

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



UNIVERSITE SaaD DAHLAB DE BLIDA

Faculté des Sciences de l'ingénieur

Département d'aéronautique

Projet de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état

Option : Propulsion

Thème :

**Etude De Conception Aérodynamique D'un
Turbopropulseur Adapté Au Turboréacteur Prototype
De Laboratoire GLSK**

Fait par :

- Laazab Sbaa
- Mechta Mohammed

Encadré par :

Mr. Badereddine Aïmed-eddine

**Promotion 2005/2006
Année 2005**

Remerciements

Tout d'abord, nous remercions Dieu qui nous a donné la force et le courage d'entreprendre et d'achever ce travail.

Nous remercions nos parents qui nous ont permis de poursuivre nos études dans les meilleures conditions, nous les remercions pour leurs encouragements et leurs soutiens.

Nous remercions vivement les enseignants de département d'aéronautique de Blida qui nous ont enseigné et conseillé.

Nous remercions M. Badre Eddine Aïmed Eddine pour avoir accepté la charge de nous encadrer.

Nos remerciements vont, aussi à nos amis qui nous ont soutenues et encouragées dans notre travail, nous les remercions pour leurs disponibilités dont ils font preuve ainsi que par les discussions concernant notre travail.

Et en fin, nous remercions tout qui nous a aidé de près et de loin.

RESUME

L'objet de ce mémoire est la détermination des performances de conception aérothermodynamique d'un turbopropulseur adapté au turboréacteur prototype de laboratoire GLSK.

Pour ce la nous avons manié une étude sur les différents composants des moteurs (turbopropulseur et turboréacteur) en vue de la détermination de leurs caractéristiques ; et nous avons pu tracer toutes leurs performances.

SUMMARY

The object of this memory is the determination of aerothermodynamics design performances of a turbopropeller adapted to the GLSK laboratory prototype turbojet .

For this we have conducted a study on the various components of the engines (turbopropeller and turbojet) for the determination of their characteristics; and we could trace all their performances.

ملخص

الهدف من هذه المذكرة هو تحديد المواصفات و الخصائص للتصميم الديناميكي الهوائي الحراري بالشروط المثلى لمحرك دفع مروحي مستمد من محرك نفاث لنموذج محرك المختبر GLSK . من اجل ذلك قمنا بدراسة على مختلف مكونات المحرك كل على حدى (محرك دفع مروحي و محرك نفاث) بهدف تحديد خصائصهم , و استطعنا بذلك رسم جميع المواصفات و الخصائص .

SOMMAIRE

	Page
INTRODUCTION	1
 CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES TURBOREACTEURS ET TURBOPROPULSEURS	
I.1 Généralités sur le turboréacteur	3
I.1.1 Etude des composants du turboréacteur	3
I.1.1.1 L'entrée d'air	3
I.1.1.2 Compresseur	4
I.1.1.3 Chambre de combustion	8
I.1.1.4 Turbine	10
I.1.1.5 Tuyère d'échappement	13
I.2 Généralités sur le turbopropulseur	15
I.2.1 Etude des composants du turbopropulseur	15
I.2.1.1 Hélice	15
I.2.1.2 Réducteur de vitesse	16
I.2.2 Différents types de turbopropulseurs	18
I.2.2.1 Turbopropulseurs à turbines liées	18
I.2.2.2 Turbopropulseurs à turbines libres	18
I.2.2.3 Turbopropulseurs Mixtes	19
 CHAPITRE II : CHOIX DU CYCLE	
II.1 Introduction	20
II.2 Cycle thermodynamique du Turboréacteur	20
II.2.1 Paramètres thermodynamiques dans les différentes stations	22
II.2.1.1 Caractéristiques de la prise d'air	23
II.2.1.2 Caractéristiques de compresseur	23
II.2.1.3 Caractéristiques de la chambre de combustion	23
II.2.1.4 Caractéristiques de la turbine	25
II.2.1.5 Caractéristiques de la tuyère d'éjection	25
II.2.2 Paramètre des performances du moteur	28
II.2.2.1 Poussée spécifique	28
II.2.2.2 Consommation spécifique	28
II.2.2.3 Rendements	29
II.3 Cycle thermodynamique d'un turbopropulseur	29
II.3.1 Paramètres thermodynamiques dans les différentes stations	31
II.3.1.1 Caractéristique de l'hélice (pro peller)	31

II.3.1.2	Caractéristiques de la prise d'air	32
II.3.1.3	Caractéristiques de compresseur	32
II.3.1.4	Caractéristiques de la chambre de combustion	33
II.3.1.5	Caractéristiques de la turbine du générateur à gaz	33
II.3.1.6	Caractéristiques de la turbine de puissance	34
II.3.1.7	Caractéristiques de la tuyère	35
II.3.2	Paramètres des performances du moteur en vol	35
II.3.2.1	Poussée spécifique	35
II.3.2.2	Puissance spécifique équivalente	36
II.3.2.3	Consommation spécifique équivalente	36
II.3.2.4	Rendements.....	36
II.3.3	Paramètres des performances du moteur au point fixe.....	37
II.3.3.1	Poussée spécifique	37
II.3.3.2	Puissance spécifique équivalente	38
II.3.3.3	Consommation spécifique équivalente.....	38
II.4	Choix du cycle	38

CHAPITRE III : ETUDE ENERGITIQUE D'UNE TURBINE AXIALE

III.1	Introduction	39
III.2	Fonctionnement	39
III.2.1	But	39
III.2.2	Aubes et grille d'aubes, étage	39
III.2.3	Diagramme des vitesses	40
III.2.4	Principe de fonctionnement de l'étage	41
III.3	Etude aérothermodynamique des composants	42
III.3.1	Hypothèses	42
III.3.2	Expressions du travail et de la puissance	42
III.3.3	Puissance et travail	44
III.3.4	Différents paramètres de conception	44
III.3.4.1	coefficient de charge ou chute de température (ψ)	44
III.3.4.2	degré de réaction (δ)	45
III.3.4.3	Coefficient d'écoulement ou coefficient de débit (ϕ).....	45
III.3.5	Angles de la turbine en fonction des paramètres de conception ...	46
III.3.6	Paramètres dans chaque station	46
III.3.6.1	Station entrée stator	46
III.3.6.2	Station sortie stator entrée rotor.....	48
III.3.6.3	Station sortie stator	49
III.3.7	Etude des pertes dans les aubes stator et rotor	52
III.3.7.1	Le coefficient de pertes de profil Y_p	52
III.3.7.2	Rendement isentropique de la turbine	54
III.3.7.3	Rendement isentropique théorique	54

III.4 Etude de performances de l'étage	55
III.4.1 le coefficient de portance	55
III.4.2 Les coefficients de perte totale	56
III.4.3 Rendement isentropique expérimental	57
III.5 Fonctionnement et caractéristiques	58
III.6 Avantage et utilisations	59

CHAPITRE IV : HELICE

IV.1 Introduction	60
IV.2 Généralités	60
IV.2.1 Rôle d'une hélice	60
IV.2.2 Définition géométrique	60
IV.3 Hélice d'avion	60
IV.4 Différents types d'hélices	61
IV.5 Caractéristiques expérimentales des hélices	63
IV.6 Caractéristiques dimensionnelles de l'hélice	63
IV.7 Fonctionnement Aérodynamique des hélices propulsives	64
IV.8 Théorie mono dimensionnelle (fraude)	65
IV.9 Théorie de l'élément moyen	65
IV.11 Théorie de l'élément de pale	66
IV.11.1 Calcul la traction	68
IV.11.2 Calcul la puissance	69
IV.11.3 Calcul le rendement de l'hélice	69

CHAPITRE V : RESULTATS ET INTERPRETATIONS

V.1 En vol	70
V.1.1 Turboréacteur	70
V.1.2 Turbopropulseur	71
V.2 Au point fixe	72
V.2.1 Turboréacteur	72
V.2.2 Turbopropulseur	72
V.3 Turbine libre	73
V.4 Hélice	73
V.5 Choix de fonctionnement du turbopropulseur	74
V.5.1 Calcul le rapport de réduction	75
V.5.2 Caractéristique de la turbine libre	75
V.5.3 Caractéristique de l'hélice	76
V-6 Performances du turbopropulseur au point nominal	77

CONCLUSION

BIBLIOGRAPHIE

ANNEXES

NOMENCLATURES

a : la vitesse de son.

A_i : section de passage dans la turbine

B_n : Nombre de pale d'hélice.

C_d : Coefficient de portance.

C_l : Coefficient de traînée.

C_s : Consommation spécifique

C : Couple moteur.

C_p : Chaleur spécifique à pression constante

C_{pb} : Chaleur spécifique dans la chambre de combustion

C_P : coefficient de puissance (pour l'hélice).

C_T : coefficient de la traction (pour l'hélice).

D : débit d'air de l'hélice .

ΔH : la variation d'enthalpie massique

$\Delta T_n = \Delta T_{05}$: Gradient de température d'étage

f : Dosage.

h_n : auteur de l'aube stator.

h_r : auteur de l'aube rotor.

J : rapport d'avancement

L : La longueur de pale d'hélice

M_i : Nombre de mach.

M_{r2} : Nombre de Mach relatif lié ou mobile

m_a : Débit d'air

m_f : Débit de carburant

N : Vitesse de rotation ($1/r_{\min}$).

NH : la vitesse rotation de l'hélice.

NG : la vitesse rotation de turbine liée.

NTL : la vitesse rotation de turbine libre

P_{eq} : puissance équivalente.

P_a : la puissance du turbine.

P : Puissance d'hélice.

P_i : Pression statique.

P_{ti}, P_{tr} : Pression totale.

Q_{ex} : quantité de chaleur extérieure.

Q_R : pouvoir calorifique du carburant.

r : Constante des gaz , rapport de réduction .

rr : Rayon racine.

rt : Rayon sommet

T_s : poussée spécifique.

T_i : Température statique.

T_{0t} , T_{0a} : température totale.

t : épaisseur entre aube.

T : Traction d'hélice.

U : Vitesse tangentielle ($U = \omega r$)

V_F : vitesse de l'écoulement à la sortie de l'hélice

V_i : vitesse de flux.

V_a : Vitesse axiale, Vitesse absolue

V_r : Vitesse tangentielle.

V_a : Vitesse d'avancement pour l'hélice.

W_{12} : vitesse relative au mobile à la station .2.

W_2 : vitesse relative de flux au mobile.

W_a : Travail sur l'arbre.

ω : la vitesse rotation ($\frac{rd}{s}$)

Y_K : Coefficient de perte d'espacement de pointe.

Y_P : Coefficient de perte de profil.

Y_N : Coefficient de perte pour aubage stator.

Y_R : Coefficient de perte due au jeu d'extrémité.

Y_S : Coefficient des pertes secondaire

$\frac{h}{c}$: allongement géométrique.

$\frac{S}{C}$: Rapport pas sur corde

$\frac{t}{c}$: épaisseur relative.

α_i : l'angle d'incidence

α_1 : Angle de flux de stator, angle d'incidence,

α_2 : Angle d'aube de stator.

α : facteur de répartition de l'enthalpie.

β : rapport de débit travers à l'hélice sur débit travers à moteur.

β_2 : Angle de flux de rotor.

β_3 : Angle d'aube de rotor

β : Angle de calage.

γ_i : rapport des chaleurs spécifiques.

λ_{cc} : coefficient de chute de pression

λ_N : Coefficient de perte pour aube stator.

λ_R : Coefficient de perte pour aube rotor.

δ : degré de réaction.

ψ : coefficient de charge

σ : la solidité de l'hélice

ϕ : coefficient de débit.

ρ^i : la masse volumique

π_c : Taux de compression du compresseur

τ_D : Rapport de température à l'entre d'air.

η_D : rendement de l'entre d'air.

η_C :rendement de compresseur

η_{PC} :rendement polo tropique

η_B : rendement de combustion.

π_T : rapport de pression du la turbine.

τ_t : rapport de température du la turbine.

η_{isT} : rendement isentropique de la turbine.

η_N : rendement de la tuyère.

η_P :rendement de propulsion.

η_{th} :rendement thermique.

η_{glo} :rendement global.

η_{Ht} :rendement de l'hélice.



Introduction



D A B

INTRODUCTION

Une turbomachine se calcule et se dimensionne pour un point de fonctionnement stabilisé bien déterminé (pour un avion civil ce sera en général le point de vol de croisière par exemple à Mach (0.8) et une altitude de 8000m avec une poussée spécifique bien définie). Comme son nom l'indique, le turbopropulseur est un moteur thermique appartenant à la catégorie des propulseurs indirects.

Le cycle pour ce point de fonctionnement s'optimise en fonction de certains critères (poussée spécifique, consommation spécifique, etc.) ; à la fin de cette étape on a donc déterminé le cycle de cette machine et par suite son dimensionnement, c'est ce qui constitue le fonctionnement adapté de la turbomachine.

Il reste à étudier le comportement de la machine tournante pour les autres points du domaine de vol, c'est ce qui constitue le fonctionnement hors adaptation de la turbomachine.

Le calcul d'adaptation est l'étape suivant alors du choix du cycle ; le calcul de ce cycle n'aura nécessité que le choix des grandeurs thermodynamiques (températures, rapports des pressions par exemple). Une fois le cycle est choisi, le débit découle de la poussée ou de la puissance qu'on veut réaliser.

Le calcul d'adaptation diffère alors du calcul du cycle purement thermodynamique par l'introduction de grandeurs géométriques. La construction physique des éléments du moteur fait apparaître des limites dans leur fonctionnement : limites aérodynamiques, thermiques et mécaniques ; ces deux dernières intervenant conjointement sur la durée de vie du moteur.

Les limites aérodynamiques peuvent se traduire par :

- Le blocage en débit au niveau des sections de passage.
- Le pompage du compresseur (limite de rapport de pression).
- La limite de puissance de la turbine.

Ce travail représente l'étude de conception aérothermodynamique d'un turbopropulseur adapté au turboréacteur prototype de laboratoire GLSK, réalisée avec un choix convenable et optimal.

L'organisation de ce travail est présenté sous forme de :

- généralité sur un turboréacteur et un turbopropulseur, concernant leurs composants et leurs géométries ;
- choix du cycle : dans ce chapitre la mécanique de base de propulsion par réaction est examinée en premier lieu et puis les différents cycles sont discutés, dans le but d'avoir le choix convenable et optimal du cycle du turbopropulseur ;

- étude aérothermodynamique de la turbine en tenant compte des différents types de pertes existantes avec des corrélations semi empirique afin de déterminer ses caractéristiques, d'où le choix optimal de la turbine à réaliser ;
- présentation d'une étude générale sur l'hélice en adaptant la théorie de l'élément de pale afin de déterminer ses caractéristiques, ce qui fera l'objet du 4^{ème} chapitre ;
- présentation et interprétation des résultats obtenus par les programmes de calcul et enfin une récapitulation des résultats donnant les dimensions et les performances finales du turbopropulseur à réaliser. Ce qui a fait l'objet du dernier chapitre ;
- conclusion générale qui apprécie la qualité du travail et des résultats obtenus d'une part ; et envisage des recommandations pour les travaux futur, d'autre part.



*Chapitre 01: Généralités sur
les Turboréacteurs
et Turbopropulseurs*

D A B

1.1. Généralités sur le turboréacteur

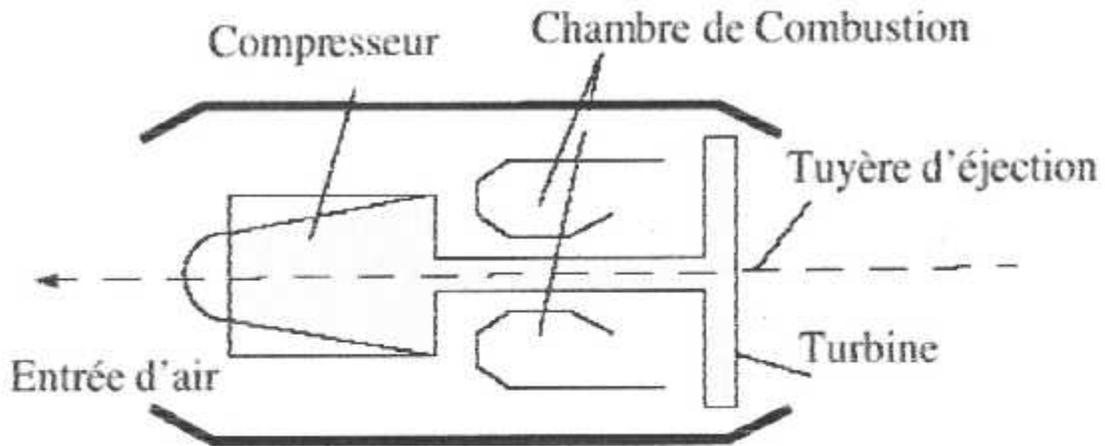


Fig. 1-01 : Schéma d'un turboréacteur.

- *l'entrée d'air*
- *compresseur*
- *chambre de combustion*
- *turbine*
- *tuyère d'éjection*

1.1.1. Étude des composants du turboréacteur

1.1.1.1. L'entrée d'air

Le canal d'entrée d'air devrait être, autant que possible sans détour et sa surface interne parfaitement lisse, l'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air ou cours du vol est de convertir l'énergie cinétique en énergie de pression, ce qui aboutit à une diminution de la vitesse et une augmentation de la pression.

Les entrées d'air se répartissent en deux grandes catégories

- a) les entrées d'air supersonique
- b) les entrées d'air subsonique

a) L'entrée d'air supersonique

Elle doit fonctionner efficacement dans trois régimes de vitesse : subsonique ; transsonique et supersonique, et chacun de ces régimes exige une configuration particulière.

Techniquement elle est plus complexe à réaliser parce que sa forme varie en fonction du nombre de Mach et de la section du col.

b) L'entrée d'air subsonique

Techniquement moins complexe à réaliser parce que sa forme ne varie pas varier en fonction du nombre de Mach et de la direction de l'écoulement.

I.1.1.2. Compresseur

Il fournit la quantité maximale d'air sous pression qui peut être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion. Chaque étage du compresseur est constitué d'un disque mobile avec ses aubes, appelé rotor, et d'un disque d'aubes fixe ; appelé stator.

En faisant tourner les ailettes composant le rotor aspirent l'air, le flux ainsi crée est stabilisé par le stator. Les fonctions du compresseur sont multiples puisque il devra entre autres permettre le refroidissement des parties les plus chaudes du moteur, la pressurisation des joints d'étanchéité, l'alimentation de la chambre de combustion .

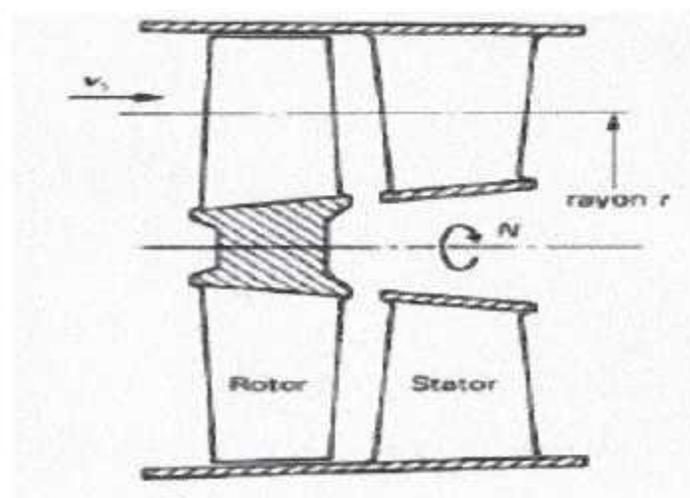


Fig.I-02 : Etage de compresseur axial [ref 5]

Le moteur est constitué de plusieurs compresseurs :

- Un compresseur basse pression, Où le rotor est de grande taille mais tourne lentement.
- Un compresseur haute pression, Où le rotor est de petite taille mais tourne à grande vitesse.
- Un compresseur moyenne pression, ayant un rotor de taille et de vitesse intermédiaire entre ceux de la basse et de la haute pression.

On a deux types des compresseur :

a) Compresseur axial

Un compresseur axial est constitué des éléments suivants :

- un rotor formé par un empilage de disques à la périphérie des quels sont fixées des ailettes, appelées aussi aubes. La construction du rotor est réalisée par des viroles permettant la séparation et la fixation des disques entre eux.
- un stator formant le carter du compresseur à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux recevant des aubes.

Chaque disque du rotor équipé de ces aubes forme une grille d'aubes rotor et chaque anneau du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes stator.

Un étage de compresseur axial est composé d'une grille d'aubes rotor sur roue mobile, suivie d'une grille d'aubes stator le diffuseur.

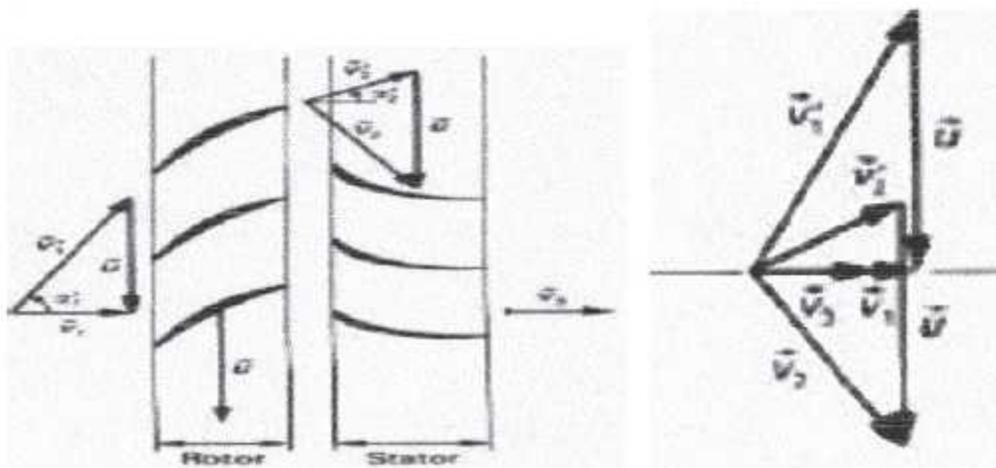


Fig.I-03-a : Coupe cylindrique développée (rayon r)

Fig. I-03-b : Triangle des vitesses

Fonctionnement d'un compresseur axial

La figure (I-03-a) permet d'expliquer le fonctionnement d'un compresseur axial à partir développement plan d'une coupe cylindriques de rayon r . le filet fluide, supposé axial à l'entrée du compresseur, attaque le rotor avec la vitesse relative $\vec{W}_1 = \vec{V}_1 - \vec{U}$.

L'angle d'attaque α_1 permet la définition du profil de pale à son entrée. La cambrure dû profil alors la vitesse relative de sortie \vec{W}_2 est ramenée vers l'axe de la machine avec diminution concomitante de son module ($\vec{W}_2 < \vec{W}_1$), puisque les composantes axiales des vitesses varient peu à la traversée d'une grille. Il s'ensuit une augmentation de la pression statique et aussi de la pression totale.

Le stator a pour but de redresser l'écoulement sortant de la roue mobile, avec la vitesse $\vec{V}_2 = \vec{W}_2 + \vec{U}$. Ce redressement entraîne aussi une diminution du module du vecteur vitesse ($\vec{V}_3 < \vec{V}_2$), donc une augmentation supplémentaire de la pression statique. Par ailleurs, l'évolution de la section annulaire de passage dans les étages successifs du compresseur, permet en diminuant progressivement la hauteur de la veine, d'ajuster la vitesse absolue jusqu'à une valeur assez basse pour entrer dans la chambre de combustion. Mais on est limité dans la réduction des vitesses par des critères de ralentissement du fluide qui, s'il ne sont pas respectés, vont entraîner des pertes par décollements à l'intérieur des aubages. Finalement, les sections annulaires d'un compresseur axial sont décroissantes (veine convergente), au fur et à mesure de la compression, car l'augmentation de la masse spécifique l'emporte sur la réduction de la vitesse axiale.

Pour des vitesses d'entraînement variant de 200 à 450 m/s, un étage de compresseur axial est capable de fournir des taux de compression allant de 1.2 à 2, les valeurs inférieures étant généralement obtenues sur des machines industrielles et les valeurs supérieures dans les domaine aéronautique.

Le rendement dépend de nombreux paramètres (charge aérodynamique des aubages, nombres de Mach des écoulements, taille des machines, ...) mais se trouve généralement compris entre 0.80 et 0.9.

b) Compresseur centrifuge

Il est composé d'un rotor souvent appelé 'rouet' et d'un stator ou diffuseur

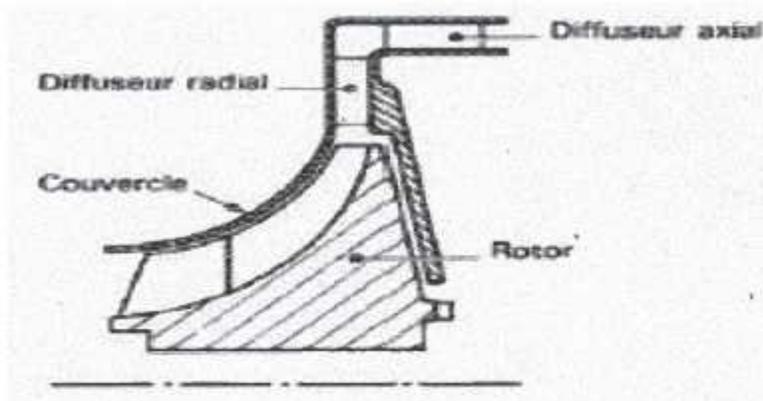


Fig. I-04 : Etage de compresseur centrifuge [ref 5]

Fonctionnement d'un compresseur centrifuge [ref 5]

La (figure I-05) permet d'expliquer le fonctionnement d'un compresseur centrifuge.

L'entrée du rotor est tout à fait analogue à celle d'un compresseur axial. Dans le rotor, les pales guident le fluide jusqu'à la sortie, où l'enthalpie augmente, de même que la vitesse d'entraînement qui passe de \vec{U}_1 à \vec{U}_2 . L'ensemble de diffusion est chargé de ralentir l'écoulement et de le ramener dans l'axial de la machine. L'élément radial effectue surtout la première tâche (diffusion) et l'élément axial la seconde, d'où son nom de redresseur.

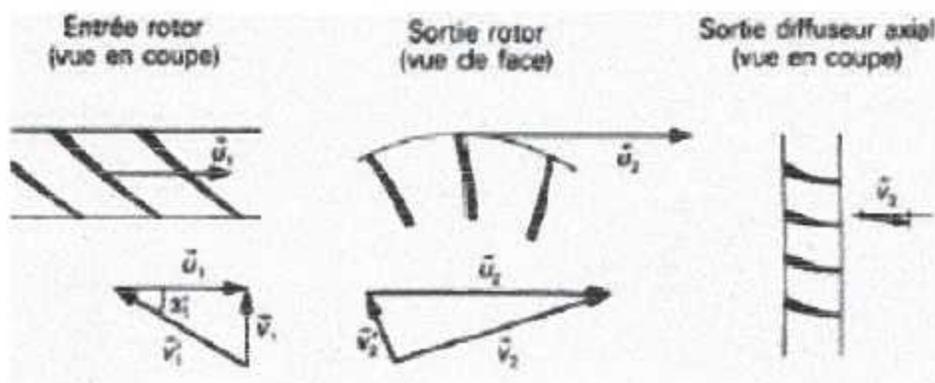


Fig. I-05 : Triangles des vitesses [ref 5]

Par exemple , actuelles les taux de compression varient de 2.5 à 9 pour des vitesses d'entraînement de 350 à 650 m/s à la périphérie du rotor.

Les rendements sont très sensibles aux paramètres constructifs et généralement inférieurs à ceux des compresseurs axiaux de l'ordre de 0.75 à 0.85.

1.1.1.3 Chambre de combustion

Elle sert à transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique .l'air comprimé est dirigé dans la chambre de combustion plus il y a d'air et plus il y a injection de carburant en aboutit à une très grande poussée.

Il existe différents types de chambres combustion ;

a) Chambres annulaires à flux direct

Le fluide se dirige axialement du compresseur vers les turbines sont particulièrement bien adaptées aux turbomoteurs possédant le compresseur axial.

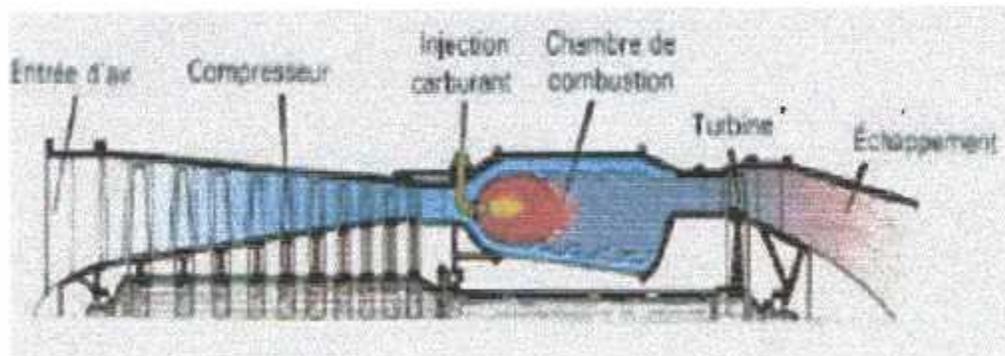


Fig. 1-06 : Chambre annulaires à flux direct [ref 5]

b) Chambres annulaires à flux inversé

S'adaptent bien au cas où le dernier étage de compression est centrifuge, l'écoulement au travers de ce type de chambre subit l'effet de deux coudes à 180°, mais une telle géométrie diminue notablement la longueur de la machine.

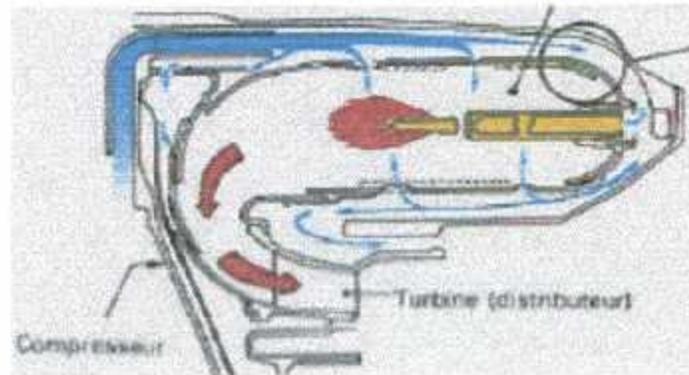


Fig. I-07 : Chambre annulaire à flux inversé [ref 5]

c) Chambres à pats séparés

Elles Contrairement aux chambres annulaires ,comportent plusieurs foyers de combustion raccordés à une volute de captation des gaz brûlés qui alimente le distributeur de turbine, l'écoulement dans ce type de chambre est inversé par le biais de la volute ,cette configuration s'harmonise particulièrement bien avec les turbine radiale.

d) Chambres annulaires à injection centrifuge

Elles Sont en fait tributaires des particularités de cette injection de carburant qui leur confère une géométrie. Cette configuration est très bien adaptée aux compresseurs centrifuges ;

e) Chambres à pot unique

Elles Souvent rencontrées dans les applications industrielles permettent d'avoir un foyer extérieur à la turbine à gaz donc de maintenance plus facile et aisément adaptable à une diversité de carburants .

- **Technologie des chambres de combustion**

Le volume d'une chambre de combustion est divisé en deux zones ;

- la zone primaire : siège de la combustion proprement dite, est une zone où la température des gaz est très élevée (2000 à 2200 K) dans des conditions proches de la stœchiométrie.

- la zone secondaire (zone de dilution) : est celle dans laquelle les gaz très chauds de la zone primaire sont dilués avec l'air sortant du compresseur ,qui a préalablement refroidi les parois de la chambre.

Les matériaux utilisés dans les chambre sont des tôles d'acier réfractaire de type NC22FeD, la tendance future est de s'orienter vers des matériaux composites de type Sic ,qui permettant soit de supprimer le refroidissement des parois ,soit de fonctionner à des températures plus élevées.

1.1.1.4 Turbine

La turbine transforme l'énergie cinétique et thermique des gaz en énergie mécanique, la turbine est reliée au compresseur par un axe (arbre) central .lorsque la turbine tourne à cause des gaz d'échappements qui frappent ses ailette, le compresseur tourne également afin de comprimer l'air. Il existe deux types :

- turbine axiale ;
- turbine radiale (centripète) ..

a) Turbine axiale

Un étage de turbine axiale est composé d'une grille d'aubes fixes (distributeur) et d'une grille d'aubes mobiles (roue).

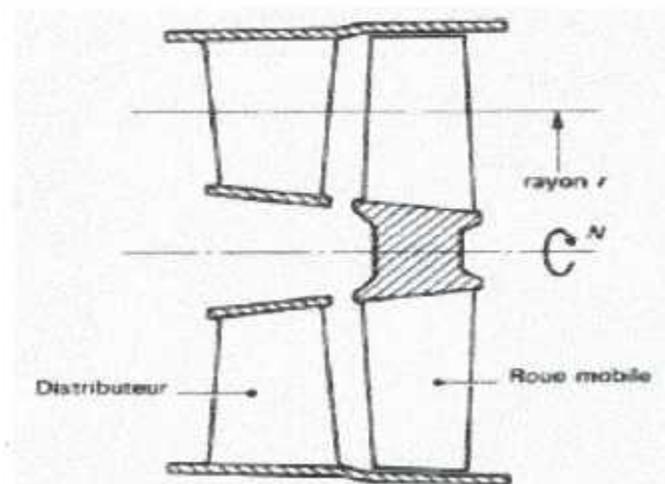


Fig. 1-08 : Etage de turbine axial [ref 5]

Fonctionnement

La figure I-09 Permet d'expliquer le fonctionnement d'une turbine axiale à partir du développement plan d'une coupe cylindrique de rayon r , les aubages du distributeur dévient, dans le sens de la rotation de la roue, la vitesse absolue d'entrée de distributeur \vec{V}_1 et augmente son module ($\vec{V}_1 < \vec{V}_2$); Cette prise de vitesse s'accompagne d'une première diminution de la pression statique.

La cambrure du profil de la roue dévie ensuite la vitesse relative du filet fluide avec accroissement simultané de son module ($\vec{W}_3 < \vec{W}_2$); il s'ensuit une nouvelle diminution de la pression statique et une baisse de la pression totale, due à la cession d'énergie et aux pertes dans la roue.

Le filet fluide sort de la roue avec une vitesse Absolue $\vec{V}_3 = \vec{W}_3 + \vec{U}$ qui peut être axiale présenter un angle g , appelé giration par ailleurs, les sections annulaires d'une turbine axiale sont croissantes (veine divergente) au fur et à mesure de la détente afin de conserver un Mach axial comprise entre 0.4 et 0.6 en sortie de roue. Pour des turbines moins chargées, les rendements peuvent atteindre et dépasser à 0.9.

