REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L4ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB- BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE

88/03
(2EX)

PROJET DE FIN D'ETUDES

POUR L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN AERONAUTIQUE

OPTION : PROPULSION

THEME

REALISATION ET DIMMENSIONNEMENT D'UN MICRO-TURBOREACTEUR

Promoteur :
H.BENTRAD

Co-propmoteur :
K.GUELLATI

Etudié par :
SAOUDI FEYROUZ
SOUFI NACIMA

Dirigé par :
H.BENTRAD.

PROMOTION : 2002-2003

REMERCIEMENTS

جامعة سعد دحلب البليدة
المكتبة

Ce travail a été réalisé à l'atelier propulsion de l'institut d'Aéronautique de Blida, sous la direction de Monsieur H.BENTRAD notre promoteur, que nous tenons à remercier pour le suivi et les conseils avisés qu'il nous a prodigués au cours de cette étude, nous lui présentons toute notre gratitude pour sa confiance et son attention tout au long du travail.

Nos remerciements s'adressent à Monsieur S.BERGUEL pour l'honneur qu'il nous fait en acceptant de présider le jury de notre soutenance, ainsi qu'aux membres du jury qui nous ont honoré de leur présence.

Notre gratitude s'adresse aux responsables de l'atelier propulsion, au personnel de l'atelier maintenance de la SNVI Rouiba, au gérant du groupe COMINOX Ain Taya, à Mr OMAR le chef d'atelier, à tous les membres de la société, en particulier AAMI OTHMANE, pour leur aide et leur soutien, au personnel du service technique d'Air Algérie pour toutes leurs explications.

Nous remercions fortement, ***Mr R.BELKHIR****, Melle L.YAHIOUI, Melle B.MOUNIA, Mr M.MECHHOUD, Melle N.TIR, pour leur précieuse aide.*

Nos remerciements vont à tout le corps enseignant de la spécialité pour avoir contribué à notre formation et à toute personne qui nous a apporté une aide, pour le bon déroulement de ce projet.

Liste des figures

- **Figure (I-1)** : principe du turboréacteur.
- **Figure (I-2)** : Cycle isentropique.
- **Figure (I-3)** : Cycle reel.
- **Figure (I-4)** : Compresseur axial.
- **Figure (I-5)** : Compresseur centrifuge.
- **Figure (I-6)** : Courbe caractéristique d'un compresseur à différents régimes et rendement.
- **Figure (I-7)** : Chambre de combustion annulaire.
- **Figure (I-8)** : Turbine axiale.
- **Figure (I-9)** : Turbine radiale.
- **Figure (I-10)** : Tuyères.
- **Figure (I-11)** : Tuyère convergente.
- **Figure (II-1)** : Etage d'une turbine axiale.
- **Figure (II-2)** : Triangle des vitesses pour un étage de turbine axiale.
- **Figure (II-3)** : Désignation d'un profil.
- **Figure (II-4)** : Diagrammes (h-s) et (t-s) de la détente.
- **Figure (II-5)** : ψ en fonction de Φ.
- **Figure (II-6)** : Coefficient de charge et coefficient d'écoulement en fonction des angles d'écoulement.
- **Figure (II-7)** : Coefficient de pertes dans le stator (α_1=0).
- **Figure (II-8)** : Coefficient de perte dans le rotor de la turbine (β_2=β_3).
- **Figure (II-9)** : Diagramme h-s pour une évolution réelle.
- **Figure (II-10)** : Digramme des vitesses d'une turbine à action.
- **Figure (II-11)** : Evolution des énergies dans une turbine à action.
- **Figure (II-12)** : Diagramme h-s pour turbine à action.
- **Figure (II-13)** : Diagramme h-s pour turbine à impulsion.
- **Figure (II-14)** : Diagramme des vitesses pour turbine à réaction.
- **Figure (II-15)** : Evolution des énergies dans une turbine à réaction.
- **Figure (II-16)** : Turbine à zéro tourbillonnement.
- **Figure (II-17)** : ZCx/s_{rotor} en fonction de β_2 et β_3 .
- **Figure (II-18)** : Dimensions axiales d'un étage de turbine.
- **Figure (II-19)** : Contraintes centrifuges.

- **Figure (II-20)** : Répartition de la température le long de l'aube.
- **Figure (II-21)** : Roue de turbine, technologie.
- **Figure (III-1)** : La poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique pour différentes températures et différents taux de compression.
- **Figure (III-2)** : Allures des performances du moteur du moteur en fonction de M_0.
- **Figure (III-3)** : Forme du profil C4.
- **Figure (III-4)** : Traçage de l'aube.
- **Figure (III-5)** : Dimensions de la roue.
- **Figure (IV-1)** : Le banc d'essai (vue de face et vue d'arrière)
- **Figure (IV-2)** : La roue après les premières opérations.
- **Figure (IV-3)** : La roue de la turbine (vue de face et de cote).
- **Figure (IV-4)** : Première partie du stator.
- **Figure (IV-5)** : Le stator.
- **Figure (IV-6)** : Distribution des aubes de la roue turbine.
- **Figure (IV-7)** : Répartition des orifices du modèle.
- **Figure (IV-8)** : La chambre de combustion.
- **Figure (IV-9)** : Dimensions de la tuyère.
- **Figure (IV-10)** : La tuyère d'éjection.
- **Figure (IV-11)** : Les pièces constituants la tuyère.
- **Figure (IV-12)** : Le carter.
- **Figure (IV-14)** l'étage du compresseur.
- **Figure (IV-15)** Entrée d'air.
- **Figure (IV-16)** Arbre de transmission.
- **Figure (IV-17)** Cache de lubrification.
- **Figure (IV-18)** Butée du roulement de la turbine.
- **Figure (IV-19)** Tuyauterie carburant et son emplacement sur la chambre.
- **Figure (VI-20)** Butées de fixation.
- **Figure (IV-21)** Micro turboréacteur réalisé.
- **Figure (IV-22)** : Le ventilateur.

Résumé:

Ce travail consiste en la réalisation d'un moteur a réaction a partir d'une roue de compresseur centrifuge.
L'élaboration d'un programme informatique (utilisation du langage FORTRAN) a permis de dimensionner les différentes parties du moteur en se basant sur les équations thermoenergetiques, puis mettre en pratique les résultats obtenus a l'aide de différents procédés de fabrication mécanique.

Abstract:

This work consists of the realization of a jet engine from a wheel of centrifugal compressor.
The elaboration of a computer program (use of the language FORTRAN) allowed to size the various parts of the engine by basing itself on thermo énergetiques equations, may put into practice results obtained by means of various processes of mechanical manufacture.

ملخص:

هده الدراسة تتمثل في إنجاز محرك دفع إنطلاقا من دولاب ضاغط هوائي مركزي.
تحقيق برنامج معلوماتي) بإستعمال لغة الفورترون (سمح لنا بحساب ابعاد مختلف أجزاء المحرك) الضاغط و التوربين(إعتمادا على المعادلات الترموطاقية و من تم تطبيق النتائج المتحصل عليهاللإنجاز بإستعمال مختلف أساليب الصناعة الميكانيكية.

SOMMAIRE

Introduction.....1

Chapitre I : Généralités sur les turboréacteurs

I/ 1. Introduction 2
I/ 2. Turboréacteur 2
I/ 2.1. Etude thermodynamique.....3
I/ 2.2. Etude des composants du turboréacteur 5
I/ 2.2.1. Entrée d'air 5
I/ 2.2.2. Compresseur 6
I/2.2.3. Chambre de combustion 9
I/ 2.2.4. Turbine.....11
I/ 2.2.5. Tuyère 15
I/ 2.3. Performances du turboréacteur.....17

Chapitre II : Etude de la turbine axiale

II/ 1. Introduction 19
II/ 2. Désignation d'un étage de turbine 19
II/ 3. Diagramme de vitesses dans un étage.....20
II/ 4. Désignation d'un profil de turbine 21
II/ 5. Equation d'EULER 22
II/ 6. Paramètres d'un étage 23
II/ 7. Performances d'un étage 24
II/ 8. Les pertes dans un étage 28
II/ 9. Degrés de réaction 30
II/ 10. Fonctionnement turbine 31
II/ 11. Critère de Zweifel 36
II/ 12. Variations radiales 37
II/ 13. Dimensions axiales et sections du passage de l'écoulement.....38
II/ 14. Contraintes dans la turbine 40
II/ 15. Limitations des turbines 43
II/16. Construction et matériaux 44

Chapitre III : Conception de la turbine

III/1. L'idée de base.....46
III/2. Etude du cycle 46
III/3. Etude et conception de la turbine.....48
Organigramme.....57
III/ 3.1. Résultats et interprétation.....66
III/ 3.2. Construction de la forme de l'aube.....70
III/ 3.3. Détermination des dimensions de la roue.....72
III/3.3.1. Epaisseur de la jante (W_{dr}) 73
III/ 3.3.2. Epaisseur du disque.....76
III/ 4. La mise en plan des résultats.....77

Chapitre IV : Réalisation pratique

IV/1. Réalisation de la turbine.....91
IV/2. La chambre de combustion 96
IV/ 2.1. Estimation théorique 96
IV/ 2.2 Réalisation de la chambre de combustion 97
IV/ 3. La tuyère.....99
IV/ 3. 1. Estimation théorique 99
IV/ 3.2. Réalisation de la tuyère.....100
IV/ 4. Le carter.....101
IV/ 5. Assemblage du moteur.....102
IV/ 6. Le démarreur.....103

Conclusion.....105

Références bibliographiques.

Annexe.

Introduction

INTRODUCTION

La propulsion traite dans l'avion la partie moteur qui assure la transformation de l'énergie en force propulsive. Ce moteur peut être un turboréacteur ou en plus amélioré, un turbo fan ou un turbopropulseur.

De nos jours l'industrie aéronautique ne se limite pas aux grandes firmes de construction, car de plus en plus d'amateurs s'intéressent à la fabrication de modèles réduits d'avions et pour assurer la propulsion de leurs appareils, ils doivent les équiper de moteurs de dimensions réduites ou turbo jets.

En général un turboréacteur est une machine qui contient des organes tournants, à savoir le compresseur qui est lié à la turbine par un arbre commun, et qui sont connectés à une chambre de combustion où se passent les différentes réactions chimiques afin de produire l'énergie utile.

En partant de cette idée nous avons réalisé un micro turboréacteur ; à partir d'une roue de compresseur centrifuge nous avons dimensionné les autres composants, ce travail a été réalisé en deux parties qui ont pour thème essentiel le compresseur et la turbine. Dans cette deuxième partie nous avons traité le calcul des différents paramètres et dimensions de la turbine constituant notre micro turboréacteur, et développé une méthode de réalisation de celle ci, ainsi que la chambre de combustion et de la tuyère d'éjection.

Les chapitres qui suivent donnent les différentes étapes de notre étude, et permettant d'avoir une idée plus précise sur le travail et les différentes démarches effectuées.

Chapitre I

Généralités sur les turboréacteurs

I/ 1. Introduction :

Un moteur à réaction est une machine thermique qui permet de transformer l'énergie calorifique contenue dans un combustible en une énergie utile a la propulsion d'un objet selon le principe : action-reaction.

Les investissements consacrés aux systèmes propulsifs, pour le secteur aérospatiale et aéronautique, prennent une grande part des budgets d'états pour la recherche et le développement. Généralement les motoristes trouvent des compromis entre le coût et les performances exigées pour un propulseur. Ces derniers diffèrent l'un de l'autre par leur systèmes de propulsion : systèmes indirectes qui englobent les motopropulseurs et les turbopropulseurs. Systèmes directs qui comportent les fusées et les turboréacteurs.

I/ 2. Turboréacteur :

Le turboréacteur est un propulseur à réaction employé essentiellement en aviation. Il comprend, un diffuseur d'entrée (1), un compresseur (2), une ou plusieurs chambres de combustion (3) munies d'injecteurs, une turbine (4), et une tuyère d'éjection (5).

L'air est aspiré par le compresseur où il est comprimé, ce qui engendre une augmentation de son énergie de pression, arrive dans la chambre de combustion où le carburant (kérosène) est injecté en continu; la combustion produit des gaz qui sont éjectés à grande vitesse. Une partie de l'énergie cinétique que possède ce flux gazeux est prélevée pour actionner simultanément la turbine qui elle-même entraîne le compresseur par un arbre commun; les gaz sont finalement éjectés à l'arrière du turboréacteur et leur énergie cinétique restante assure la propulsion de l'avion par réaction.

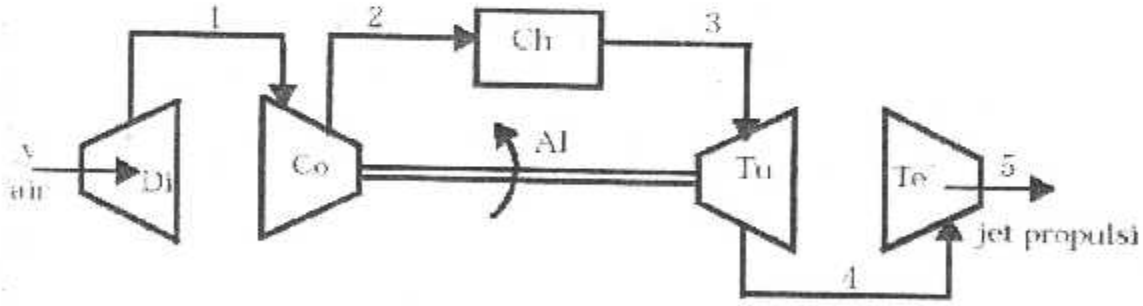


Figure (I-1) : Principe du turboréacteur.

I/ 2.1. Etude thermodynamique :

Le but de cette partie est de présenter rapidement les principes thermodynamiques aux quels obéissent les différentes parties d'un moteur.

- **Cycle parfait (ou cycle de joule) :**

On peut représenter l'évolution théorique (fonctionnement idéal) des gaz dans le moteur par l'intermédiaire d'un diagramme (T, S) comme le montre la figure ci dessous.

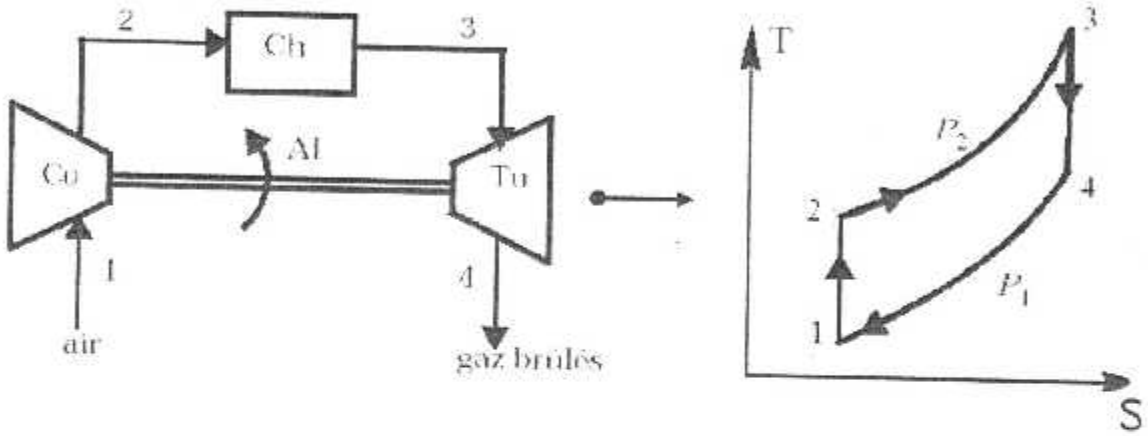


Figure (I-2) cycle isentropique

Dans le diagramme (S, T) le cycle se décompose en quatre phases :

1→2 Compression isentropique.
2→3 Combustion isobare.
3→4 Détente isentropique.
4→1 Refroidissement isobare.

- ***Rendement thermique théorique :***

$$\eta_{Th} = W/Q \qquad [1\text{-}1]$$

Avec : $\begin{cases} W = W_T - W_C \text{ travail utile.} \\ Q = Q_{23} : \text{quantité de chaleur dépensée.} \end{cases}$

$$\Rightarrow \quad \eta_{th} = 1 - (h_4 - h_1)/(h_3 - h_2)$$

Dans le cas d'un gaz parfait $\Delta h = C_P \Delta T$ d'où :

$$\eta_{th} = 1 - (T_4 - T_1)/(T_3 - T_2) \qquad [1\text{-}2]$$

Il est bien évident que les turboréacteurs réels ne suivent pas exactement ce cycle thermodynamique qui permet, cependant de modéliser la réalité.

- **Cycle réel (ou cycle pratique) :**

Le cycle réel ne s'éloigne pas trop du cycle théorique, par suite de l'irréversibilité des transformations réelles. La compression et la détente ne sont pas isentropiques et l'existence des forces de frottement internes se manifeste par un accroissement d'entropie. le cycle réel est représenté dans la figure (I-3) :

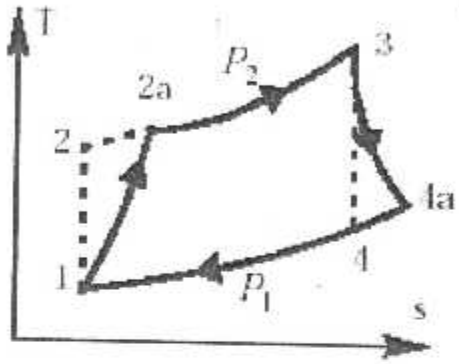


Figure (I-3) : Cycle réel.

Alors le cycle réel est représenté comme suit : 1 ⟶ 2a ⟶ 3 ⟶ 4a ⟶ 1

- ***Rendement thermique réel :***

$$\eta_R = W_R / Q \qquad [I\text{-}3]$$

Avec : $\begin{cases} W_R = W_{TR} - W_{CR} \text{ travail utile} \\ Q = Q_{2a3} : \text{quantité de chaleur dépensée.} \end{cases}$

Dans le cas du cycle réel, les pertes qui peuvent affecter l'installation sont les suivantes.

- Pertes pendant la compression caractérisées par η_c rendement adiabatique de compression.

$$\eta_c = (h_2 - h_1) / (h_{2a} - h_1) = W_{TR} / W_T \qquad [I\text{-}4]$$

- Pertes pendant la détente caractérisées par η_t rendement adiabatique de la turbine

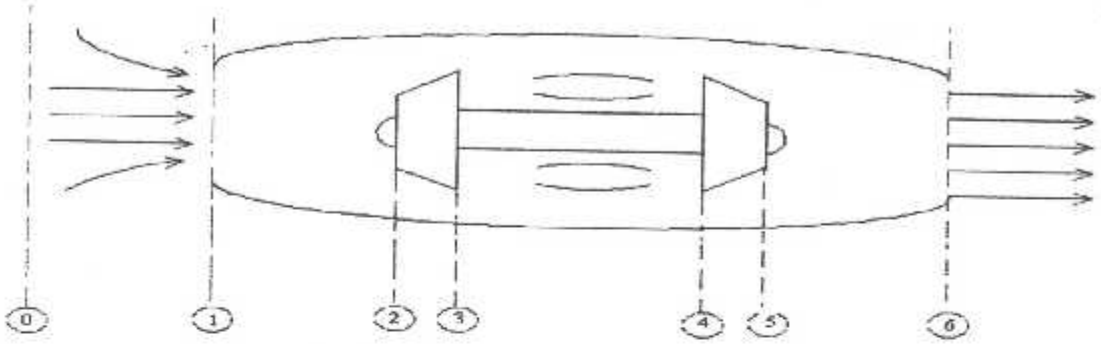
$$\eta_t = (h_3 - h_{4a}) / (h_3 - h_4) = W_C / W_{CR} \qquad [I\text{-}5]$$

- Autres pertes (pertes de charge, pertes mécaniques, pertes par ...)

Alors de [I-2] et [I-3] on a : $W_R = \eta_t W_T - W_C / \eta_c$ [I-6]

I/ 2.2. Etude des composants du turboréacteur :

Le mode fonctionnel énergétique d'un turboréacteur est en relation étroite avec chacun de ces composants :



Station (0) : écoulement ambiant.
Station (1): entrée d'air.
Station (2) : entrée du compresseur.
Station (3) : sortie du compresseur et entrée de la chambre de combustion.
Station (4) : entrée turbine.
Station (5) : sortie de la turbine et entrée tuyère.
Station (6) : éjection de l'air vers l'extérieur.

I/ 2.2.1. Entrée d'air :

L'entrée d'air est un conduit qui assure l'alimentation continue de l'air aspiré, transformant ainsi l'énergie cinétique en énergie de pression, ce qui aboutit à une diminution de la vitesse et une augmentation de la pression.

➢ ***Efficacité de l'entrée d'air :***

Elle est définie comme étant le rapport entre la pression totale réelle et la pression totale théorique à la sortie.

$$\eta_d = \frac{\frac{Tt_2}{Tt_1} - 1}{\frac{Tt_2'}{Tt_1} - 1}$$

➢ ***Les pertes de pression :***

D'où $$\pi_d = \frac{Pt_2}{Pt_1} \qquad (0.97 < \pi_d < 0.99) \qquad [I\text{-}7]$$

I/ 2.2.2. Compresseur :

Les compresseurs de turbomoteurs ne doivent pas seulement augmenter la pression du fluide actif avec un rendement aussi élevé que possible, mais en outre :

- Assurer le débit requis.
- Alimenter la chambre de combustion avec un fluide suffisamment ralenti, stable et le plus homogène possible.

Pour remplir ces différentes fonctions, il existe une très grande variété de compresseurs.

a) Compresseur axial :

Un étage de compresseur axial est composé d'une grille d'aubes fixées sur une roue mobile, suivie d'une grille d'aubes fixes constituant le diffuseur ou redresseur (figure I-4a). La (figure I-4b) permet d'expliquer le fonctionnement d'un compresseur axial à partir du développement plan d'une coupe cylindrique de rayon r. Le filet fluide, supposé axial à l'entrée du compresseur, attaque le rotor avec la vitesse relative $\vec{v}'_1$. L'angle d'attaque α'_1 permet la définition du profil de pale à son entrée. La cambrure du profil définit alors la vitesse relative de sortie $\vec{v}'_2$ ramenée vers l'axe de la machine avec diminution de son module ($v'_2 < v'_1$), 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.

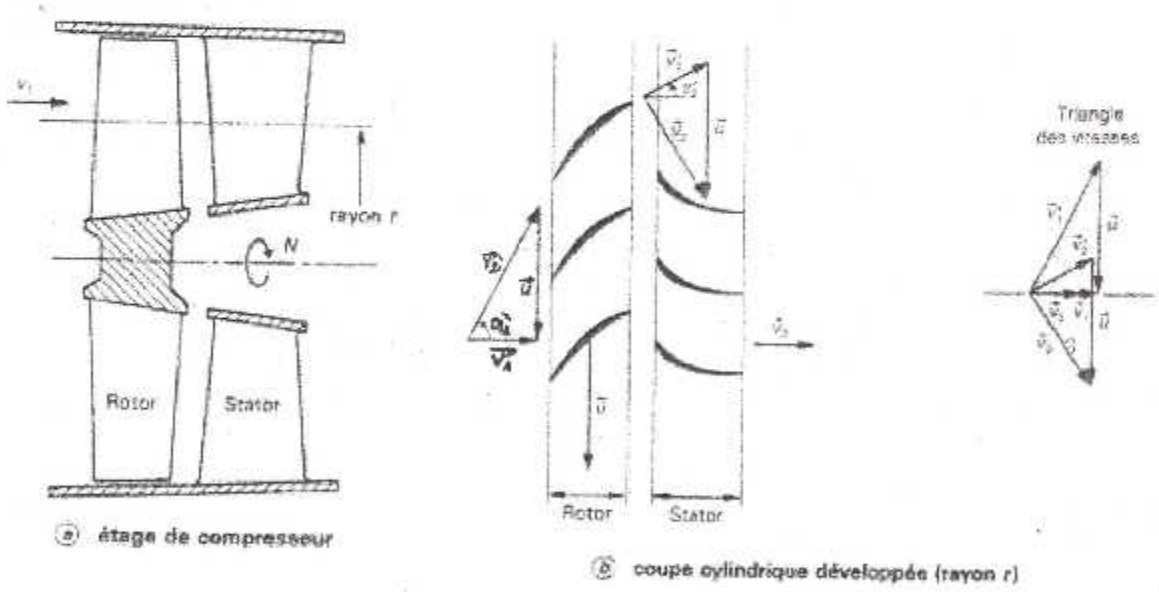


Figure (I-4) Compresseur axial

Le stator a pour but de redresser l'écoulement sortant de la roue mobile, avec la vitesse $\vec{v}_2$. Ce redressement entraîne aussi une diminution du module du vecteur vitesse ($v_3 < v_2$), 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'ils 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.

b) Compresseur centrifuge :

Un compresseur centrifuge est constitué d'une roue mobile appelée rotor ou rouet, d'un ensemble de fusion, c'est-à-dire de ralentissement de fluide, généralement constitué de deux grilles d'aubes fixes :
le diffuseur radial suivi du diffuseur axial ou redresseur (figure I-5a)

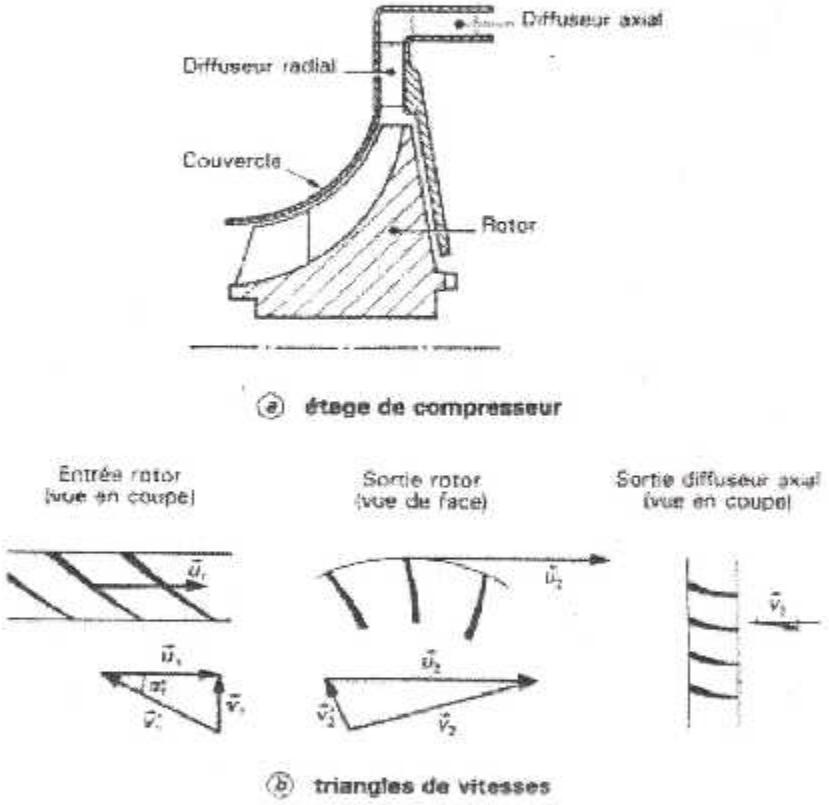


Figure (I-5). Compresseur centrifuge.

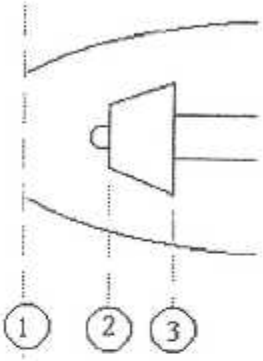
La (figure 1-5b) permet d'expliquer le fonctionnement d'un compresseur centrifuge. L'entrée du rotor est tout à fait analogue à celle d'un compresseur axial. Dans le rotor, les pales guident le fluide jusqu'à la sortie, où l'enthalpie augmente, de même que la vitesse d'entraînement qui passe de u_1 à u_2.L'ensemble de diffusion est chargé de ralentir l'écoulement et de le ramener dans l'axe de la machine. L'élément radial effectue surtout la première tache (diffusion) et l'élément axial la seconde, d'où son nom de redresseur.

➢ Les différents paramètres du compresseur :

1) Travail du compresseur :

D'après le premier principe de la thermodynamique appliqué à une turbomachine ; On a la relation suivante :

$$W_{2-3}+Q_{2-3}=h_{2-3}+\left(\frac{V^2}{2}\right)_{2-3}$$



$Q_{2-3}=0$: Compression adiabatique

On aura :

$$W_{2-3}=C_P\left[\left(T_3+\frac{V_3^2}{2C_P}\right)-\left(T_2+\frac{V_2^2}{2C_P}\right)\right]$$

Donc le travail le long du compresseur sera:

$$W_{2-3}=C_P(Tt_3-Tt_2)=\Delta h_t \qquad [I\text{-}8]$$

2) Taux de compression :

Le taux de compression est définit comme le rapport de la pression totale de sortie à la pression totale d'entrée compresseur.

$$\pi_C=\frac{Pt_3}{Pt_2} \qquad [I\text{-}9]$$

3) Rapport de température :

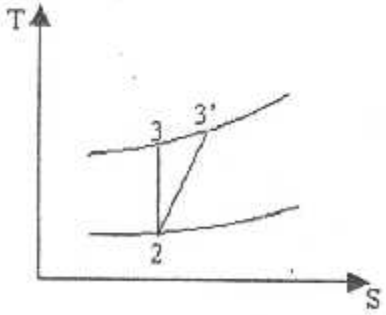
C'est le rapport entre la température de sortie totale et la température totale de l'entrée

$$\tau_C=\frac{Tt_3}{Tt_2} \qquad [I\text{-}10]$$

4) Rendement de compresseur :

Le rendement du compresseur est définit comme étant le rapport de travail réel au travail isentropique.

$$\eta_C=\frac{\left(\frac{Pt_3}{Pt_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}-1}{\left(\frac{Pt_3'}{Pt_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}-1}$$



La chambre de combustion est considérée comme étant le cœur du réacteur. C'est le lieu où se fait la réaction qui transforme l'énergie chimique du carburant (en général le kérosène C_8H_{18}), en énergie calorifique qui à son tour sera transformée en énergie mécanique pour entraîner le compresseur et aussi produire une puissance propulsive.

Parmi les types de chambres de combustion on peut citer :

- les chambres séparées ou multiples
- les chambres annulaires
- les chambres mixtes

En générale, une chambre de combustion est constituée de :

- système d'injection
- système d'allumage
- système d'accrochage de flamme

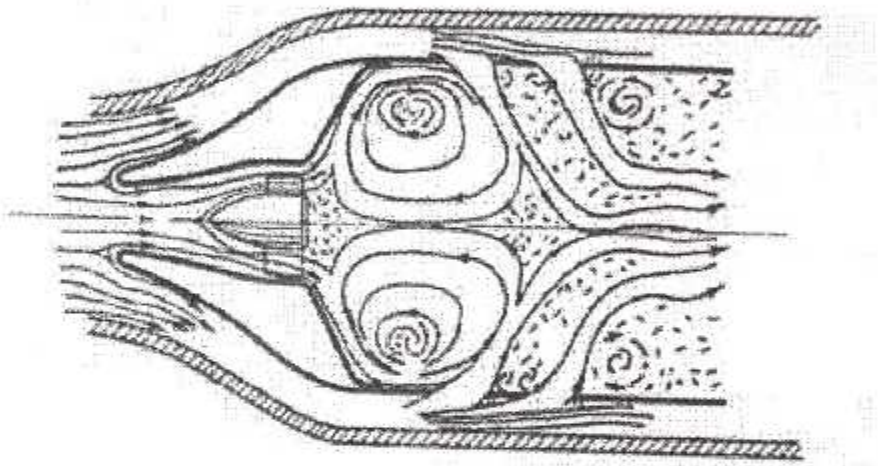


Figure (I-7) : Chambre de combustion annulaire

1) Le dosage :

Il est défini comme étant le rapport de la masse de carburant par la masse d'air qu'il lui est mélangé pour effectuer la combustion.

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \qquad [I\text{-}13]$$

2) *La richesse* :

C'est le rapport du dosage réel par le dosage stœchiométrique que l'on notera :

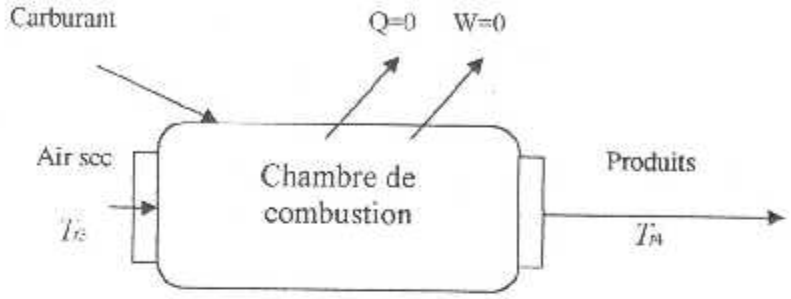
$$r = \frac{f_r}{f_s} \qquad [I\text{-}14]$$

Si r >1 on a un mélange riche en carburant.

Si r < 1 on a un mélange pauvre en carburant.

Dans la chambre de combustion des turboréacteurs actuels, la richesse r est comprise entre **(0,018 et 0,025).**

3) Calcul énergétique :



La puissance mise enjeu dans la chambre de combustion est donnée par :

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f)Cp.(Tt_4 - Tt_3) = \dot{m}_f Q_r \qquad [I\text{-}15]$$

Telle que : $Q = h_{t4} - h_{t3}$ et $P = mQ = (m_a + m_f)(h_{t4} - h_{t3})$

Q_r : pouvoir calorifique du carburant ;
$\dot{m}_a$: Débit d'air dans la chambre ;
$\dot{m}_f$: Débit carburant.

En supposant que la chambre de combustion est calorifugée, que le travail des forces de pression est nul, aucun travail mécanique n'apparaît dans la chambre de combustion et que l'écoulement est permanent. On prend $\eta_b = 0.98$

I/ 2.2.4. Turbine :

Les turbines des turbomoteurs sont le siège d'une détente adiabatique qui transforme l'énergie disponible dans le fluide actif en énergie mécanique. La turbine est reliée au compresseur. Lorsque la turbine tourne à cause des gaz d'échappements qui frappent ses ailettes, le compresseur tourne également afin de comprimer l'air. Il existe deux types : les turbines axiales et les turbines centripètes ou radiales

a)Turbine axiale :

Un étage de turbine axiale est composé d'une grille d'aubes fixes appelée distributeur et d'une grille d'aubes mobiles appelée roue (figure I-8a).
La (figure I-8b) 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 V_1 et augmente son module ($V_2 > V_1$) ; 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 ($V'_3 > V'_2$) : il s'ensuit une nouvelle diminution de la pression statique et une baisse de la pression totale, due aux pertes dans la roue.

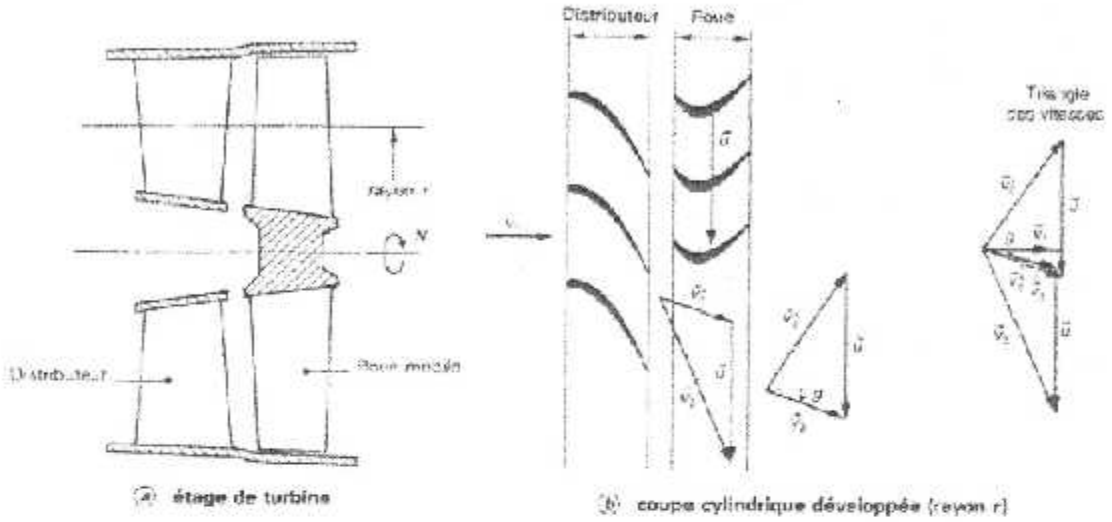


Figure (I-8) Turbine axiale

Le filet fluide sort de la roue avec une vitesse absolue V_3 : qui peut être axiale ou présenter un angle de sortie (figure I-8b). 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 compris entre (0,4 et 0,6)en sortie de la roue. Pour des turbines moins chargées, les rendements peuvent atteindre et dépasser 0,90.

b) Turbine centripète ou radiale :

Elle est également constituée de deux éléments : le distributeur et la roue (figure I-9a) et son fonctionnement est illustré sur la (figure I-9b).
Le distributeur est chargé d'accélérer l'écoulement par déviation angulaire dans le sens de la rotation de la roue, ce qui implique une première détente. Dans la roue, l'enthalpie diminue, de même que la vitesse d'entraînement qui passe de u_2 à u_3, ce qui produit une seconde détente.

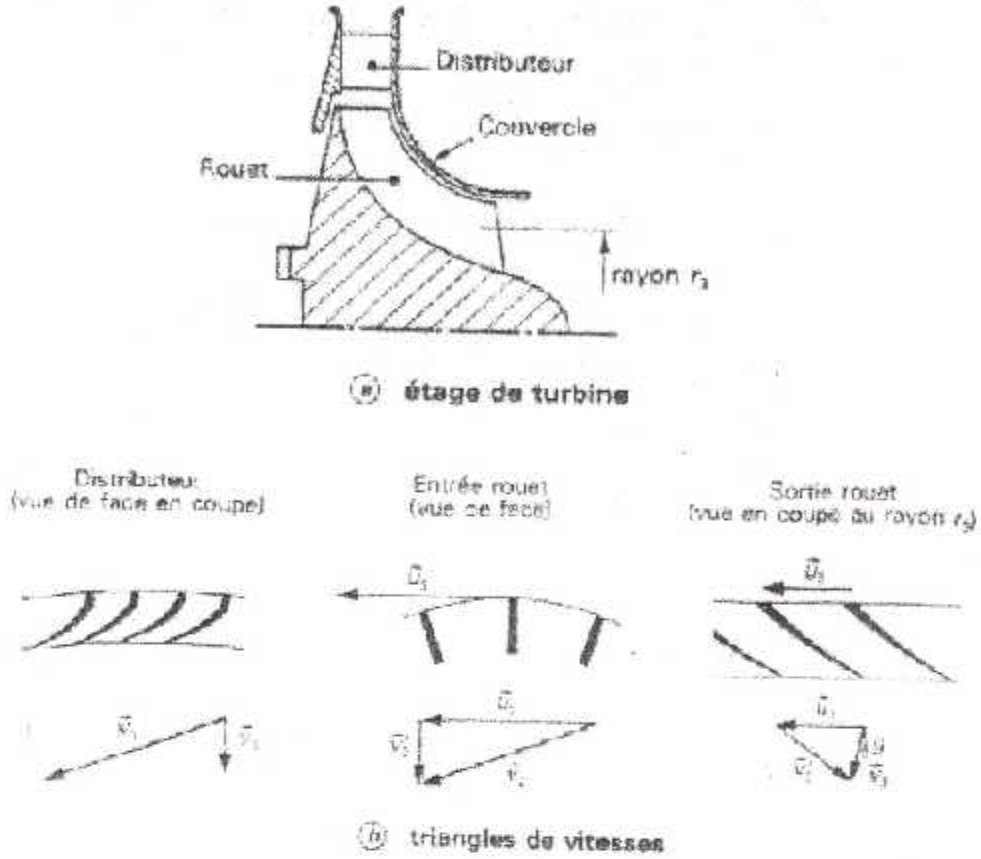


Figure (I-9) Turbine radiale.

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, conserve un **rendement** de bon niveau : (0,85 à 0,90) malgré son taux de détente élevé.

➢ **Les différents paramètres de la turbine :**

1) Travail de la turbine :

On a prit comme hypothèse que la détente dans la turbine est adiabatique ($Q_{4-5}=0$) et que la chaleur spécifique est constante (Cp=Cte).

Le premier principe de la thermodynamique, donne :

$$W_{4-5}=W_{Tur}=\left(h_4+\frac{V_4^2}{2}\right)-\left(h_5+\frac{V_5^2}{2}\right)$$

$$W_{4-5}=C_P\left[\left(T_4+\frac{V_4^2}{2C_P}\right)-\left(T_5+\frac{V_5^2}{2C_P}\right)\right]$$

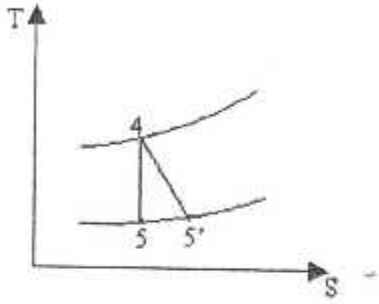
$$W_T=C_P(Tt_4-Tt_5) \qquad [1-16]$$

2) Le taux de détente :

$$\pi_T = \frac{P_{t4}}{P_{t5}} = \left[1 - \frac{W_T}{C_p T_{t4}}\right]^{k/k-1} \qquad [1\text{-}17]$$

3) Rendement de la turbine :

Le rendement de la turbine représente aussi le rapport de travail réel sur le travail isentropique.



$$\eta_T = \frac{W_{Tr}}{W_{Ti}} = \frac{\Delta h_{Tr}}{\Delta h_{Ti}} = \frac{Tt_4 - Tt_{5'}}{Tt_4 - Tt_5}$$

$$\eta_T = \frac{1 - \left(\frac{p_5}{p_4}\right)^{\frac{k}{k-1}}}{1 - \left(\frac{p_{5'}}{p_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \qquad [1\text{-}18]$$

En fonction du rendement polytropique :

$$\eta_T = \frac{1 - (\pi_t)^{\eta_p \frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (\pi_t)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \qquad [1\text{-}19]$$

Le travail de la détente est fourni au compresseur

$$W_T = C_p\,(T_{t4} - T_{t5}) = W_c$$

$$\Rightarrow W_c = (T_{t4} - T_{t5})\,\eta_T\,C_p \Rightarrow W_c = \eta_T\,C_p\,T_{t4}\,[1 - T_{t5}/T_{t4}]$$

Donc :

$$W_c = \eta_T C_p T_{t4}\left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right] \qquad [1\text{-}20]$$

I/ 2.2.5. Tuyère :

La tuyère est un Dispositif permettant l'admission ou le refoulement de fluides dans une machine. La tuyère d'éjection des gaz d'un réacteur, dans laquelle les gaz de combustion subissent une détente est convergente dans les avions subsoniques, convergente-divergente dans les avions supersoniques, éventuellement à géométrie variable.

L'étude de la géométrie des tuyères a permis d'améliorer l'efficacité des systèmes de propulsion à réaction. Leur étude thermodynamique simplifiée repose, en écoulement stationnaire, sur l'équation de Bernoulli.Selon le taux de détente utilisé, les tuyères seront, soit simplement convergentes (figure I-10a) pour les taux de détente élevés soit convergente –divergente (figure I-10b) lorsque les taux de détente sont inférieurs.

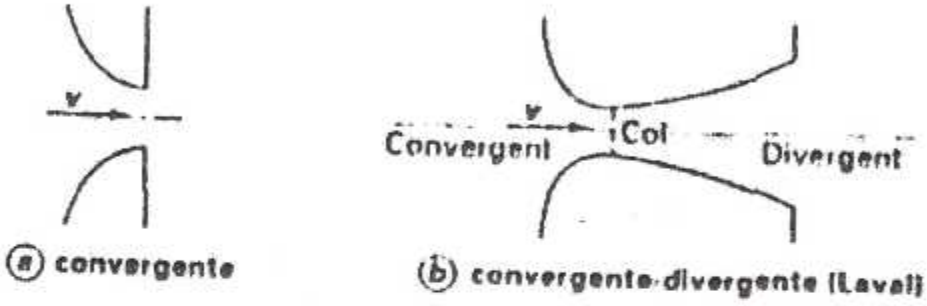


Figure (I-10) Tuyères

a) La tuyère convergente :

La tuyère convergente est caractérisée par un écoulement subsonique, néanmoins celui-ci peut être sonique au niveau du col, la section de la tuyère diminue progressivement engendrant une augmentation de vitesse, et une diminution de la pression.

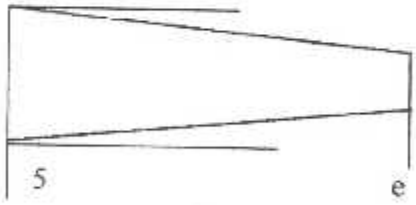


Figure (I-11) Tuyère convergente

b) La tuyère convergente-divergente (De Laval) :

Cette tuyère est constituée de deux tronçons, un tronçon convergent et un tronçon divergent. La section d'aire minimale est appelée *col*.
On utilise une tuyère De Laval pour que la détente soit parfaite dans toutes les conditions de vol ; aussi le diamètre de la section de sortie rapporté au diamètre au col peut être variable ou fixe, l'essentiel est d'avoir une large variation du rapport des sections de sortie et du col,

car à chaque fois que le nombre de Mach de vol augmente, le rapport de pression et le nombre de Mach à la sortie augmentent. Il existe trois types de tuyères De Laval :

- Tuyère totalement symétrique
- Tuyère dissymétrique à section de sortie et d'entrée égales
- Tuyère à dissymétrie totale

Caractéristiques au col :

On peut déterminer les conditions au col de la tuyère en tenant compte de ce que $M = 1$ à cet endroit. Les variables au col sont désignées par un astérisque (*), On aura alors

$$\frac{T^*}{T_t} = \frac{2}{\gamma + 1}$$

$$\frac{P^*}{P_t} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \qquad [1\text{-}21]$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_t} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

➢ **Les paramètres de sortie de la tuyère :**

1) Nombre de Mach à la sortie

$$\Rightarrow M_e = \left\{ \left[\left(\frac{P_e}{P_{t5}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right] \frac{2}{\gamma - 1} \right\}^{\frac{1}{2}} \qquad [1\text{-}22]$$

2) Température statique T_e

$$\frac{T_e}{T_{t5}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \qquad [1\text{-}23]$$

3) Vitesse d'éjection

$$V_e = M_e \sqrt{\gamma . R T_e} \qquad [1\text{-}24]$$

4) Masse volumique des gaz à la sortie

$$\rho_e = \frac{P_e}{R T_e} \qquad [1\text{-}25]$$

5) Diamètre de la section de sortie

L'équation de continuité nous donne :

$$\dot{m}_a(1+f) = \rho_e V_e A_e$$
$$\Rightarrow A_e = \frac{\dot{m}_a(1+f)}{\rho_e V_e} \qquad [1\text{-}26]$$
$$D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}}$$

I/ 2.3. Performances du turboréacteur :

a) la poussée :

La poussée d'un réacteur est la force qui s'oppose à la résultante de toutes les forces exercées par l'air sur le réacteur.
En faisant un bilan des forces et en appliquant le théorème des quantités de mouvement, on obtient la formule suivante de la poussée.

$$F = \dot{m}_a\,[(V_e - V_i) + A_e(P_e - P_i)] \qquad [1\text{-}27]$$

❖ *Poussée spécifique :*

Elle est définit par le rapport de poussée sur le débit massique d'air capté par le réacteur :

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a} \qquad [1\text{-}28]$$

b) Puissances:

Dans les turboréacteurs on distingue trois types de puissances

❖ *Puissance propulsive :*

$$P_p = F\,V_i \qquad [1\text{-}29]$$

❖ *Puissance calorifique:*

C'est l'énergie libérée par le fluide lors de la combustion.

$$P_c = \dot{m}_f\,Q_R \qquad [1\text{-}30]$$

Q_R : pouvoir calorifique du carburant

❖ ***Puissance thermique :***

Elle est définie comme étant la puissance nécessaire à la propulsion de l'avion et compenser les pertes d'énergie cinétique des gaz de combustion à l'échappement

$$P_{th} = FV_i + \frac{1}{2}(V_e - V_i)^2 \qquad [1\text{-}31]$$

- **Rendements :**

Il existe trois sortes de rendements:

❖ ***Rendement propulsif :***

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_c} \qquad [1\text{-}32]$$

❖ ***Rendement thermique :***

C'est le rapport de l'énergie thermique sur l'énergie calorifique.s

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_c} \qquad [1\text{-}33]$$

❖ ***Rendement global :***

Il est défini comme étant le produit du rendement propulsif et thermique :

$$\eta_g = \eta_p \times \eta_{th} \qquad [1\text{-}34]$$

d) Consommation du carburant :

❖ ***La consommation horaire :***

C'est le débit carburant consommé par le moteur dans une heure.

$$C_h = 3600.\dot{m}_f \qquad [1\text{-}35]$$

❖ ***La consommation spécifique :***

C'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée.

$$C_{sp} = \frac{C_h}{F} \qquad [1\text{-}36]$$

Chapitre II

Etude de la turbine axiale

II/ 1. Introduction :

La réalisation de la turbine a fait l'objet de plusieurs études et recherches théoriques de la part des constructeurs, afin de parvenir à une méthode de conception généralisée permettant d'assurer les meilleures performances et rendement.

Cependant de nos jours l'utilisation des calculateurs a permis d'améliorer les modèles théoriques décrits par EULER et BERNOULLI pour faire une extrapolation aux modèles tridimensionnels qui est proche de la réalité des choses, ce qui nous facilite ainsi de réaliser des tracés d'aubes turbine rependant à des critères aérodynamiques optimales.

