac{R_9 \cdot T_{09}}{R \cdot T_{09}}} \cdot (1 + f_p) \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_8^2}{1 + \frac{\gamma_9 - 1}{2} \cdot M_9^2}} \quad (\text{II.5.23})$$

D'autre part, le rapport $\frac{P_9}{P_8}$ est obtenue à l'aide de l'équation de mouvement.

Si on néglige les forces de frictions , on peut écrit:

$$(P_8 - P_9) \cdot S_8 = (\rho_9 \cdot S_9 \cdot V_9) \cdot V_9 - (\rho_8 \cdot S_8 \cdot V_8) \cdot V_8 \quad (\text{II.5.24})$$

D'où :

$$1 - \frac{P_9}{P_8} = \frac{\rho_9 \cdot V_9^2}{P_8} - \frac{\rho_8 \cdot V_8^2}{P_9} \Rightarrow \frac{P_9}{P_8} = \frac{1 + \gamma_6 \cdot M_8^2}{1 + \gamma_9 \cdot M_9^2} \quad (\text{II.5.25})$$

En égalisant les expressions, on a :

$$\sqrt{\gamma_9} \cdot M_9 \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma_9 - 1}{2} \cdot M_9^2}{1 + \gamma_9 \cdot M_9^2}} = \sqrt{\gamma_6} \cdot M_8 \cdot \sqrt{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} \cdot M_8^2} \cdot \frac{1}{1 + \gamma_6 M_8^2} \cdot (1 + f_p) \cdot \sqrt{\frac{R_9 \cdot T_{09}}{R_6 \cdot T_{08}}}$$

C'est l'équation qui permet de déterminer le nombre de Mach M_9 à la sortie de la chambre de combustion .

- Température statique:

$$T_9 = \frac{T_{09}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2_9} \quad (\text{II.5.26})$$

- Pression statique:

$$P_9 = P_8 \cdot \frac{1 + \gamma_6 \cdot M_8^2}{1 + \gamma_9 \cdot M^2_9} \quad (\text{II.5.27})$$

- Masse volumique:

$$\rho_9 = \frac{P_9}{R_9 \cdot T_9} \quad (\text{II.5.28})$$

- Vitesse

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma_9 R_9 T_9} \quad (\text{II.5.29})$$

II.6 Détente dans la tuyère d'éjection

II.6.1 Introduction

La tuyère d'éjection a pour rôle d'accélérer les gaz de combustion jusqu'à ce que la pression statique dans le jet soit égale à la pression atmosphérique externe.

Les tuyères utilisées de nos jours dans les moteurs à réaction sont , soit de type convergent, soit de type convergent - divergent. Les formes générales de ces types sont illustrées dans la Fig. (II.20)

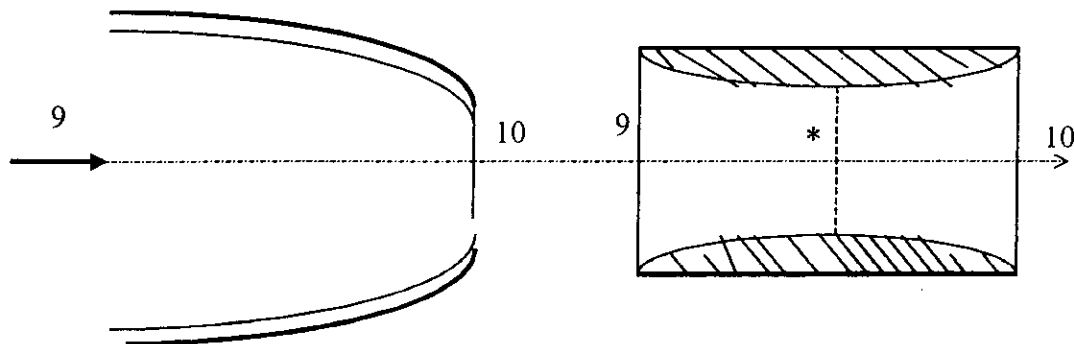


Fig.(II.20) : a) Tuyère convergente

b) Tuyère convergente divergente

Le paramètre régissant le fonctionnement des tuyères est le rapport de la pression des gaz de combustion à l'entrée de la tuyère à la pression dans le plan de sortie.

Pour de petits rapports de pression, on utilise la tuyère convergente, et dans ce cas, la vitesse de sortie ne peut dépasser la vitesse du son. Ce type de tuyères est utilisé dans les moteurs à réaction qui fonctionnent principalement à des vitesses subsoniques et, donc, qui ont un rapport de pression relativement petit.

Pour des rapports de pression supérieurs à 2, il devient nécessaire pour obtenir une plus grande poussée, de remplacer la tuyère convergente par une tuyère convergente-divergente présentant un col où la vitesse du flux gazeux est sonique. Cependant, la tuyère de Laval qui est utilisée dans la majorité des moteurs à grand nombre de Mach.

II.6.1 Etude énergétique

Le rendement adiabatique d'une tuyère est défini par [8], comprise entre 0.95 et 0.98.

$$\eta_{tuy} = \frac{\frac{V_{10}^2}{2}}{\frac{V_{10}^2}{2}} = \frac{H_{09} - H_{10}}{H_{09} - H'_{10}} \quad (\text{II.6.1})$$

II.6.1.1 Caractéristique d'entrée dans la tuyère

a/ pour les turboréacteurs Monocorps-monoflux sec et double flux séparés les caractéristiques d'entrée sont celles de la sortie de la turbine.

b/ pour le turboréacteur Monocorps-monoflux avec post de combustion les caractéristiques d'entrée sont celles de la sortie de la post de combustion.

c/ pour le turboréacteur double flux mélangés les caractéristiques d'entrée sont celles du flux primaire à la sortie de la turbine et du flux secondaire à la sortie de la turbo soufflante ceci nous conduit à calculer les caractéristiques du mélange pour simplifier les calculs.

Sur la base des hypothèses citées ci-dessus un bilan énergétique de la tuyère établi:

- La transformation s'effectue à pression statique constante.
- La transformation est adiabatique.
- La transformation nous donne un seul gaz parfait.

- Les chaleurs spécifique C_{p_i} est constante lors du refroidissement des gaz d'échappement à la sortie de la turbine et lors de l'échauffement de l'air accéléré par la turbo soufflante.

Equation d'énergie:

$$(m_s + m_p + m_c)H_{0m} = m_s H_{0f} + (m_p + m_c)H_{07}$$

avec

m_s = débit secondaire.

m_p = débit primaire à l'entrée du moteur.

m_c = débit de carburant.

H_{0m} = enthalpie totale du mélange.

H_{0f} = enthalpie totale accéléré par la turbo soufflante.

H_{07} = enthalpie totale à la sortie de la turbine

En divisant l'équation précédente sur le débit primaire on obtient:

$$(1 + \alpha + f) C_{p_m} T_{om} = \alpha C_p T_{of} + (1+f) \cdot C_{p_6} T_{07} \quad (\text{II.6.2})$$

Calcul de C_{p_m}

$$C_{p_m} = \frac{\sum n_i M_i C_{p_i}}{\sum n_i M_i} \quad (\text{II.6.3})$$

tel que:

M_i : la masse molaire des éléments de mélange

n_i : nombre de mole de chaque composants

$(n_i M_i)$ représente la concentration de masse de chaque élément donc on peut écrire C_{p_m} d'une autre façon:

$$C_{p_m} = \frac{m_s C_p + m_p (1+f) C_{p_6}}{m_s + m_p (1+f)} \quad (\text{II.6.4})$$

on obtient après simplification

$$C_{p_m} = \frac{\alpha C_p + (1+f) C_{p_6}}{(1+\alpha+f)} \quad (\text{II.6.5})$$

donc la température total du mélange s'écrit :

$$T_{om} = \frac{\alpha C_p T_{of} + (1+f) C_{p_6} T_{07}}{(1+\alpha+f) C_{p_m}} \quad (\text{II.6.6})$$

de la même façon en calcul R_m (constante des gaz)

$$R_m = \frac{\alpha R + (1 + f) C_p R_6}{1 + \alpha + f} \quad (\text{II.6.7})$$

- Température statique

L'équation de continuité nous permet d'écrire :

$$\rho_f \cdot V_f \cdot A_f + \rho_7 \cdot V_7 \cdot A_7 = \rho_m \cdot V_m \cdot A_m \quad (\text{II.6.8})$$

avec

A_f = section de la fan arrière.

A_7 = section de turbine.

$A_m = A_f + A_7$ = section de la tuyère.

De la loi des gaz parfait $p = \rho RT$, l'équation (3.7.2) s'écrit :

$$\frac{P_f}{RT_f} \cdot V_f \cdot \frac{A_f}{A_m} + \frac{P_7}{R_6 T_7} \cdot V_7 \cdot \frac{A_7}{A_m} = \frac{P_m}{R_m T_m} \cdot V_m \quad (\text{II.6.9})$$

D'après l'hypothèse (la transformation s'effectue à pression statique constante) on a :

$$P_f = P_7 = P_m$$

Or:

$$V_m = M_m \sqrt{\gamma_m R_m T_m} \quad (\text{II.6.10})$$

et:

$$M_m = \sqrt{\left(\frac{T_{0m}}{T_m} - 1 \right) \frac{2}{\gamma_m - 1}} \quad (\text{II.6.11})$$

En remplaçant (II.6.10) et (II.6.11) dans l'équation (II.6.9), on est conduit à résoudre une équation du 2^{ème} degré en T_m :

$$\left(\frac{V_f \cdot A_f}{R T_f \cdot A_m} + \frac{V_7 \cdot A_7}{R_6 T_7 A_m} \right) T_m^2 + \frac{2\gamma_m}{R_m(\gamma_m - 1)} T_m - \frac{2\gamma_m}{R_m(\gamma_m - 1)} T_{0m} = 0 \quad (\text{II.3.12})$$

- Nombre de Mach

$$M_m = \sqrt{\left(\frac{T_{0m}}{T_m} - 1\right) \frac{2}{(\gamma_m - 1)}} \quad (\text{II.3.13})$$

- Pression totale :

$$\rho_{0m} = \rho_m \left(1 + \frac{\gamma_m - 1}{2} M_m^2\right)^{\frac{\gamma_m}{\gamma_m - 1}} \quad (\text{II.6.14})$$

- Masse volumique :

$$\rho_m = \frac{P_m}{R_m T_m} \quad (\text{II.6.15})$$

- Vitesse:

$$V_m = M_m \sqrt{\gamma_m R_m T_m} \quad (\text{II.6.16})$$

II.6.2.2 Caractéristique de la sortie de la tuyère

- Pression statique:

D'après la première hypothèse on a:

$$P_{10} = P_a \quad (\text{pour un moteur double flux séparés})$$

- Température totale:

Le processus de la détente est considéré adiabatique, ($H_{09} = H_{010}$) et si on considère que le rapport des chaleurs spécifique γ est constant le long de toute la détente et $R_9 = R_{10}$, on a:

$$T_{09} = T_{010} \quad (\text{II.6.17})$$

- vitesse

On a:

$$H_{09} = H_{010} = H_{10} + \frac{V_{10}^2}{2} \quad (\text{II.6.18})$$

la vitesse de sortie est donc:

$$V_{10} = \sqrt{2(H_{09} - H'_{10})\eta_{tuy}} \quad (\text{II.6.19})$$

alors:

$$V_{10} = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} (T_{09} - T'_{10})\eta_{tuy}} \quad (\text{II.6.20})$$

avec

$$\frac{T'_{10}}{T_{09}} = \left(\frac{P_{10}}{P_{09}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.6.21})$$

En combinant les équations (II.6.20),(II.6.21) on obtient:

$$V_{10} = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T_{09} \eta_{tuy} \left[1 - \left(\frac{P_{10}}{P_{09}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (\text{II.6.22})$$

- nombre de Mach

on les deux équation suivantes:

$$V_{10} = M_{10} \sqrt{\gamma R T_{10}} \quad (\text{II.6.23})$$

$$T_{10} = \frac{T_{010}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{10}^2} \quad (\text{II.6.24})$$

la combinaison de trois équations (II.6.22), (II.6.23) et (II.6.24) nous donne la relation suivante:

$$M_{10} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(1 - \eta_{tuy} \left[1 - \left(\frac{P_{10}}{P_{09}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right)^{\frac{-1}{2}}} \quad (\text{II.6.25})$$

- Pression totale

:

$$P_{010} = P_{10} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{10}^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.2.24})$$

- Température statique:

$$T_{10} = \frac{T_{010}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{10}^2} \quad (\text{II.2.25})$$

- Masse volumique:

De la loi des gaz parfaits on a:

$$\rho_{10} = \frac{P_{10}}{RT_{10}} \quad (\text{II.2.26})$$

Chapitre III
calcul des
performances
des
turboréacteurs

Chapitre III : Calcul des performances des turboréacteurs

Dans ce chapitre, nous allons calculer les performances des turboréacteurs suivants au régime de croisière pour une altitude de vol $Z(m)$.

- Monocorps-monoflux secs
- Monocorps-monoflux avec pc
- Double flux séparés
- Double flux mélangés

Les caractéristiques de l'air seront calculées en utilisant les formules suivantes [8]:

Pour

$$0 < Z < 11000 \text{ m}$$

$$T = -0.0065 \cdot Z + 288.150 \text{ °K} \quad (\text{III.1})$$

$$P = 101325 \cdot (1 - 22.5576934 \cdot 10^{-6} \cdot Z)^{5.2558774} \quad (\text{III.2})$$

Pour

$$11000 < Z < 20000 \text{ m}$$

$$T = 216.65 \text{ °K} \quad (\text{III.3})$$

$$P = 22632 \cdot \exp[-157.6884460 \cdot 10^{-6} \cdot (Z - 11000)] \quad (\text{III.4})$$

Pour

$$20000 < Z < 32000 \text{ m}$$

$$T = 0.001 \cdot Z + 216.65 \text{ °K} \quad (\text{III.5})$$

$$P = 5474.9 \cdot [1 - 4.6157398 \cdot 10^{-6} \cdot (Z - 20000)] \quad (\text{III.6})$$

