

وزارة التربية الوطنية
MINISTERE DE L'EDUCATION NATIONALE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

DEPARTEMENT : Génie Mécanique

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

PROJET DE FIN D'ETUDES

SUJET

ETUDE ENERGETIQUE D'UN COMBINE TURBO STATO REACTEUR

Proposé par :

Mr. B. BENKOUSSAS

Etudié par :

Mr. B. BOUALI

Mr. Y. AIT KACI :

Dirigé par

Mr. B. BENKOUSSAS

PROMOTION Juillet 1993

DEPARTEMENT : Génie Mécanique

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

PROJET DE FIN D'ETUDES

SUJET

ETUDE ENERGETIQUE D'UN COMBINE TURBO STATO REACTEUR

Proposé par :

Mr . B . BENKOUSSAS

Etudié par :

Mr : B . BOUALI

Mr . Y . AIT KACI :

Dirigé par

Mr . B . BENKOUSSAS

PROMOTION Juillet 1993

DEDICACES

إلى :

والديّ العزيزين

أخي وأخواتي

كلّ الأصدقاء

أهدى هذا العمل المتواضع — بنتان

je dedie ce modeste travail à :

mes parents

toute la famille

tous les amis

yazizob

R E M E R C I M E N T S

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

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

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

يتناول هذا العمل دراسة مختصرة لنوعين رئيسيين من المحركات النفاثة اللائحة للطيران
بالسرعات فوق الصوتية العالية ومقارنة المميزات التشغيلية الأساسية ضمن عدد ماخ المنتهين
للمجال من صفراء سبعة. فذان المحركان هما المحرك العنيف والمحرك الإزديكاسي الثابت.
وقد حسبنا أيضا نموذجا تركيبيا للنوعين السابقين عند مصيرات التشغيل لكل منهما التي تسمح بتحقيق
مردودية أفضل.

Résumé :

Le but de ce travail est d'étudier brièvement deux des principaux types de moteurs à réaction convenables pour les vols à grande vitesse supersonique, et de comparer leurs performances dans la plage des nombres de Mach compris entre 0 et 7. Ces moteurs sont le turbo-réacteur et le statoréacteur.

Ensuite calculer un combiné turbo-statoréacteur aux points optimums permettant le meilleur rendement.

Abstract :

The aim of this work is to study briefly two of the principal types of air-breathing engines suitable for high supersonic flight-speed operation, and to compare the basic performance characteristics in the range of Mach numbers 0 to 7. These engines are the turbojet and the ramjet.

We also compute a combination turbo-ramjet at the design points allowing the best efficiency.

SOMMAIRE

INTRODUCTION

CHAP. I : GENERALITES

- I-1 : Classification et principes.
- I-2 : Notion de moteurs combinés.
- I-3 : combiné turbo-stato-réacteur.

CHAP. II : DIFFUSEUR

- II-1 : Introduction.
- II-2 : Ondes de choc.
- II-3 : Différents types de prises d'air supersonique.
- II-4 : Etude thermodynamique.

CHAP. III : COMPRESSEUR

- III-1 : Introduction.
- III-2 : Description géométrique.
- III-3 : Aubes et grille d'aube.
- III-4 : Triangle des vitesses.
- III-5 : Etude d'un étage périodique.
- III-6 : Etude thermodynamique.
- III-7 : Quelques paramètres importants.
- III-8 : Etude aérodynamique.

CHAP. IV : CHAMBRE DE COMBUSTION TUBOREACTEUR

- IV-1 : Introduction.
- IV-2 : Conception et description.
- IV-3 : Etude énergétique.
- IV-4 : Caractéristiques à la sortie de la chambre de combustion.

CHAP.V : CHAMBRE DE COMBUSTION STATOREACTEUR

- V-1 : Introduction.
- V-2 : Etude énergétique.

CHAP.VI : TURBINE

- VI-1 : Introduction.
- VI-2 : Etude thermodynamique.
- VI-3 : Triangle des vitesses.
- VI-4 : Etude dynamique.

CHAP.VII : TUYERE D'EJECTION

- VII-1 : Introduction.
- VII-2 : Etude énergétique.
- VII-3 : Performances du moteur.

CONCLUSION

INTRODUCTION

Les problèmes posés dans le domaine de la propulsion sont très complexes à tel point que les ingénieurs sont loin d'être en mesure d'indiquer quelle sera la meilleure solution possible.

Bien entendu, on connaît déjà les domaines dans lesquels il faudra travailler ; il s'agit de la propulsion cryogénique, encore mal maîtrisée ; des matériaux utilisables à des hautes températures (matériaux métalliques et composites) ; des technologies de base où des progrès sont nécessaires (aérodynamique, combustion, mécanique, code de calcul, modélisation) ; des technologies propres aux turbomachines enfin, que ne maîtrisent vraiment que quatre motoristes (General Electric, Pratt and Whitney, Rolls-Royce et SNECMA) dans le monde occidental [14].

Les recherches et développements actuels dans ce domaine sont orientés vers la réalisation des engins moins coûteux et plus rapides dans les domaines commercial et militaire, citons par exemple, le projet de l'avion hypersonique qui recevait l'appui officiel des autorités américaines en 1984 [12]. Il s'agit d'un véhicule capable de voler jusqu'à Mach 8 et même de placer des satellites.

Pour parvenir à faire voler un avion pareil les spécialistes pensent résoudre en faisant appel aux avantages combinés des moteurs de base ; turboréacteur, statoréacteur et fusée.

Le présent travail traite en deux parties l'énergétique dans ces aspects généraux d'un combiné stato-turbo-réacteur équipant un avion supersonique.

La première partie présente d'une manière générale l'étude de l'écoulement unidimensionnel dans les différents éléments constituant la machine et examine les points de vue thermodynamique, aérodynamique et cinématique du fonctionnement de ces éléments.

Quant à la deuxième partie, en se basant sur la théorie développée dans la première partie, elle est consacrée à l'établissement d'un logiciel permettant la détermination des performances de la machine après avoir effectué tous les calculs concernant les éléments principaux composants l'appareil.

CHAPITRE I
GENERALITES SUR LES
MOTEURS A REACTION

I.1)- Classification et principes :

Parmi les moteurs de base utilisés dans la propulsion on peut citer le turboréacteur, le statoréacteur et le moteur fusée ; chacun étant plus ou moins optimisé pour un certain domaine de vol : le turboréacteur jusqu'à Mach 4, le statoréacteur entre Mach 2 et Mach 7, la fusée depuis le sol (Mach 0) à l'orbite (Mach 25 +).

Le turboréacteur a l'avantage de consommer peu, ce qui se traduit par une impulsion spécifique élevée (4000 à 10000 secondes).[12]

Rappelons que l'impulsion spécifique est la durée pendant laquelle un kilogramme de carburant fournirait un kilogramme de poussée.

Au-delà de Mach 4 il semble exclu de l'utiliser vue la consommation gigantesque de carburant et l'accroissement de la température qui exige des matériaux beaucoup trop cher.

Le statoréacteur, sans pièces en mouvement (sauf les pompes), est le plus simple moteur à réaction ; aux faibles nombres de Mach il ne peut pas fonctionner, ce qui exige la disposition d'un accélérateur (turboréacteur par exemple) ; l'impulsion spécifique, en revanche, est bonne, car elle dépasse 4000 secondes.

Le moteur fusée se propulse allégrement dans le domaine hypersonique et quitte l'atmosphère ; mais les utilisateurs de ce moteur acceptent des contraintes exceptionnelles : consommation gigantesque de carburant, coût de fabrications exorbitant, longues préparations avant chaque vol.

I.2)- Notion de moteurs combinés :

Comme il a été mentionné précédemment, chacun des moteurs à

réaction est optimisé pour un domaine de vol, en dehors de ce domaine le moteur présente des inconvénients qu'aucun utilisateur de l'engin n'accepterait.

Pour étendre le domaine de vol, les spécialistes pensent résoudre en faisant appel aux moteurs combinés. Entre le turboréacteur, le statoréacteur, le moteur fusée le nombre de combinaisons possibles est d'environ 4, citons parmi ces combinaisons le turbo-stato-fusée et le turbo-stato-réacteur.

L'association du turboréacteur au statoréacteur permet d'accélérer celui-ci jusqu'à Mach 3 ou 4 avec de bonnes performances, on trouve ensuite jusqu'à Mach 7 ou 8 le mode stato, aux performances élevées ; au-delà de Mach 8, le mode fusée prend le relais jusqu'à la satellisation.

Le turbo-stato-réacteur semble très intéressant pour la propulsion d'un avion hypersonique volant à Mach 5/Mach 6. Dans ce système, le turboréacteur est incorporé dans le corps central du moteur, le diffuseur d'entrée et la tuyère d'éjection étant communs aux deux modes de fonctionnement.

Les études que les chercheurs proposent actuellement d'entreprendre concernent :

- La combustion supersonique pour les statoréacteurs.
- Les cycles et architectures moteurs.
- L'évolution des matériaux actuels.

I.3)- Combiné turbo-stato-réacteur :

Comme les turboréacteurs ne mèneront pas l'avion au delà de Mach 3 ou Mach 3.5, la majeure partie des concepts d'avions hypersoniques actuellement à l'étude font d'une manière ou d'une autre appel au statoréacteur.

Avant de parler du moteur combiné, il est intéressant de passer en revue les deux engins.

I.3.1)- Le turboréacteur :

Il est composé dans l'ordre, en suivant le trajet du fluide,

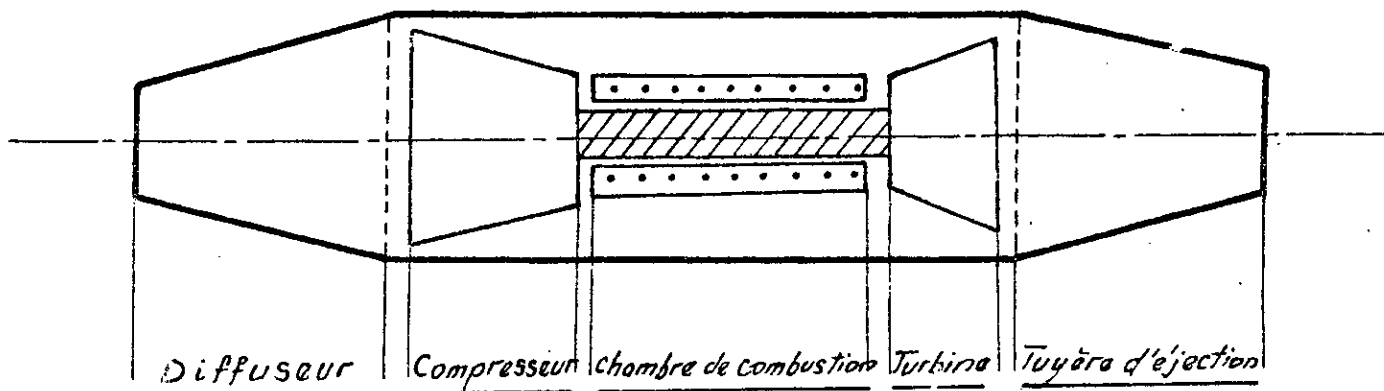
d'un diffuseur dans lequel une partie de l'énergie cinétique de l'air est transformée en pression, d'un compresseur, d'une chambre de combustion, d'une turbine qui a pour seule mission d'entraîner le compresseur ; et enfin d'une tuyère d'éjection où les gaz sont accélérés par détente jusqu'à la pression atmosphérique locale.

I.3.2)- Le statoréacteur :

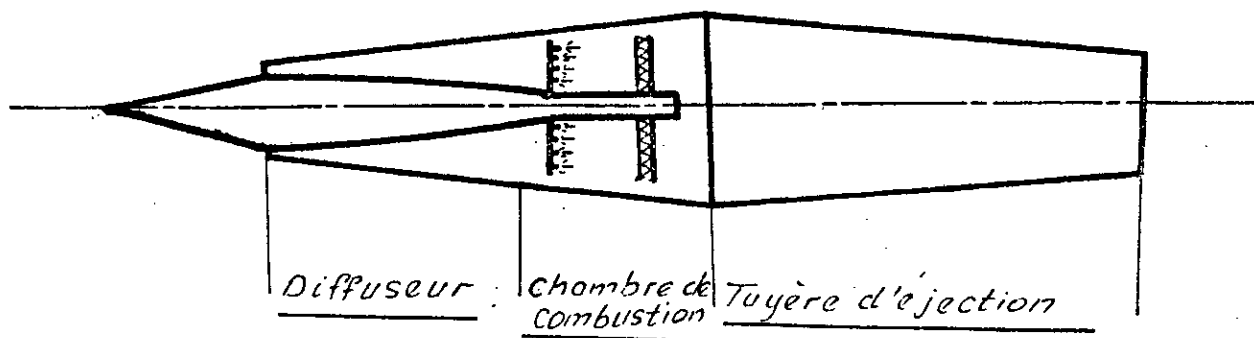
Le statoréacteur est un réacteur d'une simplicité désarmante, puisqu'il ne comprend ni compresseur ni turbine ; aux vitesses supersoniques l'énergie cinétique de l'air qui pénètre dans le moteur peut être, en adoptant une prise d'air convenable, suffisante pour remplacer le compresseur.

Le principal inconvénient du statoréacteur est que la compression de l'air ainsi obtenue n'est exploitable qu'aux vitesses supersoniques.

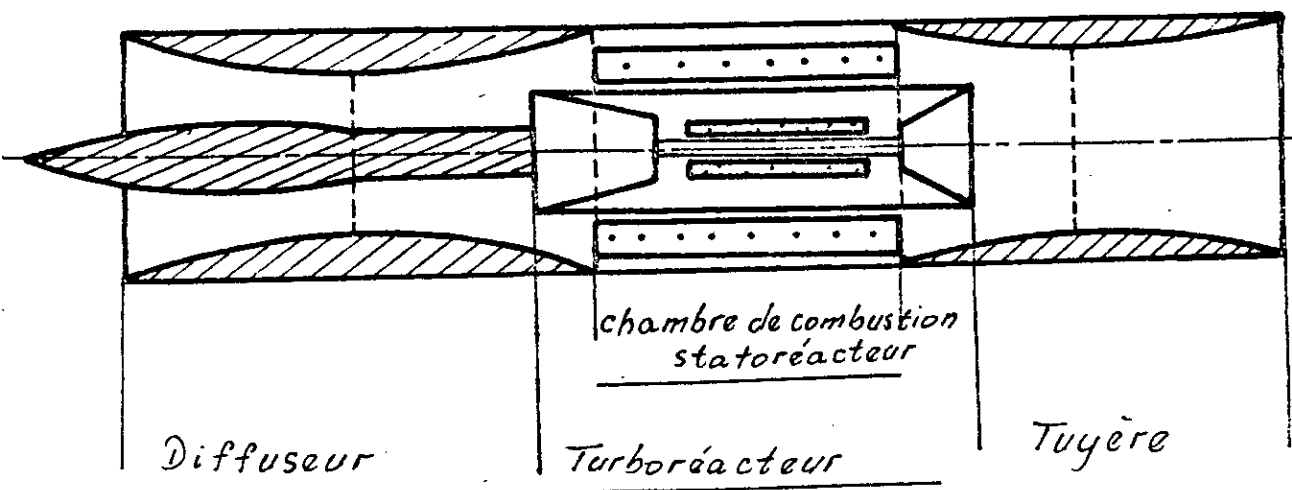
Son principe de fonctionnement est que l'air se comprimait dans un tube convergent divergent, pénétrait dans une chambre de combustion où on le réchauffait à pression constante en y brûlant un combustible injecté d'une façon constante et se détendait en sortant par une tuyère convergente divergente.