II/ 2. Désignation d'un étage de turbine :

Notre étude va se faire sur la turbine axiale, c'est à dire que la direction générale de l'écoulement est parallèle à l'axe de rotation. Elle est constituée d'une grille d'aubes fixe, suivie d'une grille d'aubes mobiles respectivement appelées le stator et le rotor, présentés par les stations 1-2-3 dans la figure ci dessous.

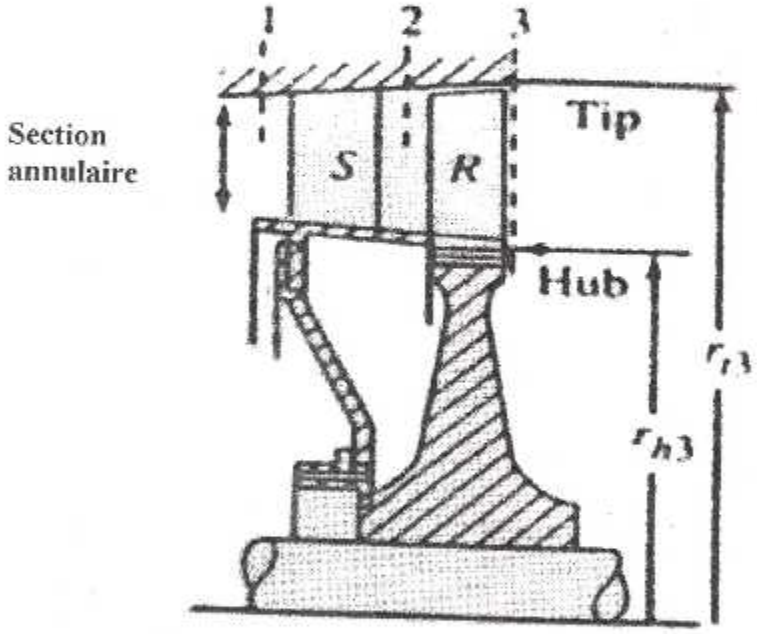


Figure (II-1) Etage d'une turbine axiale.

Le stator dirige l'écoulement et le prépare afin de pouvoir entraîner la grille d'aube mobile. Cette dernière à son tour récupère une énergie mécanique équivalente à celle demandée par le compresseur et ces accessoires.

II/ 3. Diagramme de vitesses dans un étage :

Considérons un étage de turbine axiale et représentons les diagrammes de vitesses au profil moyen des aubes (figure ci-dessous):

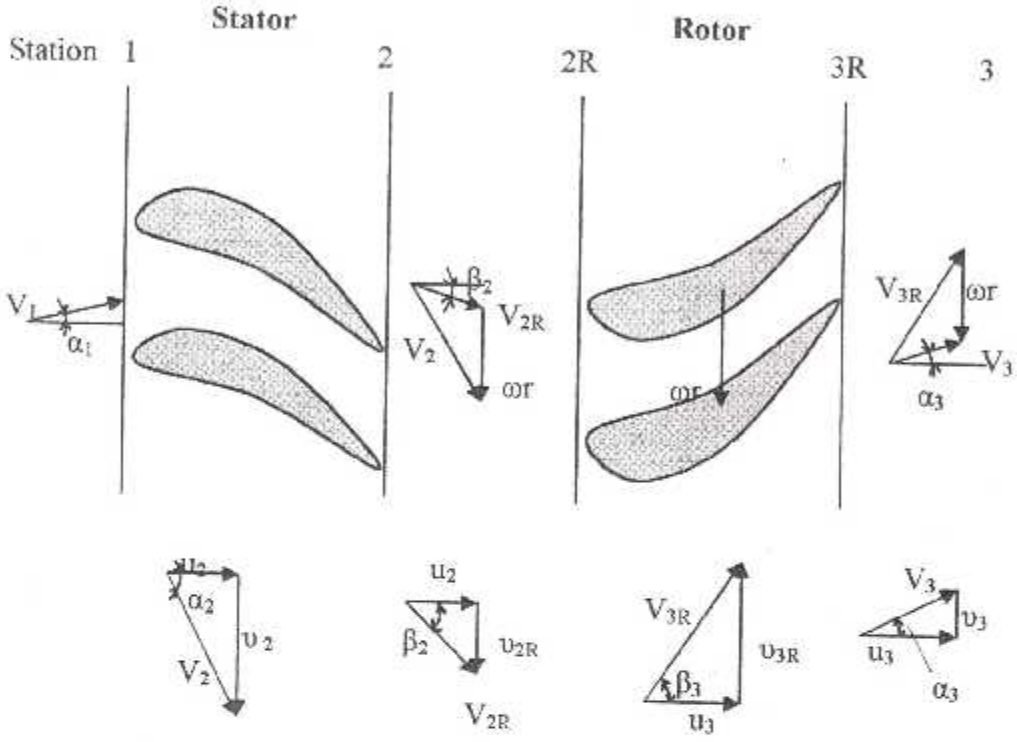


Figure (II-2) Triangles des vitesses pour un étage de turbine axiale.

A partir des diagrammes de vitesse on a les équations suivantes :

$$\mathbf{V_2 = \omega r + V_{2R}} \Rightarrow \begin{cases} u_2 = V_2 \cos \alpha_2 \\ \upsilon_2 = V_2 \sin \alpha_2 \\ \upsilon_{2R} = \upsilon_2 - \omega r = \tan \beta_2 \,.\, u_2 \end{cases}$$

$$\mathbf{V_{3R} + \omega r = V_1 = V_3} \Rightarrow \begin{cases} u_3 = V_3 \cos \alpha_3 \\ \upsilon_3 = V_3 \sin \alpha_3 \\ V_{3R} = u_3 + \upsilon_{3R} = \tan \beta_3 \,.\, u_3 \end{cases}$$

Dans le stator, les filets d'air sortant de la chambre de combustion attaquent les aubages stator avec la vitesse V_1 à un angle d'incidence α_1. Les canaux du stator étant convergents, les filets d'air sont alors accélérés avec une vitesse absolueV_2 qui n'est que la somme de la vitesse relative V_{2R} et la vitesse d'entraînement U (ωr).

D'une manière générale, on assistera dans le stator à une augmentation de la vitesse d'une part et une chute de pression statique d'autre part.

Tandis que dans le rotor, les filets d'air entament les canaux, eux aussi convergents avec une vitesse relative V_{2R}, telle que $V_2=U+V_{2R}$, et ressortent du rotor avec une vitesse V_3 à un angle α_3. L'écoulement de l'air autour du profil génère une force aérodynamique résultante provoquant ainsi la rotation de la roue, ce qui est équivalant à la transformation de l'énergie de pression en énergie cinétique (détente), qui se caractérise par la diminution de la vitesse à la sortie.

II/ 4. Désignation d'un profil de turbine :

Dans la pratique, les profiles aérodynamiques des aubes stator et rotor sont des profiles biconvexe de type T6 et C4. Les paramètres géométriques sont illustrés dans le schéma ci dessous :

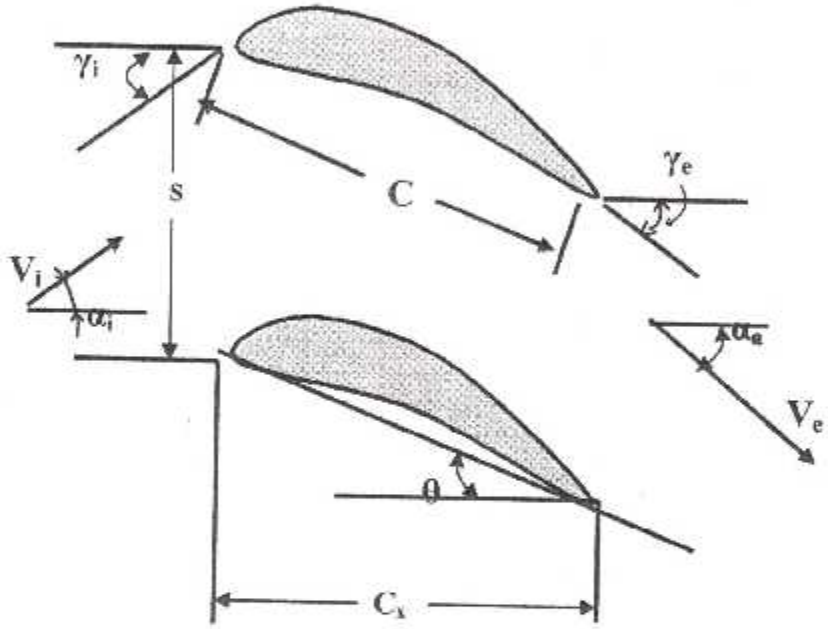


Figure (II-3) Désignation d'un profil.

Avec :

C = corde du profil.

θ = angle de renversement

γ = angle de calage.

S = espacement.

σ = c/s = solidité

$\alpha_i - \gamma_i$ = angle d'incidence.

$\alpha_i + \alpha_e$ = angle de déviation.

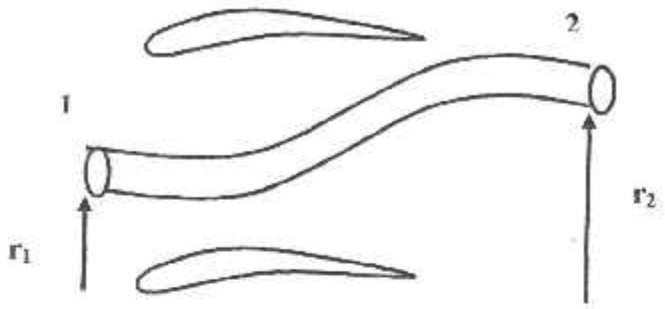
C_x =corde axiale.

$\gamma_i + \gamma_e$ = cambrure de l'aube (blade chamber)

$\alpha_e - \gamma_e = (\gamma_i + \gamma_e)/8\sqrt{\sigma} = \delta_t =$ déviation à la sortie

Les vitesses V_i et V_e étant connues, en choisissant une famille de profils et pour un rapport s/c donné, on peut alors connaître l'angle d'incidence et de déviation pour définir la géométrie du profil.

II/ 5. Equation d'EULER :



L'application du théorème d'EULER à un tube de courant à travers la grille mobile montre que la variation de la quantité de mouvement angulaire est équivalente à la puissance récupérée dans l'étage
La relation suivante est exprimée entre la station2 et 3 :

Le couple sur l'arbre, est exprimé par :

$$C = \dot{m}\,(r_2 v_2 + r_3 v_3)$$

Comme $r_2 = r_3 = r$, cette équation s'exprime par :

$$C = \dot{m}\, r\,(v_2 + v_3)$$

Ainsi la puissance transmise par le fluide sera donc :

$$P = C\,\omega$$

Où:

$$P = \omega\, r\, \dot{m}\,(v_2 + v_3)$$

Comme

$$r\,\omega = U$$

La relation précédente se résume à :

$$P = U\,\dot{m}\,(v_2 + v_3)$$

Cette puissance est équivalente à chute d'enthalpie relative à la détente, et en considérant le gaz parfait, on a finalement :

$$Cp\,(T_{t2} - T_{t3}) = U\,(v_2 + v_3) \qquad [2\text{-}1]$$

II/6. Paramètres d'un étage :

Dans un étage de turbine la détente du gaz pour récupérer un travail est défini par l'évolution thermodynamique qui est représentée sur les diagrammes (t-s) et (h-s) comme suit :

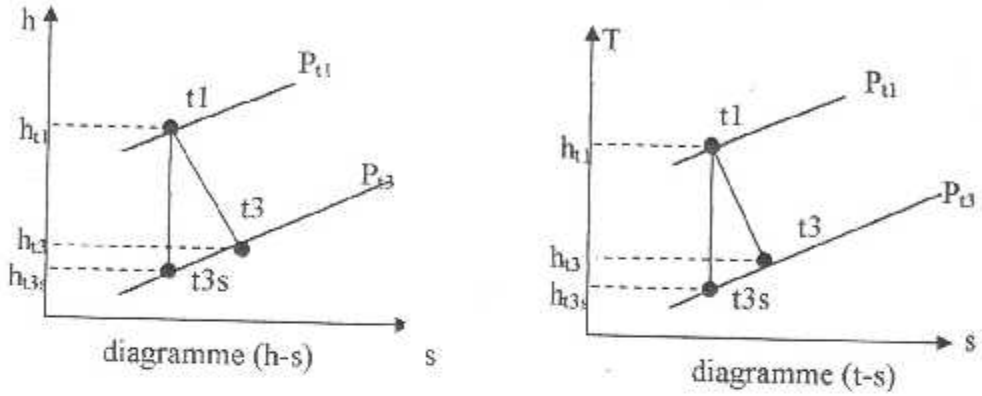


Figure (II-4) diagrammes (h-s) et (t-s) de la détente.

- **Rapport de température de l'étage τ_t :**

La puissance de la turbine est exprimée par:

$$\Delta h_t = C_p\,(T_{t1}-T_{t3})$$

$$\Delta h_t = Cp\ Tt1\ (1-Tt3/Tt1)$$

Alors

$$\Delta h_t/Cp\ Tt1 = 1-\tau_t$$

D'où

$$\tau_s = \frac{T_{t3}}{T_{t1}} = 1 - \frac{\Delta h_t}{CpT_{t1}} \qquad [2\text{-}2]$$

- **Rapport de pression de l'étage π_s :**

On considère que l'écoulement est isentropique de l'entrée à la sortie, on peut alors déduire le rapport de pression par la relation ci-dessous :

$$\pi_s = \frac{P_{t3}}{p_{t1}} = \left(\frac{T_{t3}}{T_{t1}}\right)^{[\gamma/(\gamma-1)et]} = \tau_s^{[\gamma/(\gamma-1)et]} \qquad [2\text{-}3]$$

Où e_t représente le coefficient polytropique définit par :

$$e_t = \frac{dh_t}{dh_{tideal}} = \frac{\gamma}{\gamma - 1}\frac{dT_t/T_t}{dP_t/P_t}$$

- **Le rendement isentropique :**

Les irréversibilités internes qui se développent au cours de la détente sont caractérisées par le rendement isentropique équivalent au rapport des énergies :

$$\eta_t = \frac{\Delta h_t reel}{\Delta h_t ideal} = \frac{h_{t1} - h_{t3}}{h_{t1} - h_{t3s}} \qquad [2\text{-}4]$$

Pour un gaz parfait le rendement peut être exprimé en terme de températures et pressions totales comme suit :

$$\eta_t = \frac{Cp\ (T_{t1} - T_{t3})}{Cp\ (T_{t1} - T_{t3s})}$$

$$\eta_t = \frac{1 - T_{t3}/T_{t1}}{1 - (P_{t3}/P_{t1})^{(\gamma-1)/\gamma}} \qquad [2\text{-}5]$$

II/ 7. Performances d'un étage :

Les performances d'un étage de turbine sont traitées et représentées par des coefficients qui les caractérisent afin de mieux interpréter et approcher les calculs durant le dimensionnement d'un étage, parmi eux on note :

a) Coefficient d'écoulement: Φ

C'est le rapport entre vitesse axiale entrant au rotor et la vitesse tangentielle du rotor U.

$$\Phi \equiv \frac{u_2}{\omega r} = \frac{u_2}{U} \qquad [2\text{-}6]$$

b) Coefficient de charge : ψ

Le coefficient de charge est le rapport entre le travail de l'étage par unité de masse et l'énergie cinétique de rotation de la roue.
Dans une turbine ce coefficient permet de comparer la charge de deux étages pour une vitesse de rotation fixée. Il nous permet aussi de définir le nombre d'étages nécessaire pour récupérer l'énergie.

$$\psi \equiv \frac{\Delta h_t}{(\omega r)^2} = \frac{\Delta h_t}{U_2} \qquad [2\text{-}7]$$

Pour un gaz parfait, on a :

$$\psi = \frac{Cp\,\Delta T_i}{U^2} \qquad [2\text{-}8]$$

- ***relation entre Φ et ψ***

Les coefficients de charge et d'écoulement peuvent prendre plusieurs valeurs selon les types de turbines, les valeurs de ces coefficients influent sur le rendement de l'étage et ses performances :

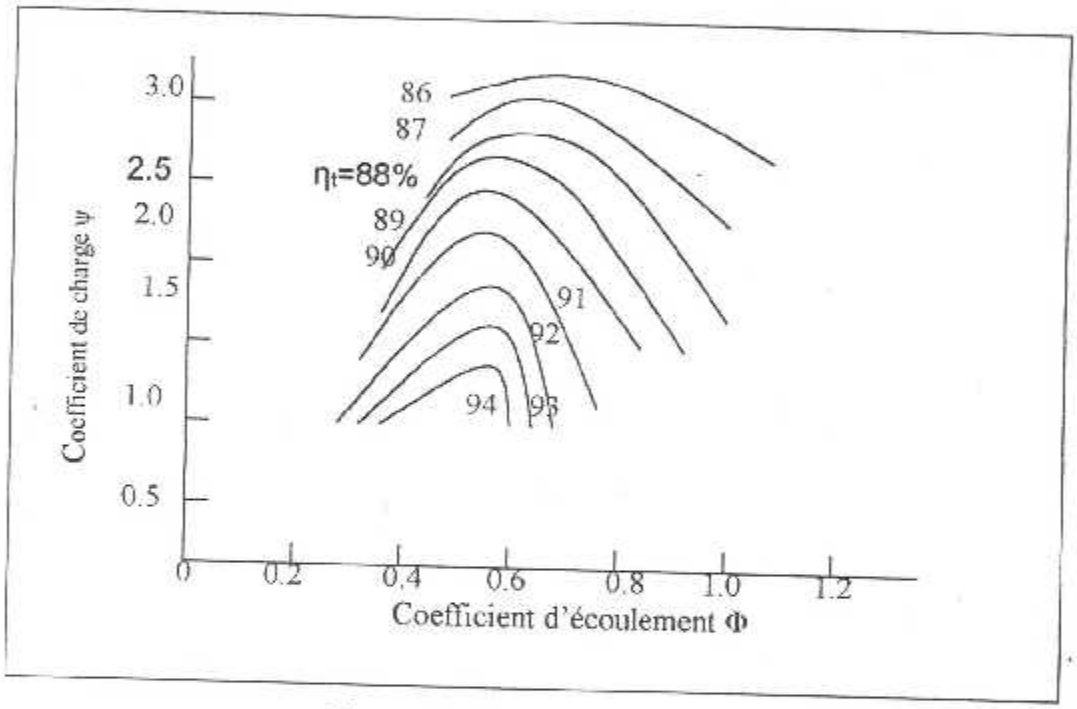


Figure (II-5) : ψ en fonction de Φ

Sur la figure ci dessus on a représenté l'évolution du coefficient ψ en fonction de Φ pour des valeurs de rendement mesurées sur 33 turbines développées par Pratt et Whitney. Les courbes nous permettent donc d'associer pour un ψ donné le rapport Φ conduisant au rendement maximum. Pour l'exploitation il faut donc réaliser un compromis entre le rendement d'étage et les coefficients ψ et Φ.

Pour les turbines a grandes dimensions ces coefficients prennent des valeurs correspondants à un rendement entre 94 et 89% de l'ordre de :

$$\begin{cases} 0.5 < \Phi < 1.1 \\ \text{et} \\ 1.3 < \Psi < 2.2 \end{cases}$$

Le coefficient de charge peut être réécrit en terme de coefficient et des angles d'écoulement comme suit par les relations ci dessous:

$$\psi=\frac{Cp\Delta T}{(\omega r)^2}=\frac{v_2+v_3}{\omega r}=\Phi(\tan\alpha 2+\frac{u_3}{u_2}\tan\alpha 3) \qquad [2\text{-}9]$$

Ou bien :

$$\psi=\frac{Cp\Delta T}{(\omega r)^2}=\frac{v_2+v_3}{\omega r}=\Phi(\tan\beta 2+\frac{u_3}{u_2}\tan\beta 3) \qquad [2\text{-}10]$$

D'autre part le coefficient d'écoulement est aussi exprimé en terme d'angles du flux par:

$$\Phi=(\tan\alpha 2-\tan\beta 2)^{-1} \qquad [2\text{-}11]$$

Aussi par substitution on obtient l'expression de Ψ comme suit :

$$\psi=\frac{\tan\alpha 2+(u_3/u_2)(\tan\alpha 3)}{\tan\alpha 2-\tan\beta 2} \qquad [2\text{-}12]$$

Les équations [2-11] et [2-12] sont représentées dans la figure (II-6) pour une vitesse axiale constante, des valeurs de α_2 et β_2 et des valeurs spécifiques de Φ ,ψ et α_3 .

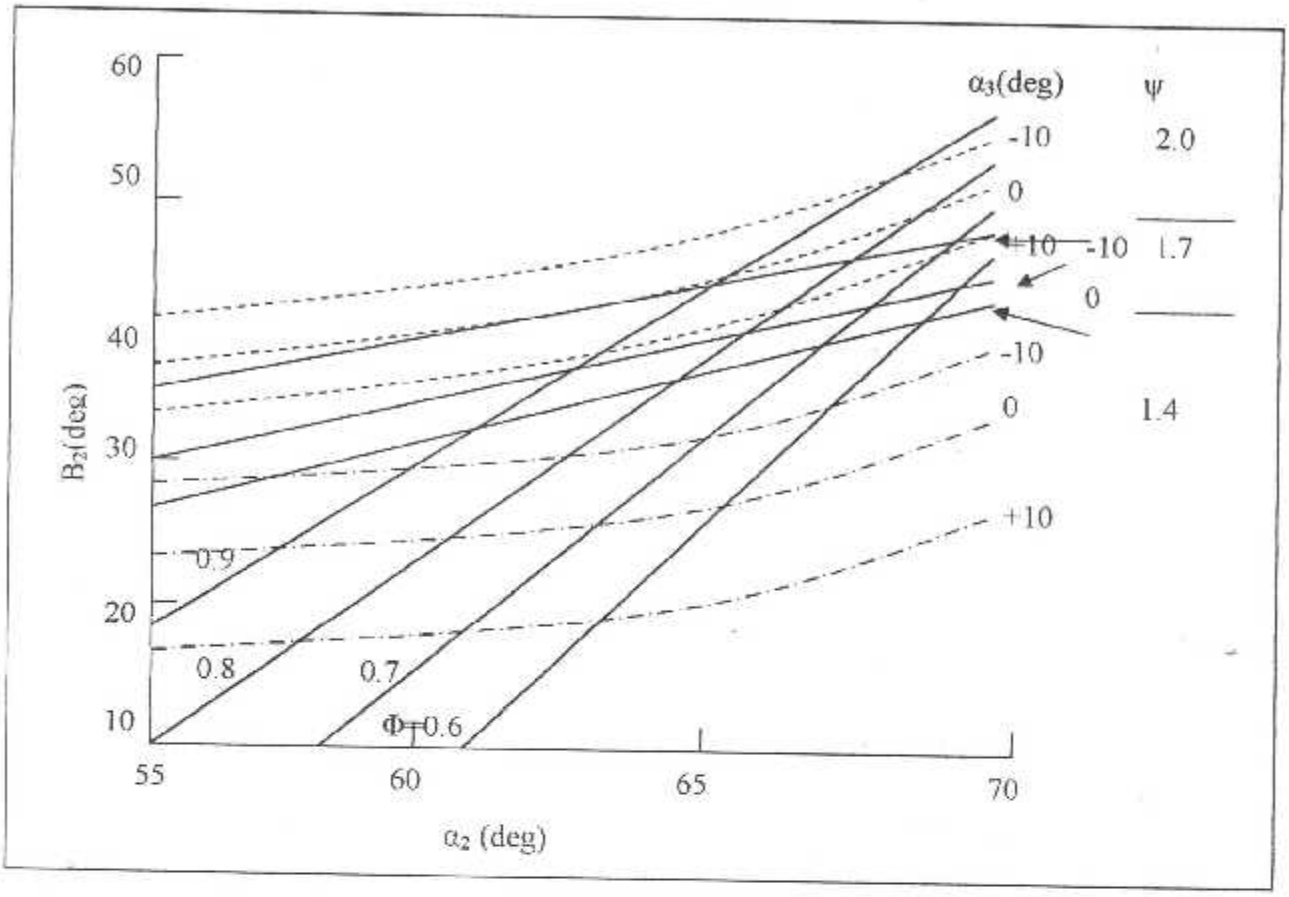


Figure (II-6) Coefficient de charge et coefficient d'écoulement en fonction des angles d'écoulement

L'analyse de la figure ci dessus nous montre l'effet du changement d'angle d'écoulement sur Φ et ψ. Ainsi l'augmentation de α_3 avec α_2 et β_2 maintien une augmentation constante de ψ et la diminution de Φ.

Elle peut être aussi utilisée pour déterminer approximativement le coefficient d'écoulement Φ, pour des angles α_2 et β_2 et/ou le coefficient de charge de l'étage ψ, pour les angles α_2, β_2 et α_3. Un résultat plus précis peut être obtenu en utilisant les équations précédentes.

c) *Rapport vitesse VR :*

Le rapport vitesse (VR) est défini comme étant le rapport de la vitesse tangentielle du rotor ($U=\omega r$) sur la vitesse équivalent à l'échange d'enthalpie totale dans l'étage, ou bien :

$$VR=\frac{U}{\sqrt{2\ \Delta h}}=\frac{U}{\sqrt{2\ \Delta h}} \qquad [2\text{-}13]$$

Le rapport vitesse est utilisé par certains constructeurs de turbine plutôt que le coefficient de charge :

$$VR=\frac{1}{\sqrt{2\psi}} \qquad [2\text{-}14]$$

Le VR au rayon moyen prend des valeurs entre 0.5 et 0.6 pour les turbines pour turboréacteurs modernes, ce qui correspond à des valeurs de coefficients de charge ψ entre 1.4 et 2.

II/ 8. Les pertes dans un étage :

Considérons un étage de turbine où les pertes dues à la pression sont évalués par l'expression suivante :

$$\phi_t=\frac{P_{ti}-P_{te}}{P_{te}-P_e} \qquad [2\text{-}15]$$

D'où le rapport de pression totale entre l'entrée et la sortie peut être évalué en fonction du coefficient de perte par :

$$\frac{P_{te}}{P_{ti}}=\frac{1}{1+\phi_t(1-P_e/P_{te})} \qquad [2\text{-}16]$$

Où le rapport P_e/P_{te} dépend uniquement du Mach sortie M_e

Au niveau de l'étage le rapport de pression totale s'écrit :

$$\frac{P_{t3}}{P_{t1}}=\left(\frac{P_{t2}}{P_{t1}}\right)_{\phi_{stator},M_2}\frac{P_{t2R}}{P_{t2}}\left(\frac{P_{t3R}}{P_{t2R}}\right)_{\phi_{rotor},M3R}\frac{P_{t3}}{P_{t3R}} \qquad [2\text{-}17]$$

Où $\phi_{t\ stator}$ et $\phi_{t\ rotor}$ sont, respectivement les coefficients de perte du stator et du rotor qui sont des valeurs semi empiriques et qui sont comprises dans les marges suivantes :

$$\begin{cases} 0.02<\phi_{t\ stator}<0.07 \\ \text{et} \\ 0.06<\phi_{t\ rotor}<0.15 \end{cases}$$

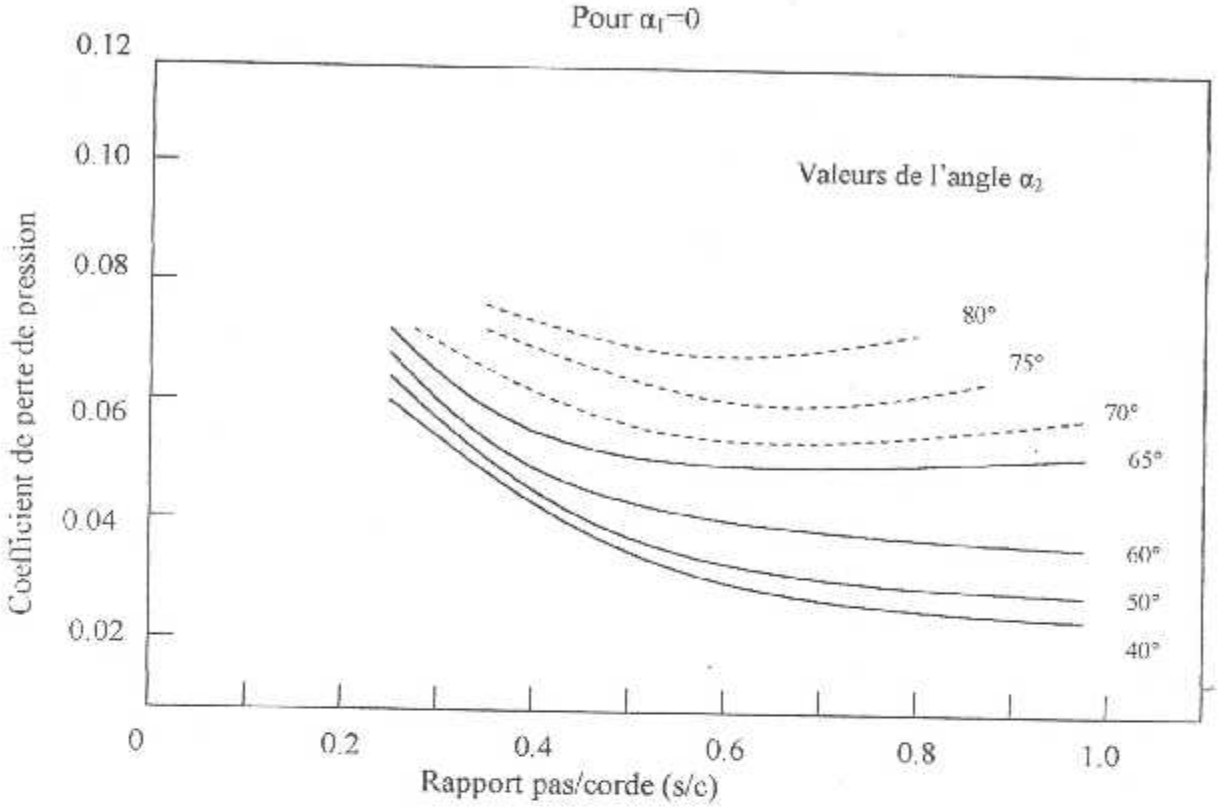


Figure (II-7) Coefficient de perte dans le stator (α_1=0)

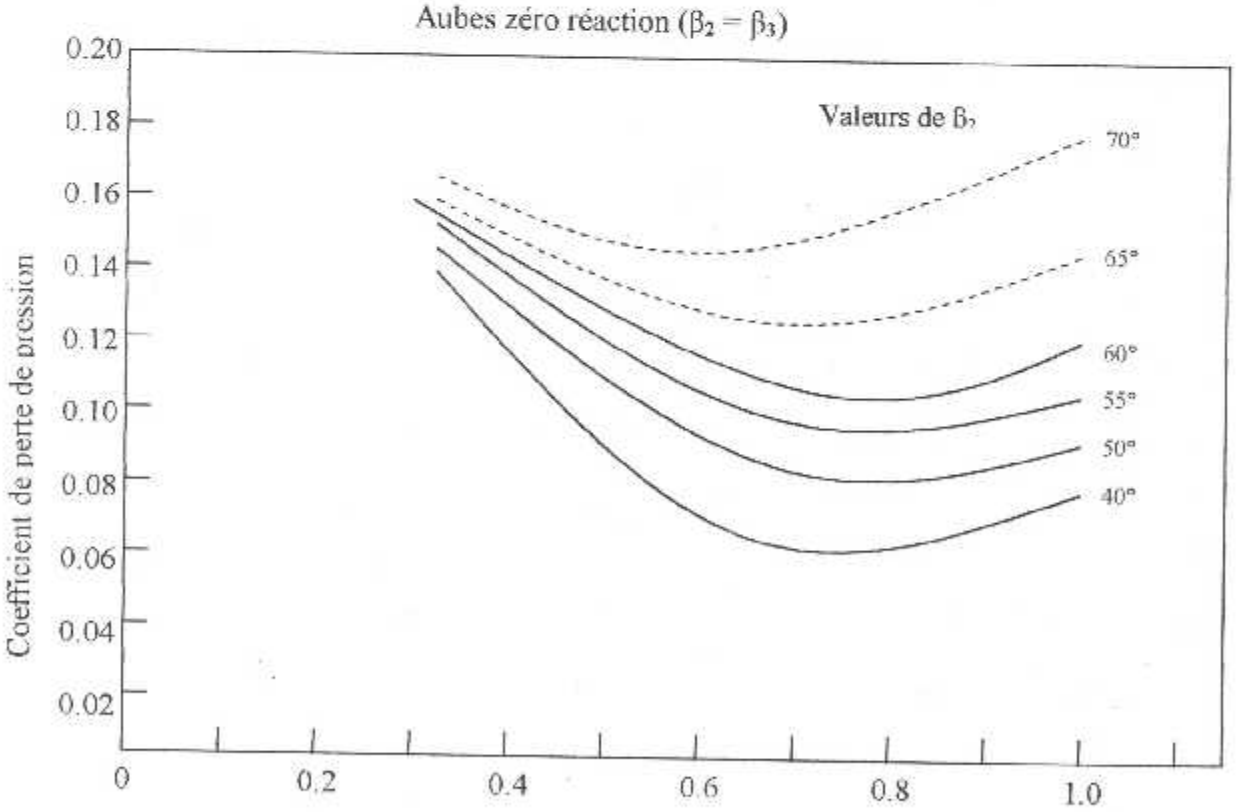


Figure (II-8) –Coefficient de perte dans le rotor de la turbine.($\beta_2 = \beta_3$)

II/ 9. Degrés de réaction :

Toute l'énergie perdue par le fluide dans l'étage est absorbée au niveau du rotor et réapparaît sous forme d'énergie mécanique sur l'arbre, cette énergie provient en générale de la transformation dans le rotor de deux formes classique d'énergie :

- Energie cinétique.
- Energie de pression.

La somme des deux énergies perdues par unité de masse du fluide au niveau du rotor est en effet bien égale à l'énergie totale perdue par unité de masse dans l'étage.
Le seul rôle de la grille fixe est de: modifier la direction de l'écoulement et transformer l'énergie de pression en énergie cinétique.
Afin de comparer les différences d'énergie de pression dans le rotor et dans le stator on définit le degré de réaction :

$$^{\circ}R_t = \frac{energie\ \ cinetique\ \ perdue\ \ dans\ \ le\ \ rotor}{energie\ \ totale\ \ perdue\ \ dans\ \ l''étage}$$

D'où :

$$^{\circ}R_t = \frac{h_2 - h_3}{h_{t1} - h_{t3}} \qquad [2\text{-}18]$$

Pour un gaz parfait, on écrit :

$$^{\circ}R_t = \frac{T_2 - T_3}{T_{t1} - T_{t3}} \qquad [2\text{-}19]$$

L'évolution thermodynamique de la détente est illustrée dans un diagramme représentant les pertes dans chaque élément de la turbine :

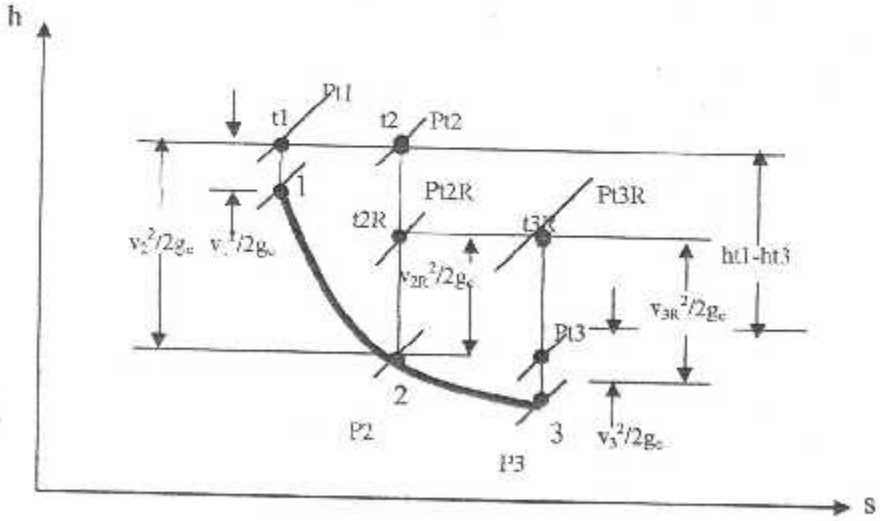


Figure (II-9) Diagramme h-s pour une évolution réelle.

D'autre part le degré de réaction peur être exprimé en fonction des angles d'écoulement pour une vitesse axiale constante ($u_3=u_2$) par la relation ci dessous :

$$^{\circ}R_t = \frac{u_2}{\omega r}\frac{\tan\beta_3 - \tan\beta_2}{2}$$

Ou bien :

$$^{\circ}R_t = \Phi\frac{\tan\beta_3 - \tan\beta_2}{2} \qquad [2\text{-}20]$$

II/ 10. Fonctionnement turbine :

Trois importantes conceptions sont reliées au choix de réaction : turbine à action, à réaction et turbine à vitesse de sortie axiale (réaction variable). Pour se faire, on fut amené à comparer la chute d'enthalpie dans les aubes mobiles soit à la variation totale d'enthalpie dans l'étage, soit au travail massique de cet étage. Il faut souligner cependant que les constructeurs ne se limitent pas à ces trois types seulement, en 3dimmensions la réaction peut changer continuellement le long des aubes.

♦ Turbine à action :

Dans ce type de turbine aucune énergie de pression n'est perdue dans les roue, il es résulte que toute l'énergie perdue par le fluide l'est sous forme d'énergie cinétique dans le rotor. Ce qui conduit a des canaux fortement convergents dans le stator, alors que ceux de la grille d'aubes rotor resteront à section constante.

Le triangle des vitesses pour un étage à action est représenté dans la figure (II-10) ainsi que le diagramme h-s correspondant, figure (II-12)., Cependant on peut considérer deux possibilités qui nous conduisent à un degrés de réaction nul.

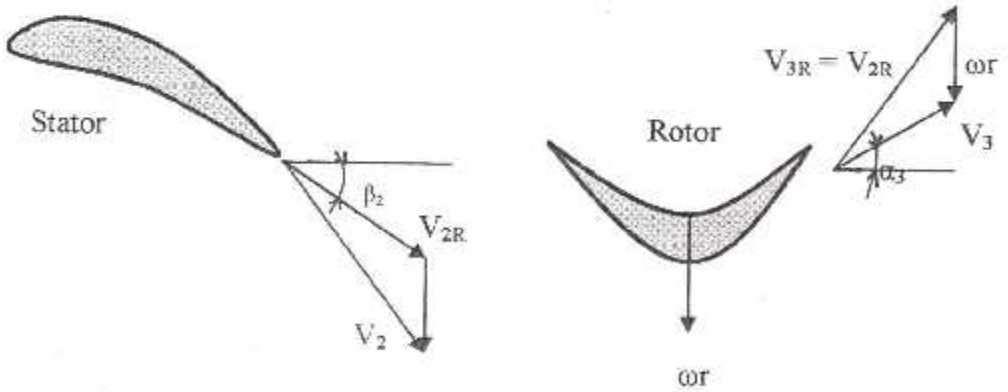


Figure (II-10) Diagramme des vitesses d'une turbine à action.

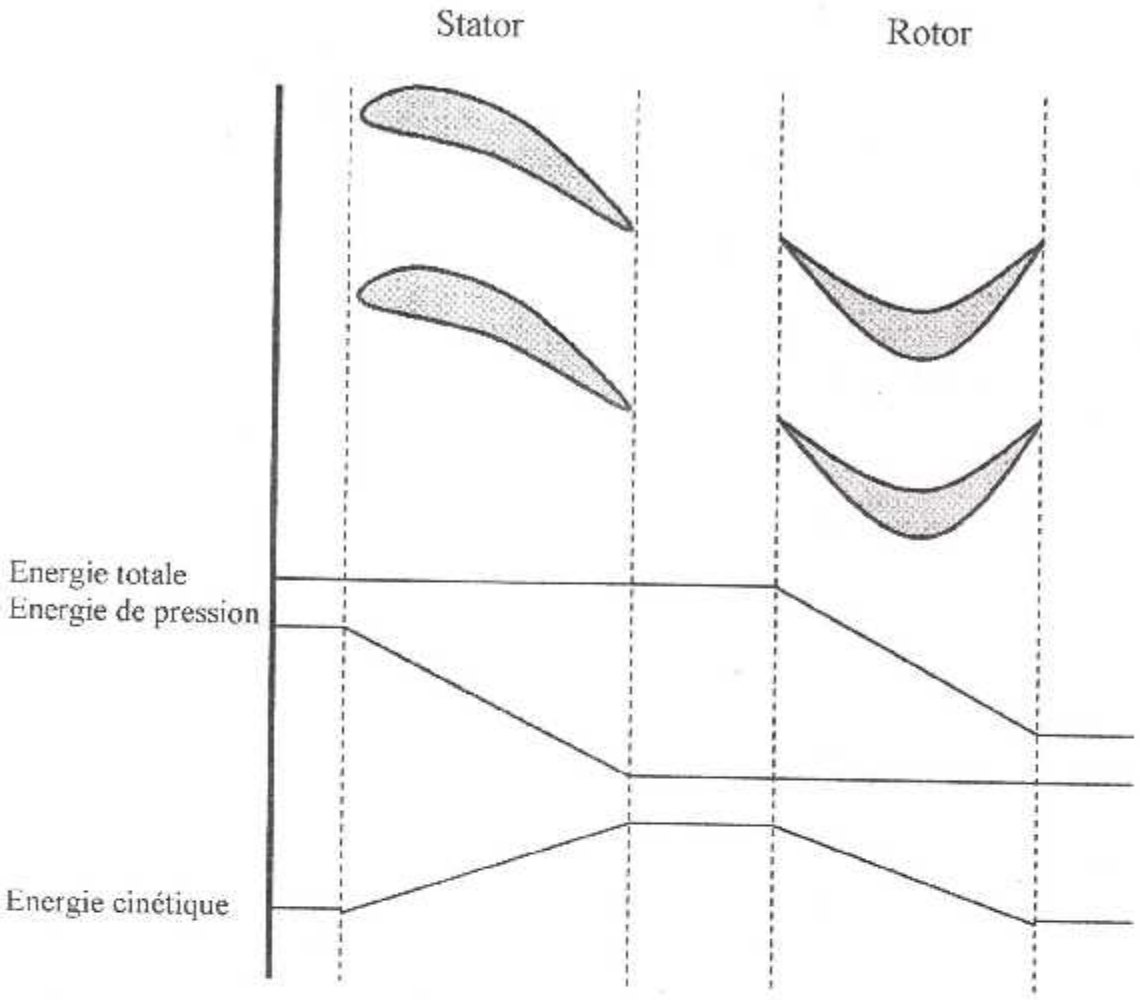


Figure (II-11) Evolution des énergies dans une turbine à action

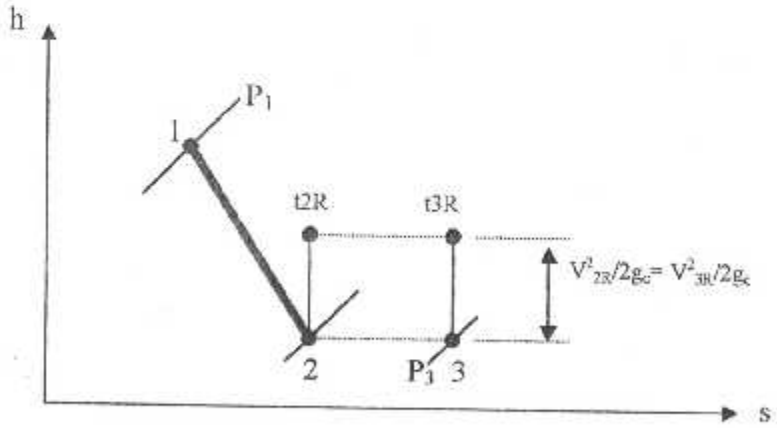


Figure (II-12) Diagramme h-s pour turbine à action.

On considère un écoulement isentropique, alors la condition d'indifférence d'enthalpie entre la station 2 et 3 implique qu'il n'y a pas de changement de pression a travers le rotor. La turbine est alors à impulsion présentant une charge tangentielle croissante.

Il est important de noter qu'ici la réaction est définie par une différence d'enthalpie statique et non pas par une différence de pression. Car il existe une différence de pression de P2 à P3 à travers le rotor, comme le montre la figure (II-12) ce qui nous permet de dire que l'étage n'est pas vraiment impulsif.
Par conséquent un étage à impulsion représentant une différence de pression nulle est représenté sur la figure ci dessous :

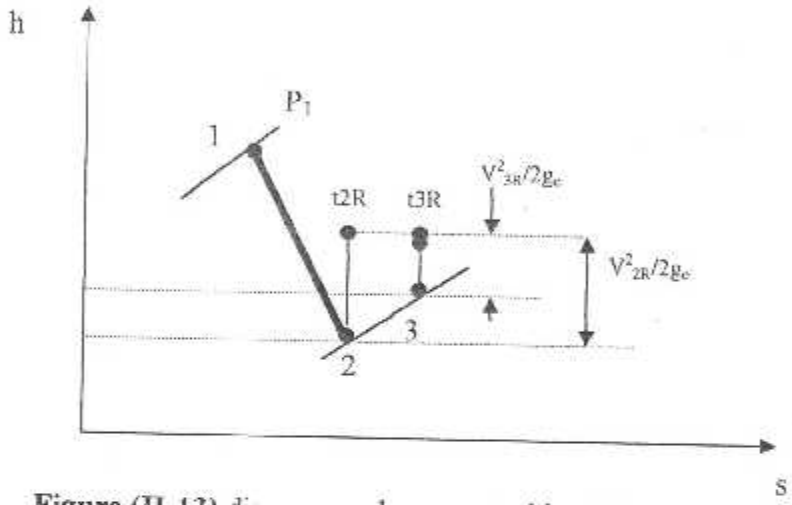


Figure (II-13) diagramme h-s pour turbine à impulsion.

En effet on note une augmentation d'enthalpie de h2 à h3 à travers le rotor, tandis que la vitesse relative décroît. D'autre part le coefficient de charge pour un étage à impulsion à une vitesse axiale constante prend la forme suivante :

$$\psi = 2(\Phi \tan \alpha_2 - 1) = 2\Phi \tan \beta_2 \qquad [2\text{-}21]$$

Un angle α_2 grand, conduit à V_2 et V_{2R} grandes, ce qui mène à de grandes pertes dans l'étage. Donc, dans le cas usuel α_2 est limité à une valeur ne dépassant pas les 70°.

Si $\alpha_3=0$:

$$\tan \alpha_2 = 2\, \omega r/u_2 \qquad \text{et} \qquad \psi = 2.$$

Ce qui fait que la vitesse tangentielle du rotor ωr sera proportionnelle à la racine carrée de la chute d'enthalpie $\sqrt{\Delta h}$.
Cependant si la vitesse résultante de l'aube est élevée, on doit avoir une turbine à plusieurs étages correspondant à des chutes modérées dans chaque étage.

- **Turbine à réaction :**

Dans une turbine à réaction l'énergie de pression perdue se trouve repartie entre le stator et le rotor.
Donc à ce moment on aura une partie qui se transforme en énergie cinétique et une autre en énergie de pression dans la roue.
Ceci va se présenter sur la forme des courants de passage par une convergence dans le stator et dans le rotor aussi.

Si l'énergie récupérée dans la roue correspond à la moitié de celle de l'étage, le degrés de réaction aura la valeur de $°R_t=0.5$ d'où le diagramme de vitesse correspondant est représenté dans la figure (II-14).

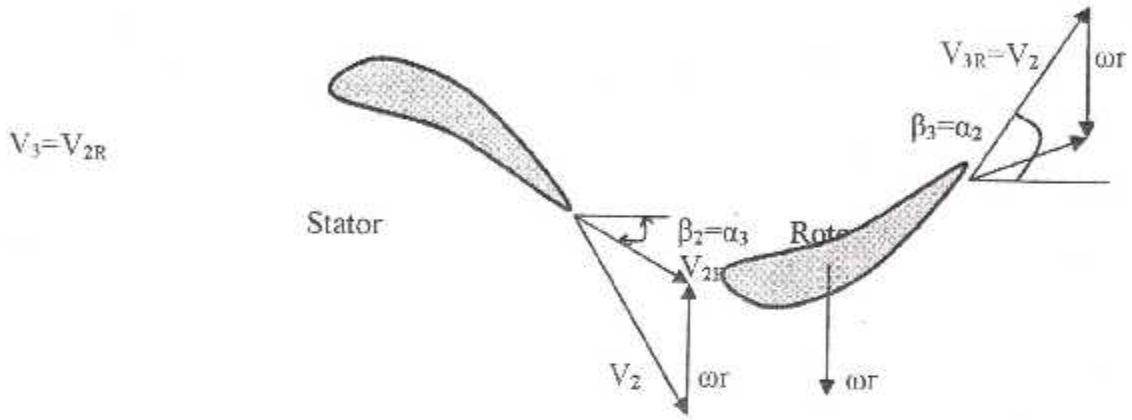


Figure (II-14) diagramme des vitesses pour turbine à réaction.