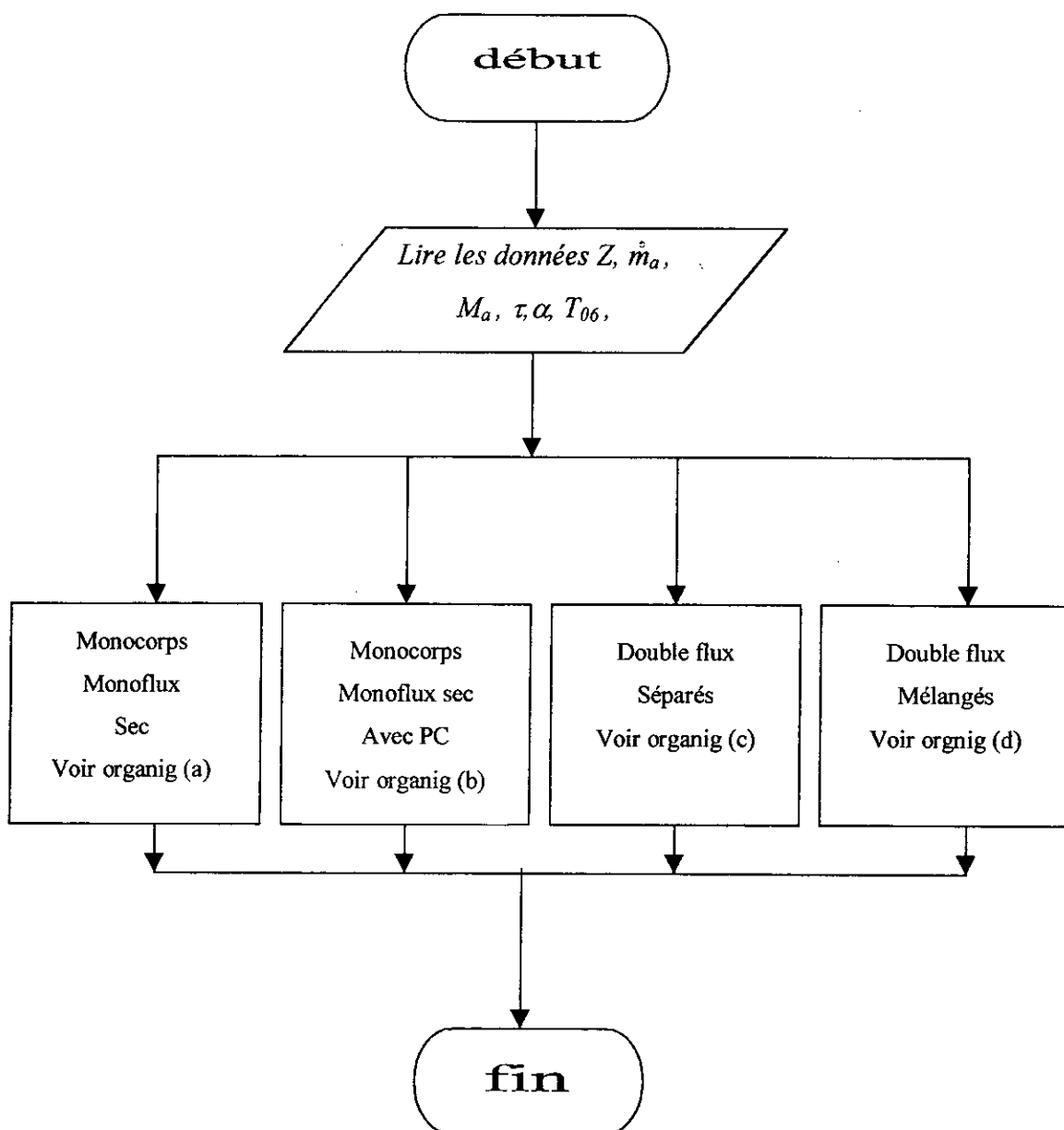
Pour

$$32000 < Z < 47000 \text{ m}$$

$$T = 0.0028 \cdot Z + 139.05 \text{ °K} \quad (\text{III.7})$$

$$P = 868.014 \cdot [1 + 12.2457904 \cdot 10^{-6} \cdot (Z - 32000)]^{-12.2011445} \quad (\text{III.8})$$

Organigramme de calcul



III.1 Monocorps monoflux sec

III.1.1 Poussée

La poussée d'un turboréacteur monoflux sec est égale à celle fourni par les gaz d'échappement.

L'expression générale de la poussée est donnée par

$$F_I = \dot{m}_a (V_{I0} (1+f) - V_a) + S_{I0} (P_{I0} - P_a) \quad [N] \quad (\text{III.9})$$

sachant que :

$$P_{I0} = P_a$$

donc on aura :

$$F_I = \dot{m}_a (V_{I0} (1+f) - V_a) \quad (\text{III.10})$$

III.1.2 Consommation spécifique

L'expression de la consommation spécifique est donnée par :

$$C_s = \frac{36000 \cdot V_a}{\eta_g \cdot Q_r} \quad [\text{kg/daN-h}] \quad (\text{III.11})$$

tel que :

Q_r : pouvoir calorifique du combustible

η_g : rendement global du turboréacteur défini comme le rapport de la puissance propulsive à la puissance calorifique.

La puissance propulsive et la puissance calorifique sont données par les relations suivantes respectivement :

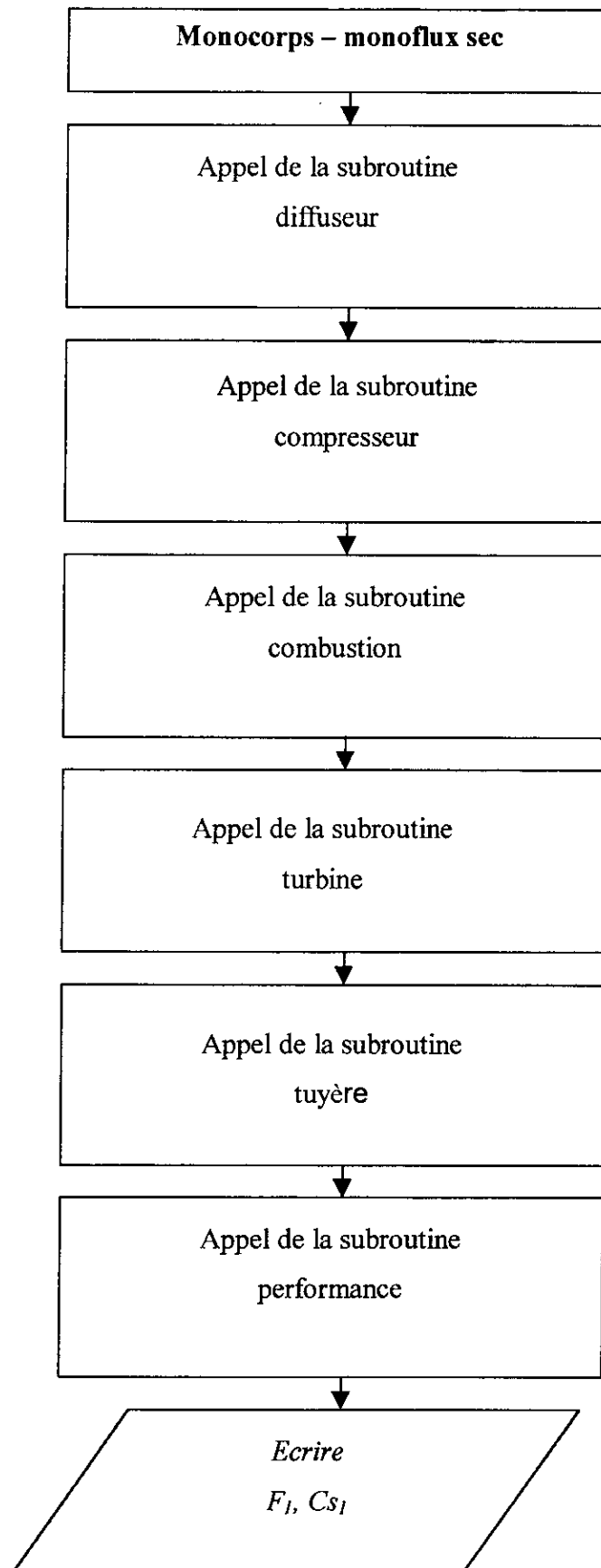
$$P_p = F_I V_a \quad (\text{III.12})$$

$$P_c = \dot{m}_a \cdot f \cdot Q_r \quad (\text{III.13})$$

En combinant les trois équations (III.11), (III.12), (III.13) on obtient :

$$C_{s1} = \frac{36000 \cdot \dot{m}_a \cdot f}{F_I} \quad (\text{III.14})$$

III.1.3 Organigramme de calcul (a)



III.2 Monocorps – monoflux avec PC :

III.2.1 Poussée :

La poussée est comme celle d'un turboréacteur monocorps–monoflux sec. Ce qui diffère c'est le rapport total du combustible sur le débit d'air (f_t). l'expression de la poussée est donnée par :

$$F_2 = \dot{m}_a [V_{10}(1+f_t) - V_a] \quad (\text{III.15})$$

Tel que :

f_t = la somme du débit du combustible dans la chambre de combustion et le poste de combustion.

L'expression du rapport total est donnée par la relation :

$$f_t = f + (1+f)f_p \quad (\text{III.16})$$

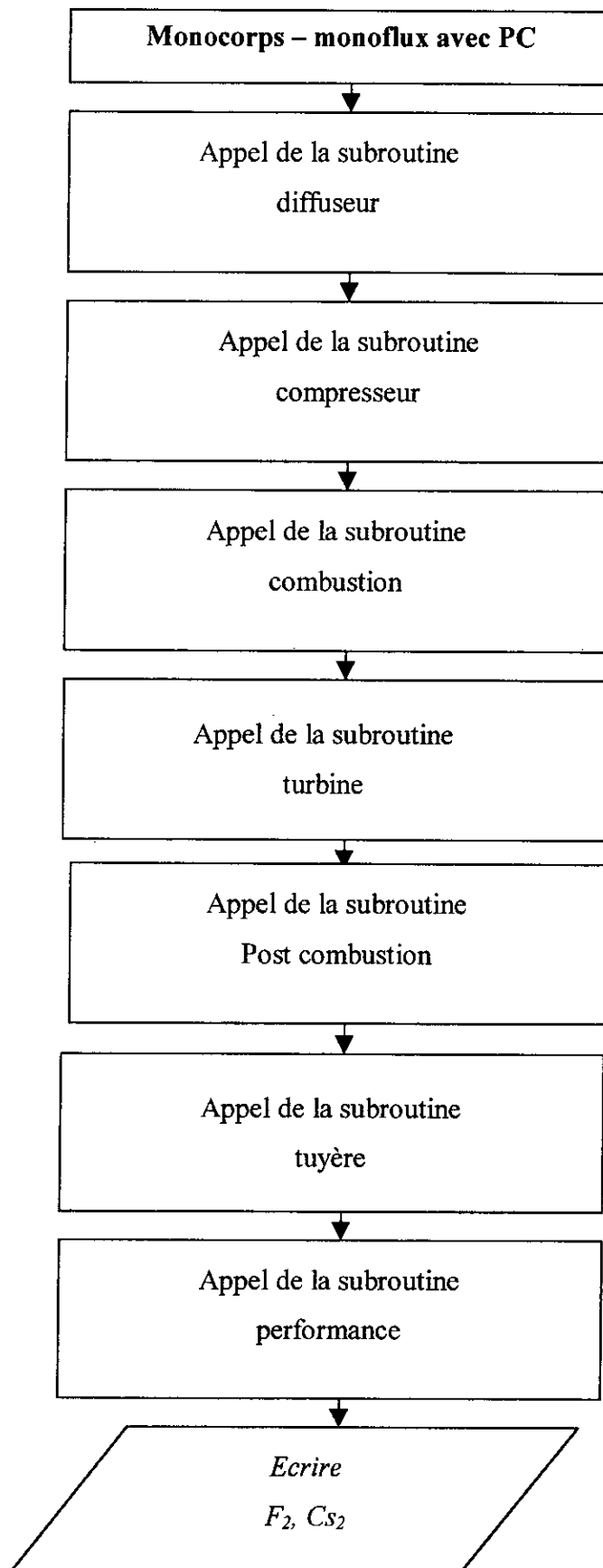
Donc on aura :

$$F_2 = \dot{m}_a [V_{10}(1+f + (1+f)f_p) - V_a] \quad (\text{III.17})$$

III.2.2 – consommation spécifique

L'expression de la consommation spécifique est donnée par :

$$C_{S_2} = \frac{36000 \cdot \dot{m}_a f_t}{F_2} \quad (\text{III.19})$$

III.2.3 Organigramme de calcul (b)

III.3.3 Monocorps double flux séparés

III.3.1 Poussée

La poussée d'un turboréacteur a double flux est la somme des deux poussées celle qui fournie par la soufflante et celle qui est fournis par les produits des gaz de la combustion.

$$F_3 = F_{sou} + F_{tuy} \quad (\text{III.19})$$

Ou :

F_{sou} : poussée fournie par la soufflante

F_{tuy} : poussée fournie par les gaz de combustion

L'expression des poussées $F_1 + F_2$ sont donnes respectivement par :

$$F_{sou} = \dot{m}_s \cdot (V_f - V_a) \quad (\text{III.20})$$

$$F_{tuy} = \dot{m}_p \cdot [V_{10} \cdot (1+f) - V_a] \quad (\text{III.21})$$

Tel que :

m_s : débit d'air secondaire.

m_p : débit d'air primaire.

On aura :

Le rapport $\dot{m}_s / \dot{m}_p = \alpha$ (α :taux de dilution du réacteur)

L'expression finale de la poussée donnée par :

$$F_3 = \dot{m}_p \cdot [V_{10} \cdot (1+f) + \alpha \cdot V_f - (\alpha+1) \cdot V_a] \quad (\text{III.22})$$

III.3.2 Consommation spécifique

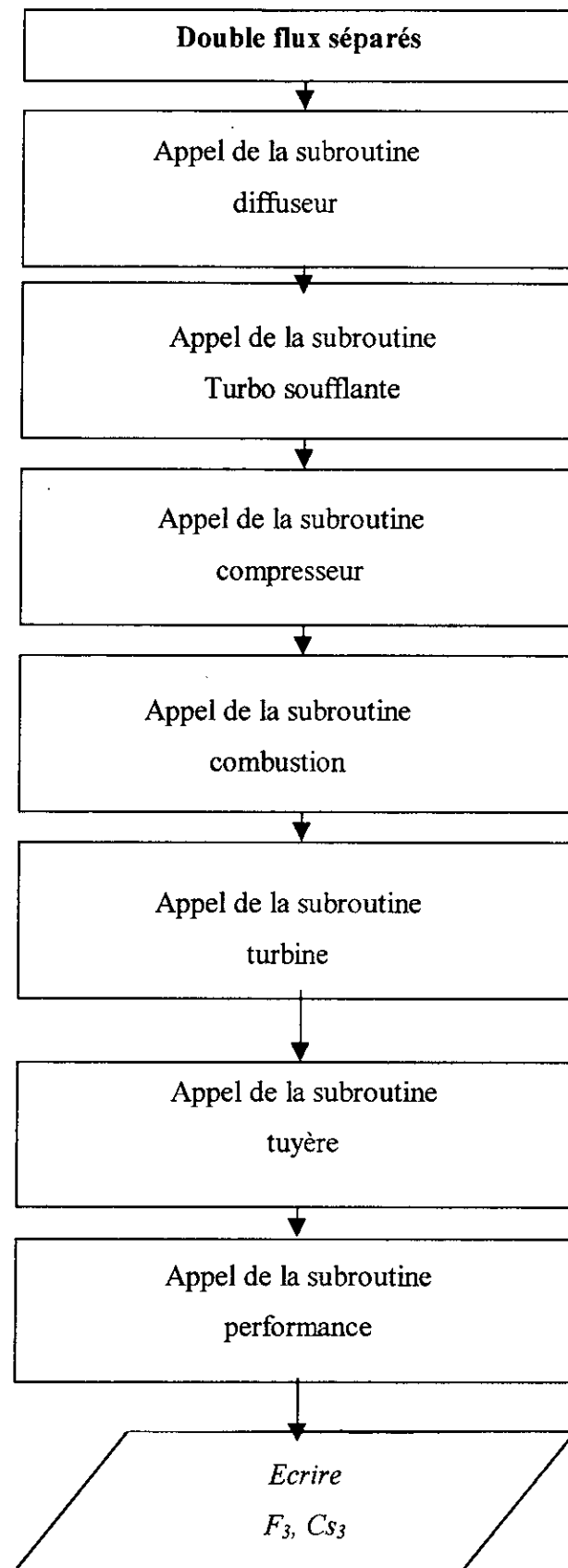
L'expression de la consommation spécifique est :

$$C_s = \frac{36000 \cdot \dot{m}_a \cdot V_a}{\eta_g \cdot Q_r} \quad (\text{III.23})$$

le débit du fuel dans le moteur double flux (m_f), est le débit primaire de l'air multiplié par le rapport (f), ceci nous permis a donné la relation de la consommation spécifique :

$$C_{s_3} = \frac{36000 \dot{m}_p f}{F_3} \quad (\text{III.24})$$

III.3.3 Organigramme de calcul (c)



III.4 Double flux mélangés

III.4.1 Poussée

la poussée d'un turboréacteur double flux mélangés est égale a celle qui est fournie du mélange air, gaz de combustion. Elle se diffère de la poussée d'un turboréacteur double flux séparés dans sa relation générale.