Turboréacteur



Statoréacteur



Combiné Turbo-Stato-Réacteur

CHAPITRE II

DIFFUSEUR

II-1) INTRODUCTION :

Le diffuseur est un conduit a section variable calculé de telle sorte que l'énergie cinétique de l'air incident se transforme en une énergie de pression.

la forme à donner à ce conduit diffère selon que la vitesse de vol est inférieure ou supérieure à la vitesse du son .

L'un des aspects du vol à grande vitesse est le rôle de plus en plus important des prises d'air. Dans le cas des avions subsonique ,c'est principalement un problème de traînée qui apparait; en vol supersonique, c'est toute la poussée et l'efficacité qui sont en jeu.

La recherche d'une grande efficacité est l'un des premiers objectifs du choix d'une prise d'air.

II-2) ONDES DE CHOC :

Un écoulement supersonique en amont du diffuseur ne peut pas passer continûment à un écoulement subsonique, cela doit se faire à travers une ou plusieurs ondes de choc.

Une onde de choc est une discontinuité de très faible épaisseur, traversée par un gaz à chaleur spécifique constante.

II-1-1) Onde de choc normale :

Si cette discontinuité est perpendiculaire à l' écoulement, on l'appelle onde de choc normale.

Les équations, de continuité, de quantité de mouvement et de l'énergie à travers celle-ci s'écrivent :

Continuité:

Quantité de mouvement: $\rho_m V_m = \rho_v V_v$ (1.1)

Energie: $P_m - P_v = \rho_m V_m (V_v - V_m)$ (1.2)

$$c_p T_m + \frac{V_m^2}{2} = c_p T_v + \frac{V_v^2}{2} \quad (1.3)$$

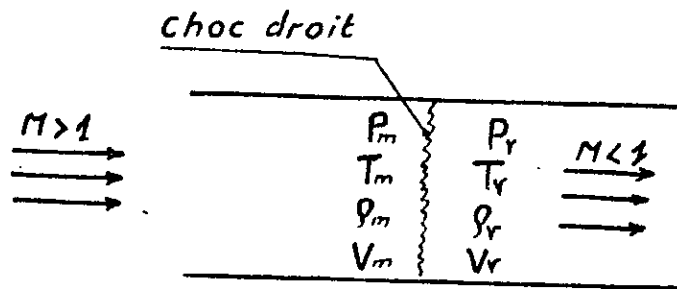


FIG (2.1) : Onde de choc normale

La manipulation des trois équations précédentes donne les équations les plus caractéristiques à travers l'onde de choc normale :

$$M_v^2 = \frac{M_m^2 + \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_m^2 - 1} \quad (1.4)$$

$$\frac{P_v}{P_m} = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (1.5)$$

$$\frac{P_{tv}}{P_{tm}} = \left[\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \left[\frac{(\gamma - 1) M_m^2 + 2}{(\gamma + 1) M_m^2} \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1.6)$$

$$\frac{T_v}{T_m} = \frac{2\gamma}{(\gamma+1)^2} \left[M_m^2 \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right] \left[\frac{1}{M_m^2} + \frac{\gamma-1}{2} \right] \quad (1.7)$$

$$\frac{\rho_v}{\rho_m} = \frac{P_v}{P_m} \cdot \frac{T_m}{T_v} \quad (1.8)$$

II-1-2) Onde de choc oblique :

Si une onde de choc plane est inclinée d'un angle par rapport à l'écoulement, le fluide qui la traverse subit simultanément une augmentation de pression et une diminution de vitesse, mais aussi un changement brusque de direction qui dépend de l'inclinaison de l'obstacle, comme l'indique la figure (2.2) .

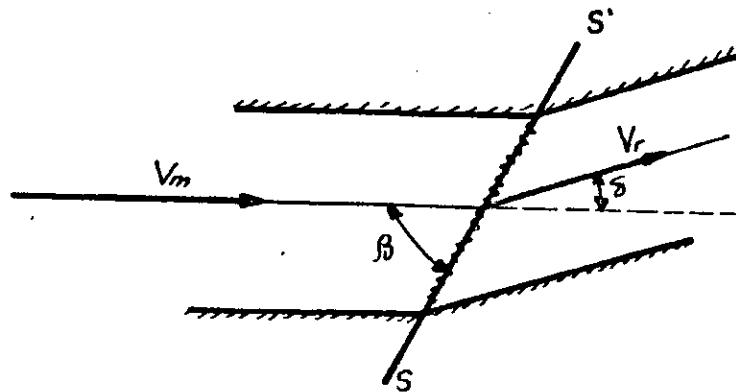


FIG.(2-2): Onde de choqe oblique

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

Continuité :

$$\rho_m V_{m_n} = \rho_v V_{v_n} \quad (1.9)$$

Energie: :

$$C_p T_m + \frac{V_m^2}{2} = C_p T_v + \frac{V_v^2}{2} \quad (1.10)$$

quantité de mouvement projetée sur les axes normal et tangential :

$$P_m + \rho_m V_m^2 = P_v + \rho_v V_v^2 \quad (1.11)$$

$$\rho_m V_m^2 (V_{mt} - V_{vt}) = 0 \quad (1.12)$$

L'équation (2.12) implique que $V_{nt} = V_{rt}$

On peut donc conclure que par rapport à un système d'axes se déplaçant à la vitesse $V_{nt} = V_{rt}$, une onde de choc oblique devient une onde de choc normale.

Pour la détermination des équations caractéristiques d'une onde de choc oblique, on remplace M_n par $M_n \cdot \sin(\beta)$ dans celles de l'onde de choc normale.

Ces équations s'écrivent alors :

$$M_v^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_m^2}{\gamma M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2}} + \frac{M_m^2 \cos^2 \beta}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_m^2 \sin^2 \beta} \quad (1.13)$$

$$\frac{P_v}{P_m} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} \left[M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2} \right] \quad (1.14)$$

$$\frac{T_v}{T_m} = \frac{4\gamma}{(\gamma+1)^2} \left[M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2} \right] \left[\frac{1}{M_m^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{2} \right] \quad (1.15)$$

$$\frac{P_{LV}}{P_{Lm}} = \left[\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]^{\frac{-1}{\gamma-1}} \left[\frac{(\gamma-1) M_m^2 \sin^2 \beta + 2}{(\gamma+1) M_m^2 \sin^2 \beta} \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.16)$$

$$\frac{\rho_v}{\rho_m} = \frac{P_v}{P_m} \cdot \frac{T_m}{T_v} \quad (1.17)$$

Ou β est l'angle d'inclinaison de l'onde de choc, déterminée par la relation implicite :

$$\frac{1}{M_m^2} = \sin^2 \beta - \frac{\gamma+1}{2} \cdot \frac{\sin \beta \sin \delta}{\cos(\beta-\delta)} \quad (1.18)$$

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

II-2) DIFFERENTS TYPES DE PRISES D'AIR SUPERSONIQUE

Une entrée d'air supersonique est caractérisée par des bords d'attaque tranchant, car une lèvre arrondie conduirait nécessairement à une onde de choc détachée, Fig(2.3).

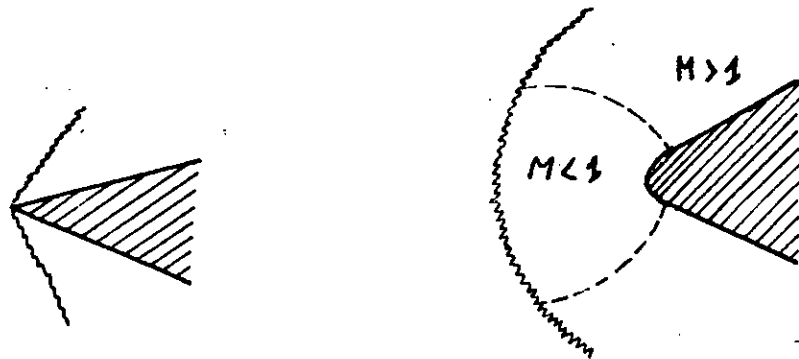


FIG.(2.3) : Onde de choc
attachée

onde de choc
détachée

Une propriété de l'écoulement supersonique est que le débit maximal que peut capter une prise d'air adaptée est celui défini par le tube de courant amont qui s'appuie sur les bords d'attaque de l'entrée d'air.

II-2-1) Entrée d'air Pitot :

Ces entrées d'air sont adaptées pour des avions faiblement

supersonique. Elles consistent en une simple ouverture frontale à lèvres minces, suivie d'un divergent raccordant la section d'entrée à celle de sortie. Fig(2.4) .

A l'adaptation, l'écoulement passe du supersonique au subsonique par un choc droit situé à la section d'entrée.

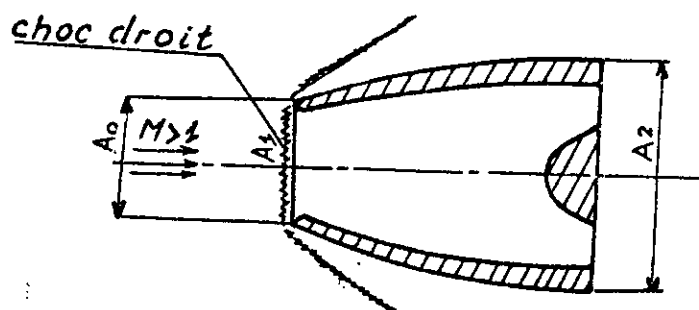


FIG (2.4) : Entrée d'air Pitot

La décroissance rapide de l'efficacité avec l'augmentation du nombre de Mach limite l'intérêt de ces entrées dès que l'on dépasse Mach 1.5 environ .

II-2-2) Entrée d'air à compression supersonique externe (ESC):

La première solution proposée pour améliorer l'efficacité en supersonique consiste à placer un corps central à pointe conique émergente au centre d'une carène de révolution.

A l'adaptation, cette pointe provoque un choc conique qui s'appuie sur l'entrée de la carène Fig(2.5) .

L'écoulement autour du cône étant supersonique, mais à un nombre de Mach réduit par la compression conique, le débit capté traverse successivement le choc conique et un choc droit d'intensité modérée, située dans la section annulaire d'entrée.

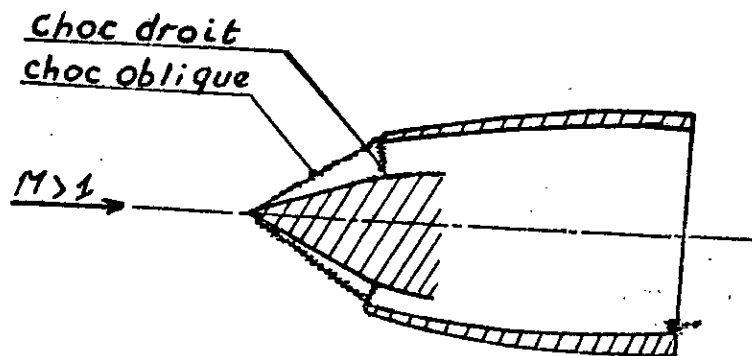


FIG (2.5) : C.S.E à pointe conique

l'efficacité globale de cette configuration est plus élevée que d'un Pitot, du fait d'une compression supersonique progressive.

un gain d'efficacité peut encore être obtenu en remplaçant le choc conique par une succession de deux ondes de choc de plus faible intensité, moyennant une pointe émergente plus effilée formant un double cône, qui peut être à son tour remplacé par un profil de déviation progressive de l'écoulement vers l'extérieur dont les ondes se focalisent sur le bord de la carène; ainsi, dans des conditions idéales on obtiendra une compression sans choc avec $M = 1$ à l'entrée.

Toute fois dans ce cas, l'étude de l'écoulement au voisinage de la carène montre qu'un choc détaché se formerait devant la carène, au lieu de la focalisation ponctuelle supposée .

De plus pour éviter un tel choc, il est nécessaire de donner à la carène une pente initiale élevée, d'où une traînée appréciable .

Les entrées d'air à (C.S.E) sont particulièrement adaptées aux nombres de Mach de vol de 1.5 à 2.3 environ, elles conviennent moins au-delà, du fait de leur efficacité décroissante.

II-2-3) Entrée d'air à compression supersonique mixte (CSM):

Ces entrées tiennent leur nom du fait qu'une partie seulement de la compression supersonique s'effectue à l'extérieur de l'entrée, et l'autre partie s'effectue à l'intérieure, jusqu'à un col où le nombre de Mach est légèrement supérieur à l'unité.

L'écoulement passe ensuite au subsonique par un choc de faible intensité. FIG(2.5) .

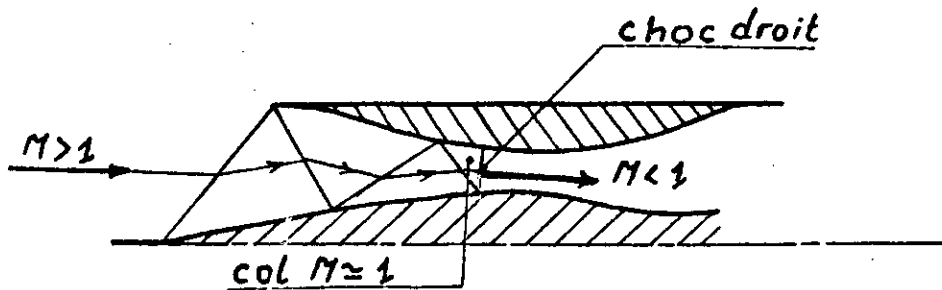


FIG.(2.5) : Entrée d'air à C.S.M

Les entrées d'air à C.S.M offrent l'avantage de n'entraîner qu'une très faible perte d'efficacité par choc, de plus, la traînée externe est réduite. Cependant, les pertes par frottement interne sont relativement élevées.

De ce fait, ces entrées ne deviennent intéressantes qu'au-delà d'un nombre de Mach supérieur à 2.3 environ.