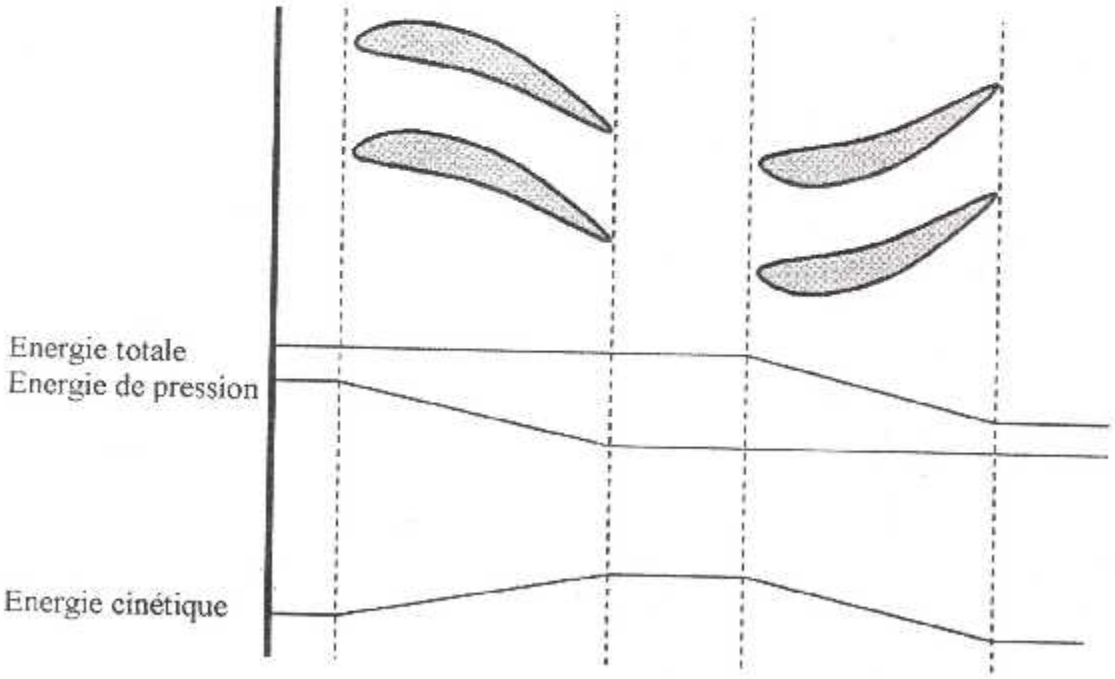


Figure (II-15) Evolution des énergies dans une turbine à réaction.

Alors $\beta_3=\alpha_2$, $\beta_2=\alpha_3$ et $\tan\beta_3-\tan\beta_2=\tan\alpha_2-\tan\alpha_3=\omega r/u_2=1/\Phi$.

Pour une vitesse axiale constante, le coefficient de charge est :

$$\psi=\frac{\Delta v}{\omega r}=2\Phi\tan\alpha_2-1=2\Phi\tan\beta_3-1 \qquad [2\text{-}22]$$

Aussi α_2 doit être élevée mais toujours inférieur à 70°.

Pour $\alpha_3=0$, $\tan\beta_3=\tan\alpha_2=\omega r/u$, $\beta_2=0$ $\psi=1$. [3-23]

Ainsi pour le même ωr et $v_3=0$, le travail par unité de masse pour la turbine à action est le double que celui de la turbine à réaction.

- **Cas général, zéro tourbillonnement (vitesse axiale constante)**

Si les tourbillonnements à la sortie sont nuls, alors $\alpha_3=0$, v3=0 et $\tan\beta_3=\omega r/u$.

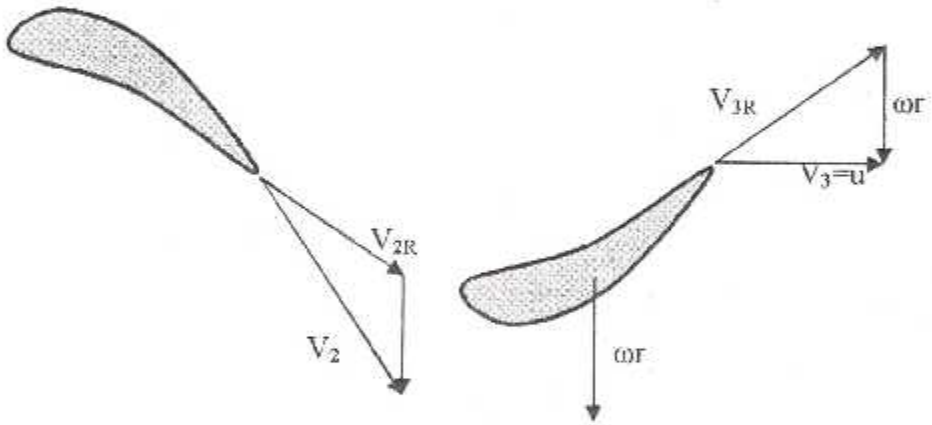


Figure (II-16) Turbine zéro tourbillonnement.

Le degré de réaction sera alors :

$$^{\circ}R=1-\frac{v_2}{2\omega r}=1-\frac{\psi}{2} \qquad [2\text{-}24]$$

L'équation peut être réécrite comme suit :

$$\psi=2(1-{}^{\circ}R) \qquad [2\text{-}25]$$

Une grande charge de l'étage donne un faible degré de réaction.

Dans les moteurs d'avion, le poids du moteur et les performances doivent s'équilibrer. Le poids peut être réduit en augmentant la charge de l'étage (réduire le nombre d'étages turbine), ce qui entraîne logiquement une perte dans le rendement de l'étage.

II/ 11. Critère de Zweifel :

Zweifel a défini un coefficient de force tangentiel comme le rapport de la force exercée sur le profil sur la force tangentielle maximale $F_{t\,max}$.
Il faut qu'il y ait assez de profils dans chaque station de telle sorte à ce que la somme des forces tangentielles dans chacun soit égale à la différence des efforts tangentiels du fluide.
Et $F_{t\,max}$ est obtenue quand :

1-La pression de l'intrados est maintenue à la pression totale d'entrée et baisse jusqu'à la pression statique sortie au bord de fuite.

2-La pression à l'extrados baisse jusqu'à la pression statique sortie au bord d'attaque et reste égale à cette valeur.

Ainsi la force tangentielle maximale est $F_{t\,max} = (P_{ti} - P_e)\, C_x$, où C_x est la corde axiale de l'aube.

Pour un écoulement réversible et un fluide incompressible $F_{t\,max}$ peut être écrite comme suit :

$$F_{t,max} = \frac{\rho V_e^2 C_x}{2} = \frac{\rho u_e^2 C_x}{2.\cos^2\alpha_e} \qquad [2\text{-}26]$$

Le coefficient de force tangentielle de Zweifel est défini comme suit :

$$Z \equiv \frac{F_t}{F_{t,max}} \qquad [2\text{-}27]$$

Avec la force tangentielle par unité de profondeur des aubes espacées d'une distance s est :

$$F_t = \rho..u_i.s.(v_i + v_e) = \rho.u_i^2.s\left(\tan\alpha_i + \frac{u_e}{u_i}\tan\alpha_e\right) \qquad [2\text{-}28]$$

À partir de ces équations l'expression de Z pour un profil devient :

Pour le stator :

$$Z_s = \frac{2s}{C_x}(\cos^2\alpha_2)\left(\tan\alpha_1 + \frac{u_2}{u_1}\tan\alpha_2\right)\left(\frac{u_1}{u_2}\right)^2 \qquad [2\text{-}29a]$$

De même que pour le rotor, on écrit :

$$Z_r = \frac{2s}{C_x}(\cos^2\beta_3)\left(\tan\beta_2 + \frac{u_e}{u_i}\tan\beta_3\right)\left(\frac{u_2}{u_3}\right)^2 \qquad [2\text{-}29b]$$

Puisque la pression à l'extrados peut être inférieure à la pression statique sortie en avant de l'aube, les Z atteignent des valeurs proches de l'unité.
En utilisant l'équation [2-29], on représente les variations des angles relatifs du rotor β_2 et β_3 pour des valeurs constantes de ZsC_x/s dans la figure (II-17).

Une grande valeur de β_2 et un degré de réaction égale à zéro (charge de l'étage ψ élevée) donne une valeur élevée de ZsC_x/s et nécessite une grande solidité ;
(σ = c/s = $(C_x/s)/\cos\theta$).

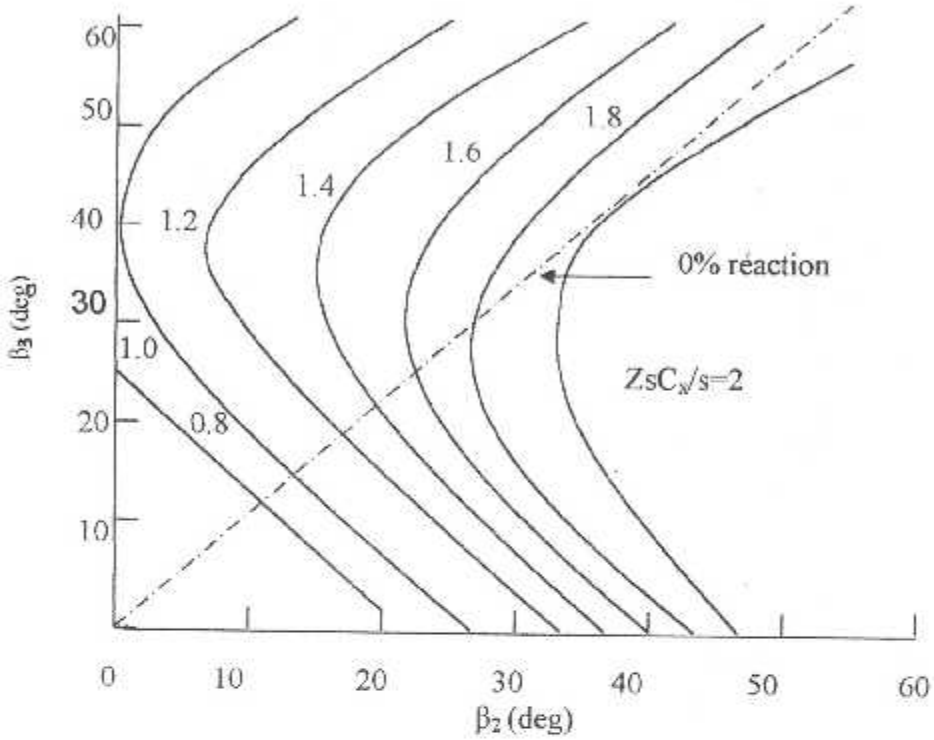


Figure (II-17) Z C_x/s rotor en fonction de β_2 et β_3.

Une grande solidité et un grand β_3 et zéro réaction, cela peut conduire à de grandes pertes de pression totale.

α_3 =0 (zéro tourbillonnements) , et un degré de réaction 0.5 (ψ=0) correspond à β_{2-0}, la solidité nécessaire est faible et les pertes de pression totale sont faibles. Ainsi les constructeurs des turbines pour réacteurs doivent trouver un compromis entre le nombre d'étages (charge de l'étage) et le rendement turbine (pertes de pression totale).

II/ 12. Variations radiales :

Puisque le débit d'air par unité de surface [qui est $\dot{m}/A= P_t/(MFP\ \sqrt{T_t}\ )$] est élevé dans les turbines que dans les compresseurs, alors les profiles pour les turbines sont plus courts.

Le résultat est qu'il y a une petite variation radiale pour les propriétés aérodynamique au niveau du tip et du hub, excepté pour quelques derniers étages des turbines basse pression.

Généralement les aubes turbine sont conçues de telle façon à ce que, le degré de réaction varie de presque zéro au hub à environ 0.4 au tip.

- Si la distribution aérodynamique utilise le free vortex, la vitesse par rapport au rayon est donné par :

$$v = v_m \frac{r_m}{r} \qquad [2\text{-}30]$$

Pour une vitesse axiale constante ($u_1=u_2$) le degré de réaction à un rayon quelconque en terme de degré de réaction au mean s'écrit comme suit :

$$^{\circ}R = 1 - (1 - {}^{\circ}R_{tm})\left(\frac{r_m}{r}\right)^2 \qquad [2\text{-}31]$$

A cause de la variation radiale, le degré de réaction est inférieur au hub, d'où le coefficient de force tangentielle du rotor Z_r, en même temps que C_x/s prennent une valeur maximale au hub.
Bien que l'espacement aube vari directement avec le rayon, Z_rC_x/s est plus grand au hub et décroît avec la diminution du rayon.

Ainsi la valeur de Z_rC_x/s au hub du rotor détermine l'espacement et le nombre d'aubes rotor. Pour le stator Z_sC_x/s devient plus grand au tip, et sa valeur détermine l'espacement et le nombre d'aubes stator.

II/ 13. Dimensions axiales et sections du passage de l'écoulement :

a. *Section annulaire :*

D'une façon générale la section de passage est exprimée en fonction des rayons comme suit :

$$A_i = \pi\,(r_t^2 - r_h^2)$$

$$A_i = \pi r_h^2 \left[\left(\frac{r_t}{r_h}\right)^2 - 1\right]$$

(Sachant que $r_m = r_h + r_t/2$)

Le rapport r_t/r_h est compris dans le domaine : **$1.2 < r_t/r_h < 1.4$**, pour le rotor et le stator.

Aussi la section annulaire à n'importe quelle station de l'étage turbine dépend des propriétés de l'écoulement (T_t, P_t, nombre de Mach et les angles d'écoulement), du rayon moyen et du débit masse.
L'équation [2-32] est utilisée pour le calcul de la section d'écoulement à la station i :

$$A_i = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{ti}}}{P_{ti}(\cos\alpha_i)MFP(M_i)} \qquad [2\text{-}32]$$

b. *Dimensions axiales et nombre d'aubes :*

La figure (II-19) montre les différentes parties d'un étage turbine qui nous permettent d'estimer sa longueur axiale.

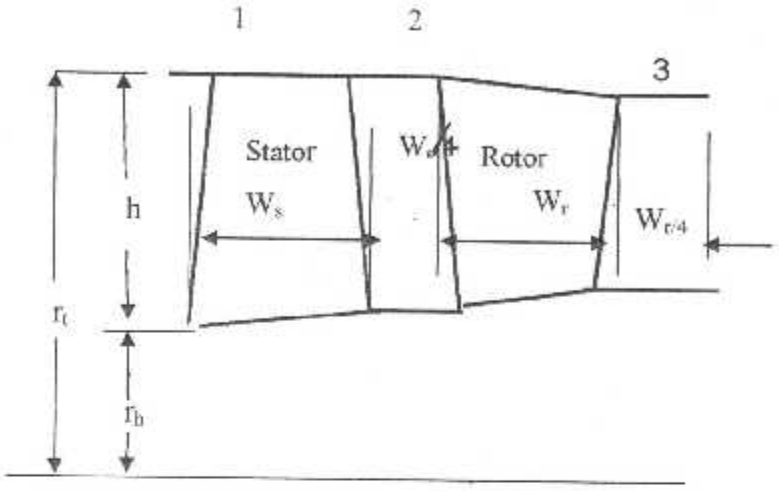


Figure (II-18) Dimensions axiales d'un étage de turbine.

Avec :

$$h = r_t - r_h$$

$$W_s = \frac{h_1 + h_2}{2}\left(\frac{c}{h}\right)_s \cos\theta_{st}$$

$$W_r = \frac{h_2 + h_3}{2}\left(\frac{c}{h}\right)_r \cos\theta_{rt}$$

Le rapport corde/hauteur (c/h) vari dans la marge suivante : **0.3 < c/h < 1.0**.

On calcul les largeurs axiales des aubes Ws et Wr de l'étage, l'espace de part et d'autre Ws/4 et Wr/4, et le nombre d'aubes en utilisant le coefficient de force tangentielles Z et le rapport c/h, pour le stator et le rotor.

L'angle de fléchissement θ de l'aube dépend de la forme de la ligne de cambrure et des angles du profile γ_i et γ_e. Il est donné généralement par :

$$\theta = (\gamma_i - \gamma_e)/2.$$

Pour une corde constante, la corde axiale est plus grande quand l'angle de fléchissement θ est proche de zéro, ce qui se produit normalement au tip du stator et au hub du rotor.

Avec l'estimation : l'angle d'incidence est petit et peut être considéré égale à zéro, alors $\gamma_i = \alpha_i$

L'angle de sortie γ_e peut être obtenu en utilisant l'équation $\delta_t = (\gamma_i - \gamma_e)/8\sqrt{\sigma}$ cependant celle ci nécessite la connaissance de la solidité (σ=c/s).

Pour des conditions d'écoulement connues (α_1, α_2 , u_2/u_1 , α_3 et u_3/u_2) et des coefficients de force tangentielles Z_s et Z_r donnés , les équations [2-29a] et [2-29b] donnerons le rapport corde axiale /espacement (Cx/s) nécessaire pour le stator et le rotor , respectivement.
On a besoin d'une valeur initiale de la solidité σ pour obtenir l'angle de fléchissement θ.

Après que les solidités sont déterminées pour le hub, mean et le tip , on peut trouver le coefficient de force tangentielle désiré , le nombre d'aubes nécessaires , le rapport corde/hauteur (c/h) , la circonférence et l'espacement des aubes pour chaque rayon.

II/ 14. Contraintes dans la turbine :

En raison de l'importance du travail demandé et des conditions particulières difficiles dans lesquelles le travail est récupéré, la réalisation de la turbine demande un soin particulier, et doit tenir compte des différentes contraintes auxquelles elle est soumise, qui sont : mécaniques, thermiques et chimiques.

a. Contraintes mécaniques :

-force centrifuge : agissant sur les pieds des aubes du rotor et elle considérables.
Exemple : pour une seule aube pesant 150g et dont le centre de gravité est à 0.4 m de l'axe de rotation, la force centrifuge est de l'ordre de 10 à 12 t/mn.

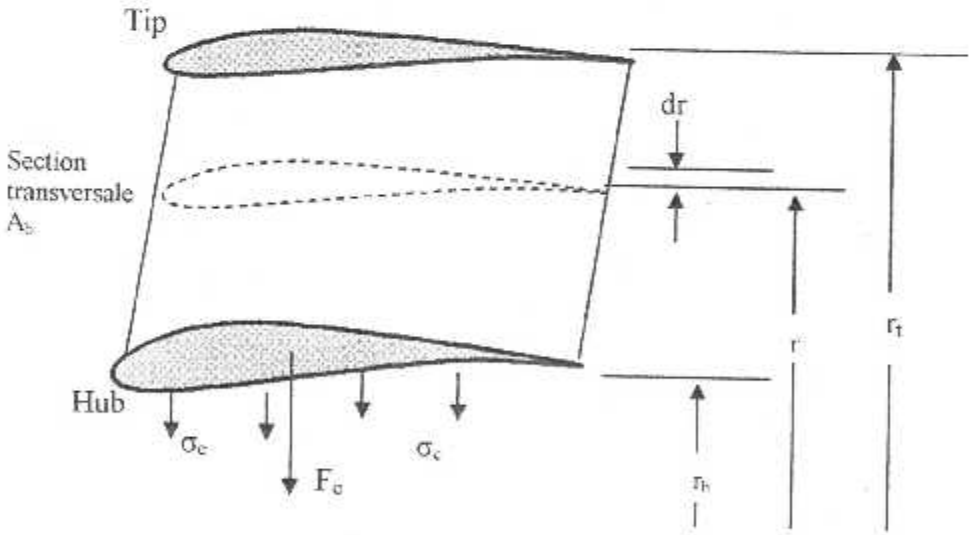


Figure (II-19) Contraintes centrifuges

Si on considère la force dans une section transversale d'une aube, la force centrifuge agissant sur la section A_b

$$F_c=\int_{rh}^{rt}\rho\omega^2 A_b r dr \qquad [2\text{-}33]$$

Donc la principale contrainte est :

$$\sigma_c=\frac{F_c}{A_h}=\rho\omega^2\int_{rh}^{rt}\frac{A_b}{A_h}r dr \qquad [2\text{-}34]$$

Généralement la section transversale de l'aube diminue avec la diminution du rayon, ce qui et selon l'équation [2-34] cause la réduction de σ_c.

Si la variation est linéaire, on peut écrire :

$$\frac{A_b}{A_h}=1-\left(1-\frac{A_t}{A_h}\right)\left(\frac{r-r_h}{r_t-r_h}\right) \qquad [2\text{-}35]$$

Et l'équation [2-34] devient :

$$\sigma_c=\rho\omega^2\left[\frac{A}{2\pi}-\left(1-\frac{A_t}{A_h}\right)\int_{rh}^{rt}\left(\frac{r-r_h}{r_t-r_h}\right)r dr\right] \qquad [2\text{-}36]$$

Si A est la section de passage qui est $\pi(r_t^2-r_h^2)$, l'intégration de l'équation [2-36] donne :

$$\sigma_c=\frac{\rho\omega^2 A}{4\pi}\left[2-\frac{2}{3}\left(1-\frac{A_t}{A_h}\right)\left(1+\frac{1}{1+r_h/r_t}\right)\right] \qquad [2\text{-}37]$$

Cette équation a une limite supérieure (correspondant à $r_h/r_t=1$) :

$$\sigma_c=\frac{\rho\omega^2 A}{4\pi}\left(1+\frac{A_t}{A_h}\right) \qquad [2\text{-}38]$$

Cette équation nous révèle la caractéristique de base qui est que σ_c est proportionnel à $\rho\omega^2 A$. Elle montre aussi que la forme fuselée peut réduire la contrainte pour un profil droit (ie : $A_t=A_h$) par la moitié (ie $A_t=0$).
Dans l'industrie on utilise AN^2 plutôt que $\rho\omega^2 A$ car c'est plus facile à calculer et à utiliser. On note que :

$$AN^2=A\omega^2\left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \qquad [2\text{-}39]$$

En utilisant l'équation [2-39] , [2-38]devient :

$$\frac{\sigma_c}{\rho}=AN^2\frac{\pi}{3600}\left(1+\frac{A_t}{A_h}\right) \qquad [2\text{-}40]$$

Pour une valeur fixée de AN^2 , l'équation [3-40] montre la possibilité de réduire la contrainte centrifuge en utilisant des matériaux plus légers (comme le titanium qui a une densité de 4600 kg/m^3) au lieu de matériaux lourd (qui ont une densité d'à peut près 8200 kg/m^3).

- ***l'action des gaz :***

L'action des gaz engendre des efforts de flexion élevés sur les aubes en raison de l'importance du travail récupéré ainsi que des efforts de torsion, à cause de la variation de degré de réaction du pied au sommet, il convient d'ajouter à ces efforts, les vibrations provoquées par la différence de vitesse et de pression de l'écoulement qui n'est pas rigoureusement continue et par l'effet de masque joué par les aubes du stator.

b. <u>Contraintes thermiques :</u>

La température devant la turbine étant un facteur prépondérant du rendement du réacteur, sera élevée, les températures sont actuellement de l'ordre de 1200°C à environ 1400°C suivant les techniques employées.
L'arrivée d'air de dilution à la sortie de la chambre de combustion et les circuits de ventilation interne amenant une répartition non uniforme des températures le long des aubes, la température à la base des aubes est plus faible, ce qui limite les contraintes aux points de fixation sur le disque, ceux ci étant déjà soumis à des efforts centrifuges importants.

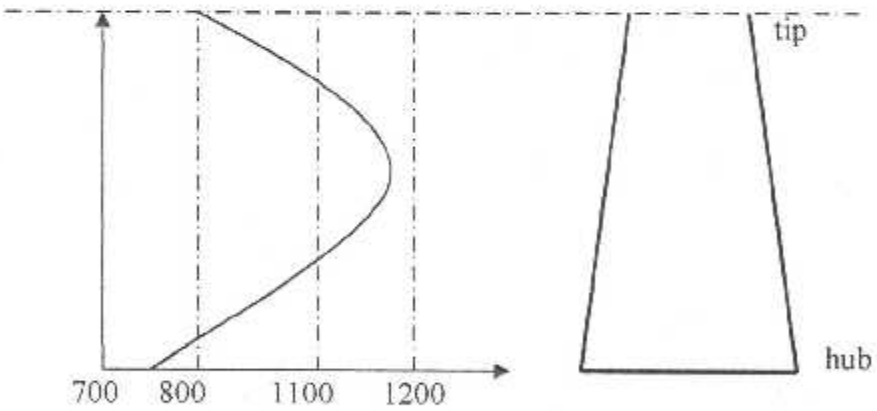


Figure (II-20) Répartition de la température le long de l'aube.

La température à l'extrémité des aubes sera également plus faible, la température la plus élevée et située aux environ des 2/3 de la hauteur des aubes.
Cette inégalité est intéressante pour ménager le pied et le sommet de chaque aube mais elle engendre des contraintes mécaniques internes.

Les variations rapides de température que supportent les turbines, notamment aux démarrages, décollages et arrêts, sont très pénalisantes.
Il est d'ailleurs recommandé pour limiter ces contraintes, de laisser fonctionner le réacteur au ralenti une minute environ avant de l'arrêter.

- Contraintes thermiques du disque :

Pour un disque d'une épaisseur constante et une distribution de température que dépend seulement du rayon [T=T(r)], o, peut voir que contrainte radiale est :

$$\sigma_{tr}=\alpha E\left[\frac{1}{r_h^2}\int_0^{rh}T(r)dr-\frac{1}{r^2}\int_0^{r}T(r)dr\right] \qquad [2\text{-}41]$$

Où α est le coefficient de dilatation thermique linéaire et E est le module d'élasticité, et la contrainte tangentielle est :

$$\sigma_{t\theta}=\alpha E\left[\frac{1}{r_h^2}\int_0^{rh}T(r)dr-\frac{1}{r^2}\int_0^{r}T(r)dr-T\right] \qquad [2\text{-}42]$$

Si la température est constante la contrainte tangentielle et radiale sont égales à zéro. Dans le cas ou la distribution de la température est linéaire : $T=T_0+\Delta T(r/r_h)$ pour la quelle l'équation [2-41] devient :

$$\sigma_{tr}=\frac{\alpha E\Delta T}{3}\left(1-\frac{r}{r_h}\right) \qquad [2\text{-}43]$$

Et l'équation [2-42] devient :

$$\sigma_{t\theta}=\frac{\alpha E\Delta T}{3}\left(1-2\frac{r}{r_h}\right) \qquad [2\text{-}44]$$

Les deux contraintes atteignent un maximum de $\alpha E\ \Delta T/3$ pour $r=0$.

c. **Contraintes chimiques :**

Les réactions chimiques (oxydations et attaques par les résidus de combustion) sont favorisées par l'élévation de la température.
Or, les carburants, malgré le soin apporté à leur raffinage, contiennent un certain pourcentage d'impuretés comme le souffre et le phosphore qui, en se combinant à haute température avec le métal constituant les aubes donnent naissance à des produits de moindre résistance, c'est ce explique que certains métaux purs présentent une excellente résistance mécanique à haute température ne peuvent être utilisés en raison de leur trop grande affinité pour le souffre.

II/ 15. Limitations des turbines :

Ces limitations, constructives et fonctionnelles, sont d'ordre aérodynamique et thermique. Comme pour les compresseurs, afin de conserver de bons rendements, il convient de respecter certains paramètres (charges aérodynamiques et déviations dans les

aubages, vitesses d'écoulement, etc.). En particulier, en sortie d'étage de turbine, le nombre de Mach absolu doit rester inférieur à 0,60 afin de ne pas engendrer des pertes de charge trop importantes en aval.

Par contre, les turbines sont exemptes de phénomènes instables comparables au pompage des compresseurs.

D'un point de vue thermique, tous les constructeurs s'efforcent de repousser continuellement la limite constituée par la température du fluide à l'entrée de la turbine. Il recourent, dans ce but, à des matériaux nouveaux et aux techniques de refroidissement des pales (figure II-21) en mettant en œuvre des solutions qui dépendent de la durée de vie demandée et de la sollicitation mécanique des aubages.

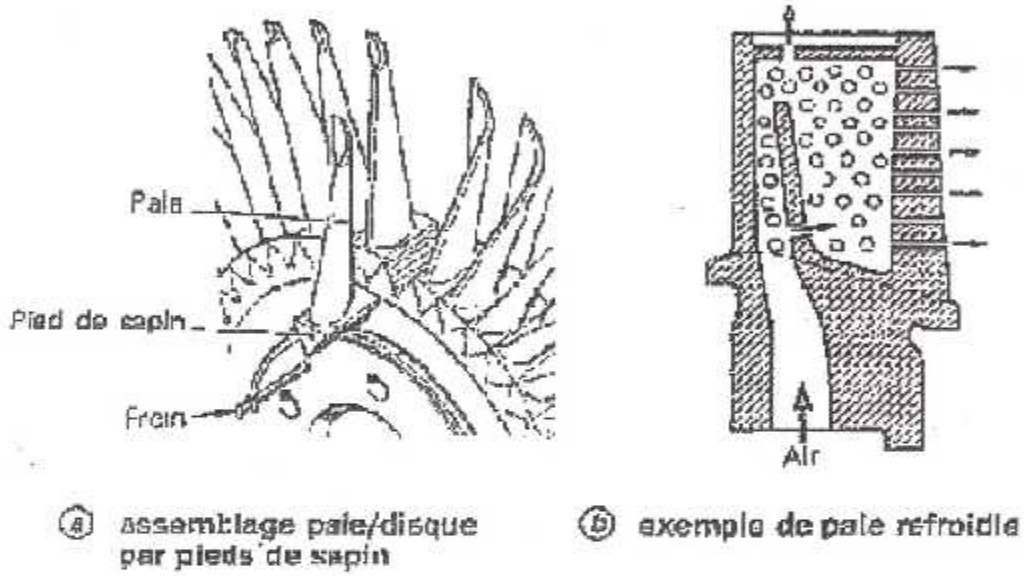


Figure (II-21) Roue de turbine : technologie.

II/16. Construction et matériaux :

Les roues mobiles des turbines axiales sont dites intégrales ou monoblocs lorsque pales et disque ne forment qu'une seule pièce ; elles sont à pales rapportées dans le cas contraire. Les roues monoblocs sont coulées ou usinées à partir des bruts ébauchés. Les pales rapportées, généralement forgées, permettent un choix de matériau différent pour le support. Les fixations sont à pieds de sapin.

La construction monobloc, bien adaptée aux petites dimensions, est plus légère et d'un meilleur prix de revient. Par contre, les pales rapportées sont avantageuses pour la maintenance en facilitant le remplacement de pales endommagées.

Les aubages fixes en axial et centrifuge peuvent être montés en porte à faux, leur extrémité interne laissant un jeu face au tambour, ou à plate-forme et labyrinthes d'étanchéité, ce qui procure un gain de performances, par réduction des fuites parasites.

Les matériaux les plus utilisés sont des alliages à base d'aluminium, de titane ou des aciers. Lorsque les températures sont inférieurs à 180°C environ, on peut employer les alliages légers (gain de masse et de prix de revient), mais bien souvent, les risques d'érosion et d'absorption de corps étranger condamnent l'emploi de ces matériaux qui sont alors remplacés par des aciers ou du titane, si le bilan de masse l'exige.

Jusqu'à des températures de l'ordre de 350 à 400 °C, on peut utiliser les alliages de titane, c'est le cas notamment des rotors centrifuges des machines aéronautiques.

Aux températures plus élevées rencontrées dans les derniers étages de compression, il faut utiliser des alliages réfractaires pénalisés en masse et temps d'usinage.

Chapitre III

conception de la turbine

III/1. L'idée de base :

L'idée de base de notre projet est de réaliser un moteur à réaction en partant d'une roue de compresseur disponible sur les turbo compresseurs de camion, moteur marin et engins dont les diamètres varient de 30 à 150 mm.
Dans le plupart des cas les constructeurs mettent en disponibilité la courbe caractéristique de la roue définissant une marge de débit et de rotation.
Pour garantir le déroulement thermodynamique d'un turbo réacteur il nous a fallut réaliser les éléments correspondant à chaque phase du cycle.
La première partie comprend le compresseur. La deuxième qui est le sujet de notre travail est l'étude et la réalisation d'une turbine axiale qui délivre une puissance équivalente a celle demandée par le compresseur.

Dans ce chapitre on va faire le dimensionnement de la turbine et ceci par l'élaboration d'un programme qui utilisera les équations du chapitre précédent établis à partir de relations empiriques tirés de l'étude faite par PRATT et WHITNEY sur des turboréacteurs à grandes dimensions, il nous a fallut adapter leur méthode dans notre cas pour pouvoir dimensionner notre micro turboréacteur.

III/2. Etude du cycle :

Comme la turbine transforme l'énergie calorifique provenant de la chambre de combustion en énergie mécanique pour créer un travail nécessaire qui permettra au compresseur de tourner et d'aspirer l'air. Alors il est indispensable d'étudier le comportement du turboréacteur et ses performances aux différents régimes. Ce qui va nous permettre de déterminer les caractéristiques des différentes stations et de choisir les paramètres d'entrée des programmes (turbine et compresseur) selon le but qu'on s'est fixé : réaliser un moteur de poussée max aux environ de 100N.

pour ceci un choix à été fait a partir de la courbe caractéristique de la roue du compresseur utilisé en se basant sur le meilleur rendement possible qui nous donnera le débit d'air nécessaire pour un taux de compression donné. Les détails de ce choix sont indiqués avec plus de précisions dans la première partie.

On a élaboré un programme (Annexes 1) qui traite les performances du turboréacteur afin de tirer la poussée et la consommation spécifique convenables à notre moteur. Qui a utilisé les paramètres d'entrée suivants :

P_0, T_0 : pression et température d'entrée, au conditions ambiantes.

T_{max} : température dans la chambre de combustion (entrée turbine), fixée suivant les caractéristiques des matériaux utilisés.

$\dot{m}_a$: à partir de la courbe caractéristique de la roue.

Q_r : pouvoir calorifique, selon le carburant utilisé.

π_c : taux de compression spécifique a la roue du compresseur utilisée.

ρ_d, ρ_c, ρ_b, ρ_t, ρ_n : rendement de chaque composants (diffuseur, compresseur, chambre de combustion, turbine, tuyère) ce sont des valeurs normalisée.

Ceci nous a permis de tracer la courbe suivante :

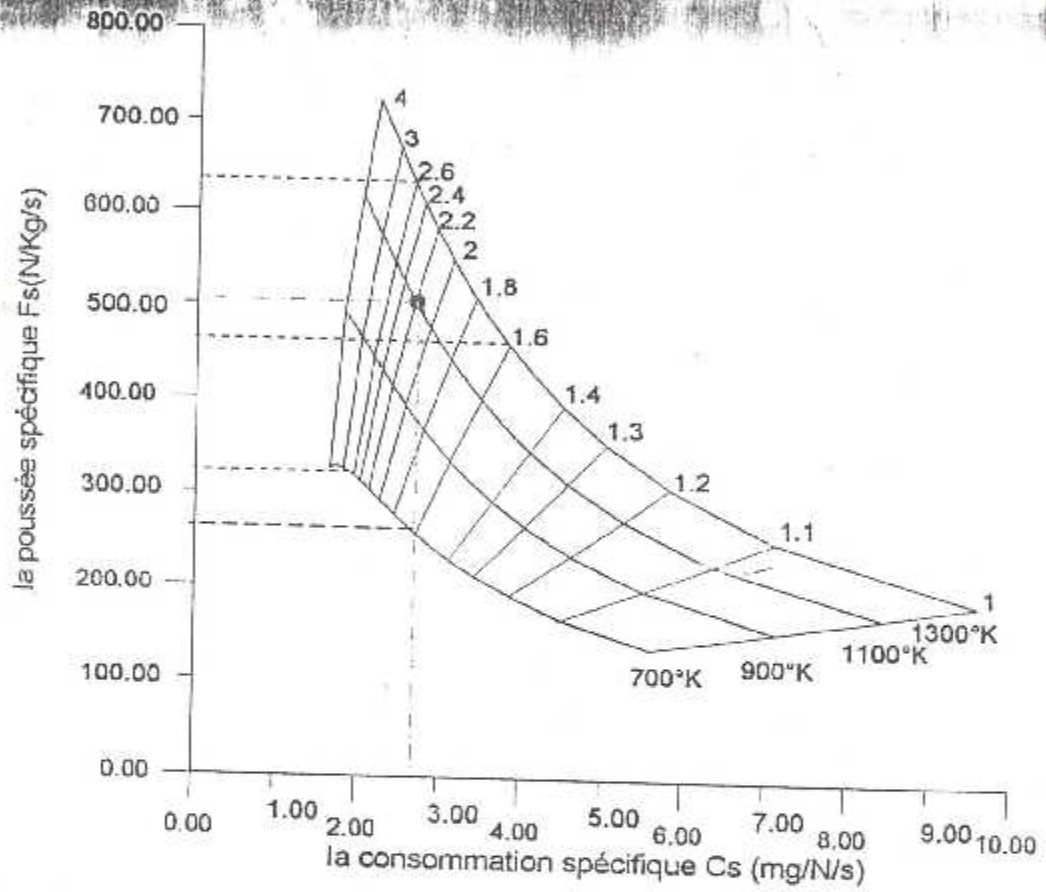
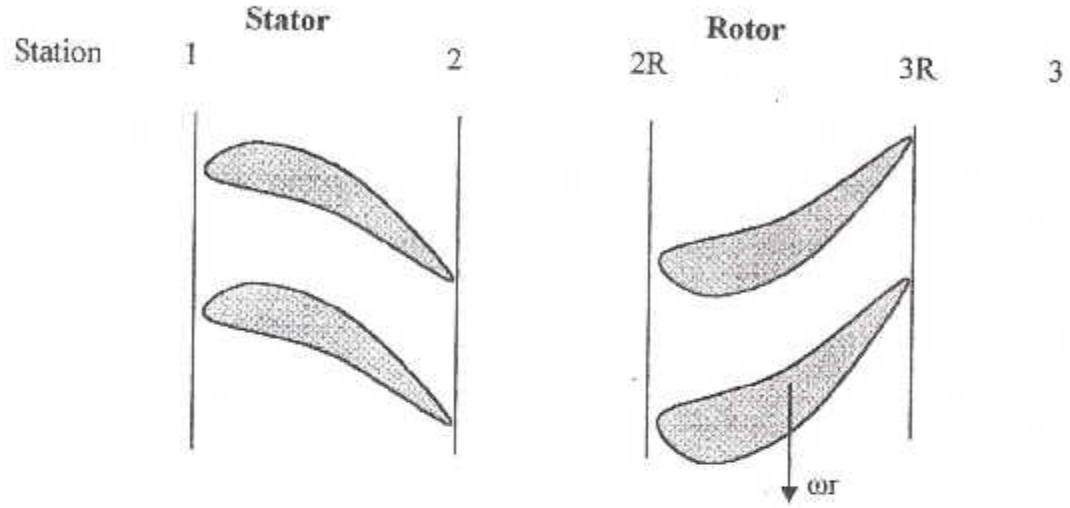


Figure (III-1) La poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique pour différentes températures maximales et différents taux de compression.

Le programme nous a aussi permis de prévoir le comportement du moteur à différents régimes, on a tracé l'allure de ses différentes performances, en variant le nombre de Mach entrée de M=0 à M=1.

Ce programme nécessite d'avoir des données , dont certains ont été obtenus a partir des résultats du turboréacteur ,et du compresseur, d'autres sont tirées des marges élaborées par la méthode utilisée.

Les équations que nous avons utilisées traitent en générale l'écoulement axiale dans la turbine aux différentes stations : (1-2-2R-3R-3).



Pour procéder au calcul, où les données d'entrée sont : M1, M2, T_{t1}, Pt1, Tt3, ωr, α_1 ,α_3 , Cp ,γ et u_3/u_2 .il est nécessaire de connaître les paramètres caractérisants chaque station (températures, pressions et vitesses) avec lesquelles le calcul se fait suivant la méthode utilisée :

- le calcul de la température statique T1 utilise l'équation :

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

Alors

$$T_1 = \frac{Tt_1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2} \qquad [3\text{-}1]$$

- La pression statique :

$$P_1 = P_{t1} \left(\frac{T_1}{T_{t1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \qquad [3\text{-}2]$$

- pour trouver la vitesse à l'entrée on utilise M1 et Tt1 :

$$V1 = M_1 a_1$$

$$V_1 = \sqrt{\frac{2.Cp.T_{t1}}{1+\frac{2}{(\gamma-1)M_1^2}}} \qquad [3\text{-}3]$$

Puisqu'on connaît l'angle d'entrée de l'écoulement α_1, on calcul les composantes axiale et tangentielle de la vitesse u1 et v1 telle que:

$$\begin{cases} u_1 = V_1 . \cos\alpha_1 \\ v_1 = V_1 . \sin\alpha_1 \end{cases} \qquad [3\text{-}4]$$

- La température totale a l'entrée du stator et à la sortie reste constante, donc :

$$Tt_1 = Tt_2$$

Connaissant M2, on calcule les paramètres de la station 2 comme suit :

$$T_2 = \frac{Tt_2}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_2^2} \qquad [3\text{-}5]$$

- La vitesse à la station 2 se calcul comme suit:

$$V_2 = \sqrt{\frac{2.Cp.T_{t2}}{1+\frac{2}{(\gamma-1)M_2^2}}} \qquad [3\text{-}6]$$

- Pour le calcul des composantes axiale et tangentielles de la vitesse V_2, on a besoin de connaître l'angle d'écoulement, telle que :

$$\begin{cases} u_2 = V_2 . \cos\alpha_2 \\ v_2 = V_2 . \sin\alpha_2 \end{cases} \qquad [3\text{-}7]$$

α_2 se calcul a partir de l'équation d'Euler :

On a :

$$v_2 = \frac{Cp\Delta T_t}{\omega r} - v_3$$

$$\sin\alpha_2 = \frac{v_2}{V_2}$$

Alors :

$$Sin\,\alpha_2 = \frac{C_p \Delta T_t}{\omega r V_2} - \frac{v_3}{V_2} \qquad (i)$$

Cependant
$$\frac{v_3}{V_2}=\frac{u_3}{u_2}\cos\alpha_2\tan\alpha_3$$

Ainsi l'équation (i) devient :

$$\sin\alpha_2=\frac{C_p\Delta T_t}{\omega r V_2}-\frac{u_3}{u_2}\cos\alpha_2.\tan\alpha_3 \qquad \text{(ii)}$$

En utilisant le coefficient de charge de l'étage ψ, qui est définit par l'équation (2-5), (ii) est réécrite comme suit :

$$\sin\alpha_2=\psi\frac{\omega r}{V_2}-\frac{u_3}{u_2}\cos\alpha_2.\tan\alpha_3 \qquad [3\text{-}8]$$

En remplaçant V_2 par sa valeur, et cos α_2 par $\sqrt{1-\sin^2\alpha_2}$ on aura l'équation suivante :

$$\sin\alpha_2=\frac{\left(\psi\frac{\omega r}{V_2}\right)-\left(\frac{u_3}{u_2}\tan\alpha_3\right)^2\sqrt{1+\left(\frac{u_3}{u_2}\tan\alpha_3\right)^2-\left(\psi\frac{\omega r}{V_2}\right)^2}}{1+\left(\frac{u_3}{u_2}\tan\alpha_3\right)^2} \qquad [3\text{-}9]$$

- Une équation donnant le nombre de Mach à la station 2R est développée comme suit :

$$M_{2R}=M_2\frac{V_{2R}}{V_2}$$

$$V_{2R}=\sqrt{u_2^2+(v_2-\omega r)^2}$$

Où :

$$V_{2R}=V_2\sqrt{\cos^2\alpha_2+\left(\sin\alpha_2+\frac{\omega r}{V_2}\right)^2} \qquad [3\text{-}10]$$

Ainsi :

$$M_{2R}=M_2\sqrt{\cos^2\alpha_2+\left(\sin\alpha_2-\frac{\omega r}{V_2}\right)^2} \qquad [3\text{-}11]$$

- Ayant fixé auparavant le rapport u_3/u_2 (de l'ordre de 0.9) la vitesse à la station 3 est écrite en terme de paramètres de la station 2 et des angles d'écoulement α_2 et α_3.

$$V_3 = \frac{u_3 \cos\alpha_2}{u_2 \cos\alpha_3} V_2 \qquad [3\text{-}12]$$

Alors

$$\begin{cases} u_3 = V_3 . \cos\alpha_3 \\ v_3 = V_3 . \sin\alpha_3 \end{cases} \qquad [3\text{-}13]$$

- La température à la station 3 se calcule à partir de l'équation suivante :

$$T_3 = T_2 - {}^{\circ}R_t (T_{t1} - T_{t3}) \qquad [3\text{-}14]$$

Où le degré de réaction $^{\circ}R_t$ peut est écrit en terme de données citées précédemment :

$$^{\circ}R_t = \frac{T_2 - T_3}{T_{t2} - T_{t3}}$$

$$^{\circ}R_t = \frac{T_{t2} - T_{t3} - (t_{t2} - T_2) + T_{t3} - T_3}{T_{t2} - T_{t3}}$$

On obtient :

$$^{\circ}R_t = 1 - \frac{1}{2\psi}\left(\frac{V_2}{\omega r}\right)^2 \left[1 - \left(\frac{u_3 \cos\alpha_2}{u_2 \cos\alpha_3}\right)^2\right] \qquad [3\text{-}15]$$

- A la station 3 le nombre de Mach est :

$$M_3 = M_2 \frac{V_3}{V_2} \sqrt{\frac{T_2}{T_3}} \qquad [3\text{-}16]$$

- le nombre de Mach à la station 3R est donné par l'équation:

$$M_{3R} = M_3 \frac{V_{3R}}{V_3}$$

Telle que :

$$V_{3R} = \sqrt{u_3^2 + (v_3 - \omega r)^2}$$

Ou bien :

$$V_{3R} = V_3 \sqrt{\cos^2\alpha_3 + \left(\sin\alpha_3 + \frac{\omega r}{V_3}\right)^2} \qquad [3\text{-}17]$$

Alors :
$$M_{3R}=M_3\sqrt{\cos^2\alpha_3+\left(\sin\alpha_3-\frac{\omega r}{V_3}\right)^2} \qquad [3\text{-}18]$$

- Une équation de la température totale relative du rotor ($Tt_{2R}=Tt_{3R}$) peut être développée en notant :

$$T_3=T_{t3}-\frac{V_3^2}{2Cp}=T_{t3R}-\frac{V_{3R}^2}{2Cp}$$

Alors :
$$T_{t3R}=T_{t3}+\frac{V_{3R}^2-V_3^2}{2\ Cp}$$

Ou bien :

$$T_{t3R}=T_{t3}+\frac{V_3^2}{2C_p}\left[\cos^2\alpha_3+\left(\sin\alpha_3+\frac{\omega r}{V_3}\right)^2-1\right] \qquad [3\text{-}19]$$

- Les composantes axiales et tangentielles de V_2 et V_3, les triangles des vitesses dans la figure (II-2) nous permettent de trouver les angles d'écoulement de sortie comme suit :

$$\beta_2=\tan^{-1}\frac{v_2-\omega r}{u_2} \qquad [3\text{-}20]$$

$$\beta_3=\tan^{-1}\frac{v_3-\omega r}{u_3} \qquad [3\text{-}21]$$

- Vu que l'écoulement dans le stator et le rotor subit des pertes de pression, la méthode utilisée les représente sous forme de coefficients de perte de pression ϕ_{stator} et ϕ_{rotor} qui influent sur l'écoulement.

Alors le calcul des pressions dépend de ces coefficients, telle que :

$$P_{t3}=P_3\left(\frac{T_{t3}}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad ; \quad P_3=P_{t3R}\left(\frac{T_3}{T_{t3R}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_{t3R}=\frac{P_{t2R}}{1+\phi_{t,rotor}\left[1-\left(\frac{T_3}{T_{3R}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right]} \quad ; \quad P_{t2R}=P_2\left(\frac{T_{t2R}}{T_2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_2 = P_{t2}\left(\frac{T_2}{T_{t2}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad ; \quad P_{t2} = \frac{P_{t1}}{1+\phi_{t\,stator}\left[1-\left(\frac{T_2}{T_{t2}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right]}$$

- La connaissance de tous ces paramètres nous permet de définir les performances de la turbine qui sont:

$$\pi_s = \frac{P_{t3}}{P_{t1}} \qquad [3\text{-}22]$$

Et

$$\tau_s = \frac{T_{t3}}{T_{t1}} \qquad [3\text{-}23]$$

Alors le rendement de la turbine est égale à :

$$\eta_t = \frac{1-\tau_s}{1-\pi_s^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \qquad [3\text{-}24]$$

➢ **Géométrie des aubes :**

Pour procéder au calcul de la géométrie on a besoin des données suivantes :

-*Débit d'air* $\dot{m}$: fixé dans la marge de fonctionnement de la roue compresseur ;
-*Rayon moyen* r_m : choisi de telle façon a avoir un rayon qui convient avec celui du compresseur ;
-*Les coefficients Zs, Zr et le rapport c/h* : ce sont des valeurs empiriques qui sont prise dans des marges fixées par le constructeur.

- les paramètres essentiels qui définissent la géométrie de la turbine sont : la section de passage A, la hauteur des aubes et les rayons, déterminés en faisant intervenir le paramètre de débit masse MFP qui se calcule de deux façons :
  -par les tables (annexe 3).
  -par la relation suivante :

$$MFP_i = M_i\sqrt{\frac{\gamma}{R}}\left[\frac{1}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_i^2}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \qquad [3\text{-}25]$$

Le calcul de la section est calculé d'après l'équation (2-32) par :

$$A_i = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{ti}}}{P_{ti}(\cos\alpha_i)MFP(M_i)}$$

Donc la hauteur des aubes est :

$$h_i = \frac{A_i}{2\pi r_m} \qquad [3\text{-}26]$$

On détermine ces paramètres pour les trois stations (1, 2,3) en faisant varier i de 1 à 3.

- L'écoulement a travers les aubes varie de la base au sommet a cause de la variation de la géométrie, chose qui exige la détermination des paramètres aux trois niveaux : tip , mean et hub qui vont nous permettre de déterminer la trajectoire de l'écoulement.