L'expression de la poussée du flux mélangés est donnée par :

$$F_4 = [\dot{m}_p(1+f) + \dot{m}_s] V_{10} - (\dot{m}_p + \dot{m}_s) V_a \quad (\text{III.25})$$

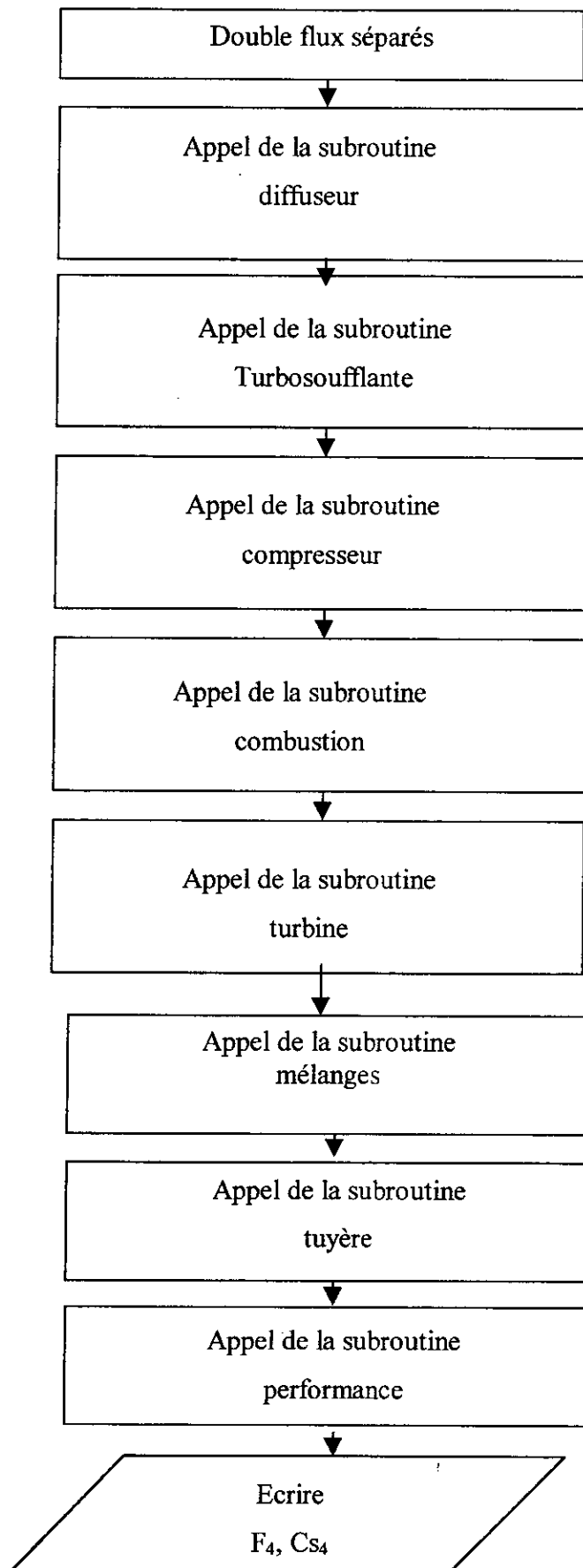
En divisant la relation (III.25) par le flux primaire (\dot{m}_p), on obtient :

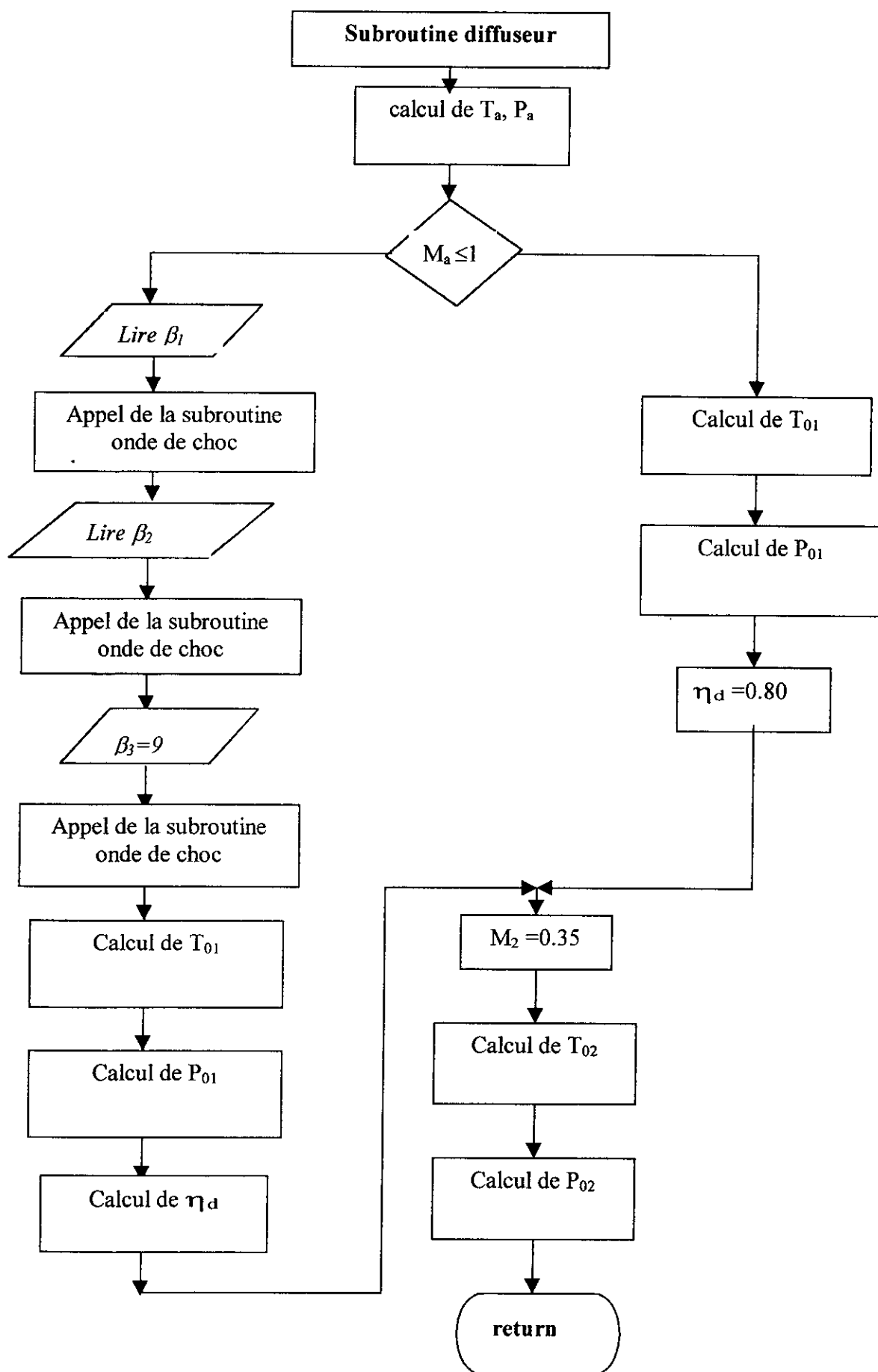
$$F_4 = \dot{m}_p [(1 + \alpha + f) \cdot V_{10} - (\alpha + 1) \cdot V_a] \quad (\text{III.26})$$

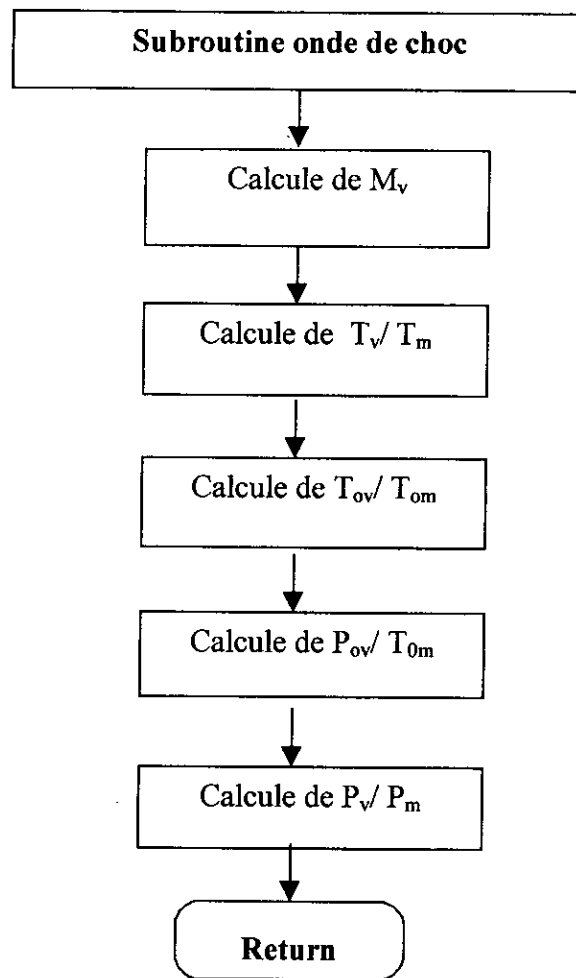
III.4.2 Consommation spécifique :

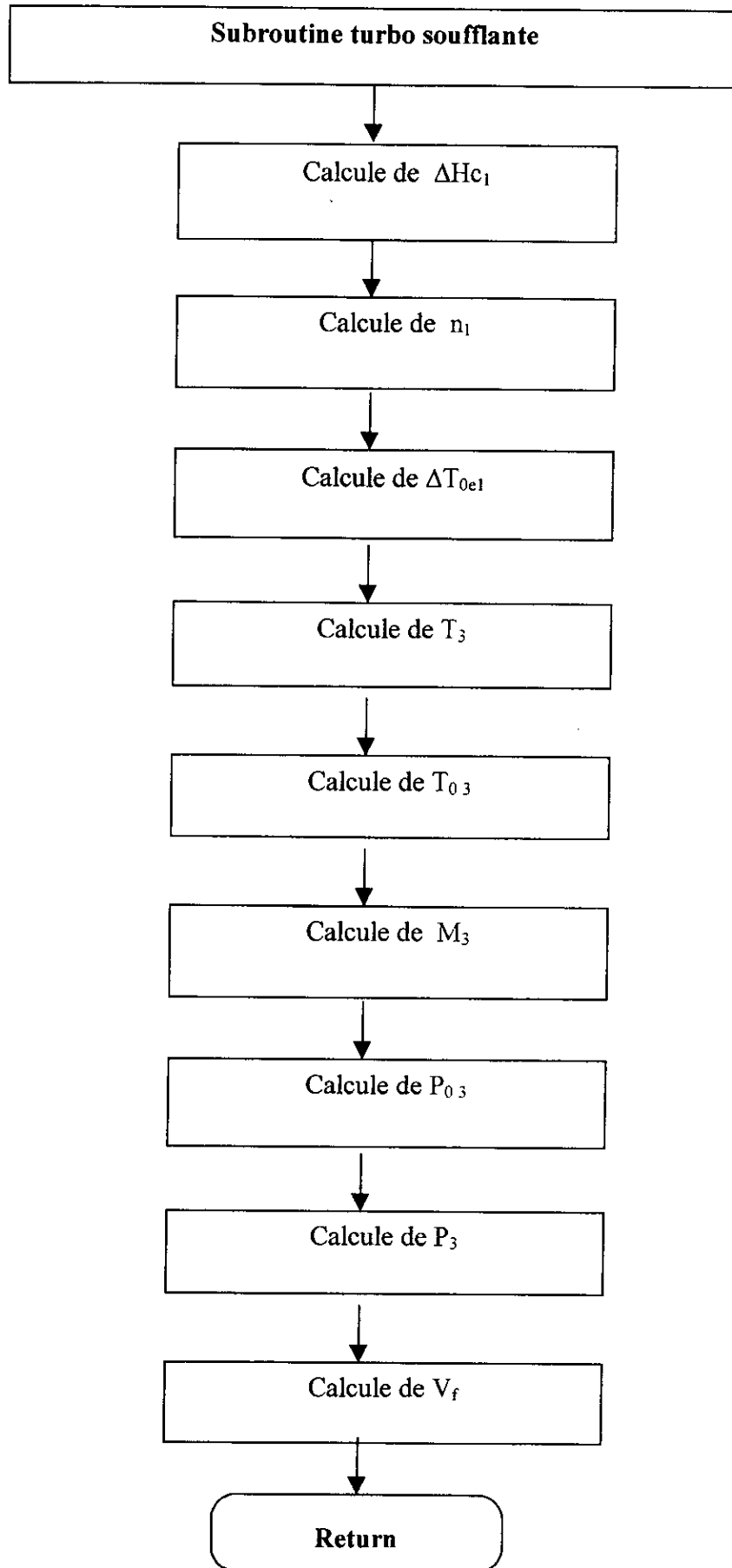
elle est donnée comme celle d'un turboréacteur double flux séparés :

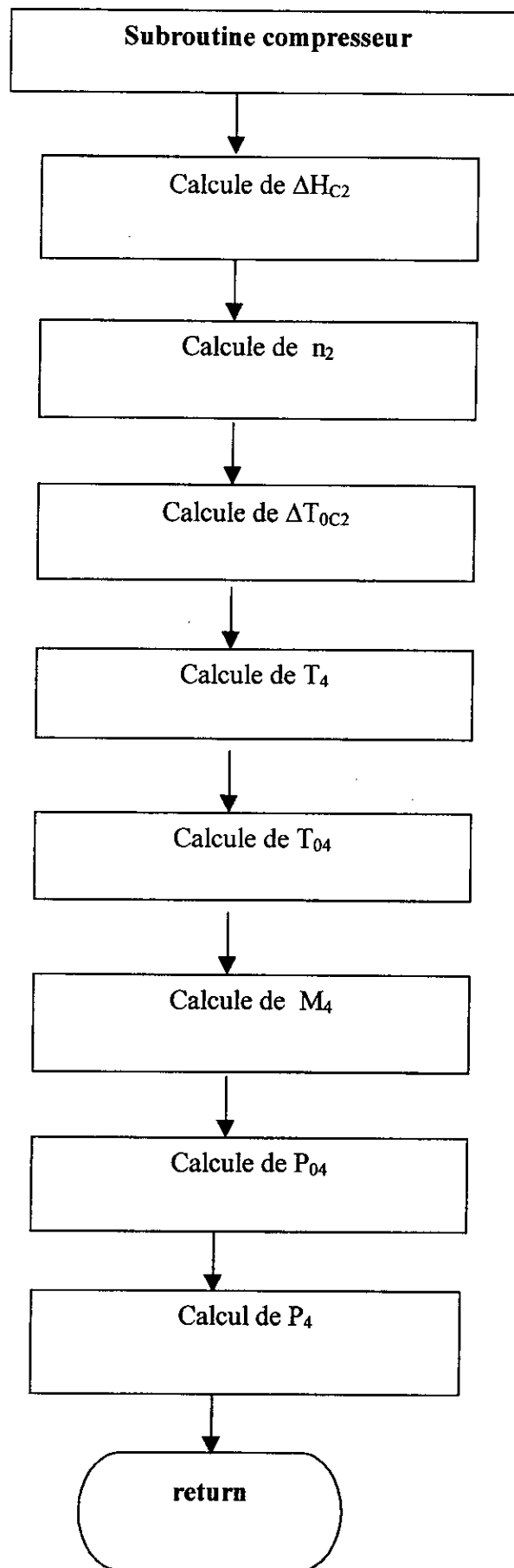
$$C_{S_4} = \frac{36000 \cdot \dot{m}_p \cdot f}{F_4} \quad (\text{III. 27})$$