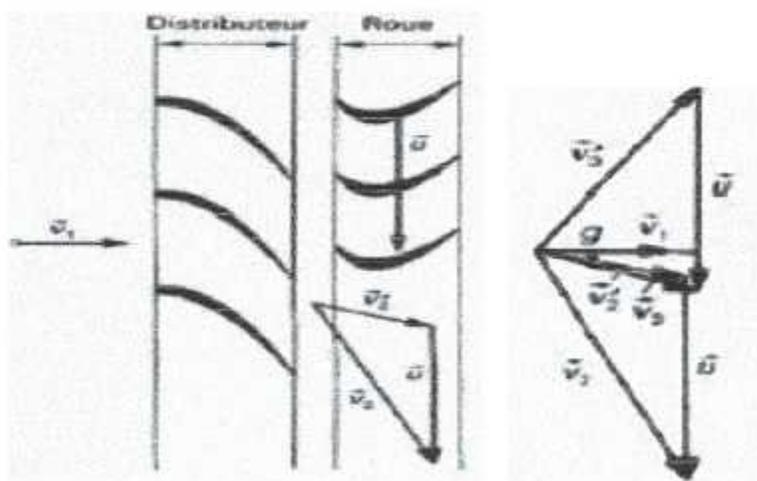


Fig. I-09 : Coupe cylindrique développée [ref 5] Fig. I-10 : Triangle des vitesses

b) Turbine radiale (centripète)

Elle est également constituée de deux éléments, le distributeur et la roue.

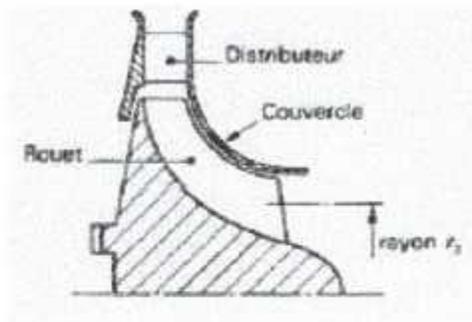


Fig.I-11 : Etage de turbine centrifuge [ref 5]

Fonctionnement

Le distributeur est chargé d'accélérer l'écoulement par déviation angulaire dans le sens de la rotation du rouet ce qui implique une première détente. Dans le rouet, l'enthalpie diminue corrélativement à la vitesse d'entraînement qui passe de U_1 à U_2 , ce qui produit une seconde détente.

Les taux de détente pour les turbines radiales va de 2.5 à 7 ,Ce type de turbine ,qui est souvent utilisé dans les applications industrielles ,conservent un rendement de bon niveau (0.85 à 0.90).

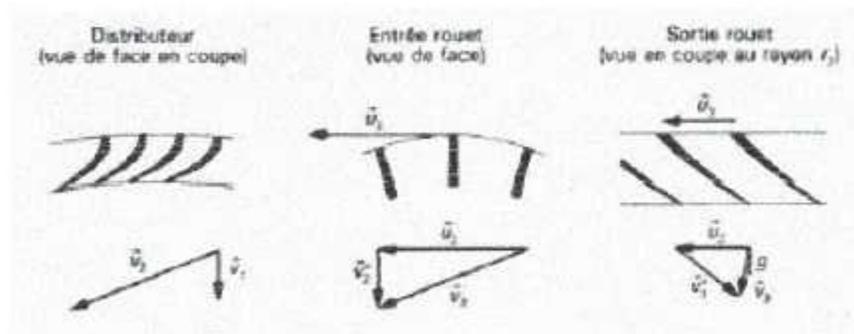


Fig. I-12 : Triangle des vitesses [ref 5]

Matériaux des turbines

- Distributeur

On utilise soit des tôles d'acier réfractaires à base de cobalt type KC20WN (HS25), soit des aciers réfractaires ayant de bonnes propriétés de coulabilité : NC15K10DAT (C1023), NCK20D (C260) ces aciers doivent aussi être protégés par des revêtements contre la corrosion.

- Roue de turbine

Il existant deux modes de construction :

- **Les roues monoblocs**

pales et disque forment une pièce unique, on utilisés les matériaux sont NC12K9HF 0.5 (iNCO792), NKW10CATaHF (MARM002), NC12ADHF (MARM004)

- **Les roues à pales rapportées**

pales et disque sont assemblés mécaniquement généralement par pieds de sapin et brochage .le matériaux utilisés pour les disques sont NCK19DAT (Udimet 500), NCK15TDA (Udimet 720), NC19FeNb (iNCO 718), pour les pales le matériaux retenus dépendent du niveau de température de la pale, lui même lié à la température des gaz et à la présence ou non d'un circuit de refroidissement interne.

I.1.1.5 Tuyère

La tuyère est chargée d'assurer la sortie des gaz ,conformément aux spécifications de l'utilisateur , elle convertit la pression de gaz en énergie cinétique, cette détente , plus ou moins parfaite selon la forme de tuyère, permet de diminuer la perte d'énergie et d'abaisser par conséquent la pression à la sortie de la turbine pour une pression finale donnée.

Il y a deux types des tuyères :

a- Tuyère convergente

La section diminue progressivement engendrant une augmentation de vitesse, et une diminution de la pression.

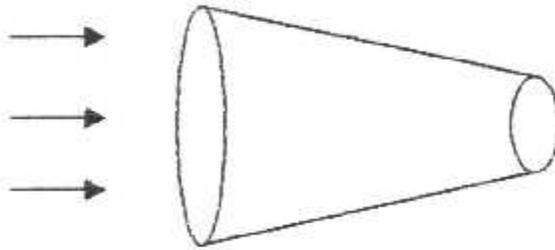


Fig. I-13 : Tuyère convergente

b- Tuyère convergente divergente

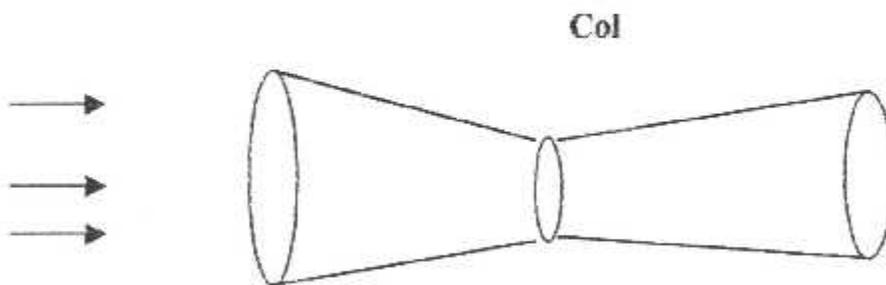


Fig. I-14 : Tuyère convergente divergente.

La partie divergente accélère l'écoulement jusqu'à des vitesses supersonique en contenant la dilatation des gaz de façon que cette dilatation, effectuée seulement en partie dans le canal convergent, se fasse vers l'arrière.

I.2. Généralités sur le turbopropulseur

I.2.1. Etude des composants du turbopropulseur

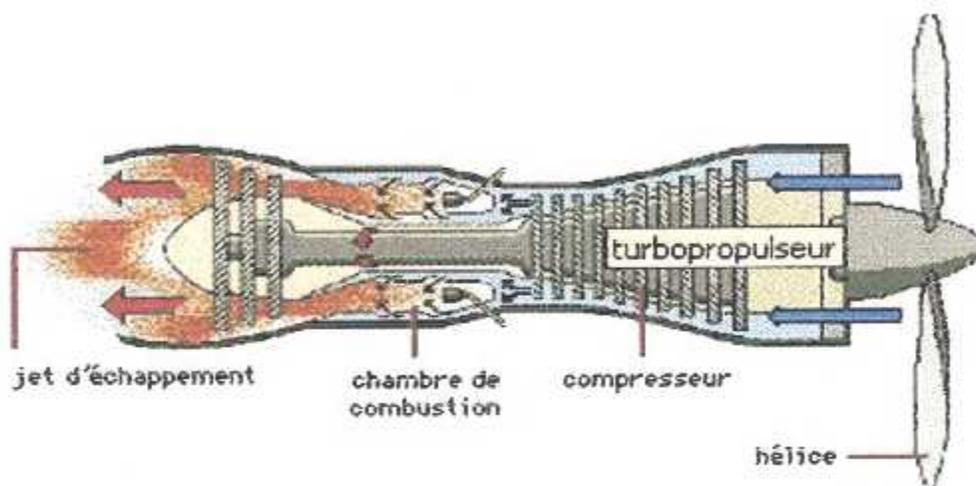


Fig. I-15 : Schéma d'un turbopropulseur.

- L'entre d'air
- Compresseur (centrifuge, axial)
- Chambre de combustion
- Turbine liée (centrifuge, axial)
- Turbine libre (centrifuge, axial)
- Tuyère
- hélice
- Réducteur de vitesse

I.2.1.1. L'hélice

L'arbre entraîné par la turbine entraîne à son tour non seulement le compresseur mais aussi une hélice placée en avant du diffuseur d'entrée. C'est elle qui fournit la principale poussée.

1.2.1.2. Le Réducteur

1.2.1.2.1. But

Suivant la puissance que l'on désire recueillir sur l'arbre, les générateurs des turbopropulseurs sont équipés soit de compresseurs axiaux soit de compresseur centrifuge : leur régime de rotation est donc compris entre 10000 et 50000 tr/min. l'hélice doit, non seulement assurer une traction élevée aux vitesses proches de celle de décollage, mais également une bonne alimentation des gouvernes ; leur débit d'air doit être conséquent, d'où leur diamètre.

Si l'on considère cette même hélice à vitesse avion élevée (croisière), le Mach relatif à la pale est non seulement fonction de cette vitesse mais également de la vitesse circonférentielle U .

Or celle-ci croît comme le rayon à même vitesse de rotation. Le profil de pale est déterminé afin de travailler dans le domaine subsonique, voire transsonique ; or le Mach augmente avec la vitesse tangentielle il faut donc réduire la vitesse de rotation de l'hélice.

Pour ce faire, il est installée entre les turbines de puissance et l'hélice une boîte d'engrenages dont le but est de permettre la transmission de puissance tout en réduisant le régime de rotation ; cet ensemble est le réducteur.

1.2.1.2.2. Description

C'est un ensemble de roues dentées s'engrenant mutuellement et réalisé suivant deux grands principes ; on distingue le réducteur à planétaires, aussi appelé coaxial, et le réducteur à satellites dit épicycloïdal.

a) Réducteur coaxial

Ce type de réducteur est le plus utilisé ; le nombre de planétaires dépend du couple à transmettre, en général trois ou quatre ; nous verrons dans un paragraphe suivant que ce nombre n'intervient pas dans la caractéristique de cet organe : le rapport de réduction. Ce réducteur possède deux étages de réduction élémentaire.

b) Réducteur épicycloïdal

Le pignon moteur entraîne les satellites tournant à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter. Le mouvement de rotation des axes des satellites est récupéré par une flasque recevant l'arbre porte hélice. Dans ce cas également, le nombre de satellites n'intervient pas dans le calcul du rapport de réduction mais est proportionnel au couple à transmettre pour un matériau donné.

Rapport de réduction :

Le réducteur est caractérisé par son rapport de réduction défini ainsi :

$$r = \text{rapport de réduction} = \frac{N_{\text{sortie}}}{N_{\text{entrée}}}$$

Quel que soit le type de turbopropulseur, le régime de sortie est toujours celui de l'hélice (NH) alors que l'arbre moteur pour un GTP liée est l'arbre compresseur-Turbine ; soit générateur (NG), tandis que pour une GTP libre , l'arbre d'entrée est celui des turbines libres (NTL), nous avons donc :

$$\text{GTP liée} \quad r = \frac{NH}{NG}$$

$$\text{GTP libre} \quad r = \frac{NH}{NTL}$$

L'hélice tournant aux environs de 1000 à 2000 tr/min suivant le type de compresseur utilisé. Le générateur à un régime voisin de 10000 à 40000 tr/min ; ce rapport est donc compris entre 1/10 à 1/20.

1.2.2 Différents types de turbopropulseurs

Suivant la liaison entre la turbine génératrice et les turbines de puissance on distingue plusieurs types de turbopropulseurs.

1.2.2.1 Les turbopropulseurs à turbines liées

Ce type de moteur, les turbines de puissance sont liées mécaniquement au générateur, le générateur et l'hélice ne forment qu'un seul mobile, soit le schéma suivant :

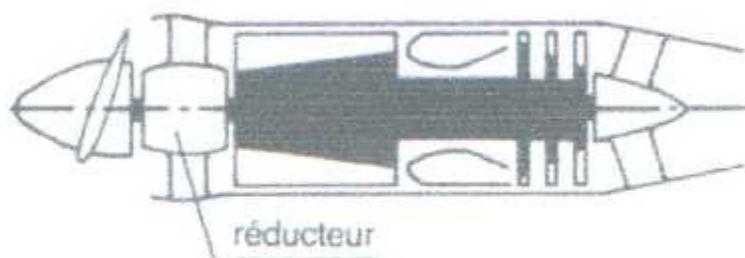


Fig. I-16 : Turbopropulseurs à turbines liées [ref 2]

- En régime stabilisé on peut écrire :

La puissance développée par les étages de turbine = puissance absorbée par le compresseur, le réducteur est l'hélice, aux prélèvements près.

1.2.2.2 Les turbopropulseurs à turbines libres

Pour ce type de moteur le générateur est bien dissocié des turbines de puissance, elle est caractérisé par au moins deux mobiles (le mobile générateur en un ou plusieurs corps et les turbines de puissances entraînant l'hélice par l'intermédiaire du réducteur) soit le schéma suivant.

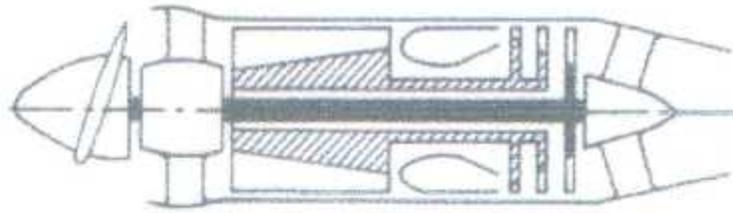


Fig. I-17 : Turbopropulseurs à turbines libres[ref 2]

- En peut écrire un bilan de puissance :

Puissance de turbine générateur = puissance de compresseur + puissance accessoires.

- A régime de rotation des turbines libres constante, la puissance de la turbine libres = la puissance du réducteur + la puissance d'hélice

1.2.2.3 Les turbopropulseurs Mixtes

Des moteurs de forte puissance de compresseurs axiaux, il peut être intéressant d'apporter le régime du compresseur basse pression à celui de l'hélice.

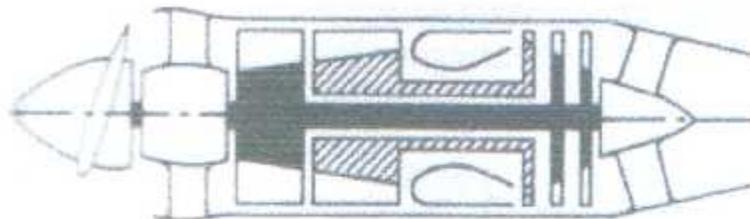


Fig. I-18 : Turbopropulseurs Mixtes[ref 2]



*Chapitre 02:
Choix du Cycle*



D A B

II-1 Introduction

Dans ce chapitre la mécanique de base de propulsion par réaction est examinée en premier lieu et puis les différents cycles sont discutés. Les plus importants des rendements discutés ; le rendement thermodynamique, le rendement de propulsion et le rendement global. Nous verrons également le rendement du turboréacteur et du turbopropulseur. Ces rendements montrent à quel degré d'efficacité est utilisé le JET des gaz de combustion. En règle générale, le but principal est d'optimiser la puissance utile développée par rapport à la quantité de carburant injectée.

II-2 Cycle thermodynamique du Turboréacteur

Tous les turboréacteurs travaillent suivant le cycle de JOULE ou cycle de turbine à gaz. Ce cycle est composé de trois phases à savoir la compression, la combustion et la détente. Cependant la détente se produit dans la turbine ou dans la tuyère ou dans les deux et le schéma suivante discute les différent stations d'un turboréacteur.

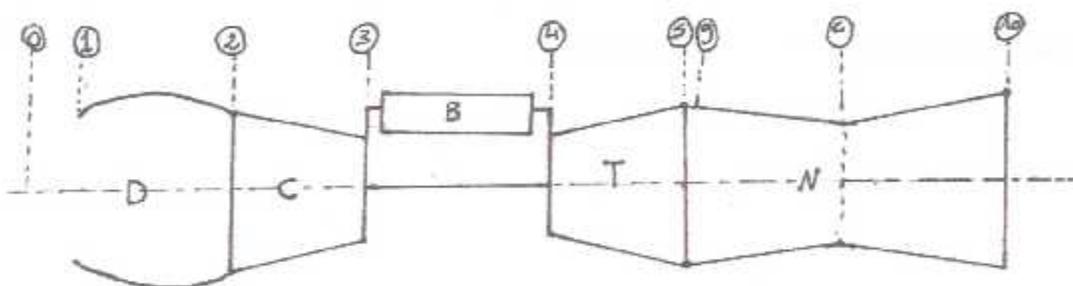


Fig. II-1 : Schéma de différent station d'un turboréacteur

Station 0 : Ecoulement à l'avant du turboréacteur.

Dans cette phase, l'air n'est pas perturbé, ses caractéristiques thermodynamiques restent inchangées.

Station 1-2 : Entrée d'air.

Deux cas peuvent à présenter, soit le moteur travaille à l'état statique et la pression totale est égerment inférieure à la pression atmosphérique, soit le moteur travaille en vol et l'augmentation de pression est dite la pression dynamique.

Station 2-3 : Compresseur.

Le processus de la compression est réel, la pression et la température totale augmente alors que le volume spécifique diminue.

Station 3-4 : Chambre de combustion.

La combustion se fait à pression constante, l'enthalpie des gaz augmente considérablement au cours de cette phase.

Station 4-5 : Turbine.

le compresseur est alimenté par la turbine qui transforme une partie de l'énergie des gaz sous forme de travail sur l'arbre, la pression totale et la température totale ; chaleur à travers la turbine.

Station 5-10 : Tuyère d'éjection.

A l'entrée de la tuyère, la pression et la température sont relativement haute, la tuyère à une section convergente ou convergente divergente, biens que la température totale et la pression restent inchangées le long de la tuyère, la température statique et la pression statique, chaleur produire une augmentation de vitesse, la pression statique peut être égale ou supérieur à la pression atmosphérique. Si elle est égale, on dit que la tuyère est adaptée mais si elle est supérieure on dit que la détente est incomplète.

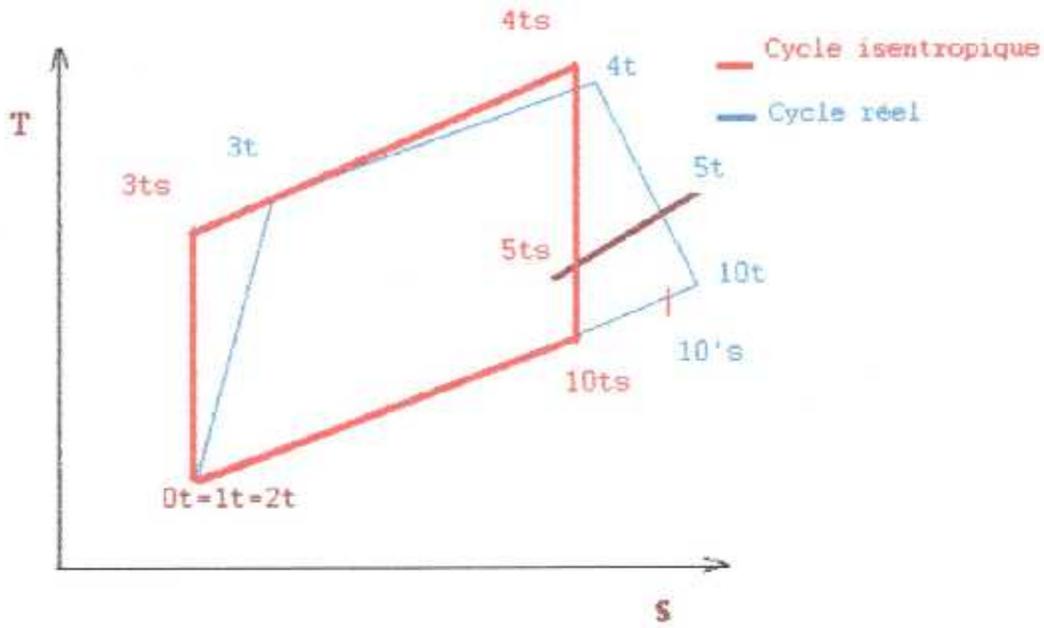


Fig. II-2 : Cycle thermodynamique d'un turboréacteur [ref 7]

II-2-1 Paramètres thermodynamiques dans les différentes stations [ref 7]

II-2-1-1 Caractéristiques de la prise d'air

La transformation de l'air dans cette partie du moteur n'est pas isentropique et donc on peut définir efficacité π_D et le rendement η_D par :

$$\pi_D = \frac{P_{12}}{P_{10}} \dots\dots\dots(II-1)$$

$$\eta_D = \frac{T_{12s} - T_0}{T_{12} - T_0} \dots\dots\dots(II-2)$$

$$M_0 = \frac{V_0}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0}} \dots\dots\dots(II-3)$$

$$\tau_D = \frac{T_{12}}{T_0} = 1 \dots\dots\dots(II-4)$$

$$\pi_D = \frac{P_2}{P_0} = \left(\frac{1 + \eta_D \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots (II-5)$$

$$P_{r2} = P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_D \dots\dots\dots (II-6)$$

$$T_{r2} = T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_D \dots\dots\dots (II-7)$$

(avec $\tau_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2$ et $\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$)

II-2-1-2 Caractéristiques de compresseur

$$\tau_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \dots\dots\dots (II-8)$$

$$\pi_c = \frac{P_3}{P_2} \dots\dots\dots (II-9)$$

$$\tau_c = \frac{T_3}{T_2} \dots\dots\dots (II-10)$$

Le rendement d'un compresseur est défini par le rapport de l'augmentation d'enthalpie isentropique ment sur l'augmentation d'enthalpie réelle.

$$\eta_{isc} = \frac{\frac{\tau_c-1}{\pi_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}}{\frac{\tau_c-1}{\pi_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c} \eta_c} - 1}} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{\tau_c - 1} \dots\dots\dots (II-11)$$

II-2-1-3 Caractéristiques de la chambre de combustion

L'écoulement des gaz subit une chute de la pression totale à travers la chambre de combustion. On définit alors un coefficient λ appelé coefficient de chute de pression

$$\lambda_{cc} = \frac{P_{t_2} - P_{t_3}}{P_{t_2}} \quad \text{exprimée en \%}$$

$$f = \left[\frac{\left(\tau_B - \frac{C_{pc}}{C_{pb}} \right)}{\left(\frac{\eta_B \cdot Q_R}{C_{pb} \cdot T_{\max}} \right) - 1} \right] \quad \text{.....(II-12)}$$

$$T_{t4} = \frac{T_{\max}}{\tau_D} \quad \text{.....(II-13)}$$

$$\tau_B = \frac{T_{\max}}{T_{t3}} = \frac{T_{t4}}{T_0 \cdot \tau_e \cdot \tau_C} \quad \text{.....(II-14)}$$

$$\pi_B = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = 1 - \frac{\Delta P_{tB}}{P_{t3}} \quad \text{.....(II-15)}$$

Le rendement de combustion est défini comme étant le rapport de l'augmentation d'enthalpie réelle sur le pouvoir calorifique du carburant. Si le débit de carburant n'est pas négligeable.

$$\eta_B = \frac{[(\dot{m}_a + \dot{m}_f)h_{t4} - \dot{m}_a \cdot h_{t3}]}{\dot{m}_f \cdot Q_R} \quad \text{.....(II-16)}$$

$$\text{avec } f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

QR: pouvoir calorifique du carburant.

II-2-1-4 Caractéristiques de la turbine

$$\tau_T = 1 - \frac{C_p \cdot (\tau_C - 1)}{(1+f) \eta_m \cdot C_p \tau_C \cdot \tau_B} \dots \dots \dots (II-17)$$

$$\pi_T = \left[\frac{\tau_T - 1}{\eta_T} + 1 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots \dots \dots (II-18)$$

$$T_{15} = T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_D \cdot \tau_C \cdot \tau_B \cdot \tau_T = T_{14} \cdot \tau_T \dots \dots \dots (II-19)$$

$$P_{15} = P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_D \cdot \pi_C \cdot \pi_B \cdot \pi_T = P_{14} \cdot \pi_T \dots \dots \dots (II-20)$$

Le rendement isentropique de la turbine est défini :

$$\eta_{isT} = \frac{\pi_T^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \eta_{isT}} - 1}{\pi_T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1} \dots \dots \dots (II-21)$$

II-2-1-5 Caractéristiques de la tuyère d'éjection

$$T_{19} = T_{15} \quad \text{et} \quad P_{19} = P_{15} \dots \dots \dots (II-22)$$

a) Tuyère convergent

η_N : Le rendement de la tuyère

$$\eta_N = \frac{h_{19} - h_{10}}{h_{19} - h_{10s}} = \frac{T_{19} - T_{10}}{T_{19} - T_{10s}} \dots \dots \dots (II-23)$$

- Nombre de Mach à la sortie :

$$M_{10} = \left[\frac{2}{\gamma_N - 1} \cdot \left(\frac{\eta_N \cdot (1 - (P_{10}/P_{19})^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}})}{1 - \eta_N \cdot (1 - (P_{10}/P_{19})^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}})} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots(\text{II-24 ref 7})$$

Si non :

$$\pi_N = \frac{P_{10}}{P_{19}} \dots\dots\dots(\text{II-25})$$

$$M_{10} = \left[\frac{2}{\gamma_N - 1} \cdot \left(\pi_N \cdot \left(\frac{P_{19}}{P_{10}} \right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots(\text{II-26})$$

- Température statique T_{10}

$$T_{10} = \frac{T_{110}}{1 + \frac{\gamma_N - 1}{2} \cdot M_{10}^2} \dots\dots\dots(\text{II-27})$$

- La vitesse d'éjection V_{10}

$$V_{10} = M_{10} \cdot \sqrt{\gamma_N \cdot R \cdot T_{10}} \dots\dots\dots(\text{II-28})$$

- La masse volumique des gaz à la sortie ρ_{10}

$$\rho_{10} = \frac{P_{10}}{r \cdot T_{10}} \dots\dots\dots(\text{II-29})$$

La section de la sortie A_{10}

$$A_{10} = \frac{\dot{m}_a \cdot (1+f)}{\rho_{10} \cdot V_{10}} \dots \dots \dots (\text{II-30})$$

Rayon de sortie D_{10}

$$R_{10} = \sqrt{\frac{A_{10}}{\pi}} \dots \dots \dots (\text{II-31})$$

- La tuyère est critique donc : $M_{10}=1$

$$\frac{P_{t9}}{P_{10}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_N} \cdot \left(\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N + 1} \right) \right]^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots \dots \dots (\text{II-32})$$

Ou bien :

$$\frac{P_{t9}}{P_{10}} = \frac{P_{t9}}{P_c} = \pi_N^{-1} \cdot \left(\frac{\gamma_N + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots \dots \dots (\text{II-33})$$

b) Tuyère convergente divergente

- Tuyère n'est pas critique :

$$\frac{P_{t9}}{P_c} = \left[1 - \frac{1}{\eta_N} \cdot \left(\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N + 1} \right) \right]^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots \dots \dots (\text{II-34})$$

On distingue trois types de fonctionnement de la tuyère supersonique :

- Tuyère adaptée ou $P_{10} = P_0$ $\left(\frac{P_0}{P_{10}} = 1\right)$

- Tuyère sous détendue, ou $P_{10} < P_0$ $\left(\frac{P_0}{P_{10}} > 1\right)$

- Tuyère sur détendue, ou $P_{10} > P_0$ $\left(\frac{P_0}{P_{10}} < 1\right)$

La détente des gaz chauds dans la tuyère est accompagnée par une chute de pression totale. Les gaz quitteront la tuyère à une température plus élevée que la température si la détente était idéale. On définit alors un rendement de tuyère par :

$$\eta_N = \frac{T_{10} - T_{10i}}{T_{10} \left(1 - \left(\frac{P_{10}}{P_{10i}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right)} \dots \dots \dots (\text{II-35})$$

II-2-2 Paramètre des performances du moteur

II-2-2-1 Poussée spécifique

$$T_S = \frac{T}{m a} = (1+f) V_{10} - V_0 + \frac{P_{10} \cdot A_{10}}{m a} \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}} \right) \dots \dots \dots (\text{II-36})$$

II-2-2-2 Consommation spécifique

$$C_S = \frac{f}{T_S} \dots \dots \dots (\text{II-37})$$

II-2-2-3 Rendements

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

a) Rendement de propulsion

Le rendement propulsif est rapport de la puissance de propulsion sur la puissance thermique réelle :

$$\eta_p = \frac{T_s \cdot V_0}{\frac{1}{2}(1+f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 + (1+f) \cdot r \cdot T_{10} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right)} \quad \text{(II-38)}$$

b) Rendement thermique

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique sur la puissance calorifique :

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2}(1+f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 + (1+f) \cdot r \cdot T_{10} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right)}{f \cdot Q_u} \quad \text{(II-39)}$$

c) Rendement global

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

$$\eta_{glo} = \eta_p \cdot \eta_{th} \quad \text{(II-40)}$$

II-3 Cycle thermodynamique d'un turbopropulseur

Le turbopropulseur utilise un turbo compresseur composé d'une turbine et d'un compresseur pour générer à haute température et haute pression. Ces gaz sont détendus à travers une turbine libre pour produire une puissance mécanique nécessaire à l'hélice. Cependant, cette turbine peut être liée et dans ce cas la turbine fournit une

puissance qui est absorbée par l'hélice et par le compresseur d'air et les gaz chauds évoluent suivant les stations suivantes :

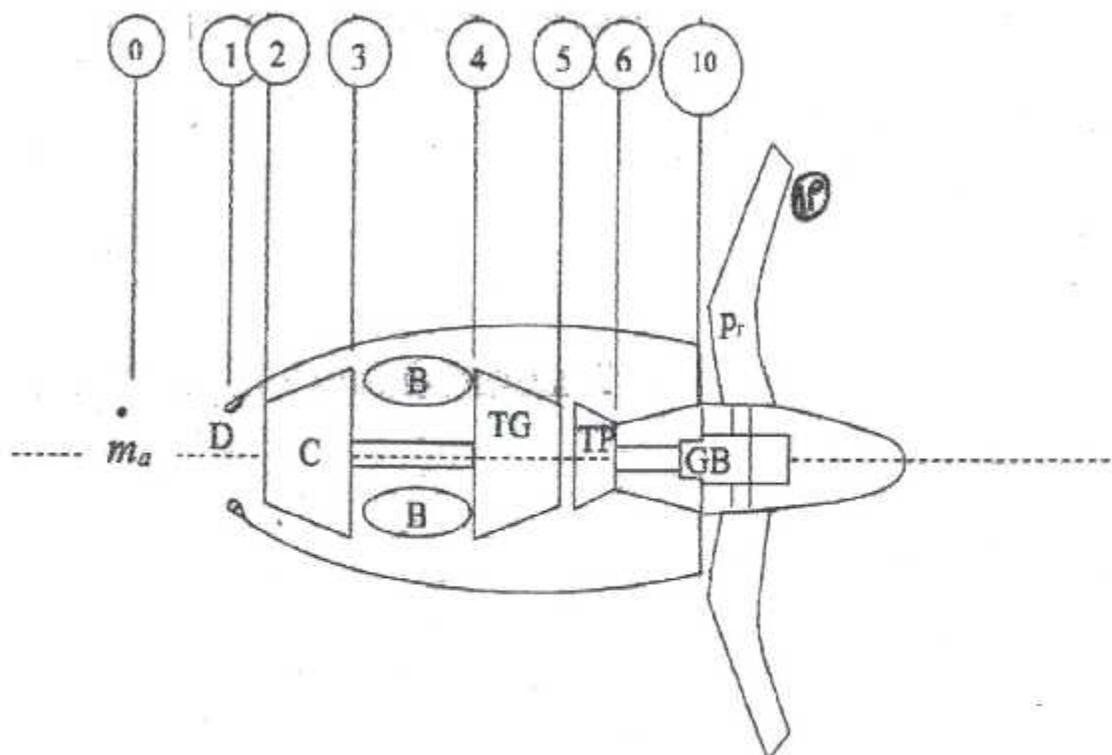


Fig. II-3 : Schéma de différentes stations d'un turbopropulseur [ref 7]

Station 5-6 : Turbine libre.

Station 10 : L'hélice communique à l'air une accélération, La vitesse au point 1 est supérieure à celle du point 0.

Les transformations de l'air et des gaz peuvent être représentées sur un diagramme T-S dans la fig (II-4).

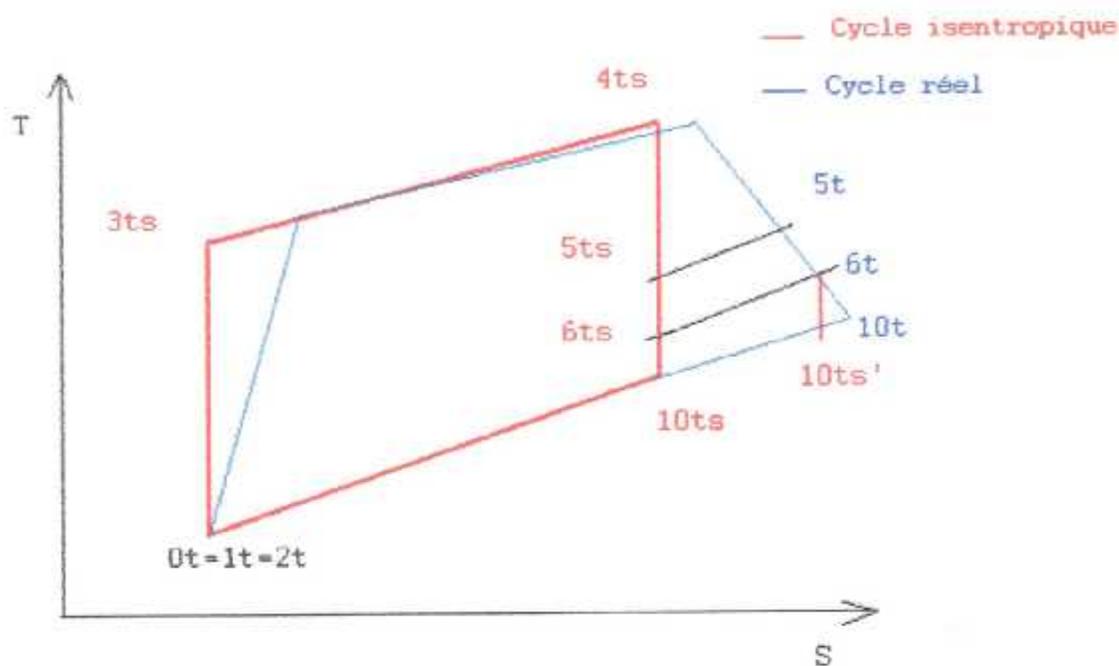


Fig. II-4 : Cycle d'un turbopropulseur [ref 7]

II-3-1 Paramètres thermodynamiques dans les différentes stations [ref -7-]

II-3-1-1 Caractéristique de l'hélice (propeller)

On définit le rendement de propulsion de l'hélice par :

$$\eta_{pr} = \frac{T_{pr} \cdot V_0}{P_e} \dots\dots\dots (II-41-a)$$

avec :

$$T_{pr} = D \cdot (V_{1p} - V_0) \dots\dots\dots (II-41-b)$$

Où T_{pr} : la poussée de l'hélice .