Telle que :

$$\begin{cases} r_t = r_m + \dfrac{h}{2} \\ r_h = r_m - \dfrac{h}{2} \end{cases} \qquad [3\text{-}27]$$

Connaissant r_t et r_h , on détermine les vitesses au hub et au tip aux différentes stations :

$$\begin{cases} v_{hi} = v_i \cdot \dfrac{r_m}{r_h} \\ v_{ti} = v_i \cdot \dfrac{r_m}{r_t} \end{cases} \qquad [3\text{-}28]$$

Qui nous aident a évaluer le vrillage de l'aube de la base au sommet:

$$\begin{cases} \alpha_{hi} = tg^{-1} \dfrac{v_{hi}}{u_i} \\ \alpha_{ti} = tg^{-1} \dfrac{v_{ti}}{u_i} \end{cases} \qquad \begin{cases} \beta_{hi} = tg^{-1} \dfrac{v_{hi} + \omega r}{u_i} \\ \beta_{ti} = tg^{-1} \dfrac{v_{ti} + \omega r}{u_i} \end{cases} \qquad [3\text{-}29]$$

Pour définir la géométrie globale il nous reste à déterminer la forme des profiles d'aubes du stator et du rotor qui fait intervenir les forces appliquées sur l'intrados et l'extrados, qui s'expriment par le critère de Zeiwfel, ce dernier influe sur l'espacement, la solidité, l'angle de renversement et l'angle de calage.

Telle que :

$$Z_s\left(\frac{Cx}{s}\right) = (2\cos^2\alpha_2)\left(\tan\alpha_1 + \frac{u_2}{u_1}\tan\alpha_2\right)\left(\frac{u_1}{u_2}\right)^2 \qquad [3\text{-}30]$$

$$Z_r\left(\frac{Cx}{s}\right) = (2\cos^2\beta_3)\left(\tan\beta_2 + \frac{u_e}{u_i}\tan\beta_3\right)\left(\frac{u_2}{u_3}\right)^2 \qquad [3\text{-}31]$$

Après avoir tiré le rapport Cx/s des équations ci-dessus, on procède au calcul des angles de construction des profiles pour le stator et le rotor à chaque niveau, d'une manière itérative en fixant une valeur initiale de σ et en considérant l'incidence à l'entrée nulle:

$$\begin{cases} \gamma_2 = \dfrac{\gamma_1 + 8\sqrt{\sigma}.\alpha_2}{8\sqrt{\sigma} - 1} \\ \theta = \dfrac{\gamma_2 - \gamma_1}{2} \\ \sigma = \dfrac{(Cx/s)}{\cos\theta} \end{cases} \qquad [3\text{-}32]$$

Ainsi on définit l'espacement, la corde axiale et le nombre d'aubes de la turbine comme suit:

- ***Espacement :***

$$s = \frac{c}{\sigma} \qquad [3\text{-}33]$$

Telle que :

- Pour le stator : $c = \dfrac{c}{h}.\dfrac{h_1 + h_2}{2}$
- Pour le rotor : $c = \dfrac{c}{h}.\dfrac{h_2 + h_3}{2}$

Où c/h est un rapport choisi.

- ***Corde axiale :***

$$Cx = c.\cos\theta \qquad [3\text{-}34]$$

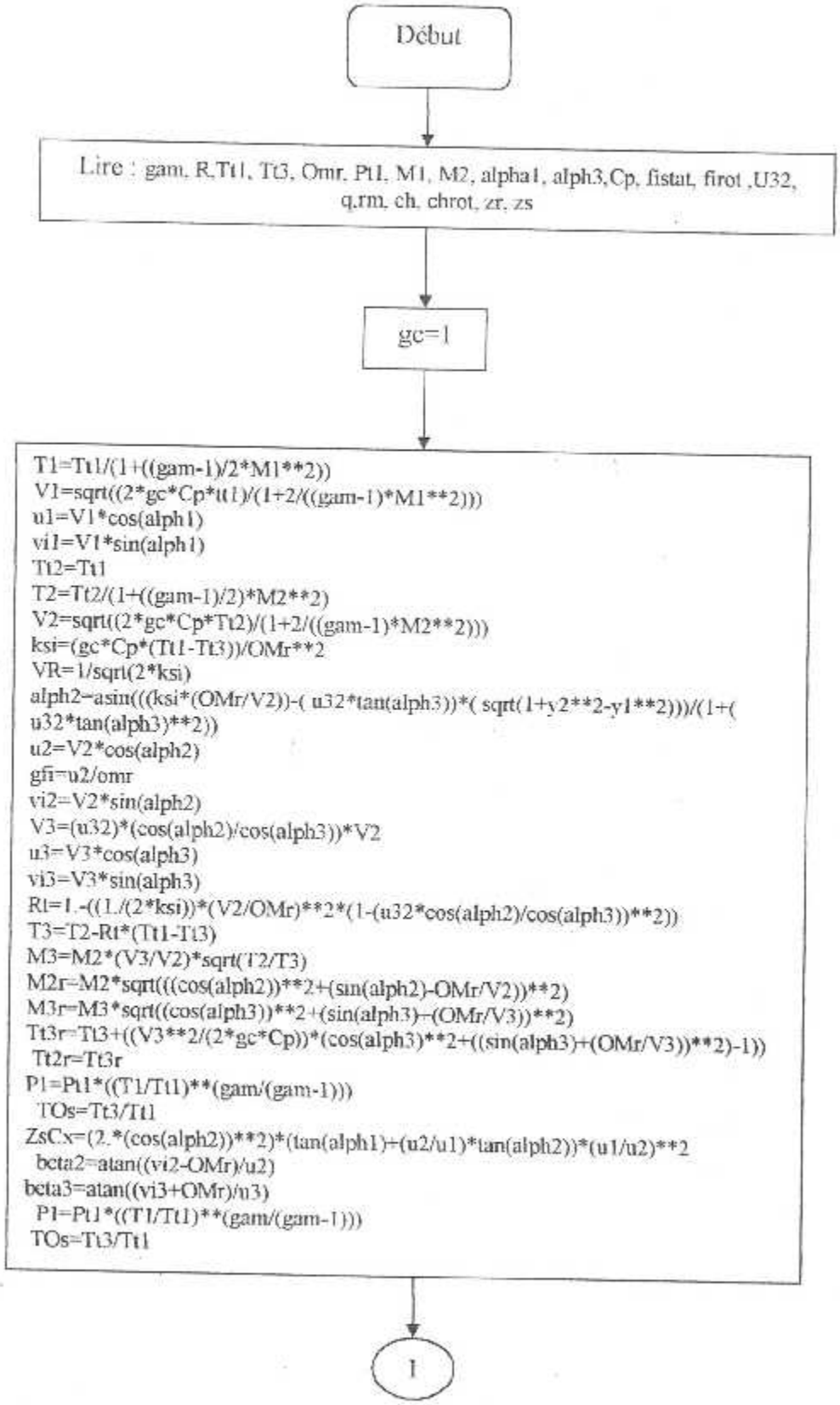
- ***Nombre d'aubes :***

$$n = \frac{2.\pi.r}{s} \qquad [3\text{-}35]$$

Les équations développées précédemment nous aident à élaborer un programme « TURBINE . FOR » écrit en langage FORTRAN 90 qui est déroulé pour des valeurs à l'entrée et des choix géométriques. Les résultats sont étudiés et vérifiés pour les meilleurs conditions et choix de conception adéquate à notre moteur point de vue réalisation, contraintes thermique, mécanique et géométriques.

L'organigramme de ce programme est présenté comme suit :

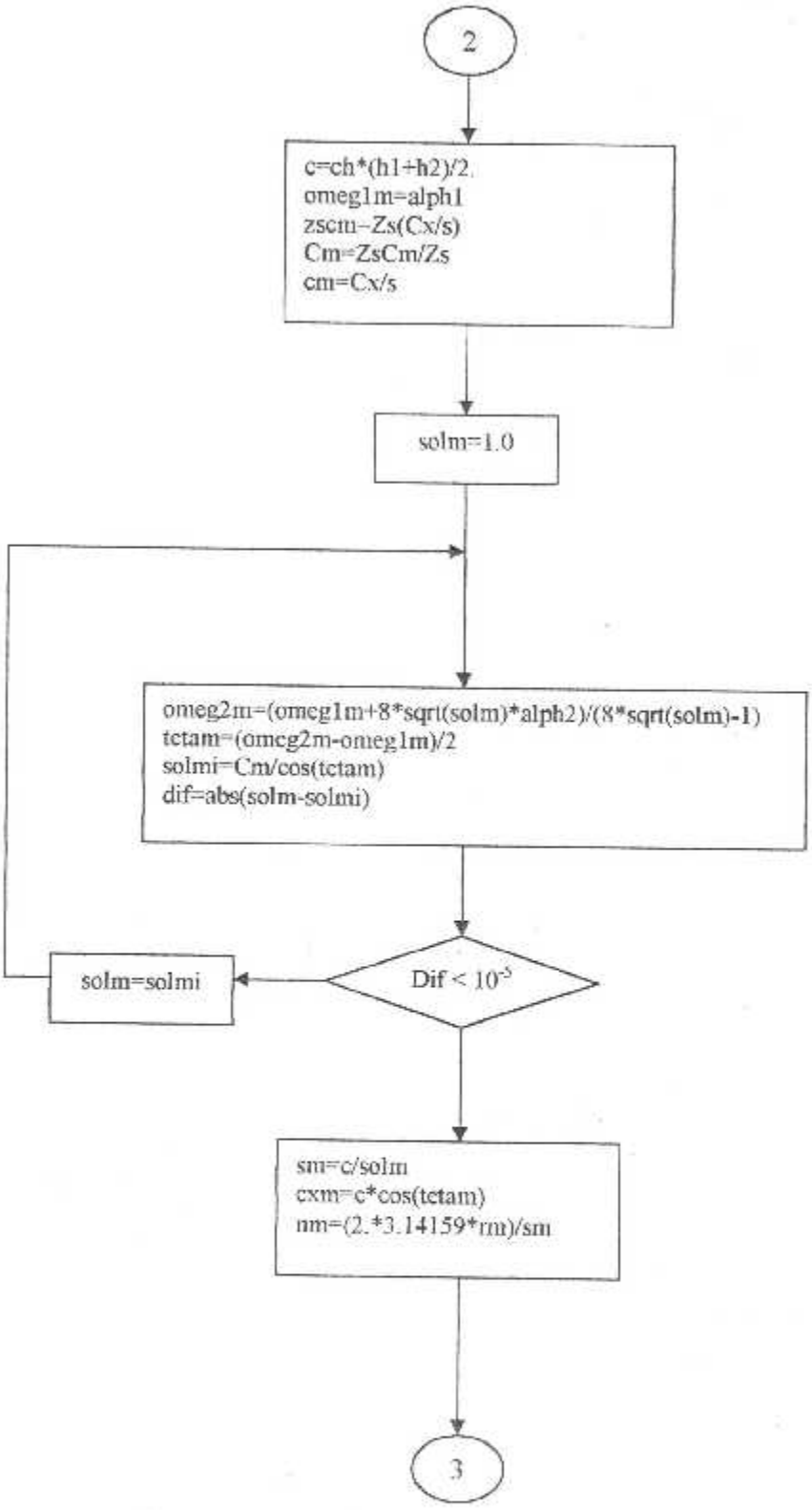
Organigramme :

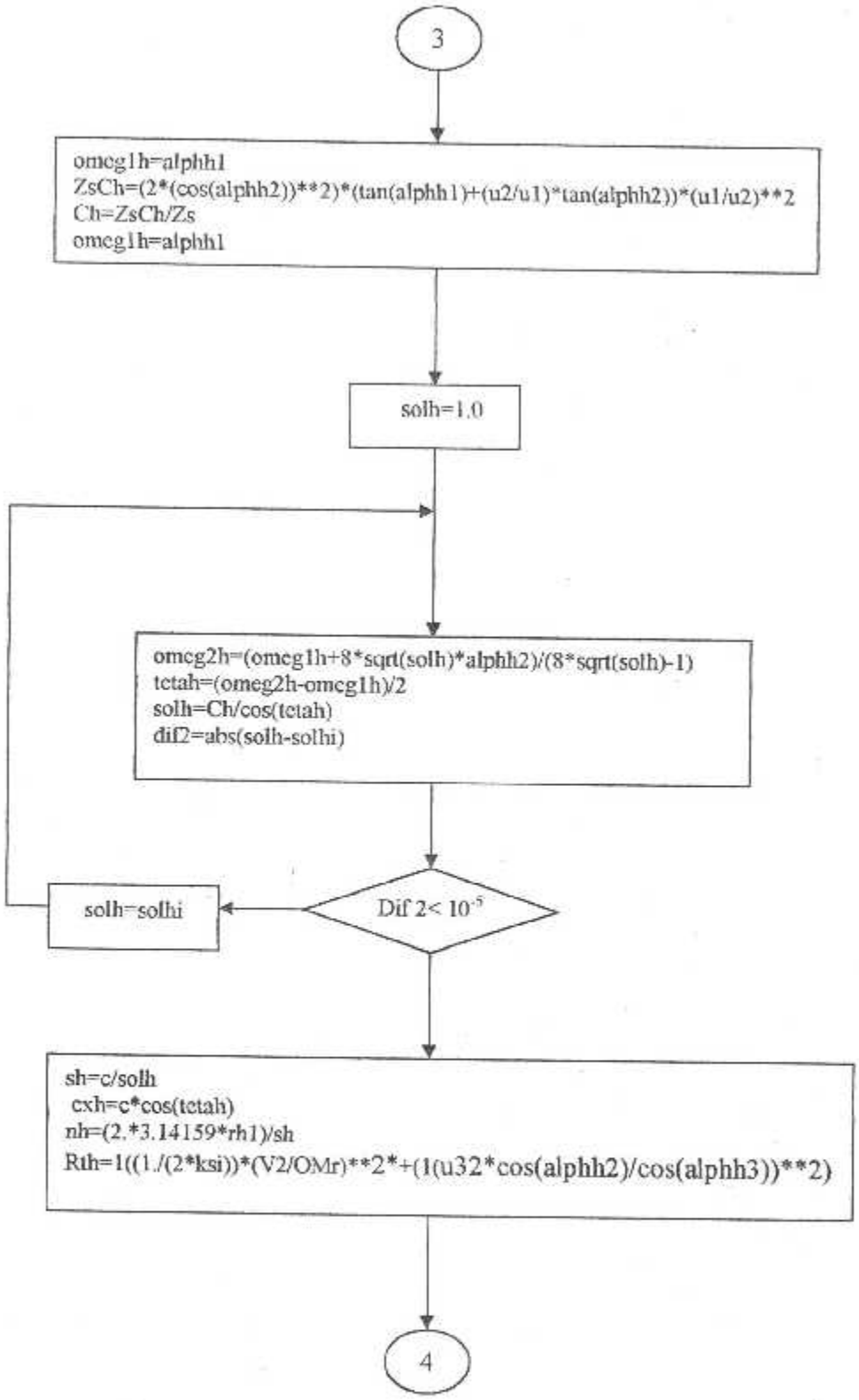


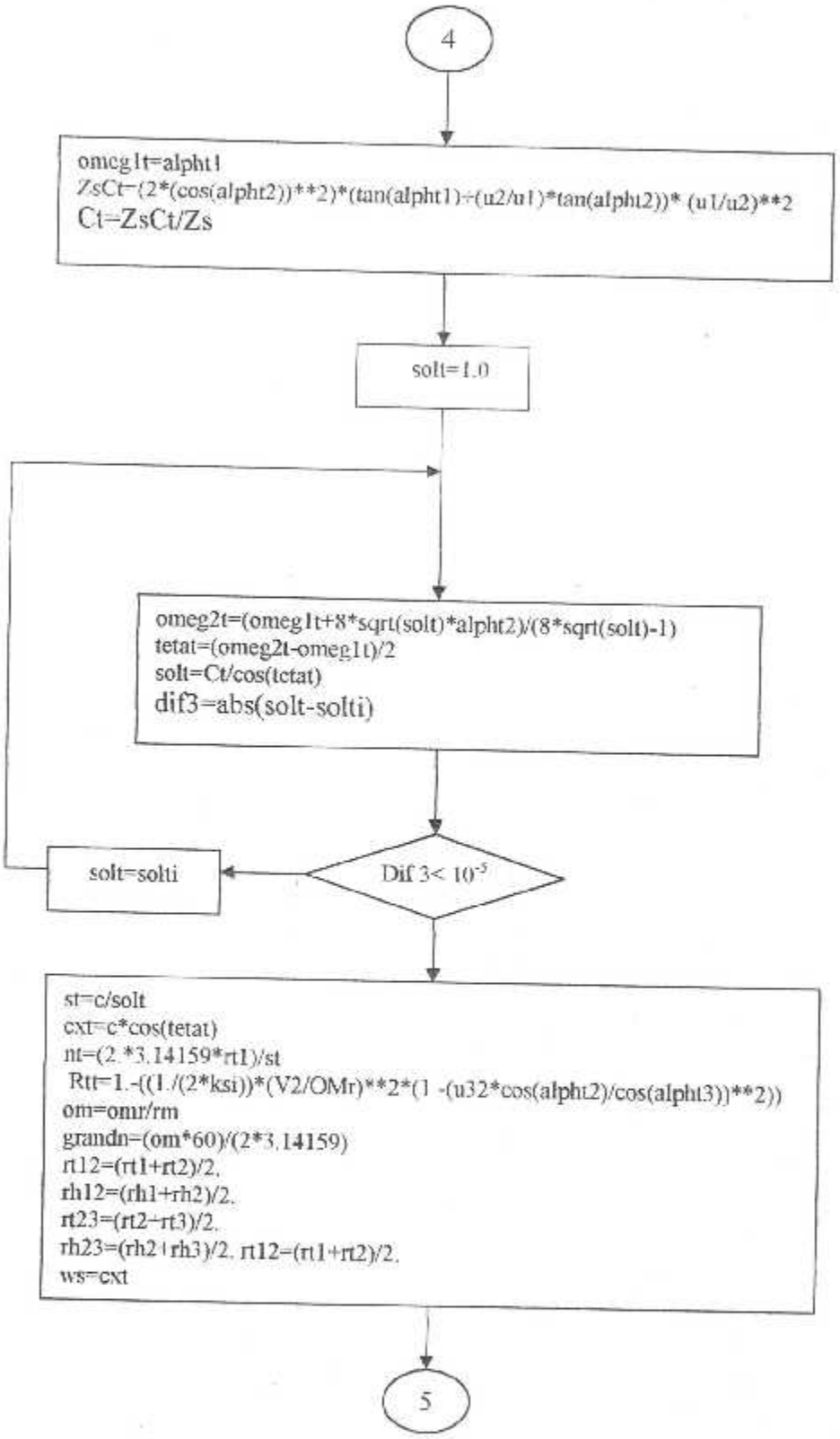
1

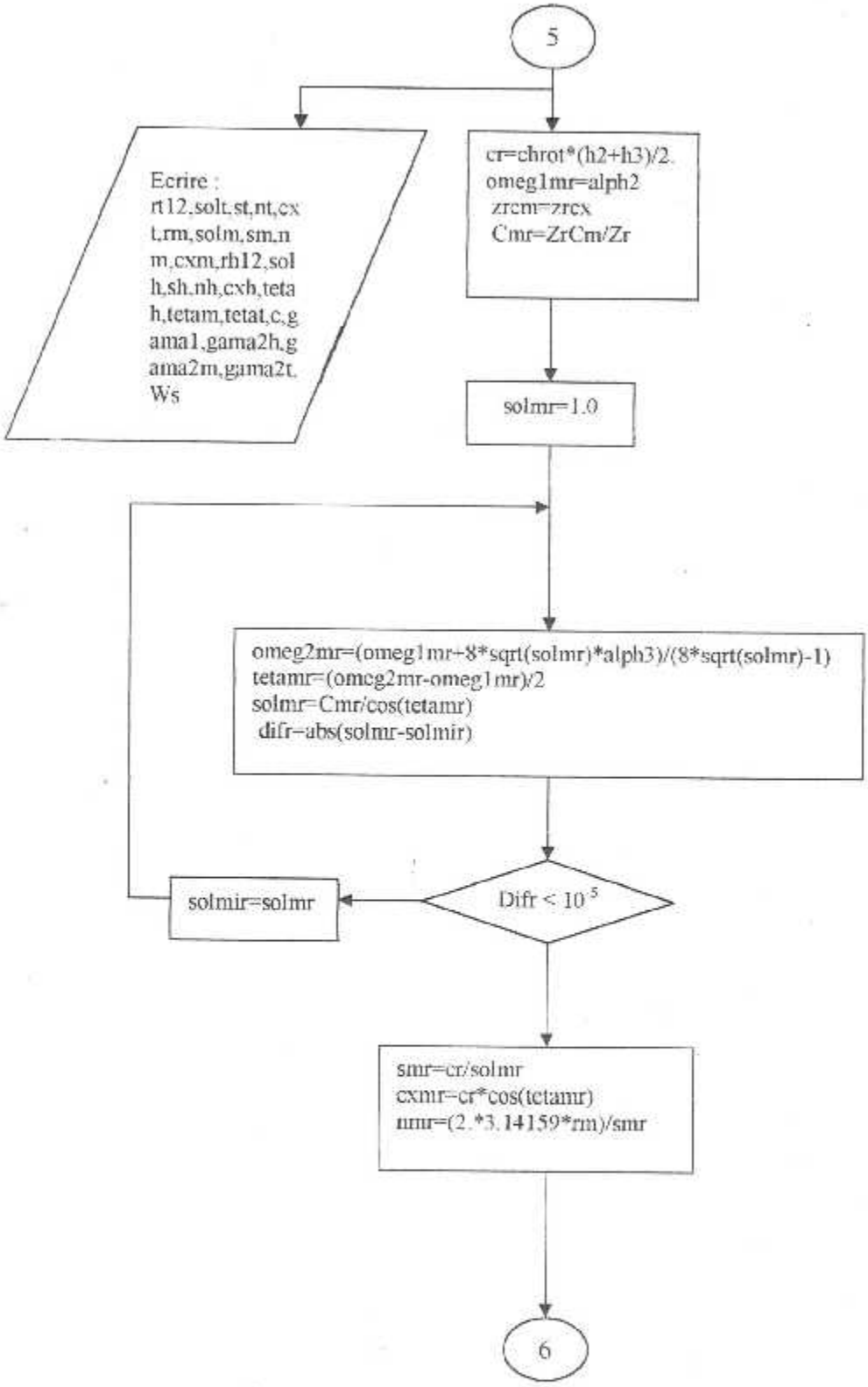
```
ZrCx=(2*(cos(beta3))**2)*(tan(beta2)+(u3/u2)*tan(beta3))*(u2/u3)**2
Pt2=Pt1/(1+(Fltstat*(1-(T2/Tt2)**(gam/(gam-1)))))
P2=Pt2*(T2/Tt2)**(gam/(gam-1))
Pt2r=P2*(Tt2r/T2)**(gam/(gam-1))
Pt3r=Pt2r/(1+Fltrot*(1-(T3/Tt3r)**(gam/(gam-1))))
P3=Pt3r*((T3/Tt3r)**(gam/(gam-1)))
Pt3=P3*((Tt3/T3)**(gam/(gam-1)))
Pis=Pt3/Pt1
Ros=(1-TOs)/(1-Pis**((gam-1)/gam))

mfpm1=(M1*sqrt(gam/R))*(1./(1.+((gam-1.)/2.)*M1**2.))* ((gam+1.)/(2.*(gam-1.)))
A1=(q*sqrt(Tt1))/(Pt1*mfpm1*cos(alph1))
h1=A1/(2.*3.14159*rm)
rt1=rm+h1/2.
rh1=rm-h1/2.
vh1=vi1*(rm/rh1)
vt1=vi1*(rm/rt1)
alphh1=atan(vh1/u1)
alpht1=atan(vt1/u1)

mfpm2=M2*sqrt(gam/R)*(1./(1.+((gam-1.)/2.)*M2**2.))**((gam+1.)/ (2.*(gam-1.)))
A2=(q*sqrt(Tt2))/(Pt2*mfpm2*cos(alph2))
h2=A2/(2*3.14*rm)
rt2=rm+h2/2.
rh2=rm-h2/2.
vh2=vi2*(rm/rh2)
vt2=vi2*(rm/rt2)
alphh2=atan(vh2/u2)
alpht2=atan(vt2/u2)
beta2h=atan((vh2-omr)/u2)
beta2t=atan((vt2-omr)/u2)

mfpm3=M3*sqrt(gam/R)*(1./(1.+((gam-1.)/2.)*M3**2.))**((gam+1.)/
(2.*(gam-1.)))
A3=(q*sqrt(Tt3))/(Pt3*mfpm3*cos(alph3))
h3=A3/(2*3.14*rm)
rt3=rm-h3/2.
rh3=rm-h3/2.
vh3=vi3*(rm/rh3)
vt3=vi3*(rm/rt3)
alphh3=atan(vh3/u2)
alpht3=atan(vt3/u3)
beta3h=atan((vh3+omr)/u3)
beta3t=atan((vt3+omr)/u3)
```

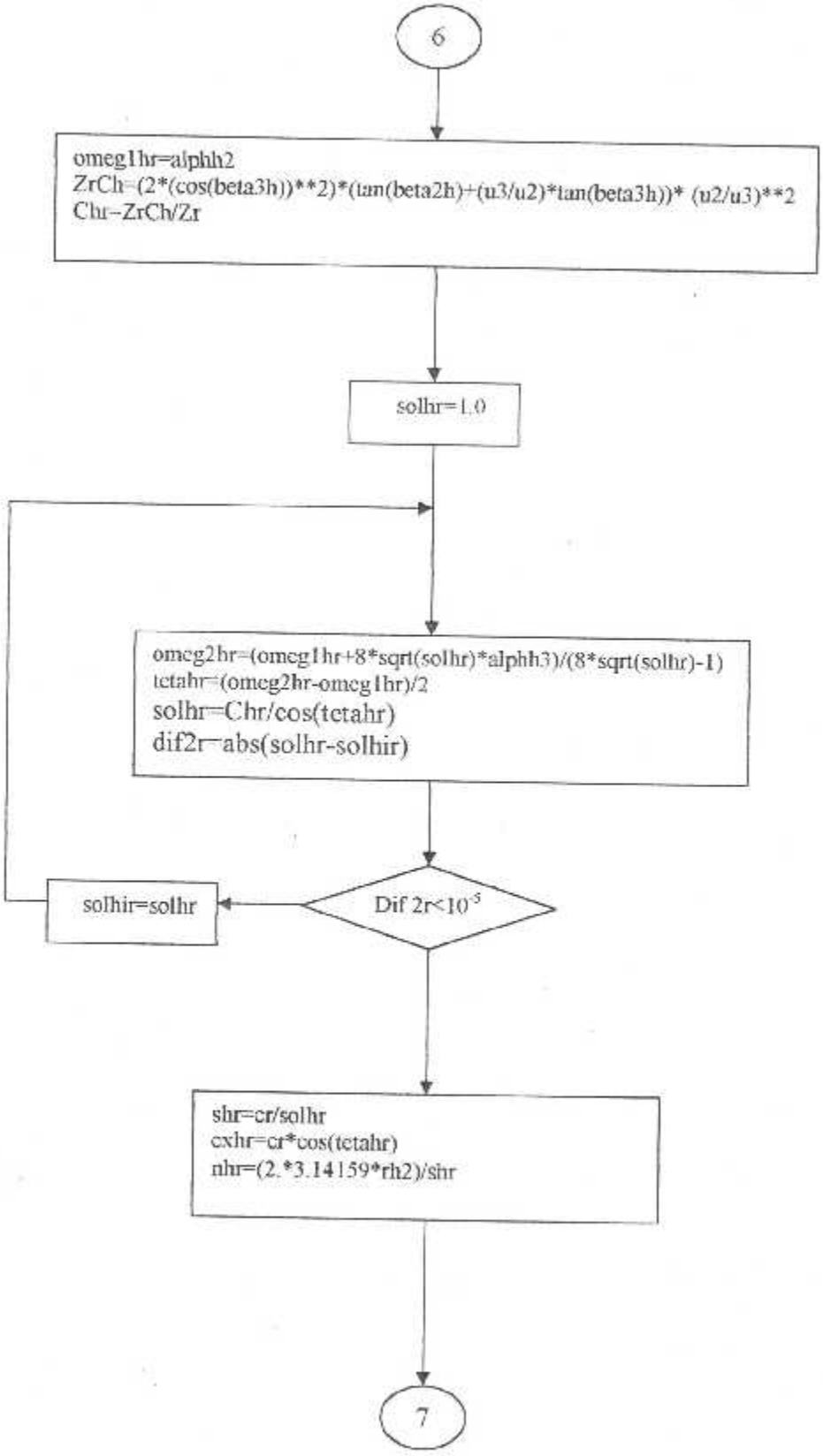
2

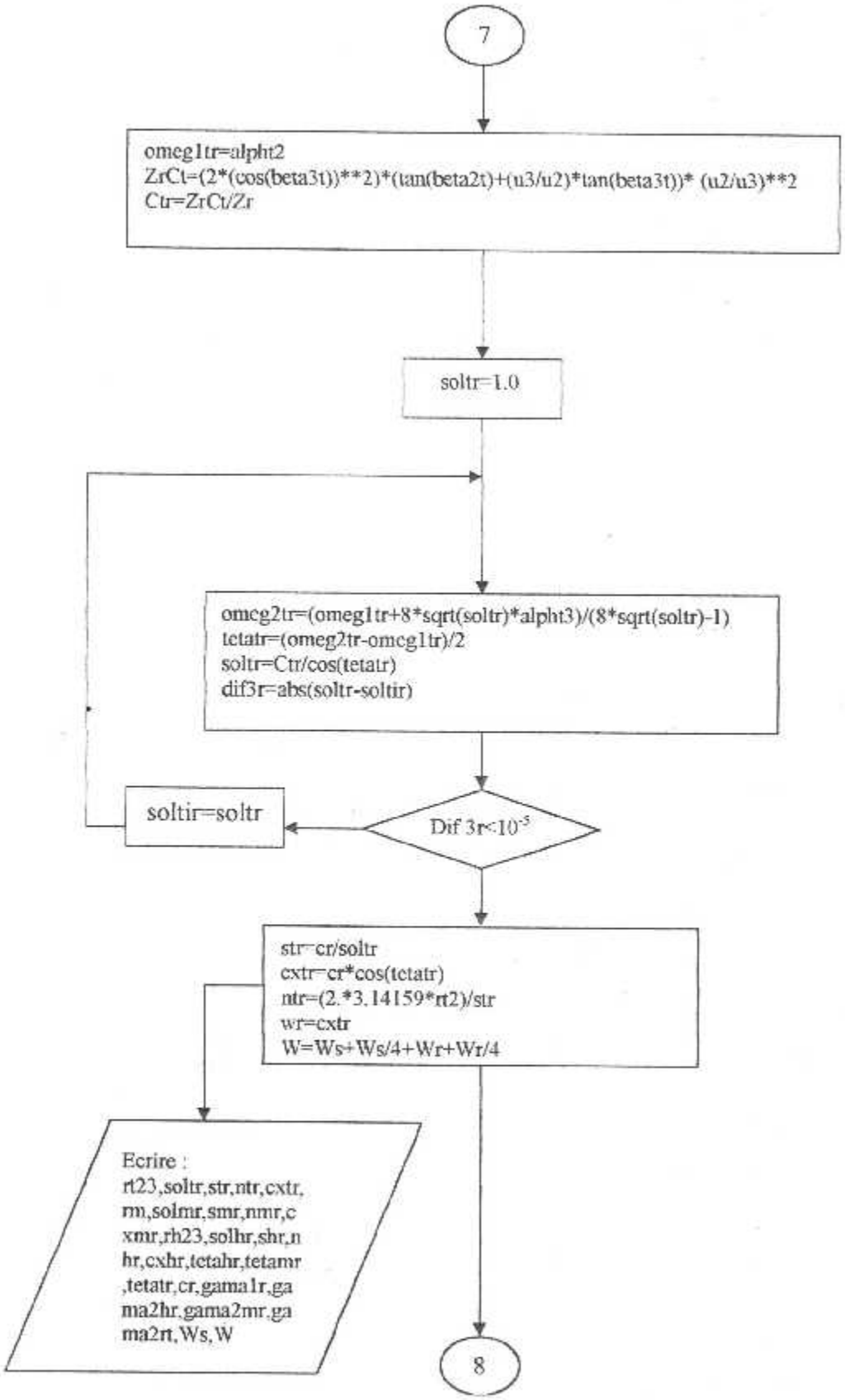

2
c=ch*(h1+h2)/2.
omeg1m=alph1
zscm=Zs(Cx/s)
Cm=ZsCm/Zs
cm=Cx/s
solm=1.0
omeg2m=(omeg1m+8*sqrt(solm)*alph2)/(8*sqrt(solm)-1)
tctam=(omeg2m-omeg1m)/2
solmi=Cm/cos(tctam)
dif=abs(solm-solmi)
Dif < 10^-5
solm=solmi
sm=c/solm
cxm=c*cos(tctam)
nm=(2.*3.14159*rm)/sm
3

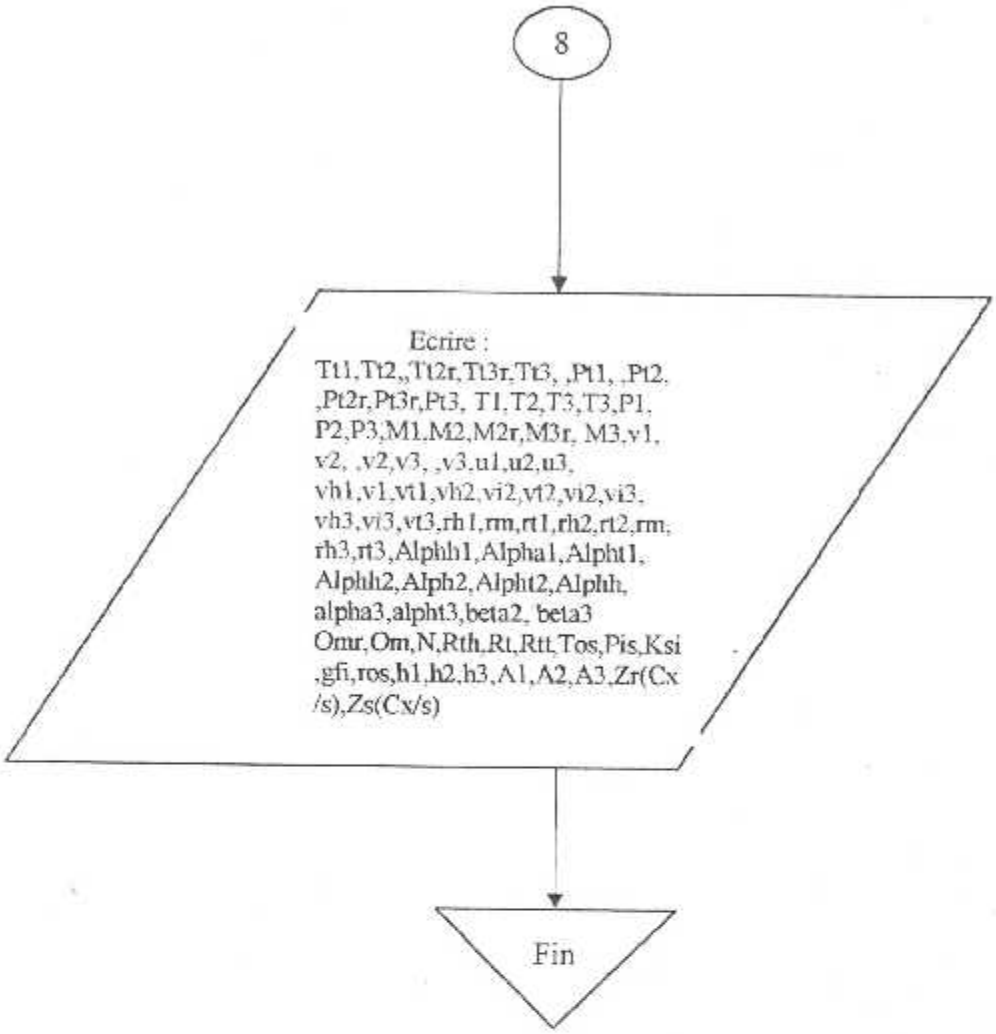

3
omeg1h=alphh1
ZsCh=(2*(cos(alphh2))**2)*(tan(alphh1)+(u2/u1)*tan(alphh2))*(u1/u2)**2
Ch=ZsCh/Zs
omeg1h=alphh1
solh=1.0
omeg2h=(omeg1h+8*sqrt(solh)*alphh2)/(8*sqrt(solh)-1)
tetah=(omeg2h-omeg1h)/2
solh=Ch/cos(tetah)
dif2=abs(solh-solhi)
solh=solhi
Dif 2< 10^-5
sh=c/solh
cxh=c*cos(tetah)
nh=(2.*3.14159*rh1)/sh
Rth=1((1./(2*ksi))*(V2/OMr)**2*+(1(u32*cos(alphh2)/cos(alphh3))**2)
4


4
omeg1t=alpht1
ZsCt=(2*(cos(alpht2))**2)*(tan(alpht1)+(u2/u1)*tan(alpht2))* (u1/u2)**2
Ct=ZsCt/Zs
solt=1.0
omeg2t=(omeg1t+8*sqrt(solt)*alpht2)/(8*sqrt(solt)-1)
tetat=(omeg2t-omeg1t)/2
solt=Ct/cos(tetat)
dif3=abs(solt-solti)
solt=solti
Dif 3< 10-5
st=c/solt
cxt=c*cos(tetat)
nt=(2.*3.14159*rt1)/st
Rtt=1.-((1./(2*ksi))*(V2/OMr)**2*(1 -(u32*cos(alpht2)/cos(alpht3))**2))
om=omr/rm
grandn=(om*60)/(2*3.14159)
rt12=(rt1+rt2)/2.
rh12=(rh1+rh2)/2.
rt23=(rt2+rt3)/2.
rh23=(rh2+rh3)/2. rt12=(rt1+rt2)/2.
ws=cxt
5


5
Ecrire :
rt12,solt,st,nt,cxt,rm,solm,sm,nm,cxm,rh12,solh,sh,nh,cxh,tetah,tetam,tetat,c,gama1,gama2h,gama2m,gama2t,Ws
cr=chrot*(h2+h3)/2.
omeg1mr=alph2
zrcm=zrcx
Cmr=ZrCm/Zr
solmr=1.0
omeg2mr=(omeg1mr+8*sqrt(solmr)*alph3)/(8*sqrt(solmr)-1)
tetamr=(omeg2mr-omeg1mr)/2
solmr=Cmr/cos(tetamr)
difr=abs(solmr-solmir)
Difr < 10^5
solmir=solmr
smr=cr/solmr
cxmr=cr*cos(tetamr)
nmr=(2.*3.14159*rm)/smr
6


6
omeg1hr=alphh2
ZrCh=(2*(cos(beta3h))**2)*(tan(beta2h)+(u3/u2)*tan(beta3h))* (u2/u3)**2
Chr=ZrCh/Zr
solhr=1.0
omeg2hr=(omeg1hr+8*sqrt(solhr)*alphh3)/(8*sqrt(solhr)-1)
tetahr=(omeg2hr-omeg1hr)/2
solhr=Chr/cos(tetahr)
dif2r=abs(solhr-solhir)
Dif 2r<10^-5
solhir=solhr
shr=cr/solhr
cxhr=cr*cos(tetahr)
nhr=(2.*3.14159*rh2)/shr
7


7
omeg1tr=alpht2
ZrCt=(2*(cos(beta3t))**2)*(tan(beta2t)+(u3/u2)*tan(beta3t))* (u2/u3)**2
Ctr=ZrCt/Zr
soltr=1.0
omeg2tr=(omeg1tr+8*sqrt(soltr)*alpht3)/(8*sqrt(soltr)-1)
tetatr=(omeg2tr-omeg1tr)/2
soltr=Ctr/cos(tetatr)
dif3r=abs(soltr-soltir)
soltir=soltr
Dif 3r<10^-5
str=cr/soltr
cxtr=cr*cos(tetatr)
ntr=(2.*3.14159*rt2)/str
wr=cxtr
W=Ws+Ws/4+Wr+Wr/4
Ecrire :
rt23,soltr,str,ntr,cxtr,
rm,solmr,smr,nmr,c
xmr,rh23,solhr,shr,n
hr,cxhr,tetahr,tetamr
,tetatr,cr,gama1r,ga
ma2hr,gama2mr,ga
ma2rt,Ws,W
8


8
Ecrire :
Tt1,Tt2,,Tt2r,Tt3r,Tt3, ,Pt1, ,Pt2,
,Pt2r,Pt3r,Pt3, T1,T2,T3,T3,P1,
P2,P3,M1,M2,M2r,M3r, M3,v1,
v2, ,v2,v3, ,v3,u1,u2,u3,
vh1,v1,vt1,vh2,vi2,vt2,vi2,vi3,
vh3,vi3,vt3,rh1,rm,rt1,rh2,rt2,rm,
rh3,rt3,Alphh1,Alpha1,Alpht1,
Alphh2,Alph2,Alpht2,Alphh,
alpha3,alpht3,beta2, beta3
Omr,Om,N,Rth,Rt,Rtt,Tos,Pis,Ksi
,gfi,ros,h1,h2,h3,A1,A2,A3,Zr(Cx
/s),Zs(Cx/s)
Fin

III/ 3.1. Résultats et interprétation:

Le programme nous donne alors une forme précise de la turbine, mais cette forme change selon les paramètres tirés des marches élaborées par la méthode développée précédemment. Ce qui nous a poussé à faire des compromis dans le choix des différents coefficients de telle façon à avoir une forme géométrique réalisable avec un bon rendement.

Plusieurs exécutions ont été effectuées afin d'avoir la forme voulue. Un ensemble de résultats est présenté pour des conditions données sur les tableaux ci-dessous :

Exemple 1 :

Affichage des résultats:

stations propriétés	1h	1m	1t	2h	2m	2t	2Rm	3Rm	3h	3m	3t
Tt (°K)	916.00	916.00	916.00	916.00	916.00	916.00	895.75	895.75	837.96	837.96	837.96
Pt (kPa)	240.00	240.00	240.00	236.68	236.68	236.68	214.83	204.05	152.83	152.83	152.83
T (°K)	907.49	907.49	907.49	861.40	861.40	861.40	861.40	810.33	810.33	810.33	810.33
P (kPa)	230.48	230.48	230.48	181.35	181.35	181.35	181.35	132.17	132.17	132.17	132.17
M	.25	.25	.25	.65	.65	.65	.239	.838	.477	.477	.477
V (m/s)	145.54	145.54	145.54	368.69	368.69	368.69	368.69	262.26	262.26	262.26	262.26
u (m/s)	119.22	119.22	119.22	281.47	281.47	281.47	281.47	253.32	253.32	253.32	253.32
v (m/s)	91.22	145.54	76.95	248.9	238.12	228.22	238.12	67.87	72.38	67.87	63.90
r (m)	.037	.040	.043	.038	.040	.042	.040	.040	.038	.040	.042
α (°)	37.42	35.00	32.83	41.48	40.23	39.035	-	-	14.42	15.00	14.15
β (°)	-	-	-	-	-	-	-15.75	56.682	-	-	-

ωr= 317.510000
ω= 7937.750000 rad/s
N= 75799.990000 tr/mn
$°R_{Hub}$ = 6.394418E-01
$°R_{Mean}$ = 6.544353E-01
$°R_{Tip}$ = 6.640949E-01
τ_s= 9.148035E-01
π_s= 6.368077E-01
A_3= 1.250927E-03
Zr(Cx/s)= 8.099033E-01

h_1= 6.791549E-03
ρ_s= 8.614076E-01
Φ= 8.865145E-01
A_1= 1.706901E-03
h_3= 4.979806E-03
h_2= 5.472261E-03
ψ= 9.637661E-01
A_2= 8.722321E-04
Zs(Cx/s)= 5.641614E-01

Les paramètres stator sont:

Location	rayon	solidité	espacement	nombre d'aubes	corde axiale
Tip	.0426	.6249	.0135	20.1234	.0083
Mean	.0400	.6358	.0133	18.8701	.0083
Hub	.0374	.6468	.0131	17.5673	.0084

θ au hub tip et mean sont [°]:
θ_h= 9.294411 θ_m= 9.608691 θ_t= 9.847775
La corde du stator est c= 8.467644E-03

γ_1= 35.000000

γ_{2m} au hub tip et mean sont [°]:

γ_{2h}= 56.010810 γ_{2t}= 52.534370 γ_{2m}= 54.217380

l'aube stator a un Ws= 8.342878E-03

Les paramètres rotor sont:

location	rayon	solidité	espacement	nombre aubes	corde axiale
tip	.0421	.8004	.0053	29.6638	.0022
mean	.0400	.8266	.0051	29.1566	.0022
hub	.0379	.8561	.0049	28.7016	.0022

la corde du rotor c= 4.226034E-03

θaux hub tip et mean sont pour le rotor [°]:

θ_h= -9.166995 θ_m= -8.213543 θ_t= -8.119385

γ au hub tip et mean pour le rotor sont [°]:

γ_{2h}= 56.010810 γ_{2t}= 22.796710 γ_{2m}= 23.804200

l'aube rotor a un W_r= 4.183674E-03

la largeur de l'étage est: 1.565819E-02

Exemple 2 :

Station proprietes	1h	1m	1t	2h	2m	2t	2Rm	3Rm	3h	3m	3t
Tt (°K)	916.00	916.00	916.00	916.00	916.00	916.00	904.66	904.66	837.96	837.96	837.96
Pt (kPa)	240.00	240.00	240.00	191.72	191.72	191.72	181.65	148.85	106.81	106.81	106.81
T (°K)	899.47	899.47	899.47	826.43	826.43	826.43	826.43	774.60	774.60	774.60	774.60
P (kPa)	221.79	221.79	221.79	122.75	122.75	122.75	122.75	75.97	75.97	75.97	75.97
M	.35	.35	.35	.85	.85	.85	.48	1.05	.73	.73	.73
V (m/s)	202.86	202.86	202.86	472.24	472.24	472.24	472.24	397.19	397.19	397.19	397.19
u (m/s)	166.17	166.17	166.17	426.29	426.29	426.29	426.29	383.66	383.66	383.66	383.66
v (m/s)	122.42	202.86	110.86	209.94	203.20	196.88	203.20	102.80	108.67	102.80	97.53
r (m)	.043	.045	.047	.044	.045	.046	.045	.045	.043	.045	.047
alpha(°)	36.38	35.00	33.70	26.21	25.48	24.79	-	-	14.30	15.00	14.26
beta (°)	-	-	-	-	-	-	15.01	47.610	-	-	-

ωr= 317.510000 ω= 7055.778000 rad/s

N= 67377.770000 tr/mn °R_{Hub} = 6.491016E-01

°R_{Mean} = 6.642074E-01 °R_{Tip} = 6.680238E-01

τ_s= 9.148035E-01 π_s= 4.450434E-01

ψ= 9.637661E-01 Φ= 1.342610

ρ_s= 4.999421E-01 h_1= 4.461352E-03

h_2= 2.888606E-03 h_3= 4.860640E-03

A_1= 1.261417E-03 A_2= 8.163201E-04

A_3= 1.373617E-03 Zr(Cx/s)= 8.055821E-01
Zs(Cx/s)= 4.762331E-01

Les paramètres stator sont:

location	rayon	solidité	espacement	nombre d'aubes	corde axiale
tip	.0468	.5157	.0118	18.2363	.0061
mean	.0450	.5293	.0115	19.6821	.0061
hub	.0432	.5437	.0112	19.0958	.0061

teta au hub tip et mean sont [°]:
θ_h= 1.308775 θ_m= 1.516954 θ_t= 1.705229
la corde du stator est c= 6.063715E-03

γ_1= 35.000000
γ_2 au hub tip et mean sont [°]:
γ_{2h}= 38.997650 γ_{2t}= 37.119190 γ_{2m}= 38.033910

l'aube stator a un Ws= 6.061030E-03

Les paramètres rotor sont:

niveau	rayon	solidité	espacement	nombre d'aubes	corde axiale
tip	.0469	.7942	.0076	25.2218	.0061
mean	.0450	.8142	.0074	24.9655	.0061
hub	.0431	.8354	.0073	24.7036	.0061

la corde du rotor c= 3.874623E-03
θ aux hub tip et mean sont pour le rotor [°]:
θ_h= -2.749336 θ_m= -1.987885 θ_t= -2.077575

γ au hub tip et mean pour le rotor sont [°]:
γ_{2h}= 38.997650 γ_{2t}= 20.634970 γ_{2m}= 21.510390

l'aube rotor a un Wr= 6.059729E-03

La largeur de l'étage est: 1.515095E-02

Dans ces exemples nous observons que, le rendement et les différents paramètres sont plus au moins acceptables, mais lors de la réalisation nous serons confrontés à des opérations non réalisables avec les moyens dont nous disposons :
Dans le premier cas par exemple le nombre d'aubes est trop élevé et difficile à réaliser et dans le second les dimensions, surtout la hauteur sont très petites.