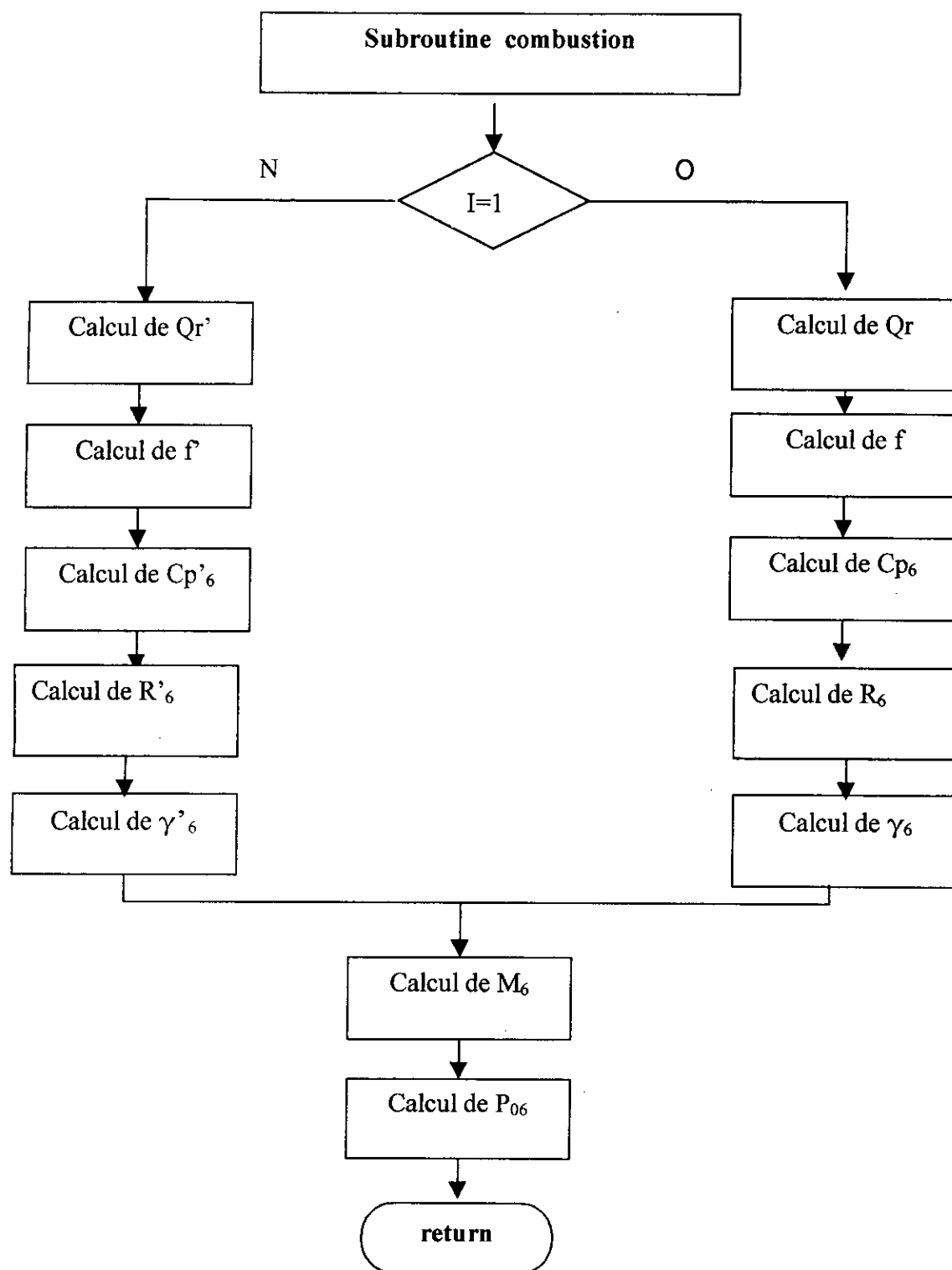
III.4.3 Organigramme de calcul (d)