Leur particularité est de présenter un problème d'amorçage qui nécessite un système de régulation très complexe.

II-3) ETUDE THERMODYNAMIQUE DU DIFFUSEUR :

II-3-1) Description de la solution choisie :

Nous avons vu qu'à partir de Mach 2.3, se sont les entrées d'air à compression supersonique mixte qui prédominent.

Le choix d'une forme particulière est, en pratique, assez difficile, étant donné le nombre de paramètres qui la définissent.

La configuration choisie pour les nombres de Mach entre 2.5 et 6 est relativement simple. Fig(2.6) .

Elle est constituée d'un convergent divergent de révolution avec un corps central conique .

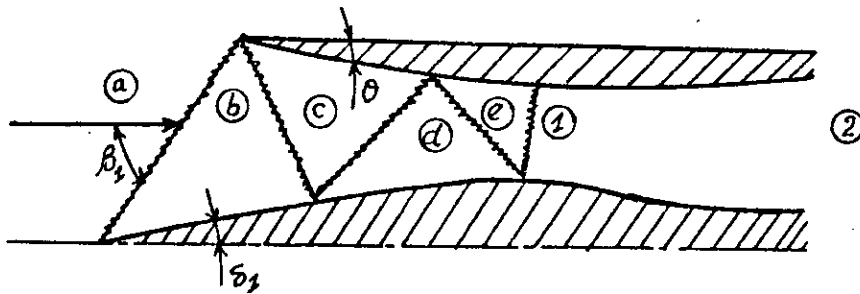


FIG.(2.6) : Prise d'air à C.S.N

Le nombre d'ondes de choc est choisi de la sorte qu'en amont de l'onde de choc droite qui se trouve au col, le nombre de Mach est voisin de 1.35.

L'entrée est toujours en adaptation; pour le réglage, il suffit de faire déplacer la pointe conique avec la variation du nombre de Mach .

Pour le reste des nombre de Mach en supersonique, la solution employer étant l'entrée d'air à compression externe .

L'augmentation du nombre d'ondes de choc améliore le rendement, mais fait croître la traînée . En compromis entre ces deux aspects nous choisissons deux ondes de choc obliques suivies d'une onde de choc droite à l'entrée de la carène pour $1.5 < M < 3$ Fig.(2.7), et une seule onde de choc oblique suivie d'une onde de choc normale pour $1 < M < 1.5$.

Les angles de déflexion (δ) optimums sont obtenus, à partir d'une abaque, en fonction du nombre de Mach de vol.[3].

L'angle de déflexion de la première onde de choc est égale à la moitié de l'angle du cône central; ce dernier peut être fixé à 16° .

Pour la deuxième onde de choc (réfléchi), l'air qui s'écoule en amont suivant la direction du cône, en la traversant, il va s'écouler suivant la direction du convergent.Fig.(2.7) .

Alors, l'angle de déflexion sera : $\delta_2 = \delta_1 + \theta$.

Suivant le même raisonnement, on peut démontrer que pour le reste des ondes réfléchies, l'angle de déflexion est toujours :

$$\delta_1 + \theta .$$

ou θ : est le demi angle d'évasement .

D'après [2], pour qu'il n'y aura pas de décollement, il faut que $\theta = 3^\circ$ à 10° .

Prenons $\theta = 6^\circ$, alors, $\delta_2 = 14^\circ$.

Pour le vol subsonique, nous choisissons une entrée simple. Fig.(2.10) .

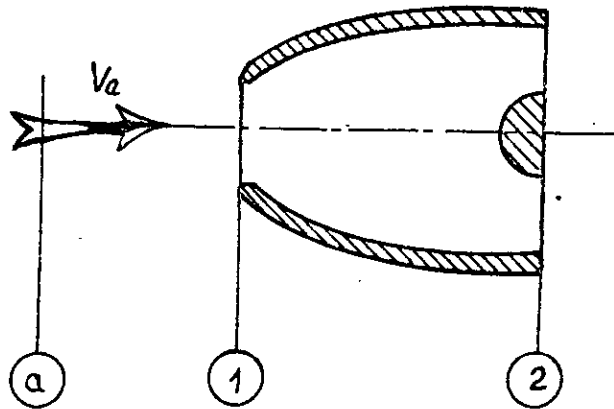


FIG.(2.10) : Diffuseur subsonique

II-3-2) caractéristiques après les ondes de choc :

Nous déterminons dans ce qui suit les caractéristiques de l'air après la traversée d'une onde de choc .

A partir de la relation implicite (2.18), on obtient l'angle d'inclinaison de l'onde de choc β (pour une onde de choc droite $\beta = 90^\circ$) .

A partir des relations (2.13) à (2.17) on obtient respectivement : M_x , P_x/P_n , T_x/T_n , P_{tx}/P_{tn} , ρ_x/ρ_n .

II-3-3) caractéristiques à l'entrée du diffuseur :

Les caractéristiques de l'air à l'altitude Z sont. [3] :

0 < Z < 11000 m. :

$$T = -0.065Z + 288.5 \quad (1.19)$$

$$P = 101325 (1 - 22.5576934 \cdot 10^{-6} \cdot Z)^{5.2558774} \quad (1.20)$$

11000 < Z < 20000 m. :

$$T = 216.65 \quad (1.21)$$

$$P = 22632 \exp(-157.6884460 \cdot 10^{-6} (Z - 11000)) \quad (1.22)$$

20000 < Z < 32000 m. :

$$T = 0.001Z + 196.65 \quad (1.23)$$

$$P = 5474 (1 + 4.6157398 \cdot 10^{-6} (Z - 20000))^{-34.1632031} \quad (1.24)$$

32000 < Z < 47000 m. :

$$T = 0.0028 \cdot Z + 139.05 \quad (1.25)$$

$$P = 868.014 (1 + 12.2457904 \cdot 10^{-6} (Z - 32000))^{-12.2011445} \quad (1.26)$$

Les caractéristiques de l'air à l'entrée du diffuseur seront donc, en utilisant, les résultats précédents :

NOMBRE DE MACH : M_1

PRESSION STATIQUE :

$$P_1 = P_1 \cdot \frac{P_a}{P_b} \cdot \frac{P_b}{P_c} \dots \quad (1.27)$$

TEMPERATURE STATIQUE :

$$T_1 = T_a \cdot \frac{T_b}{T_a} \cdot \frac{T_c}{T_b} \dots \quad (1.28)$$

TEMPERATURE TOTALE :

$$T_{t1} = T_1 \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right] \quad (1.29)$$

PRESSION TOTALE :

$$P_{t1} = P_1 \left(\frac{T_{t1}}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1.30)$$

MASSE VOLUMIQUE :

$$\rho_1 = \frac{P_1}{RT_1} \quad (1.31)$$

VITESSE :

$$V_1 = M_1 \sqrt{\gamma RT_1} \quad (1.32)$$

Pour un diffuseur subsonique, les caractéristiques de l'air à l'entrée sont celles à l'altitude de vol .

II-3-4) caractéristiques de l'air à la sortie du diffuseur :

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

Il est estimé, pour les diffuseurs supersoniques, en appliquant la formule empirique adaptée par AIRCRAFT INDUSTRIES ASSOCIATION . [1] et [2] .

$$\eta_d = \frac{P_{t2}}{P_{ta}} = 1 - 0.1 (M_a - 1)^{1.5} \quad (1.33)$$

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

NOMBRE DE MACH :

D'après [1], le nombre de mach à l'entrée du compresseur est généralement inférieur à 0.4, quant à la chambre de combustion du statoréacteur, il est de l'ordre de 0.3 .

PRESSION TOTALE :

$$P_{t2} = \eta_c P_{t1} \quad (1.34)$$

TEMPERATURE TOTALE :

L'écoulement à travers le diffuseur est supposé adiabatique, alors :

$$T_{t2} = T_{t1} \quad (1.35)$$

PRESSION STATIQUE :

$$P_2 = P_{t2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.36)$$

TEMPERATURE STATIQUE :

$$T_2 = \frac{T_{t2}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \quad (1.37)$$

MASSE VOLUMIQUE :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{RT_2} \quad (1.38)$$

VITESSE :

$$V_2 = M_2 \sqrt{\gamma RT_2} \quad (1.39)$$

II-3.5) Dimensionnement du diffuseur :

La FIG.(2.11) montre les paramètres nécessaires pour le dimensionnement du diffuseur .

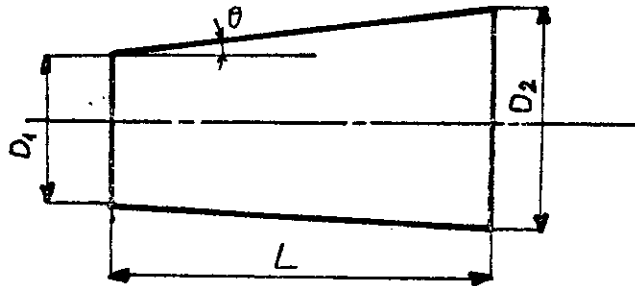


FIG.(2.11) : Schéma d'un diffuseur

D_1, D_2 , sont respectivement les diamètres à l'entrée et à la sortie du diffuseur .

θ : le demi angle du cône du diffuseur .

L : la longueur du diffuseur .

L'équation de continuité nous permet d'écrire :

$$q = \rho_1 V_1 A_1 \quad (1.40)$$

Ou bien :

$$A_1 = \frac{q}{\rho_1 V_1} \quad (1.41)$$

A_1 , étant la section de passage à l'entrée .

$$A_1 = \frac{\pi}{4} (D_1^2 - d_1^2) \quad (1.42)$$

d_1 , diamètre du corps central à l'entrée de la carène .

On prend $d_1 = D_1/3$, d'ou :

$$A_1 = \frac{2}{9} \cdot \pi D_1^2 \quad (1.43)$$

et

De même, la section de passage à la sortie est :

$$D_1 = \sqrt{\frac{9A_1}{2\pi}} \quad (1.44)$$

$$A_2 = \frac{q}{\rho_2 V_2} \quad (1.45)$$

Et le diamètre de sortie :

$$D_2 = \sqrt{\frac{\pi A_2}{4} + d_2^2} \quad (1.46)$$

D'après la Fig.(2.11), on a :

$$L = \frac{D_2 - D_1}{2 \tan \theta} \quad (1.47)$$

CHAPITRE III
COMPRESSEUR

III-1) INTRODUCTION

Les compresseurs axiaux sont des machines réceptrices à écoulement axial du fluide compressible. La vitesse radiale étant nulle ou négligeable. Les filets fluides sont supposés tracés sur un cylindre, et par suite la vitesse tangentielle d'entraînement "U" est constante tout le long d'un même filet fluide. Le rôle de ce type de machines est d'accroître l'énergie cinétique de l'air au moyen d'un rotor et la convertir en élévation de pression (compression).

Ce processus se fait sans échange de chaleur avec l'extérieur.

III-2) DESCRIPTION GEOMETRIQUE :

Un compresseur axial est composé d'un rotor qui comporte sur son pourtour des couronnes de tiges profilées appelées "aubes mobiles".

D'autres couronnes d'aubes fixes sont placées dans le corps intérieur d'un anneau entourant le rotor, s'intercalant avec les aubes mobiles.

L'ensemble d'une couronne d'aubes mobiles et d'une couronne d'aubes fixes constitue un étage du compresseur.

Les aubes sont disposées de telle sorte qu'elles forment des passages divergents (Fig.1).

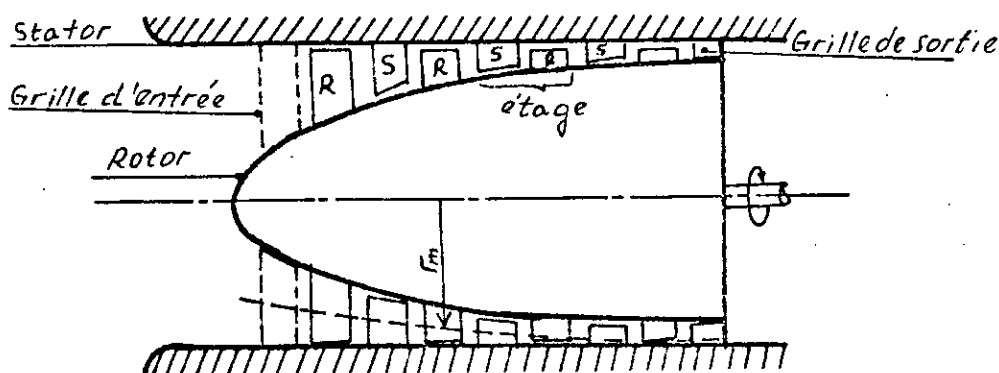


FIG.(3.1) : Schéma d'un compresseur axial

III-3) AUBES ET GRILLES D'AUBES :

On appelle grille d'aubes un ensemble fixe ou mobile d'aubes placées les unes des autres par un déplacement géométrique appelé pas de la grille "t".

Un étage est dit périodique lorsque la vitesse du fluide "v" a la même valeur et la même direction à la sortie qu'à l'entrée de l'étage. Une machine multi-étagée peut être constituée en majeure partie d'étages périodiques, ce qui simplifie le diagramme des vitesses à droite.

On appelle profil d'aube la section plane de l'aube par un plan perpendiculaire à sa ligne moyenne, ce profil est tel que la portance théorique soit maximale et la résistance aérodynamique (traînée) soit minimale.

La ligne médiane entre l'extrados et l'intrados est appelée squelette, elle se confond pratiquement sur la plus grande partie de sa longueur avec le lieu des centres des cercles inscrits.

La corde "C" est le segment rectiligne joignant les extrémités du squelette.

La flèche "f" du profil est l'ordonnée maximale du squelette par rapport à sa corde, généralement exprimée en % de cette corde.

On considère aussi l'épaisseur maximale "e" de l'aube. Elle est aussi exprimée en % de la corde.

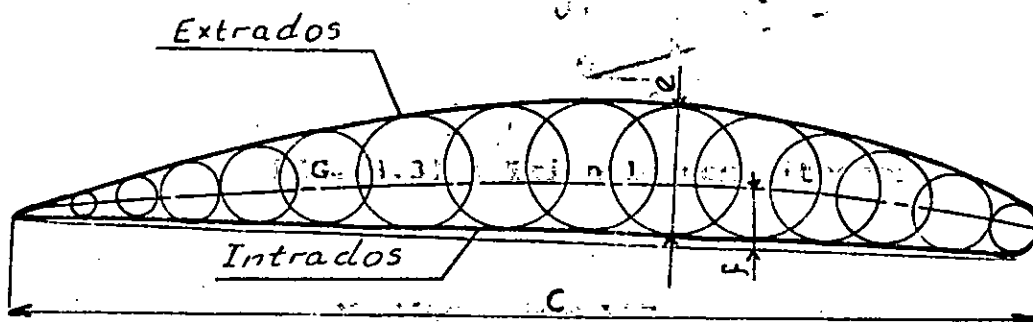


FIG. (3.2) : PROFIL D'AUBE

III.4) TRIANGLE DES VITESSES :

Dans ce qui suit, nous disposerons la vitesse d'entraînement U verticalement vers le bas et la vitesse débitante V , horizontalement vers la droite, nous choisissons ces directions comme sens positifs des projections de toutes les vitesses ; les angles sont orientés dans le sens trigonométrique.