Alors il nous a fallut jouer sur les valeurs des coefficients, notamment sur les coefficients de perte de pression ϕ_{stator} et ϕ_{rotor} ou il a fallut sortir des marges fixées par le constructeur et donc adapter sa méthode aux petites dimensions pour obtenir une géométrie réalisable.
Nous avons obtenu et choisi la configuration suivante :

Résultat final:

Station propriétés	1h	1m	1t	2h	2m	2t	2Rm	3Rm	3h	3m	3t
T_t (°K)	916.00	916.00	916.00	916.00	916.0	916.00	898.11	898.11	837.96	837.96	837.96
P_t (kPa)	240.00	240.00	240.00	233.64	233.64	233.64	214.51	188.93	139.90	139.90	139.90
T (°K)	899.47	899.47	899.47	842.96	842.96	842.96	842.96	802.29	802.29	802.29	802.29
P (kPa)	221.79	221.79	221.79	162.99	162.99	162.99	162.99	115.87	115.87	115.87	115.87
M	.350	.350	.350	.760	.760	.760	.383	.892	.544	.544	.544
V (m/s)	202.86	202.86	202.86	426.44	426.44	426.44	426.44	298.01	298.01	298.01	298.01
u (m/s)	199.78	199.78	199.78	359.82	359.82	359.82	359.82	287.85	287.85	287.85	287.85
v (m/s)	36.97	202.86	33.63	236.81	228.87	221.44	228.87	77.13	81.71	77.13	73.03
r (m)	.040	.042	.044	.041	.042	.043	.042	.042	.040	.042	.044
α (°)	10.48	10.00	9.55	33.35	32.45	31.61	-	-	12.79	15.00	14.23
β (°)	-	-	-	-	-	-	13.83	53.89	-	-	-

ωr= 317.510000
ω= 7559.762000 rad/s
N= 72190.470000 tr/mn
Hub: °R= 5.036204E-01
Mean: °R= 5.211794E-01
Tip: °R= 5.265141E-01
τ_s= 9.148035E-01
π_s= 5.829492E-01
ψ= 1.637661
Φ= 1.113265

h_1= 9.975969E-03
h_2= 1.116563E-02
h_3= 1.213557E-02
A_1= 1.049233E-03
A_2= 7.428966E-04
A_3= 1.243248E-03
Zr(Cx/s)= 9.229322E-01
Zs(Cx/s)= 5.802717E-01
ρ_s= 8.275947E-01

Les paramètres du stator sont:

Niveau	rayon	solidité	espacement	nombre d'aubes	corde axiale
tip	.0437	.6561	.0085	16.3599	.014
mean	.0420	.6677	.0084	15.4426	.016
hub	.0403	.6793	.0082	16.4760	.015

θ au hub tip et mean sont [°]:
θ_h= 15.350690 θ_m= 15.063860 θ_t= 14.782580
La corde du stator est c= 5.603838E-03 m

γ_1= 10.000000
γ au hub tip et mean sont [°]:
γ_{2h}= 41.187450 γ_{2t}= 39.121750 γ_{2m}= 40.127720

l'aube stator a un Ws= 5.418357E-02

Les paramètres du rotor sont:

Niveau	rayon	solidité	espacement	nombre d'aubes	corde axiale
tip	.0439	.9132	.0061	24.4472	.0026
mean	.0420	.9361	.0060	24.0834	.0026
hub	.0401	.9628	.0058	23.8207	.0026

la corde du rotor c= 3.388554E-03
θ aux hub tip et mean sont pour le rotor [°]:
θ_h= -6.909647 θ_m= -5.209262 θ_t= -5.237239

γ au hub tip et mean pour le rotor sont [°]:
γ_{2h}= 21.187450 γ_{2t}= 21.135560 γ_{2m}= 22.041170

l'aube rotor a un Wr= 5.580445E-03

La largeur W de l'étage est: 1.374850E-02 m

III/ 3.2. Construction de la forme de l'aube :

Pour le choix de la forme nous avons opter dans notre cas pour un exemple d'une famille de profil parmi ceux développées par les constructeurs pour les applications des turbines, cette forme a une ligne de cambrure en arc et autour d'elle le profil de l'intrados et l'extrados est construit.
Pour des raisons de faisabilité nous avons utilisé les profiles C4 dont les stations du profil sont représentées dans la figure ci dessous:

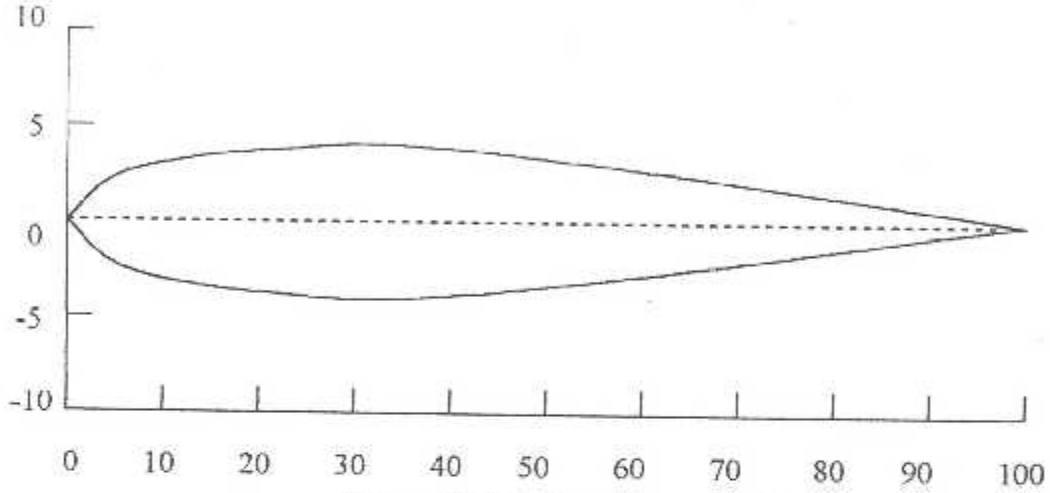


Figure (III-2) Forme du profil C4

La forme choisie suit les normes suivantes :

x/c (%)	y/c (%)
0.0	0.0
1.25	1.65
2.5	2.27
5	3.08
7.5	3.62
10	4.02
15	4.55
20	4.83
30	5.00
40	4.89
50	4.57
60	4.05
70	3.37
80	2.54
90	1.60
95	1.06
100	0.0

Tableau (III-I) Profil C4

Avec les informations trouvées dans notre choix concernant les angles γ_1 et γ_2 ainsi que l'angle de calage θ, le profil est construit comme suit :

1) On représente en premier lieu la corde de l'aube AB correspondant a la valeur choisie entre deux lignes parallèles en partant du point A faisant un angle de calage θ avec la référence OO'.

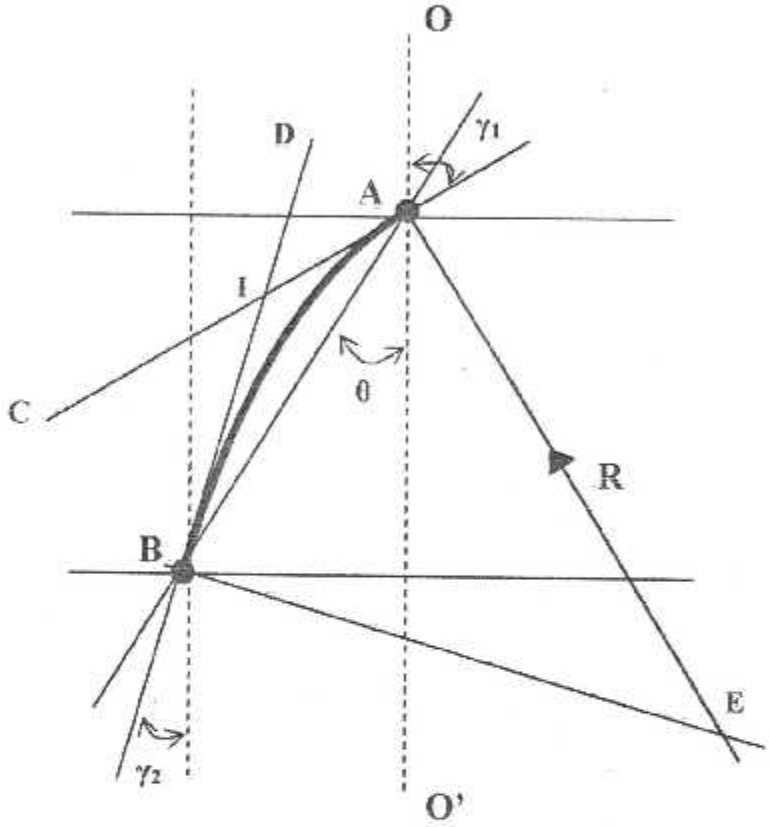


Figure (III-3) Traçage de l'aube

2) On trace maintenant deux segments AC et BD avec des angles γ_1 et γ_2 par rapport à la droite de référence correspondant respectivement aux points A et B. I est le point d'intersection entre ces deux segments
3) On recherche maintenant géométriquement l'arc de cercle qui passe par A et B et qui est tangent aux deux segments AC et BD. le point d'application trouvé est le centre de cambrure de rayon R du squelette de l'aube.
4) Une fois le squelette tracé, l'intrados et l'extrados sont tracés par rapport à cette ligne moyenne selon le tableau (III-I).

III/ 3.3. Détermination des dimensions de la roue :

D'après les équations des contraintes développées dans le chapitre II on va fixer les dimensions du disque et de la jante de la roue (figure III-4) qui est confrontée à des efforts importants : traction et force centrifuge.

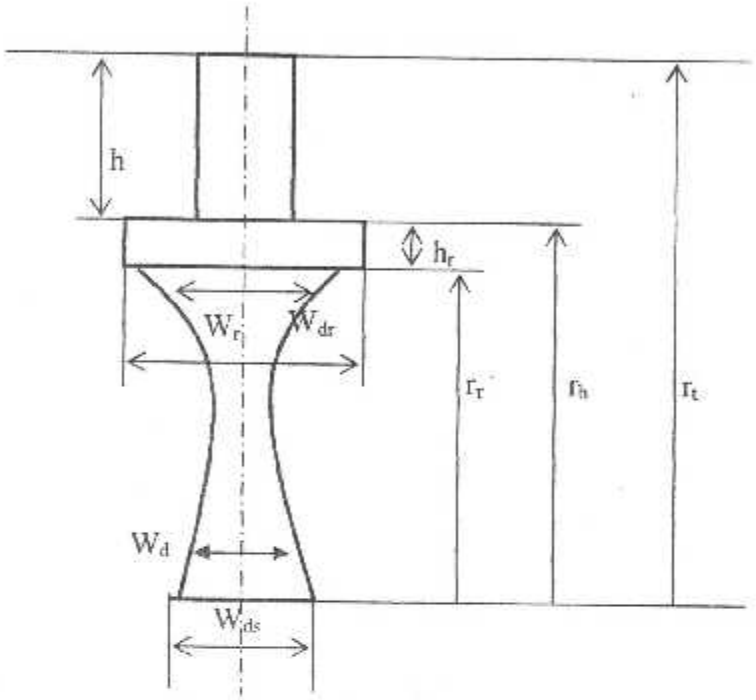


Figure (III-4) Dimensions de la roue.

III/3.3.1. Epaisseur de la jante (W_{dr}) :

Les aubes du rotor sont portées par la jante qui maintient leur mouvement de rotation. Celle-ci est exposée à des contraintes dues aux efforts des aubes.
Donc :

$$\sigma_{blades} = \frac{\sigma_c . n_b . A_b}{2.\pi . r_h . W_r} \qquad [3\text{-}36]$$

Où:

n_b : nombre d'aubes de la roue.

σ_c est la contrainte sur la roue , telle que :

$$\sigma_c = \frac{\rho\omega^2 A}{4\pi}\left(1+\frac{A_t}{A_b}\right)$$

Avec : $A=\pi\,(r_t^2-r_h^2)$ section de passage.

Le choix du diamètre de la roue a été fait selon les dimensions de la roue compresseur, ce qui nous a mené à fixer D=83 cm. La figure ci-dessous schématise les dimensions des aubes rotor:

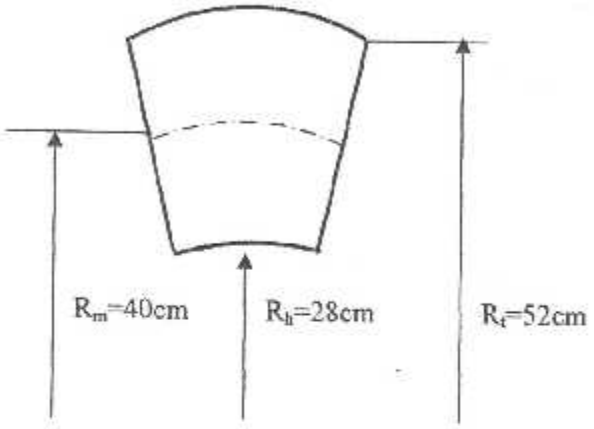


Figure (III-5) Dimensions de l'aube.

Puisque N= 72000 tr/mn

$$\omega=\frac{2\pi N}{60}=7536 \quad \text{rad/s}$$

Pour l'acier dur que nous avons utilisé : XC48

$$\rho=7771.3\ \text{Kg}/\text{m}^3.$$

Donc : $\sigma_c = 132.12$ MPa.

$\Longrightarrow$ $\sigma_{blades}= 72.20$ MPa

On suppose une distribution uniforme des contraintes σ_r dans la roue, en utilisant le diagramme des forces de la figure (III-6), on détermine l'épaisseur W_{dr} de la jante nécessaire pour supporter les forces centrifuges des aubes et de la roue.

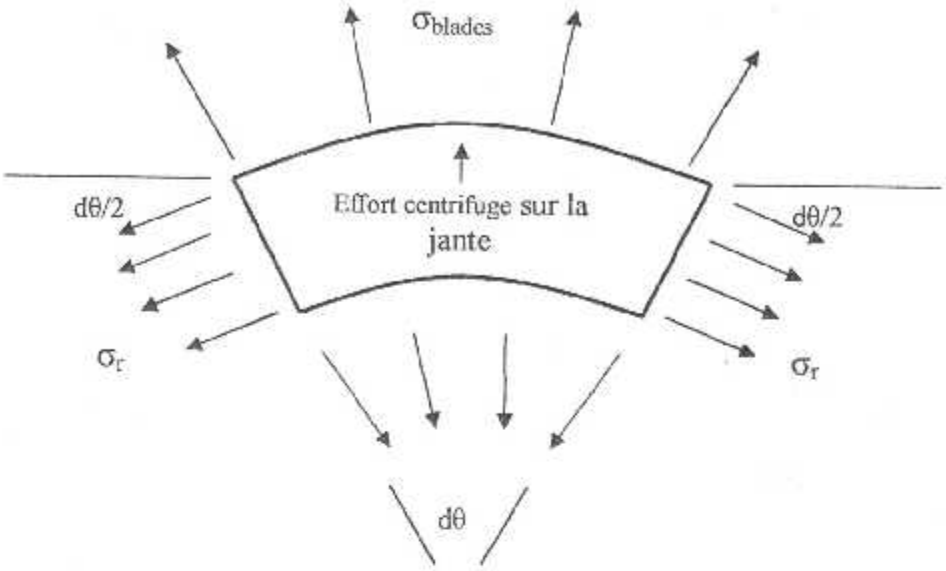


Figure (III-6) Diagramme des contraintes sur une section de la jante.

Il faut noter que W_r et h_r sont choisies initialement, telle que W_r est presque égale à la corde axiale et $h_r = W_r$.
Il est possible de dimensionner une jante assez large qui puisse porter les aubes, mais la question est, est-ce que la taille de la jante est convenable, du point de vue, espace disponible, poids et coût de réalisation.
L'équation d'équilibre pour une section dθ de la jante nous donne :

$$\sigma_{blades} r_h W_r d\theta + \rho\omega^2 h_r W_r (r_h + h_r/2)^2 d\theta = \sigma_r r_r W_{dr} d\theta + 2\left(\sigma_r h_r W_r \frac{d\theta}{2}\right)$$

Au niveau de la jante on a:

$$\frac{W_{dr}}{W_r} = \left[\frac{\sigma_{blades}}{\sigma_r}\left(1+\frac{r_r}{h_r}\right) + \frac{\rho(\omega.r_h)^2}{\sigma_r}\left(1+\frac{h_r}{2r_r}\right)^2 - 1\right]\frac{h_r}{r_r} \qquad [3\text{-}37]$$

On a trouvé : $W_r = 4$ mm.

Et $\frac{h_r}{r_r} = 0.12$

Et comme $\sigma_r = \sigma_c$ (même matériau)

D'où $\frac{\sigma_{blades}}{\sigma_r} = 0.186$

Et $\frac{\rho(\omega r_r)^2}{\sigma_r} = 3.528$

Finalement on trouve : $\frac{W_{dr}}{W_r} = 0.483$

Alors l'épaisseur : $\boxed{W_{dr} = 2 \text{ mm}}$.

III/ 3.3.2. Epaisseur du disque :

Le disque sert à fixer et supporter la jante et la relier à l'arbre, son épaisseur prend une valeur W_{dr}, mais au fur et à mesure qu'on descend vers l'arbre, c'est adire plus le rayon diminue cette épaisseur doit augmenter pour pouvoir résister aux forces centrifuges.
Puisque la jante et le disque sont fait avec le même matériau on a : $\sigma_r = \sigma_d$.
A partir du diagramme d'équilibre sur une section du disque:

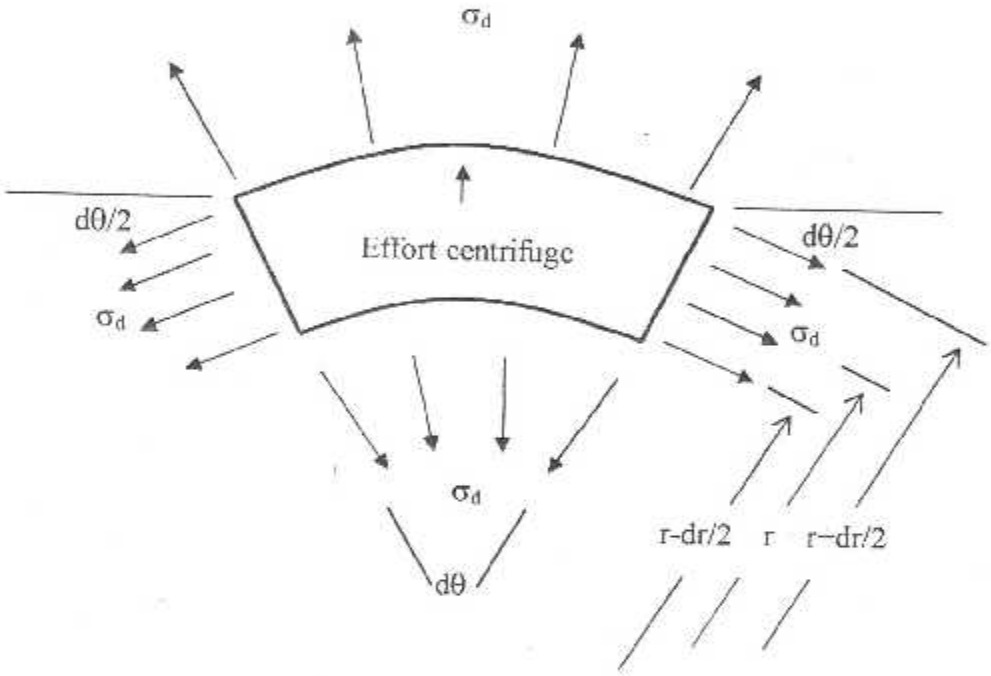


Figure (III-7) Diagramme des contraintes sur une section du disque.

A partir de ce diagramme on a :

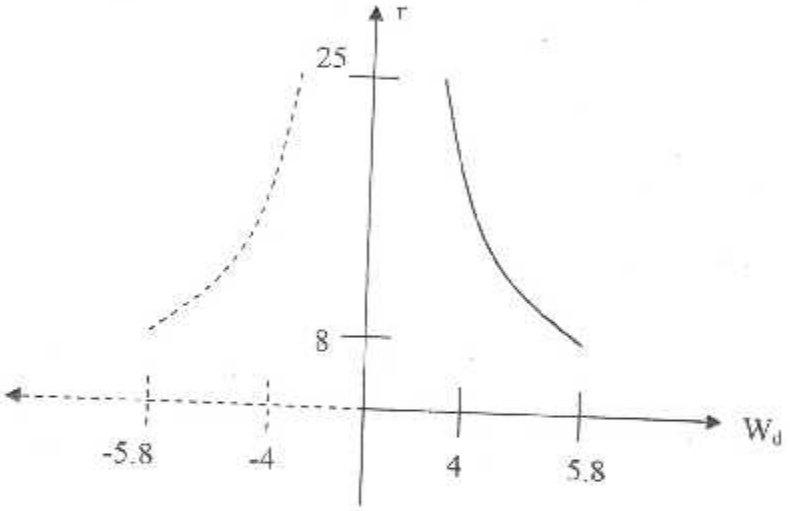
$$\rho(\omega r_r)^2 W_d\, dr.d\theta =$$
$$\sigma_d\left[(r-dr/2)(W_d - dW_d/2)d\theta - (r+dr/2)(W_d + dW_d/2)d\theta + 2(W_d dr.d\theta/2)\right]$$

On obtient le résultat suivant :

$$\frac{W_d}{w_{dr}} = \exp\left\{\frac{\rho(\omega r_r)^2}{2\sigma_d}\left[1-\left(\frac{r}{r_r}\right)^2\right]\right\}$$

Cette équation montre que l'épaisseur W_d évolue d'une façon exponentielle, proportionnellement à $(\omega r_r)^2$ qui est le carré de la vitesse maximale du disque, alors ce paramètre influe sur le dimensionnement du disque.
En faisant varier la valeur de r de 8mm jusqu'à 25mm on obtient je tableau suivant :

r [mm]	W_d / W_{dr}	Wd[mm]
8	1.35	5.4
12	1.3	5.2
16	1.21	4.84
20	1.13	4.52
23	1.05	4.2
25	1	4



On définit ainsi un paramètre qui est le facteur de forme du disque comme ceci :

$$DSF = \frac{\rho(\omega r_r)^2}{2\sigma_d}$$

Ce paramètre nous permet d'estimer la vitesse critique de déformation du disque qui est due à la force centrifuge :

$$(\omega r_r)_{critique} = \sqrt{\frac{4\sigma_d}{\rho}}$$

Dans notre cas on trouve :

$$(\omega r_r)_{critique} \cong 460 \quad m/s$$

3/ 4- La mise en plan des résultats :

La concrétisation des résultats théoriques obtenus de cette étude et la mise en pratique de la réalisation nécessite l'élaboration des plans qui définissent le schéma global du rotor et du stator (voir pages suivantes).

Chapitre IV

Réalisation pratique

Le banc d'essai

Nous avons réalisé un micro turboréacteur monté sur un socle qui comporte le circuit de graissage, le circuit de carburant, système d'allumage, et la table de commande, le tout constitue notre banc d'essai qui est actionné à l'aide d'un ventilateur.

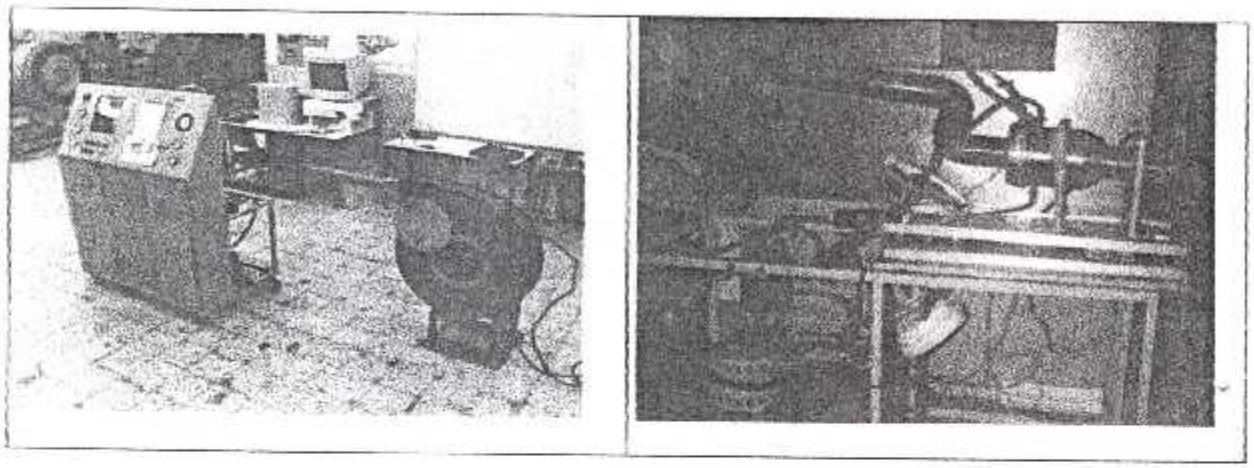


Figure (VI-1) Le banc d'essai (vue de face et vue d'arrière)

Ce micro turboréacteur a été réalisé en deux parties qui étudient essentiellement le compresseur et la turbine, et pour assurer son fonctionnement il nous a fallut compléter l'ensemble.

Notre partie comporte la réalisation de la turbine, la chambre de combustion, la tuyère d'éjection et le carter.

1/ Réalisation de la turbine :

Après avoir effectué les calcules nécessaires on a abouti a une roue de turbine de 80 mm de diamètre et un stator de 86 mm.

Pour la réalisation du rotor, on avait le choix entre deux méthodes : par moulage, ou par usinage, mais comme la turbine nécessite un matériau résistant à de grandes températures et a des efforts mécaniques importants (vu que le rotor sera soumis directement aux flammes de la chambre de combustion et aux forces centrifuges dues à la rotation à grande vitesse), alors on a utiliser un acier dur **XC48.** Puisqu'on avait pas a notre disposition des fours à haute température on n'a pas pu réaliser nos pièces par moulage. Donc on a opté pour l'usinage.

Pour le rotor, il a été usiné sur un cylindre de 90mm de diamètre, on a effectué les premières opérations par tournage, on a découpé l'extrémité de la roue pour obtenir 24 tronçons à l'aide de la fraise, la figure (VI-2) montre les résultats de ces premières opérations.

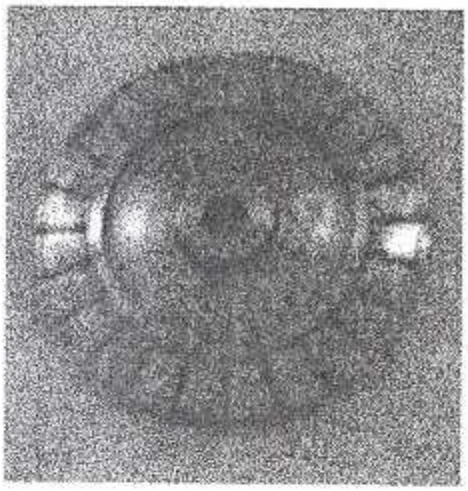


Figure (VI-2) La roue après les premières opérations.

La réalisation des aubes avec les angles de calage, les courbures et les inclinaisons nécessaires on a procédé comme suit :
On a chauffé les tronçons jusqu'à ce qu'ils atteignent une température juste en dessous de la température de fusion de notre acier (jusqu'à ce qu'ils deviennent élastiques), et à l'aide d'une pince on leur a donné les inclinaisons nécessaires, et les profiles ont été obtenu par des opérations d'ajustage.
Finalement on a obtenu la pièce montrée dans la figure ci dessous

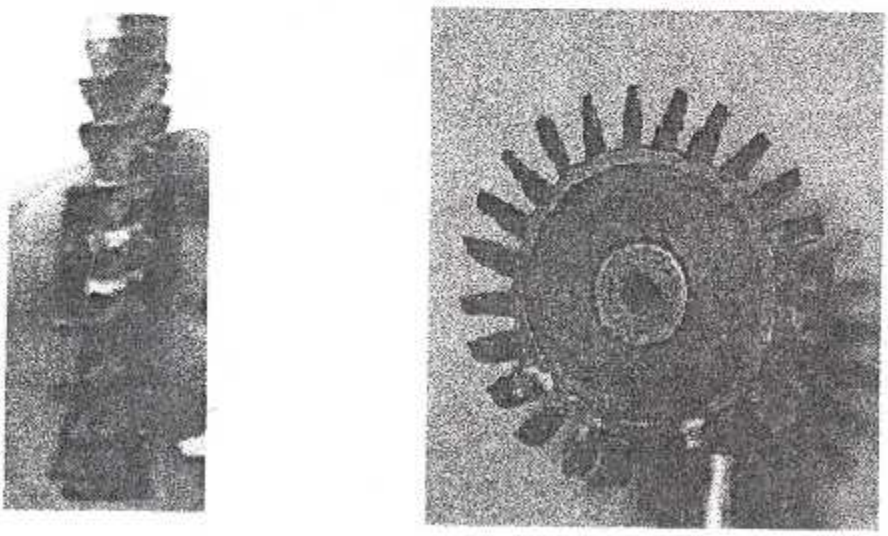


Figure (VI-3) la roue de la turbine (vue de face et de coté).

Le stator a été usiné sur le même matériau que le rotor, mais conçu en deux parties. Une partie qui porte les aubes stator qu'on a réaliser comme suit : Par tournage on a usiné dans un cylindre de **XC48** (diamètre 90mm) pour lui donner sa forme globale, c'est-à-dire un passage pour l'arbre, un logement pour le roulement et une section pour les aubes.

Puis par fraisage on a procédé à la découpe des 15 aubes (longueur 12mm, largeur 10mm et épaisseur 3mm) et on les a ajusté pour obtenir la forme profilée avec les dimensions obtenues de nos résultats comme le montre la figure ci dessous.

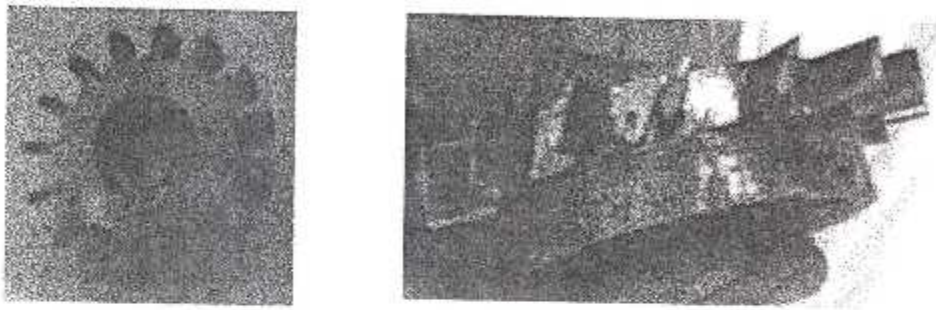


Figure (VI-4) Première partie du stator.

Par serrage on introduit la première partie, citée ci-dessus, dans une bague réalisée de 86mm de diamètre avec une épaisseur de 3mm puis soudée aux extrémités des aubes pour obtenir le stator (Voir la figure suivante).

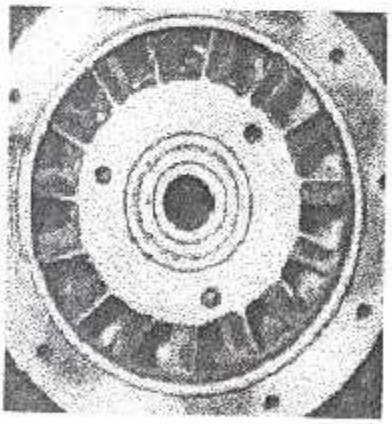


Figure (VI-5) Le stator.

➢ *Equilibrage de la roue :*

Après avoir réalisé notre roue qui sera soumise à des efforts centrifuges élevés il est important que la rotation se fasse bien dans l'axe, pour ceci un équilibrage de la roue est nécessaire.

Pour équilibrer la roue turbine on doit connaître le balourd, donc le moment poids de chacune des 24 ailettes.

1 ailette ⟶ θ

24 ailettes ⟶ 360°

$$\Longrightarrow \quad \theta = \frac{360}{24} \qquad \theta = 15°$$

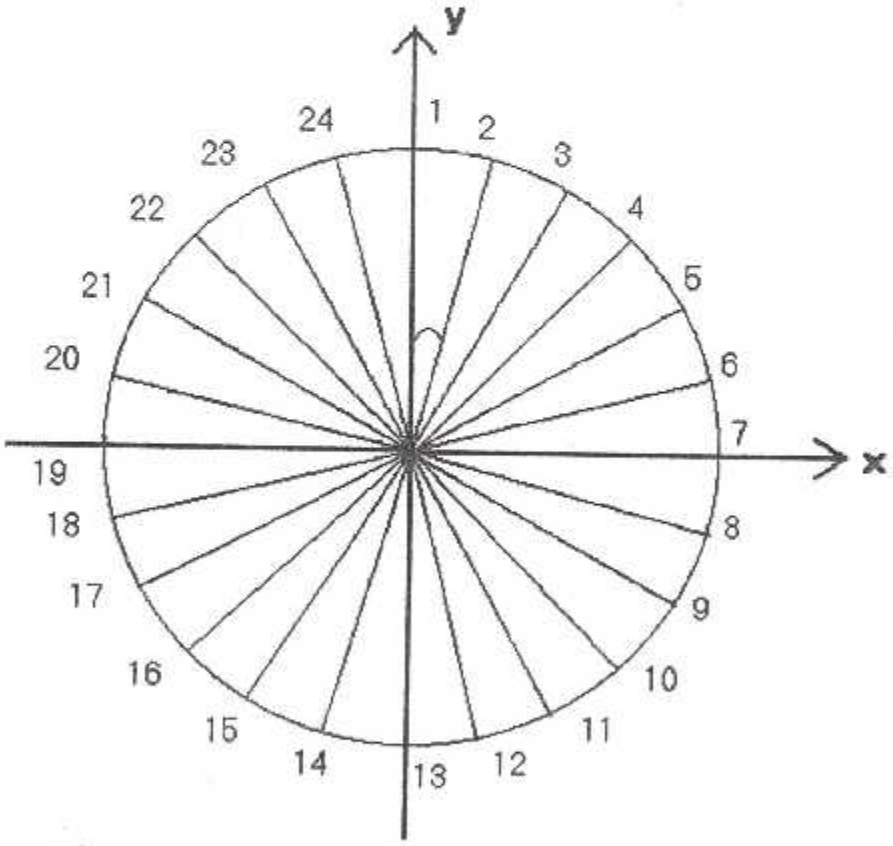


Figure (VI-6) Distribution des aubes de la roue turbine.

Ailette	θ (degrés)	Cos θ	Sin θ	M [g.mm]	Y [g.mm]	X [g.mm]
1	0	1	0	73,250347	73,250347	0
2	15	0,96592583	0,25881905	75,649281	73,0715942	18,9123204
3	30	0,8660254	0,5	80,010236	69,2908969	34,6454485
4	45	0,70710678	0,70710678	78,998347	55,8602669	39,4991735
5	60	0,5	0,8660254	81,357951	40,6789755	35,2290262
6	75	0,25881905	0,96592583	77,963002	20,1783097	19,4907505
7	90	0	1	76,234968	0	0
8	105	-0,25881905	0,96592583	75,957248	-19,6591824	-18,989312
9	120	-0,5	0,8660254	77,961681	-38,9808405	-33,7583981
10	135	-0,70710678	0,70710678	78,379128	-55,4224129	-39,189564
11	150	-0,8660254	0,5	80,658912	-69,8526668	-34,9263334
12	165	-0,96592583	0,25881905	77,098675	-74,4716014	-19,2746688
13	180	-1	0	74,753004	-74,753004	0
14	195	-0,96592583	-0,25881905	79,346128	-76,6424743	19,836532
15	210	-0,8660254	-0,5	74,951789	-64,9101533	32,4550767
16	225	-0,70710678	-0,70710678	80,973182	-57,2566861	40,486591
17	240	-0,5	-0,8660254	77,562489	-38,7812445	33,5855429
18	255	-0,25881905	-0,96592583	73,753321	-19,0887641	18,4383303
19	270	0	-1	78,987411	0	0
20	285	0,25881905	-0,96592583	79,613846	20,6055796	-19,9034615
21	300	0,5	-0,8660254	80,963951	40,4819755	-35,0584192
22	315	0,70710678	-0,70710678	75,918732	53,6826502	-37,959366
23	330	0,8660254	-0,5	78,246758	67,7636802	-33,8818401
24	345	0,96592583	-0,25881905	77,935198	75,2796205	-19,4837995

$$\begin{cases} \sum y = 0.32448660 \\ \sum x = 0.15362932 \end{cases}$$

$$\text{Balourd} = \sqrt{\left(\sum y\right)^2 + \left(\sum x\right)^2} = 0.35936038$$

$\theta = \text{arctg } y/x \quad \Rightarrow \quad \boxed{\theta = 64.69°}$

- ***Interprétation :***

Puisque la valeur du balourd trouvée est presque nulle, ceci implique que notre roue est quasiment équilibrée pour un poids allant de 0.1796801g à 0.014372 g près.
Aussi un équilibrage dynamique doit être fait vue que la roue effectue un mouvement de rotation, chose qui est difficile à réaliser pour une aussi petite dimension.

2/ La chambre de combustion :

Pour des raisons de stabilité et d'homogénéité de la flamme nous avons opté pour une chambre de combustion de type annulaire.

2/ 1- Estimation théorique :

Le dimensionnement de notre chambre de combustion s'est basé sur des approches théoriques et des essaies expérimentaux qui ont permis d'évaluer la longueur et la distribution des orifices. Pour réaliser ceci, nous nous sommes basé sur un modèle déjà existant sur lequel on a estimé la longueur de départ en utilisant l'approche suivante:

En prenant comme référence un model d'une chambre annulaire qui fonctionne à une température de *710°k* sous une pression de *1.2bar*, et qui a la répartition des orifices suivant la figure si dessous :

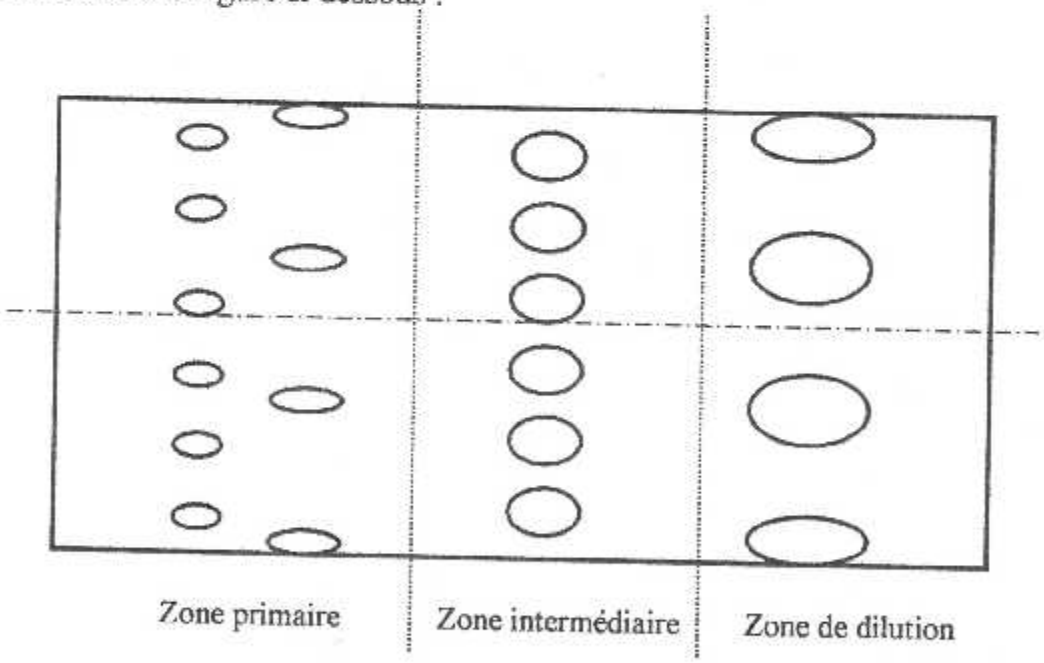


Figure (VI-7) Répartition des orifices du modèle.

Le modèle utilisé a pour dimensions les valeurs suivantes :

Longueur	L=150 mm.
Diamètre	D=60 mm.

On évalue la longueur de notre chambre en utilisant l'approche de la formule suivante :

$$L \propto P_{t3}^{-r} / \sqrt{T_{t4}} \qquad [4\text{-}1]$$

On doit concevoir une chambre de combustion pouvant opérer à une température jusqu'à *1000°k* et sous une pression pouvant atteindre *3 bar, pour ceci on utilise* la relation ci dessous :

$$\frac{L_{ref}}{L} = \left[\left(\frac{P_{tref}}{P_t} \right)^{-r} * \sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t4ref}}} \right] \qquad [4\text{-}2]$$

Ce qui nous permet d'avoir une longueur finale de ($L \sim 105\ mm$) .

➢ ***Distribution des orifices :***

En étudiant la distribution du model existant on procède à notre estimation d'une manière similaire, à un facteur prés. Donc on multiplie chaque dimension de référence par un rapport $P=2.23$.

Comme le modèle utilisé, notre chambre de combustion est divisée en trois zones principales : zone primaire, secondaire et de dilution.

Zone primaire :

Le fuel et l'air sont injectés dans cette zone à une quantité équivalente à 20% du débit d'air total de telle façon à ce que le fuel soit vaporisé pour assurer la stabilité de la flamme et éviter qu'elle soit soufflée par le déplacement des gaz.

Zone intermédiaire :

Cette zone a pour rôle d'éviter le blocage de la composition des gaz par refroidissement brutal à la sortie de la zone primaire.

La quantité d'air qui y pénètre est de 20%, elle canalise l'écoulement pour que toutes les particules de fluide susceptibles de brûler se trouvent bien dans la partie de la chambre où se situe la flamme, le mélange enflammé est donc concentré dans le centre de la chambre, ce qui permet de limiter la température des parois et d'éviter que la combustion soit incomplète.

Zone de dilution :

L'air injecté dans la zone de dilution permet de diluer les gaz de combustion qui sortent de la chambre, d'homogénéiser le mélange et ainsi éviter que les aubes de turbine soient en contact avec des gaz trop chauds et confrontées à des points chauds résultant d'un mélange non parfait. Dans cette zone l'air est refroidi par 60% du débit total entrant

2/ 2- Réalisation de la chambre de combustion :

Comme la chambre de combustion sera soumise à de grandes contraintes thermiques et chimiques et des changements de pressions considérables. On devait utiliser un matériau résistant, et l'acier satisfait ces conditions en plus de sa disponibilité.
Elle a été réalisée en 5 parties sur une tôle en acier d'une épaisseur de 1.5mm.

- ***Une parois interne :*** Obtenu par une plaque de longueur 179.6 mm et largeur 105mm de telle façon qu'on la roulant on obtient un cylindre de diamètre interne 56mm. la distribution des orifices s'est faite comme suit :

  - Zone primaire : constituée de deux rangées de 24 trous de diamètres 1.5 mm et 2mm respectivement.
  -Zone intermédiaire : constituée d'une rangée de 12 trous de diamètre 3.5mm.
  -Zone de dilution : c'est une dernière rangée de 6 trous de diamètre 6mm.

- ***Une paroi externe :*** Constituée de trois parties qui sont le cylindre, la section d'un cône et la bague, le tous a été soudé pour l'obtention de la parois externe.
  Le cylindre : c'est le roulage d'une tôle de longueur 424mm et largeur 67mm, pour avoir un diamètre de 135mm. Ses orifices sont disposés comme suit :

  -Zone primaire : une rangée de 24 trous de diamètre 1.5mm et une autre de 12 trous avec un diamètre 3mm.
  -Zone intermédiaire : une rangée de 24 trous de 4mm.
  -Zone de dilution : rangée de 12 orifices de 6mm.

La section du cône : sera soudé au cylindre de telle façon à donner un convergent à la sortie de la chambre, donc il aura 135mm pour le diamètre de la base et 86mm pour le petit diamètre, il comporte douze orifices de diamètre 7mm qui font partie de la zone de dilution. (La méthode de calcul du cône est représentée avec détails dans l'annexe 3).
Et pour la fixation de la chambre on a utilisé une bague de diamètre interne 86mm et le largeur 20mm,qui sera soudée au cône. Et montée sur la turbine (montage avec serrage).

Pour réaliser les pièces citées ci-dessus il nous a fallut élaborer des plans (dessins techniques) montrant les dimensions, ceux-ci sont présents dans les pages suivantes :

Pour avoir la forme finale de la chambre de combustion, il fallait joindre les deux parois (interne et externe) pour ceci on choisi une forme de demi cercle, qui nous assure un bon mélange air carburant.

Cette partie n'est réalisable que par moulage, ou bien par le cintrage d'un tube de diamètre 40mm sur un cercle de 424 mm de circonférence, mais ces deux opérations étaient quasiment impossibles à faire vu la non disponibilité des cintreuses pour petits diamètres et des moules, donc on a dévié le problème en utilisant des coudes de diamètre 40mm et les dimensions qui nous conviennent pour relier les deux parois.

On a soudé les quatre coudes, de telle façon à obtenir un tube cintré .à l'aide de la fraise on a enlevé une partie jusqu'à l'obtention de la profondeur voulue (20mm).
La figure (VI-8) nous donne la forme globale de la chambre de combustion.

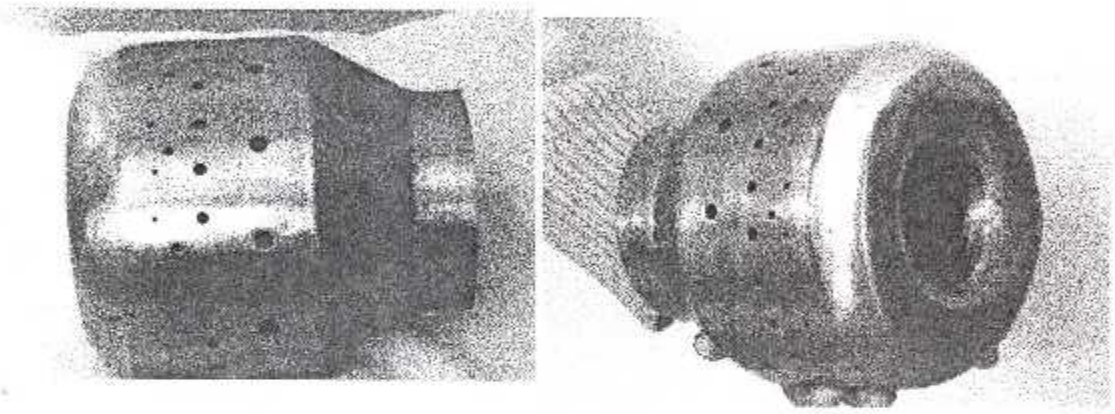


Figure (VI-8) La chambre de combustion.

3/ La tuyère :

3/ 1- Estimation théorique :

Pour notre moteur on veut concevoir une tuyère convergente, où l'air atteint un mach à la sortie au environ de M=1.
Pour la dimensionner on utilise les relations suivantes :

$$MFP(M_s) = M_s\sqrt{\frac{\gamma}{R}}\left[\frac{1}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_s^2}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$A_s = \frac{\dot{m}_s \sqrt{T_{ts}}}{P_{ts} MFP(M_s)}$$

On trouve : $A_5 = 9.33\ 10^{-4}\ m^2$.

La section A_5 calculée représente la section de passage entre les deux parties de la tuyère alors :

$$A_5 = \pi.(r_e^2 - r_i^2)$$

D'où :

$$r_e = \sqrt{\frac{A_5}{\pi} + r_i^2} \qquad [4\text{-}3]$$

Le schéma ci-dessous montre les différentes dimensions de la tuyère :

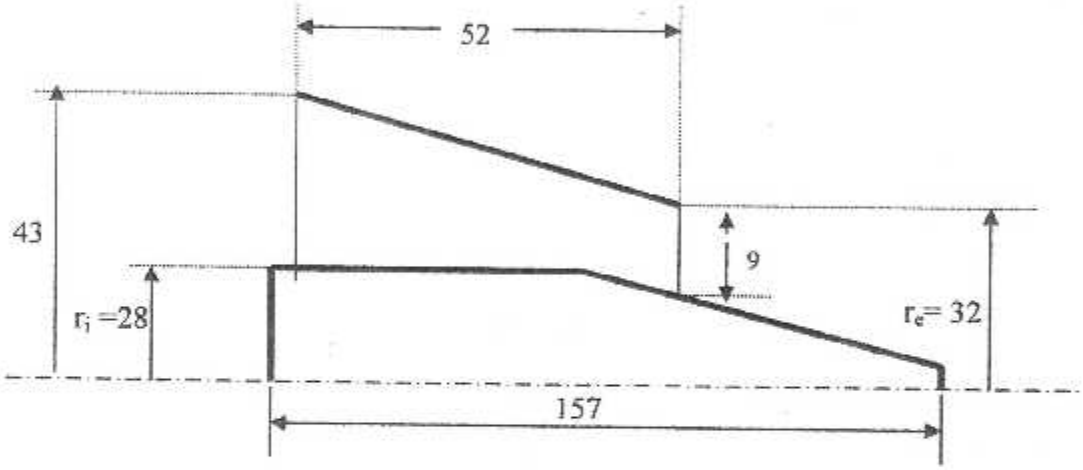


Figure (VI-9) Dimensions de la tuyère.

3/ 2- Réalisation de la tuyère :

La tuyère d'éjection est représentée sur la figure ci-dessous :

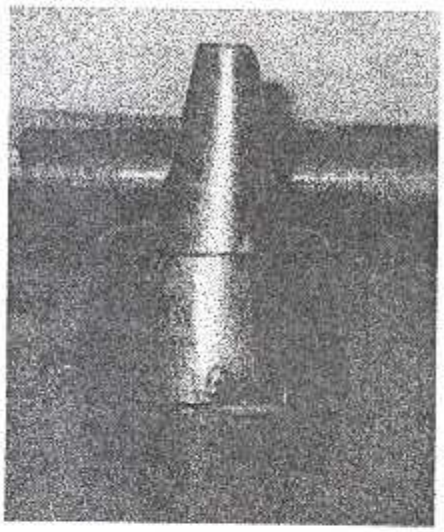


Figure (VI- 10) La tuyère d'éjection.

Comme on le voit, elle est constituée de deux pièces en acier inoxydable (figure VI-11), reliées l'une à l'autre à l'aide de trois petites pièces qui ont la forme d'un profil symétrique, de telle façon à ne pas perturber l'écoulement des gaz d'échappement.

La première pièce est une section d'un cône convergent de diamètres 86 mm et 64 mm (annexe 3). La deuxième est de forme spéciale qui assure l'uniformité de l'écoulement sortant. Pour la réaliser on a été obliger de la décomposer en trois parties :

-un cône de longueur 100 mm et de diamètre 56mm.

-un cylindre de 56 mm, longueur 57 mm.

-un couvercle (pastille d'épaisseur 2mm) de diamètre 56 mm avec un perçage de 24mm au centre.