D :débit d'air de l'hélice .

V_{1p} :la vitesse sortie à hélice.

$T_{pr} \cdot V_0$: Puissance de propulsion de l'hélice ou puissance disponible

P_e : Puissance exigée sur l'arbre

Si le moteur est à turbine libre donc : $P_c = \eta_g \cdot P_t$

Où :

η_g : Rendement mécanique du réducteur de vitesse (Gear Box)

P_t : Puissance de la turbine

P_c : Puissance de compresseur

Donc :

$$T_{pr} \cdot V_0 = \eta_{pr} \cdot P_c = \eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot P_t$$

Si le moteur est à turbine liée donc : $P_c = \eta_g \cdot \eta_m \cdot P_t - P_c$

II-3-1-2 Caractéristiques de la prise d'air

$$\tau_D = \frac{T_{t2}}{T_n} = 1 \dots\dots\dots (II-42)$$

$$\pi_D = \frac{P_{t2}}{P_n} = \left(\frac{1 + \eta_D \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots (II-43)$$

II-3-1-3 Caractéristiques de compresseur

$$\tau_C = \frac{\pi_C^{\frac{(\gamma_C - 1)}{\gamma_C}} - 1}{\eta_C} + 1 = \pi_C^{\frac{(\gamma_C - 1)}{\gamma_C \cdot \eta_{pc}}} \dots\dots\dots (II-44)$$

$$\pi_C = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \dots\dots\dots (II-45)$$

$$\tau_c = \frac{T_{i3}}{T_{i2}} \dots\dots\dots (II-46)$$

II-3-1-4 Caractéristiques de la chambre de combustion

$$f = \frac{\left[\frac{\tau_a - C_{pc}}{C_{pb}} \right]}{\left[\frac{\eta_B \cdot Q_R}{C_{pb} \cdot T_{\max}} \right] - 1} \dots\dots\dots (II-47)$$

$$T_{\max} = T_{i4} \dots\dots\dots (II-48)$$

$$\tau_B = \frac{T_{i4}}{T_{i3}} = \frac{T_{i4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_c} \dots\dots\dots (II-49)$$

$$\pi_B = \frac{P_{i4}}{P_{i3}} = 1 - \frac{\Delta P_{dB}}{P_{i3}} \dots\dots\dots (II-50)$$

II-3-1-5 Caractéristiques de la turbine du générateur à gaz

$$\pi_{TG} = \left[\frac{\tau_{TG} - 1}{\eta_{TG}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} = \tau_{TG}^{\left(\frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1) \eta_{TG}} \right)} \dots\dots\dots (II-51)$$

$$P_C = \eta_m \cdot P_T \dots\dots\dots (II-52)$$

Cependant, la charge de la turbine τ_T est obtenue par l'équation de couplage avec le compresseur.

En effet : $P_e = \eta_g \cdot \eta_m \cdot P_T - P_C$ ou $P_e + P_C = \eta_g \cdot \eta_m \cdot P_T$

$$\tau_{TG} = 1 - \frac{\eta_{TG} \cdot \alpha \cdot \Delta h}{C_{PT} \cdot T_{i4}} \dots \dots \dots (II-53)$$

$$\Delta h \approx C_{PT} (T_{i4} - T_{10S'}) \quad \text{avec} \quad \frac{T_{i4}}{T_{10S'}} = \left(\frac{P_{i4}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma_T - 1}{\gamma_T}} \dots \dots \dots (II-54)$$

II-3-1-6 Caractéristiques de la Turbine de puissance

$$\Delta h \approx C_{PT} \cdot T_{i4} \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_{i4}} \right)^{\frac{\gamma_T - 1}{\gamma_T}} \right) \quad \text{avec} \quad P_{i4} = P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_D \cdot \pi_C \cdot \pi_B$$

$$\Delta h = C_{PT} \cdot T_{i4} \left(1 - (\pi_r \cdot \pi_D \cdot \pi_C \cdot \pi_B)^{\frac{1 - \gamma_T}{\gamma_T}} \right) \dots \dots \dots (II-55)$$

d'où :

$$\tau_T = 1 - \eta_T \cdot \alpha \left(1 - [\pi_r \cdot \pi_D \cdot \pi_C \cdot \pi_B]^{\frac{1 - \gamma_T}{\gamma_T}} \right) \dots \dots \dots (II-56)$$

$$T_{15} = T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_D \cdot \tau_C \cdot \tau_B \cdot \tau_T \quad \text{et} \quad P_{15} = P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_D \cdot \pi_C \cdot \pi_B \cdot \pi_T \dots \dots \dots (II-57)$$

$$\tau_{TP} = 1 - \frac{\eta_{TP} \cdot \alpha \cdot \Delta h}{C_{PTP} \cdot T_{15}} \dots \dots \dots (II-58)$$

$$\Delta h = C_{PTP} \cdot T_{15} \left(1 - \left(\pi_r \cdot \pi_D \cdot \pi_C \cdot \pi_B \right)^{\frac{1-\gamma_{TP}}{\gamma_{TP}}} \right) \dots \dots \dots (II-59)$$

α : Le facteur de répartition de l'enthalpie

$$\alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2 \cdot \Delta h} \left(\frac{\eta_N}{\eta_{PC}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{TP}^2} \right) \dots \dots \dots (II-60)$$

II-3-1-7 Caractéristiques de la tuyère

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{PTP} \cdot T_{16} \cdot \eta_N \cdot \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_{16}} \right)^{\frac{\gamma_N-1}{\gamma_N}} \right)} \quad \text{Ou} \quad V_{10} = \sqrt{2 \cdot \eta_N \cdot (1-\alpha) \cdot \Delta h} \dots \dots \dots (II-61)$$

$$T_{16} = T_{15} \cdot \tau_{TP} \quad \text{et} \quad P_{16} = P_{15} \cdot \pi_{TP} \dots \dots \dots (II-62)$$

II-3-2 Paramètre des performances du moteur en vol

II-3-2-1 Poussée spécifique

$$T_s = T_{sPr} + T_{sN} \dots \dots \dots (II-63)$$

Où :

T_s : poussée spécifique du turbopropulseur.

T_{sPr} : poussée spécifique de l'hélice.

T_{sN} : poussée spécifique de tuyère.

$$T_{sPr} = \frac{T_{PT}}{\dot{m}a} = \frac{\eta_{PT} \cdot P_e}{\dot{m}a \cdot V_0} \dots \dots \dots (II-64)$$

$$V_{IP} = \frac{2 \cdot V_0}{\eta_{Pr}} - V_0 \dots\dots\dots (II-65)$$

$$\beta = \frac{D}{\dot{m}_a} \dots\dots\dots (II-66)$$

$$T_S = \beta(V_{IP} - V_0) + (1+f)V_0 - V_0 \dots\dots\dots (II-67)$$

II-3-2-2 Puissance spécifique équivalente

Soit la puissance équivalente P_{eq} :

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_N \cdot V_0}{\eta_{Pr}} \dots\dots\dots (II-68)$$

D'où la puissance spécifique équivalente :

$$P_{Seq} = \frac{P_{eq}}{m_0} = \frac{P_e}{m_a} + \frac{T_N \cdot V_0}{\eta_{Pr}} \dots\dots\dots (II-69)$$

II-3-2-3 Consommation spécifique équivalente

$$C_{Seq} = \frac{f}{P_{Seq}} = \frac{f \cdot \eta_{Pr}}{T_N \cdot V_0} \dots\dots\dots (II-70)$$

II-3-2-4 Rendements

a) Rendement de propulsion

$$\eta_p = \frac{T_s \cdot V_0}{\frac{\beta}{2} \cdot (V_{1p}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}(1+f)V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2} \dots\dots\dots (II-71)$$

b) Rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{\frac{\beta}{2} \cdot (V_{1p}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}(1+f)V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2}{f \cdot Q_R} \dots\dots\dots (II-72)$$

c) Rendement global

$$\eta_{glo} = \eta_p \cdot \eta_{th} \dots\dots\dots (II-73)$$

II.3.3 paramètres des performances du moteur au point fixe

II.3.3.1 poussée spécifique

$$P_e = \dot{m}_v \cdot (1+f) \cdot r_g \cdot \Delta h \dots\dots\dots (II-74)$$

$$V_{1p} = \frac{\sqrt{2 \cdot P_e}}{2} + V_0^2 \dots\dots\dots (II-75)$$

$$T_s = (\beta \cdot (V_{1p} - V_0) + (1+f) \cdot V_{10} - V_0) \dots\dots\dots (II-76)$$

II.3.3.2 puissance spécifique équivalente

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_N}{8.5} \text{ (KW)} \dots\dots\dots (II-77)$$

$$P_{ineq} = \frac{(\beta(V_p - V_0) + (1+f)V_{10} - V_0)(V_p + V_0)}{2} \dots\dots\dots (II-78)$$

II.3.3.3 consommation spécifique équivalente

$$C_{seq} = \left(\frac{f \cdot}{P_{ineq}} \right) \dots\dots\dots (II-79)$$

II-4 Choix du cycle

- La machine la plus performante est celle qui donne la puissance de propulsion avec une consommation de CARBURANT la plus faible, de ce fait le turbopropulseur est plus performant , au turboréacteur.
- Comme il sera montré au chapitre résultats et discussions, les performances du turbopropulseur sont d'autant plus élevées que le rapport de débit « B » est plus élevées.
- De ce fait, le choix convenable et optimal du cycle turbopropulseur, avec un rapport de compression « 6 » et un température maximale de « 1100 K », sera pour des « β » plus de « 30 ».



*Chapitre 03 :
Etude énergétique
D'une turbine axiale*



D A B

III.1. Introduction

Comme pour le cas du compresseur, il y a deux types de base de turbine : à écoulement radial et axial. La turbine radiale est efficace pour le cas de faible débit tels que pour les applications cryogéniques et les turbo charges. De plus elle est moins encombrante et plus rigide.

Pour les applications aéronautiques, la nécessité de puissance et de rapport de pression élevés rend la turbine axiale plus souhaitable malgré son encombrement et sa sensibilité relative aux pressions et températures élevées.

III.2. Fonctionnement

Le principe de fonctionnement d'une turbine est le suivant :

Les gaz, arrivant de la chambre de combustion, traversent la première grille stator et se détendent polytropiquement dans un passage convergent. Leur vitesse sortie stator sera donc accrue et ils viendront attaquer la grille d'aube rotor créant ainsi un couple moteur qui permettra d'entraîner l'arbre et l'hélice.

III.2 But

- La roue d'une turbine a pour but d'entraîner le mobile auquel elle est attelée.
- Elle doit en outre fournir la puissance nécessaire à l'entraînement des accessoires.

III.2.1. Aubes et grille d'aubes, étage

Les aubes sont des obstacles à profil aérodynamiques plongés dans l'écoulement pour en modifier les vitesses et corrélativement faire apparaître des efforts. Elles peuvent être à profil constant (aubes cylindriques) ou à profil évolutif (aubes coniques ou vrillées). Une grille d'aubes est formée d'un assemblage d'aubes identiques déduites les unes des autres par des déplacements géométriques égaux. L'étage d'une turbine est un ensemble de grilles d'aubes stator et de grilles d'aubes rotor capable d'échanger du travail mécanique avec le fluide.

III.2.3. Diagramme des vitesses

En rappelant qu'un étage de turbine débute contrairement à celui du compresseur par un stator, examinons comment évoluent les vitesses dans l'étage en considérant une section développée au rayon moyen r_m de l'étage (Fig.(II-1))

Soient :

- (1) la section d'entrée stator
- (2) la section commune stator et rotor
- (3) la section de sortie rotor

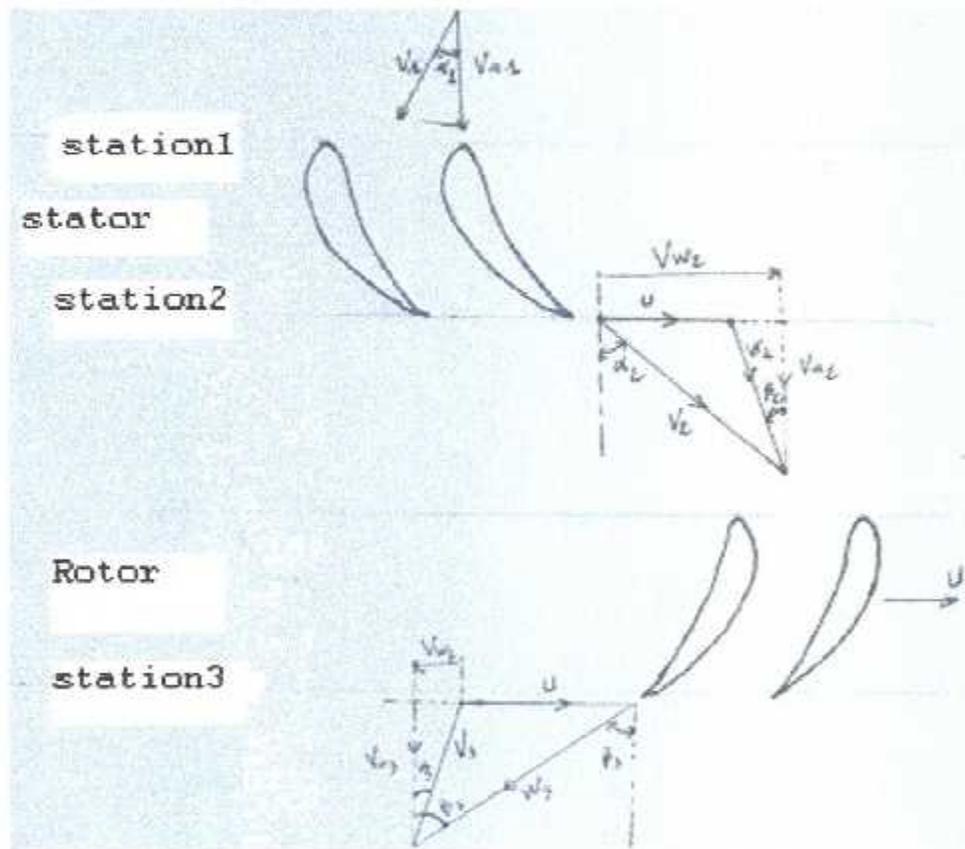


Fig. (III-1) : Numérotation d'un étage axial de turbine [ref 3]

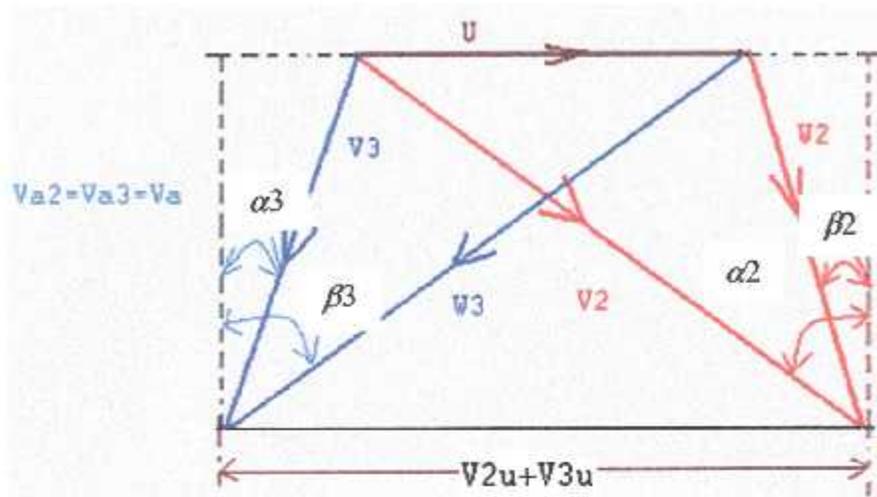


Fig.(III-2) : Digramme de vitesse [ref 3]

V_1 : Vitesse absolue à la station (1)

V_2 : Vitesse absolue à la station (2)

V_3 : Vitesse absolue à la station (3)

V_{2a} et V_{3a} : les composantes axiales respectives des vitesses V_2 , et V_3

V_{2u} et V_{3u} : les composantes tangentielles respectives des vitesses V_2 , et V_3

W_2 et W_3 : les vitesses relatives respectives des stations (2) et (3)

W_{2a} et W_{3a} : les composantes axiales relatives correspondantes

W_{2u} et W_{3u} : les composantes tangentielles relatives correspondantes

U : Vitesse d'entraînement du rotor de l'étage correspondant

III.2.4 Principe de fonctionnement de l'étage

a) stator

L'air arrive de la chambre de combustion à la vitesse absolue V_1 et pénètre dans le Distributeur de turbine par la section de passage A_1 .

La forme des profils d'aubes stator entraîne une déflexion de l'écoulement et en sortie, nous aurons les gaz qui passeront par la section $A_2 > A_1$ et par conséquent, leur vitesse absolue sera accrue ($V_2 > V_1$).

Les sections à prendre en compte sont évidemment les sections perpendiculaires aux vecteurs vitesses.

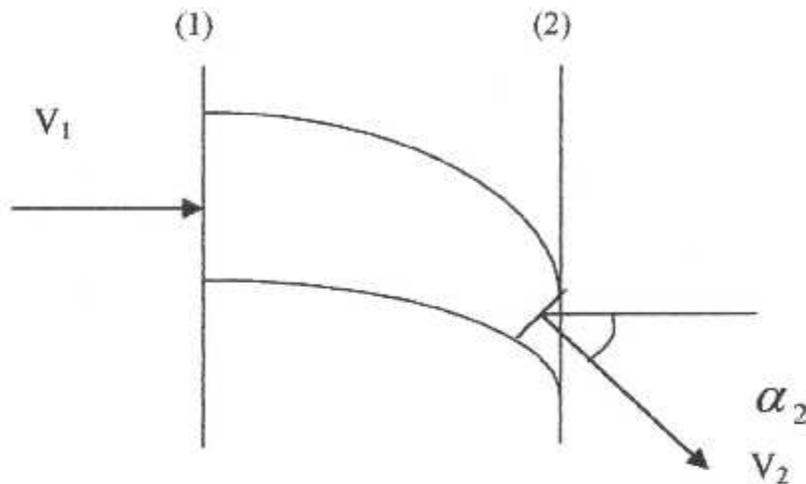


Fig. (III-3) : Distributeur de la turbine [ref 2]

a) rotor

L'air arrive ensuite à l'entrée de la roue de turbine dont le profil d'aube considéré tourne à une vitesse circonférentielle U . Considérons le triangle des vitesses satisfaisant la relation :

$\vec{V}_2 = \vec{U} + \vec{W}_2$. Nous voyons alors que les filets d'air pénètrent dans le rotor à la vitesse Relative W_2 par la section A_2 . La forme des aubes va les en faire sortir par la section $A_3 > A_2$ et donc à une vitesse $W_3 > W_2$. La forme des profils d'aubes est telle qu'en construisant ; Le triangle des vitesses $\vec{V}_3 = \vec{U} + \vec{W}_3$ en sortie rotor ; nous obtenons à peu près $V_3 = V_1$.

L'augmentation de vitesse absolue dans la grille stator et l'augmentation de vitesse relative dans la grille d'aubes rotor nous montre que l'on a eu détente, c'est - à - dire perte d'énergie de pression, dans le rotor et dans le stator.

III.3. Etude aérodynamique des composants

III.3.1 Hypothèses

- Ecoulement stationnaire
- Ecoulement adiabatique
- Ecoulement quasi mono dimensionnel
- Le gaz est parfait

III.3.2. Expressions du travail et de la puissance

L'application du théorème d'EULER à un tube de courant à travers la grille de rotor montre que la variation de la quantité de mouvement angulaire est équivalente à la puissance récupérée dans l'étage.

$$C = \dot{m}_a \cdot (r_{m2} \cdot V_{2u} + r_{m3} \cdot V_{3u}) \dots \dots \dots (III-1)$$

La puissance fournie par la turbine sera donc :

$$P_a = C \cdot \omega = \dot{m}_a \cdot (U_2 \cdot V_{2u} + U_3 \cdot V_{3u}) \dots \dots \dots (III-2)$$

avec ω : la vitesse de rotation

La géométrie du diagramme des vitesses nous donne immédiatement les relations suivantes :

$$\frac{U}{V_a} = (tg \alpha_2 - tg \beta_2) = (tg \beta_3 - tg \alpha_3) \dots \dots \dots (III-3)$$

La puissance P_a avec la considération que $U_2 = U_3 = U$ sera alors :

$$P_a = \dot{m}_a \cdot U \cdot V_a \cdot (tg \alpha_2 + tg \alpha_3) = \dot{m}_a \cdot U \cdot V_a \cdot (tg \beta_2 + tg \beta_3) \dots \dots \dots (III-4)$$

Le travail sur l'arbre sera alors donné par :

$$W_a = \frac{P_a}{m_a} \dots\dots\dots (III-5)$$

$$W_a = U \cdot V_a \cdot (\operatorname{tg} \beta_2 + \operatorname{tg} \beta_3) \dots\dots\dots (III-6)$$

On peut avoir l'expression du travail sur l'arbre en faisant une étude thermodynamique ; cependant d'après le premier principe de la thermodynamique nous avons :

$$\delta Q_{ex} + \delta W_a = dH_t \dots\dots\dots (III-7)$$

L'écoulement étant adiabatique alors $\delta Q_{ex} = 0$

$$\delta W_a = dH \text{ Alors :}$$

$$W_a = \Delta H_t = C_p \cdot \Delta T_{0S} \dots\dots\dots (III-8)$$

III.3.3 Gradient de température de l'étage [ref 3]

On peut calculer le gradient de température de l'étage on donne une valeur initiale au rendement isentropique de la turbine et pour accepter les paramètres de sortie cette valeur de rendement sera comparée avec celle qui sera calculé en fonction des pertes de l'étage et tant que la convergence n'est pas vérifiée on est pas autorisé à poursuivre les calculs.

$$\Delta T_{0S} = \eta_s \cdot T_{01} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{03}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \dots\dots\dots (III-9)$$

III.3.4. Différents paramètres de conception

III.3.4.1. Coefficient de charge ou chute de température (ψ)

Ce coefficient exprime la capacité de travail de l'étage : il est défini par :

$$\psi = \frac{2 \cdot C_p \cdot \Delta T_{0s}}{U^2} = 2 \cdot \frac{V_a}{U} (\operatorname{tg} \beta_2 + \operatorname{tg} \beta_3) \dots \dots \dots \text{(III-10)}$$

III.3.4.2. Degré de réaction (δ)

C'est le rapport de l'énergie de pression perdue par les gaz dans le rotor, à l'énergie de pression perdue dans tout l'étage.

Il exprime la fraction d'expansion dans le rotor, et il est défini en terme de chute d'enthalpie au lieu de chute de pression.

$$\delta = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3} \dots \dots \dots \text{(III-11)}$$

Pour $V_{a2} = V_{a3} = V_a$ et $V_3 = V_1$ on aura :

$$C_p \cdot (T_1 - T_3) = C_p (T_{01} - T_{03}) = U \cdot V_a (\operatorname{tg} \beta_2 + \operatorname{tg} \beta_3) \dots \dots \dots \text{(III-12)}$$

$$C_p \cdot (T_2 - T_3) = \frac{1}{2} (W_3^2 - W_2^2) = \frac{1}{2} V_a^2 (\cos^2 \beta_3 - \cos^2 \beta_2) \dots \dots \dots \text{(III-13)}$$

Finalement :

$$\delta = \frac{V_a}{2 \cdot U} (\operatorname{tg} \beta_3 - \operatorname{tg} \beta_2) \dots \dots \dots \text{(III-14)}$$

III.3.4.3. Coefficient d'écoulement ou coefficient de débit : (ϕ)

Il est défini par :

$$\phi = \frac{V_a}{U} \dots\dots\dots (III-15)$$

$$V_{a2} = U \cdot \phi \dots\dots\dots (III-16)$$

III.3.5. Angles de la turbine en fonction des paramètres de conception

$$\beta_2 = \arctg \left[\frac{1}{2 \cdot \phi} \left(\frac{1}{2} \psi - 2 \cdot \delta \right) \right] \dots\dots\dots (III-17)$$

$$\beta_3 = \arctg \left[\frac{1}{2 \cdot \phi} \left(\frac{1}{2} \psi + 2 \cdot \delta \right) \right] \dots\dots\dots (III-18)$$

$$\alpha_2 = \arctg \left[\operatorname{tg} \beta_2 + \frac{1}{\phi} \right] \dots\dots\dots (III-19)$$

$$\alpha_3 = \arctg \left[\operatorname{tg} \beta_3 - \frac{1}{\phi} \right] \dots\dots\dots (III-20)$$

$$V_2 = \frac{V_{a2}}{\cos \alpha_2} \dots\dots\dots (III-21)$$

La vitesse axiale : $V_{a1} = \frac{V_{a2}}{\cos \alpha_3} \dots\dots\dots (III-22)$

$$V_1 = V_3 = V_{a1} \quad ; \quad T_{02} = T_{01} \dots\dots\dots (III-23)$$

III.3.6. Paramètres dans chaque station [ref 3]

III.3.6.1 Station entrée stator

Avec la donnée de la température totale T_{01} on peut avoir directement celle statique T_1 :

$$T_1 = T_{01} - \frac{V_1^2}{2 \cdot Cp} \dots\dots\dots (III-24)$$

Avec la donnée de la température totale P_{01} on peut avoir directement celle statique P_1 par la relation :

$$P_1 = P_{01} \cdot \left(\frac{T_1}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots (III-25)$$

La masse volumique est alors calculée par :

$$\rho = \frac{P}{r \cdot T} \dots\dots\dots (III-26)$$

$$\text{Section annulaire : } A_1 = \frac{\dot{m}_a}{\rho_1 \cdot V_{a1}} \dots\dots\dots (III-27)$$

$$\text{La hauteur : } h_1 = \frac{A_1 \cdot N}{U} \dots\dots\dots (III-28)$$

$$\text{Rayon moyen : } r_m = \frac{U}{2 \cdot \pi \cdot N} \dots\dots\dots (III-29)$$

$$\text{Le rayon (tip) : } r_{t1} = r_m + \frac{h_1}{2} \dots\dots\dots (III-30)$$

$$\text{Le rayon (root) : } r_{r1} = r_m - \frac{h_1}{2} \dots\dots\dots (III-31)$$

$$\text{Le Mach (M)} : M_1 = \frac{V_{a1}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_1}} \dots\dots\dots (III-32)$$

III.3.6.2. Station sortie stator entré rotor

Avec la donnée de la température totale T_{02} on peut avoir directement celle statique T_2 :

$$T_2 = T_{02} - \frac{V_2^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (III-33)$$

La température statique isentropique sera alors :

avec $\lambda_N = 0.05$: perte stator

$$T_2' = T_2 - \frac{\lambda_N \cdot V_2^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (III-34)$$

Avec la donnée de la température totale P_{01} on peut avoir directement celle statique P_2 par la relation :

$$P_2 = \frac{P_{01}}{\left(\frac{T_{01}}{T_2'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots\dots\dots (III-35)$$

La masse volumique est alors calculée par :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{r \cdot T_2} \dots\dots\dots (III-36)$$

$$\text{Section annulaire} : A_2 = \frac{\dot{m}_a}{\rho_2 \cdot V_{a2}} \dots\dots\dots (III-37)$$

$$\text{La hauteur : } h_2 = A_2 \cdot \frac{N}{U} \dots\dots\dots (\text{III-38})$$

$$\text{Le rayon (tip) : } r_{t2} = r_m + \frac{h_2}{2} \dots\dots\dots (\text{III-39})$$

$$\text{Le rayon (root) : } r_{r2} = r_m - \frac{h_2}{2} \dots\dots\dots (\text{III-40})$$

$$\text{Le Mach (M) : } M_2 = \frac{V_{a2}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_2}} \dots\dots\dots (\text{III-41})$$

III.3.6.3. Station sortie rotor

Avec cette donnée on calcul la température totale à la sortie de la grille rotor T_{03} :

$$T_{03} = T_{01} - \Delta T_{0S} \dots\dots\dots (\text{III-42})$$

Avec le donnée de la température totale T_{03} on peut avoir directement celle statique T_3 :

$$T_3 = T_{03} - \frac{V_3^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (\text{III-43})$$

Avec la donnée de la température totale P_{03} on peut avoir directement celle statique P_3 par la relation :

$$P_3 = \frac{P_{03}}{\left(\frac{T_{01}}{T_{12}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots\dots\dots (\text{III-44})$$

La masse volumique est alors calculée par :

$$\rho_3 = \frac{P_3}{r \cdot T_3} \dots\dots\dots (III-45)$$

$$\text{Section annulaire } A_3 = \frac{\dot{m}_a}{\rho_3 \cdot V_{a3}} \dots\dots\dots (III-46)$$

$$\text{La hauteur : } h_3 = A_3 \cdot \frac{N}{U} \dots\dots\dots (III-47)$$

$$\text{Le rayon (tip) : } r_{t3} = r_m + \frac{h_3}{2} \dots\dots\dots (III-48)$$

$$\text{Le rayon (root) : } r_{r3} = r_m - \frac{h_3}{2} \dots\dots\dots (III-49)$$

$$W_3 = \frac{V_{a3}}{\cos \beta_3} \dots\dots\dots (III-50)$$

$$\text{Le mach (M) : } M_3 = \frac{V_{a3}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_3}} \dots\dots\dots (III-51)$$

$$T_3'' = \frac{T_2}{\left(\frac{P_2}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \dots\dots\dots (III-52)$$

Nombre de Mach relative à l'extrémité de l'aube rotor (Mv_{2r}) :

$$V_{2r} = \frac{V_{a2}}{\cos(\alpha_{2r})} \dots\dots\dots (III-53)$$

$$W_{2r} = \frac{V_{a2}}{\cos(\alpha_{2r})} \dots\dots\dots (III-54)$$

$$T_{2r} = T_{02} - \frac{V_{2r}^2}{2 \cdot c_p} \dots\dots\dots (III-55)$$

$$(M_{v2})_r = \frac{W_{2r}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_{2r}}} \dots\dots\dots (III-56)$$

Espacement [ref-3-]

$$\text{Pour le stator : } C = \left(\frac{C}{h}\right)_N \cdot \frac{h_1 + h_2}{2} \dots\dots\dots (III-57)$$

$$\text{Pour le rotor : } C = \left(\frac{C}{h}\right)_R \cdot \frac{h_2 + h_3}{2} \dots\dots\dots (III-58)$$

Où : $\left(\frac{C}{h}\right)$ est un rapport choisi ; telle que $3 \leq \frac{h}{c} \leq 4$

La corde :

$$\text{Pour le stator : } \frac{h_N}{4} \leq C_N \leq \frac{h_N}{3} \dots\dots\dots (III-59)$$

$$\text{Pour le rotor : } \frac{h_R}{4} \leq C_R \leq \frac{h_R}{3} \dots\dots\dots (III-60)$$

Telle que :

$$h_N = \frac{1}{2} \cdot (h_1 + h_2) \dots\dots\dots (III-61)$$

$$h_R = \frac{1}{2} \cdot (h_1 + h_3) \dots\dots\dots (III-62)$$

L'espacement entre deux l'aubes :

$$\text{Pour le stator : } S_N = C_N \cdot CT_N \dots\dots\dots (III-63)$$

$$\text{Pour le rotor : } S_R = C_R \cdot CTR \dots\dots\dots (III-64)$$

Les constants CT_N et CT_R sont déterminé expérimentalement [ref-3-]

Nombre d'aubes :

$$\text{Pour le stator : } N = \frac{2 \cdot \pi \cdot r_m}{S_N} \dots\dots\dots (III-65)$$

$$\text{Pour le rotor : } N = \frac{2 \cdot \pi \cdot r_m}{S_R} \dots\dots\dots (III-66)$$

III.3.7. Etude des pertes dans les aubes stator et rotor [ref-3-]

Les aubes du rotor doivent avoir la forme qui répond au mieux à l'incidence du gaz sur le bord d'attaque, et le dévier à travers les angles d'entrée et de sortie exigés avec un minimum de pertes.

Cependant les pertes sont la somme :

- des pertes de profil telles qu'on peut les déterminer par des essais de grilles cylindriques (ou par l'étude théorique de l'écoulement d'aube à aube).
- des pertes secondaires dues aux écoulements secondaires.
- Des pertes dues au jeu en bout d'aube (qu'on peut avec une approximation convenable estimer en calculant le débit non travaillant) qui sont isolées des autres pertes secondaires.

Cependant la méthode qui sera décrite ici est celle due à ANLEY et MATHIESON qui estiment les performances sur les conditions d'écoulements au diamètre moyen de l'anneau.

III.3.7.1. Coefficient de pertes de profil Y_P

Y_P : est calculé à l'aide de la formule d'interpolation. Un début est fait en utilisant les deux corrélations pour le coefficient de perte de profil Y_P obtenu à partir des données de cascade, qui sont montrées dans la figure (III-3) ceux-ci se rapportent aux aubes du distributeur ($\beta_2 = 0$) et aux aubes rotor ($\beta_2 = \beta_3$) pour un profil

conventionnel ayant un rapport d'épaisseur / corde de 0.2 et un rapport épaisseur / espacement de 0.02 du bord de fuite.