En tout point d'un mobile à vitesse U siège d'un écoulement nous pourrons considérer les vitesses absolue V et relative W qui ont pour différence vectorielle U ; α et β sont leurs angles respectifs avec la direction axiale.

Ces deux vitesses sont liées à la vitesse d'entraînement U par la relation vectorielle : $\vec{V} = \vec{U} + \vec{W}$

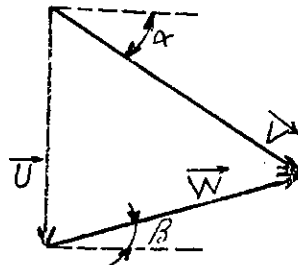


FIG.(3.3) : Triangle des vitesses

III.5) ETUDE D'UN ETAGE PERIODIQUE :

D'une manière générale on ne représentera que des vitesses absolues V dans les grilles fixes, et des vitesses relatives W

dans des grilles mobiles s'agissants d'une écoulement canalisé et sans pertes, l'équation de l'énergie applicable le long d'un filet fluide en mouvement relatif :

$$H_2 - H_1 = \frac{1}{2} (W_1^2 - W_2^2) \quad (3.1)$$

ou bien :

$$\int \frac{dP}{\rho} = \frac{1}{2} (W_1^2 - W_2^2) \quad (3.2)$$

nous apprend que toute variation de vitesse implique nécessairement dans ce cas une variation de pression de sens contraire. Si l'on suppose que la composante axiale V_a constante, le vecteur vitesse de sortie W_2 est moins éloigné de la direction axiale que celui d'entrée W_1 lorsque W_1 est plus grand que W_2 , ici dans le cas d'une compression. Fig(3.4).

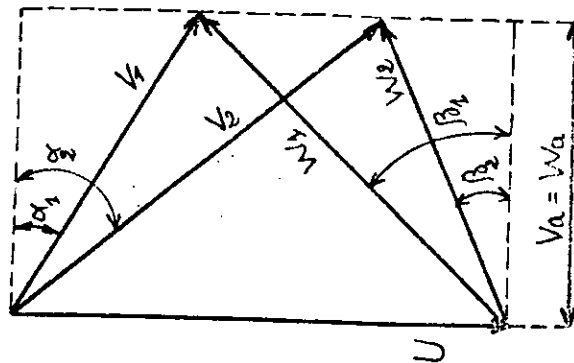


FIG.(3.4) : Variations du triangle des vitesses à travers un étage .

De ces considérations on peut établir les variations des paramètres thermodynamiques d'un écoulement à travers un étage.

	vitesse absolue	vitesse relative	pression statique	température statique	section de passage	pression totale
ROTOR						
STATOR						

III.6.2) Bilan énergétique du compresseur :

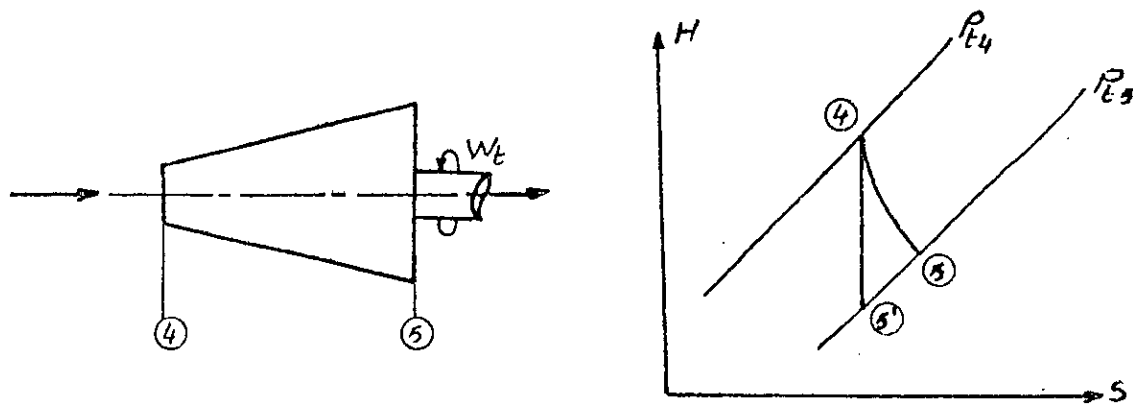


FIG.(3.5) : Processus de compression .

Considérons un compresseur axial d'entrée et sortie 2, 3 respectivement.

L'équation de l'énergie appliquée au fluide traversant la machine s'écrit :

$$H_3 - H_2 = \frac{1}{2} (V_3^2 - V_2^2) = Q_{23} + W_{23} \quad (3.3)$$

Q_{23} représente l'échange de chaleur avec le milieu extérieur.

Si on suppose que le processus de compression est adiabatique ($Q_{23} = 0$) l'équation de l'énergie devient :

$$H_3 + \frac{1}{2} V_3^2 = H_2 + \frac{1}{2} V_2^2 + W_{23} \quad (3.4)$$

En introduisant les variables totales on obtiendra :

$$W_{23} = H_{t3} - H_{t2} = C_p (T_{03} - T_{02}) \quad (3.5)$$

Ce que l'on peut écrire pour une compression isentropique correspondante :

$$W_{23} = H_{03} - H_{02} = C_p (T_{03} - T_{02}) \quad (3.6)$$

III.6.3) RENDEMENT D'UN COMPRESSEUR

Si nous désignons par W_s le travail par unité de masse du gaz circulant dans le compresseur pour une évolution isentropique et par W_r le travail réel (le travail réel ~~qui~~ fourni sera supérieur au travail fourni correspondant à une évolution isentropique), le rendement est défini par la relation suivante: (3.7)

L'équation (3.5) prendra donc la forme suivante :

$$\eta_c = \frac{W_s}{W_r} = \frac{\Delta H_{ts}}{\Delta H_{tr}} = \frac{T_{t3} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t3}} \quad (3.7)$$

$$W_{23} = H_{t3} - H_{t2} = \frac{C_p \cdot T_{t2}}{\eta_c} \left[\frac{T_{t3}}{T_{t2}} - 1 \right] \quad (3.8)$$

Avec :

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.9)$$

D'où :

$$W_{23} = \frac{C_p \cdot t_{t2}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3.10)$$

III.6.4) RENDEMENT POLYTROPIQUE :

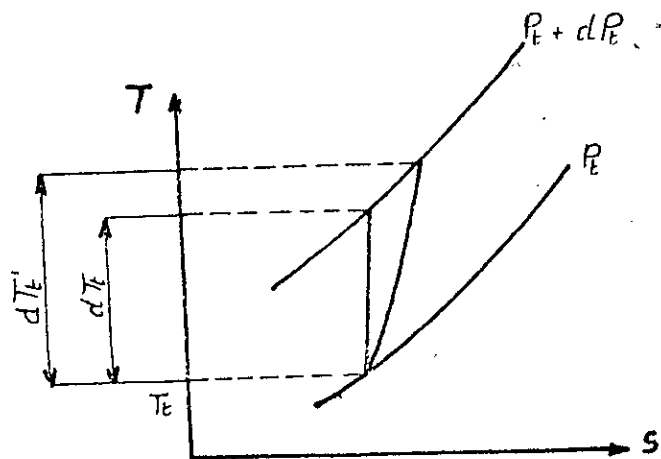


FIG.(3.6) : Compression adiabatique infinitésimale

En étudiant isolément un étage et en considérant une compression adiabatique infinitésimale du fluide comprise entre les pressions P_t et $(P_t + dP_t)$.

Le rendement isentropique de cette petite transformation

tend vers une limite finie qui dans le cas d'un gaz a pour valeur
 Or, pour une évolution élémentaire isentropique on a :

$$\frac{dT_t}{T_t} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{dP_t}{P_t} \quad (3.11)$$

La transformation élémentaire réelle (non isentropique) pourra être caractérisée par une proportionnalité différente entre dT/T et dP/P ; le coefficient $(\gamma - 1)/\gamma$ étant remplacé par une autre constante qu'il est commode d'écrire $(k-1)/k$.

$$\frac{dT_t}{T_t} = \frac{k-1}{k} \cdot \frac{dP_t}{P_t} \quad (3.12)$$

on trouve que pour une compression non isentropique $k > \gamma$, le rendement élémentaire des transformations (rendement polytropique) s'écrit ainsi :

$$\eta_p = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{k}{k-1} \quad (3.13)$$

On définit donc une évolution polytropique comme toute évolution régie par l'équation (3.12) dans laquelle K est une constante (dite coefficient polytropique).

L'équation (3.12) intégrée entre l'entrée et la sortie du compresseur donnera :

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (3.14)$$

Or :

$$\eta_c = \frac{T_{t3} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}} = \frac{\left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{P_{t3}^{\frac{k-1}{k}}}{P_{t2}^{\frac{k-1}{k}}} - 1} \quad (3.15)$$

et :

$$\frac{\gamma-1}{\gamma} = \frac{k-1}{k} \cdot \eta_p \quad (3.16)$$

d'où l'expression du travail du compresseur :

$$W_{23} = \Delta H_{23} = C_p \cdot T_{t2} \cdot \left[\left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (3.17)$$

III-7) QUELQUES PARAMETRES IMPORTANTS :

Coefficient manométrique :

C'est un rapport entre le travail reçu par unité de masse de fluide par étage et le carrée d'une vitesse de référence.

On choisit comme vitesse U à q donnée :

$$\mu = \frac{\Delta H_{te}}{U^2} \quad (3.18)$$

Avec ΔH_{te} est la variation d'enthalpie à travers un étage. Ce paramètre est compris en général entre 0.25 et 0.40.

Degré de réaction :

Il est défini par :

$$\epsilon = \frac{\Delta H_r}{\Delta H_\theta} \quad (3.19)$$

ΔH_r est la variation d'enthalpie dans le rotor.

Il est très souvent pris égal à 1/2, c'est à dire l'augmentation totale d'enthalpie est partagée en deux parties égales, l'une réservée aux canaux fixes (stator) et l'autre aux canaux mobiles (rotor).

Coefficient de limitation de pression :

Le passage entre deux aubes est divergent, par conséquent la couche limite, qui se développe sur les parois, s'oppose au gradient de pression.

Si ce gradient dépasse une certaine limite, on obtient le décollement de la couche limite et un renversement aérodynamique. Cette limite est spécifiée en fonction du coefficient de pression

$$K_p = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot W_i^2} \quad (3.20)$$

- w_i est la vitesse relative de l'écoulement incident dans le point où la couche limite commence à se développer.

- P est l'augmentation de la pression statique depuis le point (i) jusqu'au point où le K_p est évalué.

Plusieurs constructeurs prennent $0.4 < K_p < 0.8$. [1]

L'équation (3.20) pour le rotor s'écrit :

$$K_p = 1 - \left(\frac{W_{11}}{W_i} \right)^2 \quad (3.21)$$

et pour le stator on a :

$$K_p = 1 - \left(\frac{V_{ii}}{V_j} \right)^2 \quad (3.22)$$

On peut également évaluer le K_p en fonction des angles de l'aube β_1 et β_{11} :

$$K_p = 1 - \left(\frac{\cos \beta_1}{\cos \beta_{11}} \right)^2 \quad (3.23)$$

III-8) ETUDE AERODYNAMIQUE :

L'étude aérodynamique fait l'objet de l'analyse du comportement dynamique des aubes ; c'est à dire l'étude des efforts que supportent celles-ci.

Portance théorique :

L'effort théorique est l'effort F que l'on obtiendrait si l'écoulement se faisait sans pertes.

Cet effort peut se décomposer en un effort tangentiel F_u et un effort axial F_a .

Considérons une grille plane, supposons que le fluide incompressible, la vitesse axiale constante, et un débit q de fluide passe entre deux surfaces de courant 1 et 2 distants d'un pas t .

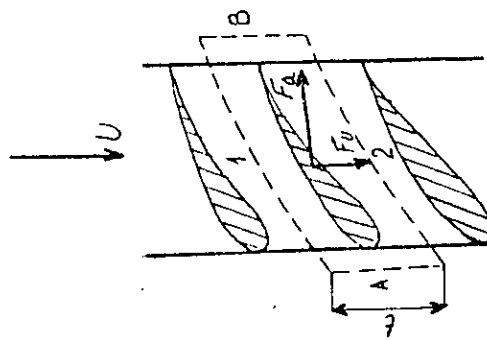


Fig.(3.7) : Efforts agissant sur l'aube

Le débit q a pour valeur :

$$q = \rho \cdot W_a \cdot t \cdot h \quad (3.24)$$

h étant la hauteur de l'aube.

Le théorème des quantités de mouvement, projetées sur les directions axiale et tangentielle appliqué à la masse de fluide comprise entre les surfaces 1 et 2 et les deux plans A, B parallèles au front de grille s'écrit :

$$F_u = q \cdot \Delta W_u = \rho \cdot W_a \cdot t \cdot h \cdot \Delta W_u \quad (3.25)$$

$$F_a = h \cdot t \cdot \Delta P \quad (3.26)$$

ΔP : est la différence de pression de la grille qui agit sur les surfaces A et B.

Or :

$$\Delta P = \frac{\rho}{2} (W_{1u}^2 - W_{2u}^2) \quad (3.27)$$

$$\Delta P = \frac{\rho}{2} (W_{1u} + W_{2u}) (W_{1u} - W_{2u}) \quad (3.28)$$

Où :

$$\Delta P = \frac{\rho}{2} (2W_{mu}) \Delta W_u \quad (3.29)$$

$$W_{mu} = \frac{W_{1u} + W_{2u}}{2} \quad (3.30)$$

$$\Delta P = \rho \cdot W_{mu} \cdot \Delta W_u \quad (3.31)$$

d'ou :

$$F_a = \rho \cdot h \cdot t \cdot W_{mu} \cdot \Delta W_u \quad (3.32)$$

En comparant les équations (3.29) et (3.32) on obtiendra :

$$\frac{F_a}{W_{mu}} = \frac{F_u}{W_a} \quad (3.33)$$

On en déduit immédiatement de la relation (3.33) que l'effort F est perpendiculaire à W_a et a pour valeur :

$$F = W_m \cdot \rho \cdot t \cdot h \cdot \Delta W_u \quad (3.34)$$

Efforts réels :

Portance et traînée :

Dans un fluide réel, à la portance F , est associé un effort parasite (perpendiculaire), la traînée.