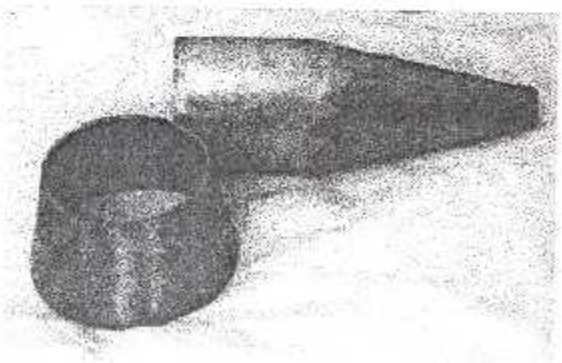


Figure (VI-11) Les pièces constituant la tuyère.

4/ Le carter :

La figure ci dessous montre la forme générale du carter :

Figure (VI-12) Le carter.

C'est une pièce réalisée en acier inoxydable qui regroupe tous les éléments du turboréacteur et qui comporte des orifices pour le passage de la bougie d'allumage, la tuyauterie des circuits : carburant et graissage. Il est constitué de trois parties : cylindre, cône (voir annexe 3) et bague de fixation.
La figure suivante montre les dimensions du carter :

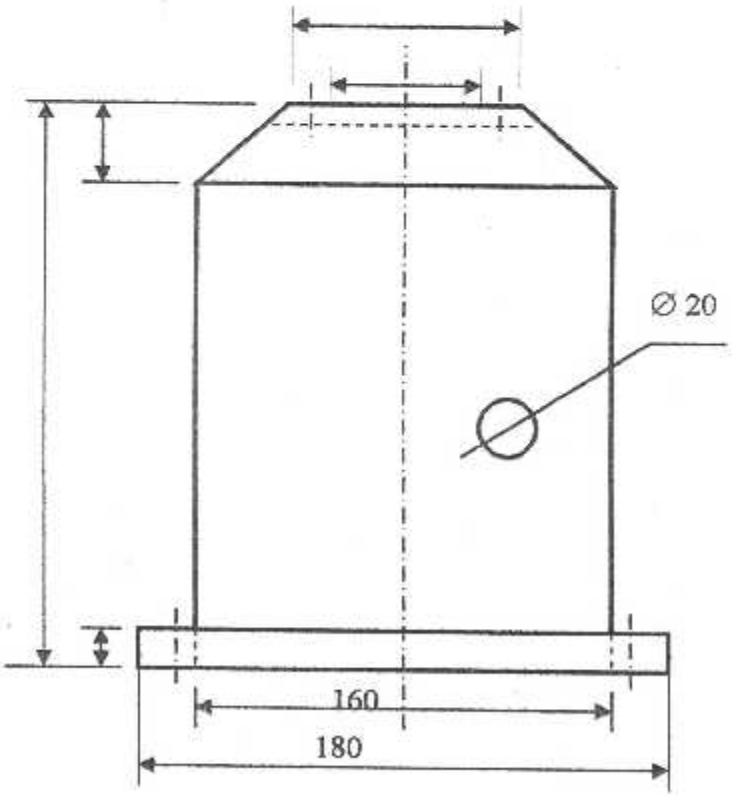


Figure (VI-13) dimensions du carter

5/ Assemblage du moteur :

Après avoir réalisé toutes les pièces qui constituent le micro turboréacteur (entrée d'air, compresseur, diffuseur, arbre, cache de lubrification des roulements, chambre de combustion, turbine, tuyère d'éjection, différentes butées et bagues d'assemblages, circuits de graissage et de carburant et le carter) nous avons procédé à l'assemblage du moteur pour constituer ainsi notre banc d'essaie. Selon l'enchaînement suivant :

Ayant choisi une roue de compresseur, un diffuseur a été dimensionné et réalisé dans la première partie pour constituer l'étage de compresseur :

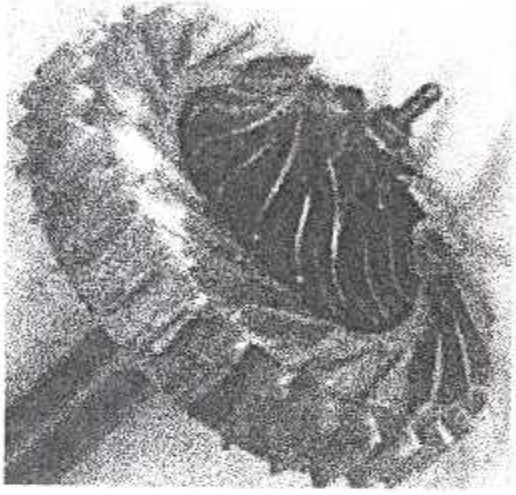


Figure (IV-14) l'étage du compresseur.

Pour que le compresseur accomplisse sa fonction convenablement la présence d'une entrée d'air et d'un cache est nécessaire, ils constituent une seule pièce, comme le montre la figures ci dessous :

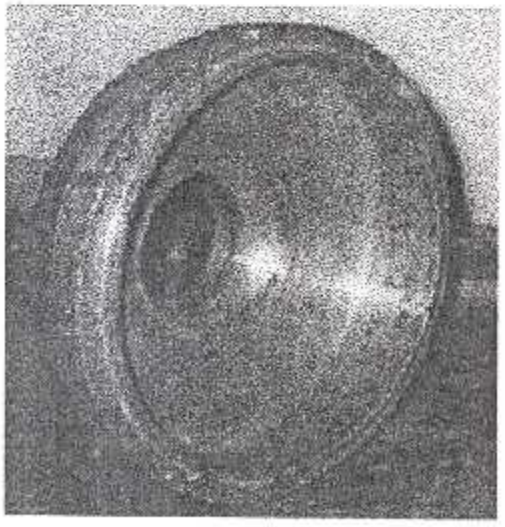


Figure (IV-15) Entrée d'air.

Pour que le compresseur fonctionne, il doit être relié à la turbine par l'intermédiaire d'un arbre qui est supporté par deux paliers (roulements à billes).

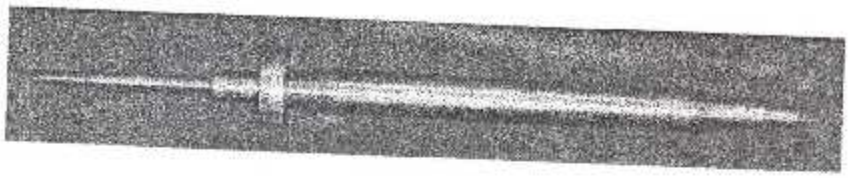


Figure (IV-16) Arbre de transmission.

La lubrification des paliers est assurée par un cache de lubrification (figureIV-17) ,qui sera fixé d'un coté sur le diffuseur et de l'autre sur le stator ,il comporte deux orifices pour l'arrivée et la récupération de l'huile de graissage.

Figure (IV-17) Cache de lubrification.

Le cache fixé au diffuseur sert aussi de butée pour le palier du compresseur, pour la turbine on utilise une butée de diamètre 56 mm en bronze, fixée à l'aide de trois vis au stator, et pour assurer une étanchéités on dispose un joint en fibres de verre qui résiste aux hautes températures et évite les fuites du lubrifiant.

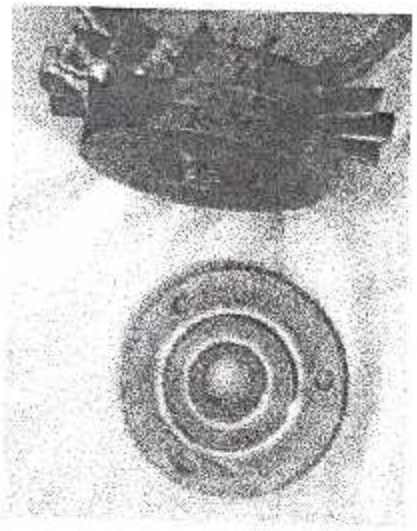


Figure (IV-18) Butée du roulement de la turbine.

Pour faciliter le montage et le démontage de l'ensemble, on commence d'abord par insérer la chambre de combustion puis la fixer à la turbine, en prenant en considération la connexion de la tuyauterie interne du circuit carburant.

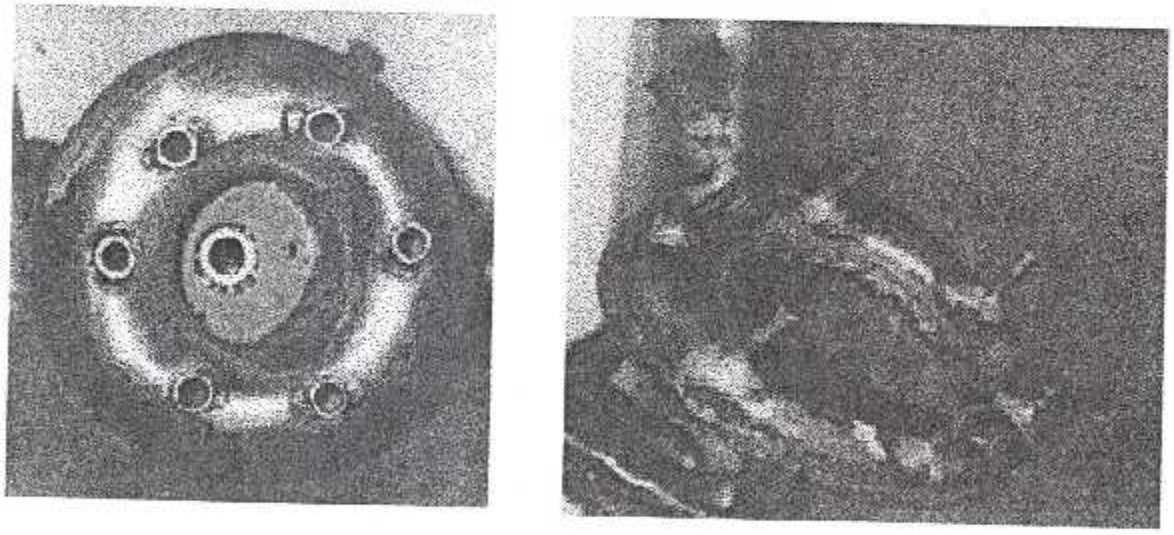


Figure (IV-19) Tuyauterie carburant et son emplacement sur la chambre.

On réalisera ainsi le moteur, en fixant la turbine au carter et la tuyère à l'aide des butées de la figure suivante :

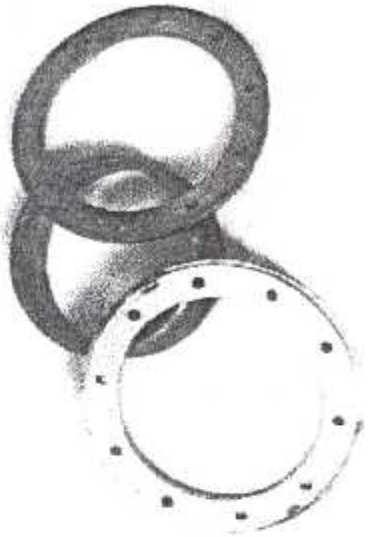


Figure (VI-20) Butées de fixation.

En se basant sur le plan de l'ensemble du moteur figurant dans la page suivante (dessin technique du montage), on aura réalisé notre micro turboréacteur montré dans la figure (IV-21).

Quand aux autres pièces constituant le moteur, leurs plans sont présents dans l'annexe 4.

Figure (IV-21) Micro turboréacteur réalisé.

Après avoir effectuer le montage complet de notre turboréacteur il nous a fallut amorcer son fonctionnement à l'aide d'un démarreur :

6/ Le démarreur :

Afin d'assurer une vitesse de rotation minimale de l'arbre, on a besoin d'un ventilateur qui fournit le débit d'air rentrant nécessaire pour garantir un régime de fonctionnement minimale du compresseur.
Le ventilateur utilisé, est de type centrifuge dont les caractéristiques sont :

-Marque :*ALPAC induction motor.*
-N° de série :*PD 1325.*
- Puissance :*5.5 kW*
-Alimentation :*380 V Ac*
-Fréquence :*50 Hz*
-Vitesse de rotation : *2870 tr/min*
-Ampérage :*10.5 A*
-Montage : *triphasé en triangle.*
-angle de fan : $\alpha = 30°$.
-angle de fan intérieur :90°.

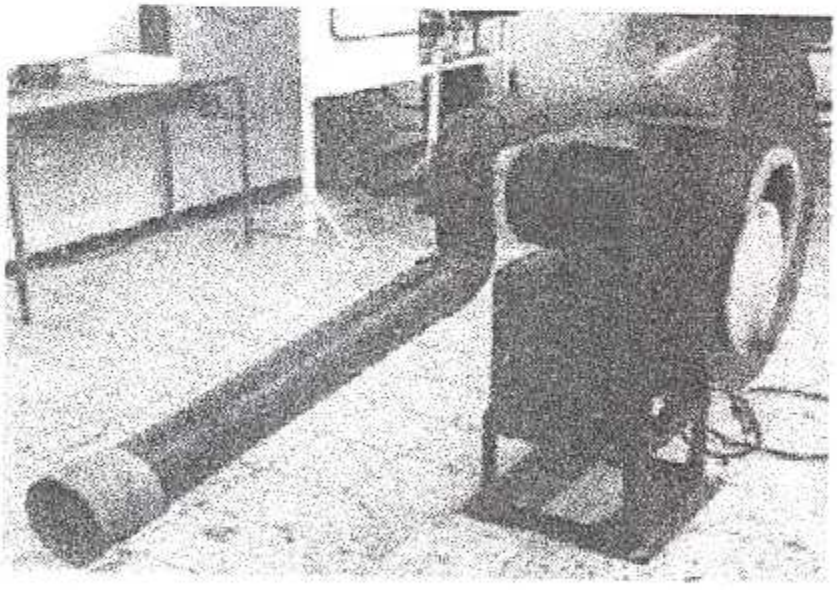


Figure (VI-22) Le ventilateur.

Conclusion.

CONCLUSION

Le travail que nous avons effectué nous a aidé à approfondir et acquérir une expérience dans certains domaines : la métallurgie, la soudure, l'usinage (fraisage, tournage) et la mécanique, qui a contribué à la bonne maîtrise de notre formation en aéronautique.

Dans ce modeste travail, on a été confronté à certaines entraves, comme la non disponibilité des matériaux, la difficulté d'accès aux structures industrielles, et certains problèmes dus aux dimensions réduites de la réalisation, qui nous ont permis de nous rendre compte des différents problèmes qui peuvent être rencontrés lors d'une conception.

En dépit de ces obstacles, qui n'ont causé qu'une perte de temps, nous avons pu aboutir à la réalisation de notre projet qui servira de banc d'essai, et d'outil pédagogique pour les étudiants.

Pour les futures études, il serait intéressant de rendre ce micro turboréacteur autonome du point de vu alimentation du lubrifiant et du combustible et l'exploiter pour mettre en marche une maquette d'avion.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

[1] **Turbine à gaz**, Gérard PORTE

Ecole nationale supérieur de techniques avancées.

[2] **Energétique et turbomachines**, René BIDARD, Jacques BONWIN

Edition Eyrolles 1979.

[3] **Articles** : The spacing of turbomachine blading especially with large angular deflections- Zweiffel, revue brown-boverie, December 1945.

[4] **Articles** : Technique d'ingénieur. (métallurgie, turbomachine, mécanique)

[5] **Thèse de fin d'études** : réalisation d'un micro turboréacteur, Université de Blida (2002)

[6] **Elément de propulsion**, CAREER, ENSAE.

[7] **Thèse de fin d'étude** : Dimensionnement d'une turbine axiale (2000).

[8] **Guide du dessinateur**, A.CHEVALIER.

[9] **Fundamentals of gaz turbine**, William BATHIE.

Deuxième édition, low state university of science and technologie.

Annexes.

```
      real m6,m0,mv,ma

c     write(*,*)'pression et temperature atmospherique:'
c      read(*,*)p0,t0
c      write(*,*)'rendement diffuseur rod='
c      read(*,*)rod
c      write(*,*)'rapport de compression PIc='
c      read(*,*)pic
c      write(*,*)'rendement comprsseur roc='
c      read(*,*)roc
c      write(*,*)'Tmax='
c      read(*,*)Tmax
c      write(*,*)'rendement chambre de combustion rob='
c      read(*,*)rob
c      write(*,*)'DELTA Pb='
c      read(*,*)deltapb
c      write(*,*)'rendemant mecanique turbine='
c      read(*,*)rom
c      write(*,*)'rendement turbine='
c      read(*,*)rot
c      write(*,*)'donner Qr en KJ/Kg'
c      read(*,*)qr
c      write(*,*)'mach a l'entre m0='
c      read(*,*)m0
c     write(*,*)'debit en kg/s'
c    read(*,*)ma
c    write(*,*)'rend tuyere'
c    read(*,*)ron
      open(1,file='pops.dat')
      write(1,100)
      write(1,200)'M0=','Ts','Cs','Rop','Roth','Ro','EGT'
      write(1,100)
c     do 50 i=0,1,0.01
      m0=0
      write(1,*)'*********station 1: diffuseur*********************'
      v0=m0*sqrt(gam*r*t0)
      x1=(1+rod*((gam-1)/2)*m0**2)
      x2=(1+((gam-1)/2)*m0**2)
      pt2=(p0*x1**(gam/(gam-1)))
      tt2=t0*x2
      pid=(x1/x2)**(gam/(gam-1))
      write(1,*)'v0=',v0
      write(1,*)'Pt2=',pt2
      write(1,*)'tt2=',tt2
      write(1,*)'PId=',pid
      write(1,*)'*********station 2:compresseur********************'
      write(1,*)'rapport de compression=',pic
      toc=((pic**((gam-1)/gam)-1)/roc)+1
      pt3=pt2*pic
```

```
tt3=tt2*toc
write(1,*)'TOc=',toc
write(1,*)'Pt3=',pt3
write(1,*)'Tt3=',tt3
write(1,*)'*********station 3:chambre de combustion**********'
tt4=tmax
cp=((r*gam)/(gam-1))*.001
cpg=((r*gamg)/(gamg-1))*.001
tob=tt4/tt3
f=((tob-(cp/cpg))/tob)/(((rob*qr)/(cpg*tt4))-1)
pib=1-deltapb
pt4=pt3*pib
write(1,*)'Tt4=',tt4
write(1,*)'TOb=',tob
write(1,*)'Pt4=',pt4
write(1,*)'PIb=',pib
write(1,*)'f=',f
write(1,*)'*********station 4:turbine**********************'
tot=1-((cp*(toc-1))/((1+f)*rom*cpg*toc*tob))
pit=(((tot-1)/rot)+1)**(gamg/(gamg-1))
tt5=tt4*tot
pt5=pt4*pit
write(1,*)'Tt5=',tt5
write(1,*)'TOt=',tot
write(1,*)'Pt5=',pt5
write(1,*)'PIt=',pit
write(1,*)'*********station 5:tuyere**********************'
p6=pt5/((1-(1/ron)*((gamg-1)/(gamg+1)))**(-gamg/(gamg-1)))
x=(ron*(1-((p6/pt5)**((gamg-1)/gamg))))
m6=((2/(gamg-1))*(x/(1-x)))**.5
tt6=tt5
t6=tt6/(1+((gamg-1)/2)*m6**2)
mv=(p6*100000)/(r*t6)
v6=m6*sqrt(gamg*r*t6)
a6=((1+f)*ma)/(mv*v6)
d6=sqrt((4*a6)/3.14)
write(1,*)'section sortie turbine=',a6
write(1,*)'masse volumique echappement=',mv
write(1,*)'diametre=',d6
write(1,*)'M6=',m6
write(1,*)'p6=',p6
write(1,*)'Tt6=',tt6
write(1,*)'T6=',t6
write(1,*)'***********performances du moteur*****************'
ts=(1+f)*v6-v0+(1+f)*((r*t6)/v6)*(1-(p0/p6))
write(1,*)'poussée specifique Ts=',ts
cs=(f/ts)*3600
write(1,*)'consomation speciphique Cs=',cs
y=.5*(1+f)*v6**2
z=.5*v0**2
```

```
      rop=(ts*v0)/(y-z+(1+f)*r*t6*(1-(p0/p6)))
      write(1,*)'rendement de propulsion=',rop
      roth=(y-z+(1+f)*r*t6*(1-(p0/p6)))/(f*(qr*1000))
      write(1,*)'rendement thermique=',roth
      ro=rop*roth
      write(1,*)'rendement du moteur=',ro
      write(1,300)M0,Ts,Cs,Rop,Roth,Ro,tt5
50    continue
100   format(2(3x,38('##'),/))
200   format(3x,'##',2x,a3,2x,'##',5x,a2,4x,'#',5x,a2,5x,'#',5x,a3,4x,'#',4x,a4,4x,
      '#',5x,a2,5x,'##',5x,a3,5x,'//')

300   format(3x,'##',2x,f3.2,2x,'##',2x,f7.3,2x,'#',4(2x,f8.5,2x,'#') ,2x,e 10.4,2x,'#',/)
      write(1,100)
      stop
      end
```

```
      RealTt1,Tt3,OMr,Pt1,M1,M2,alph1,alph3,Cp,gam,u32,FItrot,FItstat,alph2,V2,u2,vi2,T2,Pt2,P2,M
      2r,V3,u3,vi3,T3,Pt3,P3,M3,M3r,ksi,VR,Rt,ZsCx,ZrCx,Pis,Ros,gc,alphh1,alpht1,mfpm1,mfpm2,n
      m,nt,nh,mfpm3,nhr,ntr,nmr
      open(2,file='stitch.dat')
c     write(*,*)'les donneés de letage turbine sont:'
c     write(*,*)'temperature entree turbine Tt1='
c     read(*,*)Tt1
c     write(*,*)'temperature sortie turbine Tt3='
c     read(*,*)Tt3
c     write(*,*)'OMr='
c     read(*,*)OMr
c     write(*,*)'pression totale à l entree turbine Pt1='
c     read(*,*)Pt1
c     write(*,*)'mach entree M1='
c     read(*,*)M1
c     write(*,*)'mach sortie M2='
c     read(*,*)M2
c     write(*,*)'alpha 1 =        alpha 3='
c     read(*,*)alpha1,alpha3
c     write(*,*)'Cp='
c     read(*,*)Cp
c     write(*,*)'gama='
c     read(*,*)gam
c     write(*,*)'u3/u2='
c     read(*,*)u32
c     write(*,*)'FI stator='
c     read(*,*)FItstat
c     write(*,*)'FI rotor='
c     read(*,*)FItrotc      write(*,*)'debit q='
c     read(*,*)q
c     write(*,*)'rayon moyen rm = '
c     read(*,*)rm
c     write(*,*)'la force tengentielle Zs= '
c     read(*,*)Zs
c     write(*,*)'le rapport corde/hauteur stator c/h='
c     read(*,*)ch

      alph1=alpha1*3.14159/180.
      alph3=alpha3*3.14159/180.
      gc=1
      T1=Tt1/(1+((gam-1)/2*M1**2))
      V1=sqrt((2*gc*Cp*tt1)/(1+2/((gam-1)*M1**2)))
      u1=V1*cos(alph1)
      vi1=V1*sin(alph1)
      Tt2=Tt1
      T2=Tt2/(1+((gam-1)/2)*M2**2)
      V2=sqrt((2*gc*Cp*Tt2)/(1+2/((gam-1)*M2**2)))
      ksi=(gc*Cp*(Tt1-Tt3))/OMr**2
      VR=1/sqrt(2*ksi)
      y1=ksi*(OMr/V2)
      y2=u32*tan(alph3)
      y3=sqrt(1+y2**2-y1**2)
      alph2=asin((y1-y2*y3)/(1+y2**2))
      alphd2=alph2*180./3.14159
      u2=V2*cos(alph2)
      gfi=u2/omr
      vi2=V2*sin(alph2)
      V3=(u32)*(cos(alph2)/cos(alph3))*V2
```

```
      rh3=rm-h3/2
      vh3=vi3*(rm/rh3)
      vt3=vi3*(rm/rt3)
      alphh3=atan(vh3/u2)
      alphh3d=alphh3*180./3.14159
      alpht3=atan(vt3/u3)
      alpht3d=alpht3*180./3.14159
      beta3h=atan((vh3+omr)/u3)
      beta3t=atan((vt3+omr)/u3)
c     la corde du stator est
      c=ch*(h1+h2)/2.

c     on calcul le stagger angle, la solidite et l'espacement a la ligne moyenne, hug, et tip:
c     at mean line
      omeg1m=alph1
       zscm=zscx
c     zscm=Zs(Cx/s)
      Cm=ZsCm/Zs
c     cm=Cx/s
      solm=1.0
10    continue
      solmi=solm
      omeg2m=(omeg1m+8*sqrt(solm)*alph2)/(8*sqrt(solm)-1)
      tetam=(omeg2m-omeg1m)/2
      solm=Cm/cos(tetam)
      dif=abs(solm-solmi)
      if(dif.lt.0.000001)  then
      tetamd=tetam*180./3.14159
      omeg2md=omeg2m*180./3.14159
      else
      goto 10
      endif
c     l'espacement et la corde axiale au mean:
      sm=c/solm
      cxm=c*cos(tetam)
      nm=(2.*3.14159*rm)/sm
c     at the hub:
      omeg1h=alphh1
      ZsCh=(2*(cos(alphh2))**2)*(tan(alphh1)+(u2/u1)*tan(alphh2))* (u1/u2)**2
      Ch=ZsCh/Zs
      solh=1.0
20    continue
      solhi=solh
      omeg2h=(omeg1h+8*sqrt(solh)*alphh2)/(8*sqrt(solh)-1)
      tetah=(omeg2h-omeg1h)/2
      solh=Ch/cos(tetah)
      dif2=abs(solh-solhi)
      if (dif2.lt.0.000001)    then
      tetahd=tetah*180./3.14159
      omeg2hd=omeg2h*180./3.14159
      else
      goto 20
      endif
c     l'espacement et la corde axiale au hub:
      sh=c/solh
      cxh=c*cos(tetah)
      nh=(2.*3.14159*rh1)/sh
c     at the tip:
      omeg1t=alpht1
      ZsCt=(2*(cos(alpht2))**2)*(tan(alpht1)+(u2/u1)*tan(alpht2))*(u1/u2)**2
```

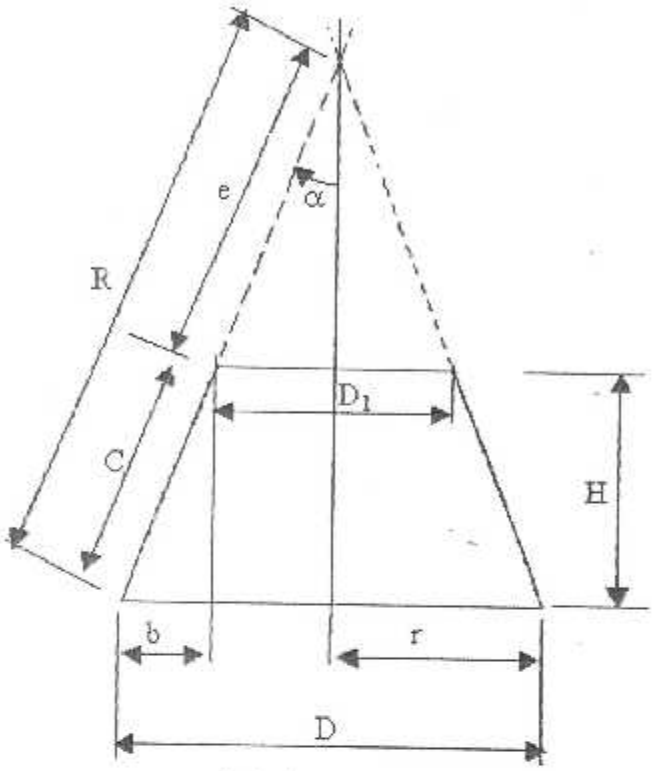
```
      Ct=ZsCt/Zs
      solt=1.0
30    continue
      solti=solt
      omeg2t=(omeg1t+8*sqrt(solt)*alpht2)/(8*sqrt(solt)-1)
      tetat=(omeg2t-omeg1t)/2
      solt=Ct/cos(tetat)
      dif3=abs(solt-solti)
      if (dif3.lt.0.000001) then
      tetatd=tetat*180./3.14159
      omeg2td=omeg2t*180./3.14159
      else
      goto 30
      endif

c     l'espacement et la corde axiale au tip:
      st=c/solt
      cxt=c*cos(tetat)
      nt=(2.*3.14159*rt1)/st
      write(2,100)
      write(2,200)tt1,tt1,tt1,tt2,tt2,tt2,tt2r,tt3r,tt3,tt3,tt3,pt1/1000,pt1/1000,pt1/1000,pt2/1000,pt2/1000,pt2/
      1000,pt2r/1000,pt3r/1000,pt3/1000,pt3/1000,pt3/1000
      write(2,300)tt1,t1,t1,t2,t2,t2,t2,t3,t3,t3,t3,p1/1000,p1/1000,p1/1000,p2/1000,p2/1000,p2/1000,p2/1000
      ,p3/1000,p3/1000,p3/1000,p3/1000,m1,m1,m1,m2,m2,m2,m2r,m3r,m3,m3,m3,v1,v1,v1,v2,v2,
      v2,v2,v3,v3,v3,v31, u1,u1,u2,u2,u2,u2,u3,u3,u3,u3,vh1,v1,vt1,vh2,vi2,vt2,vi2,vi3,vh3,vi3,
      vt3,rh1,rm,rt1,rh2,rm,rt2,rm,rm,rh3,r m,rt3
      write(2,400)alphh1d,alpha1,alpht1d,alphh2d,alphd2,alpht2d,alphh3d,alpha3,alpht3d,beta2d,beta3d
100   format(180(1h),/,6x,7hstation,8x,2h1h,12x,2h1m,12x,2h1t,12x,2h2h,12x,2h2m,13x,2h2t,
      13x,3h2Rm,14x, 3h , 3 Rm,13x,2h3h,12x,2h3m,12x,2h3t,/,1x,10hproprietes,/,180(1h-))
200   format(2hTt,3x,4h(°K),3x,11(f12.3,3x),/,2hPt,2x,5h(kPa),3x,11(f12.3,3x))
300   format(1hT,4x,4h(°K),3x,11(f12.3,3x),/,1hP,4x,5h(kPa),2x,11(f12.3,3x),/,1hM,11x,
      11(f12.3,3x),/,1hV,4x,5h(m/s),2x,11(f12.3,3x),/,1hu,4x,5h(m/s),2x,11(f12.3,3x),/,1hv,4x,5h(m/s),2x,
      11(f12.3,3x),/,1hr,4x,3h(m),4x,11(f12.3,3x))
      Rth=1.-((1./(2*ksi))*(V2/OMr)**2*(1-(u32*cos(alphh2)/cos(alphh3))**2))
      Rtt=1.-((1./(2*ksi))*(V2/OMr)**2*(1-(u32*cos(alpht2)/cos(alpht3))**2))
      om=omr/rm
      grandn=(om*60)/(2*3.14159)
      write(2,*)'Omega*r=',omr
      write(2,*)'omega=',om,'        rad/s'
      write(2,*)'N=',grandn,'        tr/mn'
      write(2,*)'Hub:  °R= ',Rth
      write(2,*)'Mean: °R= ',Rt
      write(2,*)'Tip:  °R= ',Rtt
      write(2,*)'To s=  ',Tos
      write(2,*)'Ps s=  ',Pss
      write(2,*)'Ksi=   ',ksi
      write(2,*)'grand fi=',gfi
      write(2,*)'Ro s=  ',ros
      write(2,*)'h1=    ',h1
      write(2,*)'h2=    ',h2
      write(2,*)'h3=    ',h3
      write(2,*)'A1=    ',a1
      write(2,*)'A2=    ',a2
      write(2,*)'A3=    ',a3
      write(2,*)'Zr(Cx/s)=',ZrCx
      write(2,*)'Zs(Cx/s)=',ZsCx
      rt12=(rt1+rt2)/2.
      rh12=(rh1+rh2)/2.
      rt23=(rt2+rt3)/2.
      rh23=(rh2+rh3)/2.
```

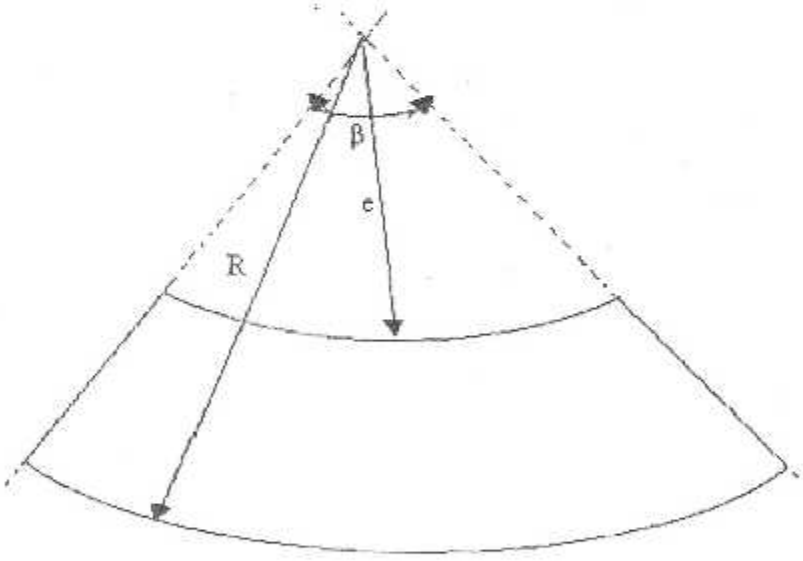
```
        write(2,150)
        write(2,250)rt12,solt,st,nt,cxt,rm,solm,sm,nm,cxm,rh12,solh,sh,nh,cxh
        ws=cxt
        write(2,*)'teta au hub tip et mean sont [°]:'
        write(2,*)'tetah=',tetahd,'      tetam=',tetamd,'      tetat=',tetatd
         write(2,*)'la corde du stator est c=',c
         write(2,*)'-----------------------------------------------------'
        write(2,*)'gama1=',alpha1
         write(2,*)'gama2m au hub tip et mean sont [°]:'
        write(2,*)'gama2h=',omeg2hd,'    gama2t=',omeg2td,'   gama2m=',omeg2md
         write(2,*)'-----------------------------------------------------'
         write(2,*)'laube stator a un Ws=',ws
150     format(/////,27hlcs-parametres-stator-,7x,8hsolidite,7x,10hespacement,5x,11hnombreaubes
         5x,11hcord eaxiale,/,90(1h-))
250     format(3htip,7x,5(f7.4,8x),/,4hmean,6x,5(f7.4,8x),/,3hhub,7x,5(f7.4,8x),/,90(1h-))
c       *****************partie rotor:***************************
         cr=chrot*(h2+h3)/2

c       on calcul le stagger angle, la solidite et l'espacement a la ligne moyenne, hug, et tip:
c         at mean line
        omeg1mr=alph2
         zrcm=zrcx
        Cmr=ZrCm/Zr
        solmr=1.0
11        continue
         solmir=solmr
         omeg2mr=(omeg1mr+8*sqrt(solmr)*alph3)/(8*sqrt(solmr)-1)
        omeg2mrd=omeg2mr*180./3.1415
         tetamr=(omeg2mr-omeg1mr)/2
         solmr=Cmr/cos(tetamr)
         difr=abs(solmr-solmir)
         if(difr.lt.0.000001)  then
       tetamdr=tetamr*180./3.14159
       omeg2mdr=omeg2mr*180./3.14159
       else
       goto 11
       endif
c      l'espacement et la corde axiale au mean:
       smr=c/solmr
       cxmr=c*cos(tetamr)
       nmr=(2.*3.14159*rm)/smr
c      at the hub:
       omeg1hr=alphh2
       ZrCh=(2*(cos(beta3h))**2)*(tan(beta2h)-(u3/u2)*tan(beta3h))* (u2/u3)**2
      Chr=ZrCh/Zr
      solhr=1.0
22    continue
      solhir=solhr
      omeg2hr=(omeg1hr+8*sqrt(solhr)*alphh3)/(8*sqrt(solhr)-1)
      tetahr=(omeg2hr-omeg1hr)/2
      solhr=Chr/cos(tetahr)
      dif2r=abs(solhr-solhir)
      if (dif2r.lt.0.000001)    then
      tetahdr=tetah*180./3.14159
      omeg2hdr=omeg2h*180./3.14159
      else
      goto 22
      endif
c     l'espacement et la corde axiale au hub:
       shr=c/solhr
```

```
      u3=V3*cos(alph3)
      vi3=V3*sin(alph3)
      Rt=1.-((1./(2*ksi))*(V2/OMr)**2*(1-(u32*cos(alph2)/cos(alph3))**2))
      T3=T2-Rt*(Tt1-Tt3)
      M3=M2*(V3/V2)*sqrt(T2/T3)
      M2r=M2*sqrt(((cos(alph2))**2+(sin(alph2)-OMr/V2))**2)
      M3r=M3*sqrt((cos(alph3))**2+(sin(alph3)+(OMr/V3))**2)
      Tt3r=Tt3+((V3**2/(2*gc*Cp))*(cos(alph3)**2+((sin(alph3)+(OMr/V3)**2)-1))
      Tt2r=Tt3r
      P1=Pt1*((T1/Tt1)**(gam/(gam-1)))
      TOs=Tt3/Tt1
      ZsCx=(2.*(cos(alph2))**2)*(tan(alph1)+(u2/u1)*tan(alph2))*(u1/u2)**2
      beta2=atan((vi2-OMr)/u2)
      beta3=atan((vi3+OMr)/u3)
      beta2d=beta2*180./3.14159
      beta3d=beta3*180./3.14159
      ZrCx=(2*(cos(beta3))**2)*(tan(beta2)+(u3/u2)*tan(beta3))*(u2/u3)**2
      Pt2=Pt1/(1+(FItstat*(1-(T2/Tt2)**(gam/(gam-1)))))
      P2=Pt2*(T2/Tt2)**(gam/(gam-1))
      Pt2r=P2*(Tt2r/T2)**(gam/(gam-1))
      Pt3r=Pt2r/(1+FItrot*(1-(T3/Tt3r)**(gam/(gam-1))))
      P3=Pt3r*((T3/Tt3r)**(gam/(gam-1)))
      Pt3=P3*((Tt3/T3)**(gam/(gam-1)))
      Pis=Pt3/Pt1
      Ros=(1-TOs)/(1-Pis**((gam-1)/gam))

c     station 1
      mfpm1=(M1*sqrt(gam/R))*(1./(1.+((gam-1.)/2.)*M1**2.))** ((gam+1.)/(2.*(gam-1.)))
      A1=(q*sqrt(Tt1))/(Pt1*mfpm1*cos(alph1))
      h1=A1/(2.*3.14159*rm)
      rt1=rm+h1/2.
      rh1=rm-h1/2.
      vh1=vi1*(rm/rh1)
      vt1=vi1*(rm/rt1)
      alphh1=atan(vh1/u1)
      alphh1d=alphh1*180./3.14159
      alpht1=atan(vt1/u1)
      alpht1d=alpht1*180./3.14159

c     station 2

      mfpm2=M2*sqrt(gam/R)*(1./(1.+((gam-1.)/2.)*M2**2.))**((gam+1.)/ (2.*(gam-1.)))
      A2=(q*sqrt(Tt2))/(Pt2*mfpm2*cos(alph2))
      h2=A2/(2*3.14*rm)
      rt2=rm+h2/2.
      rh2=rm-h2/2.
      vh2=vi2*(rm/rh2)
      vt2=vi2*(rm/rt2)
      alphh2=atan(vh2/u2)
      alphh2d=alphh2*180./3.14159
      alpht2=atan(vt2/u2)
      alpht2d=alpht2*180./3.14159
      beta2h=atan((vh2-omr)/u2)
      beta2t=atan((vt2-omr)/u2)

c     station 3
      mfpm3=M3*sqrt(gam/R)*(1./(1.+((gam-1.)/2.)*M3**2.))**((gam+1.)/ (2.*(gam-1.)))
      A3=(q*sqrt(Tt3))/(Pt3*mfpm3*cos(alph3))
      h3=A3/(2*3.14*rm)
      rt3=rm+h3/2.
```

```
      cxhr=c*cos(tetahr)
      nhr=(2.*3.14159*rh2)/shr
c     at the tip:
      omeg1tr=alpht2
      ZrCt=(2*(cos(beta3t))**2)*(tan(beta2t)+(u3/u2)*tan(beta3t))* (u2/u3)**2
      Ctr=ZrCt/Zr
      soltr=1.0
```

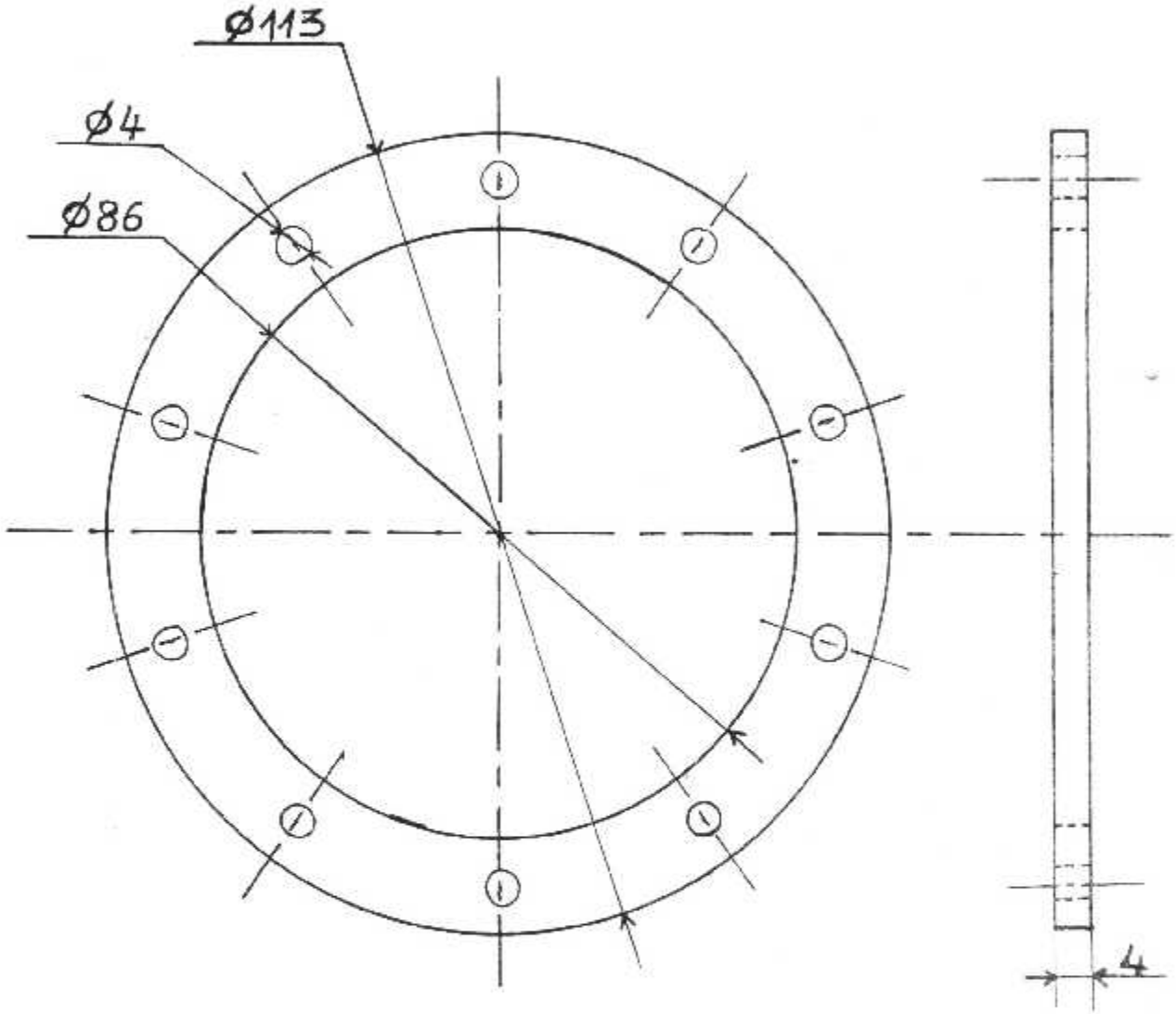
Pour le calcul des développées des différents cônes on suit la méthode de calcul suivante :



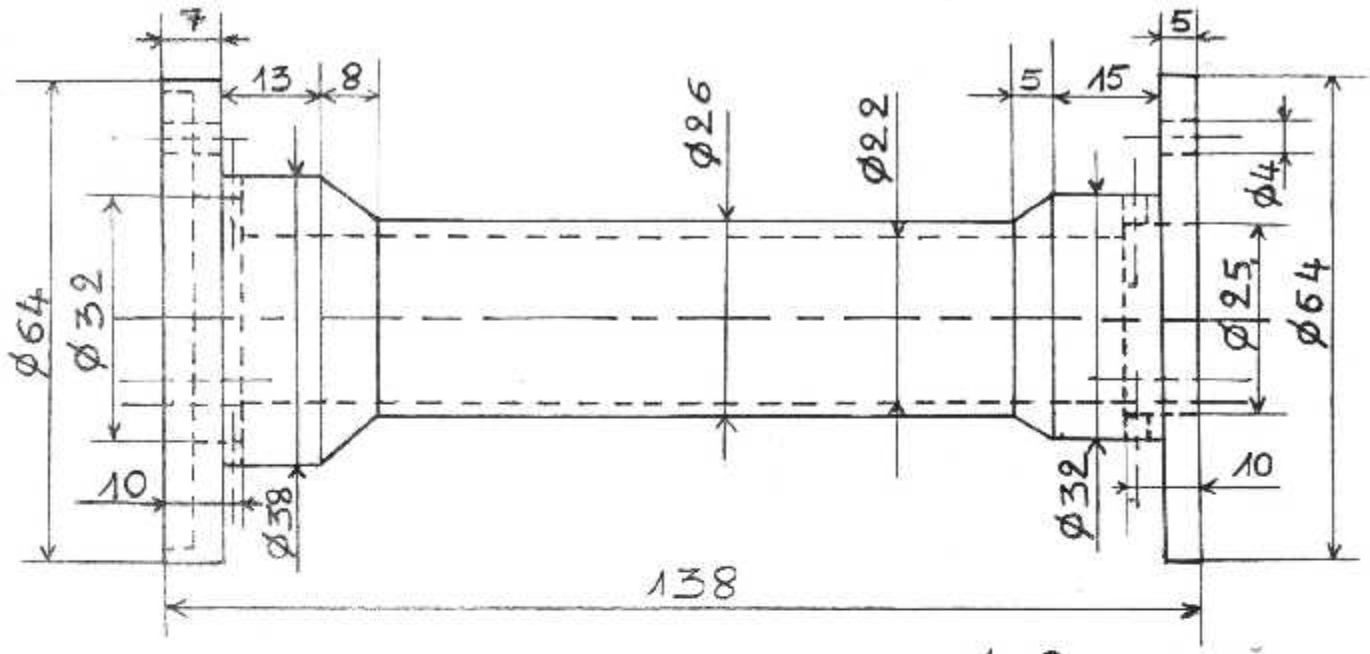


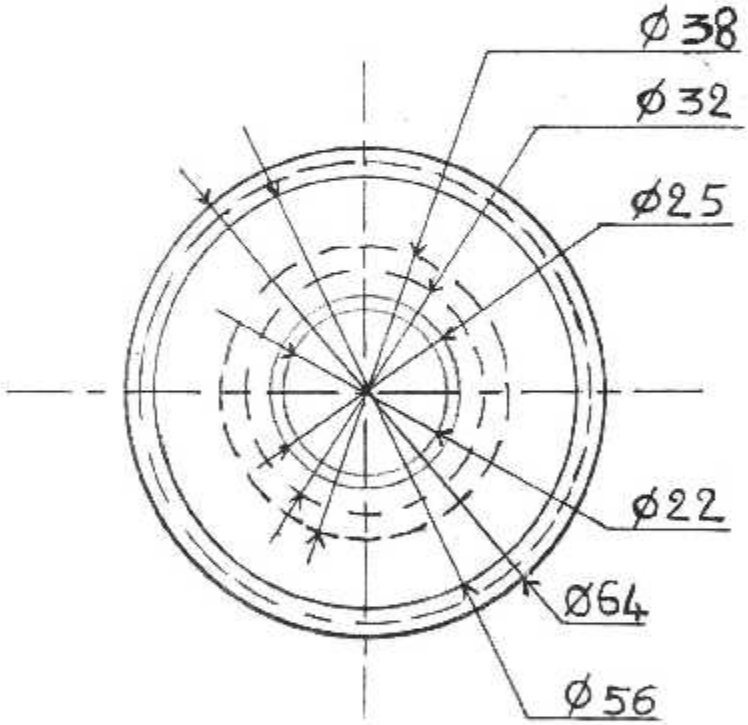
$n=\frac{D_1}{2}$; $b=\frac{D-D_1}{2}$; $tg\alpha=\frac{b}{H}$;