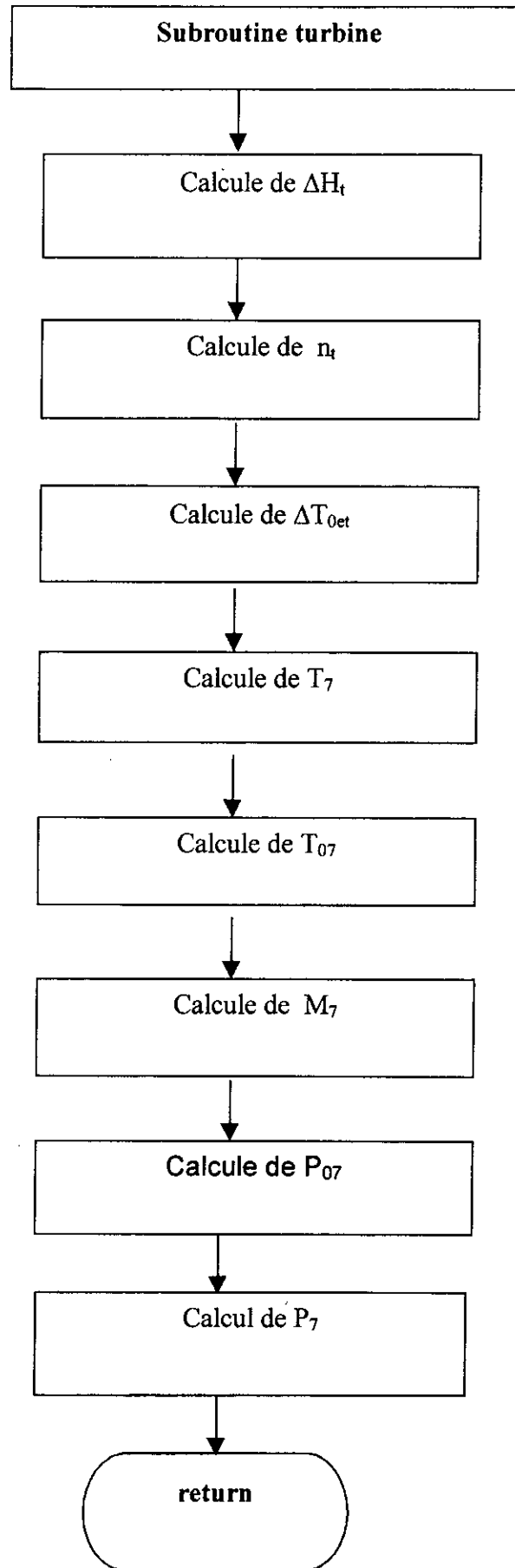


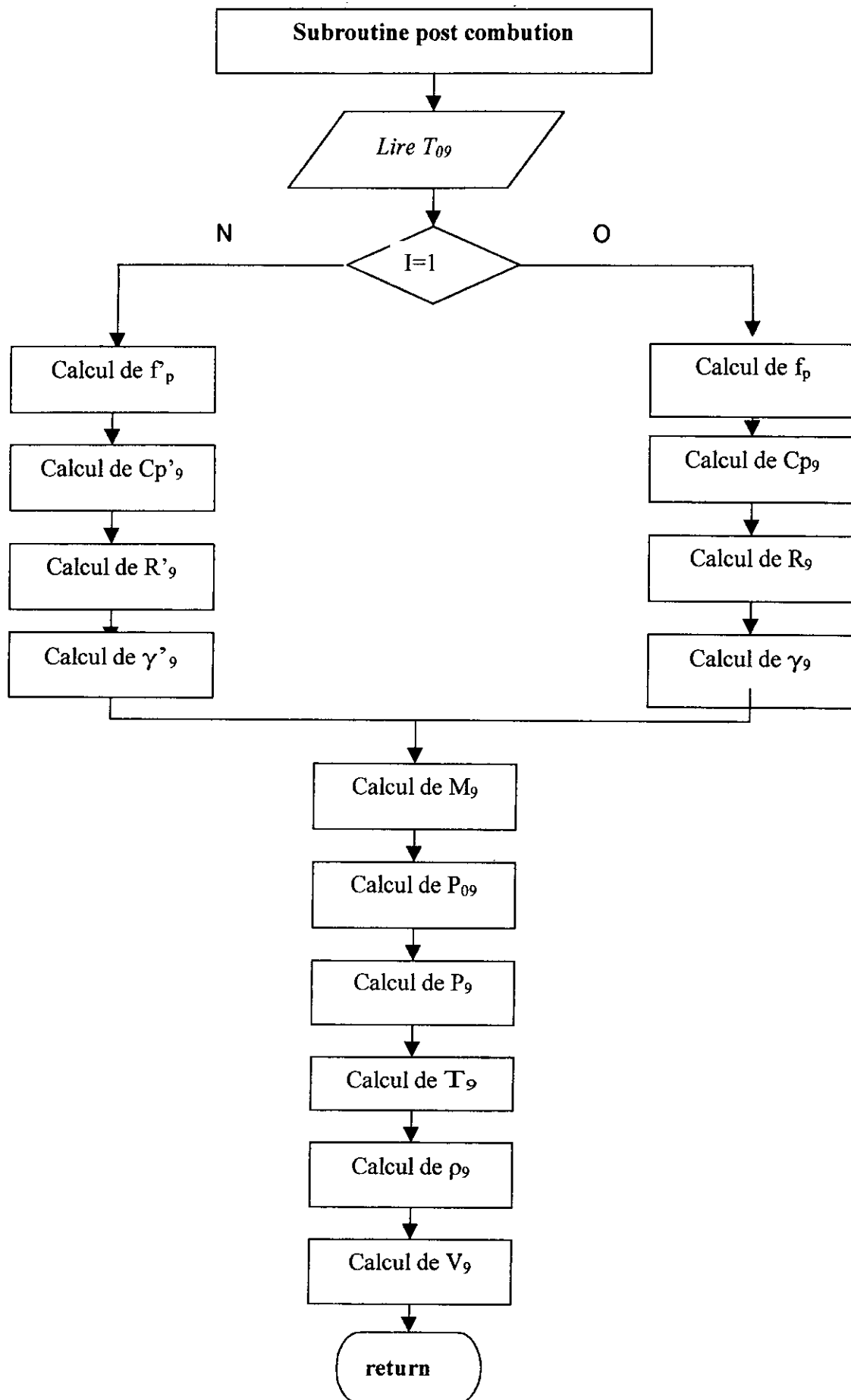


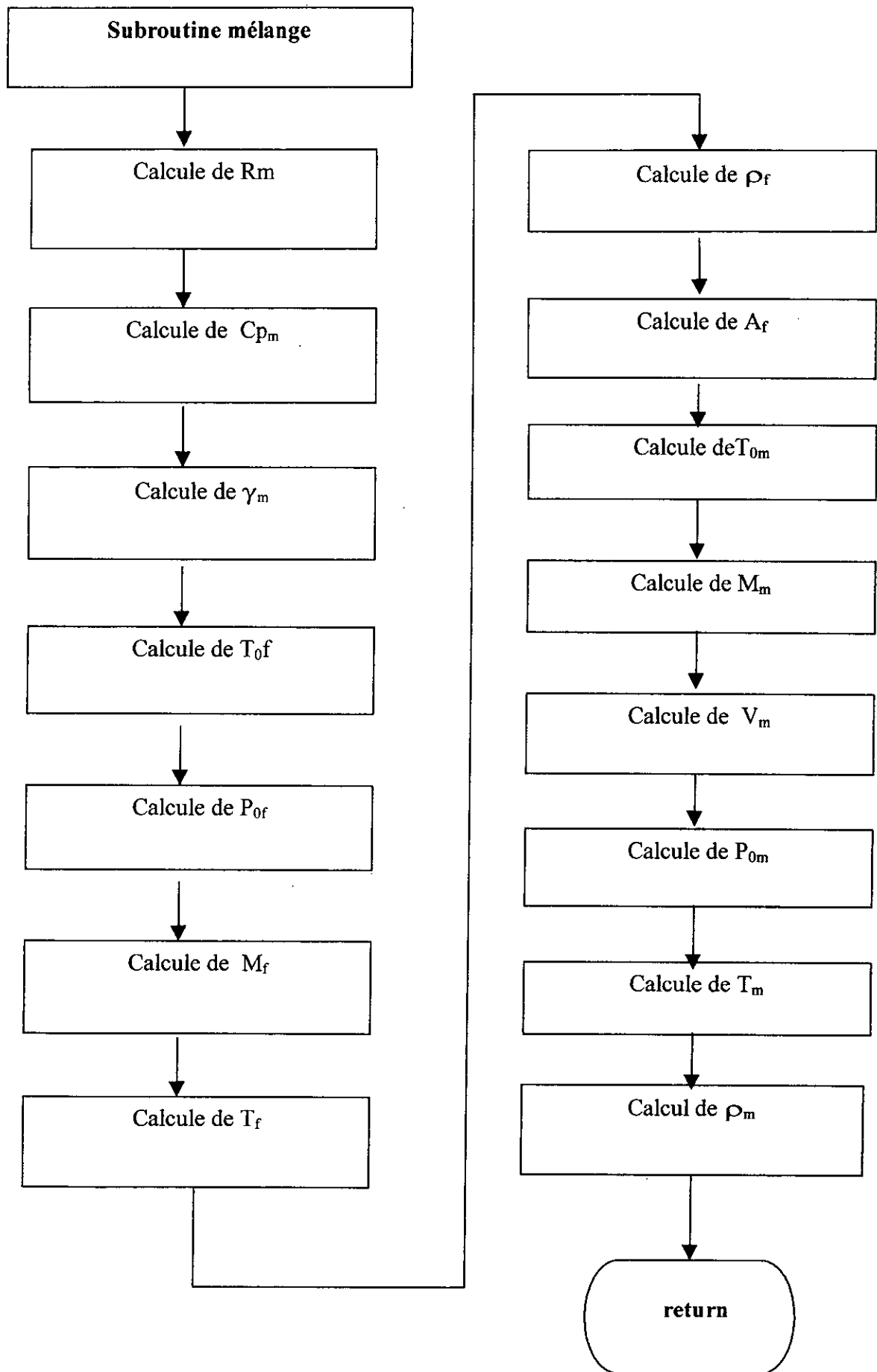


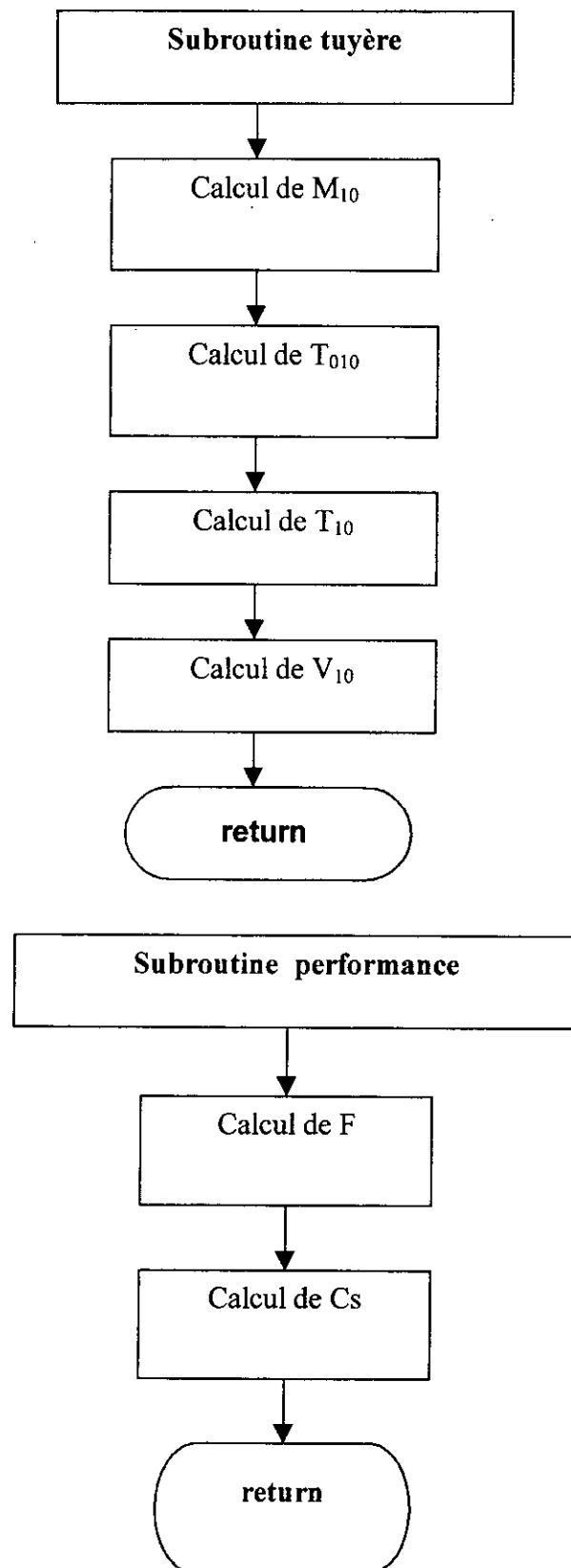












Chapitre IV

résultats et interprétation

Chapitre IV: Interprétation des résultats

Données nécessaires:

On présentera dans notre étude les données nécessaires à l'exécution du programme qui permet de calculer les performances des moteurs:

- Altitude de vol $Z= 11000$ m
- Débit d'air:
 - Monoflux $m_a=100$ Kg/s
 - Double flux $m_a=290$ Kg/s
- Le taux de dilution des moteurs double flux est de 1.9
- Le taux de compression varie de 6 à 12.
- la température totale à la sortie de la chambre à combustion varie entre 1200°K et 1800°K .
- Le nombre de Mach varie entre 0.8 et 2.
- La température totale à la sortie de la post combustion pour le moteur avec PC est prise constante 2000°K

Interprétation des résultats:

Les résultats indiquant l'évolution de la poussée en fonction du taux de compression, température totale à la sortie de la chambre de combustion et le nombre de Mach des différents moteurs sont présentés respectivement dans les figures (IV.1),(IV.2) et (IV.3) pour la consommation spécifique, les résultats sont présentés sur les figures (IV.4),(IV.5) et (IV.6). (fuel utilisé: GNL)

Les résultats indiquant l'évolution de la poussée en fonction du taux de compression à différentes températures en GNL et en Kérosène pour chaque moteur sont présentés dans les figures (IV.7), (IV.8), (IV.9) et (IV.10). Pour la consommation spécifique les résultats sont présentés dans les figures (IV.11), (IV.12), (IV.13) et (IV.14).

IV.1 Variation de la poussée

IV.1.1 Variation de la poussée en fonction du taux de compression:

Le tracé de la poussée en fonction du taux de compression fig (IV.1) montre que le moteur monoflux avec PC développe la plus forte poussée, alors que la poussée des moteurs à double flux mélangés et séparés est moins forte. Ce dernier moteur développe une poussée un petit peu moins forte que celle du flux mélangé. Le monocorps monoflux développe la plus faible poussée.

IV.1.2 Variation de la poussée en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion

Le tracé de la poussée en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion figure (IV.2) montre que la poussée du double flux séparés et mélangés croît jusqu'à qu'elle dépasse la poussée du moteur monoflux avec PC, pour des température élevées ($\geq 1600^{\circ}\text{K}$) tandis que la poussée du monoflux sec croît elle aussi, et on remarque la stabilité de la poussée pour le moteur monoflux avec PC

IV.1.3 Variation de la poussée en fonction du nombre de Mach

Le tracé de la poussée en fonction du nombre de Mach figure (IV.3) montre que la poussée des deux moteurs double flux séparés est mélangés chute pour des nombres de Mach élevés. Ils développent les plus faibles poussées pour des nombres de Mach supérieurs à 1.8 et nous remarquons la stabilité de la poussée pour les deux autres moteurs.

IV.2 Variation de la consommation spécifique

IV.2.1 Consommation spécifique en fonction du taux de compression:

Le tracé de la consommation spécifique en fonction du taux de compression figure (IV.4), montre que les moteurs à double flux séparés mélangés sont ceux qui consomment le moins, alors que le monocorps monoflux avec pc et celui qui consomme le plus.

IV.4.2 Variation de la consommation spécifique en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion:

Le tracé de la consommation spécifique en fonction de la température total à la sortie de la chambre de combustion figure (IV.5) montre que les moteurs à double flux reste ceux qui consomme le moins. Nous remarquons que les courbes ont tendance à croître sauf pour le tracé du monocorps monoflux avec PC.

IV.2.3 Variation de la poussée en fonction du nombre de Mach

Le tracé de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach figure (IV.6). montre que pour des nombre de Mach élevés la consommation spécifique du double flux mélangés augmente et dépasse de celle du monoflux avec PC.

Remarque

- On aura les même interprétation en utilisant le kérosène
- L'étude comparative entre le GNL et le kérosène figure (IV.1,2...14) montre que le GNL développe une poussée plus forte que celle du kérosène et moins consommable à différents taux de compression et température à la sortie de la chambre de combustion quelque soit le moteur utilisé

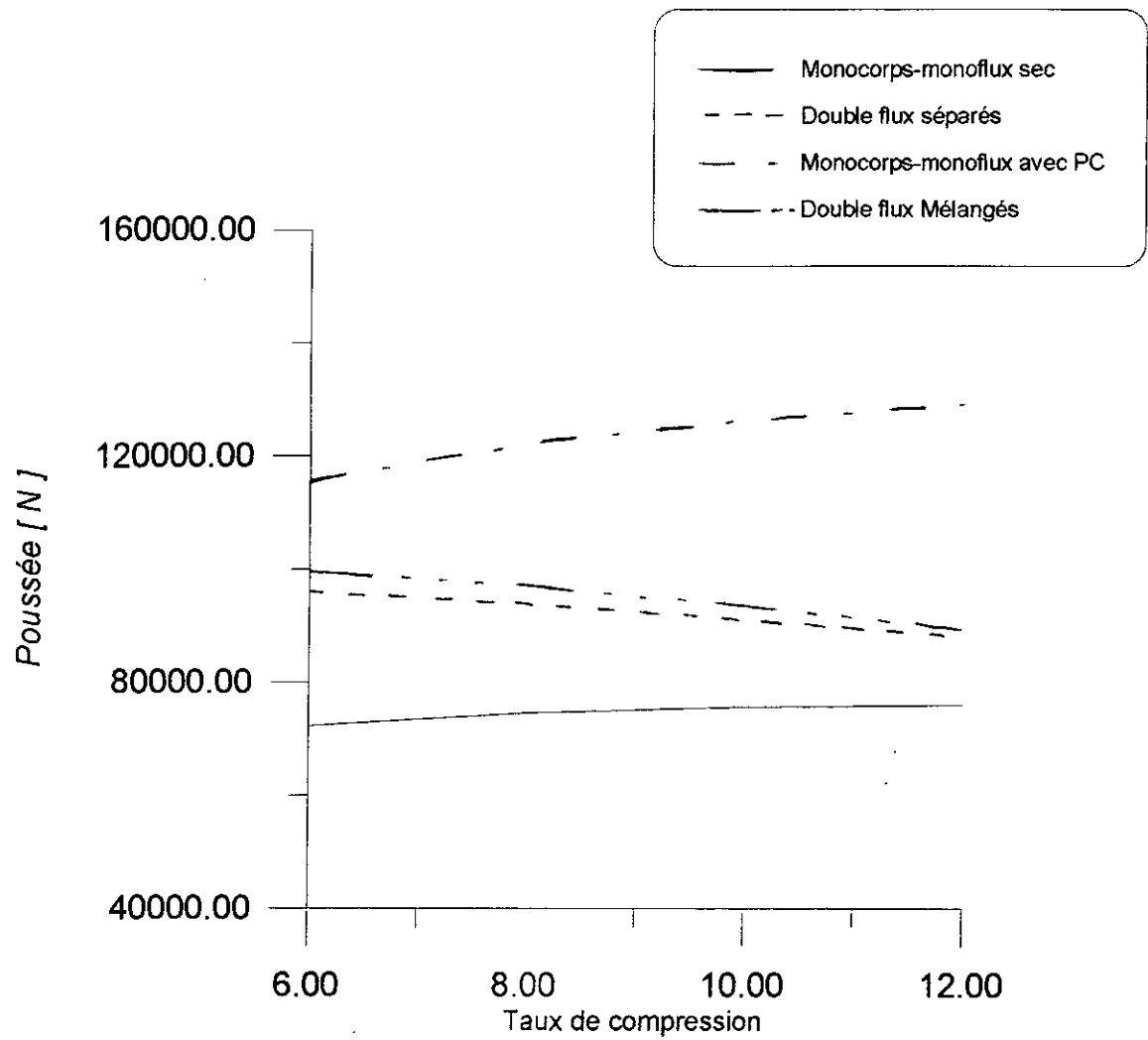


Fig (IV.1): Variation de la poussée en fonction du taux de compression pour

$M_a=0.8$ et $T_{05}=1200^{\circ}\text{K}$

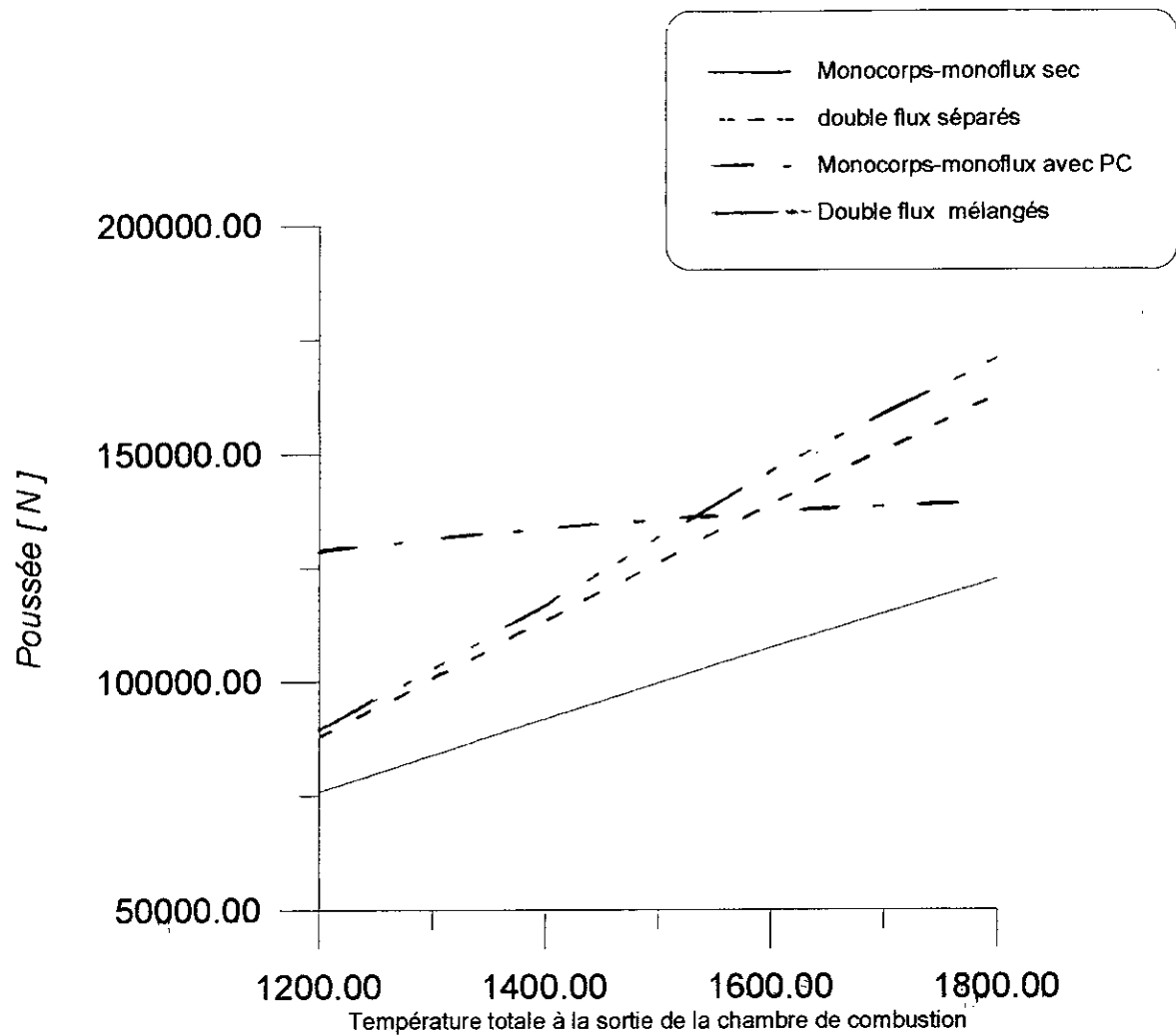


Fig (IV.2): Variation de la poussée en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion pour un taux de compression 12 et $M_a=0.8$