La portance réelle est donc :

$$\vec{F} = \vec{F}_x + \vec{F}_z \quad (3.35)$$

Pour un bon profil $F_z/F_x = 40$, 50 et les calculs qui précèdent sont encore valable à très peu près.

Coefficients de portance et traînée :

Le coefficient de portance C_z , rapporte l'effort résultant F que subit l'aube à sa surface S projetée sur un plan parallèle à la corde d'une part et à une pression dynamique d'autre part :

$$F_z = C_z \cdot S \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot W_m^2 \quad (3.36)$$

Avec $S = h \cdot C$

On introduisant la valeur de F établie dans (3.34) on obtient :

$$F = \rho \cdot \Delta W_u \cdot t \cdot h \cdot W_m \quad (3.37)$$

$$F = C_z \cdot h \cdot C \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot W_m^2 \quad (3.38)$$

D'où l'on en déduit l'expression fournissant la valeur de C_z :

$$C_z = \frac{2t}{C} \cdot \frac{\Delta W_u}{W_m} \quad (3.39)$$

On définit aussi le coefficient de portance tangentielle ayant l'expression suivante :

$$\psi = \frac{2t}{b} \cdot \frac{W_a \cdot \Delta W_u}{W_2^2} \quad (3.40)$$

b : est la largeur de la grille.

Ce coefficient caractérise les aubes à très grande déviation comme les aubes de turbine.

De (3.39) et (3.40) on tire :

$$\frac{\psi}{C_z} = \frac{C}{b} \cdot \frac{W_a \cdot W_m}{W_2^2} \quad (3.41)$$

Or :

$$\frac{W_m}{W_a} = \frac{C}{b} \quad (3.42)$$

Dans le cas des compresseurs axiaux, W_a est sensiblement parallèle à la corde C , d'où l'en tire :

$$\frac{\Psi}{C_z} = \left(\frac{W_m}{W_2} \right)^2 \quad (3.43)$$

la traînée F_x peut être écrite elle aussi comme suit :

$$F_x = C_x \cdot \frac{\rho \cdot W_m^2}{2} \cdot h \cdot C \quad (3.44)$$

C_x le coefficient de traînée.

D'après la figure () on peut écrire :

$$F_u = F_z \cdot \cos \beta_m + F_x \cdot \sin \beta_m \quad (3.45)$$

$$F_a = F_z \cdot \sin \beta_m - F_x \cdot \cos \beta_m \quad (3.46)$$

En introduisant les équations (3.44), (3.44) on obtiendra :

$$F_u = \frac{1}{2} \rho \cdot C \cdot h \cdot W_m^2 [C_z \cdot \cos \beta_m + C_x \cdot \sin \beta_m] \quad (3.47)$$

$$F_a = \frac{1}{2} \rho \cdot C \cdot h \cdot W_m^2 [C_z \cdot \sin \beta_m - C_x \cdot \cos \beta_m] \quad (3.48)$$

Si on dispose d'un nombre n d'aubes par grille :

$$n = \frac{2\pi r_m}{t} \quad (3.49)$$

le débit masse de fluide s'exprime lui aussi par :

$$Q = 2\pi r_m \rho h V_a \quad (3.50)$$

V_a étant la vitesse axiale constante.

D'où :

$$\rho h = \frac{q}{2\pi r_m V_a} \quad (3.51)$$

En combinant ces deux dernières équations avec les équations (3.47) et (3.48), on peut exprimer les forces axiale et tangentielle pour une grille d'aubes :

$$F_{ug} = \frac{1}{2} \cdot \frac{q \cdot C}{V_a \cdot t} \cdot W_m^2 [C_z \cdot \cos\beta_m + C_x \cdot \sin\beta_m] \quad (3.52)$$

$$F_{ag} = \frac{1}{2} \cdot \frac{q \cdot C}{V_a \cdot t} \cdot W_m^2 [C_{subz} \cdot \sin\beta_m - C_x \cdot \cos\beta_m] \quad (3.53)$$

Les forces totales sont donc :

$$F_{at} = \sum_{i=1}^{i=n} F_{ag(i)} \quad (3.54)$$

$$F_{ut} = \sum_{i=1}^{i=n} F_{ug(i)} \quad (3.55)$$

CHAPITRE IV

CHAMBRE DE COMBUSTION

TURBOREACTEUR

IV.1) INTRODUCTION :

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

IV.2) CONCEPTION ET DESCRIPTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION

L'air traversant le moteur est chauffé par un processus de combustion interne, avant que cette réaction chimique puisse se produire, le combustible doit être injecté au courant d'air atomisé vaporisé et le vapeur doit être mélangée à l'air tout cela nécessite du temps et de l'espace. Ce dernier est bien sur une chose primordiale dans les aéronautiques cependant un grand effort est fait pour réduire la taille de la chambre de combustion.

La conception d'une chambre de combustion doit satisfaire les exigences suivantes :

- Une combustion complète car sinon le rendement du moteur sera directement affecté.

- Un mélange homogène de l'air, du combustible et des produits de combustion afin d'éviter la présence des points chauds et d'obtenir une distribution uniforme de la température à la sortie de la chambre.

- Une faible perte de pression totale afin d'assurer un bon rendement.

- La stabilité de la flamme.

- L'aptitude de réallumage aux différentes conditions atmosphériques.

- L'absence de dépôts sur les surfaces.

- Une réduction maximale du volume et du poids.

Plusieurs de ces conditions sont incompatibles, par exemple un grand rendement est en opposition direct avec un petit volume, n'est pas une chose simple.

VI.2.1) Chambre de combustion d'un turboréacteur :

En injectant une quantité de kérosène tel que tout l'oxygène de l'air fourni par le compresseur soit utilisé par la combustion ce qui est excellent pour le rendement mais la température dans la chambre sera voisine de 2300 °K le mélange stoechiométrique entraînerait à cause de la très haute température la destruction de la turbine. Cette température à l'heure actuelle n'a pas dépassé les 1700 °K sauf pour les engins spéciaux très chers où on peut utiliser des matériaux résistants aux sollicitations mécaniques et thermiques.

Pour une meilleure résistance thermique et mécanique on a interret à refroidir les gaz de combustion pour abaisser leurs températures à des valeurs admissibles c'est pour cette raison qu'on admet une très grande quantité d'air d'environ 55 à 65 fois plus de cell de combustible. Cette proportion rend le mélange pauvre pour la combustion, il serait donc nécessaire de ne faire introduire dans la chambre qu'une faible quantité de l'air totale appelée air primaire qui participe directement à la combustion.

L'autre quantité de l'ordre de 60 à 70 % de l'air venant du compresseur passe autour de la chemise, elle est appelée air de dilution, composée de l'air secondaire et tertiaire qui servent à refroidir les gaz de combustion et ceci en perçant un grand nombre de trous sur la périphérique de la chemise. Fig.(4.1).

Plusieurs configurations sont utilisées pour satisfaire les différentes exigences de la chambre de combustion, certains modèles utilisent l'injection à contre courant Fig.(4.2) pour réduire la longueur de la chambre de combustion et par conséquent le poids du réacteur, et pour augmenter le rendement de la combustion, en réduisant la vitesse de l'injection et en assurant une meilleur pulvérisation par suites des chocs sur les molécules.

La Fig.(4.3) montre les différents types de chambre de combustion d'un turboréacteur.

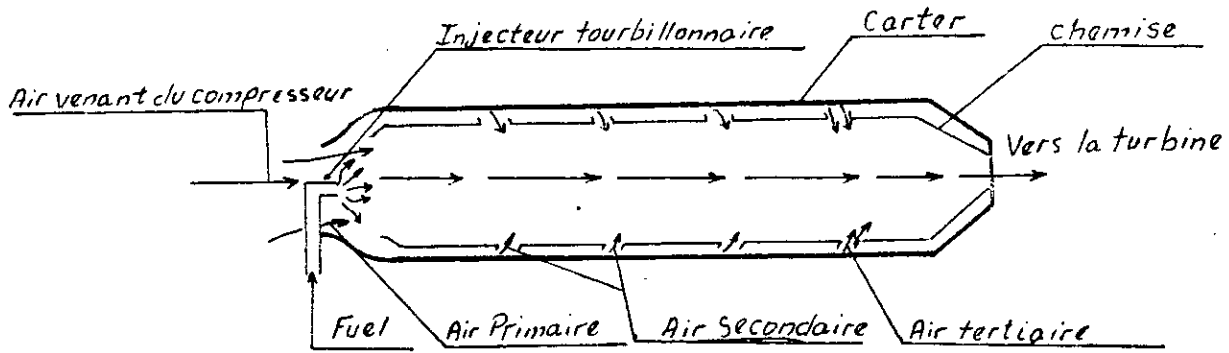


Fig. (4.1): Chambre de combustion d'un turboréacteur

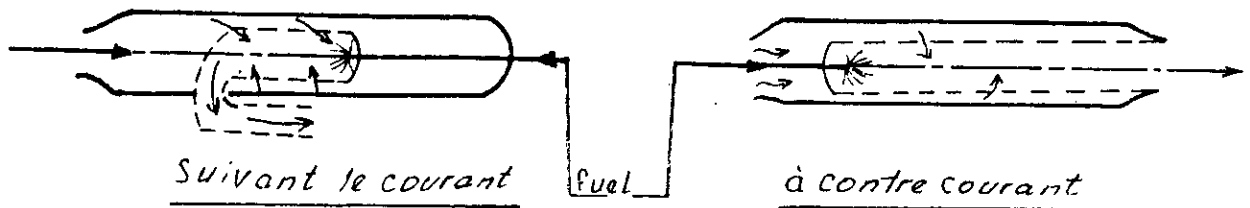


Fig. (4.2): Types d'injection

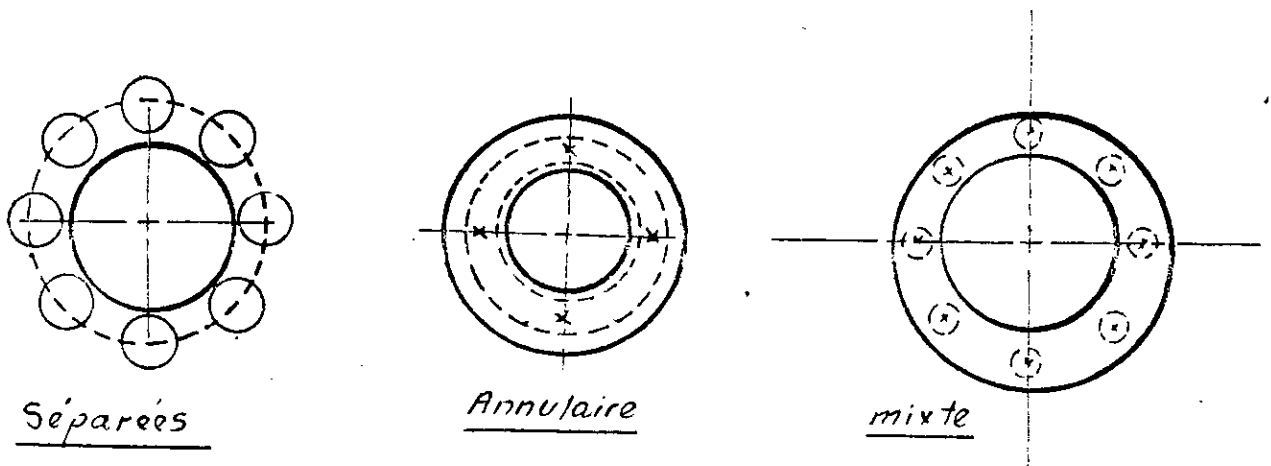


Fig. (4.3): Types de chambres de combustion

IV.3) ETUDE ENERGETIQUE :

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

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

IV.3.1) Bilan énergétique de la chambre :

L'équation de l'énergie appliquée à la chambre de combustion s'écrit :

$$(Q - W)_{3-4} = H_{T4} - H_{T3} = C_p (T_{t4} - T_{t3}) \quad (4.1)$$

Où les indices 3, 4 désignent respectivement l'entrée et la sortie de la chambre.

c_p étant la chaleur spécifique moyenne.

L'écoulement étant sans échange de travail mécanique

L'équation (4.1) devient :

$$Q_{3-4} = H_{t3} - H_{t4} = C_p (T_{t4} - T_{t3}) \quad (4.2)$$

Or si on prend comme système la chambre de combustion tout entière et en supposant que la transformation est adiabatique, le bilan énergétique s'écrit :

$$m_a H_{t3} + \eta_b m_f Q_r = (m_a + m_f) H_{t4} \quad (4.3)$$

m_a : Débit masse d'air.

m_f : Débit masse de combustible.

η_b : Rendement de la chambre de combustion.

Selon [1], il est généralement compris entre 0.97 et 0.99.

Q_r : Pouvoir calorifique inférieur du combustible ; selon la même référence, il est donné par la formule suivante :

$$Q_r = 36981 + 36748 \frac{H}{C} \quad \text{kJ / kg} \quad (4.4)$$

avec :

$$\frac{H}{C} = \frac{1.008}{12.01} \frac{m}{n} \quad (4.5)$$

En dérivant l'équation (4.3) par m_a et en posant : $(\dot{m}_a / \dot{m}_f) = f$
on aura :

$$f \eta_b Q_r = (1 + f) H_{t4} - H_{t3} \quad (4.6)$$

f étant de l'ordre de 0.02, alors $1 + f = f$, d'où

$$f \eta_b Q_r = H_{t4} - H_{t3} = C_p (T_{t4} - T_{t3}) \quad (4.7)$$

ce qui donne :

$$T_{t4} = T_{t3} + \frac{f \eta_b Q_r}{C_p} \quad (4.8)$$

f est pris généralement dans l'intervalle (1/65; 1/55) [4]
 C_p est déterminée par l'équation :

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (4.9)$$

R est la constante des gaz de combustion, exprimée par l'équation [4] :

$$R = \frac{1}{M} \left[9283.7 + \frac{66543}{1 + \frac{H}{C}} f \right] \frac{1}{f + 1} \quad (4.10)$$

R : est en J / kg

M : masse molaire du mélange

$$M = M_{air} + f M_{(cn Hn)} \quad (4.11)$$

ou :

$$M_{air} = 29 \quad (4.12)$$

$$M_{C_n H_m} = 12.0 n + 1.008 m \quad (4.15)$$

Le rapport des chaleurs spécifiques γ est fonction de la température, il est lu sur une abaque.