Coefficient de perte rotor :

$$\lambda_R = \frac{(T_3 - T_3'') \cdot 2 \cdot C_p}{W_3^2} \dots\dots\dots (III-67)$$

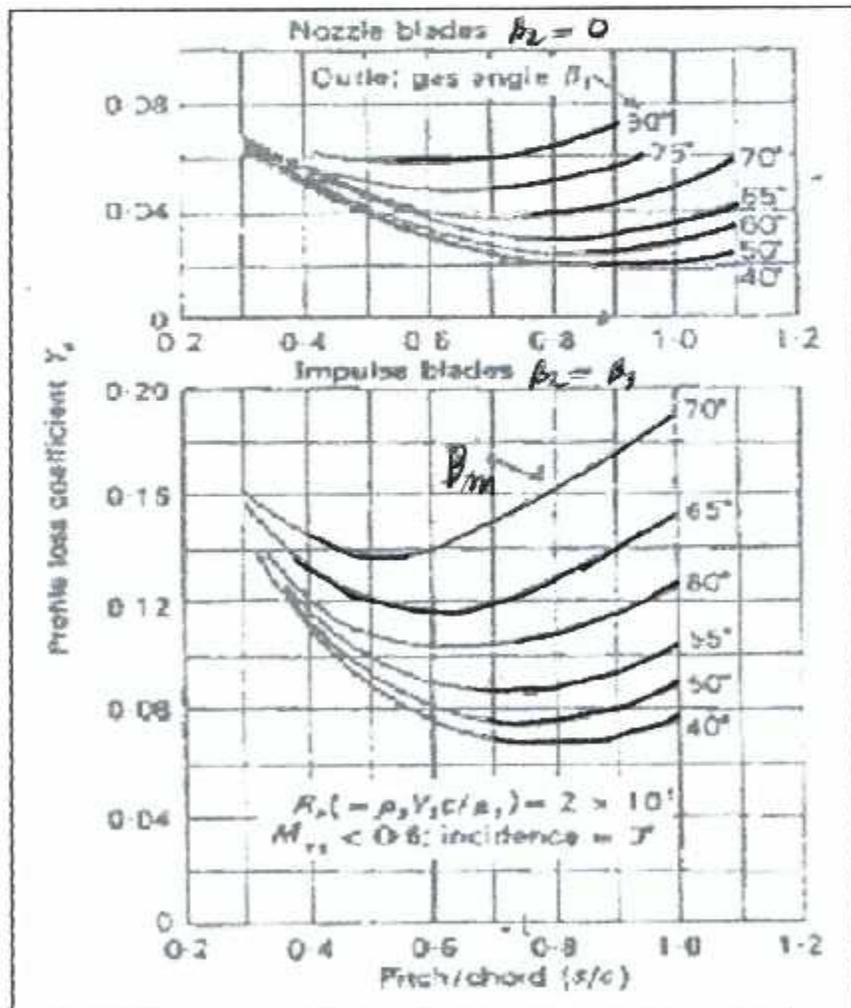


Fig.(III. 4) : Représentation du Coefficient de pertes de profile à l'incidence nulle pour des aubages conventionnels avec $t/c = 0.20$ [ref 3]

$$Y_p = \left\{ Y_p(\beta_2=0) + \left(\frac{\beta_2}{\beta_3} \right)^2 \cdot [Y_p(\beta_2=\beta_3) - Y_p(\beta_2=0)] \right\} \cdot \left(\frac{l/c}{0.2} \right)^{\frac{\beta_2}{\beta_3}} \dots\dots\dots (III-68)$$

Cette équation représente une correction pour un changement d'angle d'admission à angle de sortie constant $Y_p(\beta_2=0)$ et $Y_p(\beta_2=\beta_3)$.

Soient les valeurs pour une aube stator est aube rotor on cas ($\alpha_1=0$) angle d'incidence et pour l'application de cette formule, quand la rangée de distributeur est considérée β_2 devient α_e et β_3 devient α_2 .

Les valeurs de Y_p dans la fig (III-4) ,se réfèrent aux aubes fonctionnant aux incidences nulles ,elle inclut également une correction pour l/c si elle diffère de 0.2.

On niveau des cols ,des que le nombre Mach dépasse l'unité une correction sera nécessaire au niveau du calcul de coefficient de perte de profile et cette correction sera

$$Y_p = \left\{ Y_p(\beta_2=0) + \left(\frac{\beta_2}{\beta_3} \right)^2 \cdot [Y_p(\beta_2=\beta_3) - Y_p(\beta_2=0)] \right\} \cdot [1 + 60 \cdot (M-1)^2] \dots\dots\dots (III-69)$$

III.3.7.3.Rendement isentropique de la turbine

Le rendement isentropique d'une turbine est défini comme étant le travail réel sur le travail isentropique :

$$\eta_s = \left(\frac{h_{01} - h_{03}}{h_{01} - h'_{03}} \right) = \left(\frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T'_{03}} \right) \dots\dots\dots (III-70)$$

III.3.7.3.1 Rendement isentropique théorique

En fonction des coefficients de pertes stator et rotor on obtient :

$$\eta_{s th} = \frac{1}{1 + \frac{\left[\lambda_R \cdot \left(\frac{W_3^2}{2 \cdot Cp} \right) + \left(\frac{T_3}{T_2} \right) \cdot \lambda_N \cdot \left(\frac{V_2^2}{2 \cdot Cp} \right) \right]}{(T_{01} - T_{03})}} \dots\dots\dots (III-71)$$

III.4. Etude des performances de l'étage

Hypothèses :

- Ecoulement permanent
- Les paramètres de chaque station du moteur sont des paramètres calculés au rayon moyen de la section de passage de l'écoulement.
- L'air est un gaz parfait :

Le débit réduit est :

$$D_r = \frac{D \sqrt{T_i}}{R} \dots\dots\dots (III-72)$$

Partie expérimentale

III.4.1 Coefficient de portance

Définit le coefficient de portance :

$$C_L = 2 \cdot \left(\frac{s}{c} \right) (\tan(\beta_2) + \tan(\beta_3)) \cos(\beta_m) \dots\dots\dots (III-73)$$

$$\beta_m = \arctg \left[\frac{(\tan \beta_3 - \tan \beta_2)}{2} \right] \dots\dots\dots (III-74)$$

$$\frac{C_L}{\frac{s}{c}} = 2 \cdot (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \cdot \cos \beta_m \dots\dots\dots (III-75)$$

$$\alpha_m = \arctg \left[\frac{(\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1)}{2} \right] \dots\dots\dots (III-76)$$

Stator:

$$\left(\frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_N = 2 \cdot (\operatorname{tg} \alpha_1 + \operatorname{tg} \alpha_2) \cdot \cos \alpha_m \dots\dots\dots (\text{III-77})$$

$$[Y_S + Y_K]_N = \left(\frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_N^2 \cdot \lambda_N \frac{\cos^2 \alpha}{\cos^3 \alpha_m} \dots\dots\dots (\text{III-78})$$

Où :

Y_S : Coefficient des pertes secondaires

Y_K : Coefficient de perte d'espacement de pointe

Rotor

$$\left(\frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_R = 2 \cdot (\operatorname{tg} \beta_3 + \operatorname{tg} \beta_2) \cdot \cos \beta_m \dots\dots\dots (\text{III-79})$$

$$[Y_S + Y_K]_R = \left(\frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_R^2 \cdot (\lambda_R + b) \frac{\cos^2 \beta_3}{\cos^3 \beta_m} \dots\dots\dots (\text{III-80})$$

III.4.2. coefficients de perte totale

Les coefficients de perte totale deviennent :

Pour le stator:

$$Y_N = (Y_P)_N + [Y_S + Y_K]_N \dots\dots\dots (\text{III-81})$$

Pour le rotor:

$$Y_R = (Y_P)_R + [Y_S + Y_K]_R \dots\dots\dots (III-82)$$

Le rendement de l'étage peut être calculé maintenant en utilisant les équations des pertes.

Nous calculons d'abord les coefficients équivalents de perte définis en termes de température.

Pour le stator nous aurons :

$$\lambda_N = \frac{Y_N}{\frac{T_{02}}{T_2'}} \dots\dots\dots (III-83)$$

$$T_{03\text{ rel}} = T_3 + \frac{W_3^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (III-84)$$

Pour le rotor nous aurons :

$$\lambda_R = \frac{Y_R}{\frac{T_{03\text{ rel}}}{T_3''}} \dots\dots\dots (III-85)$$

III.4.3. Rendement isentropique expérimental

En fonction des coefficients de pertes stator et rotor on obtient :

$$\eta_{S\text{ exp}} = \frac{1}{1 + \frac{\left[\lambda_R \cdot \left(\frac{W_3^2}{2 \cdot C_p} \right) + \left(\frac{T_3}{T_2} \right) \cdot \lambda_N \cdot \left(\frac{V_2^2}{2 \cdot C_p} \right) \right]}{(T_{01} - T_{03})}} \dots\dots\dots (III-86)$$

Après avoir calculé le rendement de l'étage en fonction des pertes, une comparaison est nécessaire avec le rendement supposé au départ afin de pouvoir accepter les valeurs des paramètres calculés à la sortie de l'étage. Une fois le test de convergence des deux rendements vérifié, les paramètres calculés à la sortie de l'étage seront les paramètres d'entrés.

D'un autre étage pour le cas d'une turbine à plusieurs étages et le même processus sera répété sur ce dernier.

Pour le moteur GILKES GT-117 ; nous avons deux étages de turbine axiale, donc le nombre d'itération est égal à 2.

III.5. Fonctionnement et caractéristiques

Les caractéristiques se représentent généralement par le diagramme qui porte en abscisse la vitesse réduite de la turbine libre N_2 et en ordonnée la puissance réduite W .

Sur le diagramme, on trace les courbes correspondant à une vitesse réduite donnée du générateur N_1 . Comme on considère que le fonctionnement du générateur est indépendant de la vitesse de rotation de la turbine libre, la consommation de carburant en est aussi indépendante et les courbes iso vitesses du générateur sont également des courbes iso consommations.

Le couple sur l'arbre de sortie est fonction décroissante de la vitesse de rotation turbine libre N_2 . IL est maximum quand la vitesse est nulle. Une limitation de couple maxi s'impose en général en raison des organes mécaniques de transmission de puissance.

III.6. Avantage et utilisations

Par rapport à la turbine liée, la turbine libre possède les avantages suivants :

- Plus grande souplesse d'utilisation étant donné que le générateur est indépendant.
- Démarrage plus aisé (il ne faut entraîner sur le générateur).
- Possibilité d'emmagasiner de l'énergie.
- Suppression de l'embrayage sur l'hélicoptère.
- Cependant, si la prise de mouvement à l'avant est souhaité, cela impose un renvoi par un arbre extérieur ou un arbre de transmission co-axial intérieur.
- Par ailleurs, étant donné que l'adaptation s'effectue en faisant varier la vitesse du générateur, le temps de réponse est, en principe, plus long qu'avec une turbine liée.
- L'adaptation multi-motrice est cependant plus aisée.



*Chapitre 04 :
Hélice*



D A B

IV-1 Introduction

Le moteur produisant de l'énergie mécanique sous forme d'un couple, et à l'hélice de transformer cette énergie en force de traction rectiligne lorsque l'hélice est placée à l'avant de moteur ce qui est généralement le cas elle exerce une force de traction et de ce fait est qualifiée de tractive .(moteur turbopropulseur) lorsque l'hélice est placée à l'arrière de moteur elle pousse l'avion vers l'avant (moteur turbopropulseur).

IV-2 Généralités

IV-2-1 rôle d'une hélice

L'hélice a pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, cette hélice pouvant être installée à l'avant ou à l'arrière du moteur.

Si l'hélice est installée à l'avant, elle crée une tension sur l'arbre porte hélice puisqu'elle tire l'avion, d'où le nom d'hélice tractive ; au contraire, si l'hélice est installée à l'arrière, elle pousse l'avion vers l'avant, c'est-à-dire qu'elle agit un peu à la façon d'un réacteur qui lui aussi pousse l'avion vers l'avant, d'où le nom d'hélice propulsive.

Pour simplifier, nous parlerons dans ce qui suit de traction d'hélice pour exprimer sa force propulsive sans tenir compte de sa position vis-à-vis du moteur.

IV-2-2 Définition géométrique

Une hélice comporte essentiellement un moyeu et un ensemble de pales, celles-ci étant identiques entre elles et forment des angles égaux dans leur répartition autour du moyeu.

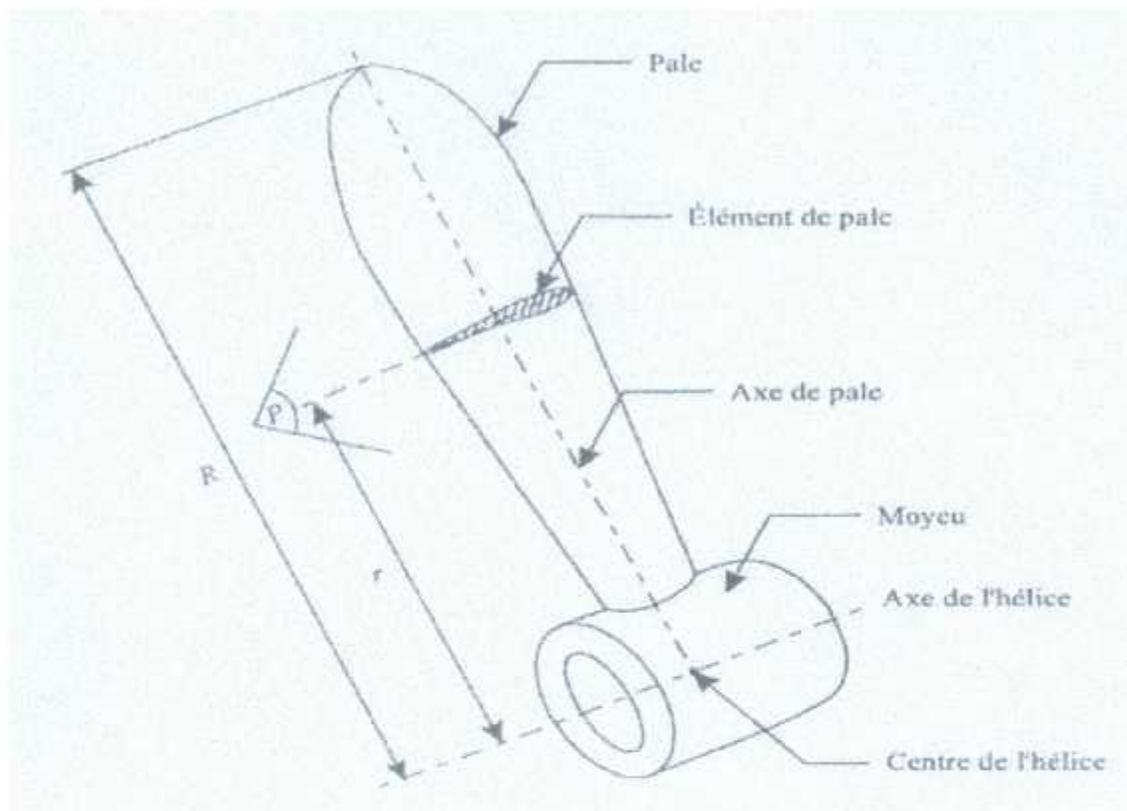


Fig. (IV.1) : Définition géométrique d'une hélice [ref 6]

IV-3 Hélice d'avion

- Axe d'hélice = axe de rotation.
- Axe pale = axe de référence lié à la pale.
- Section droite = section par un plan perpendiculaire à l'axe pale, à une distance r de l'hélice. Il est défini par sa forme, sa corde et l'angle de calage β .

- Pas d'une section :

$$H=2\pi r \operatorname{tg} \beta \dots\dots\dots(\text{IV-1})$$

- Pas relatif d'une section :

$$h=\frac{H}{D}=\pi \frac{r}{R} \operatorname{tg} \beta \dots\dots\dots(\text{IV-2})$$

- on définit alors le pas géométrique P comme suit :

$$P=2 \cdot \pi \cdot r \cdot \operatorname{tg}(\beta) \dots\dots\dots(\text{IV-3})$$

- le pas réel :

$$P' = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot \operatorname{tg}(\phi) \dots\dots\dots(\text{IV-4})$$

- Le rapport :

$$\frac{P}{D} = \pi \cdot \frac{r}{R} \cdot \operatorname{tg}(\beta) \dots\dots\dots(\text{IV-5})$$

- Pas de l'hélice pas de la section de référence à 70 % du rayon hélice, à partir de l'axe hélice (par convention française).

IV-4 Différents types d'hélices [ref 2]

On dit qu'une hélice est :

- à pas constant : quand toutes les sections droites ont le même pas géométrique.

Soit : $H = \text{constante}$

- à pas variable (ou à calage variable) : lorsque l'orientation de la corde de référence peut être modifiée pendant le fonctionnement de l'hélice, c'est-à-dire qu'il y a variation de l'angle de calage β .
- à pas réglable (ou à calage réglable) : lorsque l'orientation de l'angle β ne peut être réglée qu'au repos.
- à pas fixe (ou à calage fixe) : si la pale ne possède aucun degré de liberté par rapport au moyeu.

IV-5 Caractéristiques expérimentales des hélices

Les explications abordées jusqu'ici, si elles permettent de comprendre l'origine des forces de propulsion, ne permettent pas d'obtenir une prédiction utilisable en bureau d'étude car le problème de la puissance sur arbre et du régime d'équilibre l'hélice n'est pas abordable avec les théories précédentes. Il existe un certain nombre d'autres théories que nous ne ferons que mentionner ici. Il est préférable par contre de s'attacher aux mesures et aux caractéristiques expérimentales qui sont seules garantes d'une précision acceptable en bureau d'étude.

IV-6 Caractéristiques dimensionnelles de l'hélice

L'hélice est caractérisée par son diamètre et son calage. Rappelons que le calage de l'hélice est l'angle situé entre le plan de rotation et la corde de référence de la section de pale : soit sur le schéma suivant (β) dans la (Fig.IV.2).

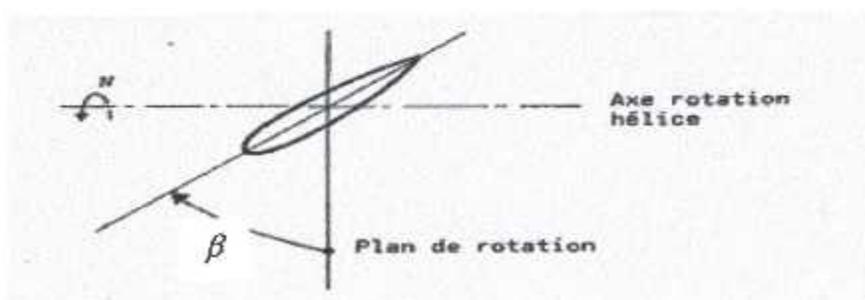


Fig.(IV.2) :Plan de rotation de section de pale[ref 2]

Comme pour une ailette compresseur ; pour un même régime de rotation , la vitesse tangentielle de l'élément de pale U est proportionnelle au rayon, $U = \frac{2\pi}{60} \cdot N \cdot R$ avec R = rayon de l'élément de pale, N régime de rotation exprimé en tours/min. On conçoit aisément que pour une même vitesse absolue et une même vitesse de rotation, afin que les filets d'air se présentent à l'ailette rotor avec la même incidence (angle entre le vecteur vitesse relative air par rapport à la pale et la corde de référence) puisque la vitesse relative varie, il faut donc faire varier le calage entre le pied de pale et l'extrémité de pale.

IV-7 Fonctionnement Aérodynamique des hélices propulsives

La mise en rotation d'une hélice dans un fluide a comme conséquence de transmettre à ce fluide une certaine quantité de mouvement .la (fig.IV.3) présente un schéma de l'écoulement à travers une hélice propulsive .on observe l'apparition d'une force T sur l'arbre de l'hélice, dont la direction est à l'opposé du sens l'écoulement généré.

Il se produit un saut de pression à travers le plan de hélice et on assiste à une augmentation progressive de la vitesse.

La conception d'une hélice peut poser un problème de taille .du fait que les vitesses tangentielles de l'hélice sont sensiblement plus élevées aux extrémités des pales, ces dernières ont tendance à porter davantage que les sections plus proches du moyeu .il convient alors de modifier l'angle d'incidence des sections de pale afin de ne pas induire inutilement un moment de flexion élevé à la base des pales.

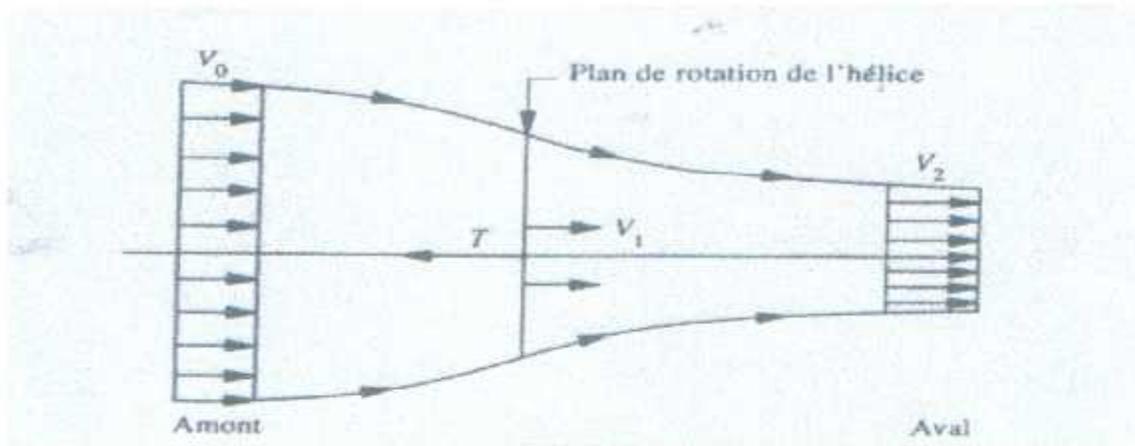


Fig. (IV.3) : Schéma de l'écoulement dans une hélice propulsive[ref 6]

Il existe plusieurs théories de calcul ,telles que la théorie de Froude ,de l'élément moyen, théorie de l'élément de pale....

IV-8 Théorie mono dimensionnelle (Froude) [ref 5]

Cette théorie considère que l'hélice est un disque de discontinuité de pression au sein de l'écoulement qui le traverse librement (mais il y a continuité de vitesse),les vitesses sont axiales uniquement et fluide est supposé parfait est incompressible.

Cette théorie peut être appliquée à chaque volume annulaire situé entre deux rayons du disque hélice.

IV-9 Théorie de l'élément moyen [ref 5]

Cette théorie reprend l'hypothèse du fluide parfait et incompressible mais considère l'existence de vitesse axiales en amont du disque ,axiales et tangentiels en aval .

L'écoulement du fluide reste irrotationnel en dehors de la veine de flux qui traverse le disque hélice le disque hélice est une discontinuité de pression et de vitesse tangentielle. Cette théorie considère l'hélice comme un disque infiniment mince à nombre infini de pales.

IV-10 Théorie de l'élément de pale[ref-6-]

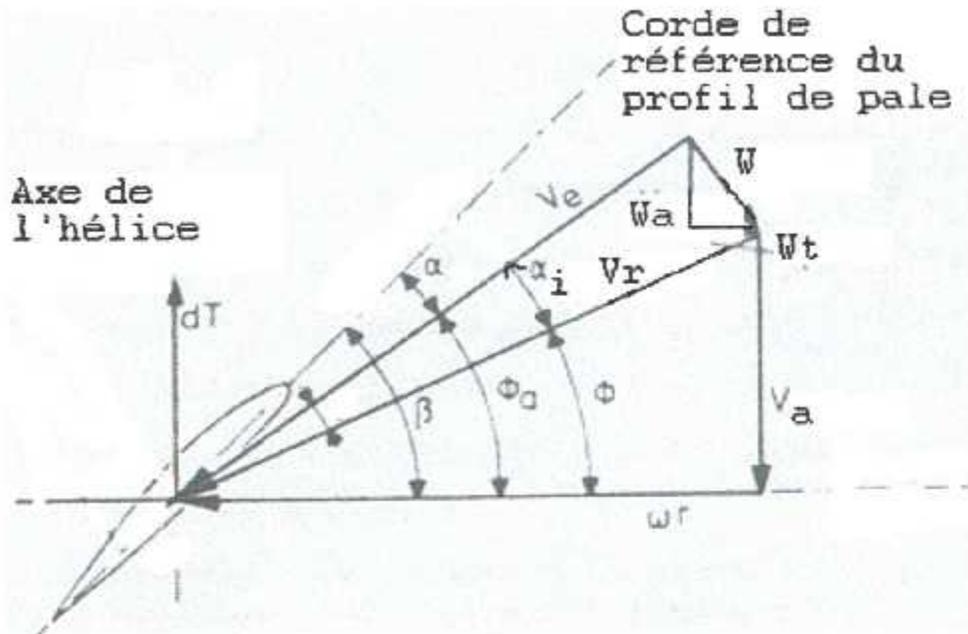


Fig. (IV.4) : Description d'un élément de pale d'une hélice.

Le théorème de quantité de mouvement (de Froude) renseigne sur la force de propulsion (ou de traction) d'une hélice, mais ne donne pas de détails sur son conception ; autrement dit cette méthode globale ne tient pas compte des caractéristiques géométriques et aérodynamiques de la section de la pale(ou du profil).

Cependant pour cette théorie on peut prendre en compte des forces qui agissent sur un élément différentiel de la pale et les intégrer sur le rayon de l'hélice pour prédire la traction et le couple de hélice.

Soit une section dans l'hélice suivant le plan (p) perpendiculaire à de la pale, à une distance r de l'axe de l'hélice (fig. IV.3).dans ces conditions, le point A de la (fig. IV.4) effectue un mouvement :

- de rotation autour de l'axe de l'hélice, d'où une vitesse tangentielle V_r
- de translation parallèle à l'axe l'hélice, d'une vitesse d'avancement V_a
- résultant suivant le vecteur vitesse, V_e

Le mouvement produit les angles suivants :

β : L'angle de calage, α : L'angle d'incidence, ϕ : L'angle d'avancement

On connaît les valeurs de V_e , de $\omega \cdot r$ et de $\beta(r)$ (l'angle de calage). on calcul la vitesse induite ; W , puis l'angle d'attaque induit, α_i après quoi on est même de déterminer l'angle d'attaque, le coefficient de portance, C_l , et le coefficient de traînée C_d , de l'élément de pale .pour ce faire ,on suppose que α_i est petit et que $\varepsilon = C_d/C_l$ l'est également .en principe la vitesse induite W ne varie qu'en fonction du rayon r à partir du théorème de quantité de mouvement, on peut définir :

$$dT = \rho \cdot (2 \cdot \pi \cdot r \cdot dr) \cdot (V_e + \alpha_i \cdot V_R \cdot \cos(\phi)) \cdot 2 \cdot \pi \cdot \alpha_i \cdot V_R \cdot \cos(\phi) \dots \dots \dots (IV-6)$$

$$\text{On : } W = \alpha_i \cdot V_R \text{ et } \alpha_i \cdot V_R \cdot \cos(\phi) = W_a \dots \dots \dots (IV-7)$$

Bn : nombre des pales, la traction élémentaire devint :

$$dT = \frac{Bn \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot a_0 \cdot (\beta - \phi - \alpha_i) \cdot \cos(\phi) \cdot dr}{2} \dots \dots \dots (IV-8)$$

Où (C) représente la corde du profile et a_0 , la pente de la portance du profil. Si on pose l'égalité entre ces deux dernières expressions de dT , on obtient :

$$\alpha_i^2 + \alpha_i \cdot \left(\frac{\lambda}{X} + \frac{\sigma \cdot a_0 \cdot V_R}{8 \cdot X^2 \cdot V_T} \right) - \frac{\sigma \cdot a_0 \cdot V_R \cdot (\beta - \phi)}{8 \cdot X^2 \cdot V_T} = 0 \dots \dots \dots (IV-9)$$

$$\lambda = \frac{V_e}{\omega \cdot R} \dots \dots \dots (IV-10)$$

$$\sigma = \frac{Bn \cdot c}{\pi \cdot R} \dots \dots \dots (IV-11)$$

$$V_R = \omega \cdot R \quad \dots\dots\dots (IV-12)$$

$$V_R = V_T \cdot \sqrt{\lambda^2 + X^2} \quad \dots\dots\dots (IV-13)$$

$$\phi = \text{tg}^{-1}\left(\frac{\lambda}{X}\right) \quad \dots\dots\dots (IV-14)$$

$$X = \frac{r}{R} \quad \dots\dots\dots (IV-15)$$

Et où σ représente la solidité de l'hélice .lorsqu'on résout l'équation :

$$\alpha_i = \frac{1}{2} \cdot \left\{ -\left(\frac{\lambda}{X} + \frac{\sigma \cdot a_0 \cdot V_R}{8 \cdot X^2 \cdot V_T}\right) + \sqrt{\left(\frac{\lambda}{X} + \frac{\sigma \cdot a_0 \cdot V_R}{8 \cdot X^2 \cdot V_T}\right)^2 + \frac{\sigma \cdot a_0 \cdot V_R \cdot (\beta - \phi)}{2 \cdot X^2 \cdot V_T}} \right\} \quad \dots\dots\dots (IV-16)$$

Si l'on connaît les valeurs de β , C et λ , on peut calculer la valeur de α_i et, par la suite, l'angle d'attaque ($\beta - \phi - \alpha_i$) puis on trouve les valeurs de Cl et de Cd.

IV-10-1 Calcul la traction

$$\frac{dT}{dr} = \frac{Bn \cdot \rho \cdot V_r^2 \cdot c \cdot Cl \cdot (1 - \varepsilon \cdot \text{tg}(\phi)) \cdot \cos(\phi)}{2} \quad \dots\dots\dots (IV-17)$$

IV-10-2 Calcul la puissance

$$\frac{dP}{dr} = \frac{Bn \cdot \rho \cdot \omega \cdot r \cdot V_r^2 \cdot c \cdot Cl \cdot (\varepsilon + \text{tg}(\phi)) \cdot \cos(\phi)}{2} \quad \dots\dots\dots (IV-18)$$

IV-10-3 Calcul le rendement de l'hélice

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot N^2 \cdot D^4} \dots\dots\dots (IV-19)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5} \dots\dots\dots (IV-20)$$

$$J = \frac{V}{N \cdot D} \dots\dots\dots (IV-21)$$

Donc le rendement :

$$\eta_{pr} = \frac{C_T \cdot J}{C_P} \dots\dots\dots (IV-22)$$

Où :

C_T : coefficient de puissance

C_P : coefficient de la traction.

J : rapport d'avancement.



Chapitre 05 :
Résultats et Interprétations

D A B

V-1 En vol

V-1-1 Turboréacteur

- *Les figes V-1,2,3et4 :* représente la variation des rendements d'un turboréacteur en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une augmentation des rendements (thermique et global) avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de rendement maximum), puis commence à diminuer légèrement et devient pratiquement constant par contre le rendement propulsive diminue et à partir d'une certaine valeur devient constant. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance utile.

- *La fig V-5 :* représente la variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de poussée spécifique maximum), puis commence à diminuer légèrement. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de débit d'air.

- *La fig. V-6 :* représente la variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une diminution de la consommation spécifique avec l'augmentation du rapport de pression de compresseur dans le sens contraire. Cette diminution correspond à l'augmentation de poussée spécifique.

V-1-2 Turbopropulseur

• *Les figes V-7,8,9et10* : représente la variation des rendements d'un turbopropulseur en fonction du rapport de pression de compresseur, Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une augmentation des rendements (thermique et global) avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de rendement maximum), puis commence à diminuer légèrement et devient pratiquement constant par contre le rendement propulsive prend une valeur constante (0.8) pour chaque valeur donnée de rapport de pression de compresseur. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance utile.

• *La fig. V-11* : représente la variation de la puissance spécifique équivalente d'un turbopropulseur en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une augmentation de la puissance spécifique équivalente avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de poussée spécifique maximum), puis commence à diminution l'égerment. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la poussée utile.

• *La fig. V-12* : représente la variation de la consommation spécifique équivalente en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une diminution de la consommation spécifique équivalente avec l'augmentation du rapport de pression de compresseur dans le sens contraire. A cause de l'augmentation de la poussée spécifique.

• *La fig. V-13* : représente la variation de la poussée spécifique d'un turbopropulseur en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures (T_{max}) données, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum, puis commence à diminuer l'égerment.

V-2 Au Point fixe

V-2-1 Turboréacteur

• *La figure V-14* : représente la variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour une température (T_{max}) donnée, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de poussée spécifique maximum), puis commence à diminuer l'égerment.

• *La figure V-15* : représente la variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour une température (T_{max}) donnée, on remarque une diminution de la consommation spécifique avec l'augmentation du rapport de pression de compresseur dans le sens contraire.

V-2-2 Turbopropulseur

• *La figure V-16* : représente la variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur (p_{ic}). Pour différents valeurs de taux de dilution (β) données, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum qui correspond ici au point d'adaptation (point de poussée spécifique maximum), puis commence à chuter l'égerment.

• *La figure V-17* : représente la variation de la puissance spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur (p_{ic}). Pour différents valeurs de taux de dilution (β) données, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de poussée spécifique maximum), puis commence à chuter l'égerment.

- *La figure V-18* : représente la variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différents valeurs de taux de dilution (β) données, on remarque une diminution de la consommation spécifique avec l'augmentation du rapport de pression de compresseur dans le sens contraire.

V-3 Turbine libre

- *La fige V-19* : représente la variation de rendement d'un turbine libre en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une augmentation de rendement avec la vitesse de rotation (10000-22500)tr/mn dans le même sens jusqu'à un maximum de rendement ($\eta=0.89$), puis commence pratiquement constant.

- *La fige V-20* : représente la variation de la puissance d'un turbine libre en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une augmentation de la puissance avec la vitesse de rotation (10000-20000)tr/mn dans le même sens jusqu'à un maximum de puissance ($P_t=0.57$ Mwatt), puis commence pratiquement constant.

- *Les figes V-21 et 22* : représente la variation de l'angle (α_2 : sortie stator α_3 : sortie de rotor) d'un turbine libre en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une diminution de la valeur des angles avec l'augmentation de la vitesse de rotation sens contraire ; même chose pour les angles d'aubes (β_2 : entrée rotor et β_3 : sortie rotor).

V-4 Hélice

- *La fige V-23* : représente la variation de la poussée de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une augmentation de la poussée de l'hélice avec la vitesse de rotation dans le même sens presque une ligne droite.

- La fige V-24 : représente la variation de la puissance de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une augmentation de la puissance avec la vitesse de rotation dans le même sens qui crier une ligne droite.

- La fige V-25 : représente la variation de rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une diminution de rendement avec l'augmentation de la vitesse de rotation dans le sens contraire.

- La fige V-26 : représente la variation de rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation, on remarque une diminution de rendement avec l'augmentation de la vitesse de rotation dans le sens contraire.

V-5 Choix de fonctionnement du turbopropulseur

On a choisie le rendement le plus élevé dans la turbine libre à partir l'étude de la variation de rendement en fonction de la vitesse de rotation ($\eta=0.89$) et la valeur de la vitesse de rotation correspondante cette rendement $NT=29400$ tr/mn , a partir de cette valeur on détermine la puissance de cette turbine $P_t=0.5818$ Mwatt.