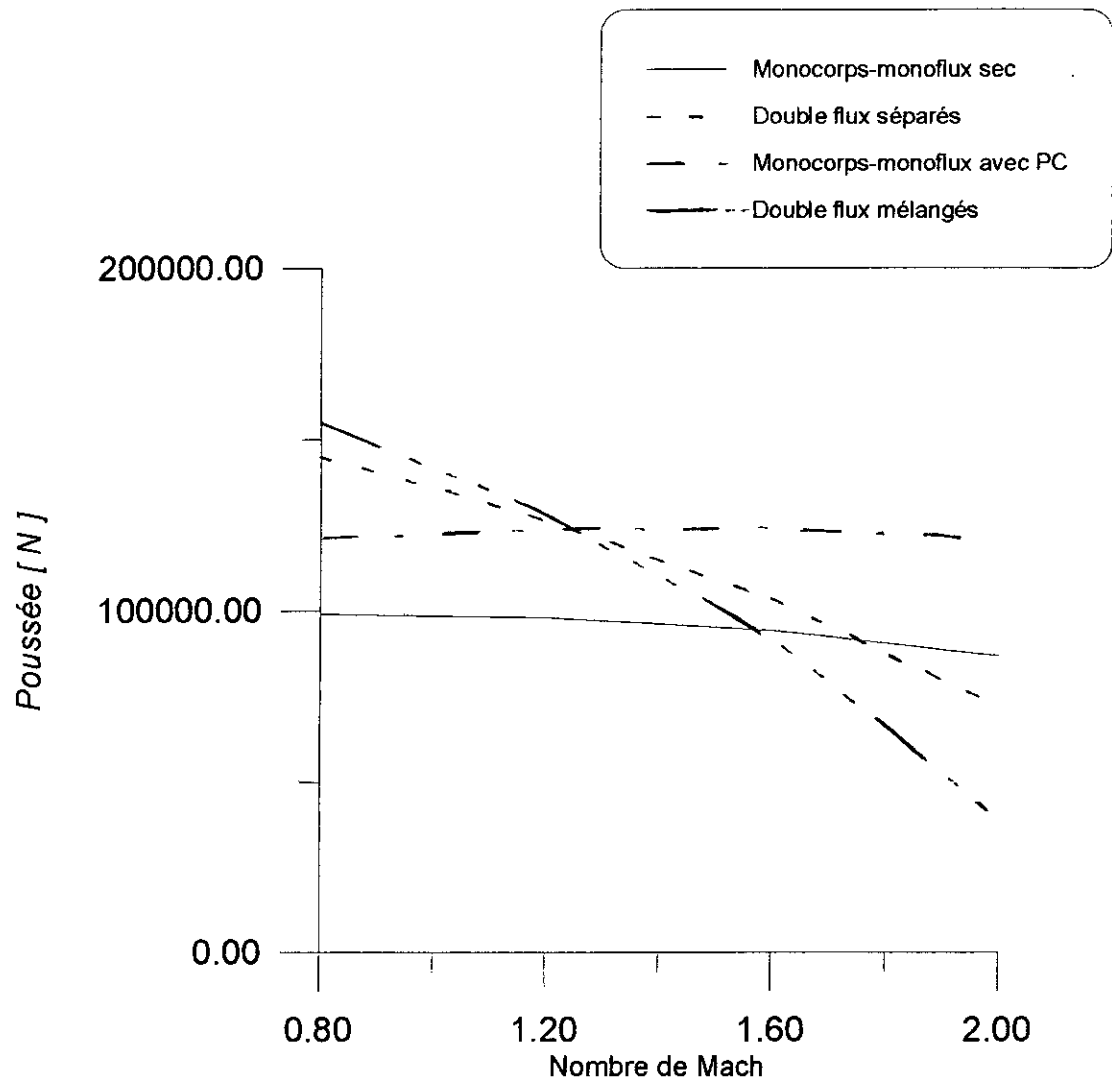


Fig (IV.3): Variation de la poussée en fonction du nombre de Mach
Pour un taux de compression =6 et $T_{06} = 1600^{\circ}\text{K}$

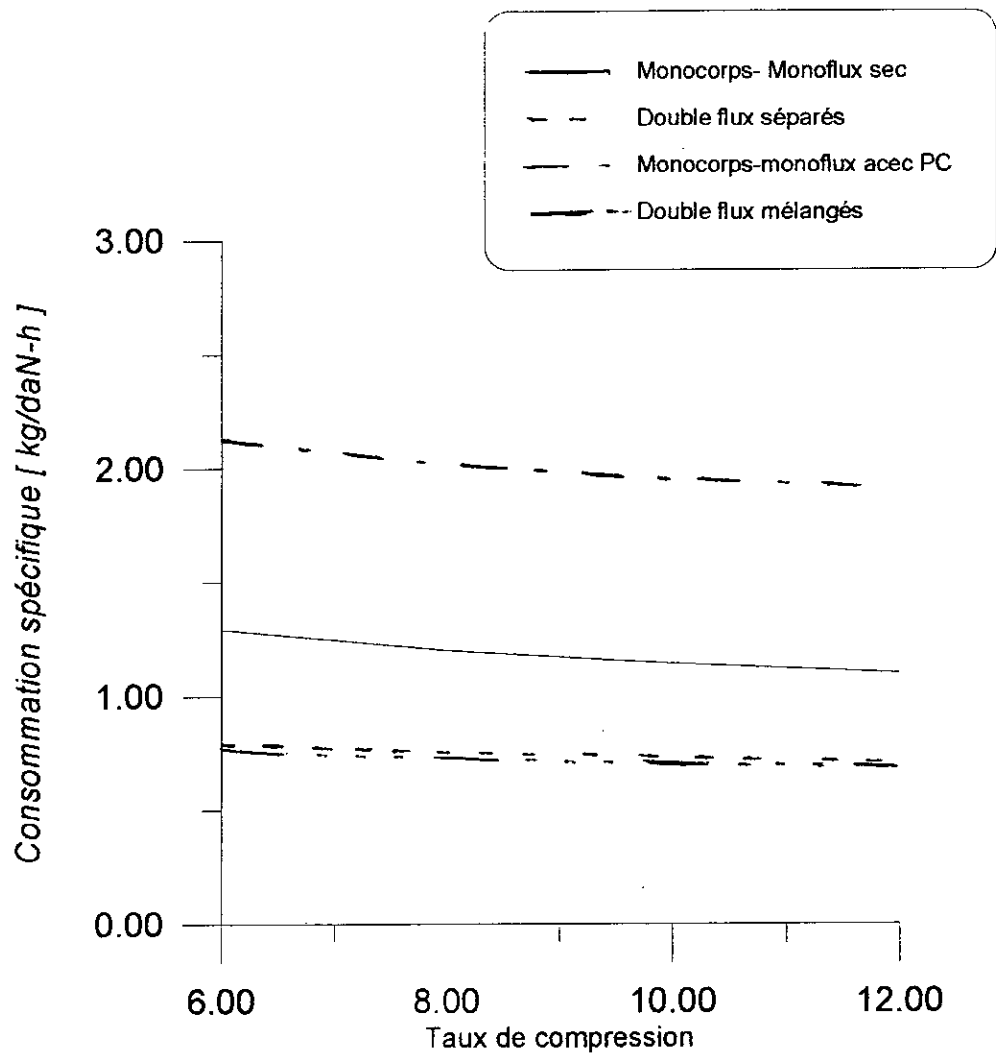


Fig (IV.4): Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de compression
Pour $M_a=0.8$ et $T_{06}=1200^\circ\text{K}$

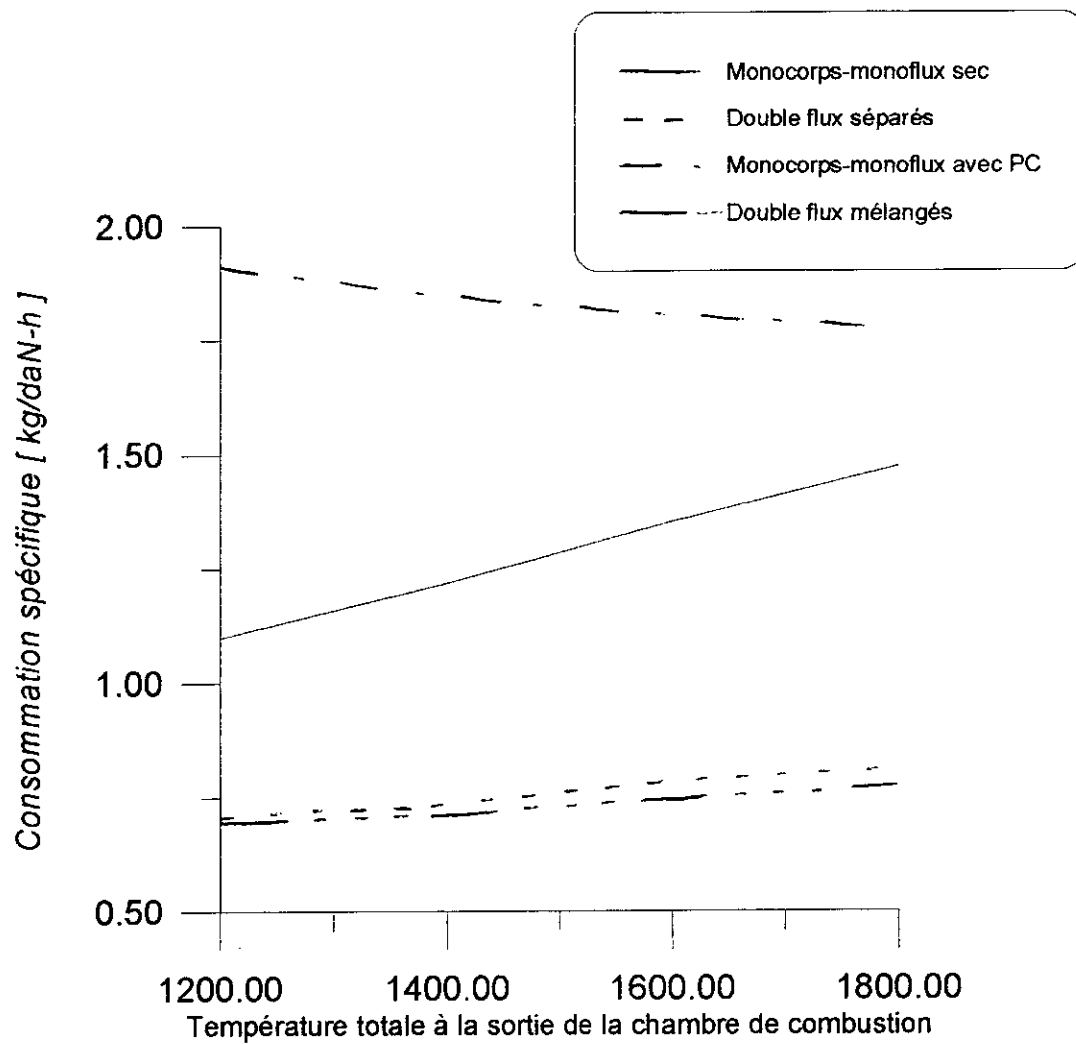


Fig (VL5): Variation de la consommation spécifique en fonction de la température totale à la sortie de la chambre de combustion pour un taux de compression =12 et $M_a=0.8$ et

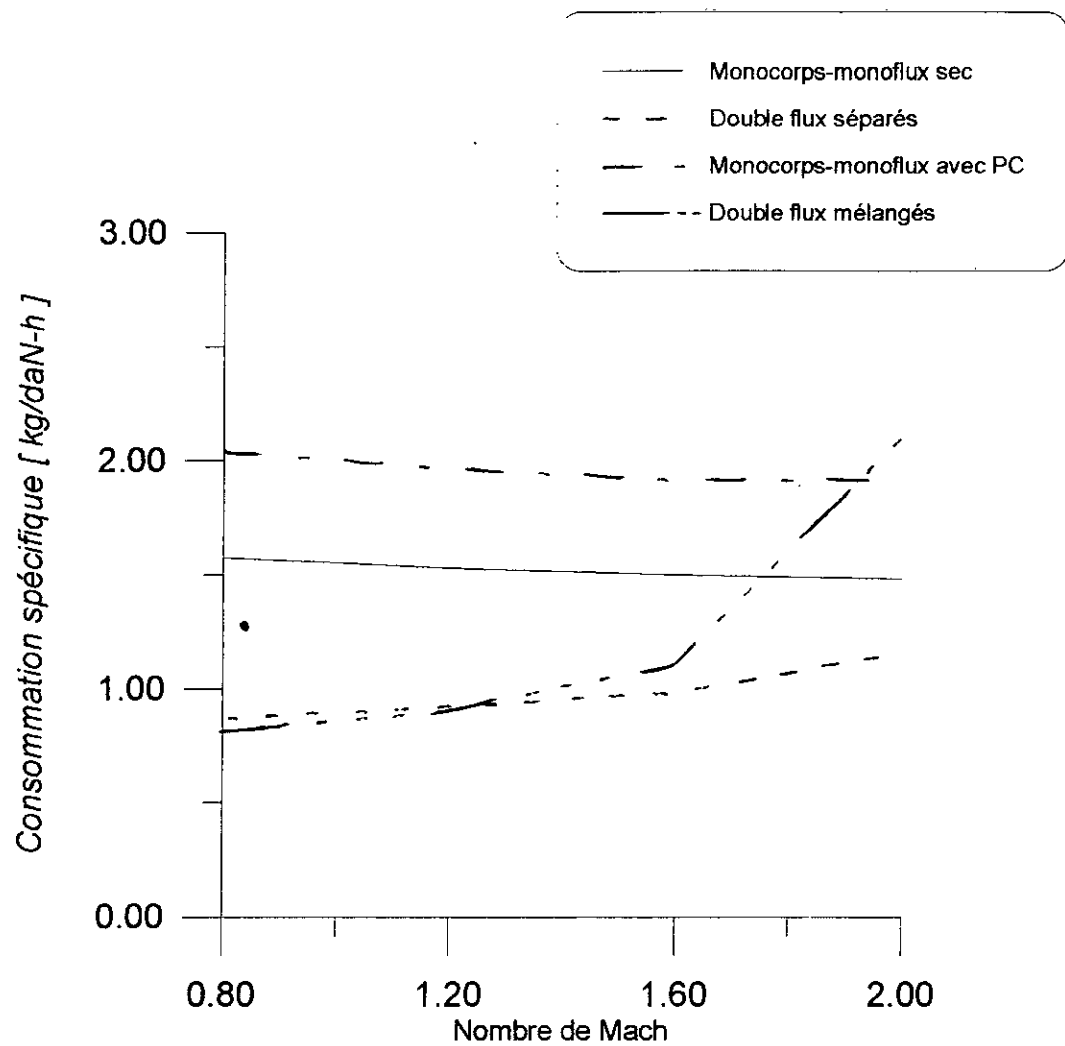


Fig (IV.6): Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach pour un taux de compression =6 et $T_{06}=1600^{\circ}\text{K}$