$e=\frac{n}{\sin\alpha}$; $C=\sqrt{H^2+b^2}$; $\beta=\frac{r}{R}*360$; $R=C+e$

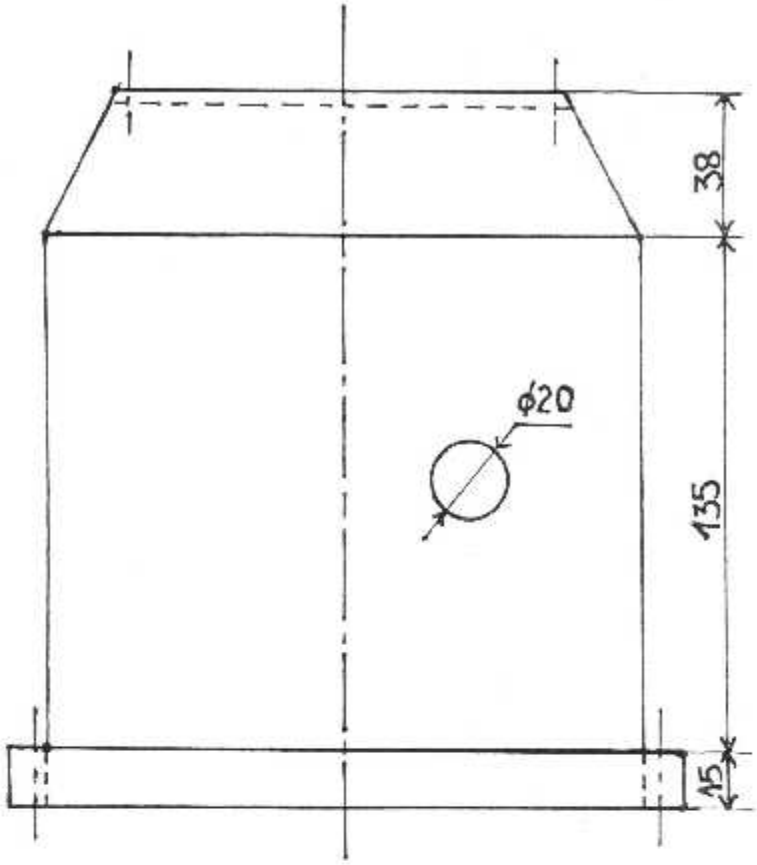


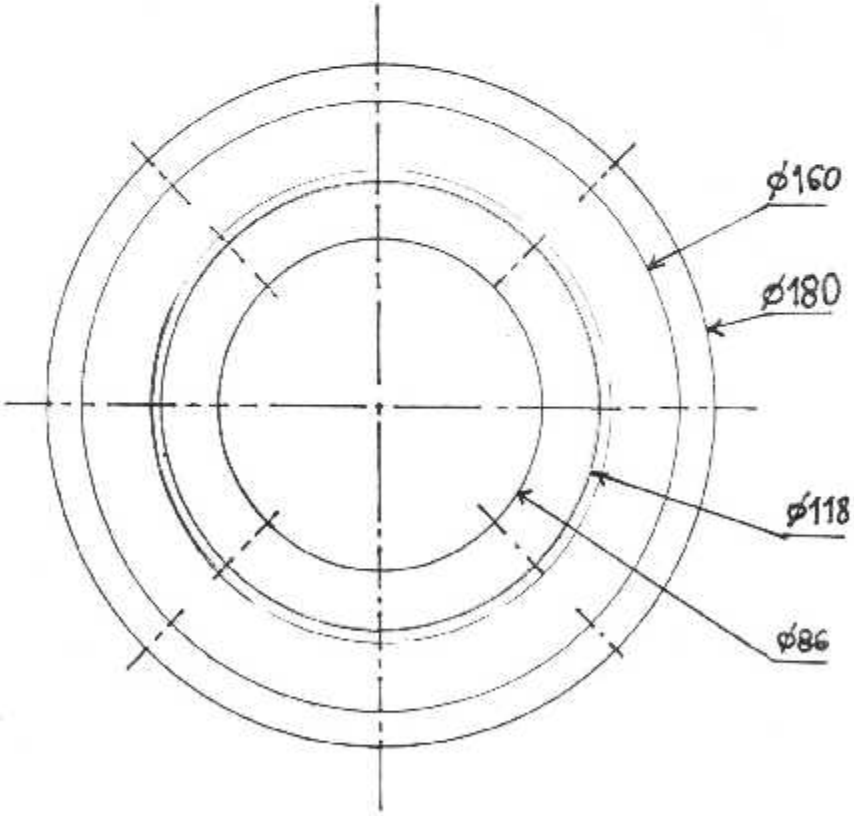
I.A.B		
BUTEE DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION	N: 1/7	
	ACIER INOX	1/1



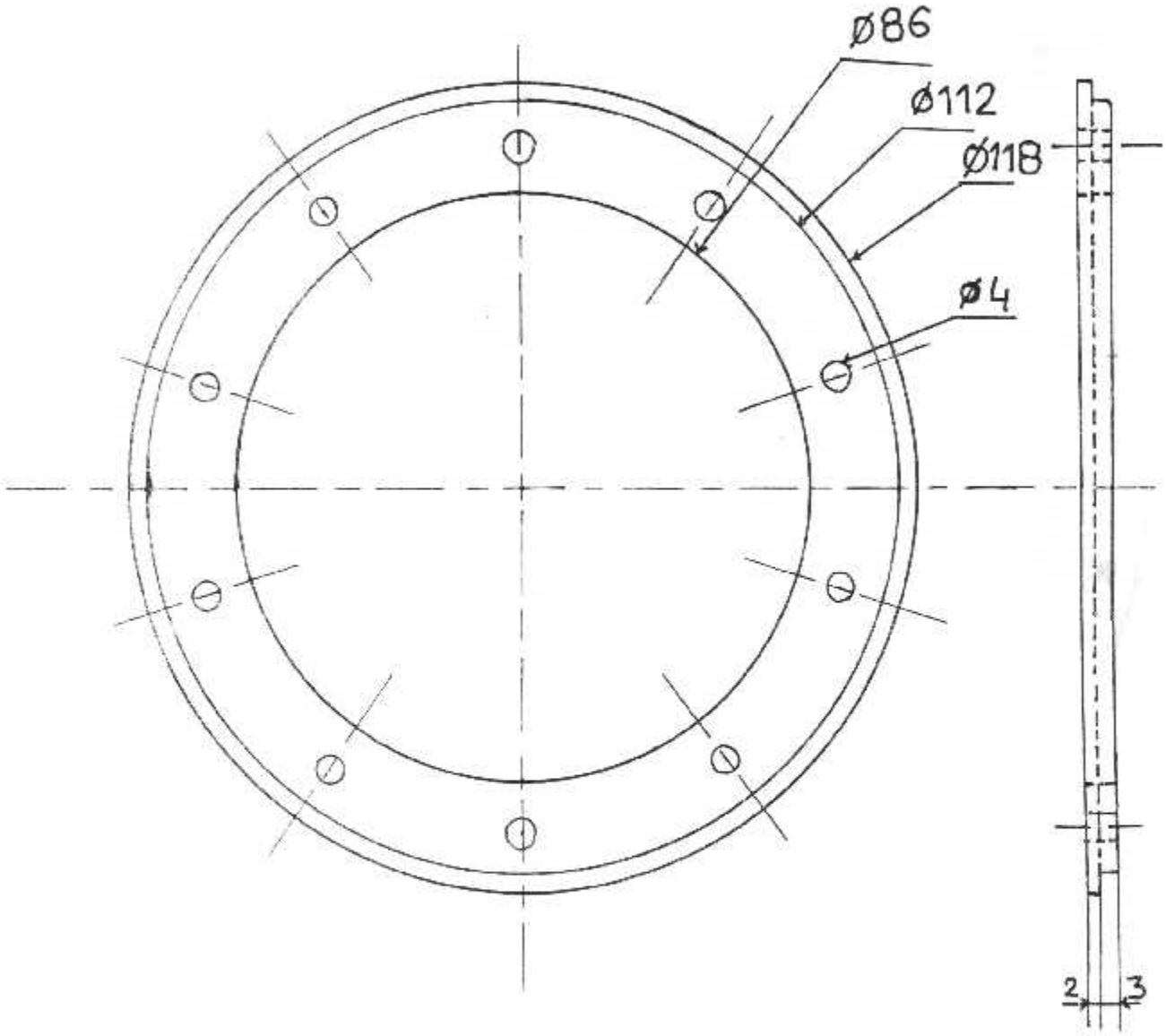


I.A.B		
CACHE DE LUBRIFICATION	N:2/7	
	INOX	1/1



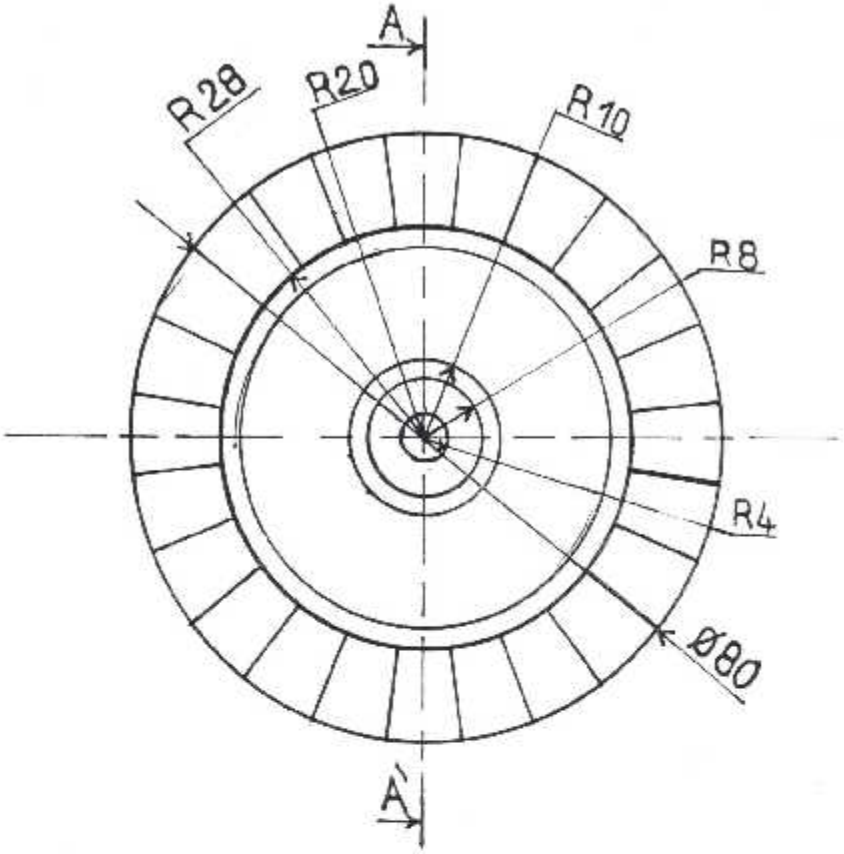


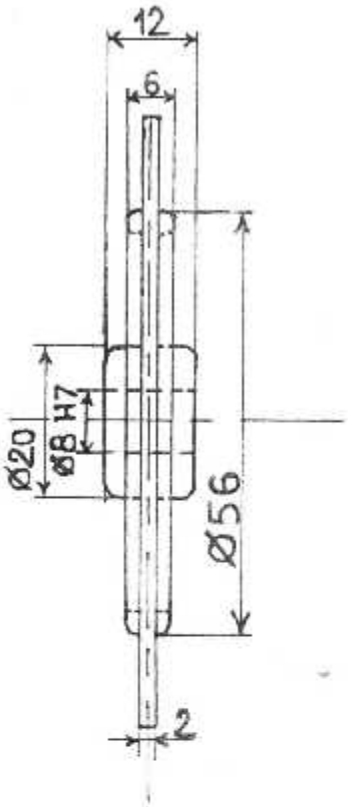
I.A.B		
CARTER	N° 377	
	INOX	1/2



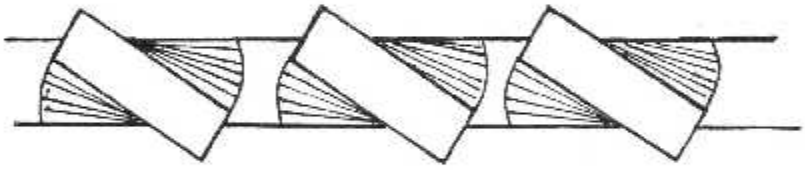
I.A.B

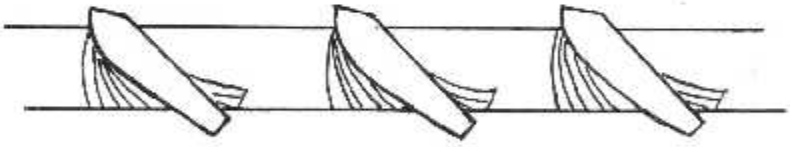
BRIDE DU CARTER	N: 4/7	
	INOX	1/1

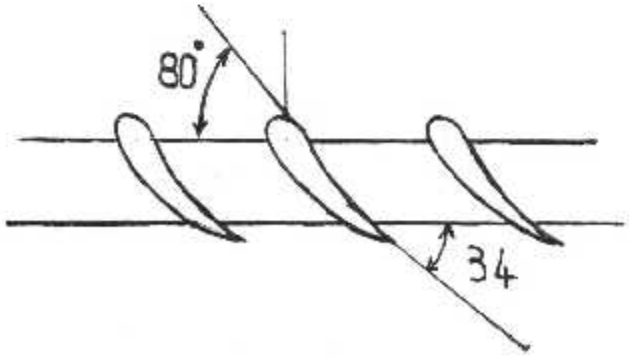


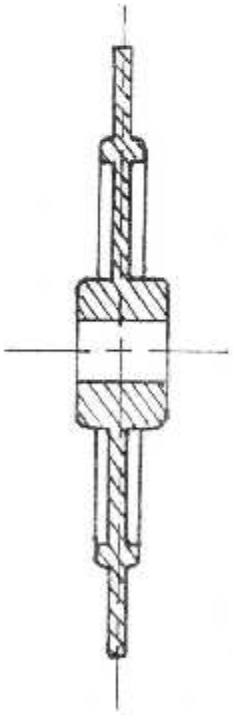


A_A





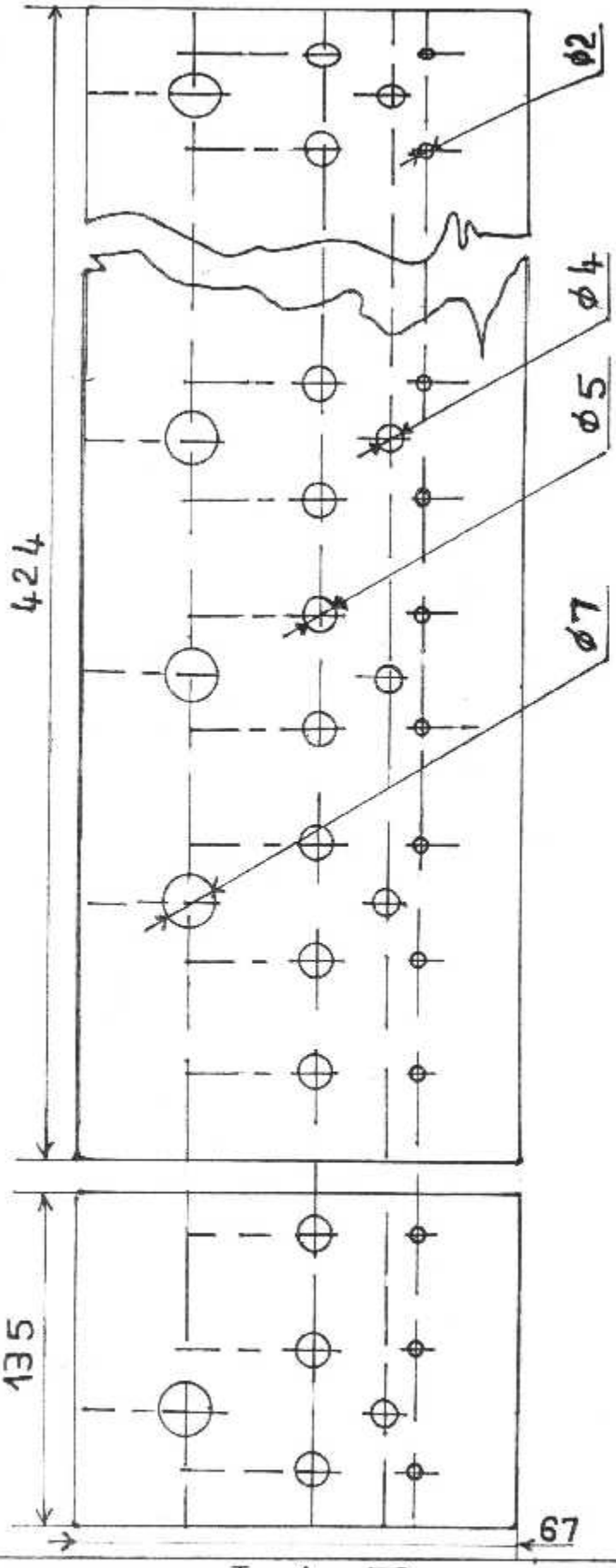




I_A_B

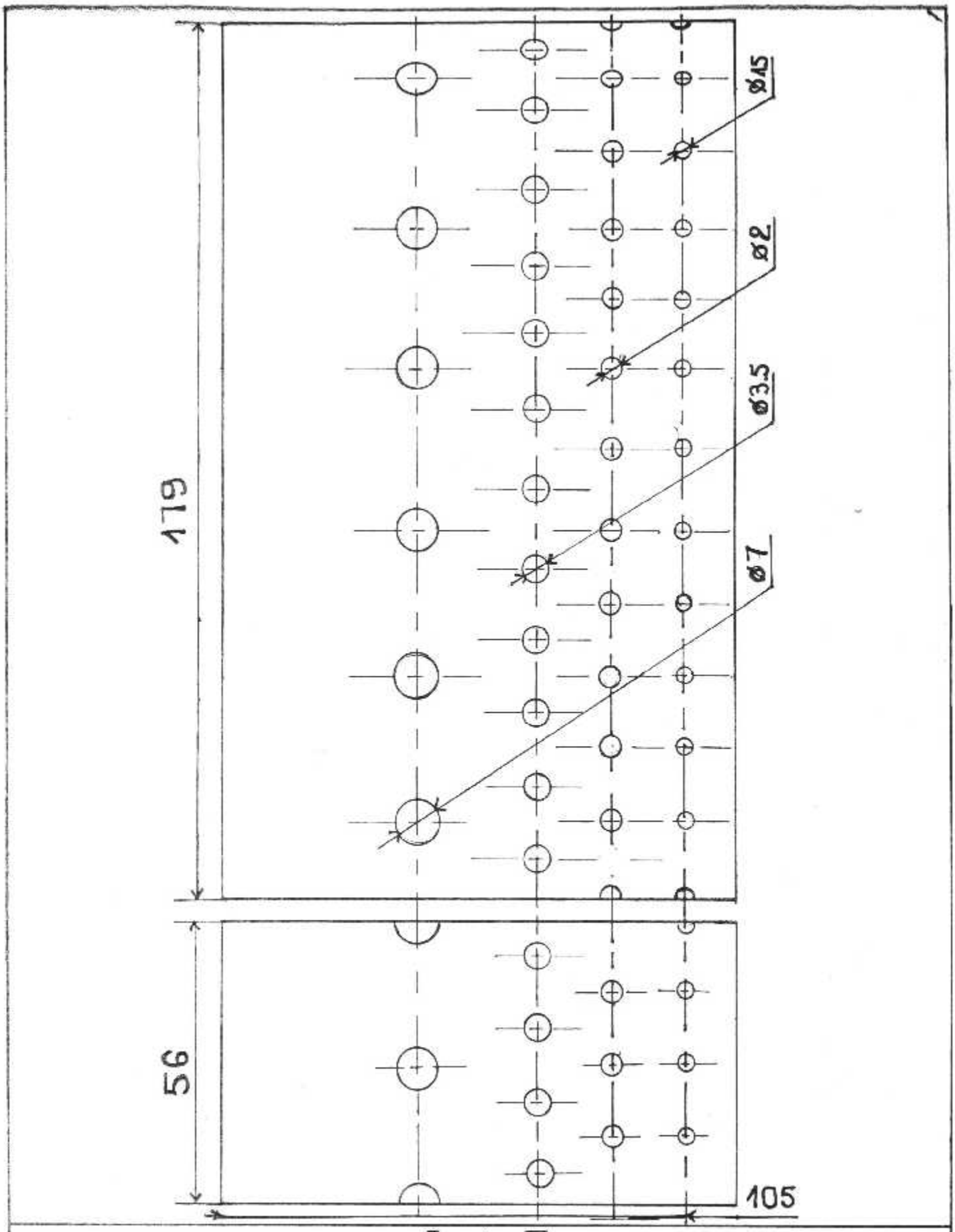
ROTOR

ESCALA	1/1



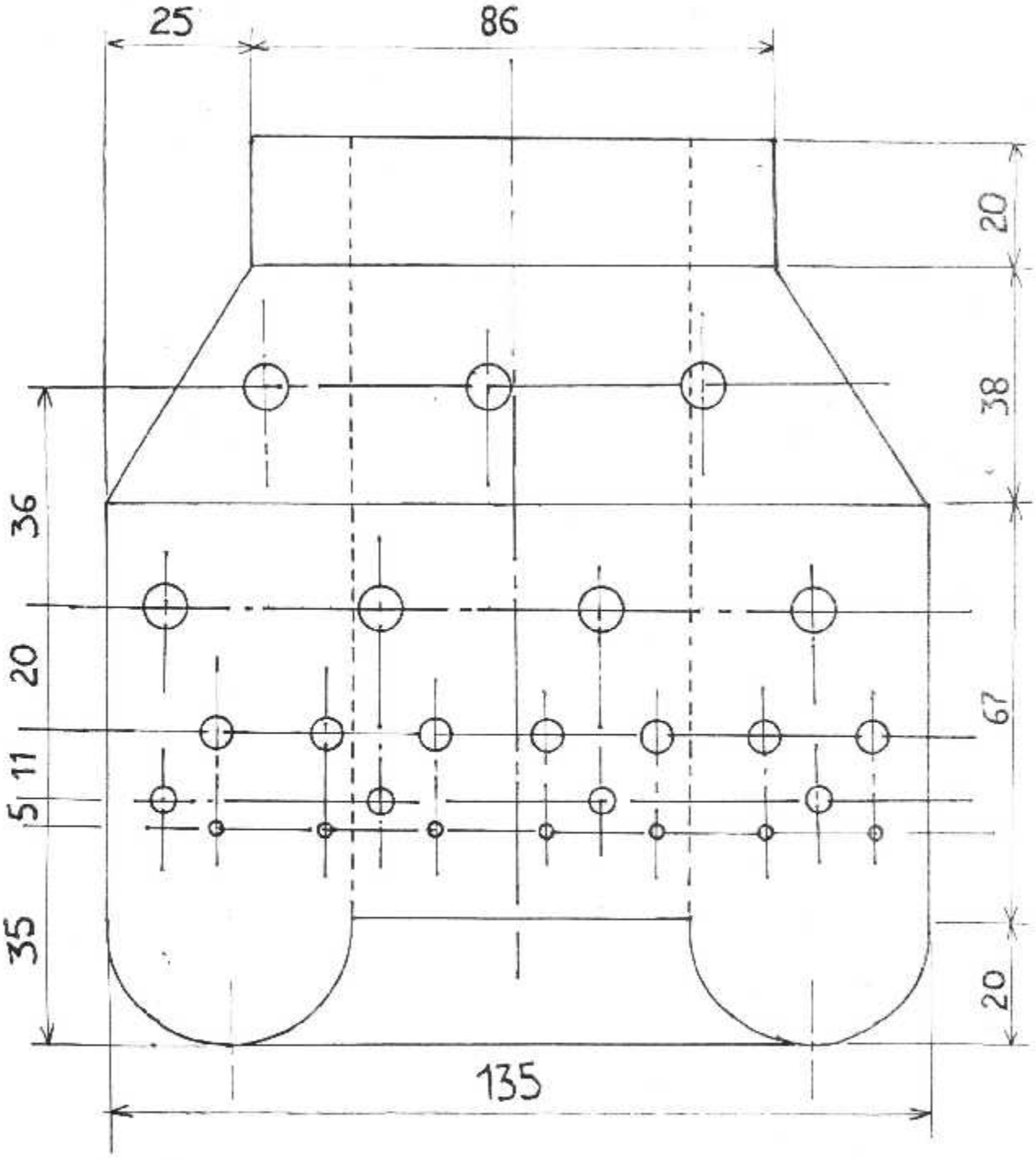
I.A.B

PAROI EXTERNE	N: 1/7	
	INOX	1/1

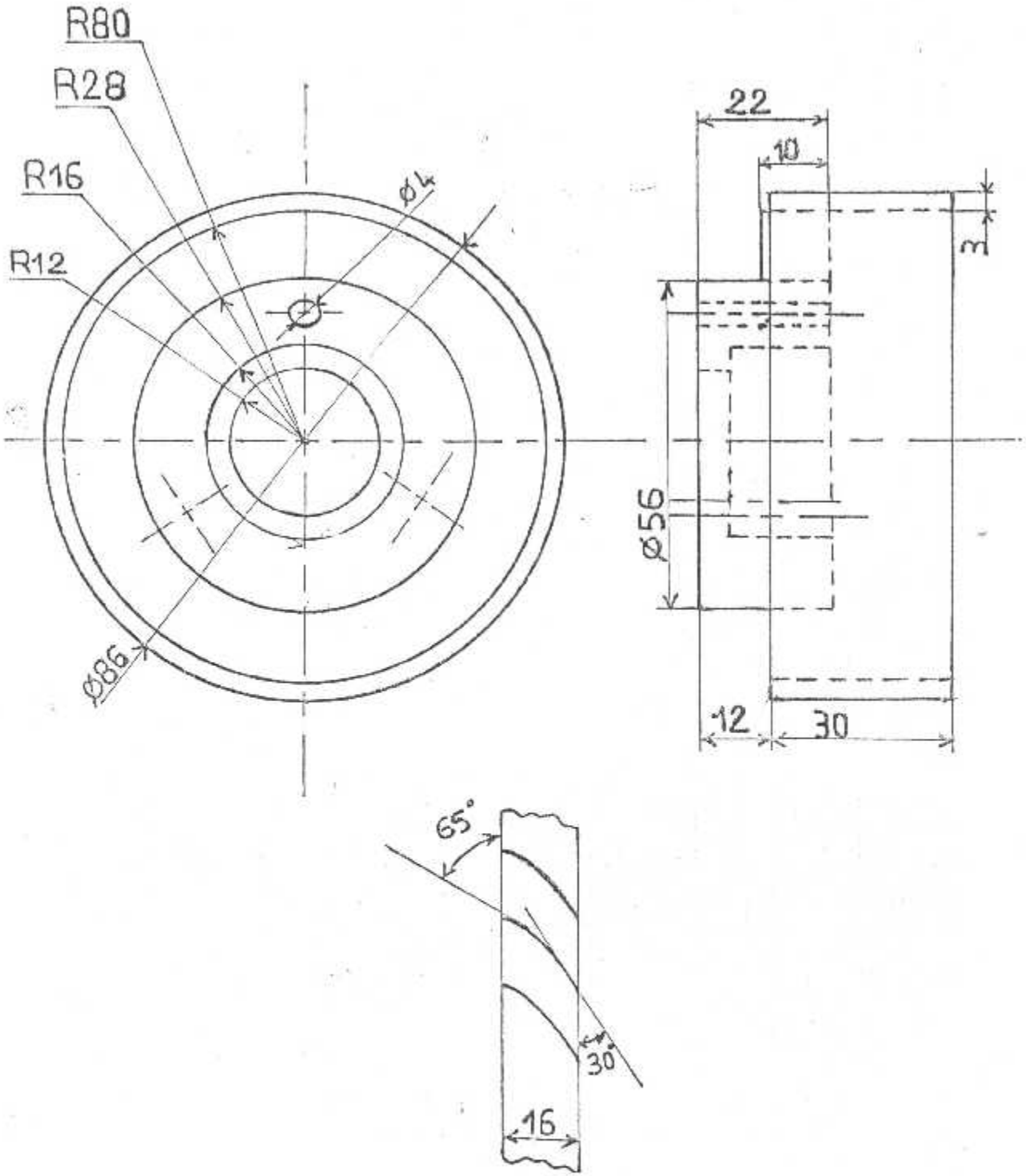


I.A.B

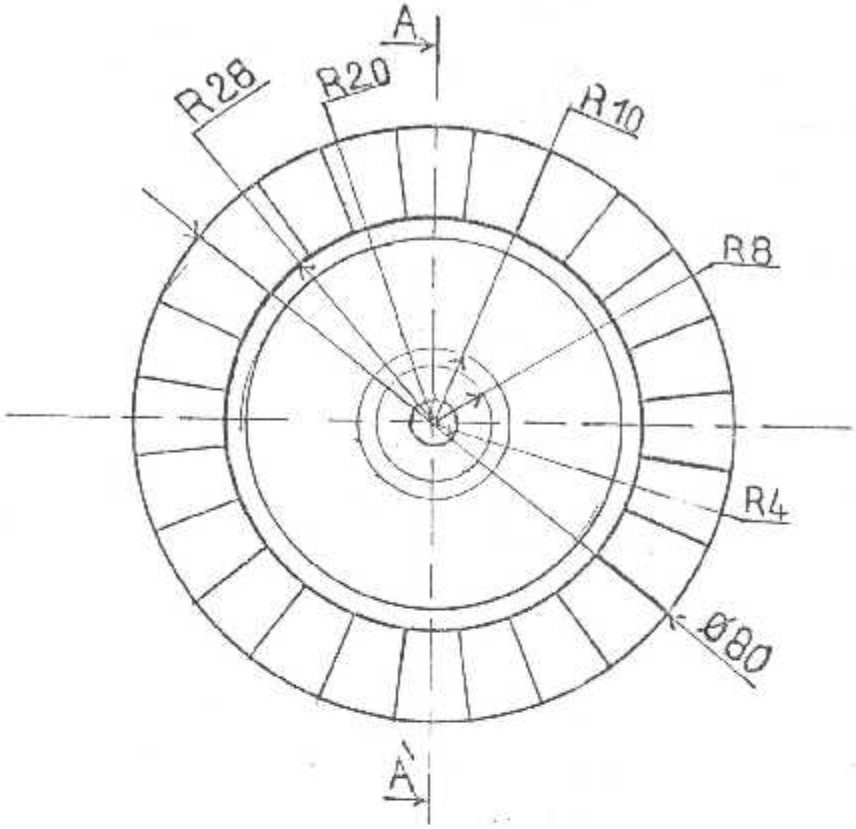
PAROI INTERNE	N:3/7	
	INOX	1/1

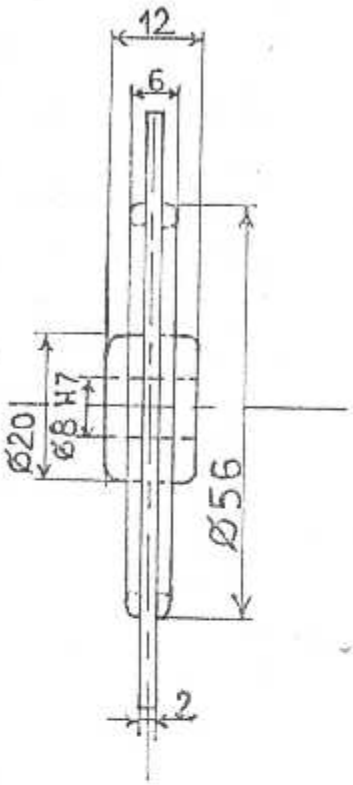


I.A.B		
CHAMBRE DE COMBUSTION	N: 4/7	
	INOX	1/1

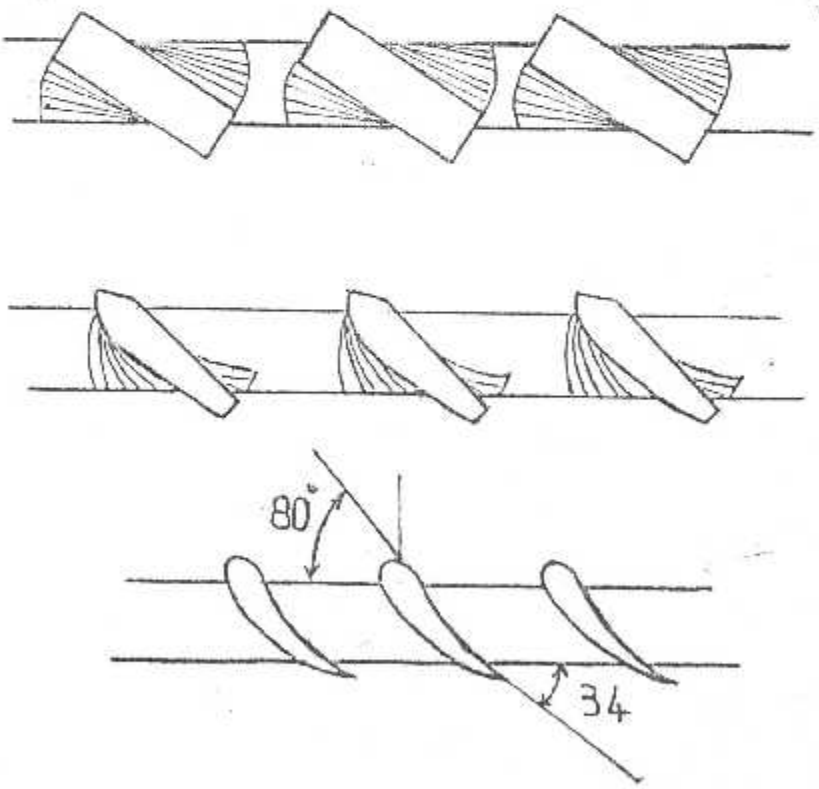


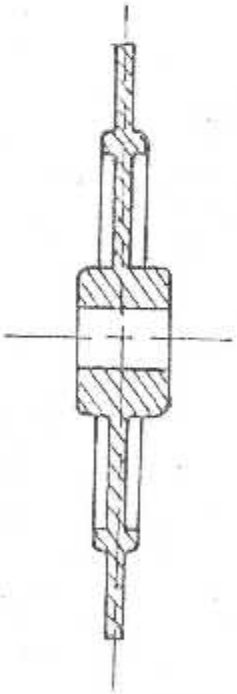
I.A.B		
STATOR	XC48	1/1





A_A





I_A_B

ROTOR

XC48	1/1

Annexe 5

Compressible flow functions ($\gamma = 1.3$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{RT_t/g_c}$	M
0.50	0.963855	0.852547	0.884517	1.34785	0.495056	0.50
0.51	0.962450	0.847173	0.880225	1.32884	0.502140	0.51
0.52	0.961021	0.841736	0.875877	1.31073	0.509078	0.52
0.53	0.959569	0.836237	0.871472	1.29347	0.515868	0.53
0.54	0.958093	0.830679	0.867013	1.27703	0.522510	0.54
0.55	0.956595	0.825064	0.862501	1.26136	0.529003	0.55
0.56	0.955073	0.819393	0.857938	1.24642	0.535345	0.56
0.57	0.953530	0.813670	0.853324	1.23216	0.541537	0.57
0.58	0.951964	0.807896	0.848662	1.21857	0.547577	0.58
0.59	0.950376	0.802073	0.843953	1.20561	0.553465	0.59
0.60	0.948767	0.796203	0.839198	1.19324	0.559200	0.60
0.61	0.947136	0.790289	0.834399	1.18145	0.564783	0.61
0.62	0.945483	0.784333	0.829557	1.17020	0.570212	0.62
0.63	0.943810	0.778336	0.824674	1.15947	0.575489	0.63
0.64	0.942116	0.772301	0.819751	1.14924	0.580612	0.64
0.65	0.940402	0.766229	0.814789	1.13949	0.585581	0.65
0.66	0.938667	0.760124	0.809790	1.13019	0.590397	0.66
0.67	0.936913	0.753986	0.804756	1.12134	0.595059	0.67
0.68	0.935139	0.747819	0.799687	1.11290	0.599569	0.68
0.69	0.933345	0.741623	0.794586	1.10488	0.603925	0.69
0.70	0.931532	0.735401	0.789453	1.09724	0.608128	0.70
0.71	0.929701	0.729156	0.784291	1.08998	0.612179	0.71
0.72	0.927850	0.722889	0.779100	1.08308	0.616077	0.72
0.73	0.925982	0.716600	0.773882	1.07653	0.61982	0.73
0.74	0.924095	0.710294	0.768638	1.07032	0.623426	0.74
0.75	0.922190	0.703972	0.763370	1.06443	0.626871	0.75
0.76	0.920268	0.697636	0.758079	1.05886	0.630169	0.76
0.77	0.918328	0.691287	0.752766	1.05360	0.633318	0.77
0.78	0.916372	0.684927	0.747433	1.04863	0.636319	0.78
0.79	0.914399	0.678559	0.742082	1.04395	0.639173	0.79
0.80	0.912409	0.672183	0.736713	1.03954	0.641881	0.80
0.81	0.910403	0.665802	0.731327	1.03541	0.644444	0.81
0.82	0.908381	0.659418	0.725927	1.03154	0.646863	0.82
0.83	0.906343	0.653032	0.720513	1.02792	0.649140	0.83
0.84	0.904290	0.646646	0.715087	1.02453	0.651274	0.84
0.85	0.902222	0.640262	0.709650	1.02142	0.653268	0.85
0.86	0.900139	0.633880	0.704203	1.01853	0.655121	0.86
0.87	0.898041	0.627504	0.698748	1.01587	0.656840	0.87
0.88	0.895929	0.621134	0.693285	1.01343	0.658420	0.88
0.89	0.893803	0.614772	0.687816	1.01121	0.659865	0.89
0.90	0.891663	0.608420	0.682342	1.009206	0.661176	0.90
0.91	0.889510	0.602078	0.676863	1.007410	0.662354	0.91
0.92	0.887343	0.595749	0.671385	1.005819	0.663402	0.92
0.93	0.885163	0.589433	0.665904	1.004428	0.664321	0.93
0.94	0.882971	0.583133	0.660422	1.003234	0.665111	0.94
0.95	0.880766	0.576850	0.654941	1.002231	0.665776	0.95
0.96	0.878549	0.570585	0.649462	1.001421	0.666315	0.96
0.97	0.876321	0.564338	0.643986	1.000795	0.666732	0.97
0.98	0.874080	0.558113	0.638514	1.000351	0.667028	0.98
0.99	0.871828	0.551909	0.633048	1.000087	0.667204	0.99
1.00	0.869565	0.545728	0.627587	1.000000	0.667262	1.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.3$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{RT_t/g_c}$	M
1.00	0.869565	0.545728	0.627587	1.0000000	0.667262	1.00
1.01	0.867291	0.539571	0.622133	1.0000865	0.667205	1.01
1.02	0.865007	0.533439	0.616688	1.0003444	0.667033	1.02
1.03	0.862712	0.527334	0.611251	1.0007712	0.666748	1.03
1.04	0.860407	0.521256	0.605825	1.0013646	0.666353	1.04
1.05	0.858093	0.515207	0.600410	1.0021225	0.665849	1.05
1.06	0.855769	0.509188	0.595006	1.003043	0.665238	1.06
1.07	0.853435	0.503198	0.589615	1.004124	0.664522	1.07
1.08	0.851093	0.497241	0.584238	1.005363	0.663703	1.08
1.09	0.848742	0.491315	0.578875	1.006760	0.662782	1.09
1.10	0.846382	0.485421	0.573528	1.008312	0.661762	1.10
1.11	0.844014	0.479565	0.568196	1.010018	0.660644	1.11
1.12	0.841637	0.473742	0.562881	1.01188	0.659431	1.12
1.13	0.839254	0.467955	0.557584	1.01389	0.658123	1.13
1.14	0.836862	0.462204	0.552306	1.01605	0.656724	1.14
1.15	0.834463	0.456490	0.547046	1.01836	0.655235	1.15
1.16	0.832058	0.450814	0.541807	1.02081	0.653658	1.16
1.17	0.829645	0.445177	0.536588	1.02342	0.651995	1.17
1.18	0.827226	0.439579	0.531390	1.02617	0.650248	1.18
1.19	0.824800	0.434021	0.526214	1.02906	0.648418	1.19
1.20	0.822368	0.428504	0.521060	1.03210	0.646508	1.20
1.21	0.819931	0.423027	0.515930	1.03529	0.644520	1.21
1.22	0.817488	0.417592	0.510823	1.03861	0.642455	1.22
1.23	0.815039	0.412199	0.505741	1.04208	0.640316	1.23
1.24	0.812585	0.406848	0.500683	1.04570	0.638105	1.24
1.25	0.810127	0.401540	0.495651	1.04945	0.635820	1.25
1.26	0.807663	0.396276	0.490645	1.05335	0.633468	1.26
1.27	0.805195	0.391055	0.485665	1.05739	0.631049	1.27
1.28	0.802723	0.385879	0.480712	1.06157	0.628564	1.28
1.29	0.800246	0.380747	0.475787	1.06589	0.626013	1.29
1.30	0.797766	0.375660	0.470889	1.07035	0.623397	1.30
1.31	0.795282	0.370617	0.466020	1.07495	0.620716	1.31
1.32	0.792795	0.365621	0.461179	1.07969	0.618011	1.32
1.33	0.790305	0.360669	0.456368	1.08458	0.615227	1.33
1.34	0.787811	0.355764	0.451586	1.08960	0.612389	1.34
1.35	0.785315	0.350905	0.446833	1.09477	0.609499	1.35
1.36	0.782816	0.346092	0.442111	1.10008	0.606557	1.36
1.37	0.780314	0.341325	0.437420	1.10553	0.603567	1.37
1.38	0.777811	0.336605	0.432759	1.11112	0.600529	1.38
1.39	0.775305	0.331931	0.428130	1.11686	0.597445	1.39
1.40	0.772798	0.327304	0.423532	1.12274	0.594317	1.40
1.41	0.770288	0.322724	0.418965	1.12876	0.591147	1.41
1.42	0.767778	0.318191	0.414431	1.13492	0.587936	1.42
1.43	0.765266	0.313704	0.409929	1.14123	0.584685	1.43
1.44	0.762753	0.309265	0.405459	1.14769	0.581397	1.44
1.45	0.760239	0.304873	0.401022	1.15429	0.578073	1.45
1.46	0.757725	0.300527	0.396618	1.16103	0.574715	1.46
1.47	0.755210	0.296229	0.392247	1.16792	0.571323	1.47
1.48	0.752695	0.291977	0.387909	1.17496	0.567902	1.48
1.49	0.750179	0.287772	0.383604	1.18215	0.564455	1.49
1.50	0.747664	0.283614	0.379333	1.18948	0.560986	1.50

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
3.00	0.402414	0.0255103	0.063393	4.83448	0.1391314	3.00
3.02	0.399223	0.0247046	0.061882	4.93938	0.1361766	3.02
3.04	0.396061	0.0239254	0.060408	5.04659	0.1332838	3.04
3.06	0.392928	0.0231718	0.058972	5.15615	0.1304518	3.06
3.08	0.389825	0.0224429	0.057572	5.26810	0.1276795	3.08
3.10	0.386750	0.0217380	0.056207	5.38250	0.1249658	3.10
3.12	0.383704	0.0210561	0.054876	5.49938	0.1223098	3.12
3.14	0.380686	0.0203967	0.053579	5.61881	0.1197102	3.14
3.16	0.377697	0.0197588	0.052314	5.74081	0.1171661	3.16
3.18	0.374736	0.0191418	0.051081	5.86545	0.1146764	3.18
3.20	0.371802	0.0185451	0.049879	5.99276	0.1122401	3.20
3.22	0.368897	0.0179678	0.048707	6.12281	0.1098561	3.22
3.24	0.366018	0.0174094	0.047564	6.25564	0.1075235	3.24
3.26	0.363167	0.0168692	0.046450	6.39130	0.1052412	3.26
3.28	0.360343	0.0163467	0.045364	6.52985	0.1030082	3.28
3.30	0.357545	0.0158412	0.044305	6.67134	0.1008238	3.30
3.32	0.354774	0.0153522	0.043273	6.81582	0.0986864	3.32
3.34	0.352029	0.0148790	0.042266	6.96334	0.0965956	3.34
3.36	0.349310	0.0144212	0.041285	7.11397	0.0945503	3.36
3.38	0.346617	0.0139784	0.040328	7.26776	0.0925496	3.38
3.40	0.343950	0.0135499	0.039395	7.42477	0.0905925	3.40
3.42	0.341308	0.0131352	0.038485	7.58505	0.0886782	3.42
3.44	0.338691	0.0127340	0.037598	7.74866	0.0868058	3.44
3.46	0.336099	0.0123458	0.036733	7.91567	0.0849743	3.46
3.48	0.333532	0.0119701	0.035889	8.08613	0.0831830	3.48
3.50	0.330989	0.0116065	0.035066	8.26011	0.0814309	3.50
3.52	0.328470	0.0112547	0.034264	8.43767	0.0797174	3.52
3.54	0.325976	0.0109141	0.033481	8.61883	0.0780414	3.54
3.56	0.323505	0.0105845	0.032718	8.80377	0.0764023	3.56
3.58	0.321058	0.0102655	0.031974	8.99243	0.0747992	3.58
3.60	0.318634	0.0099567	0.031248	9.1850	0.0732314	3.60
3.62	0.316233	0.0096578	0.030542	9.3814	0.0716981	3.62
3.64	0.313855	0.0093684	0.029849	9.5818	0.0701986	3.64
3.66	0.311500	0.0090883	0.029176	9.7862	0.0687321	3.66
3.68	0.309167	0.0088171	0.028519	9.9948	0.0672979	3.68
3.70	0.306857	0.0085545	0.027878	10.2075	0.0658954	3.70
3.72	0.304568	0.0083000	0.027253	10.4245	0.0645237	3.72
3.74	0.302302	0.0080541	0.026643	10.6458	0.0631822	3.74
3.76	0.300057	0.0078158	0.026048	10.8716	0.0618704	3.76
3.78	0.297833	0.0075849	0.025467	11.1018	0.0605874	3.78
3.80	0.295631	0.0073614	0.024901	11.3366	0.0593327	3.80
3.82	0.293449	0.0071449	0.024348	11.5760	0.0581057	3.82
3.84	0.291288	0.0069352	0.023809	11.8201	0.0569057	3.84
3.86	0.289148	0.0067321	0.023283	12.0690	0.0557321	3.86
3.88	0.287028	0.0065354	0.022769	12.3227	0.0545843	3.88
3.90	0.284929	0.0063449	0.022268	12.5815	0.0534615	3.90
3.92	0.282849	0.0061603	0.021779	12.8452	0.0523641	3.92
3.94	0.280789	0.0059814	0.021302	13.1141	0.0512904	3.94
3.96	0.278748	0.0058082	0.020837	13.3882	0.0502404	3.96
3.98	0.276727	0.0056403	0.020382	13.6676	0.0492134	3.98
4.00	0.274725	0.0054776	0.019939	13.9523	0.0482090	4.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.3$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
0	1	1	1	Indef	0	0
0.01	0.999985	0.999935	0.999950	58.5261	0.011401	0.01
0.02	0.999940	0.999740	0.999800	29.2681	0.022798	0.02
0.03	0.999865	0.999415	0.999550	19.5177	0.034188	0.03
0.04	0.999760	0.998961	0.999200	14.6442	0.045565	0.04
0.05	0.999625	0.998377	0.998751	11.7214	0.056927	0.05
0.06	0.999460	0.997663	0.998202	9.77400	0.068269	0.06
0.07	0.999266	0.996821	0.997554	8.38398	0.079588	0.07
0.08	0.999041	0.995851	0.996807	7.34230	0.090879	0.08
0.09	0.998786	0.994752	0.995961	6.53287	0.102139	0.09
0.10	0.998502	0.993526	0.995016	5.88600	0.113364	0.10
0.11	0.998188	0.992173	0.993974	5.35736	0.124551	0.11
0.12	0.997845	0.990694	0.992834	4.91740	0.135694	0.12
0.13	0.997471	0.989089	0.991596	4.54566	0.146791	0.13
0.14	0.997069	0.987359	0.990262	4.22751	0.157838	0.14
0.15	0.996636	0.985506	0.988832	3.95224	0.168832	0.15
0.16	0.996175	0.983529	0.987306	3.71181	0.179767	0.16
0.17	0.995684	0.981430	0.985685	3.50007	0.190642	0.17
0.18	0.995164	0.979210	0.983969	3.31225	0.201453	0.18
0.19	0.994614	0.976870	0.982160	3.14457	0.212195	0.19
0.20	0.994036	0.974411	0.980257	2.99401	0.222865	0.20
0.21	0.993428	0.971834	0.978262	2.85813	0.233461	0.21
0.22	0.992792	0.969140	0.976176	2.73492	0.243979	0.22
0.23	0.992127	0.966331	0.973998	2.62274	0.254414	0.23
0.24	0.991434	0.963407	0.971731	2.52020	0.264765	0.24
0.25	0.990712	0.960371	0.969374	2.42615	0.275028	0.25
0.26	0.989962	0.957223	0.966929	2.33963	0.285200	0.26
0.27	0.989183	0.953965	0.964397	2.25978	0.295273	0.27
0.28	0.988377	0.950599	0.961778	2.18590	0.305257	0.28
0.29	0.987542	0.947126	0.959074	2.11737	0.315137	0.29
0.30	0.986680	0.943547	0.956285	2.05366	0.324914	0.30
0.31	0.985790	0.939865	0.953413	1.99430	0.334585	0.31
0.32	0.984872	0.936080	0.950459	1.93888	0.344148	0.32
0.33	0.983928	0.932195	0.947423	1.88706	0.353599	0.33
0.34	0.982956	0.928211	0.944306	1.83851	0.362936	0.34
0.35	0.981957	0.924130	0.941111	1.79296	0.372157	0.35
0.36	0.980931	0.919954	0.937838	1.75015	0.381252	0.36
0.37	0.979878	0.915684	0.934488	1.70987	0.390241	0.37
0.38	0.978799	0.911325	0.931062	1.67192	0.399099	0.38
0.39	0.977694	0.906872	0.927562	1.63612	0.407832	0.39
0.40	0.976563	0.902333	0.923989	1.60232	0.416436	0.40
0.41	0.975405	0.897708	0.920344	1.57036	0.424911	0.41
0.42	0.974222	0.892999	0.916628	1.54012	0.433255	0.42
0.43	0.973013	0.888209	0.912843	1.51147	0.441464	0.43
0.44	0.971780	0.883338	0.908990	1.48433	0.449539	0.44
0.45	0.970520	0.878389	0.905070	1.45857	0.457477	0.45
0.46	0.969236	0.873364	0.901085	1.43412	0.465275	0.46
0.47	0.967928	0.868266	0.897036	1.41090	0.472934	0.47
0.48	0.966594	0.863095	0.892924	1.38882	0.480451	0.48
0.49	0.965237	0.857855	0.888750	1.36783	0.487826	0.49
0.50	0.963855	0.852547	0.884517	1.34785	0.495056	0.50