Caractéristiques de sortie de la chambre de combustion

Température totale

Elle est donnée par l'équation :

$$T_{t4} = T_{t3} + \frac{f \eta_b Q_r}{C_r} \quad (4.16)$$

Nombre de mach

L'équation de continuité s'écrit :

$$m_a + m_f = m_{gc} \quad (4.17)$$

ou

$$m_a (1 + f) = m_{gc} \quad (4.18)$$

$$\rho_3 V_3 A_3 (1 + f) = \rho_4 V_4 A_4 \quad (4.19)$$

$$\frac{P_4}{P_3} = \sqrt{\frac{\gamma_3}{\gamma_4}} \frac{M_3}{M_4} \sqrt{\frac{R_4 T_4}{R_3 T_3}} (1 + f) \quad (4.20)$$

Sachant que :

$$\frac{T_3}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (4.21)$$

Alors :

$$\frac{P_4}{P_3} = \sqrt{\frac{\gamma_3}{\gamma_4}} \frac{M_3}{M_4} \sqrt{\frac{R_4 T_{t3}}{R_3 T_{t4}}} (1 + f) \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2}{1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2}} \quad (4.22)$$

En introduisant le nombre de mach, on aura :

$$\frac{P_4}{P^3} = \frac{1 + \gamma_3 M_3^2}{1 + \gamma_3 M_4^2} \quad (4.23)$$

En égalisant les expressions () et () on aura :

$$\sqrt{\gamma_4} M_4 \sqrt{\frac{[1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2]}{1 + \gamma_4 M_4^2}} = \sqrt{\gamma_3} M_3 \sqrt{\frac{[1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2]}{1 + \gamma_3 M_3^2}} (1 + f) \sqrt{\frac{R_4 T_{c4}}{R_3 T_{c3}}} \quad (4.24)$$

C'est l'équation qui permet de déterminer le nombre de Mach M_4 à la sortie de la chambre de combustion.

Température statique :

$$T_4 = \frac{T_{c4}}{1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2} \quad (4.25)$$

Pression statique :

De l'équation (4.23) on tire :

$$P_4 = P_3 \frac{1 + \gamma_3 M_3^2}{1 + \gamma_4 M_4^2} \quad (4.26)$$

Pression totale

$$P_{t4} = \frac{P_4}{\left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma_4 - 1}}} \quad (4.27)$$

Masse volumique

$$\rho_4 = \frac{P_4}{R_4 T_4} \quad (4.28)$$

Vitesse

$$V_4 = M_4 \sqrt{\gamma_4 R_4 T_4} \quad (4.29)$$

Pertes de pression totale

$$\frac{\Delta P_t}{P_{t_3}} = \frac{P_{t_3} - P_{t_4}}{P_{t_3}} (\%) \quad (4.30)$$

Dimensionnement de la chambre

Généralement à l'entrée de la chambre de combustion, le nombre de Mach est compris entre 0.04 et 0.07 [4].

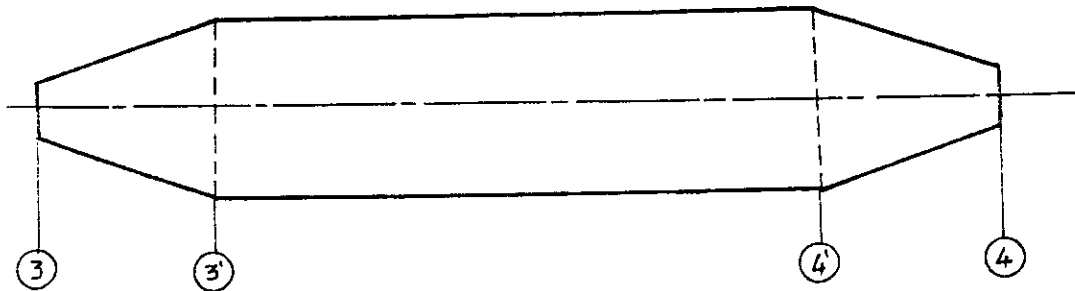


FIG.(4.4) : Dimensionnement de la chambre de combustion.

Si on considère l'écoulement dans la partie (3,3') sans pertes on a :

$$T_{t3} = T_{t3'} \quad \text{et} \quad P_{t3} = P_{t3'} \quad (4.31)$$

Ainsi :

$$t_{3'} = \frac{T_{t3'}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{3'}^2} \quad (4.32)$$

et

$$P_{3'} = \frac{P_{t3'}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{3'}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (4.33)$$

$$\rho_{3'} = M_{3'} \sqrt{\gamma R_3 T_{3'}} \quad (4.34)$$

Or, l'équation de continuité s'écrit :

$$q = \rho_{3'} V_{3'} S_{3'} \Rightarrow S_{3'} = \frac{q}{\rho_{3'} V_{3'}} \quad (4.35)$$

La chambre de combustion est à section constante :

$$A_3 = A_4 = A$$

Donc, ça va donner :

$$\frac{\rho_4}{\rho_3} = \frac{V_3}{V_4} (1 + f) \quad (4.36)$$

En utilisant l'équation des gaz parfaits, à savoir :

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (4.37)$$

On obtient :

$$\frac{P_4}{P_3} = \frac{V_3}{V_4} \cdot \frac{R_4}{R_3} \cdot \frac{T_4}{T_3} (1 + f) \quad (4.38)$$

Mais on sait que :

$$V = M \cdot a \quad (4.39)$$

Ce qui donne :

$$V = M \sqrt{\gamma R T} \quad (4.40)$$

Soit N_{cc} le nombre de chambres de combustion tubulaires, la section $s_{3'}$ d'une chambre est donc :

$$s_{3'} = \frac{S_{3'}}{N_{cc}} \quad (4.41)$$

Enfin, le diamètre de la chambre est :

$$D = \sqrt{\frac{4 s_{3'}}{\pi}} \quad (4.42)$$

CHAPITRE V

CHAMBRE DE COMBUSTION

STATOREACTEUR

V.1) INTRODUCTION :

La chambre de combustion d'un statoréacteur a essentiellement les mêmes principes que la chambre de post-combustion d'un turboréacteur. Elle est plus simple que la chambre de combustion d'un turboréacteur.

Elle consiste en un tube droit contenant plusieurs corps qui agissent comme "des accroches flammes" comme l'illustre la fig.(5.1).

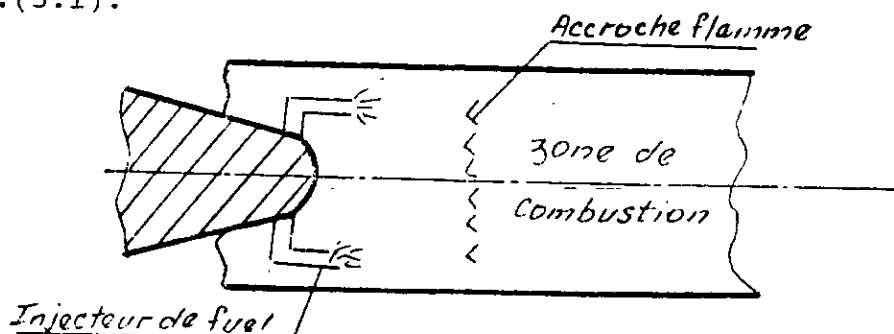


Fig.(5.1) : Schéma d'une chambre de combustion d'un statoréacteur.

Pour les grandes vitesses de vol, les accroches-flammes peuvent ne plus être nécessaires si la température à l'entrée de la chambre de combustion est suffisante pour donner un allumage spontané du combustible.

V.2)- ETUDE ENERGETIQUE DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION D'UN STATOREACTEUR :

L'analyse simplifiée en unidimensionnel de la chambre de combustion d'un statoréacteur sera faite en traitant l'effet des frottements et l'effet d'échauffement comme s'il se produisaient dans deux régions séparées.

Pour pouvoir estimer avec une précision raisonnable, les différents effets du processus de la combustion, on doit faire les hypothèses suivantes :

- L'écoulement est unidimensionnel.

- L'écoulement à travers les accroche-flammes (2 à 3 dans la figure (5.1)) est adiabatique. On ne tient pas compte des effets locaux de la vaporisation du fluide et de la combustion.

- Les processus de la combustion vient après le processus de l'écoulement avec frottement. Il se produit sans frottement et à section constante.

V.2.1)- Condition d'entrée de la zone de combustion :

TEMPERATURE TOTALE :

L'écoulement dans le processus de frottement est considéré adiabatique, donc :

$$T_{t3} = T_{t2} \quad (5.1)$$

PRESSION TOTALE :

D'après la référence [1], la perte de pression due au frottement peut être écrite dans la forme suivante :

$$\frac{P_{t2} - P_{t3}}{q_2} = K \quad (5.2)$$

Où :

q_2 : Pression dynamique à la section (2) définie par

$$q_2 = \frac{1}{2} \rho_2 V_2^2 \quad (5.3)$$

K : Nombre empirique qui est compris dans la plage

$1 < K < 4$ pour les chambres de combustion qui

existent en pratique. [1]

D'où :

$$P_{t3} = P_{t2} - \frac{1}{2} \rho_2 V_2^2 \quad (5.4)$$

NOMBRE DE MACH

L'équation de continuité s'écrit :

$$\rho_3 V_3 = \rho_2 V_2 \quad (5.5)$$

En combinant cette équation avec l'équation des gaz parfaits sachant que $T_{t3} = T_{t2}$; on peut aboutir à :

$$\frac{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}{M_3} = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \cdot \frac{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}{M_2} \quad (5.6)$$

Expression explicite pour le calcul de M_3 , dont on peut déterminer par un processus itératif.

TEMPERATURE STATIQUE :

$$T_3 = \frac{T_{t3}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2} \quad (5.7)$$

PRESSION STATIQUE :

$$P_3 = \frac{P_{t3}}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (5.8)$$

MASSE VOLUMIQUE :

$$\rho_3 = \frac{P_3}{RT_3} \quad (5.9)$$

VITESSE :

$$V_3 = M_3 \sqrt{\gamma R T_3} \quad (5.10)$$

V.2.2) Conditions de sortie de la chambre de combustion :

Les différents paramètres de sortie peuvent être déterminés par les équations déjà établies en Chapitre 4 :

TEMPERATURE TOTALE :

$$T_{t4} = T_{t3} + \frac{f \eta_b Q_c}{R_p} \quad (5.11)$$

NOMBRE DE MACH :

Il est donné par l'équation :

$$\frac{\sqrt{\gamma_4} M_4 \sqrt{1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2}}{1 + \gamma_4 M_4^2} = (1 + f) \sqrt{\frac{R_4 T_{t4}}{R_3 T_{T3}}} \cdot \frac{\sqrt{\gamma_3} M_3 \sqrt{1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2}}{1 + \gamma_3 M_3^2} \quad (5.12)$$

PRESSION STATIQUE :

$$P_4 = P_3 \cdot \frac{1 + \gamma_3 M_3^2}{1 + \gamma_4 M_4^2} \quad (5.13)$$

PRESSION TOTALE :

$$P_{t4} = P_4 \left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (5.14)$$

TEMPERATURE STATIQUE :

$$T_4 = \frac{T_{t4}}{\left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)} \quad (5.15)$$

MASSE VOLUMIQUE :

$$\rho_4 = \frac{P_4}{R_4 T_4} \quad (5.16)$$

VITESSE :

$$V_4 = M_4 \sqrt{\gamma_4 R_4 T_4} \quad (5.17)$$

CHAPITRE VI

TURBINE

VI-1 INTRODUCTION:

C'est une machine motrice à écoulement de fluide compressible, elle est destinée à entraîner le compresseur. Elle transforme l'élévation de pression de fluide en énergie cinétique, en détendant les gaz chauds à haute pression qui font tourner le rotor de la machine .

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

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

VII-1-1) Description de la machine :

Ce type de machines, comme les compresseurs, sont constitués d'un rotor qui tourne dans un revêtement, et qui comporte des couronnes d'aubes dont les sommets sont généralement liés par une bande métallique. Cette enveloppe sert à réduire les vibrations des aubes, d'un côté, et de contrôler les fuites d'air à travers les sommets des ailettes de l'autre côté. Fig(6.1) .

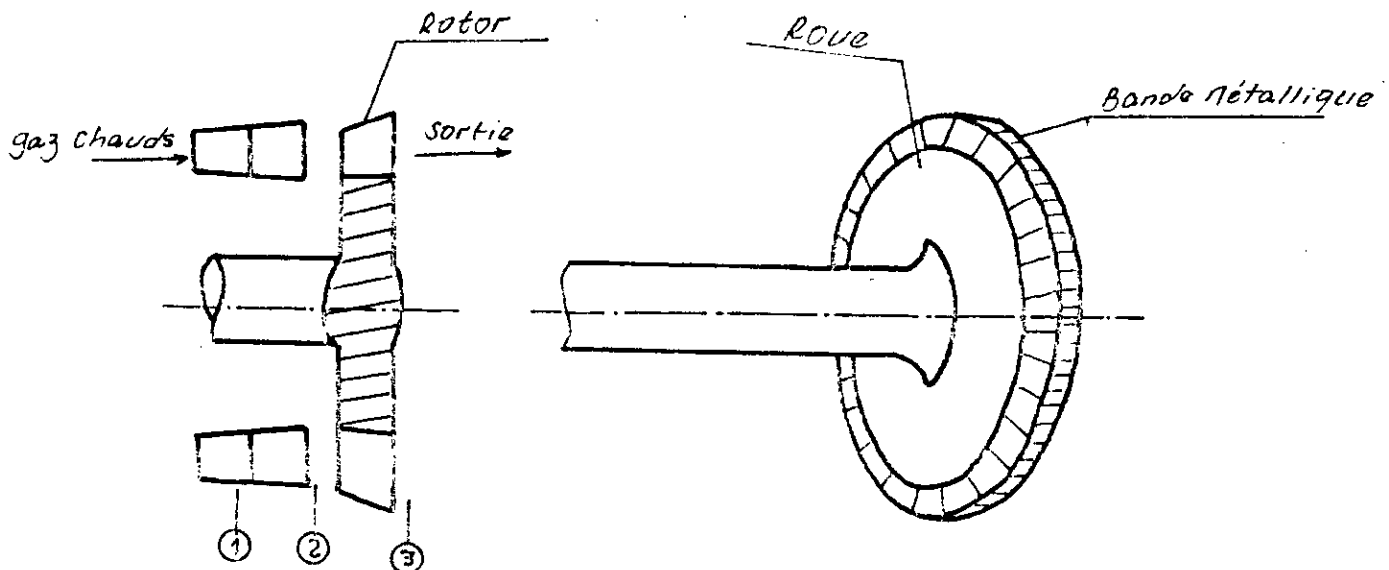


FIG.(6.1) : Turbine axiale

Les grilles d'aubes mobiles sont intercalées par des grilles d'aubes fixes .

Puisque la chute de pression par étage est importante, la hauteur des aubes augmente autant que le fluide s'écoule en aval de la machine .