A partir de la relation $P_t \times \eta_m = P_h$ on détermine la puissance hélice.
($\eta_m=0.999$)

Dans la figure (V.24) : la variation de la puissance de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation on détermine la vitesse de rotation de l'hélice ($NH=3000$ tr/mn) qui correspondant la valeur de la puissance hélice P_h .

Dans la figure (V.23) : la variation de poussée de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation on détermine la valeur de la poussée hélice $T_h=6996.803N$ qui correspondante la valeur de la vitesse de rotation hélice.

La poussée de turboréacteur au point fixe $T_{turbo}=2299.2N$.

On remarque que la poussée hélice est plus élevé par rapport a la poussée de turboréacteur ($T_h=3.04 \times T_{turbo}$).

V-5-1 Calcul le rapport de réduction

$$r = \frac{NH}{NT} = \frac{3000}{29400} = 0.102$$

V-5-2 Caractéristique de la turbine libre

Le résultat des calculs est donné dans le tableau ci-dessous :

Les angles	$\alpha 1^\circ$	$\alpha 2^\circ$	$\alpha 3^\circ$	$\beta 2^\circ$	$\beta 3^\circ$
Racine	0	49.29	-9.38	-1.7	44.61
Moyen	0	47.67	-8.65	-8.65	47.67
sommet	0	46.13	-8.09	-15.59	50.37

plane	1	2	3
P [bar]	1.613	1.136	0.7249
T [°K]	849.4	778.1	706.9
P0 [bar]	2.135	1.759	1.013
T0 [°K]	911	911	768.6
ρ [Kg/m ³]	0.6616	0.5087	0.3573
Rm [m]	0.15	0.15	0.15
h [m]	0.0127	0.01671	0.0238
rt [m]	0.1574	0.1594	0.1629
rt	0.1446	0.1426	0.1391
A [m ²]	0.0120	0.01586	0.02258

L'aube	stator	rotor
S/c	0.90	0.83
h(moyen) [m]	0.01470	0.0202
h/c	3	3
c	0.0049	0.0067
Number des aubes	55	48

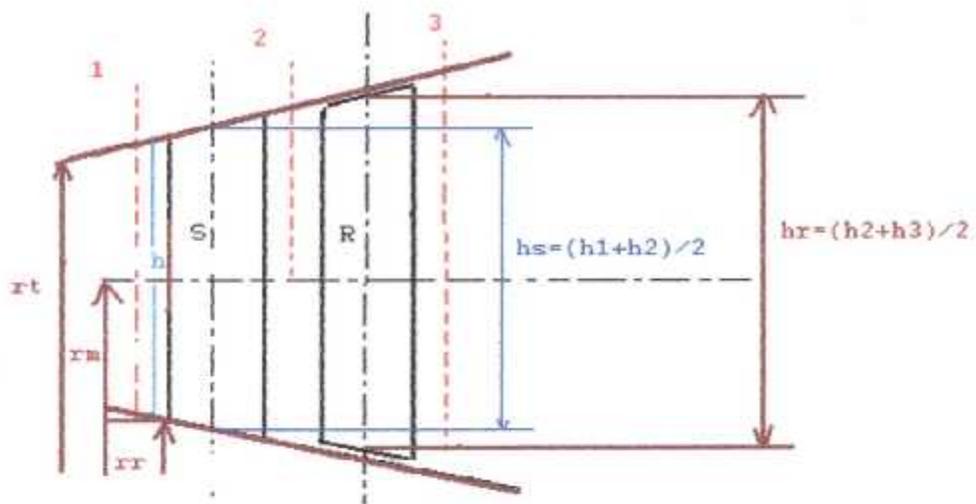


Figure V-1 Dimensions axiales d'un étage de turbine libre

V-5-3 Caractéristique de l'hélice

- Rayon intérieur : $R_i=0.3m$
- Rayon extérieur : $R_e= 1.25m$
- L'angle de calage intérieur : 40°
- L'angle de calage extérieur : 20°
- Nombre de pale : 3

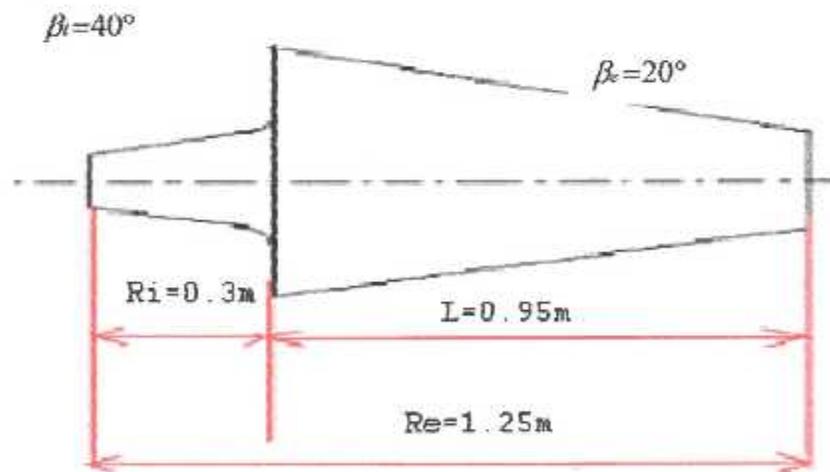


Figure V-2 Dimension de l'hélice

V-6 Performances du turbopropulseur au point nominal

- Rapport de pression : $\pi_c=6$.
- Taux de dilution : $Beta=122$.
- Débit d'air : $m_a=3 \frac{kg}{s}$.

Caractéristiques	Entrée d'air	Compresseur	Chambre de combustion	Turbine liée	Turbine libre	Réducteur	Hélice
τ_t	1	1.664	2.294	0.8287	0.8141	/	/
η	0.98	0.85	0.98	0.92	0.9	0.999	0.83
T_t (°k)	288.15	288.15	1100	911.6	742.1	/	/
π	1	6	0.96	0.41	0.396	/	/

- **Comparaison entre les deux moteur**

Performances	Turboréacteur	Turbopropulseur
<i>T: Poussée(N)</i>	2299.2	6879
<i>Cs: Consommation spécifique</i>	0.08014(Kg/h/N)	0.027 (Kg/h/KW)

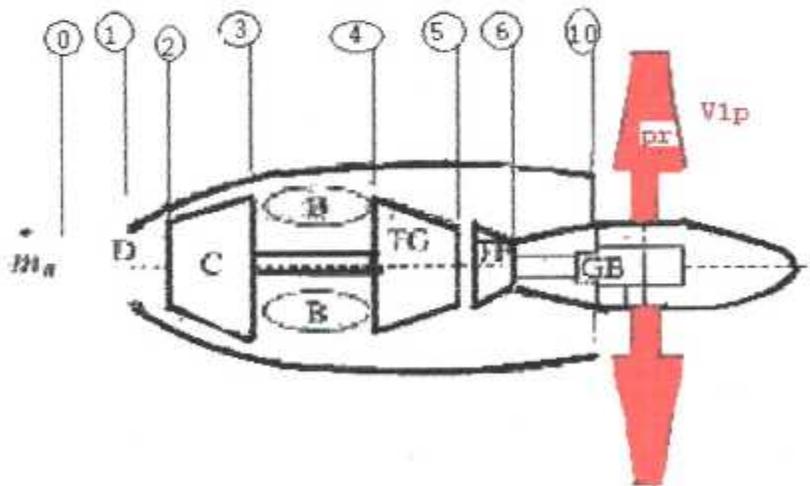


Fig. V-3 : Schéma du turbopropulseur

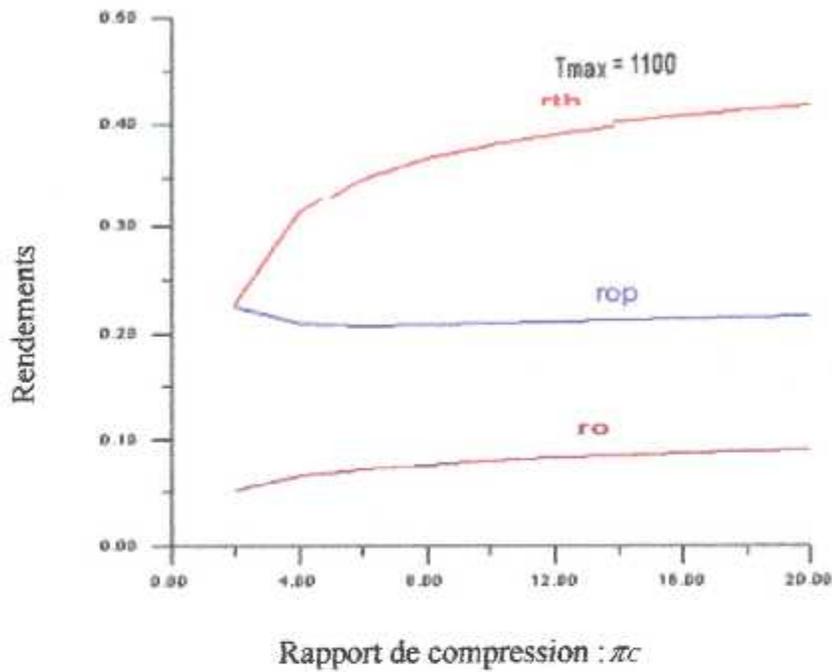


Fig.(V.1) : La variation des rendements (d'un turbo réacteur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

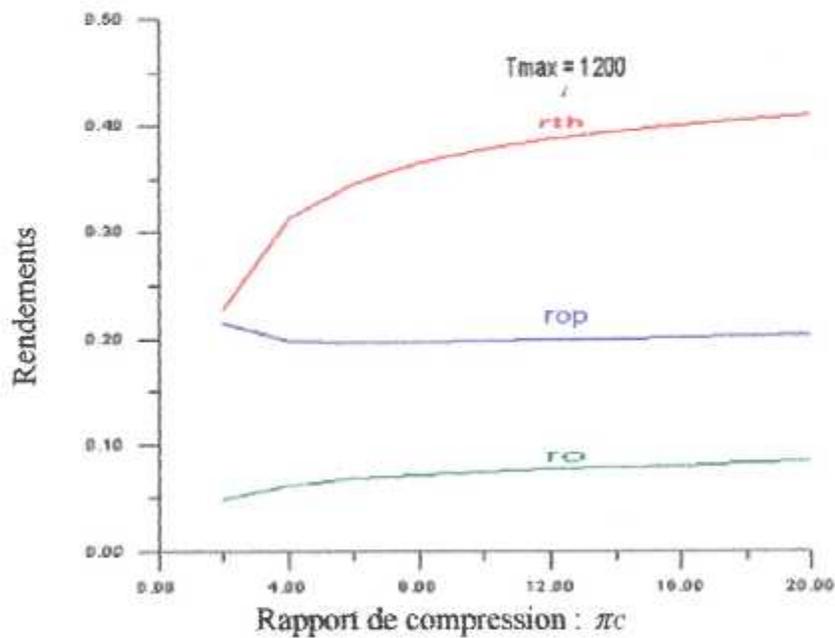


Fig.(V.2) : La variation des rendements (d'un turbo réacteur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

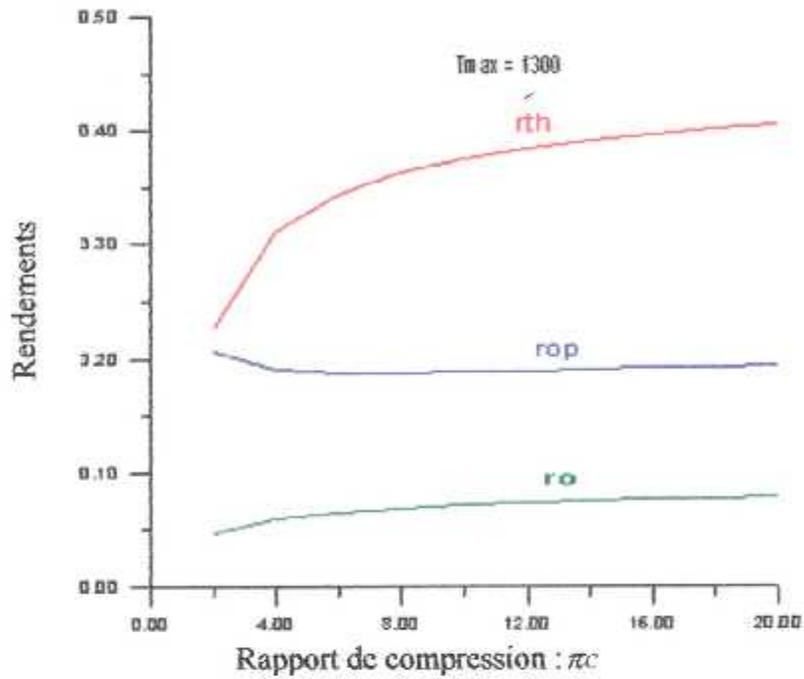


Fig.(V.3) : La variation des rendements (d'un turbo réacteur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

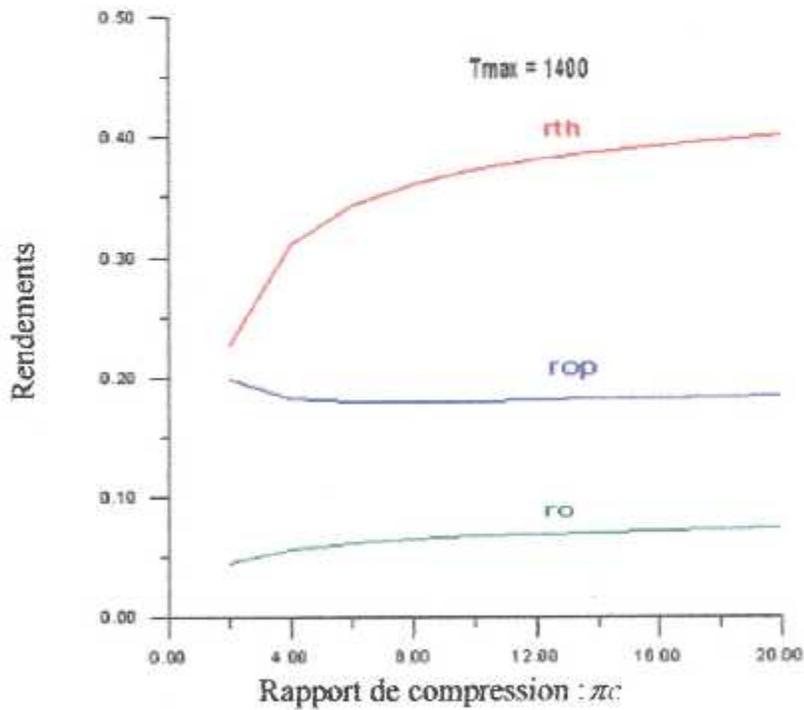


Fig.(V.4) : La variation des rendements (d'un turbo réacteur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

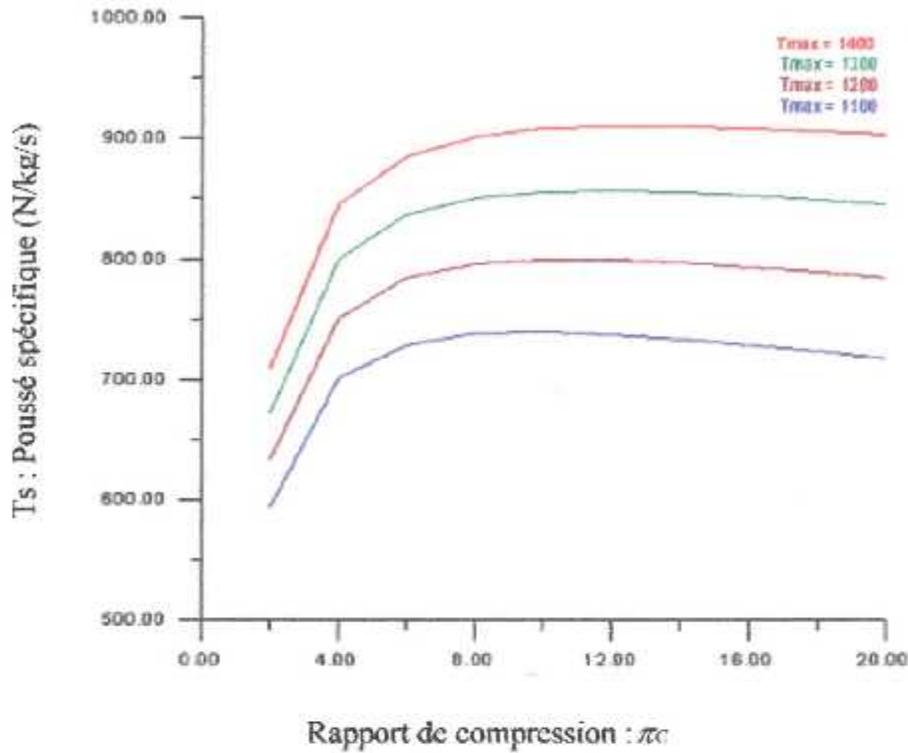


Fig.(V.5) : La variation de la poussée spécifique (d'un turboréacteur en vol) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent température.

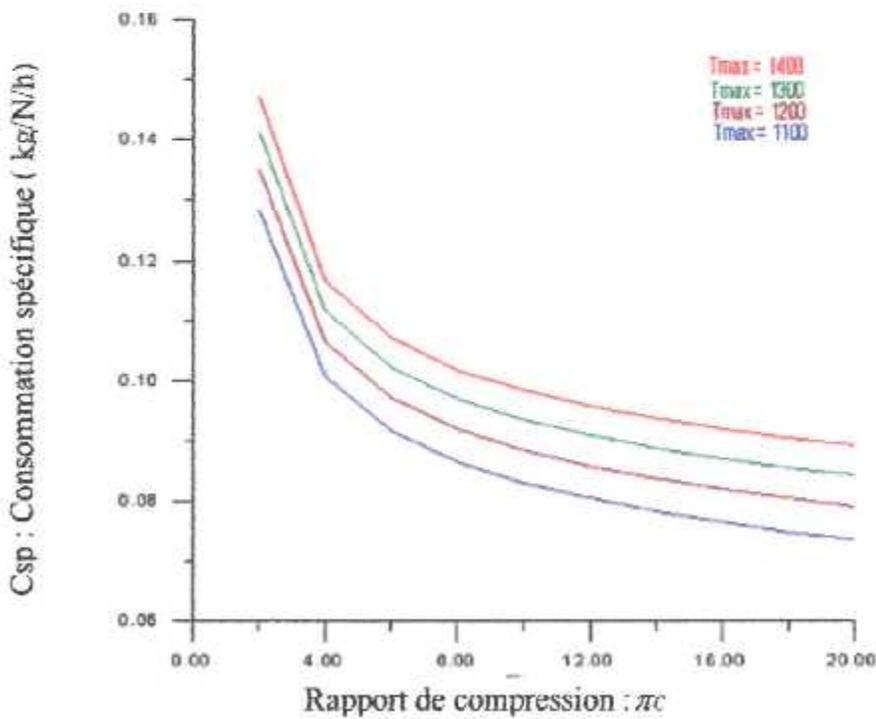


Fig.(V.6) : La variation de la consommation spécifique (d'un turboréacteur en vol) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent température.

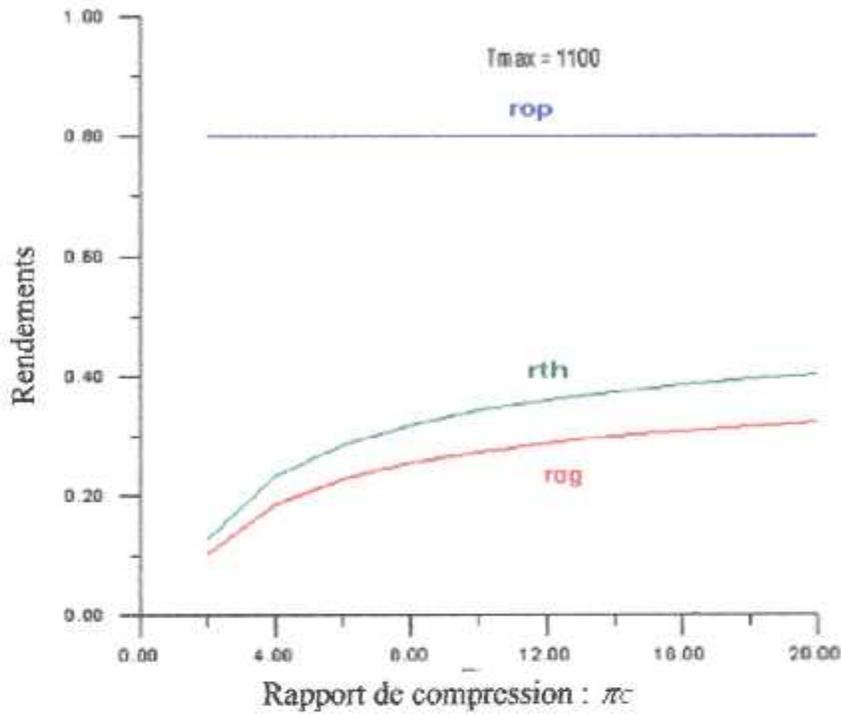


Fig.(V.7) : La variation des rendements (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

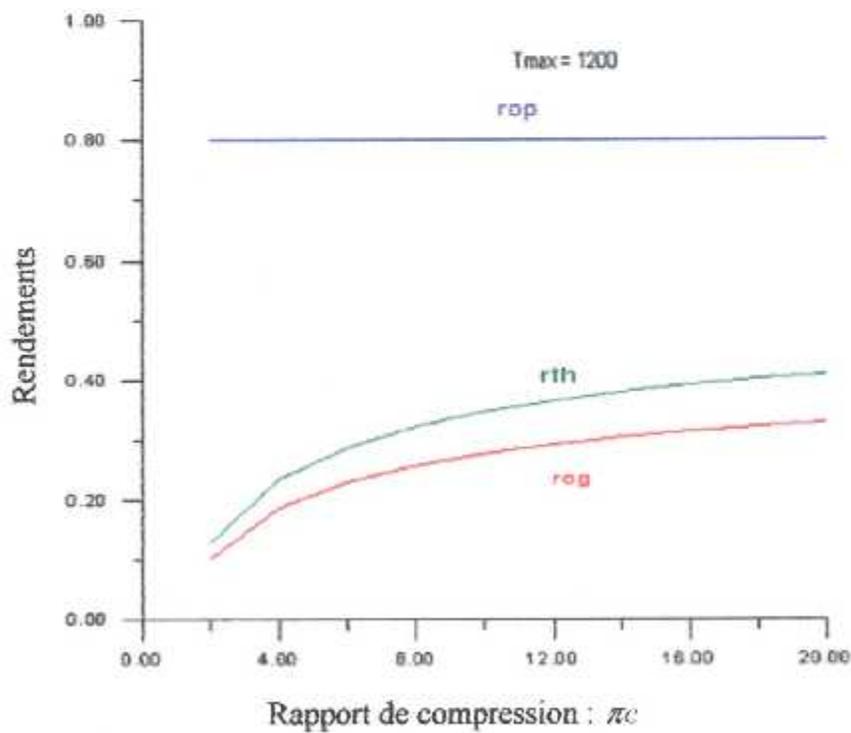


Fig.(V.8) : La variation des rendements (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

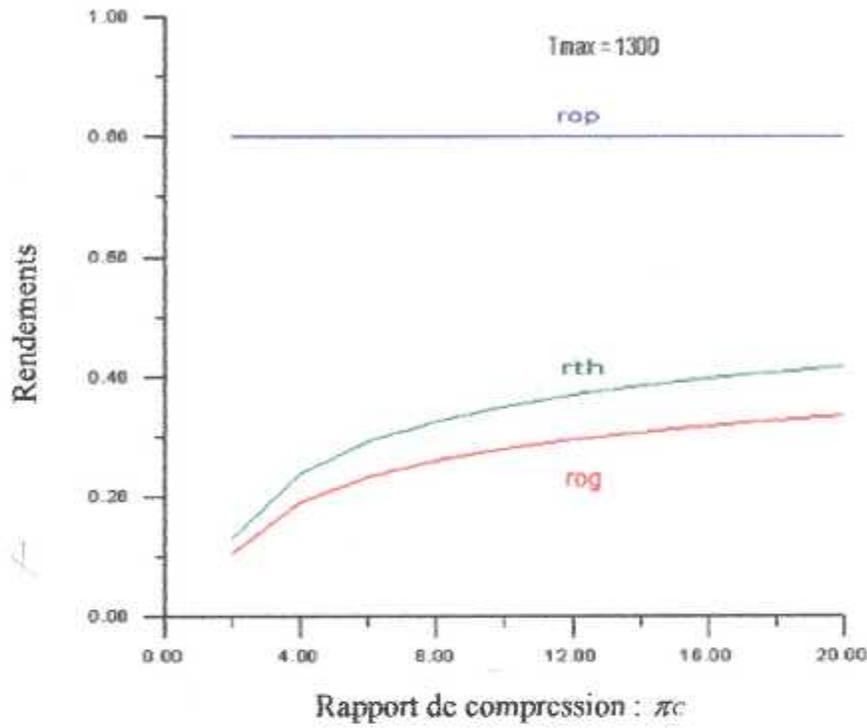


Fig.(V.9) : La variation des rendements (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

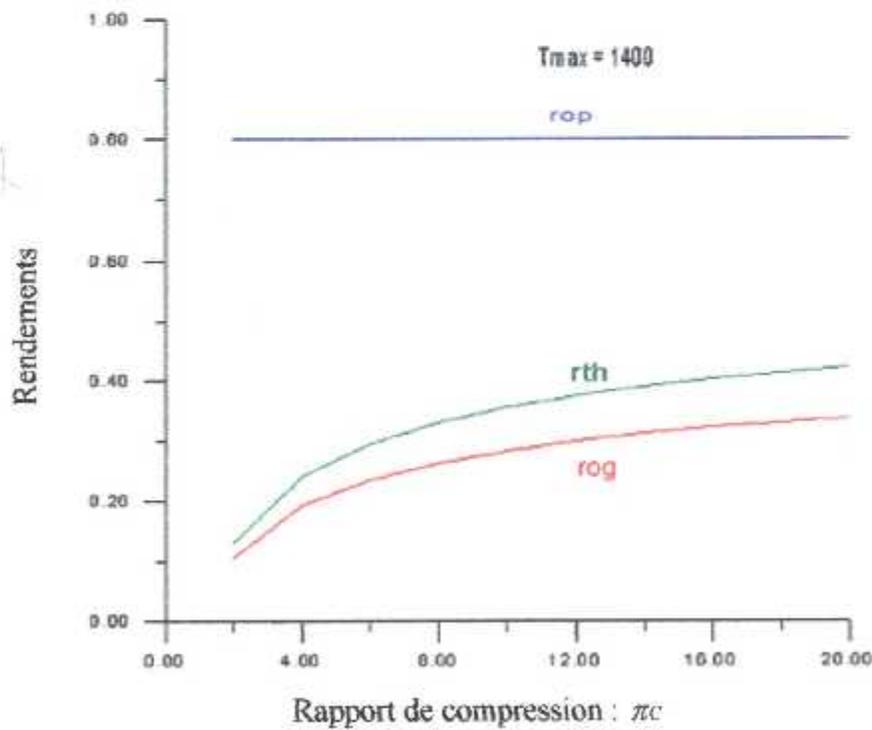


Fig.(V.10) : La variation des rendements (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression : π_c

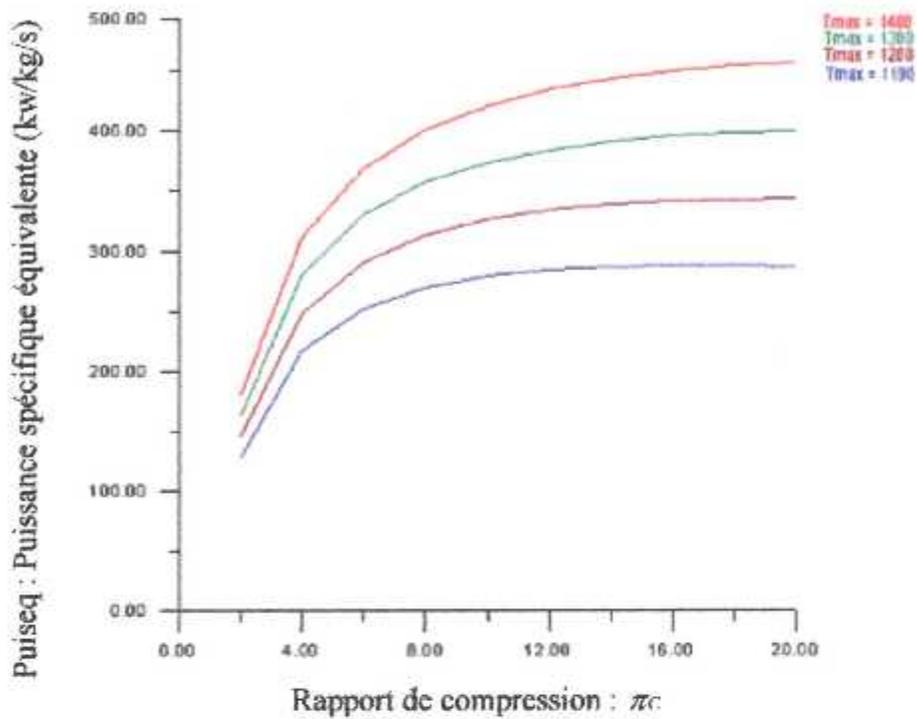


Fig.(V.11) : La variation de la puissance spécifique équivalente (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent température.

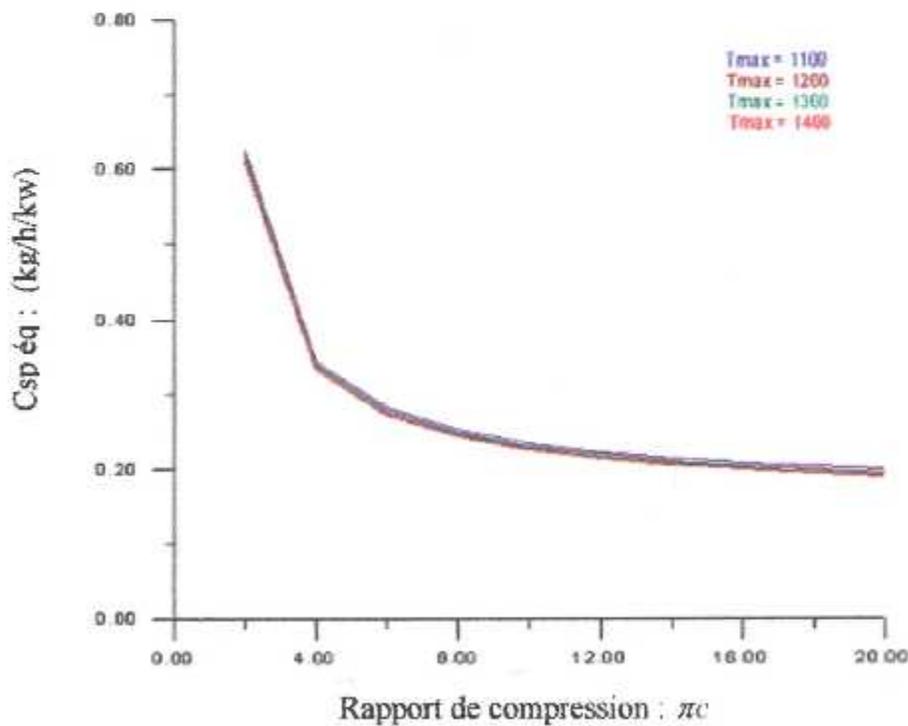


Fig.(V.12) : La variation de la consommation spécifique équivalente (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent température.

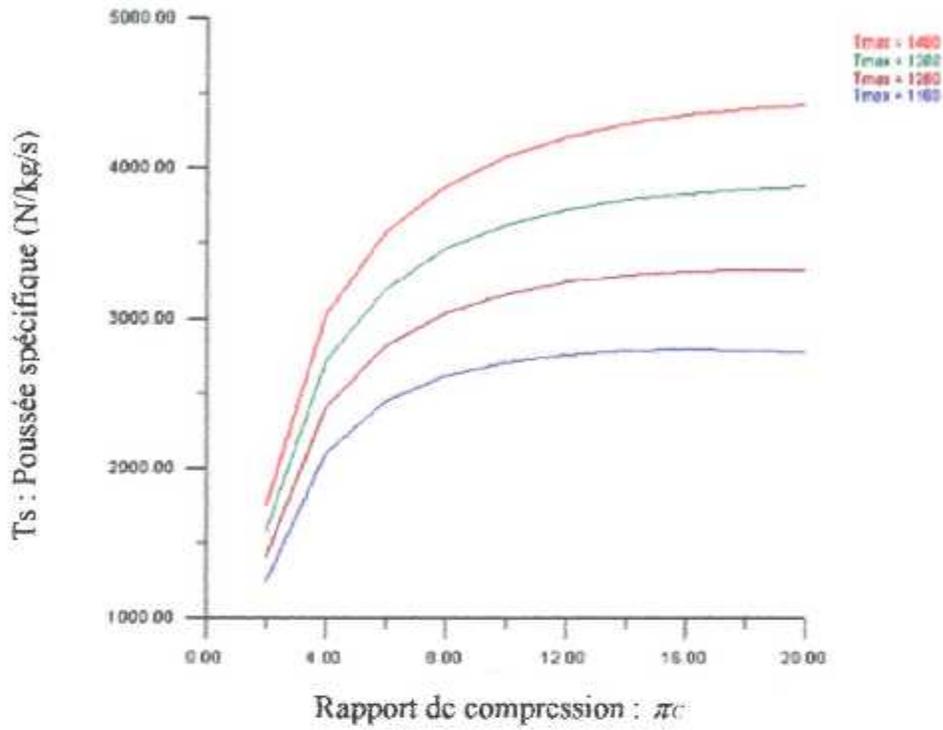


Fig.(V.13) : La variation de la poussée spécifique (d'un turbopropulseur en vol) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent température.