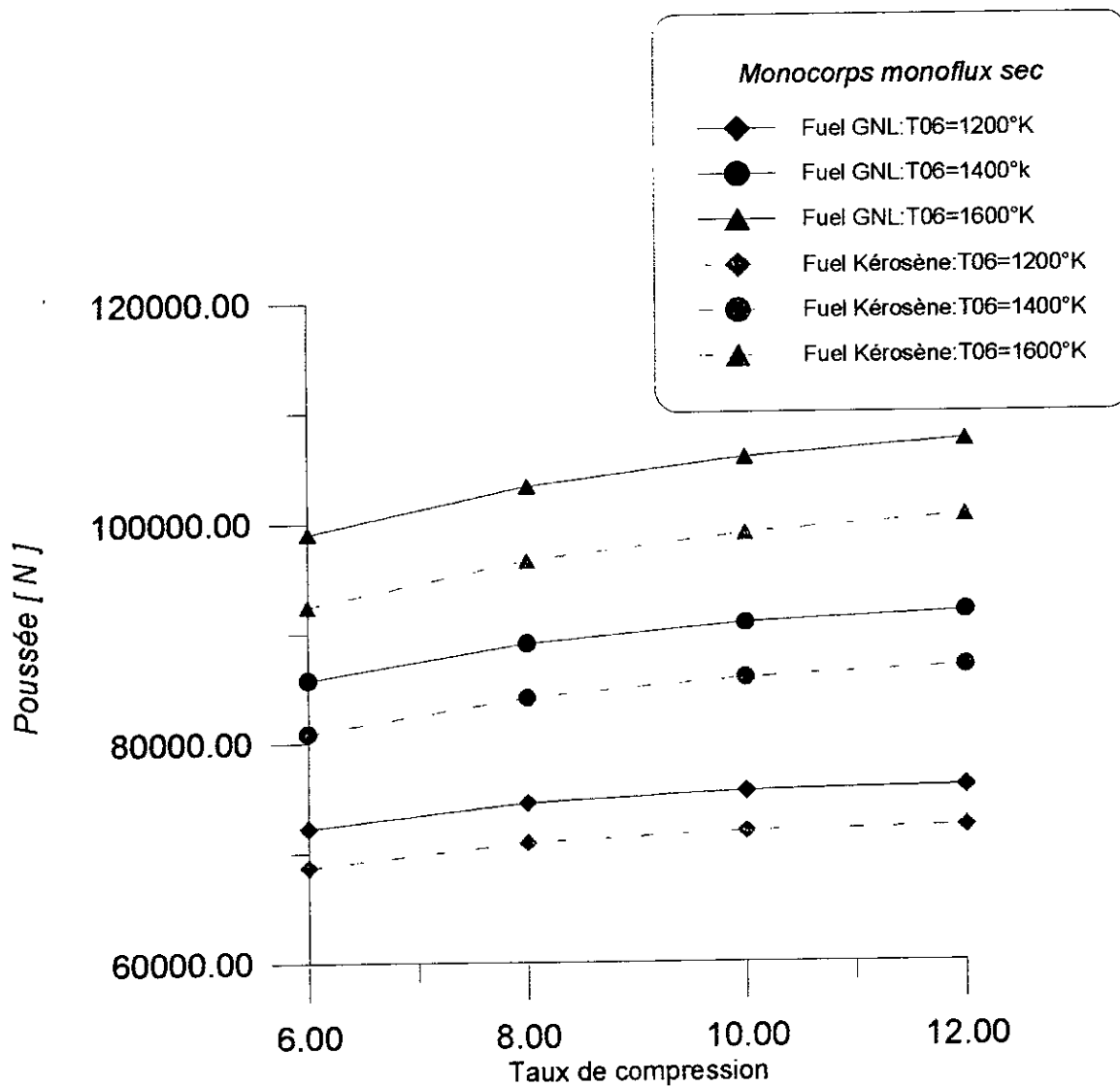


Fig (IV.7): variation de la poussée en fonction du taux de compression à différentes températures totales à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

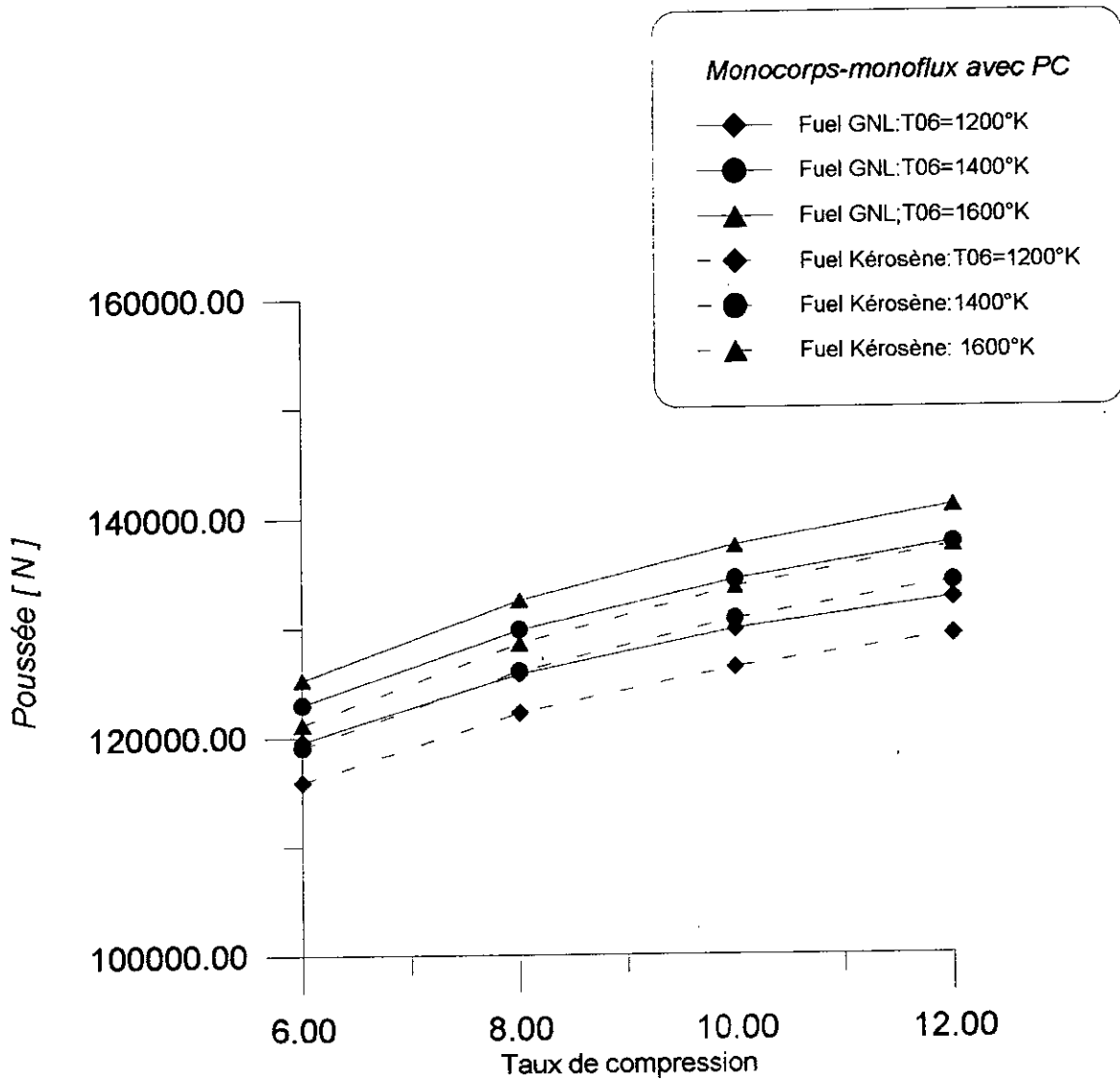


Fig (IV.8): variation de la poussée en fonction du taux de compression à différentes températures totales à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

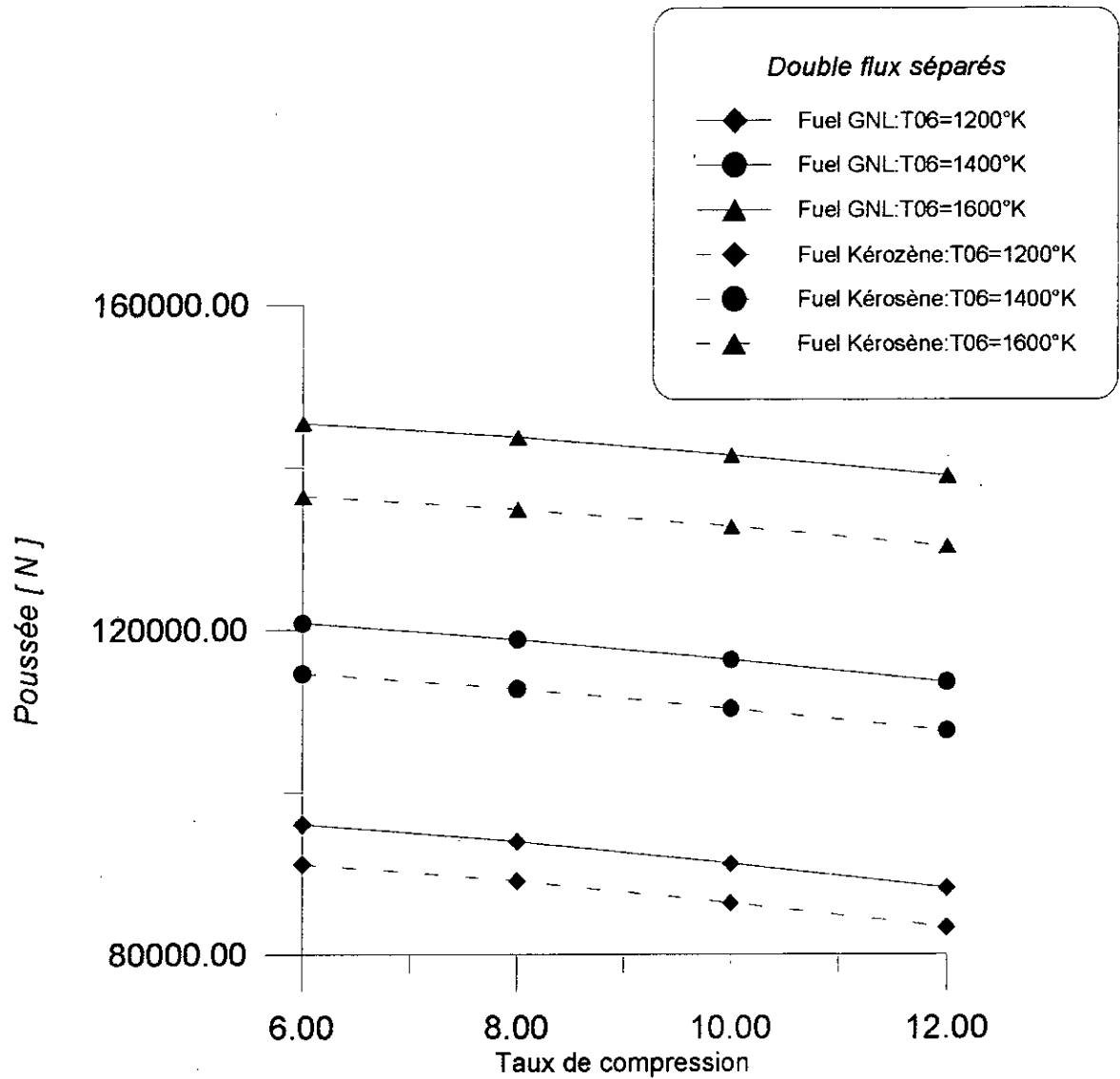


Fig (IV.9): variation de la poussée en fonction du taux de compression à différentes températures totales à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

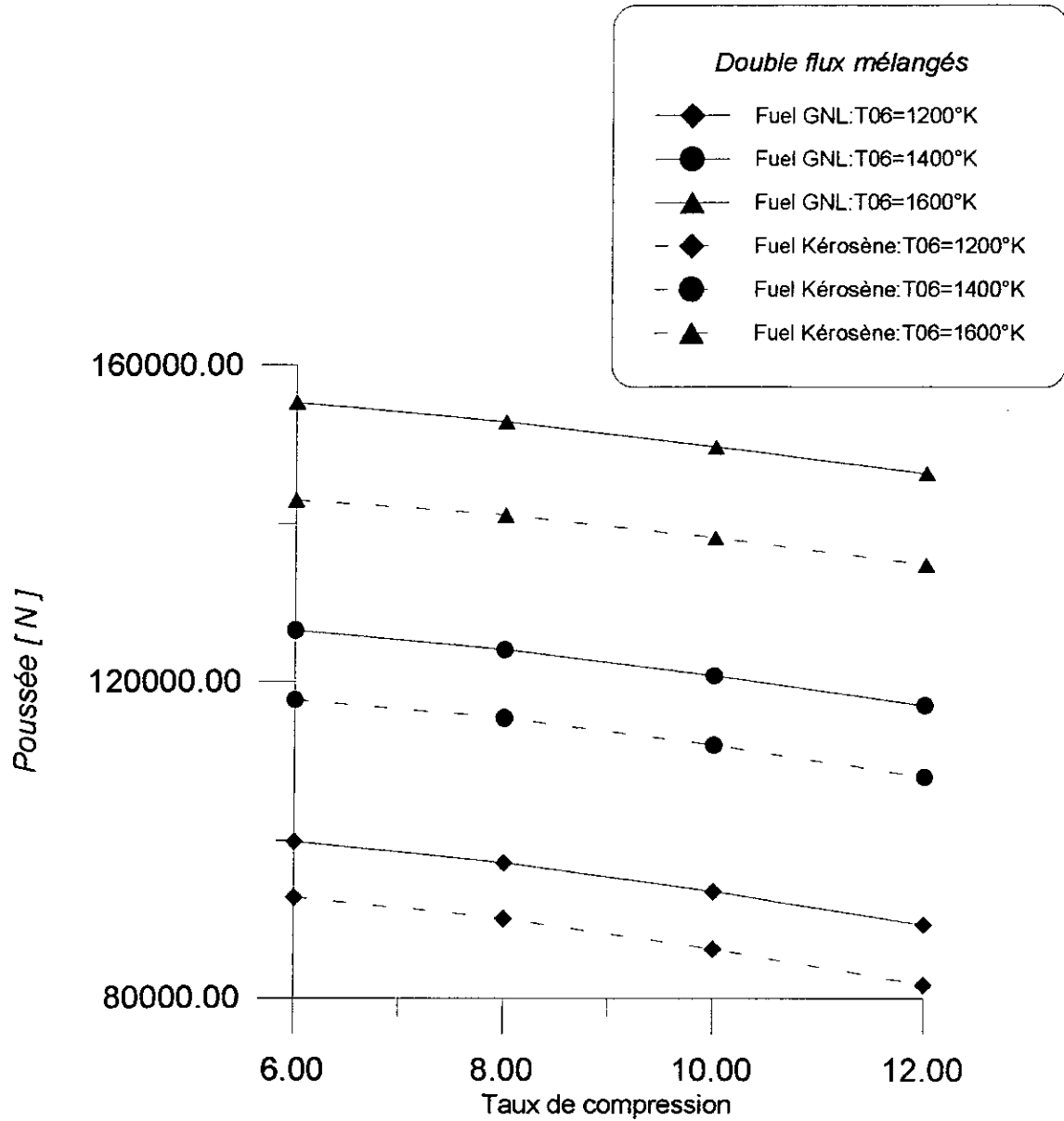


Fig (IV.10): variation de la poussée en fonction du taux de compression à différents températures totales à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