Parmi les différents types des turbines axiales, on peut citer, selon la valeur du degré de réaction :

VI-1-2) Turbine à action :

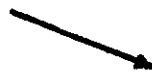






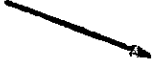
A la traversée de cette machine, la chute entière de pression s'effectue dans les aubes fixes, alors que dans les aubes mobiles il se produit seulement un changement de la direction de la vitesse .

L'écoulement à travers ce type de machines est caractérisé par une diminution de pression et une augmentation de la vitesse absolue dans le stator, tandis-que dans le rotor, la pression reste constante aux pertes près et la vitesse absolue diminue .

On note l'uniformité de la vitesse absolue aux pertes près, seul la direction qui change .

En fin, les triangles des vitesses à l'entrée et à la sortie des canaux mobiles sont représentés dans la Fig.(6.2).

les variations de P, V , mentionnées précédemment, sont résumées dans le tableau suivant :

	Vitesse absolue	vitesse relative	Section de passage	Pression
ROTOR				
STATOR				

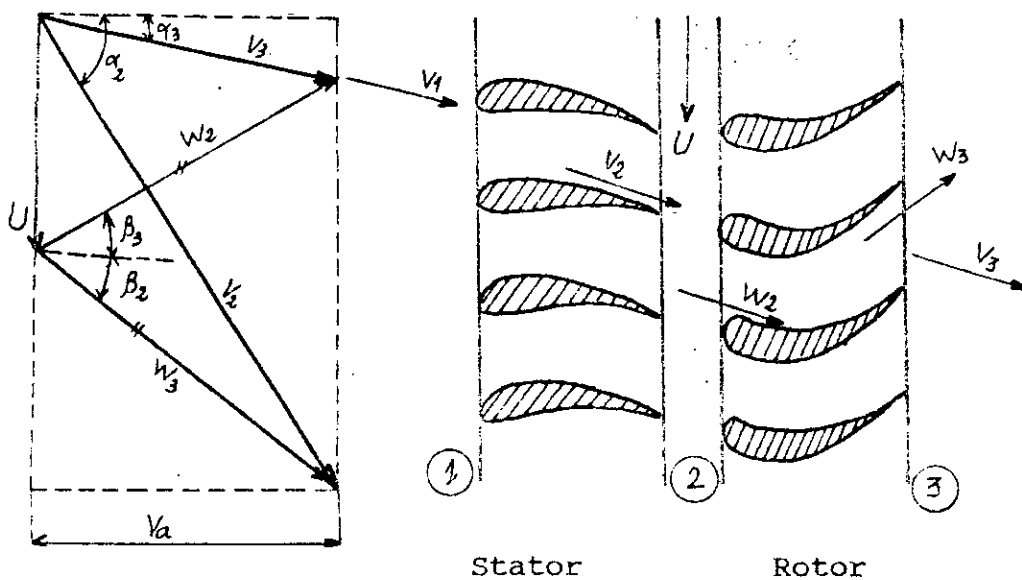


FIG.(6.2) : Etage périodique ($\epsilon = 0$)

VI-1-3) Turbine à réaction :

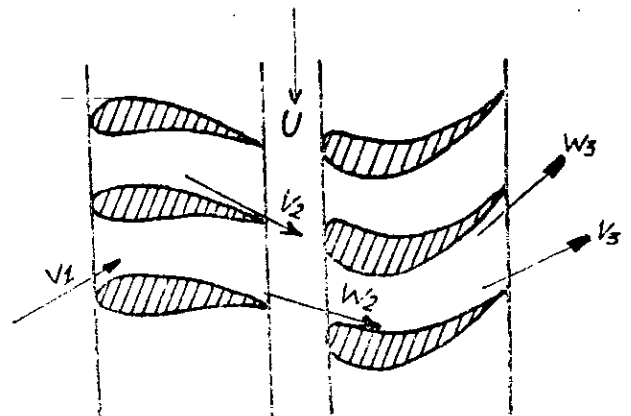
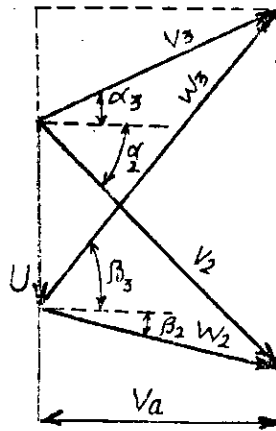
Dans ce type de turbines une partie de la chute de pression s'effectue dans le stator et le reste dans le rotor. Si ces deux parties sont égales, ce qui est le cas le plus général, on dit que la turbine est à 50% réaction .

L'écoulement du fluide à travers un étage dans ce type de machines est caractérisé par une chute de pression dans le rotor et dans le stator, alors que la vitesse absolue augmente dans les canaux fixes et diminue dans les canaux mobiles.

En fin, les triangles des vitesses à l'entrée et à la sortie d'un canal mobile sont représentés par la Fig.(6.3).

les variations décrites précédemment sont illustrées dans le tableau qui suit :

	Vitesse absolue	Vitesse relative	Section de passage	Pression
ROTOR				
STATOR				



Stator

Rotor

FIG.(6.3) : Etage périodique ($\epsilon > 0$)

VI-2) ETUDE THERMODYNAMIQUE :

Dans cette étude nous nous intéressons à un écoulement stationnaire et adiabatique, nous supposons aussi que les variations radiales des vitesses sont négligeables. les conditions d'entrée et de sortie sont définies pour un rayon r_* .

En fin, les étages sont supposés périodiques.

VI-2-1) Bilan énergétique et rendement :

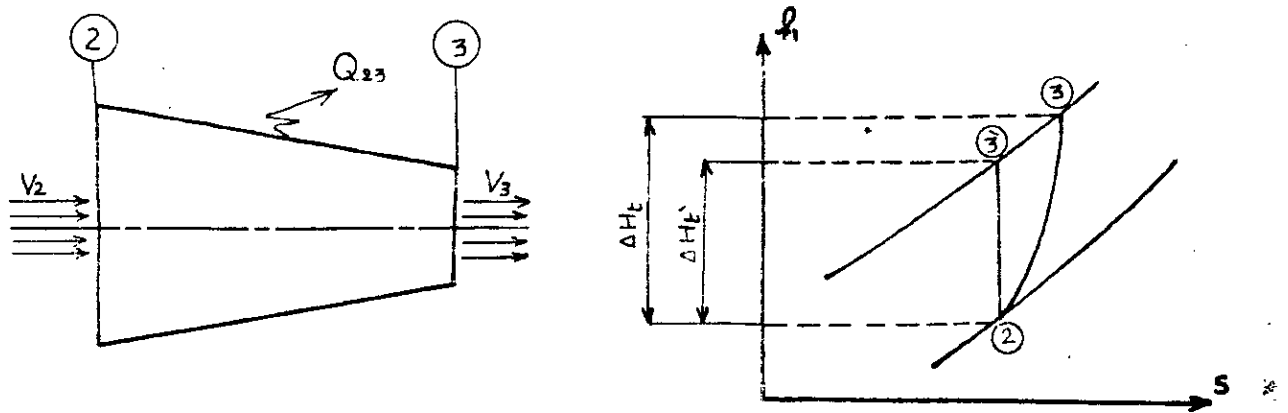


FIG.(6.4) :Processus de la détente dans la turbine.

La détente dans la turbine peut être considérée adiabatique comme il a été mentionné précédemment; si on tien compte des pertes dans les éléments de la turbine, le processus de la détente peut être représentée dans le diagramme (H-S) par la courbe (4-5) .

Si toute la détente est isentropique, on représente cette évolution par l'isentrope (4-5') .

L'équation de l'énergie appliquée à cette évolution non isentropique s'écrit :

$$H_4 - H_5 = \frac{1}{2} (V_5^2 - V_4^2) + W_t \quad (6.1)$$

où on introduisant les variables totales :

$$W_t = H_{t4} - H_{t5} = C_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (6.2)$$

Où: W_t est le travail développé par la turbine

c_p étant la chaleur spécifique des gaz de combustion supposée constante durant toute la détente.

Pour une détente isentropique correspondante, l'équation de l'énergie s'écrit :

$$W_{ts} = H_{t4} - H_{t5} = C_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (6.3)$$

H_{05} , T_{05} , étant l'enthalpie et la température totales correspondantes à la sortie de la turbine .

On définit le rendement isentropique de la turbine η_t comme étant le rapport du travail W_t au travail W_{ts} de la détente isentropique correspondantes .

$$\eta_t = \frac{W_t}{W_{ts}} = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5}^*} \quad (6.4)$$

Le travail W_t défini par l'équation (6.1) s'écrit :

$$W_t = \eta_t \cdot C_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (6.5)$$

Or :

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (6.6)$$

D'où :

$$W_t = C_p \cdot \eta_t \cdot T_{t4} \left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (6.7)$$

On définit, d'une façon similaire au compresseur, le rendement polytropique comme rendement isentropique d'une détente adiabatique infinitésimale . Fig(6.5) .

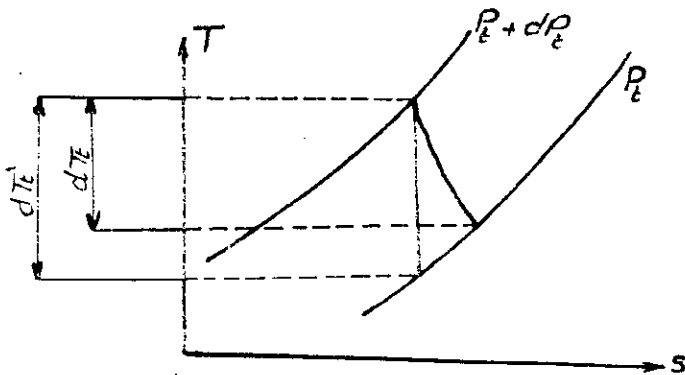


FIG.(6.5) : Détente adiabatique infinitésimale

Un raisonnement analogue à celui qui a été suivi lors de l'étude du compresseur conduit à la relation suivante :

$$\eta_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{k-1}{k} \quad (6.8)$$

k , étant le coefficient polytropique qui est, pour une détente adiabatique, inférieur à γ .

L'équation de la polytrophe s'écrit ainsi :

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (6.9)$$

Par suite, le rendement isentropique s'écrit :

$$\eta_t = \frac{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (6.10)$$

En injectant cette expression dans l'équation (6.6) on obtiendra :

$$W_t = C_p \cdot T_{t4} \left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (6.11)$$

On note que le travail W_t développé par la turbine est le même que celui consommé par le compresseur.

En comparant les équations (6.1) et (6.10) nous tirons :

$$\Delta T_t = T_{t4} \left[1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (6.12)$$

Avec :

$$\Delta T_t = T_{t4} - T_{t5} \quad (6.13)$$

D'où :

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left[1 - \frac{\Delta T_t}{T_{t4}} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (6.14)$$

Or, $W_c = W_t$

Le taux de détente peut être écrit sous la forme :

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left[1 - \frac{W_c}{C_p \cdot T_{t4}} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (6.15)$$

VI-4) TRIANGLE DES VITESSES :

Le théorème d'Euler appliqué à la turbine exprime le travail échangé

par le fluide avec les aubes s'écrit comme suit :

$$W_{te} = U \cdot \Delta V_u = C_p (T_{t1} - T_{t2}) = C_p \cdot \Delta T_{te} \quad (6.16)$$

Où : U est la vitesse périphérique d'entraînement supposée constante le long de toute la machine .

$$\Delta V_u = V_{u5} - V_{u4} \quad (6.17)$$

V_{u5} , V_{u4} sont respectivement les projections tangentielles des vitesses absolues à l'entrée et à la sortie de l'étage .

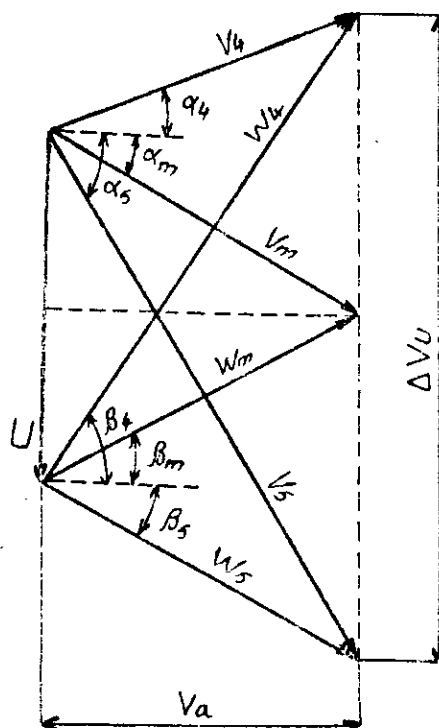


FIG.(6.6) : Triangle des vitesses à l'entrée et à la sortie de l'étage .

VI-4) ETUDE DYNAMIQUE :

Dans le rotor, l'énergie cinétique du fluide se transforme en énergie mécanique; dans le repère mobile la détente entraîne l'augmentation de la vitesse relative.

Dans les canaux mobiles, la quantité de mouvement du fluide est déviée, ce qui entraîne une différence de pression sur l'extrados et l'intrados, et l'effort F dont la composante tangentielle F_u entraîne le rotor .

Pour déterminer les expressions des efforts F_u et F_r exercés sur l'aube, on choisi un volume de contrôle indiqué sur la Fig(6.7) et on applique le théorème d'Euler projeté sur les

directions axiale et radiale.

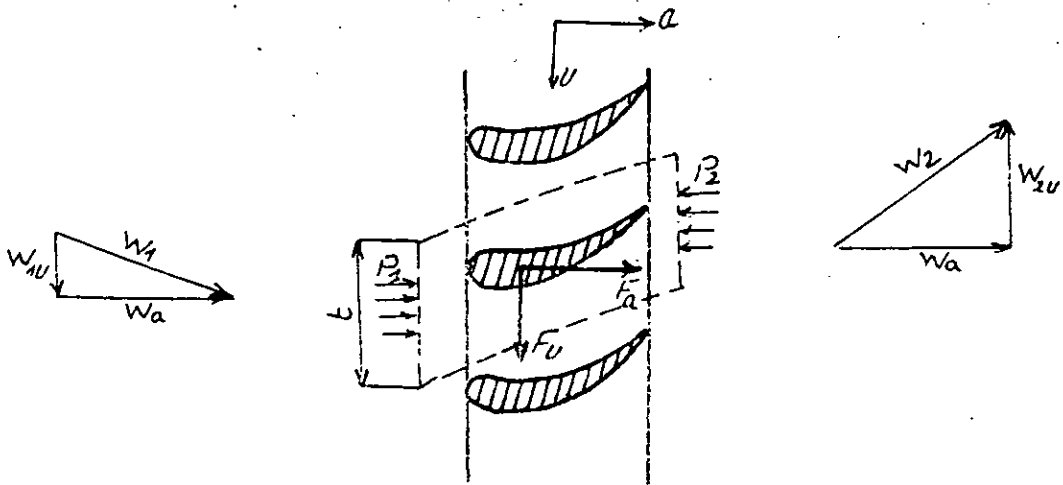


FIG.(6.7) : Efforts exercés sur les aubes

VI-5-1) Force tangentielle :

Soient : Z : le nombre d'aubes par grille .
 r_b : rayon de base .
 r_t : rayon de tête .