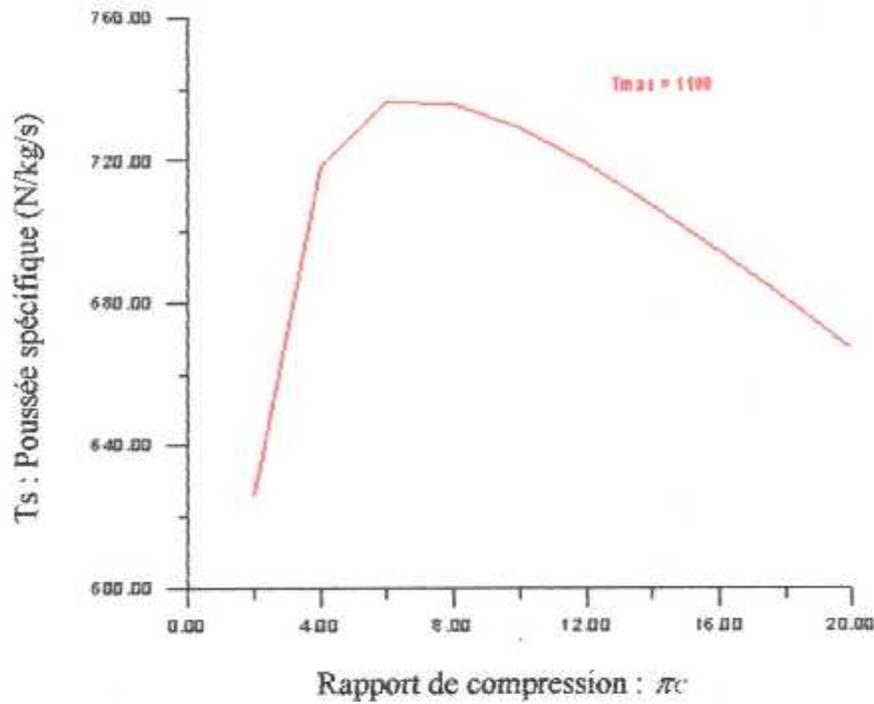


Fig.(V.14) : La variation de la poussée spécifique (d'un turbo réacteur au point fixe) en fonction du rapport de compression : π_c

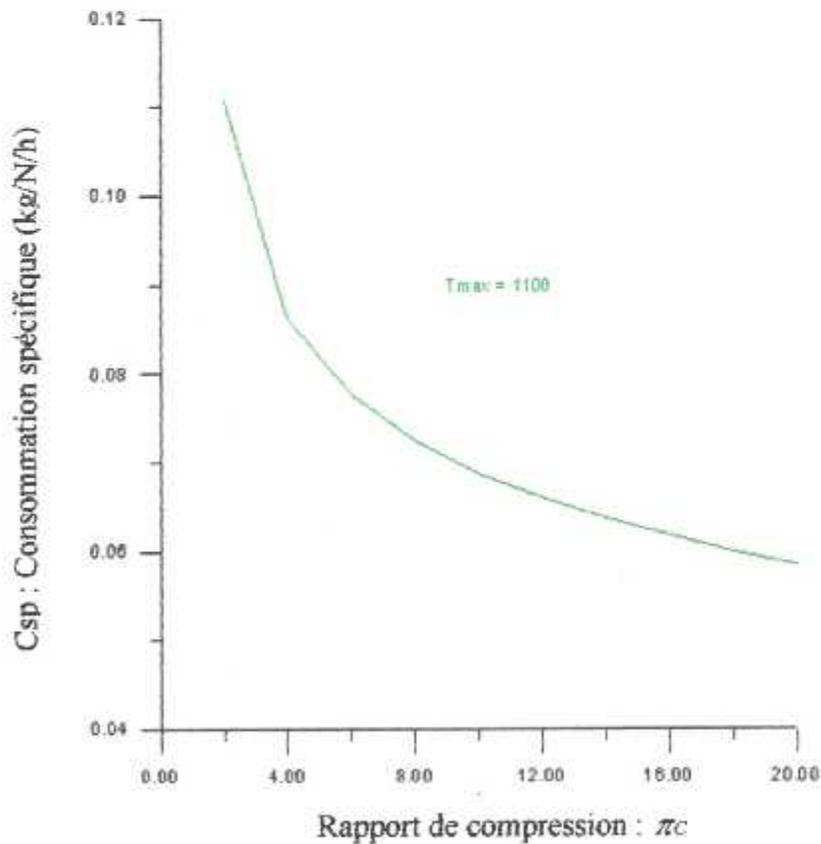


Fig.(V.15) : La variation de la consommation spécifique (d'un turbo réacteur au point fixe) en fonction du rapport de compression : π_c

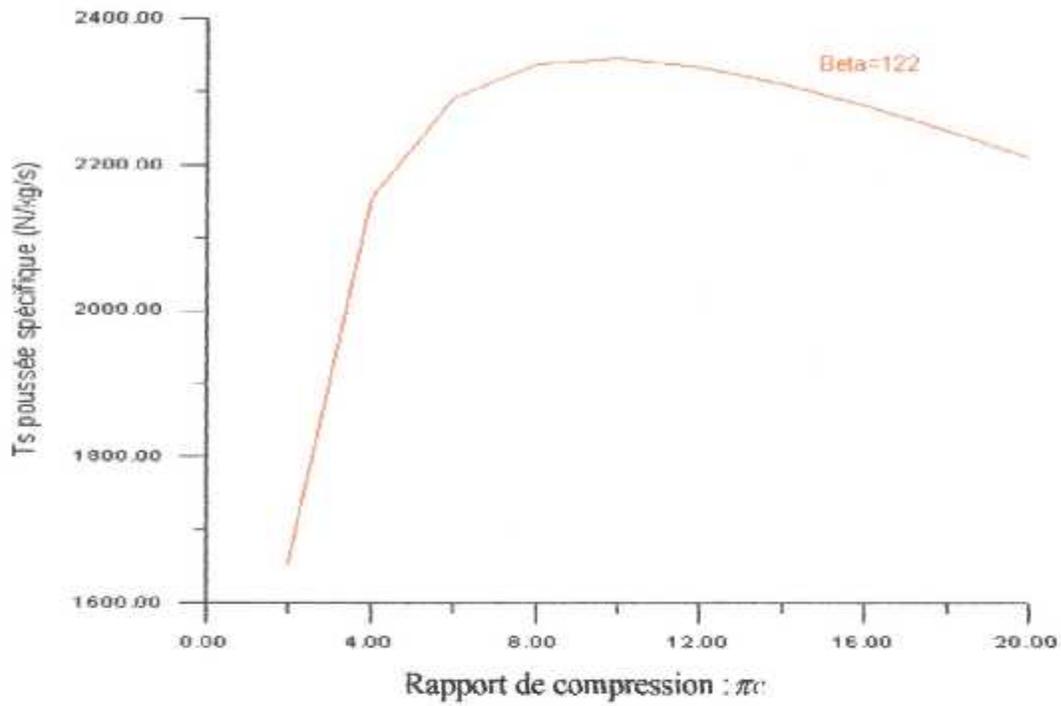


Fig.(V.16) : La variation de la poussée spécifique (d'un turbopropulseur au point fixe) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent taux de dilution (B).

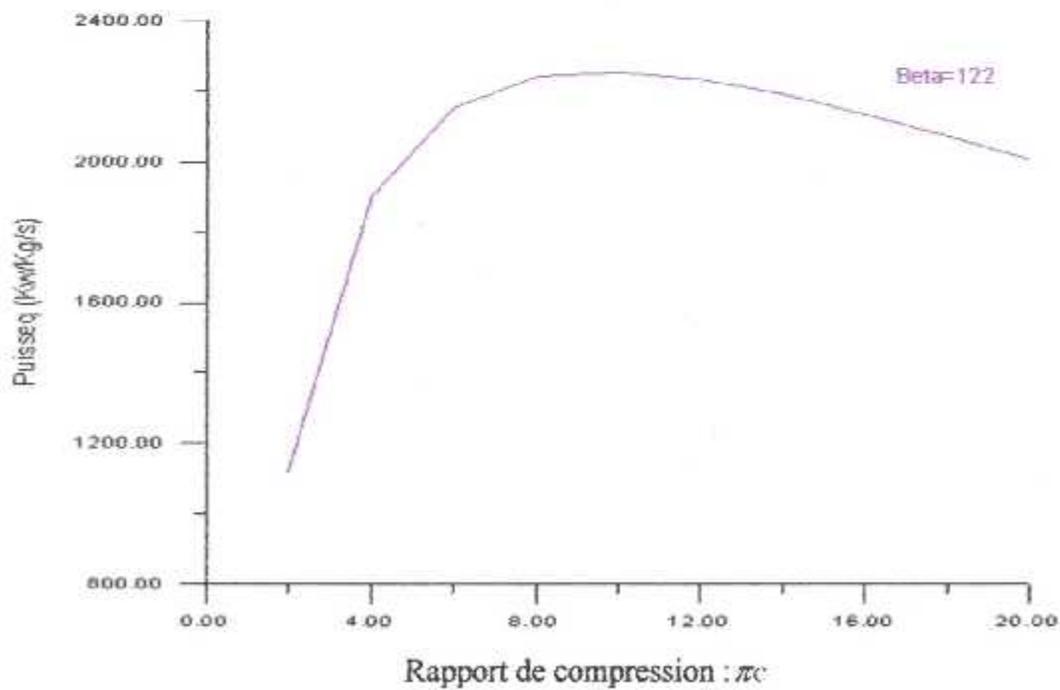


Fig.(V.17) : La variation de la puissance spécifique équivalente (d'un turbopropulseur au point fixe) en fonction du rapport de compression (π_c) pour différent taux de dilution (B)

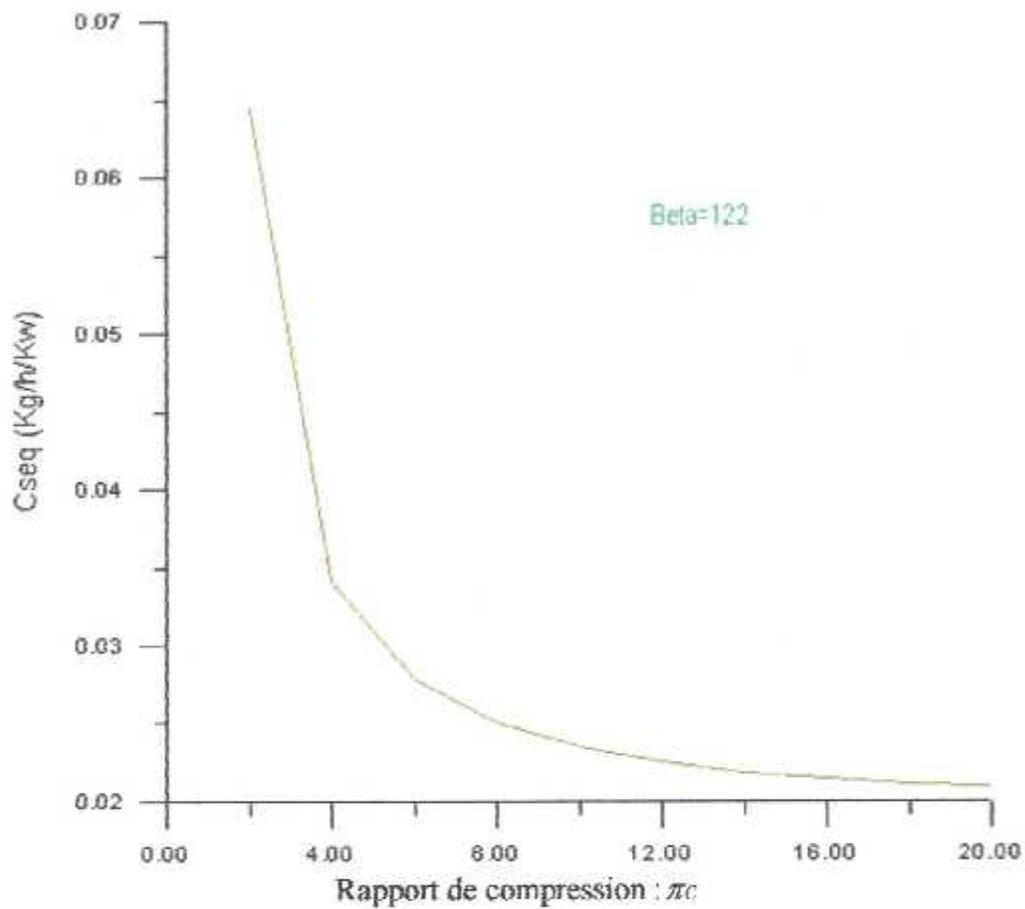


Fig.(V.18) : La variation de la consommation spécifique équivalente (d'un turbopropulseur au point fixe) en fonction du rapport de compression (π_c).

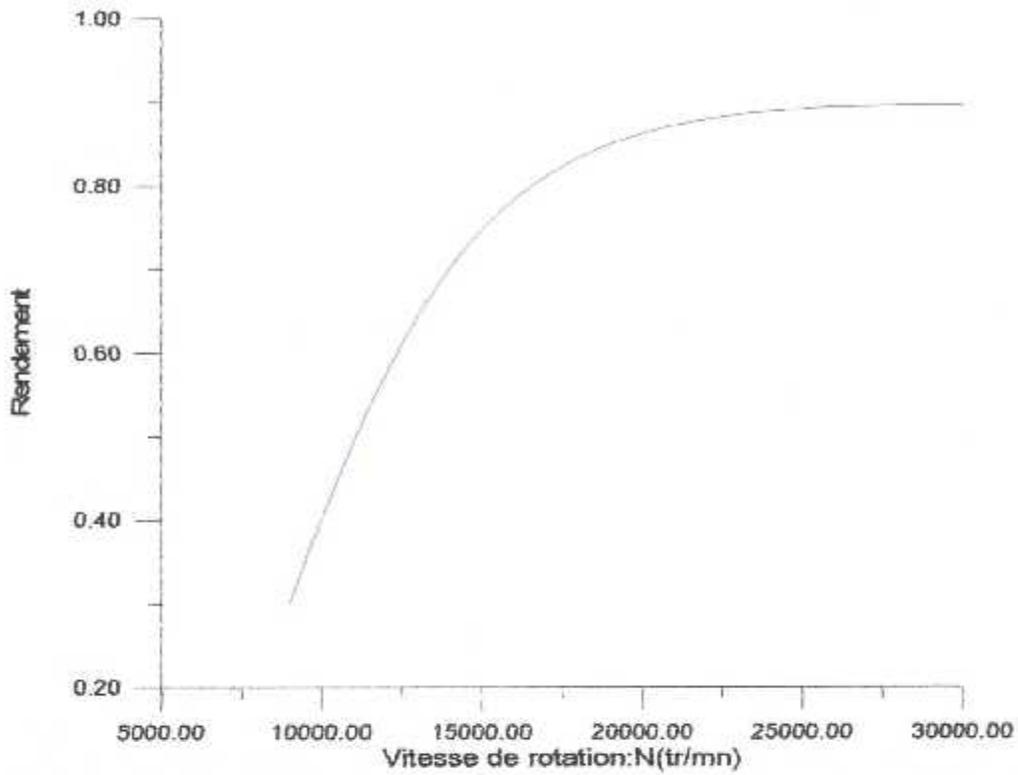


Fig.V.19 : La variation de rendement d'un turbine libre en fonction de la vitesse de rotation (N)

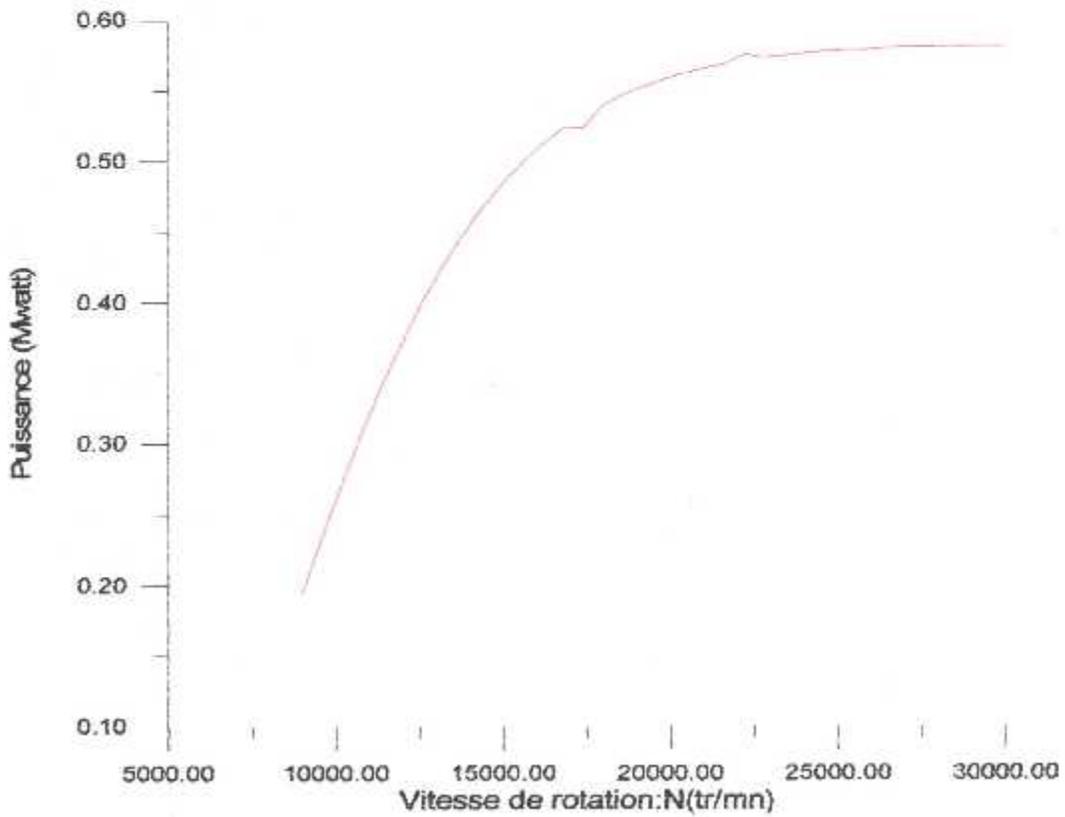


Fig.V.20 : La variation de la puissance d'un turbine libre en fonction de la vitesse de rotation (N)

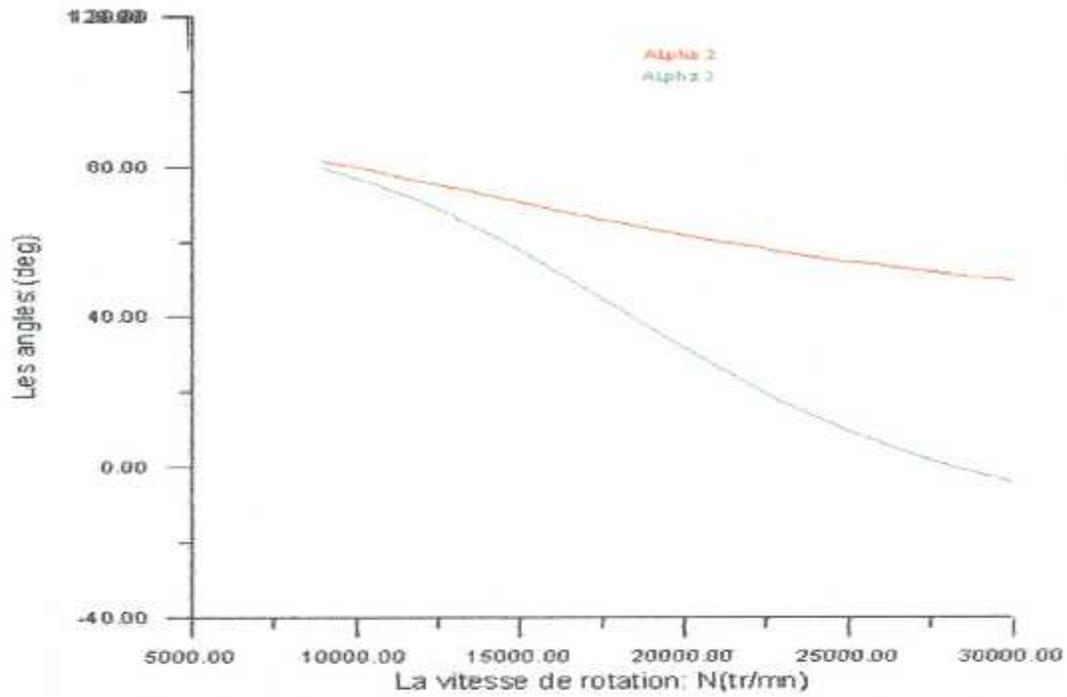


Fig.V.21 :La variation de l'angle ($\alpha 2$: sortie stator et $\alpha 3$:sortie rotor) en fonction de la vitesse de rotation.

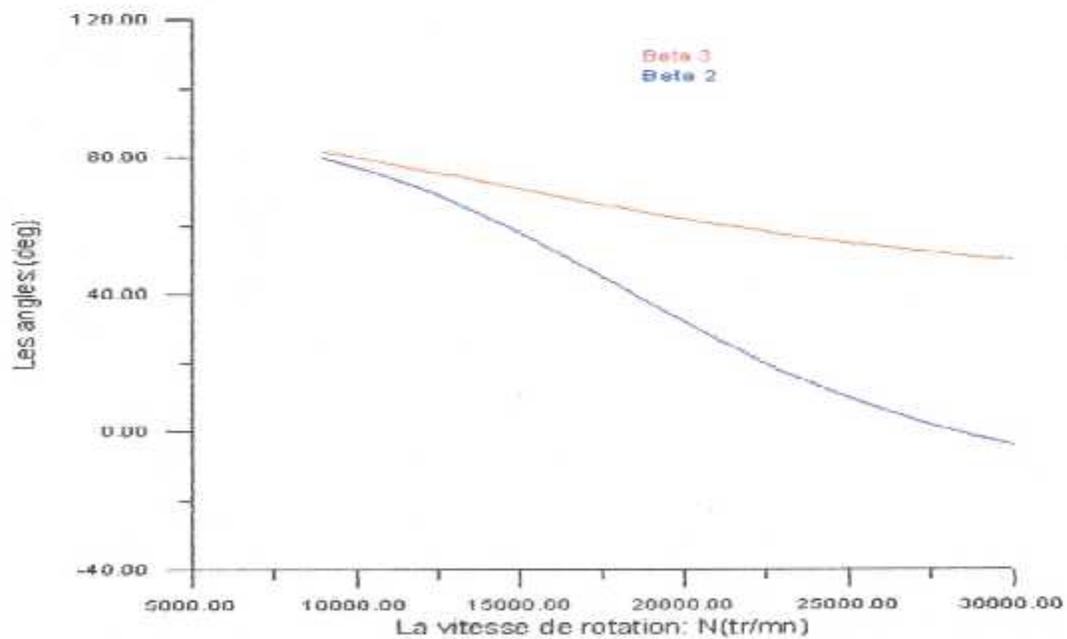


Fig.V.22 : La variation de l'angle de d'aube ($\beta 2$ entré rotor et $\beta 3$: sortie rotor) en fonction de la vitesse de rotation.

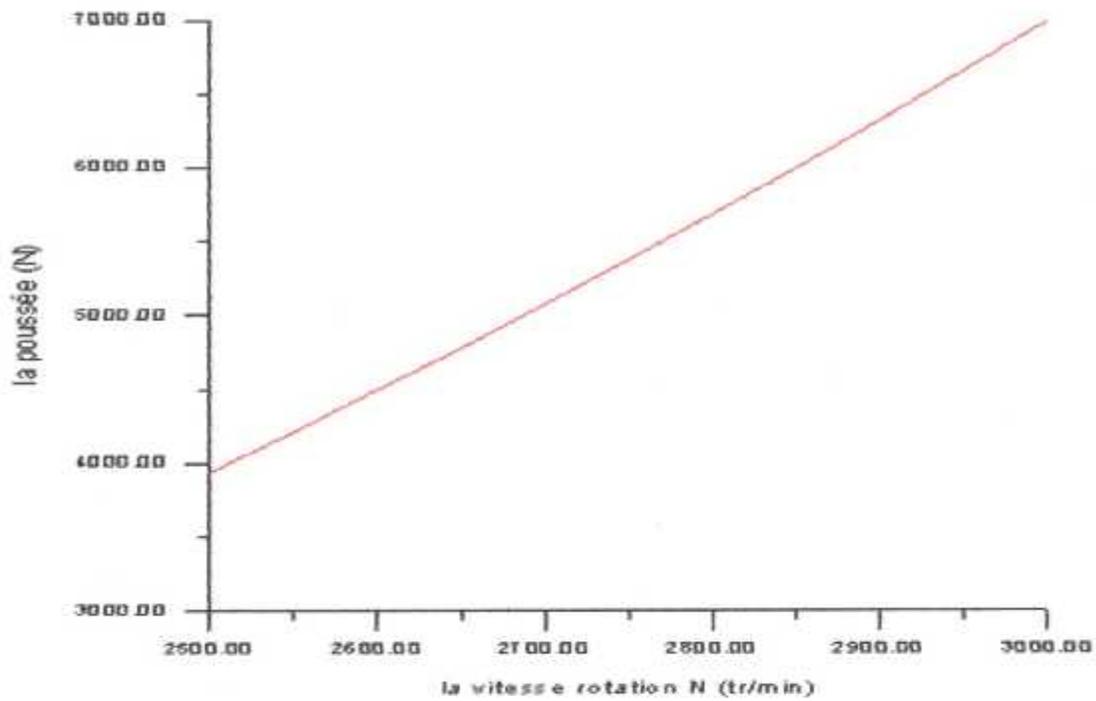


Fig. V.23 :la variation de la poussée de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation

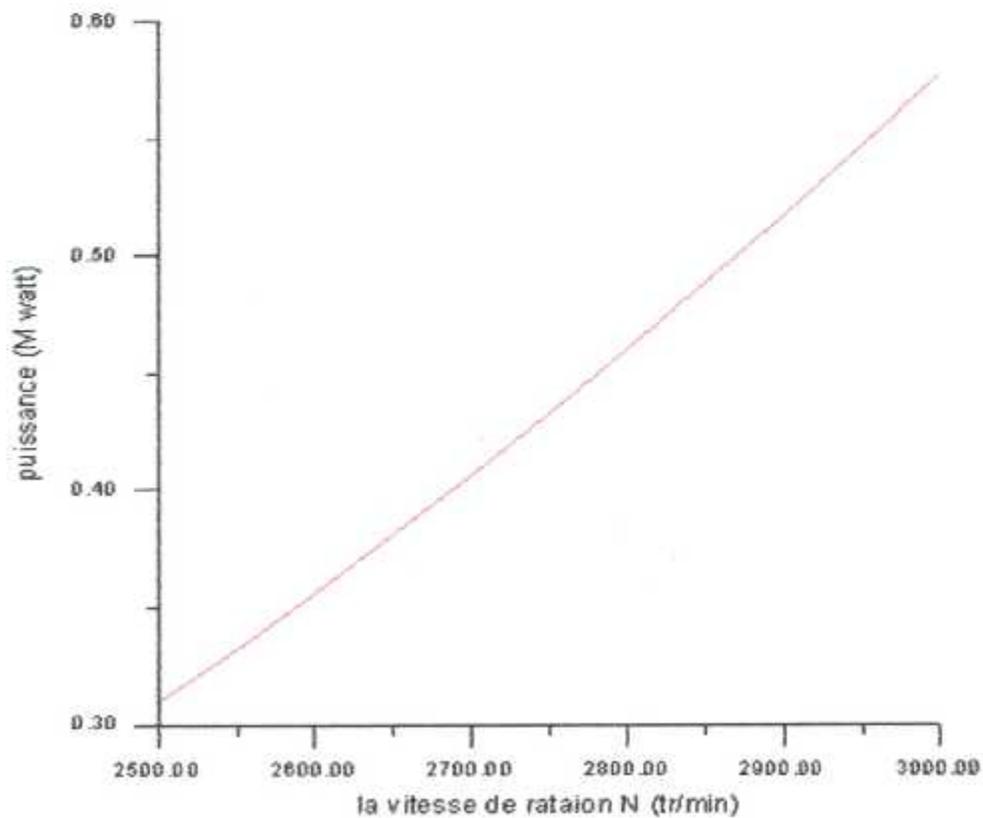


Fig. V.24 :la variation de puissance de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation

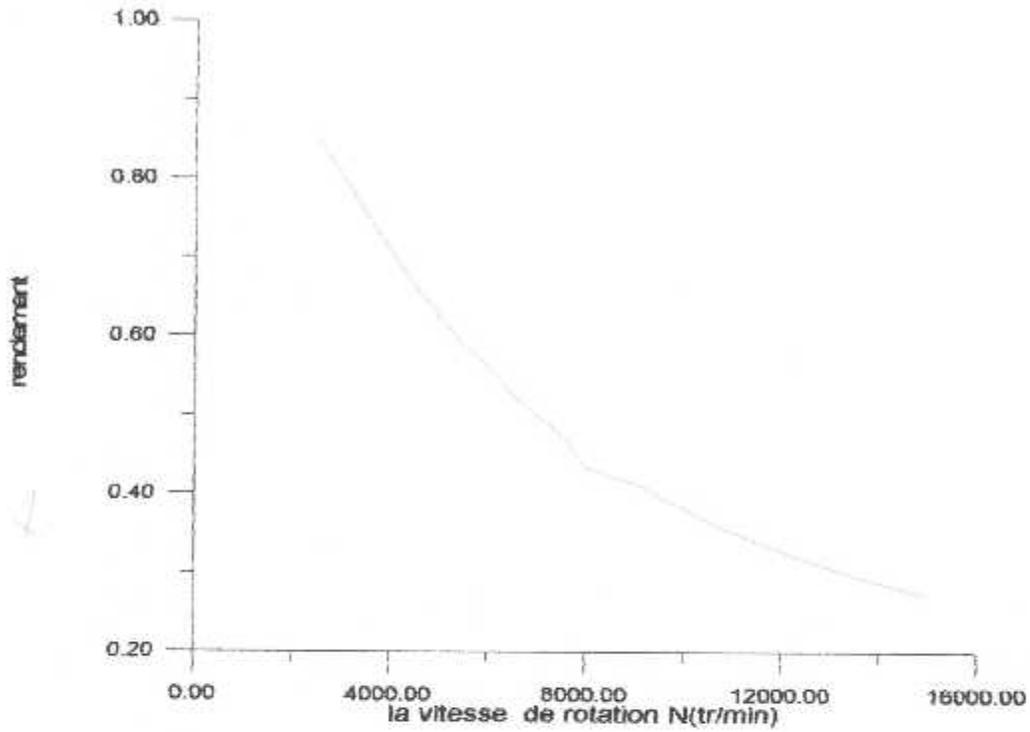


Fig.V.25 : La variation de rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de rotation (N)

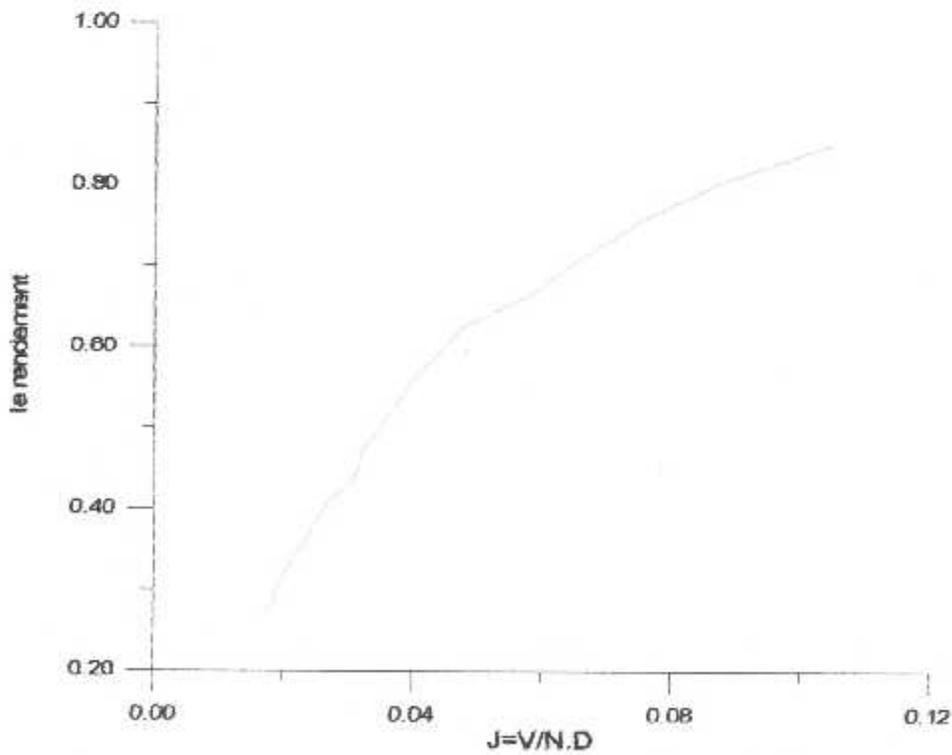


Fig.V.26 : La variation de rendement de l'hélice en fonction de j : $(j = \frac{V}{N \cdot D})$



Conclusion



D A B

CONCLUSION

Le présent mémoire nous a permis à travers l'étude de cas du turbopropulseur, de déterminer sur la base d'une simulation ses valeurs de performances optimales en cycle de fonctionnement réel.

La conception aérothermodynamique qu'on a obtenu avec les modèles théoriques adaptés pour la turbine et l'hélice permettrait de procéder à la réalisation du moteur envisagé, donnant en conséquence des performances suffisamment proches de celle que nous avons déjà prévu.

Cependant la comparaison des résultats obtenus avec des réalisations au banc d'essai permettrait d'améliorer les modèles théoriques, en tenant compte de l'état du fonctionnement du moteur.

Pour un travail futur, il serait très utile, d'intégrer des modèles théoriques de plus en plus performants en vue d'améliorer les résultats obtenus.

Le choix convenable de l'hélice pour différentes conditions de fonctionnement sur les incidences (α), et le rapport de débit (β), nécessite un lissage difficile sur les différents paramètres de conception tels que ; les calages, la longueur, la vitesse de rotation et la puissance consommée.

Cette petite expérience a permis d'approfondir mes connaissances théoriques et techniques dans le domaine de la motorisation et de me préparer pour une vie professionnelle dans le domaine d'aéronautique.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] R. GALAN . J. P. TOURRES " Connaissance avion " EDITION 1991.
- [2] P .LEPOURRY et R .CIRYCI " Propulseurs aéronautiques " .
- [3] H.COHEN
G.F.C .RoGERS
H.I.H SARAVANAMUTTOO "Gaz Turbine théorie".
- [4] RENE BIDARD
JACQUES BONSSIN
G.DORRIEUS " Energétique et turbomachines " EDITION 1979.
- [5] MICHAL PLUVIOSE
CHRISTELLE PERILHON
Techniques de l'ingénieur " traite mécanique et chaleur B4411"
2004
- [6] ION PARASCHIVOIU " Aérodynamique subsonique "
EDITION DE L'ECOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRIAL 1998.

[7] Mr BADR-EDDINE " Cours 4^{ème} année propulsion " .