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.50	0.729262	0.280142	0.384145	1.18528	0.567484	1.50
1.51	0.726630	0.276090	0.379959	1.19256	0.564023	1.51
1.52	0.724000	0.272084	0.375807	1.19997	0.560536	1.52
1.53	0.721371	0.268125	0.371688	1.20754	0.557026	1.53
1.54	0.718745	0.264212	0.367602	1.21524	0.553493	1.54
1.55	0.716121	0.260346	0.363550	1.22309	0.549940	1.55
1.56	0.713499	0.256525	0.359532	1.23109	0.546367	1.56
1.57	0.710879	0.252751	0.355547	1.23924	0.542775	1.57
1.58	0.708262	0.249022	0.351595	1.24753	0.539167	1.58
1.59	0.705648	0.245338	0.347678	1.25598	0.535542	1.59
1.60	0.703037	0.241700	0.343794	1.26457	0.531903	1.60
1.61	0.700429	0.238106	0.339943	1.27331	0.528251	1.61
1.62	0.697824	0.234557	0.336127	1.28221	0.524586	1.62
1.63	0.695222	0.231053	0.332344	1.29126	0.520910	1.63
1.64	0.692624	0.227592	0.328594	1.30046	0.517224	1.64
1.65	0.690030	0.224176	0.324879	1.30982	0.513529	1.65
1.66	0.687439	0.220803	0.321196	1.31933	0.509826	1.66
1.67	0.684852	0.217472	0.317548	1.32900	0.506116	1.67
1.68	0.682270	0.214187	0.313933	1.33883	0.502400	1.68
1.69	0.679691	0.210943	0.310351	1.34882	0.498680	1.69
1.70	0.677117	0.207741	0.306803	1.35897	0.494955	1.70
1.71	0.674547	0.204582	0.303288	1.36928	0.491228	1.71
1.72	0.671982	0.201464	0.299806	1.37975	0.487499	1.72
1.73	0.669421	0.198388	0.296358	1.39039	0.483768	1.73
1.74	0.666865	0.195353	0.292942	1.40120	0.480038	1.74
1.75	0.664314	0.192358	0.289559	1.41217	0.476308	1.75
1.76	0.661768	0.189404	0.286209	1.42331	0.472580	1.76
1.77	0.659227	0.186490	0.282892	1.43462	0.468854	1.77
1.78	0.656691	0.183616	0.279608	1.44611	0.465131	1.78
1.79	0.654161	0.180781	0.276355	1.45776	0.461412	1.79
1.80	0.651636	0.177985	0.273136	1.46959	0.457698	1.80
1.81	0.649116	0.175228	0.269948	1.48160	0.453989	1.81
1.82	0.646602	0.172508	0.266792	1.49378	0.450287	1.82
1.83	0.644094	0.169827	0.263669	1.50614	0.446591	1.83
1.84	0.641592	0.167184	0.260577	1.51868	0.442903	1.84
1.85	0.639095	0.164577	0.257516	1.53141	0.439224	1.85
1.86	0.636605	0.162008	0.254487	1.54431	0.435551	1.86
1.87	0.634120	0.159474	0.251489	1.55741	0.431890	1.87
1.88	0.631642	0.156977	0.248523	1.57069	0.428238	1.88
1.89	0.629170	0.154516	0.245587	1.58416	0.424597	1.89
1.90	0.626704	0.152090	0.242682	1.59782	0.420967	1.90
1.91	0.624244	0.149698	0.239807	1.61167	0.417349	1.91
1.92	0.621792	0.147342	0.236963	1.62572	0.413743	1.92
1.93	0.619345	0.145019	0.234149	1.63996	0.410150	1.93
1.94	0.616905	0.142731	0.231366	1.65440	0.406570	1.94
1.95	0.614472	0.140475	0.228611	1.66904	0.403004	1.95
1.96	0.612046	0.138253	0.225887	1.68388	0.399452	1.96
1.97	0.609627	0.136064	0.223192	1.69892	0.395915	1.97
1.98	0.607214	0.133906	0.220526	1.71417	0.392393	1.98
1.99	0.604808	0.131781	0.217889	1.72962	0.388887	1.99
2.00	0.602410	0.129687	0.215281	1.74529	0.385396	2.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
2.00	0.602410	0.129687	0.215281	1.74529	0.385396	2.00
2.02	0.597634	0.125593	0.210150	1.77726	0.378464	2.02
2.04	0.592886	0.121620	0.205133	1.81008	0.371601	2.04
2.06	0.588168	0.117766	0.200226	1.84379	0.364807	2.06
2.08	0.583480	0.114028	0.195428	1.87839	0.358087	2.08
2.10	0.578821	0.110403	0.190738	1.91391	0.351442	2.10
2.12	0.574193	0.106888	0.186154	1.95035	0.344875	2.12
2.14	0.569595	0.103480	0.181673	1.98775	0.338387	2.14
2.16	0.565028	0.1001767	0.177295	2.02611	0.331975	2.16
2.18	0.560492	0.0969749	0.173017	2.06547	0.325654	2.18
2.20	0.555988	0.0938721	0.168838	2.10583	0.319417	2.20
2.22	0.551515	0.0908655	0.164756	2.14722	0.313256	2.22
2.24	0.547075	0.0879526	0.160769	2.18966	0.307184	2.24
2.26	0.542666	0.0851307	0.156875	2.23317	0.301199	2.26
2.28	0.538290	0.0823973	0.153072	2.27777	0.295301	2.28
2.30	0.533946	0.0797499	0.149360	2.32348	0.289491	2.30
2.32	0.529634	0.0771861	0.145735	2.37034	0.283769	2.32
2.34	0.525355	0.0747035	0.142195	2.41835	0.278135	2.34
2.36	0.521109	0.0722997	0.138742	2.46754	0.272590	2.36
2.38	0.516896	0.0699725	0.135371	2.51795	0.267134	2.38
2.40	0.512715	0.0677195	0.132080	2.56958	0.261766	2.40
2.42	0.508568	0.0655386	0.128869	2.62248	0.256486	2.42
2.44	0.504453	0.0634276	0.125735	2.67665	0.251295	2.44
2.46	0.500372	0.0613845	0.122678	2.73213	0.246192	2.46
2.48	0.496323	0.0594072	0.119695	2.78895	0.241176	2.48
2.50	0.492308	0.0574937	0.116784	2.84713	0.236248	2.50
2.52	0.488325	0.0556421	0.113945	2.90670	0.231406	2.52
2.54	0.484373	0.0538504	0.111175	2.96769	0.226651	2.54
2.56	0.480459	0.0521168	0.108473	3.03012	0.221981	2.56
2.58	0.476575	0.0504395	0.105838	3.09403	0.217396	2.58
2.60	0.472724	0.0488168	0.103267	3.15944	0.212895	2.60
2.62	0.468905	0.0472470	0.100760	3.22639	0.208477	2.62
2.64	0.465120	0.0457283	0.098315	3.29490	0.204142	2.64
2.66	0.461367	0.0442592	0.095931	3.36501	0.199889	2.66
2.68	0.457646	0.0428382	0.093606	3.43673	0.195716	2.68
2.70	0.453957	0.0414636	0.091338	3.51016	0.191624	2.70
2.72	0.450301	0.0401340	0.089127	3.58525	0.187610	2.72
2.74	0.446677	0.0388480	0.086971	3.66208	0.183674	2.74
2.76	0.443085	0.0376041	0.084869	3.74066	0.179815	2.76
2.78	0.439525	0.0364010	0.082819	3.82105	0.176032	2.78
2.80	0.435996	0.0352375	0.080821	3.90326	0.172325	2.80
2.82	0.432499	0.0341121	0.078872	3.98735	0.168691	2.82
2.84	0.429033	0.0330237	0.076972	4.07334	0.165129	2.84
2.86	0.425598	0.0319710	0.075120	4.16128	0.161640	2.86
2.88	0.422195	0.0309530	0.073315	4.25119	0.158221	2.88
2.90	0.418822	0.0299684	0.071554	4.34313	0.154872	2.90
2.92	0.415480	0.0290162	0.069838	4.43712	0.151591	2.92
2.94	0.412168	0.0280953	0.068165	4.53321	0.148378	2.94
2.96	0.408887	0.0272047	0.066533	4.63144	0.145231	2.96
2.98	0.405636	0.0263433	0.064943	4.73185	0.142149	2.98
3.00	0.402414	0.0255103	0.063393	4.83448	0.139131	3.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
0.50	0.960384	0.849665	0.884714	1.34541	0.499944	0.50
0.51	0.958850	0.844207	0.880437	1.32649	0.507072	0.51
0.52	0.957290	0.838685	0.876104	1.30849	0.514051	0.52
0.53	0.955705	0.833102	0.871715	1.29133	0.520881	0.53
0.54	0.954095	0.827461	0.867273	1.27498	0.527559	0.54
0.55	0.952460	0.821763	0.862779	1.25940	0.534087	0.55
0.56	0.950802	0.816011	0.858234	1.24454	0.540461	0.56
0.57	0.949119	0.810206	0.853640	1.23038	0.546684	0.57
0.58	0.947413	0.804352	0.848999	1.21687	0.552752	0.58
0.59	0.945683	0.798450	0.844310	1.20399	0.558667	0.59
0.60	0.943931	0.792503	0.839577	1.19170	0.564427	0.60
0.61	0.942155	0.786512	0.834801	1.17998	0.570033	0.61
0.62	0.940357	0.780480	0.829982	1.16881	0.575483	0.62
0.63	0.938537	0.774409	0.825123	1.15815	0.580779	0.63
0.64	0.936694	0.768300	0.820225	1.14799	0.585919	0.64
0.65	0.934831	0.762158	0.815290	1.13830	0.590905	0.65
0.66	0.932945	0.755982	0.810318	1.12907	0.595735	0.66
0.67	0.931039	0.749776	0.805311	1.12028	0.600411	0.67
0.68	0.929112	0.743542	0.800271	1.11191	0.604931	0.68
0.69	0.927165	0.737281	0.795199	1.10394	0.609298	0.69
0.70	0.925198	0.730996	0.790097	1.09636	0.613510	0.70
0.71	0.923211	0.724689	0.784966	1.08916	0.617569	0.71
0.72	0.921204	0.718361	0.779807	1.08231	0.621475	0.72
0.73	0.919178	0.712016	0.774622	1.07581	0.625228	0.73
0.74	0.917133	0.705654	0.769412	1.06965	0.628829	0.74
0.75	0.915070	0.699277	0.764179	1.06381	0.632280	0.75
0.76	0.912989	0.692888	0.758923	1.05829	0.635580	0.76
0.77	0.910889	0.686489	0.753647	1.05307	0.638730	0.77
0.78	0.908772	0.680081	0.748352	1.04815	0.641732	0.78
0.79	0.906638	0.673667	0.743039	1.04350	0.644586	0.79
0.80	0.904486	0.667247	0.737708	1.03914	0.647294	0.80
0.81	0.902318	0.660824	0.732363	1.03504	0.649856	0.81
0.82	0.900134	0.654400	0.727004	1.03121	0.652273	0.82
0.83	0.897933	0.647977	0.721631	1.02762	0.654548	0.83
0.84	0.895717	0.641555	0.716248	1.02429	0.656680	0.84
0.85	0.893485	0.635137	0.710854	1.02119	0.658671	0.85
0.86	0.891239	0.628725	0.705451	1.01833	0.660523	0.86
0.87	0.888977	0.622319	0.700040	1.01569	0.662237	0.87
0.88	0.886701	0.615923	0.694623	1.01328	0.663813	0.88
0.89	0.884411	0.609536	0.689200	1.01108	0.665255	0.89
0.90	0.882106	0.603161	0.683773	1.00910	0.666563	0.90
0.91	0.879789	0.596799	0.678344	1.00732	0.667738	0.91
0.92	0.877458	0.590452	0.672912	1.00575	0.668783	0.92
0.93	0.875114	0.584121	0.667480	1.00438	0.669698	0.93
0.94	0.872757	0.577807	0.662048	1.00319	0.670486	0.94
0.95	0.870388	0.571512	0.656617	1.00220	0.671148	0.95
0.96	0.868007	0.565237	0.651189	1.00140	0.671686	0.96
0.97	0.865615	0.558984	0.645765	1.00078	0.672101	0.97
0.98	0.863210	0.552753	0.640345	1.00035	0.672395	0.98
0.99	0.860795	0.546545	0.634931	1.00009	0.672570	0.99
1.00	0.858369	0.540364	0.629524	1.00000	0.672628	1.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.00	0.858369	0.540364	0.629524	1.0000000	0.672628	1.00
1.01	0.855932	0.534208	0.624124	1.0000854	0.672571	1.01
1.02	0.853486	0.528080	0.618733	1.0003399	0.672400	1.02
1.03	0.851029	0.521980	0.613352	1.0007609	0.672117	1.03
1.04	0.848562	0.515910	0.607981	1.0013462	0.671724	1.04
1.05	0.846086	0.509870	0.602621	1.0020936	0.671223	1.05
1.06	0.843601	0.503861	0.597274	1.003001	0.670616	1.06
1.07	0.841108	0.497885	0.591940	1.004066	0.669904	1.07
1.08	0.838605	0.491942	0.586619	1.005288	0.669091	1.08
1.09	0.836095	0.486034	0.581314	1.006663	0.668176	1.09
1.10	0.833576	0.480160	0.576024	1.008192	0.667163	1.10
1.11	0.831050	0.474323	0.570751	1.009872	0.666053	1.11
1.12	0.828517	0.468522	0.565494	1.01170	0.664849	1.12
1.13	0.825976	0.462758	0.560256	1.01368	0.663552	1.13
1.14	0.823429	0.457033	0.555036	1.01580	0.662163	1.14
1.15	0.820875	0.451347	0.549836	1.01808	0.660686	1.15
1.16	0.818315	0.445700	0.544656	1.02049	0.659122	1.16
1.17	0.815748	0.440093	0.539496	1.02305	0.657473	1.17
1.18	0.813176	0.434527	0.534358	1.02575	0.655741	1.18
1.19	0.810598	0.429002	0.529241	1.02860	0.653927	1.19
1.20	0.808016	0.423519	0.524148	1.03158	0.652034	1.20
1.21	0.805428	0.418079	0.519077	1.03471	0.650064	1.21
1.22	0.802835	0.412682	0.514030	1.03798	0.648019	1.22
1.23	0.800238	0.407327	0.509008	1.04138	0.645900	1.23
1.24	0.797636	0.402017	0.504010	1.04493	0.643709	1.24
1.25	0.795031	0.396751	0.499038	1.04861	0.641448	1.25
1.26	0.792422	0.391529	0.494092	1.05243	0.639120	1.26
1.27	0.789809	0.386352	0.489172	1.05639	0.636725	1.27
1.28	0.787193	0.381221	0.484278	1.06048	0.634266	1.28
1.29	0.784574	0.376135	0.479413	1.06471	0.631745	1.29
1.30	0.781953	0.371095	0.474574	1.06908	0.629164	1.30
1.31	0.779328	0.366100	0.469764	1.07359	0.626523	1.31
1.32	0.776701	0.361153	0.464983	1.07823	0.623826	1.32
1.33	0.774073	0.356251	0.460230	1.08301	0.621074	1.33
1.34	0.771442	0.351397	0.455506	1.08792	0.618268	1.34
1.35	0.768809	0.346589	0.450813	1.09298	0.615411	1.35
1.36	0.766175	0.341828	0.446149	1.09816	0.612503	1.36
1.37	0.763540	0.337114	0.441515	1.10349	0.609548	1.37
1.38	0.760904	0.332448	0.436912	1.10895	0.606546	1.38
1.39	0.758267	0.327829	0.432339	1.11455	0.603499	1.39
1.40	0.755629	0.323257	0.427798	1.12028	0.600409	1.40
1.41	0.752991	0.318732	0.423288	1.12616	0.597278	1.41
1.42	0.750353	0.314255	0.418810	1.13217	0.594106	1.42
1.43	0.747715	0.309826	0.414364	1.13832	0.590896	1.43
1.44	0.745077	0.305443	0.409949	1.14461	0.587650	1.44
1.45	0.742439	0.301109	0.405567	1.15104	0.584368	1.45
1.46	0.739801	0.296821	0.401217	1.15760	0.581053	1.46
1.47	0.737165	0.292581	0.396900	1.16431	0.577705	1.47
1.48	0.734529	0.288387	0.392615	1.17116	0.574327	1.48
1.49	0.731895	0.284241	0.388364	1.17815	0.570920	1.49
1.50	0.729262	0.280142	0.384145	1.18528	0.567484	1.50

Annexe:5

Compressible flow functions ($\gamma = 1.3$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
0.50	0.963855	0.852547	0.884517	1.34785	0.495056	0.50
0.51	0.962450	0.847173	0.880225	1.32884	0.502140	0.51
0.52	0.961021	0.841736	0.875877	1.31073	0.509078	0.52
0.53	0.959569	0.836237	0.871472	1.29347	0.515868	0.53
0.54	0.958093	0.830679	0.867013	1.27703	0.522510	0.54
0.55	0.956595	0.825064	0.862501	1.26136	0.529003	0.55
0.56	0.955073	0.819393	0.857938	1.24642	0.535345	0.56
0.57	0.953530	0.813670	0.853324	1.23216	0.541537	0.57
0.58	0.951964	0.807896	0.848662	1.21857	0.547577	0.58
0.59	0.950376	0.802073	0.843953	1.20561	0.553465	0.59
0.60	0.948767	0.796203	0.839198	1.19324	0.559200	0.60
0.61	0.947136	0.790289	0.834399	1.18145	0.564783	0.61
0.62	0.945483	0.784333	0.829557	1.17020	0.570212	0.62
0.63	0.943810	0.778336	0.824674	1.15947	0.575489	0.63
0.64	0.942116	0.772301	0.819751	1.14924	0.580612	0.64
0.65	0.940402	0.766229	0.814789	1.13949	0.585581	0.65
0.66	0.938667	0.760125	0.809790	1.13019	0.590397	0.66
0.67	0.936913	0.753986	0.804755	1.12134	0.595059	0.67
0.68	0.935139	0.747819	0.799687	1.11290	0.599559	0.68
0.69	0.933345	0.741623	0.794586	1.10488	0.603925	0.69
0.70	0.931532	0.735401	0.789453	1.09724	0.608124	0.70
0.71	0.929701	0.729156	0.784291	1.08998	0.612174	0.71
0.72	0.927850	0.722888	0.779100	1.08308	0.616071	0.72
0.73	0.925982	0.716600	0.773882	1.07653	0.61982	0.73
0.74	0.924095	0.710294	0.768638	1.07032	0.623424	0.74
0.75	0.922190	0.703972	0.763370	1.06443	0.626871	0.75
0.76	0.920268	0.697636	0.758079	1.05886	0.630169	0.76
0.77	0.918328	0.691287	0.752766	1.05360	0.633318	0.77
0.78	0.916372	0.684927	0.747433	1.04863	0.636319	0.78
0.79	0.914399	0.678559	0.742082	1.04395	0.639173	0.79
0.80	0.912409	0.672185	0.736713	1.03954	0.641881	0.80
0.81	0.910403	0.665802	0.731327	1.03541	0.644444	0.81
0.82	0.908381	0.659418	0.725927	1.03154	0.646863	0.82
0.83	0.906343	0.653032	0.720513	1.02792	0.649140	0.83
0.84	0.904290	0.646646	0.715087	1.02455	0.651274	0.84
0.85	0.902222	0.640262	0.709650	1.02142	0.653268	0.85
0.86	0.900139	0.633880	0.704203	1.01853	0.655123	0.86
0.87	0.898041	0.627504	0.698748	1.01587	0.656840	0.87
0.88	0.895929	0.621134	0.693285	1.01343	0.658420	0.88
0.89	0.893803	0.614772	0.687816	1.01121	0.659865	0.89
0.90	0.891663	0.608420	0.682342	1.009206	0.661176	0.90
0.91	0.889510	0.602078	0.676865	1.007410	0.662354	0.91
0.92	0.887343	0.595749	0.671385	1.005819	0.663402	0.92
0.93	0.885163	0.589433	0.665904	1.004428	0.664321	0.93
0.94	0.882971	0.583133	0.660422	1.003234	0.665111	0.94
0.95	0.880766	0.576850	0.654941	1.0022331	0.665776	0.95
0.96	0.878549	0.570585	0.649462	1.0014212	0.666315	0.96
0.97	0.876321	0.564338	0.643986	1.0007950	0.666732	0.97
0.98	0.874080	0.558113	0.638514	1.0003515	0.667028	0.98
0.99	0.871828	0.551909	0.633048	1.0000874	0.667204	0.99
1.00	0.869565	0.545728	0.627587	1.0000000	0.667262	1.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.3$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.00	0.869565	0.545728	0.627587	1.0000000	0.667262	1.00
1.01	0.867291	0.539571	0.622133	1.0000865	0.667205	1.01
1.02	0.865007	0.533439	0.616688	1.0003444	0.667033	1.02
1.03	0.862712	0.527334	0.611251	1.0007712	0.666748	1.03
1.04	0.860407	0.521256	0.605825	1.0013646	0.666353	1.04
1.05	0.858093	0.515207	0.600410	1.0021225	0.665849	1.05
1.06	0.855769	0.509188	0.595006	1.003043	0.665238	1.06
1.07	0.853435	0.503198	0.589615	1.004124	0.664522	1.07
1.08	0.851093	0.497241	0.584238	1.005363	0.663703	1.08
1.09	0.848742	0.491315	0.578875	1.006750	0.662782	1.09
1.10	0.846382	0.485423	0.573528	1.008312	0.661762	1.10
1.11	0.844014	0.479565	0.568196	1.010018	0.660644	1.11
1.12	0.841637	0.473742	0.562881	1.01188	0.659431	1.12
1.13	0.839254	0.467955	0.557584	1.01389	0.658123	1.13
1.14	0.836862	0.462204	0.552306	1.01605	0.656724	1.14
1.15	0.834463	0.456490	0.547046	1.01836	0.655235	1.15
1.16	0.832058	0.450814	0.541807	1.02081	0.653658	1.16
1.17	0.829645	0.445177	0.536588	1.02342	0.651995	1.17
1.18	0.827226	0.439579	0.531390	1.02617	0.650248	1.18
1.19	0.824800	0.434021	0.526214	1.02906	0.648418	1.19
1.20	0.822368	0.428504	0.521060	1.03210	0.646508	1.20
1.21	0.819931	0.423027	0.515930	1.03529	0.644520	1.21
1.22	0.817488	0.417592	0.510823	1.03861	0.642455	1.22
1.23	0.815039	0.412199	0.505741	1.04208	0.640316	1.23
1.24	0.812585	0.406848	0.500683	1.04570	0.638103	1.24
1.25	0.810127	0.401540	0.495651	1.04945	0.635820	1.25
1.26	0.807663	0.396276	0.490645	1.05335	0.633468	1.26
1.27	0.805195	0.391055	0.485665	1.05739	0.631049	1.27
1.28	0.802723	0.385879	0.480712	1.06157	0.628564	1.28
1.29	0.800246	0.380747	0.475787	1.06589	0.626017	1.29
1.30	0.797766	0.375660	0.470889	1.07035	0.623407	1.30
1.31	0.795282	0.370617	0.466020	1.07495	0.620738	1.31
1.32	0.792795	0.365621	0.461179	1.07969	0.618011	1.32
1.33	0.790305	0.360669	0.456368	1.08458	0.615227	1.33
1.34	0.787811	0.355764	0.451586	1.08960	0.612389	1.34
1.35	0.785315	0.350905	0.446833	1.09477	0.609499	1.35
1.36	0.782816	0.346092	0.442111	1.10008	0.606557	1.36
1.37	0.780314	0.341325	0.437420	1.10553	0.603567	1.37
1.38	0.777811	0.336605	0.432759	1.11112	0.600529	1.38
1.39	0.775305	0.331931	0.428130	1.11686	0.597445	1.39
1.40	0.772798	0.32730	0.423532	1.12274	0.594317	1.40
1.41	0.770288	0.322724	0.418965	1.12876	0.591147	1.41
1.42	0.767778	0.318195	0.414431	1.13492	0.587936	1.42
1.43	0.765266	0.313704	0.409929	1.14123	0.584685	1.43
1.44	0.762753	0.309265	0.405459	1.14769	0.581397	1.44
1.45	0.760239	0.304873	0.401022	1.15429	0.578073	1.45
1.46	0.757725	0.300527	0.396618	1.16103	0.574715	1.46
1.47	0.755210	0.296229	0.392247	1.16792	0.571323	1.47
1.48	0.752695	0.291977	0.387909	1.17495	0.567900	1.48
1.49	0.750179	0.287772	0.383604	1.18215	0.564448	1.49
1.50	0.747664	0.283614	0.379333	1.18949	0.560966	1.50

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
3.00	0.402414	0.0255103	0.063393	4.83448	0.1391314	3.00
3.02	0.399223	0.0247046	0.061882	4.93938	0.1361766	3.02
3.04	0.396061	0.0239254	0.060408	5.04659	0.1332838	3.04
3.06	0.392928	0.0231718	0.058972	5.15615	0.1304518	3.06
3.08	0.389825	0.0224429	0.057572	5.26810	0.1276795	3.08
3.10	0.386750	0.0217380	0.056207	5.38250	0.1249658	3.10
3.12	0.383704	0.0210561	0.054876	5.49938	0.1223098	3.12
3.14	0.380686	0.0203967	0.053579	5.61881	0.1197102	3.14
3.16	0.377697	0.0197588	0.052314	5.74081	0.1171661	3.16
3.18	0.374736	0.0191418	0.051081	5.86545	0.1146764	3.18
3.20	0.371802	0.0185451	0.049879	5.99276	0.1122401	3.20
3.22	0.368897	0.0179678	0.048707	6.12281	0.1098561	3.22
3.24	0.366018	0.0174094	0.047564	6.25564	0.1075235	3.24
3.26	0.363167	0.0168692	0.046450	6.39130	0.1052412	3.26
3.28	0.360343	0.0163467	0.045364	6.52985	0.1030082	3.28
3.30	0.357545	0.0158412	0.044305	6.67134	0.1008236	3.30
3.32	0.354774	0.0153522	0.043273	6.81582	0.0986864	3.32
3.34	0.352029	0.0148790	0.042266	6.96334	0.0965956	3.34
3.36	0.349310	0.0144213	0.041285	7.11397	0.0945503	3.36
3.38	0.346617	0.0139784	0.040328	7.26776	0.0925496	3.38
3.40	0.343950	0.0135499	0.039395	7.42477	0.0905925	3.40
3.42	0.341308	0.0131352	0.038485	7.58505	0.0886782	3.42
3.44	0.338691	0.0127340	0.037598	7.74866	0.0868058	3.44
3.46	0.336099	0.0123458	0.036733	7.91567	0.0849743	3.46
3.48	0.333532	0.0119701	0.035889	8.08613	0.0831830	3.48
3.50	0.330989	0.0116065	0.035066	8.26011	0.0814309	3.50
3.52	0.328470	0.0112547	0.034264	8.43767	0.0797174	3.52
3.54	0.325976	0.0109141	0.033481	8.61887	0.0780414	3.54
3.56	0.323505	0.0105845	0.032718	8.80377	0.0764023	3.56
3.58	0.321058	0.0102655	0.031974	8.99245	0.0747992	3.58
3.60	0.318634	0.0099567	0.031248	9.1850	0.0732314	3.60
3.62	0.316233	0.0096578	0.030540	9.3814	0.0716981	3.62
3.64	0.313855	0.0093684	0.029849	9.5818	0.0701986	3.64
3.66	0.311500	0.0090883	0.029176	9.7862	0.0687321	3.66
3.68	0.309167	0.0088171	0.028519	9.9948	0.0672979	3.68
3.70	0.306857	0.0085545	0.027878	10.2075	0.0658954	3.70
3.72	0.304568	0.0083003	0.027253	10.4245	0.0645237	3.72
3.74	0.302302	0.0080541	0.026643	10.6458	0.0631822	3.74
3.76	0.300057	0.0078158	0.026048	10.8716	0.0618704	3.76
3.78	0.297833	0.0075849	0.025467	11.1018	0.0605874	3.78
3.80	0.295631	0.0073614	0.024901	11.3366	0.0593327	3.80
3.82	0.293449	0.0071449	0.024348	11.5760	0.0581057	3.82
3.84	0.291288	0.0069352	0.023809	11.8201	0.0569057	3.84
3.86	0.289148	0.0067321	0.023283	12.0690	0.0557321	3.86
3.88	0.287028	0.0065354	0.022769	12.3227	0.0545843	3.88
3.90	0.284929	0.0063449	0.022268	12.5815	0.0534618	3.90
3.92	0.282849	0.0061603	0.021779	12.8452	0.0523641	3.92
3.94	0.280789	0.0059814	0.021302	13.1141	0.0512904	3.94
3.96	0.278748	0.0058082	0.020837	13.3882	0.0502404	3.96
3.98	0.276727	0.0056403	0.020382	13.6676	0.0492134	3.98
4.00	0.274725	0.0054776	0.019939	13.9523	0.0482090	4.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.3$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
0	1	1	1	Indef.	0	0
0.01	0.999985	0.999935	0.999950	58.5261	0.011401	0.01
0.02	0.999940	0.999740	0.999800	29.2681	0.022798	0.02
0.03	0.999865	0.999415	0.999550	19.5177	0.034188	0.03
0.04	0.999760	0.998961	0.999200	14.6442	0.045565	0.04
0.05	0.999625	0.998377	0.998751	11.7214	0.056927	0.05
0.06	0.999460	0.997663	0.998202	9.77400	0.068269	0.06
0.07	0.999266	0.996821	0.997554	8.38398	0.079588	0.07
0.08	0.999041	0.995851	0.996807	7.34230	0.090879	0.08
0.09	0.998786	0.994752	0.995961	6.53287	0.102139	0.09
0.10	0.998502	0.993526	0.995016	5.88600	0.113364	0.10
0.11	0.998188	0.992173	0.993974	5.35736	0.124551	0.11
0.12	0.997845	0.990694	0.992834	4.91740	0.135694	0.12
0.13	0.997471	0.989089	0.991596	4.54566	0.146791	0.13
0.14	0.997069	0.987359	0.990262	4.22751	0.157838	0.14
0.15	0.996636	0.985506	0.988832	3.95224	0.168832	0.15
0.16	0.996175	0.983529	0.987306	3.71181	0.179767	0.16
0.17	0.995684	0.981430	0.985685	3.50007	0.190642	0.17
0.18	0.995164	0.979210	0.983969	3.31225	0.201453	0.18
0.19	0.994614	0.976870	0.982160	3.14457	0.212195	0.19
0.20	0.994036	0.974411	0.980257	2.99401	0.222865	0.20
0.21	0.993428	0.971834	0.978262	2.85813	0.233461	0.21
0.22	0.992792	0.969140	0.976176	2.73492	0.243979	0.22
0.23	0.992127	0.966331	0.973998	2.62274	0.254414	0.23
0.24	0.991434	0.963407	0.971731	2.52020	0.264765	0.24
0.25	0.990712	0.960371	0.969374	2.42616	0.275028	0.25
0.26	0.989962	0.957223	0.966929	2.33963	0.285200	0.26
0.27	0.989183	0.953965	0.964397	2.25978	0.295277	0.27
0.28	0.988377	0.950599	0.961778	2.18590	0.305257	0.28
0.29	0.987542	0.947126	0.959074	2.11737	0.315137	0.29
0.30	0.986680	0.943547	0.956285	2.05366	0.324914	0.30
0.31	0.985790	0.939865	0.953413	1.99430	0.334585	0.31
0.32	0.984872	0.936080	0.950459	1.93888	0.344148	0.32
0.33	0.983928	0.932195	0.947423	1.88706	0.353599	0.33
0.34	0.982956	0.928211	0.944306	1.83851	0.362936	0.34
0.35	0.981957	0.924130	0.941111	1.79296	0.372157	0.35
0.36	0.980931	0.919954	0.937838	1.75015	0.381260	0.36
0.37	0.979878	0.915684	0.934488	1.70987	0.390241	0.37
0.38	0.978799	0.911323	0.931062	1.67192	0.399099	0.38
0.39	0.977694	0.906872	0.927562	1.63612	0.407832	0.39
0.40	0.976563	0.902333	0.923989	1.60232	0.416436	0.40
0.41	0.975405	0.897708	0.920344	1.57036	0.424911	0.41
0.42	0.974222	0.892999	0.916628	1.54012	0.433255	0.42
0.43	0.973013	0.888209	0.912843	1.51147	0.441464	0.43
0.44	0.971780	0.883338	0.908990	1.48433	0.449539	0.44
0.45	0.970520	0.878389	0.905070	1.45857	0.457477	0.45
0.46	0.969236	0.873364	0.901085	1.43412	0.465275	0.46
0.47	0.967928	0.868266	0.897036	1.41090	0.472934	0.47
0.48	0.966594	0.863095	0.892924	1.38882	0.480451	0.48
0.49	0.965237	0.857855	0.888750	1.36783	0.487826	0.49
0.50	0.963855	0.852547	0.884517	1.34785	0.495056	0.50

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.50	0.729262	0.280142	0.384145	1.18528	0.567484	1.50
1.51	0.726630	0.276090	0.379959	1.19256	0.564023	1.51
1.52	0.724000	0.272084	0.375807	1.19997	0.560536	1.52
1.53	0.721371	0.268125	0.371688	1.20754	0.557026	1.53
1.54	0.718745	0.264212	0.367602	1.21524	0.553493	1.54
1.55	0.716121	0.260346	0.363550	1.22309	0.549940	1.55
1.56	0.713499	0.256525	0.359532	1.23109	0.546367	1.56
1.57	0.710879	0.252751	0.355547	1.23924	0.542775	1.57
1.58	0.708262	0.249022	0.351595	1.24753	0.539167	1.58
1.59	0.705648	0.245338	0.347678	1.25598	0.535542	1.59
1.60	0.703037	0.241700	0.343794	1.26457	0.531903	1.60
1.61	0.700429	0.238106	0.339943	1.27331	0.528251	1.61
1.62	0.697824	0.234557	0.336127	1.28221	0.524586	1.62
1.63	0.695222	0.231053	0.332344	1.29126	0.520910	1.63
1.64	0.692624	0.227592	0.328594	1.30046	0.517224	1.64
1.65	0.690030	0.224176	0.324879	1.30982	0.513529	1.65
1.66	0.687439	0.220803	0.321196	1.31933	0.509826	1.66
1.67	0.684852	0.217473	0.317548	1.32900	0.506116	1.67
1.68	0.682270	0.214187	0.313933	1.33883	0.502400	1.68
1.69	0.679691	0.210943	0.310351	1.34882	0.498680	1.69
1.70	0.677117	0.207741	0.306803	1.35897	0.494955	1.70
1.71	0.674547	0.204582	0.303288	1.36928	0.491228	1.71
1.72	0.671982	0.201464	0.299806	1.37975	0.487499	1.72
1.73	0.669421	0.198388	0.296358	1.39039	0.483768	1.73
1.74	0.666865	0.195353	0.292942	1.40120	0.480038	1.74
1.75	0.664314	0.192358	0.289559	1.41217	0.476308	1.75
1.76	0.661768	0.189404	0.286209	1.42331	0.472580	1.76
1.77	0.659227	0.186490	0.282892	1.43462	0.468854	1.77
1.78	0.656691	0.183616	0.279608	1.44611	0.465131	1.78
1.79	0.654161	0.180781	0.276355	1.45776	0.461412	1.79
1.80	0.651636	0.177985	0.273136	1.46959	0.457698	1.80
1.81	0.649116	0.175228	0.269948	1.48160	0.453989	1.81
1.82	0.646602	0.172508	0.266792	1.49378	0.450287	1.82
1.83	0.644094	0.169827	0.263669	1.50614	0.446591	1.83
1.84	0.641592	0.167184	0.260577	1.51868	0.442903	1.84
1.85	0.639095	0.164577	0.257516	1.53141	0.439224	1.85
1.86	0.636605	0.162008	0.254487	1.54431	0.435551	1.86
1.87	0.634120	0.159474	0.251489	1.55741	0.431890	1.87
1.88	0.631642	0.156977	0.248523	1.57069	0.428238	1.88
1.89	0.629170	0.154516	0.245587	1.58416	0.424597	1.89
1.90	0.626704	0.152090	0.242682	1.59782	0.420967	1.90
1.91	0.624244	0.149698	0.239807	1.61167	0.417349	1.91
1.92	0.621792	0.147342	0.236963	1.62572	0.413743	1.92
1.93	0.619345	0.145019	0.234149	1.63996	0.410150	1.93
1.94	0.616905	0.142731	0.231366	1.65440	0.406570	1.94
1.95	0.614472	0.140475	0.228611	1.66904	0.403004	1.95
1.96	0.612046	0.138253	0.225887	1.68388	0.399452	1.96
1.97	0.609627	0.136064	0.223192	1.69892	0.395915	1.97
1.98	0.607214	0.133906	0.220526	1.71417	0.392393	1.98
1.99	0.604808	0.131781	0.217889	1.72962	0.388887	1.99
2.00	0.602410	0.129687	0.215281	1.74529	0.385396	2.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
2.00	0.602410	0.129687	0.215281	1.74529	0.385396	2.00
2.02	0.597634	0.125593	0.210150	1.77726	0.378464	2.02
2.04	0.592886	0.121620	0.205133	1.81008	0.371601	2.04
2.06	0.588168	0.117766	0.200226	1.84379	0.364807	2.06
2.08	0.583480	0.114028	0.195428	1.87839	0.358087	2.08
2.10	0.578821	0.110403	0.190738	1.91391	0.351443	2.10
2.12	0.574193	0.106888	0.186154	1.95035	0.344875	2.12
2.14	0.569595	0.103480	0.181673	1.98775	0.338387	2.14
2.16	0.565028	0.1001767	0.177295	2.02611	0.331979	2.16
2.18	0.560492	0.0969749	0.173017	2.06547	0.325654	2.18
2.20	0.555988	0.0938721	0.168838	2.10583	0.319413	2.20
2.22	0.551515	0.0908655	0.164756	2.14722	0.313256	2.22
2.24	0.547075	0.0879526	0.160769	2.18966	0.307184	2.24
2.26	0.542666	0.0851307	0.156875	2.23317	0.301199	2.26
2.28	0.538290	0.0823973	0.153072	2.27777	0.295301	2.28
2.30	0.533946	0.0797495	0.149360	2.32348	0.289491	2.30
2.32	0.529634	0.0771861	0.145735	2.37034	0.283769	2.32
2.34	0.525355	0.0747035	0.142196	2.41835	0.278135	2.34
2.36	0.521109	0.0722997	0.138742	2.46754	0.272590	2.36
2.38	0.516896	0.0699725	0.135371	2.51795	0.267134	2.38
2.40	0.512715	0.0677195	0.132080	2.56958	0.261766	2.40
2.42	0.508568	0.0655386	0.128869	2.62248	0.256486	2.42
2.44	0.504453	0.0634276	0.125735	2.67665	0.251295	2.44
2.46	0.500372	0.0613845	0.122678	2.73213	0.246192	2.46
2.48	0.496323	0.0594072	0.119695	2.78895	0.241176	2.48
2.50	0.492308	0.0574937	0.116784	2.84713	0.236248	2.50
2.52	0.488325	0.0556421	0.113945	2.90670	0.231406	2.52
2.54	0.484375	0.0538504	0.111175	2.96769	0.226651	2.54
2.56	0.480459	0.0521168	0.108473	3.03012	0.221981	2.56
2.58	0.476575	0.0504395	0.105838	3.09403	0.217396	2.58
2.60	0.472724	0.0488168	0.103267	3.15944	0.212895	2.60
2.62	0.468905	0.0472470	0.100760	3.22639	0.208477	2.62
2.64	0.465120	0.0457283	0.098315	3.29490	0.204142	2.64
2.66	0.461367	0.0442592	0.095931	3.36501	0.199889	2.66
2.68	0.457646	0.0428383	0.093606	3.43675	0.195716	2.68
2.70	0.453957	0.0414636	0.091338	3.51016	0.191624	2.70
2.72	0.450301	0.0401340	0.089127	3.58525	0.187610	2.72
2.74	0.446677	0.0388480	0.086971	3.66208	0.183674	2.74
2.76	0.443085	0.0376041	0.084869	3.74066	0.179815	2.76
2.78	0.439525	0.0364010	0.082819	3.82105	0.176032	2.78
2.80	0.435996	0.0352375	0.080821	3.90326	0.172325	2.80
2.82	0.432499	0.0341121	0.078872	3.98735	0.168691	2.82
2.84	0.429033	0.0330237	0.076972	4.07334	0.165129	2.84
2.86	0.425598	0.0319710	0.075120	4.16128	0.161640	2.86
2.88	0.422195	0.0309530	0.073315	4.25119	0.158221	2.88
2.90	0.418822	0.0299684	0.071554	4.34313	0.154872	2.90
2.92	0.415480	0.0290162	0.069838	4.43712	0.151591	2.92
2.94	0.412168	0.0280953	0.068165	4.53321	0.148378	2.94
2.96	0.408887	0.0272047	0.066533	4.63144	0.145231	2.96
2.98	0.405636	0.0263433	0.064943	4.73185	0.142149	2.98
3.00	0.402414	0.0255103	0.063393	4.83448	0.139131	3.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
0.50	0.960384	0.849665	0.884714	1.34541	0.499944	0.50
0.51	0.958850	0.844207	0.880437	1.32649	0.507072	0.51
0.52	0.957290	0.838685	0.876104	1.30849	0.514051	0.52
0.53	0.955705	0.833102	0.871715	1.29133	0.520881	0.53
0.54	0.954095	0.827461	0.867273	1.27498	0.527559	0.54
0.55	0.952460	0.821763	0.862779	1.25940	0.534087	0.55
0.56	0.950802	0.816011	0.858234	1.24454	0.540461	0.56
0.57	0.949119	0.810206	0.853640	1.23038	0.546684	0.57
0.58	0.947413	0.804352	0.848999	1.21687	0.552752	0.58
0.59	0.945683	0.798450	0.844310	1.20399	0.558667	0.59
0.60	0.943931	0.792503	0.839577	1.19170	0.564427	0.60
0.61	0.942155	0.786512	0.834801	1.17998	0.570033	0.61
0.62	0.940357	0.780480	0.829982	1.16881	0.575483	0.62
0.63	0.938537	0.774409	0.825123	1.15815	0.580779	0.63
0.64	0.936694	0.768300	0.820225	1.14799	0.585919	0.64
0.65	0.934831	0.762158	0.815290	1.13830	0.590905	0.65
0.66	0.932945	0.755982	0.810318	1.12907	0.595735	0.66
0.67	0.931039	0.749776	0.805311	1.12028	0.600411	0.67
0.68	0.929112	0.743542	0.800271	1.11191	0.604931	0.68
0.69	0.927165	0.737281	0.795199	1.10394	0.609298	0.69
0.70	0.925198	0.730996	0.790097	1.09636	0.613510	0.70
0.71	0.923211	0.724689	0.784966	1.08916	0.617569	0.71
0.72	0.921204	0.718361	0.779807	1.08231	0.621475	0.72
0.73	0.919178	0.712016	0.774622	1.07581	0.625228	0.73
0.74	0.917133	0.705654	0.769412	1.06965	0.628829	0.74
0.75	0.915070	0.699277	0.764179	1.06381	0.632280	0.75
0.76	0.912989	0.692888	0.758923	1.05829	0.635580	0.76
0.77	0.910889	0.686489	0.753647	1.05307	0.638730	0.77
0.78	0.908772	0.680081	0.748352	1.04815	0.641732	0.78
0.79	0.906638	0.673667	0.743039	1.04350	0.644586	0.79
0.80	0.904486	0.667247	0.737708	1.03914	0.647294	0.80
0.81	0.902318	0.660824	0.732362	1.03504	0.649856	0.81
0.82	0.900134	0.654400	0.727004	1.03121	0.652273	0.82
0.83	0.897933	0.647977	0.721631	1.02762	0.654545	0.83
0.84	0.895717	0.641555	0.716248	1.02429	0.656680	0.84
0.85	0.893485	0.635137	0.710854	1.02119	0.658671	0.85
0.86	0.891239	0.628725	0.705451	1.01833	0.660523	0.86
0.87	0.888977	0.622319	0.700040	1.01569	0.662237	0.87
0.88	0.886701	0.615923	0.694621	1.01328	0.663813	0.88
0.89	0.884411	0.609536	0.689200	1.01108	0.665255	0.89
0.90	0.882106	0.603161	0.683773	1.00910	0.666563	0.90
0.91	0.879789	0.596799	0.678344	1.00734	0.667738	0.91
0.92	0.877458	0.590452	0.672912	1.00580	0.668783	0.92
0.93	0.875114	0.584121	0.667480	1.00446	0.669698	0.93
0.94	0.872757	0.577807	0.662048	1.00335	0.670486	0.94
0.95	0.870388	0.571512	0.656617	1.00246	0.671148	0.95
0.96	0.868007	0.565237	0.651189	1.00180	0.671686	0.96
0.97	0.865615	0.558984	0.645765	1.00137	0.672101	0.97
0.98	0.863210	0.552753	0.640345	1.00117	0.672395	0.98
0.99	0.860795	0.546545	0.634931	1.00116	0.672570	0.99
1.00	0.858369	0.540364	0.629524	1.00000	0.672628	1.00

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_t	P/P_t	ρ/ρ_t	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.00	0.858369	0.540364	0.629524	1.0000000	0.672628	1.00
1.01	0.855932	0.534208	0.624124	1.0000854	0.672571	1.01
1.02	0.853486	0.528080	0.618733	1.0003399	0.672400	1.02
1.03	0.851029	0.521980	0.613352	1.0007609	0.672117	1.03
1.04	0.848562	0.515910	0.607981	1.0013462	0.671724	1.04
1.05	0.846086	0.509870	0.602621	1.0020936	0.671223	1.05
1.06	0.843601	0.503861	0.597274	1.003001	0.670616	1.06
1.07	0.841108	0.497885	0.591940	1.004066	0.669904	1.07
1.08	0.838605	0.491942	0.586619	1.005288	0.669091	1.08
1.09	0.836095	0.486034	0.581314	1.006663	0.668176	1.09
1.10	0.833576	0.480160	0.576024	1.008192	0.667163	1.10
1.11	0.831050	0.474323	0.570751	1.009872	0.666053	1.11
1.12	0.828517	0.468522	0.565494	1.01170	0.664849	1.12
1.13	0.825976	0.462758	0.560256	1.01368	0.663552	1.13
1.14	0.823429	0.457033	0.555036	1.01580	0.662163	1.14
1.15	0.820875	0.451347	0.549836	1.01808	0.660686	1.15
1.16	0.818315	0.445700	0.544656	1.02049	0.659122	1.16
1.17	0.815748	0.440093	0.539496	1.02305	0.657473	1.17
1.18	0.813175	0.434527	0.534358	1.02575	0.655741	1.18
1.19	0.810598	0.429002	0.529241	1.02860	0.653927	1.19
1.20	0.808016	0.423519	0.524148	1.03158	0.652034	1.20
1.21	0.805428	0.418079	0.519077	1.03471	0.650064	1.21
1.22	0.802835	0.412682	0.514030	1.03798	0.648019	1.22
1.23	0.800238	0.407327	0.509008	1.04138	0.645900	1.23
1.24	0.797636	0.402017	0.504010	1.04493	0.643709	1.24
1.25	0.795031	0.396751	0.499038	1.04861	0.641448	1.25
1.26	0.792422	0.391529	0.494092	1.05243	0.639120	1.26
1.27	0.789809	0.386352	0.489172	1.05639	0.636725	1.27
1.28	0.787193	0.381221	0.484278	1.06048	0.634266	1.28
1.29	0.784574	0.376135	0.479413	1.06471	0.631745	1.29
1.30	0.781953	0.371095	0.474574	1.06908	0.629164	1.30
1.31	0.779328	0.366100	0.469764	1.07359	0.626523	1.31
1.32	0.776701	0.361153	0.464983	1.07823	0.623826	1.32
1.33	0.774073	0.356251	0.460230	1.08301	0.621074	1.33
1.34	0.771442	0.351397	0.455506	1.08792	0.618268	1.34
1.35	0.768809	0.346589	0.450813	1.09298	0.615411	1.35
1.36	0.766175	0.341828	0.446149	1.09816	0.612503	1.36
1.37	0.763540	0.337114	0.441515	1.10349	0.609548	1.37
1.38	0.760904	0.332448	0.436912	1.10895	0.606546	1.38
1.39	0.758267	0.327829	0.432339	1.11455	0.603499	1.39
1.40	0.755629	0.323257	0.427798	1.12028	0.600409	1.40
1.41	0.752991	0.318732	0.423288	1.12616	0.597278	1.41
1.42	0.750353	0.314255	0.418810	1.13217	0.594106	1.42
1.43	0.747715	0.309826	0.414364	1.13832	0.590896	1.43
1.44	0.745077	0.305443	0.409949	1.14461	0.587650	1.44
1.45	0.742439	0.301109	0.405567	1.15104	0.584368	1.45
1.46	0.739801	0.296821	0.401217	1.15760	0.581053	1.46
1.47	0.737165	0.292581	0.396900	1.16431	0.577705	1.47
1.48	0.734529	0.288387	0.392615	1.17116	0.574327	1.48
1.49	0.731895	0.284241	0.388364	1.17815	0.570920	1.49
1.50	0.729262	0.280142	0.384145	1.18528	0.567484	1.50