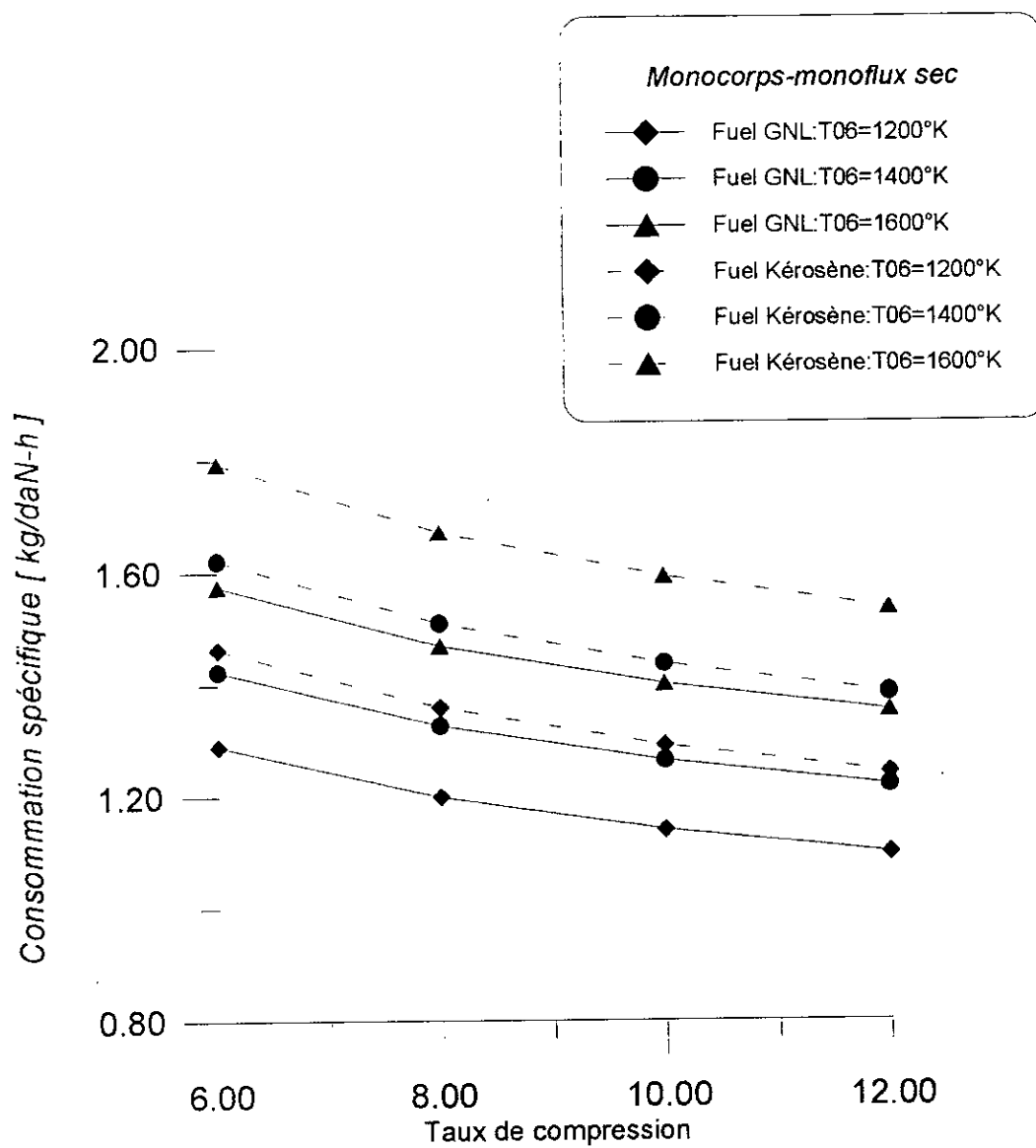


Fig (IV.11): variation de consommation spécifique en fonction du taux de compression à différents température totale à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

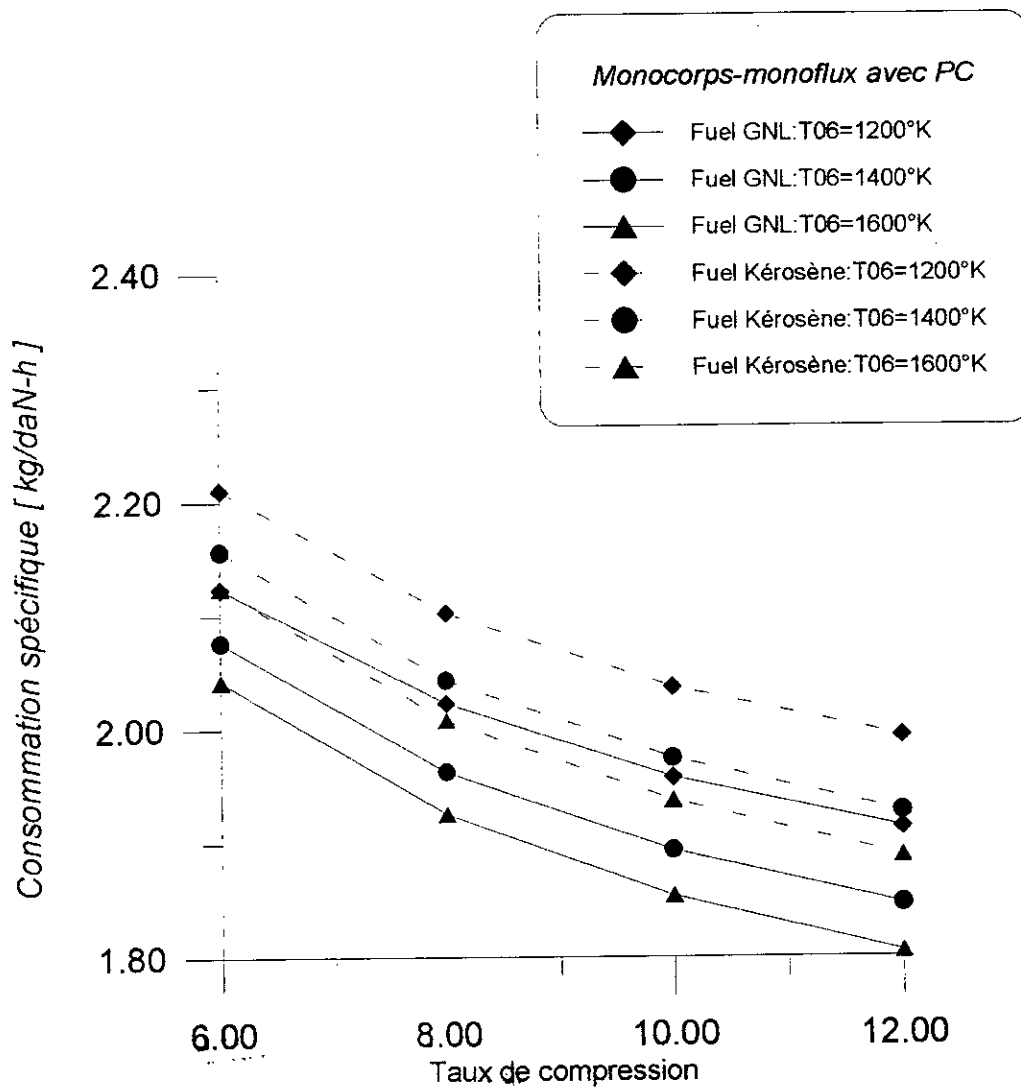


Fig (IV.12): variation de consommation spécifique en fonction du taux de compression à différents température totale à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

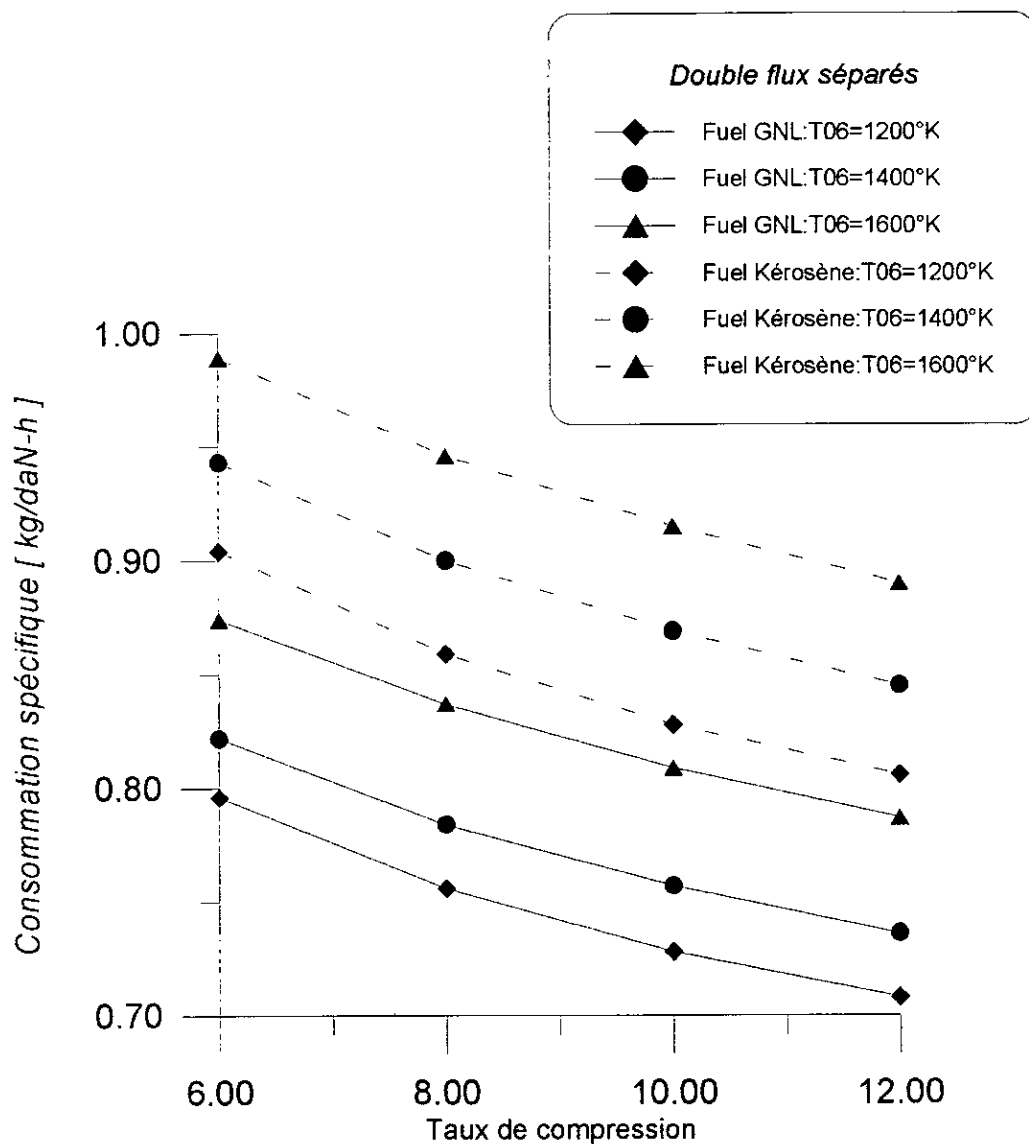


Fig (IV.13): variation de consommation spécifique en fonction du taux de compression à différents température totale à la sortie de la chambre de combustion pour $M_0=0.8$

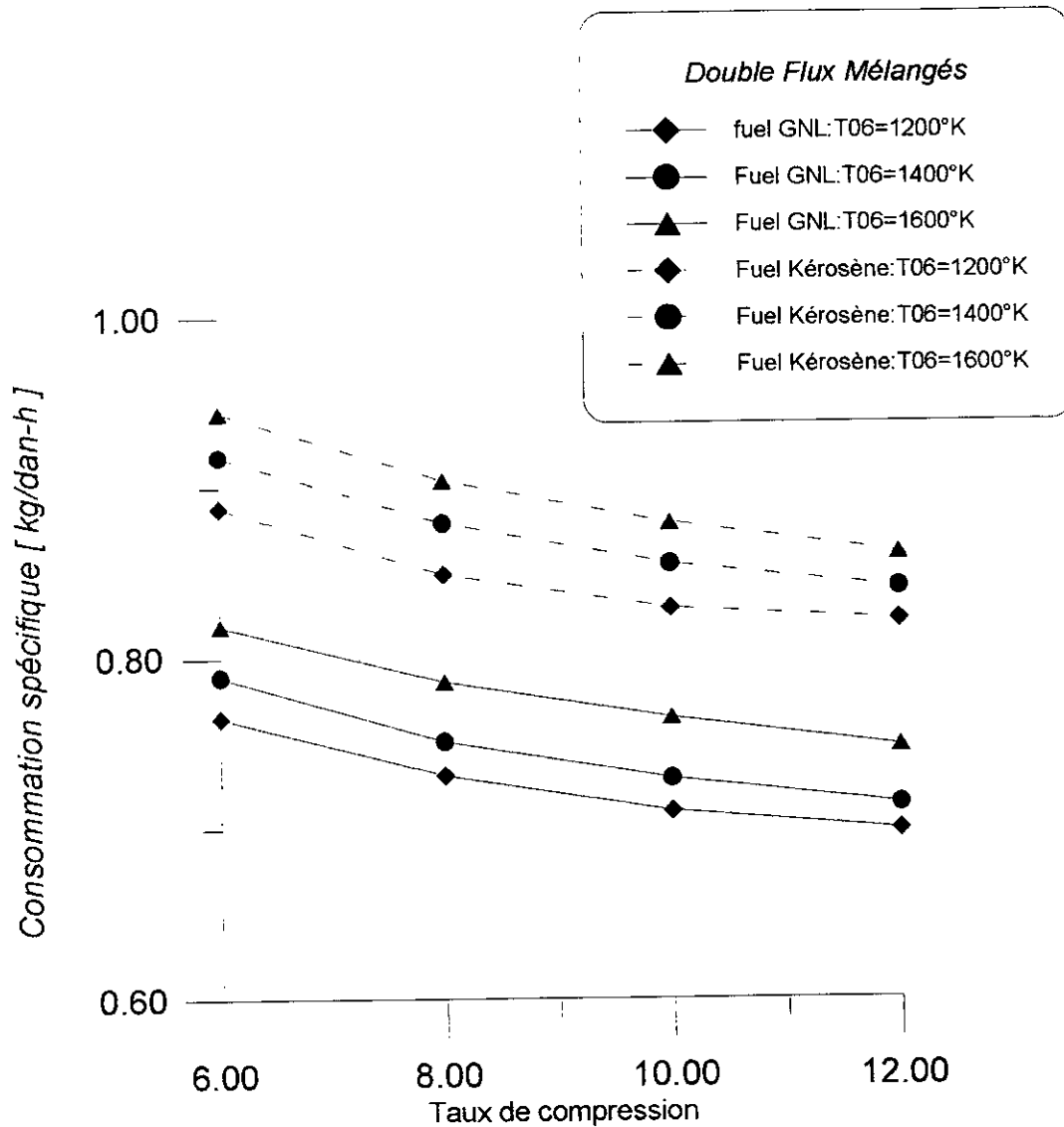


Fig (IV.14): variation de consommation spécifique en fonction du taux de compression à différents température totale à la sortie de la chambre de combustion pour $M_a=0.8$

Conclusion

Conclusion

Générale

Conclusion :

L'objet du travail qui a été fait consiste en l'étude comparative des performances des turboréacteurs. Ceci concerne non seulement le comportement d'un moteur à des modifications d'ambiance (température, pression, nombre de Mach), mais aussi l'intérêt du taux de compression et de la température totale à la sortie de la chambre de combustion.

Dans cette étude on a montré que les moteurs à double flux sont les plus performants pour les vols subsoniques, d'autre part le G.N.L peut fournir des avantages considérables pour l'aviation.

Souhaitant que j'ai pu toucher le vrai sens du fonctionnement des différents moteurs au régime de croisière, ce travail reste à compléter par une étude de la combustion Air-G.N.L dans la chambre de combustion d'un turboréacteur pour mieux envisager la suite des problèmes de la propulsion.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Géorge, " La mécanique du vol ", 1960
- [2] hesse et Munfird, " jet propulsion for aerospace application " ed, pitm 1965
- [3] P. G. Hill et C. P. . Peterson, " mechanics and thermodynamics of propulsion " ed, Addisson 1965
- [4] Jaumotte, " chocs et ondes de chocs ", ed, Masson 1973
- [5] Ikene et Merzougui, PFE "Etude sur l'utilisation du GNL comme fuel d'aviation
- [6] Bouall et Aitkaci, PFE "Etude énergétique d'un combiné turbo statoréacteur " 1993
- [7] Bidard, " Energétique et turbomachine ", ed.Eyrolles.199ç
- [8] Zucrow, " Aircraft and missile proplision", 1960
- [9] G. E. J. Matton, "considéraions sur l'utilisation du Méthan liquide par les transporteur supersonique " ed, I. F. P 1970
- [10] Achachi. A, " Etude du turboréacteur double flux - Le J 3D – régime subsonique $M=0.8$ " 1984
- [11] Hamlaoui, PFE "Etude de la combustion air-GN et air-GNL" 1975