Les thèses

- [8] Mr BADR-EDDINE " Thèse étude des performances hors adaptation du moteur prototype de laboratoire GILKES GT-117 " .
2002/2003 et 2001/2002
Université de Blida
- [9] Mr BADR-EDDINE " Thèse élaboration d'un programme de calcul des performance en hors adaptation des turbines axiales multi- étagées " .
2003/2004
Université de Blida
- [10] Mr H.BENTRAD " Thèse Réalisation et dimensionnement d'un micro-turboréacteur " .
2002/2003
Université de Blida



Annexes



D A B

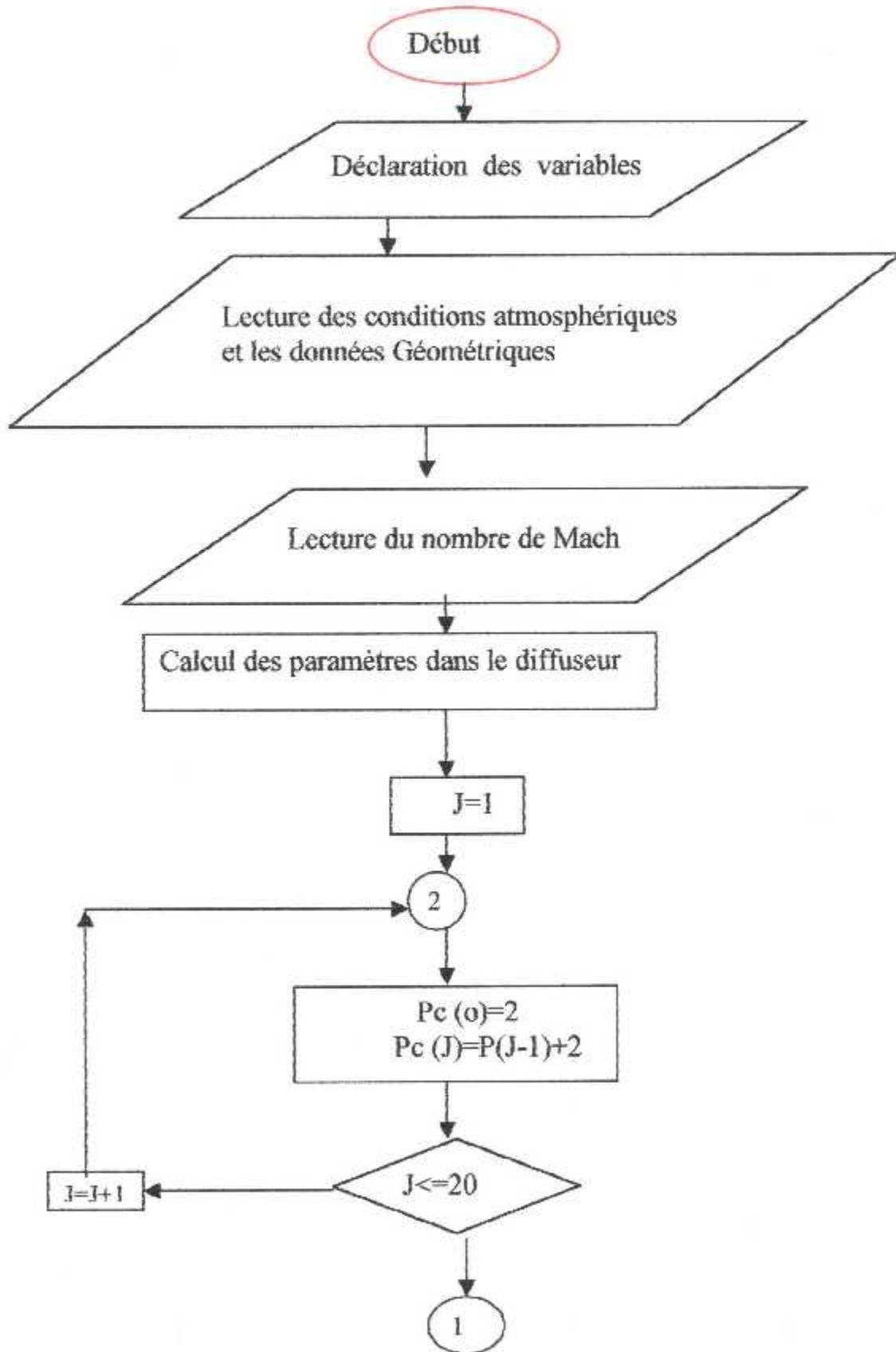


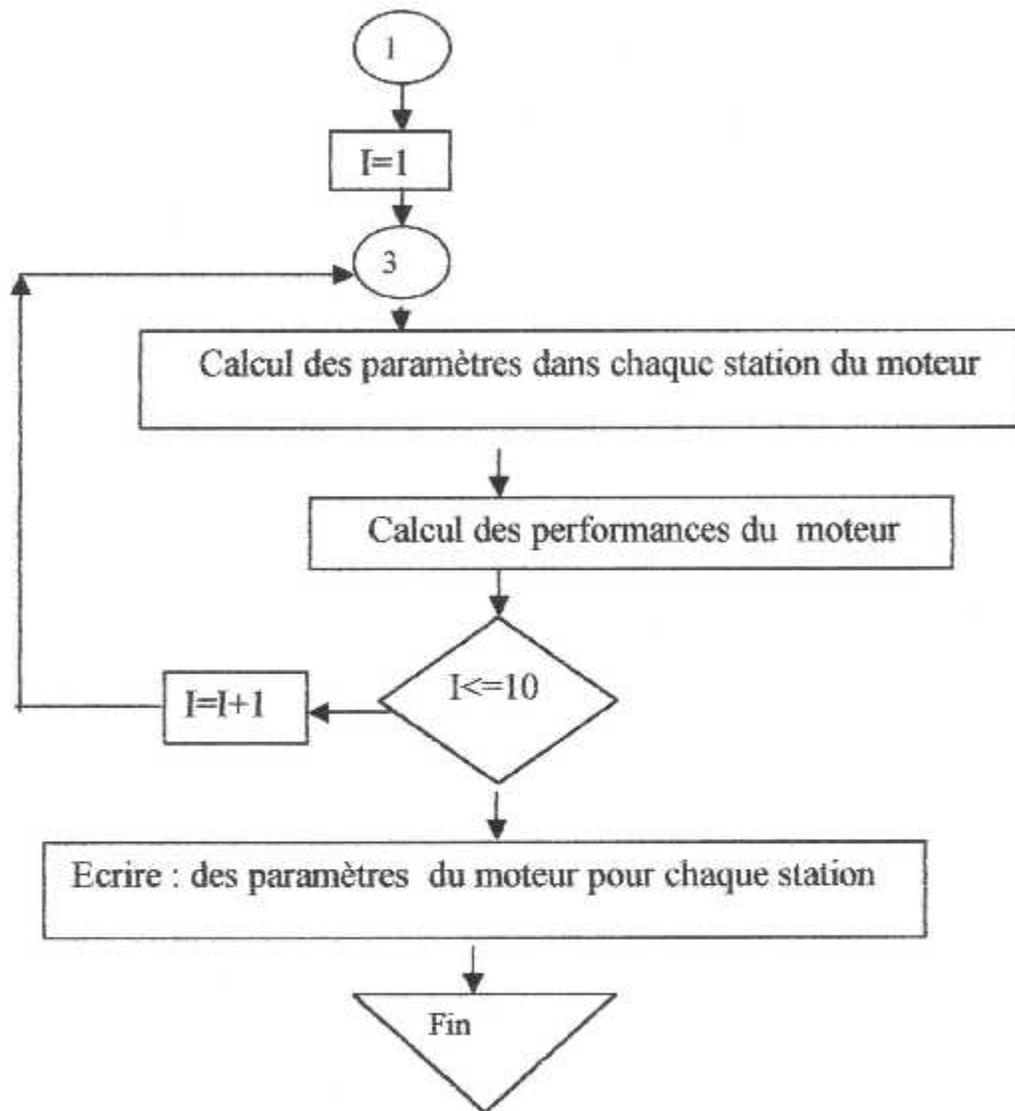
Organigramme

D A B

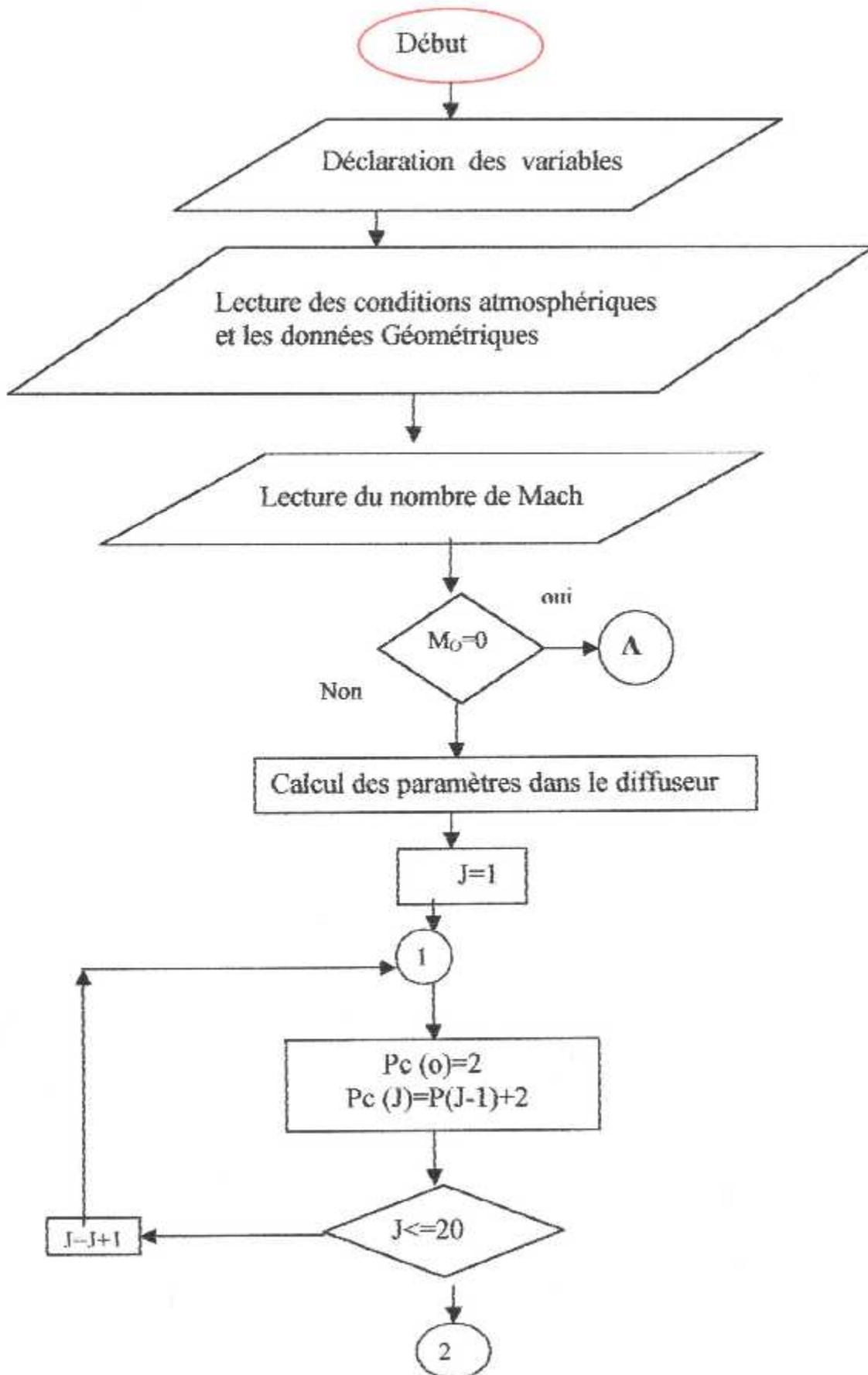


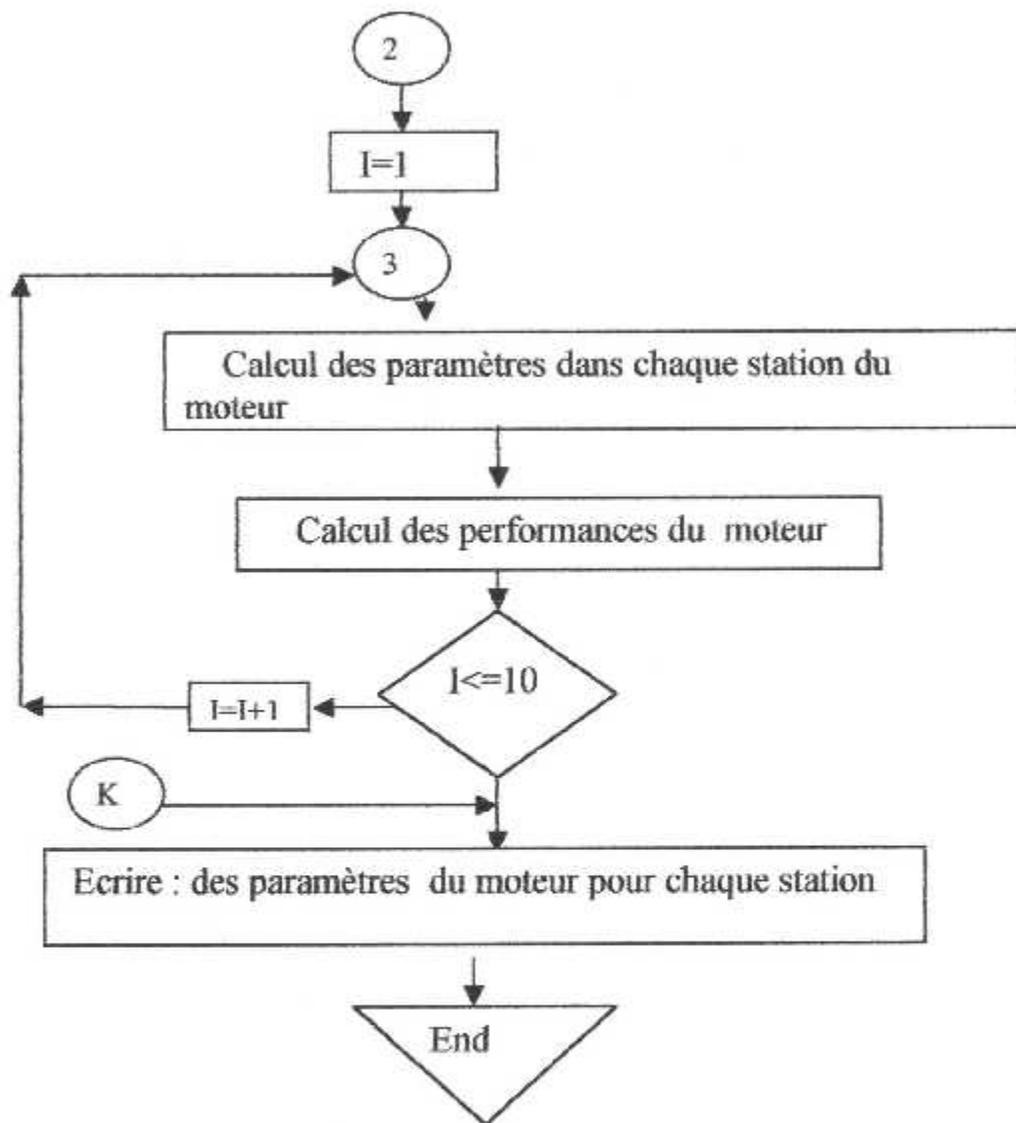
Organigramme : calcul des performances du turboréacteur

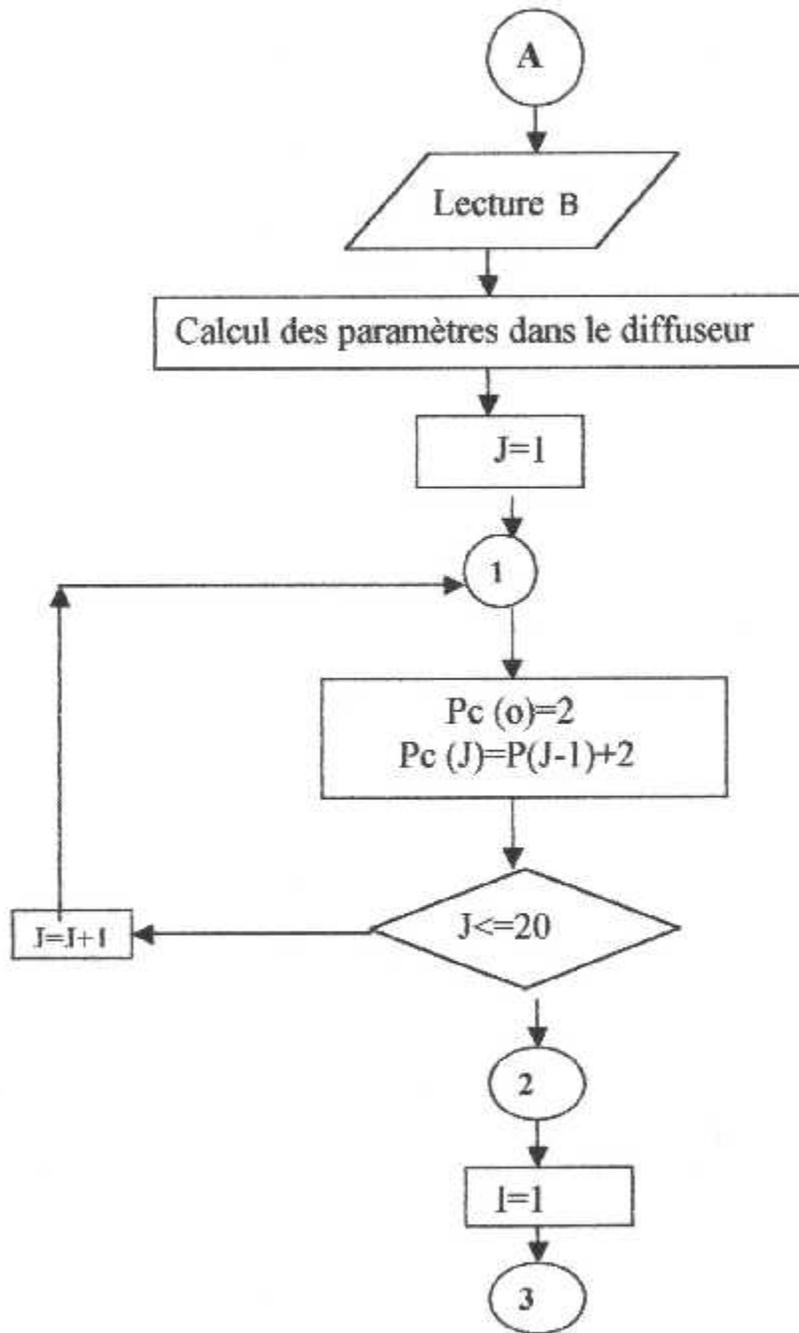


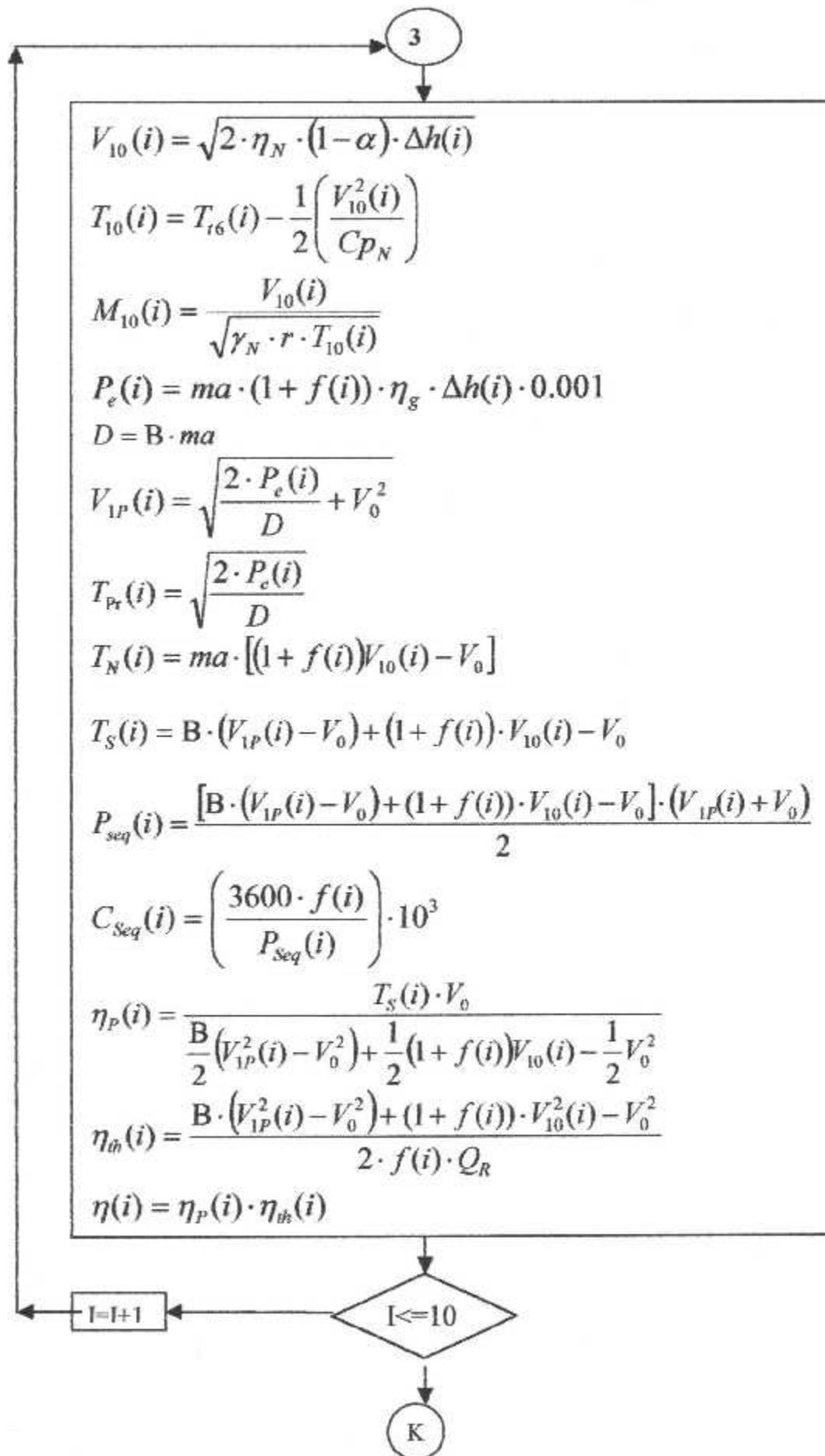


Organigramme : calcul des performances du turbopropulseur

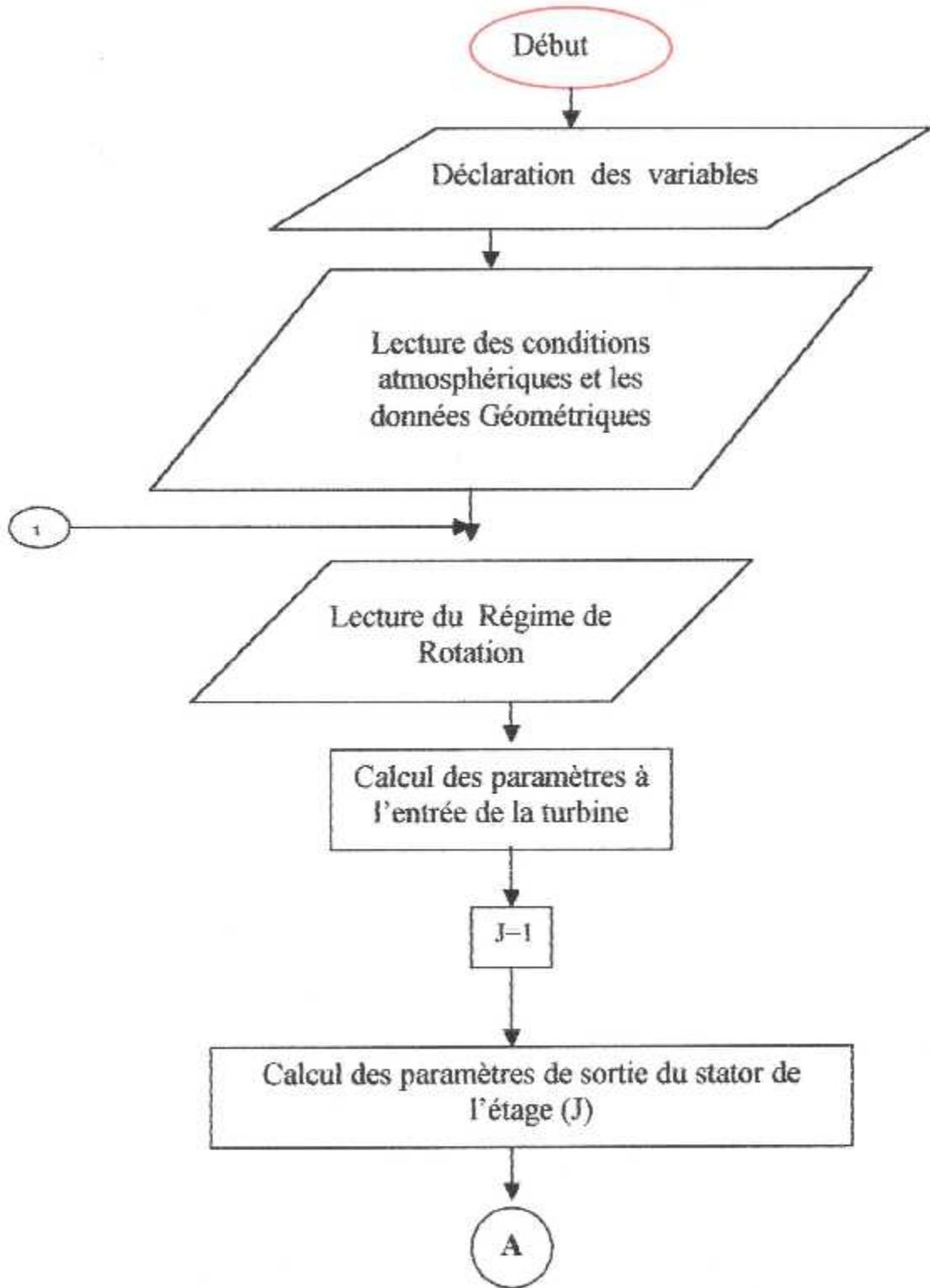


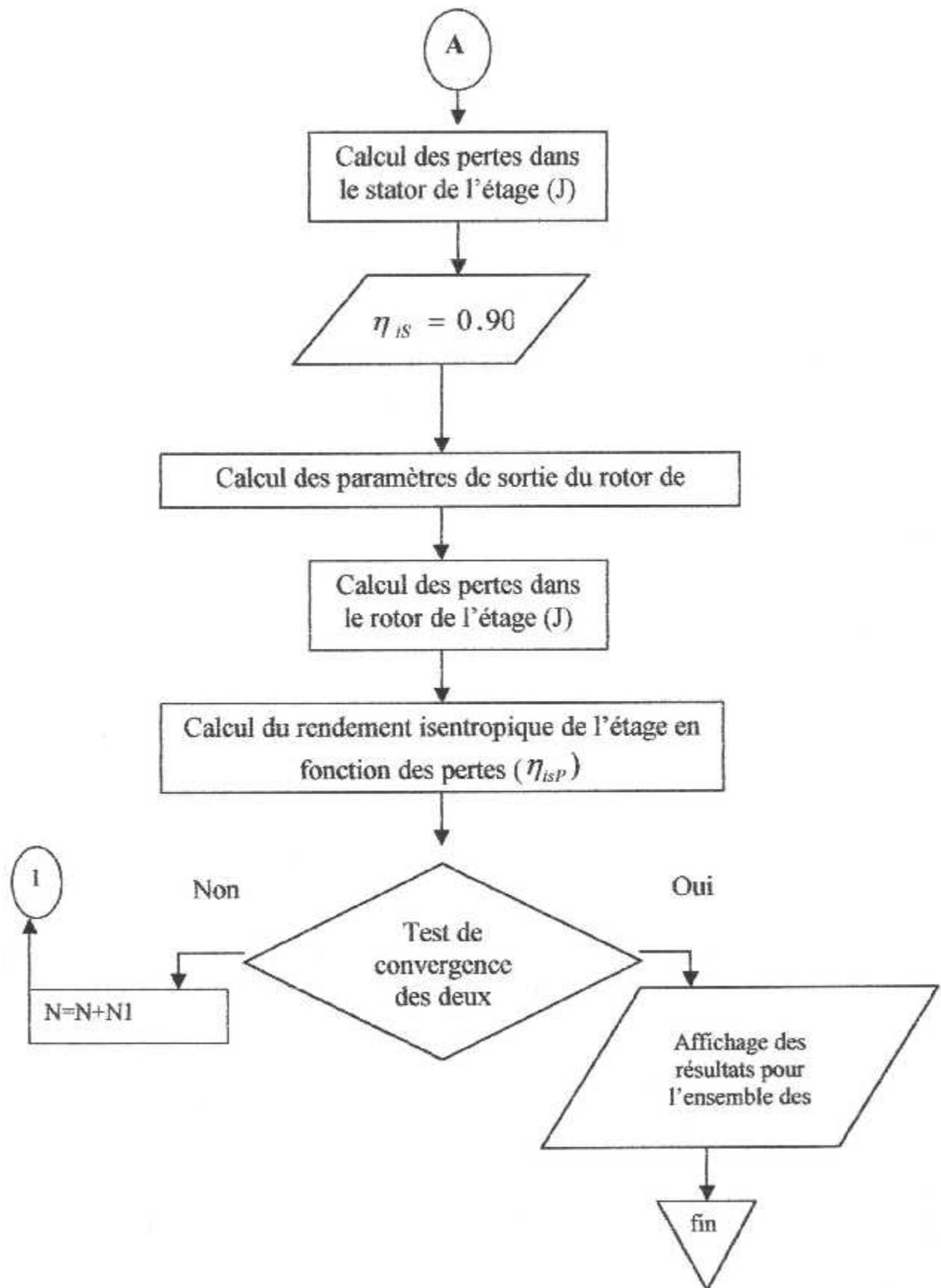




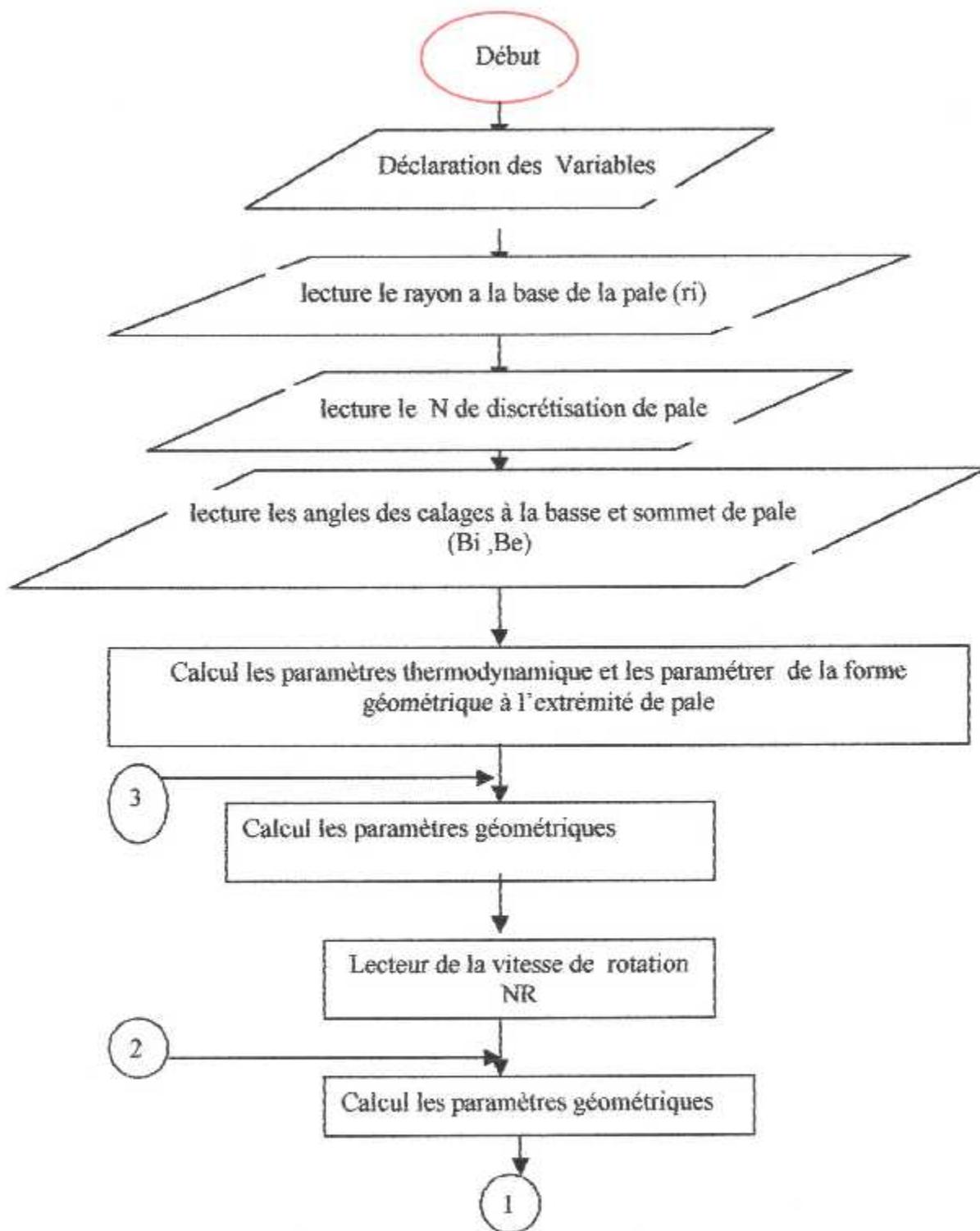


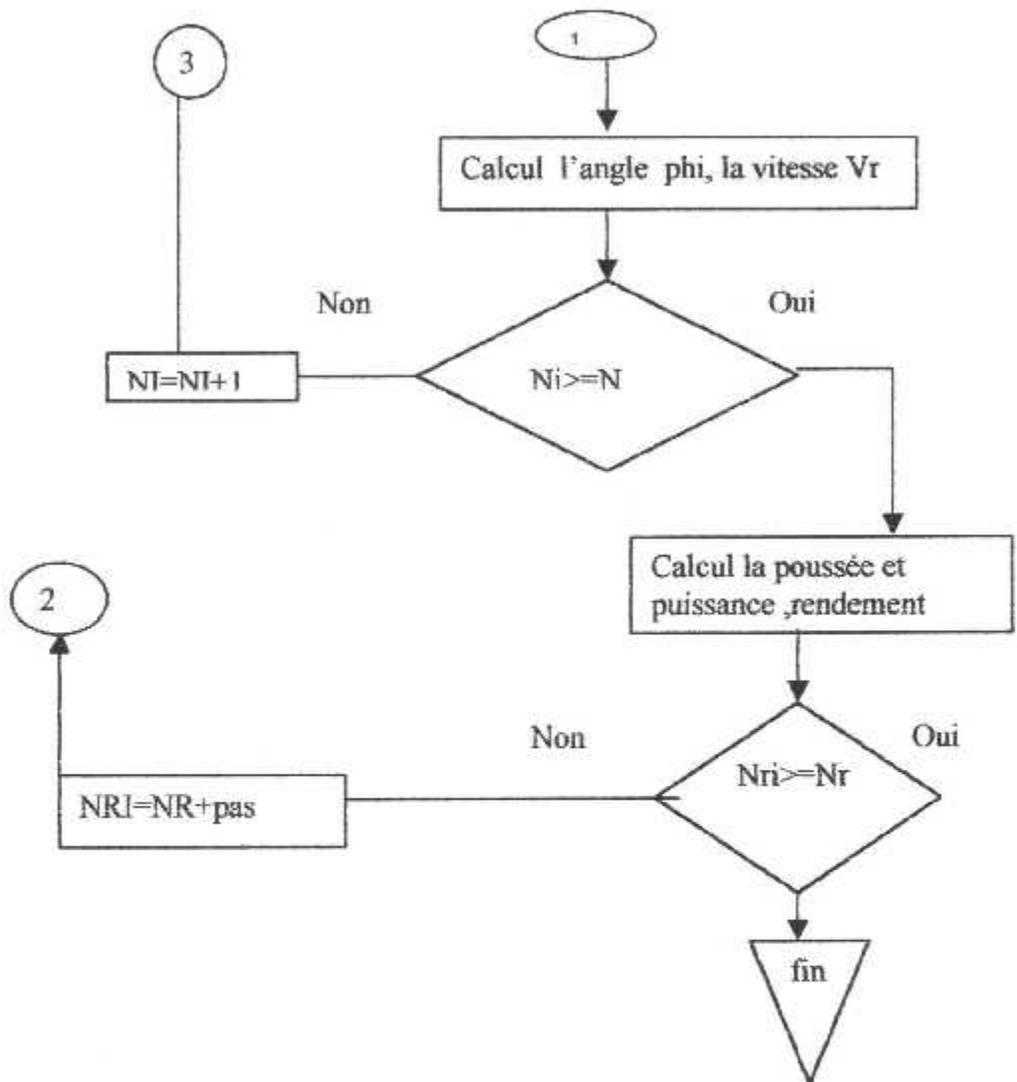
Organigramme de calcul pour la turbine





Organigramme d' hélice







*Programme
de calcul*



D A B

program turboreacteur

```
c mo:nombre de mach
c pid:rapport de pression totale diffuseur
c pt2:pression total de la sortie de diffuseur
c tt2:temperature totale de la sortie diffuseur
c qr1:capacité calorifique
c qr2:capacité calorifique
c toc:rapport de temperature totale dans le compresseur
c tod:rapport de temperature totale dans le diffuseur
c tob:rapport de temperature totale dans la chambre de combustion
c tt3:temperature totale de la sortie dans le compresseur
c pt3:pression total de la sortie dans le compresseur
c pic:rapport de pression totale dans le compresseur
c pit:rapport de pression totale dans la turbine
c po:pression d'entr e de diffuseur
c p10:pression de la sortie dans la tuyère
c f:richesse du carburant
c pt4:pression total de la sortie dans la chambre de combustion
c tot:rapport de temperature totale dans la turbine
c pt5:pression total de la sortie dans la turbine
c tt5:temperature totale de la sortie dans la turbine
c gama:coefficient isentropique
c t10:temperature de la sortie dans la tuyère
c rho:masse volumique dans la tuyère
c ts:la poussée spécifique
c cs:la consommation spécifique
c rop:rendement de propulsion
c rth:rendement thermique
c ro:rendement global
c rod:rendement de diffuseur
c roc:rendement de compresseur
c rob:rendement de la chambre de combustion
c rot:rendement de la turbine
c ron:rendement de la tuyère
c rom:rendement mécanique
c cpt:chaleur spécifique de la turbine
c cpc:chaleur spécifique de compresseur
c cpb:chaleur spécifique de la chambre de combustion
c r:constante de gaz
```

```
real*8 pid,Mo,pt2,tt2,qr2,qr1,s,vs,M10,Po,To
real toc(10),tt3(10),tob(10),pic(10),rth(10),p10(10),
+f(10),pt4(10),tot(10),pt5(10),pit(10),tt5(10),gama(5),
+t10(10),rho(10),v10(10),ts(10),cs(10),rop(10),ro(10),pt3(10)
+,pou(10),c(10)
```

```
open(2,file='resultats.txt')
```

```
Data gama(1)/1.4/,gama(2)/1.37/,gama(3)/1.35/,gama(4)/1.33/,
+gama(5)/1.36/,r/287./,tod/1./,ron/.98/,rom/.99/,deltath/.04/,
+rod/.93/,roc/.85/,rob/1.0/,rot/.9/,Mo/0.28/,mt/3./,M10/1./,
+qr1/45000./,qr2/45000000./,cpt/1.148/
```

```
write(*,*)'donner la valeur de H'
read(*,*) H
```

```
To=288.15-(6.5*H*(0.001))
Po=1.01325*(1-(22.5576934*H*(0.000001)))**(5.2558774)
write(*,*)To,Po
```

```
write(*,*)'donner la valeur de tmax'
read(*,*) tmax
```

c diffuseur

```
Vo=Mo*sqrt(gama(1)*r*To)
pid=((1+(rod*(gama(1)-1)*Mo**2)/2)/(1+((gama(1)-1)*Mo**2)/2))
+**[gama(1)/(gama(1)-1)]
pir=(1+((gama(1)-1)*Mo**2)/2)**(gama(1)/(gama(1)-1))
pt2=Po*pir*pid
tor=1+((gama(1)-1)*Mo**2)/2
tt2=To*tor*tod
Cpc=((r*gama(2))/(gama(2)-1))*0.001
Cpb=((r*gama(3))/(gama(3)-1))*0.001
write(2,*)'tmax=',tmax
```

```
write(2,*)'tt2=',tt2
```

```

c   compresseur
    vs=0.
    pic(0)=0.
    do 10 j=1,20
10  pic(j)=pic(j-1)+2
    do 50 i=1,10
    toc(i)=(pic(i)**((gama(2)-1)/gama(2))-1)/roc+1
    pt3(i)=po*pir*pid*pic(i)
    tt3(i)=To*tor*tod*toc(i)

c   chambre de combustion

    tt4=tmax/tod
    tob(i)=tmax/tt3(i)
    f(i)=((tob(i)-cpc/cpb)/tob(i))/((rob*qr1/(cph*tt4))-1)
    pib=1-deltatb
    pt4(i)=Po*pir*pid*pic(i)*pib

c   turbine
    tot(i)=1-(cpc*(toc(i)-1))/((1+f(i))*rom=cpt*toc(i)*tob(i))
    pit(i)=(((tot(i)-1)/rot)+1)**(gama(4)/(gama(4)-1))
    tt5(i)=tt4*tot(i)
    pt5(i)=pt4(i)*pit(i)

c   tuyère

c   tuyère est simplement convergente

    s=(1-(((1/ron)*(gama(4)-1)/(gama(4)+1)))**(-gama(4)/gama(4)-1)
    t10(i)=tt5(i)/((gama(4)+1)/2)
    p10(i)=pt5(i)/s
    ro10(i)=(p10(i)*10**5)/(r*t10(i))
    v10(i)=M10*sqrt(gama(4)*r*t10(i))

c   performances du moteur

c   a) poussée spécifique
    ts(i)=(1+f(i))*v10(i)-vo+(1+f(i))*(r*T10(i)/V10(i))*(1-po/P10(i))

c   *la poussée
    pou(i)=ts(i)*mt

c   b) consommation spécifique
    cs(i)=(f(i)/ts(i))*3600
    c(i)=cs(i)*mt

c   d) les rendements
    vs=0.5*(1+f(i))*(v10(i)**2)-0.5*(vo**2)+(1+f(i))*r*t10(i)
    +(1-po/p10(i))

    rop(i)=(ts(i)*vo)/vs
    rth(i)=vs/(f(i)*qr2)
    ro(i)=rop(i)*rth(i)

50  continue

    write(*,*)'rth(4)=' ,rth(4)
    write(2,*)'*****pid-' ,pid,'*****pt2-' ,pt2,
    +'pt9/pc=' ,s

    write(2,*)' j      pic      /      tot      /      pit      /      tt5      /
    + pt5 '
    do 200 j=1,10
200  write(2,1000)j,pic(j),tot(j),pit(j),tt5(j),pt5(j)

    write(2,*)' j      toc      /      pt3      /      tt3      /      tt9      /
    + pt9 '

    do 300 j=1,10
300  write(2,1000)j,toc(j),pt3(j),tt3(j),tt5(j),pt5(j)

    write(2,*)' j      pic      /      p10      /      v10      /      ts      /
    + cs '

```

```
do 400 j=1,10
400 write(2,1000)j,pic(j),p10(j),v10(j),ts(j),cs(j)
   write(2,*)' j   pic / r010 / rop / rth /
+ ro '
do 500 j=1,10
500 write(2,1000)j,pic(j),ro10(j),rop(j),rth(j),ro(j)
   write(2,*)' j   Tob / pou / c'
do 600 j=1,10
600 write(2,1000)j,Tob(j),pou(j),c(i)
1000 format(1x,/i5.5g12.4/)
```

stop
end

```

program turbopropulseur

c mo:nombre de mach
c pid:rapport de pression totale diffuseur
c pt2:pression total de la sortie de diffuseur
c tt2:temperature totale de la sortie diffuseur
c qr1:capacité calorifique
c qr2:capacité calorifique
c toc:rapport de temperature totale dans le compresseur
c tod:rapport de temperature totale dans le diffuseur
c tob:rapport de temperature totale dans la chambre de combustion
c tt3:temperature totale de la sortie dans le compresseur
c pt3:pression total de la sortie dans le compresseur
c pic:rapport de pression totale dans le compresseur
c pit:rapport de pression totale dans la turbine
c po:pression d'entr e de diffuseur
c p10:pression de la sortie dans la tuyère
c f:richesse du carburant
c pt4:pression total de la sortie dans la chambre de combustion
c tot:rapport de temperature totale dans la turbine
c pt5:pression total de la sortie dans la turbine
c tt5:temperature totale de la sortie dans la turbine
c gama:coefficient isentropique
c t10:temperature de la sortie dans la tuyère
c rho:masse volumique dans la tuyère
c ts:la poussée spécifique
c cs:la consommation spécifique
c rop:rendement de propulsion
c rth:rendement thermique
c ro:rendement global
c rod:rendement de diffuseur
c roc:rendement de compresseur
c rob:rendement de la chambre de combustion
c rot:rendement de la turbine
c ron:rendement de la tuyère
c rom:rendement mécanique
c cpt:chaleur spécifique de la turbine
c cpc:chaleur spécifique de compresseur
c cpb:chaleur spécifique de la chambre de combustion
c r:constante de gaz

real pid,Mo,pt2,tt2,qr2,qr1,s,vs,M10,Po,To
real toc(10),tt3(10),tob(10),pic(10),rth(10),p10(10),
+f(10),pt4(10),tot(10),pt5(10),pit(10),tt5(10),gama(5),
+t10(10),rho(10),v10(10),ts(10),cs(10),rop(10),ro(10),pt3(10)
+,pou(10),c(10)

open(2,file='resultats.txt')

Data gama(1)/1.4/,gama(2)/1.37/,gama(3)/1.35/,gama(4)/1.33/,
+gama(5)/1.36/,r/287./,tod/1./,ron/.98/,rom/.99/,deltatb/.04/,
+rod/.93/,roc/.85/,rob/1.0/,rot/.9/,Mo/0./,mt/3./,M10/1./,
+qr1/45000./,qr2/45000000./,cpt/1.148/

write(*,*)'donner la valeur de H'
read(*,*) H

To=288.15-(6.5*H*(0.001))
Po=1.01325*(1-(22.5576934*H*(0.000001)))**(5.2558774)
write(2,*)'To=' ,To, 'Po=' ,Po

write(*,*)'donner la valeur de tmax'
read(*,*) tmax

c diffuseur

Vo=Mo*sqrt(gama(1)*r*To)
pid=((1+(rod*(gama(1)-1)*Mo**2)/2)/(1+((gama(1)-1)*Mo**2)/2))
+**(gama(1)/(gama(1)-1))
pir=(1+((gama(1)-1)*Mo**2)/2)**(gama(1)/(gama(1)-1))
pt2=Po*pir*pid
tor=1+((gama(1)-1)*Mo**2)/2
tt2=To*tor*tod
Cpc=((r*gama(2))/(gama(2)-1))*0.001
Cpb=((r*gama(3))/(gama(3)-1))*0.001
write(2,*)'tmax=' ,tmax

write(2,*)'tt2=' ,tt2

```

```

c   compresseur
    vs=0.
    pic(0)=0.
    do 10 j=1,20
10  pic(j)=pic(j-1)+2
    do 50 i=1,10
    toc(i)=(pic(i)**((gama(2)-1)/gama(2))-1)/roc+1
    pt3(i)=po*pir*pid*pic(i)
    tt3(i)=To*tor*tod*toc(i)

c   chambre de combustion

    tt4=tmax/tod
    tob(i)=tmax/tt3(i)
    f(i)={((tob(i)-cpc/cpb)/tob(i))}/((rob*qr1/(cph*tt4))-1)
    pib=1-deltath
    pt4(i)=Po*pir*pid*pic(i)*pib

c   turbine
    tot(i)=1-(cpc*(toc(i)-1))/((1+f(i))*rom*cpt*toc(i)*tob(i))
    pit(i)={((tot(i)-1)/rot)+1)**(gama(4)/(gama(4)-1))
    tt5(i)=tt4*tot(i)
    pt5(i)=pt4(i)*pit(i)

c   tuyère

c   tuyère est simplement convergente

    s=(1-((1/ron)*(gama(4)-1)/(gama(4)+1)))**(-gama(4)/gama(4)-1)
    t10(i)=tt5(i)/((gama(4)+1)/2)
    p10(i)=pt5(i)/s
    r010(i)=(p10(i)*10**5)/(r*t10(i))
    v10(i)=M10*sqrt(gama(4)*r*t10(i))

c   performances du moteur

c   a) poussée spécifique
    ts(i)=(1+f(i))*v10(i)-vo+(1+f(i))*(r*T10(i)/V10(i))*(1-po/P10(i))

c   *la poussée
    pou(i)=ts(i)*mt

c   b) consommation spécifique
    cs(i)=(f(i)/ts(i))*3600

c   d) les rendements
    vs=0.5*(1+f(i))*(v10(i)**2)-0.5*(vo**2)+(1+f(i))*r*t10(i)
    +*(1-po/p10(i))

    rop(i)=(ts(i)*vo)/vs
    rth(i)=vs/(f(i)*qr2)
    ro(i)=rop(i)*rth(i)

50  continue

    write(*,*)'rth(4)=' ,rth(4)
    write(2,*)'*****pid-' ,pid , '*****pt2-' ,pt2,
    +'pt9/pc' ,s

    write(2,*)' j      pic      /      tot      /      pit      /      tt5      /
    + pt5 '
    do 200 j=1,10
200  write(2,1000)j ,pic(j) ,tot(j) ,pit(j) ,tt5(j) ,pt5(j)

    write(2,*)' j      toc      /      pt3      /      tt3      /      tt9      /
    + pt9 '

    do 300 j=1,10
300  write(2,1000)j ,toc(j) ,pt3(j) ,tt3(j) ,tt5(j) ,pt5(j)

    write(2,*)' j      pic      /      p10      /      v10      /      ts      /
    + cs '

```

```

do 400 j=1,10
400 write(2,1000)j,pic(j),p10(j),v10(j),ts(j),cs(j)
      write(2,*)' j   pic   /  r010   /   rop   /   rth   /
+   ro   '

do 500 j=1,10
500 write(2,1000)j,pic(j),ro10(j),rop(j),rth(j),ro(j)
      write(2,*)' j   Tob   /   pou   /   It4   /   Pt4 /'
do 600 j=1,10
600 write(2,1000)j,Tob(j),pou(j),It4(j),Pt4(j)
1000 format(1x,/,i5.5g12.4/)

stop
end

```

```

program Turbine
c N :la vitesse rotation [tr/sec]
c IN:la vitesse rotation [tr/min]
c T1:la température statique [°K]
c P1:la pression statique [bar]
c Au:la section de passage [m2]
c ma:la masse d'air [Kg/sec]
c V1:la vitesse de l'écoulement à l'entre de stator [m/sec]
c V2:la vitesse de l'écoulemen à la sorte de stator [m/sec]
c V3:la vitesse de l'écoulement à la sorte de rotor [m/sec]
c Va2:la vitesse axial [m/sec]
c Va3:la vitesse axial [m/sec]
c ro1:la densite station -1-[Kg/m3]
c ro2:la densite station -2-[Kg/m3]
c ro3:la densite station -3-[Kg/m3]
c h1 :la hauteur de l'aube -1-[m]
c h1 :la hauteur de l'aube -2-[m]
c h1 :la hauteur de l'aube -3-[m]
c rt1:la rayon(tip) de l'aube station -1-[m]
c rt2:la rayon(tip) de l'aube station -2-[m]
c rt3:la rayon(tip) de l'aube station -3-[m]
c rrl:le rayon(root)de l'aube station -1-[m]
c rr2:le rayon(root)de l'aube station -2-[m]
c rr3:le rayon(root)de l'aube station -3-[m]
c rop1:le rapport rt1/rr1 station -1-
c rop1:le rapport rt2/rr2 station -2-
c rop1:le rapport rt3/rr3 station -3-
c MR1:Nombre de Mach station -1- (l'entre de stator)
c MR1:Nombre de Mach station -2- (sorte de stator)
c MR1:Nombre de Mach station -3- (sorte de rotor)
c Tt3:la température totale equivalente station -3- [°K]
c T3 :la température statique station -3- [°K]
c Pt3:la pression totale station -3- [bar]
c P3 :la pression statique station -3- [bar]
c segma:degré de réaction
c fi:coefficient de débit
c alph1d:l'angle d'incidence [deg]
c alph2d:l'angle de fleux à la sortie de stator [deg]
c alph3d:l'angle à sortie de rotor [deg]
c Beta2d:l'angle à la l'entre de rotor [deg]
c Beta3d:l'angle de flux à sortie rotor [deg]
c ypr:le coefficient de perte de profil de stator
c ypr:le coefficient de perte de profil de rotor
c Ysk
c puis:la puissance de la turbine a un etage[watt]
c Wa:la travail sur l'arbre
c alph2rootd:l'angle,l'aube root [deg]
c alph2tipd:l'angle,l'aube tip [deg]
c alph2meand:l'angle,l'aube mean [deg]
c alph3rootd:l'angle,l'aube root [deg]
c alph3tipd:l'angle,l'aube tip [deg]
c alph3meand:l'angle,l'aube mean [deg]
c Beta2rootd:l'angle,l'aube root [deg]
c Beta2tipd:l'angle,l'aube tip [deg]
c Beta2meand:l'angle,l'aube mean [deg]
c Beta3rootd:l'angle,l'aube root [deg]
c Beta3tipd:l'angle,l'aube tip [deg]
c Beta3meand:l'angle,l'aube mean [deg]
c NR:nombre des aubes rotor
c NN:nombre des aubes stator
c CN:la corde de profile stator [m]
c CR:la corde de profile rotor [m]
c risexp :le rendement isentropique de la turbine
c Mv2r:nombre de Mach relative à l'extrimete de rotor
c T03rel :la température totale [°K]
c W2r:la vitesse relative de rotor [m/sec]
c V2r:la vitesse absolue [m/sec]
c T2root:la température statique à la root de l'aube [°K]
c W3:la vitesse absolue [m/sec]
c rm:le rayon moyen [m]
c DTos:gradient de température d'etage [°K]
c psi:facteur de charge
c cp:chaleur spécifique à pression constante [K/Kg.K]
c Gama:Rapport des chaleurs spécifique
real*8 DIUs,risd,P03,P01,Gama,psi,N,Beta2d,Beta3d,alph2d,alph3d
+ ,Val1,V1,V3,T02,T1,P1,ro1,A1,ma,h1,rt1,rr1,Va3,MR1,T2,T12,P2,ro2,
+A2,h2,rt2,rr2,rOp2,MR2,T03,T3,P3,ro3,A3,h3,rt3,rr3,rOp3,W3,T113,
+hN,hR,SN,SR,nN,nR,Yn,Yr,alphmd,clsc,xi1,lanfN,Yskn,Ynn,lanNE,
+Ypr,xi2,lanfR,Betamd,clscR,YskR,Yrr,lanRE,T03rel,V2,MR3,Mv2r,

```

```
+risexp
open(2,file='resultats.txt')

DATA rm/0.151/,pi/3.14159/,fi/0.8/,risd/0.92/,Gama/1.333/
+,T01/1300/,P01/4/,P03/2.558/,cp/1148/,r/0.287/,segma/0.5/,
+ma/3/,lan/0.05/,Y1R/0.83/,Y1N/0.86/,CN/0.0175/,CR/0.023/,alph1/0
+/,B/0.01/,Ypan/0.024/,K1/0.2/,Ypr1/0.023/,Ypr2/0.067/,Cpl/1.148/
```

```
do 10 N =150,500,10

DT0s=risd*T01*(1-((P03/P01)**((gama-1)/gama)))

psi=(2*Cp*DT0s)/((2*pi*N*rm)**2)

Va2=2*pi*N*rm*fi

Beta2=atan((1/(2*fi))*(0.5*psi-2*segma))

Beta2d=Beta2*180/pi

Beta3=atan((1/(2*fi))*(0.5*psi+2*segma))

Beta3d=Beta3*180/pi

alph2=atan(tan(Beta2)+1/fi)

alph2d=alph2*180/pi

alph3=atan(tan(Beta3)-1/fi)

alph3d=alph3*180/pi

V2=Va2/cos(alph2)

Va1=Va2/cos(alph3)

V1=Va1

V3=Va1

Va3=Va2

T02=T01
```

```
c *****
c ***** station -01- *****
c *****
```

```
T1=T01-(V1**2)/(2*cp)

P1=P01*((T1/T01)**(Gama/(Gama-1)))

rol=P1*100/(r*T1)

A1=ma/(rol*Va1)

h1=A1/(2*pi*rm)

rt1=rm+h1/2

rr1=rm-h1/2

rop1=rt1/rr1

MR1=V1/sqrt(Gama*r*T1*1000)
```

```
c *****
c ***** station -02- *****
c *****
```

```
T2=T02-(V2**2)/(2*cp)

T12=T2-(lan*V2**2)/(2*cp)

P2=P01/((T01/T12)**(Gama/(Gama-1)))

ro2=P2*100/(r*T2)
```

```

A2=ma/(ro2*Va2)
A2n=ma/(ro2*V2)
h2=A2/(2*pi*rm)
rt2=rm+h2/2
rr2=rm-h2/2
rOp2=rt2/rr2
MR2=V2/sqrt(Gama*r*T2*1000)
c *****
c ***** station -03- *****
c *****
T03=T01-DT0s
T3=T03-(V3**2)/(2*cp)
P3=(P01/(P01/P03))*(T3/T03)**(Gama/(Gama-1))
ro3=(P3*100)/(r*T3)
A3=ma/(ro3*Va3)
h3=A3/(2*pi*rm)
rt3=rm+h3/2
rr3=rm-h3/2
rOp3=rt3/rr3
W3=Va3/cos(Beta3)
MR3=V3/sqrt(Gama*r*T3*1000)
T113=T2/((P2/P3)**((Gama-1)/Gama))
hN=0.5*(h1+h2)
hR=0.5*(h2+h3)
SN=CN*Y1R
SR=CR*Y1N
nN=2*pi*rm/SN
nR=2*pi*rm/SR
YN=hN/CN
YR=hR/CR
alphm=atan((tan(alph2)-tan(alph1))/2)
alphmd=alphm*180/pi
clsc=2*(tan(alph1)+tan(alph2))*(cos(alphm))
Xi1=(((A2*cos(alph2))/(A1*cos(alph1)))**2)/(1+rr2/rt1)
lanfN=0.03038*Xi1**2+0.035588*Xi1+0.00006215
YskN=lanfN*(clsc**2)*(cos(alph2)**2)/(cos(alphm)**3)
Ynn=Ypnn+YskN
lanNE=Ynn/(T01/T12)
Ypr=(Ypr1+(Beta2/Beta3)**2*(Ypr2-Ypr1))*(K1/0.2)
Xi2=(((A3*cos(Beta3))/(A2*cos(Beta2)))**2)/(1+rr3/rt2)

```

```

lanfr=0.03038*Xi2**2+0.035588*Xi2+0.00006215
Betam=atan((tan(Beta3)-tan(Beta2))/2)
Betamd=Betam*180/pi
clscr=2*(tan(Beta2)+tan(Beta3))*cos(Betam)
Yskr=(lanfr+B)*(clscr**2)*(cos(Beta3)**2)/(cos(Betam)**3)
Yrr=Ypr+yskr
T03rel=T3+(W3**2)/(2*Cp)
lanRE=Yrr/(T03rel/T113)

risexp=1/(1+(lanRE*(W3**2)/(2*cp)+(lanNE*T3*V2**2)/(T2**2*cp))/DT0
+s)

alph2Root=atan((rm*tan(alph2))/rr2)
alph2Tip=atan((rm*tan(alph2))/rt2)
alph2Tipd=alph2Tip*180/pi
alph2Rootd=alph2Root*180/pi
alph3Root=atan((rm*tan(alph3))/rr3)
alph3Tip=atan((rm*tan(alph3))/rt3)
alph3Tipd=alph3Tip*180/pi
alph3Rootd=alph3Root*180/pi

Beta2Root=atan((rm*tan(alph2))/rr2-(rr2*2*pi*N*rm)/(rm*Va2))
Beta2Tip=atan((rm*tan(alph2))/rt2-(rt2*2*pi*N*rm)/(rm*Va2))
Beta2Tipd=Beta2Tip*180/pi
Beta2Rootd=Beta2Root*180/pi

Beta3Root=atan((rm*tan(alph3))/rr3+(rr3*2*pi*N*rm)/(rm*Va2))
Beta3Tip=atan((rm*tan(alph3))/rt3+(rt3*2*pi*N*rm)/(rm*Va2))
Beta3Tipd=Beta3Tip*180/pi
Beta3Rootd=Beta3Root*180/pi

alph2meand=(alph2Tipd+alph2Rootd)/2
alph3meand=(alph3Tipd+alph3Rootd)/2

Beta2meand=(Beta2Tipd+Beta2Rootd)/2
Beta3meand=(Beta3Tipd+Beta3Rootd)/2

V2r=Va2/cos(Beta2Root)
W2r=Va2/cos(alph2Root)
T2Root=T02-(W2r**2)/(2*cp)
Mv2r=V2r/sqrt(Gama*r*T2Root*1000)
NI=N*60

puiss=ma*cp1*risexp*T01*(1-(P03/P01)**(gama-1)/gama)
Wa=puiss/ma

write(2,*)'  psi  /  Va2  /  alph2d  /  alph3d  /  Beta2d'
write(2,1000) psi,Va2,alph2d,alph3d,Beta2d

write(2,*)'*****-'
write(2,*)'  Beta3d  /  V2  /  P2  /  ro2  /  Va1'
write(2,1000) Beta3d,V2,P2,ro2,Va1

write(2,*)'*****-'
write(2,*)'  T02  /  T1  /  P1  /  4ro1  /  A1'

```

```

write(2,1000)T02,T1,P1,ro1,A1
write(2,*)'*****'
write(2,*)' h1 /rOp2 / rt1 / rr1 / rop1'
write(2,1000) h1,rOp2,rt1,rr1,rop1
write(2,*)'*****'
write(2,*)' T2 / T12 / A2 / Va3 / h2'
write(2,1000) T2 , T12 , A2 , Va3 , h2
write(2,*)'*****'
write(2,*)' rt2 / rr2 / MR1 / MR2 / MR3 '
write(2,1000) rt2 , rr2 ,MR1, MR2,MR3

write(2,*)'*****'
write(2,*)' T03 / T3 / P3 / ro3 / A3'
write(2,1000) T03 , T3 , P3 , ro3 , A3
write(2,*)'*****'
write(2,*)' h3 / rt3 / rr3 / rOp3 '
write(2,1000) h3 , rt3 , rr3 , rOp3
write(2,*)'*****'
write(2,*)' T113 / lanNE / W3 / hN / hR '
write(2,1000) T113 , lanNE , W3 , hN,hR
write(2,*)'*****'
write(2,*)' W3 / SN / SR / nN / nR'
write(2,1000) W3, SN , SR , nN , nR
write(2,*)'*****'
write(2,*)' yn / YR / yna / Betamd / clscr '
write(2,1000) YN , YR , yna , Betamd , clscr
write(2,*)'*****'
write(2,*)' alphmd / clsc / lanfN / yskn / yskr '
write(2,1000) alphmd ,clsc , lanfN , yskn ,yskr
write(2,*)'*****'
write(2,*)' yprR / lanfR / X11 / yrr / lanRE'
write(2,1000) yprR ,lanfR ,X11 , yrr ,lanRE
write(2,*)'*****'
write(2,*)' alph2Tipd/ alph2Rootd/alph3Tipd/alph3Rootd/Beta2Tipd'
write(2,1000) alph2Tipd,alph2Rootd,alph3Tipd,alph3Rootd,Beta2Tipd
write(2,*)'*****'
write(2,*)'Beta2Rootd/Beta3Tipd/Beta3Rootd/alph2meand/alph3meand '
write(2,1000)Beta2Rootd,Beta3Tipd,Beta3Rootd,alph2meand,alph3meand
write(2,*)'*****'
write(2,*)'Beta2meand / Beta3meand / V2r / W2r / T2Root '
write(2,1000)Beta2meand,Beta3meand,V2r,W2r,T2Root
write(2,*)'*****'
write(2,*)' puiss/ Wa /Mv2r /T03rel / risexp '
write(2,1000)puiss,Wa,Mv2r, T03rel ,risexp
write(2,*)'NI=.NI
1000 format(1x,/5g12.4/)
10 continue
stop
end

```

```

program hélice
implicit real*8 (a-z)
real BETA(20),AL(20),ALI(20),PHI(20),R(20),CORD(20)
real VR(20),TE(20),PE(20),SIG(20),X(20),M1,L,LAM

open(2,file='SBAA1.txt')

DATA ALL/15/,PI/3.14159/,MA/3/,B/3/,RG/287/,PO/1.013250/,RN/0.98/
DATA GAMA/1.4/,TAUX/0.5/,TO/292.187/,M1/0.2/,TDIL/122/,AO/6./

write(*,*)'donner le rayon a la base de la pale'
read(*,*)R(1)

write(*,*)'donner le nombre N de discretisation de la pale'
read(*,*)N

write(*,*)'donner les calages a la base et au sommet de la pale'
read(*,*)BETAD1,BETADN
BETA(1)=BETAD1*PI/180
BETA(N)=BETADN*PI/180

TT1=TO
T1=TT1/(1+(GAMA-1)*M1**2/2)
PT1=PO*RN
P1=PT1/(TT1/T1)**(GAMA/(GAMA-1))
RO=P1*10**5/(RG*T1)
V=M1*sqrt(GAMA*RG*T1)
D=MA*TDIL
A=D/(RO*V)
R(N)=sqrt(A/PI+R(1)**2)
L=R(N)-R(1)
CORD(1)=2*L/((1+TAUX)*ALL)
CORD(N)=TAUX*CORD(1)

ABETA=(BETA(1)-BETA(N))/(R(1)-R(N))
BBETA=BETA(1)-ABETA*R(1)
ACORD=(CORD(1)-CORD(N))/(R(1)-R(N))
BCORD=CORD(1)-ACORD*R(1)
H=L/(N-1)

do 60 I=1,N
R(I)=R(1)+H*(I-1)
CORD(I)=ACORD*R(I)+BCORD
BETA(I)=ABETA*R(I)+BBETA
X(I)=R(I)/R(N)
SIG(I)=B*CORD(I)/(PI*R(N))
continue

write(2,*)'RAYONS'
write(2,*)(R(I),I=1,N)
write(2,*)'CORDES'
write(2,*)(CORD(I),I=1,N)

do 40 NR=2500,3000,50
W=PI*NR/30
VT=W*R(N)
LAM=V/(W*R(N))

do 10 I=1,N
PHI(I)=atan(LAM/X(I))
VR(I)=VT*sqrt(LAM**2+X(I)**2)
continue

do 20 I=1,N
CO=SIG(I)*AO*VR(I)/(X(I)**2*VT)
C1=LAM/X(I)+CO/8
C2=sqrt(C1**2+CO*(BETA(I)-PHI(I))/2)
ALI(I)=(C2-C1)/2
AL(I)=BETA(I)-PHI(I)-ALI(I)
continue

do 30 I=1,N

```

```

C      CL=A0*AL(I)
      CD=0.006+0.010*(CL-0.15)**2
      CD=0.008+0.008*CL**2
      EPS=CD/CL
      C3=0.5*B*RO*VR(I)**2*C3D(I)*CL*cos(PHI(I)+ALI(I))
      TE(I)=C3*(1-EPS*tan(PHI(I)+ALI(I)))
      PE(I)=C3*W*R(I)*(EPS+tan(PHI(I)+ALI(I)))
30     continue

      T=(TE(1)+TE(N))*H/2.
      P=(PE(1)+PE(N))*H/2.

      do 50 I=2,N-1
      T=T+TE(I)*H
      P=P+PE(I)*H
50     continue
      D1=2*R(N)

      Ct=T/(ro*W**2*D1**4)
      Cp=P/(ro*W**3*D1**5)

      J1=V/(W*D1)

      rend=Ct*J1/Cp
      write(2,*)
      write(2,*)

      write(2,*)'////////Vitesse de rotation NR=',NR,'////////'

      write(2,*)'ALPHAS'
      write(2,*) (AL(I)*180/PI,I=1,N)
      write(2,*)'BETAS'
      write(2,*) (BETA(I)*180/PI,I=1,N)
      write(2,*)'ALPHAS'
      write(2,*) (ALI(I)*180/PI,I=1,N)
      write(2,*)'PHIS'
      write(2,*) (PHI(I)*180/PI,I=1,N)

      write(2,*)'POUSSEE et PUISSANCE ,rend, J1'
      write(2,*) T,P,rend,J1
40     continue

      stop
      end

```