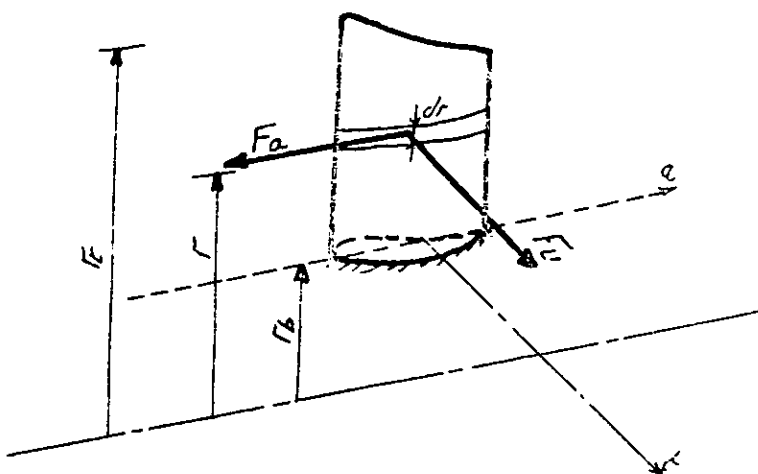


Fig.(6.8) : Diagramme des forces .

L'équation (6.18) devient :

$$ZF_0 = \frac{1}{\omega} \cdot \frac{q(1+f)}{I_m} \cdot C_p (T_{t2} - T_{t2}) \quad (6.26)$$

La force tangentielle agissant sur un élément dr s'écrit :

$$Z \cdot dF_u = q(V_{2u} - V_{1u}) \quad (6.18)$$

Or :

$$q = 2\pi r dr \rho V_a \quad (6.19)$$

D'où :

$$Z dF_u = 2\pi r \rho V_a (V_{2u} - V_{1u}) dr \quad (6.20)$$

En introduisant l'équation (6.13) nous obtiendrons :

$$Z dF_u = 2\pi r \rho V_a \cdot \frac{W_{te}}{U} \cdot dr = 2\pi r \rho V_a c_p \frac{(T_{t1} - T_{t2})}{\omega r} \quad (6.21)$$

En intégrant l'équation (6.17) de r_b à r_t on aura :

$$ZF_u = \frac{2\pi}{\omega} \cdot \rho h V_a c_p (T_{t1} - T_{t2}) (r_t - r_b) \quad (6.22)$$

Or :

$$r_t - r_b = h$$

D'où :

$$ZF_u = \frac{2\pi}{\omega} \cdot \rho h V_a c_p (T_{t1} - T_{t2}) \quad (6.23)$$

L'équation de continuité s'écrit :

$$q(1+f) = 2\pi r_m h \rho V_a \quad (6.24)$$

ou :

$$\rho h = \frac{q(1+f)}{2\pi r_m V_a} \quad (6.25)$$

L'équation (6.18) devient :

$$ZF_u = \frac{1}{\omega} \cdot \frac{q(1+f)}{r_m} \cdot c_p (T_{t1} - T_{t2}) \quad (6.26)$$

$$U = \omega \cdot r_m \quad \text{et} \quad T_{01} - T_{02} = \Delta T_{0e} \quad (6.27)$$

D'où :

$$ZF_u = \frac{q(1+f)}{U} \cdot c_p \Delta T_{te} \quad (6.28)$$

Si n est le nombre d'étages, la force tangentielle totale agissante sur les étages de la turbine est :

$$F_{tu} = nZF_u = n \cdot \frac{q(1+f)}{U} \cdot c_p \Delta T_{te} \quad (6.29)$$

Le couple total agissant sur l'arbre est :

$$C_t = nZF_u r_m = nr_m \cdot \frac{q(1+f)}{U} \cdot c_p \Delta T_{te} \quad (6.30)$$

La puissance développée par la turbine est :

$$P = C_t \cdot \omega = nq(1+f) c_p \Delta T_{te} \quad (6.31)$$

Le travail correspondant est :

$$W_t = \frac{P}{q(1+f)} = n c_p \Delta T_{te} \quad (6.32)$$

VI-4-2) Force axiale :

La force axiale agissante sur un élément dr est :

$$ZdF_a = \Delta P \cdot 2\pi r dr \quad (6.33)$$

Une intégration de l'équation (6.25) entre r_b et r_t donnera

$$ZF_a = \pi \Delta P (r_t - r_b) (r_t + r_b) \quad (6.34)$$

Avec :

$$\Delta P = P_1 - P_2 \quad (6.35)$$

$$h_m = (h_1 + h_2) / 2 \quad (6.36)$$

h_1 : Hauteur de l'aube à l'entrée du rotor .

h_2 : Hauteur de l'aube à la sortie du rotor .

$$h_1 = \frac{q(1+f)}{2\pi r_m V_a \rho_1} ; h_2 = \frac{q(1+f)}{2\pi r_m V_a \rho_2} \quad (6.37)$$

ρ_1 et ρ_2 sont respectivement les masses volumiques à l'entrée et à la sortie du rotor .

La force axiale totale agissant sur les grilles mobiles est

$$F_{ta} = \sum_{i=1}^{i=n} i Z F_{a(i)} \quad (6.38)$$

En fin, la force axiale agissant sur la turbine, puisque $\epsilon = 1/2$, est :

$$F_{at} = 2F_{ta} = 2 \sum_{i=1}^{i=n} Z F_{a(i)} \quad (6.39)$$

CHAPITRE VII

TUYERE D EJECTION

VII-1) INTRODUCTION :

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

Les tuyères utilisées de nos jours dans les moteurs à réaction sont, soit du type convergent, soit du type convergent-divergent. Les formes générales de ces types sont illustrées dans la Fig.(7.1) .

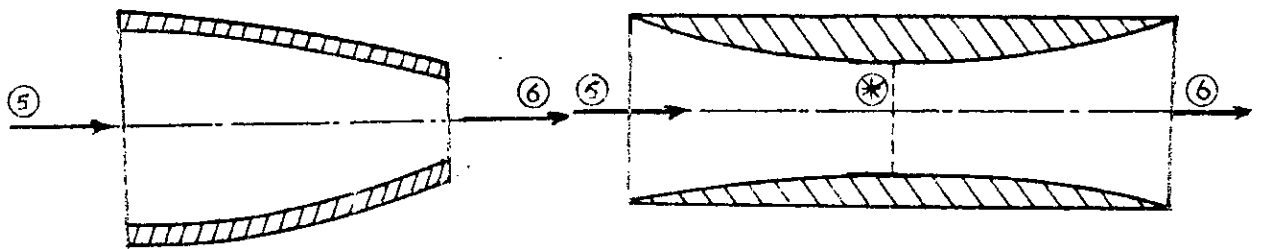


FIG.(7.1) : *Tuyère convergente* *Tuyère convergente-divergente*

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

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

Pour des valeurs de ce rapport de pression supérieures à 2, il devient nécessaire pour obtenir une plus grande poussée, de remplacer la tuyère convergente par une tuyère convergente

divergente présentant un col où la vitesse du flux gazeux est sonique .

Comme résultat, c'est la tuyère de De Laval qui est utilisée dans tous les moteurs à grand nombre de Mach .

Pour palier la très grande variation de T_{ts} dans les moteurs supersoniques, il est nécessaire, pour garder un flux massique constant, que la tuyère soit à géométrie variable.

VII-2) ETUDE ENERGETIQUE :

Puisque des pertes sont toujours présentes dans le processus de la détente dans la tuyère, il est nécessaire de considérer l'écoulement avec frottement .

La Fig.(7.2), illustre une telle transformation dans le plan (T-S)

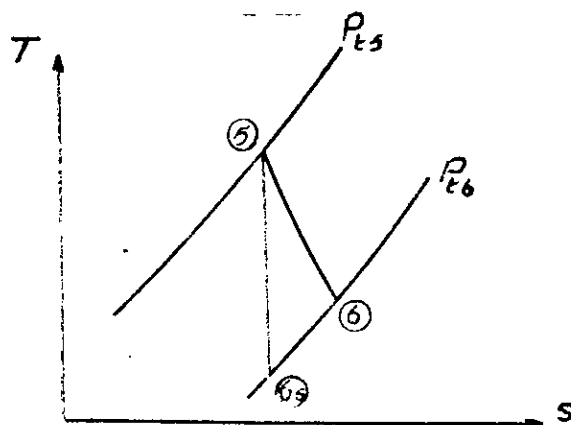


FIG.(7.2) : Diagramme (T-S) de la détente dans la tuyère

Comme c'est mentionner précédemment, la fonction d'une tuyère est de transformer la grande énergie de pression à la section d'entrée en une énergie cinétique. Ceci se fait par une diminution de température et de pression des gaz dans la tuyère .

En se référant à la Fig(7.2), il est évident que le maximum de transformation (le maximum de variation d'enthalpie) résultera quand on a un processus isentropique. Un tel processus est présenté par le parcours(5-6_s) .

Quand l'écoulement est accompagné par des frottements, le parcours est courbé et est illustré par la ligne (5-6). La diminution d'enthalpie étant plus faible .

Le rendement adiabatique d'une tuyère est défini par :(7.1)

Pour une bonne tuyère, la valeur de (η_n) est comprise entre 0.95 et 0.98 [4] .

Si la détente dans la partie divergente est trop rapide, il

$$\eta_n = \frac{\frac{V_6^2}{2}}{\frac{V_{6g}^2}{2}} = \frac{h_{t5} - h_6}{H_{t5} - h_{6g}} \quad (7.1)$$

est possible quelle sera accompagner d'un décollement de la couche limite, ce qui va considérablement abaisser (η_n) .

VII-2-1) Caractéristiques à la sortie de la tuyère :

TEMPERATURE TOTALE :

Le processus de la détente est considéré adiabatique, ($h_{t6} = h_{t5}$)
d'où :

$$\frac{\gamma_6 R_6}{\gamma_6 - 1} T_{t6} = \frac{\gamma_5 R_5}{\gamma_5 - 1} T_{t5} \quad (7.2)$$

et si on considère que le rapport des chaleurs spécifique γ est constant le long de toute la détente et $R_6 = R_5$, on a :

$$T_{t6} = T_{t5} \quad (7.3)$$

NOMBRE DE MACH :

On a :

$$h_{t5} = h_{t6} = h_6 + \frac{V_6^2}{2} \quad (7.4)$$

La vitesse de sortie est donc :

$$V_6 = \sqrt{2(h_{t5} - h_{6g}) \eta_n} \quad (7.5)$$

Alors:

$$V_6 = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} (T_{t5} - T_{6g}) \eta_n} \quad (7.6)$$

Avec :

$$\frac{T_{6g}}{T_{t5}} = \left(\frac{P_6}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (7.7)$$

D'où :

$$V_6 = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T_{t5} \left[1 - \left(\frac{P_6}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] \eta_n} \quad (7.8)$$

$$M_6 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\frac{1}{1-\eta_n \left[1 - \left(\frac{P_6}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} - 1 \right]} \quad (7.9)$$

PRESSION TOTALE :

En écrivant :

$$\eta_n = \frac{h_{t5} - h_6}{h_{t5} - h_{6s}} = \frac{1 - \frac{T_6}{T_{t6}}}{1 - \frac{T_{6s}}{T_{t5}}} \quad (7.10)$$

Et sachant que :

$$\frac{T}{T_t} = \left(\frac{P}{P_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (7.11)$$

Nous aurons :

$$P_{t6} = P_6 \left\{ 1 - \eta_n \left[1 - \left(\frac{P_6}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7.12)$$

TEMPERATURE STATIQUE :

Elle est donnée par :

$$T_6 = \frac{T_{t6}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_6^2} \quad (7.13)$$

MASSE VOLUMIQUE :

De la loi des gaz parfaits on a :

$$\rho_6 = \frac{P_6}{RT_6} \quad (7.14)$$

VITESSE :

De la définition du nombre de Mach nous avons :
VII-2-2) Caractéristiques à la section du col :

$$V_6 = M_6 \sqrt{\gamma R T_6} \quad (7.15)$$

L'écoulement au col est sonique, on le caractérise par l'indice (*).

TEMPERATURE TOTALE :

Puisque l'écoulement est adiabatique, on a :

$$T_{t*} = T_{t5} \quad (7.16)$$

PRESSION TOTALE :

On a :

$$\eta_n = \frac{T_{t5} - T_6}{T_{t5} - T_{6s}} = \frac{T_{t*} - T_6}{T_{t*} - T_{6s}} = \frac{1 - \frac{T_6}{T_{t*}}}{1 - \frac{T_{6s}}{T_{t*}}} \quad (7.17)$$

Or :

$$\frac{T_{6s}}{T_{t*}} = \left(\frac{P_6}{P_{t*}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (7.18)$$

Alors :

$$\left(\frac{P_6}{P_{t*}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{\frac{T_6}{T_{t*}} - 1 + \eta_n}{\eta_n} \quad (7.19)$$

Ou :

$$P_{t*} = P_6 \left(\frac{\eta_n}{\frac{T_6}{T_{t*}} - 1 + \eta_n} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7.20)$$

TEMPERATURE STATIQUE :

Elle est donnée par :

$$T_* = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right) T_{t*} \quad (7.21)$$

PRESSION STATIQUE :

Elle se calcule par :

$$P_* = P_{t_*} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (7.22)$$

MASSE VOLUMIQUE :

$$\rho_* = \frac{P_*}{RT_*} \quad (7.23)$$

VITESSE :

$$V_* = \sqrt{\gamma RT_*} \quad (7.24)$$

VII-2-3) Dimensionnement de la tuyère :

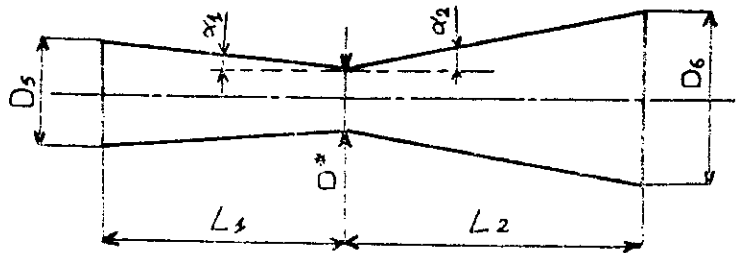


FIG.(7.3) : Schéma d'une tuyère convergente-divergente

SECTION DU COL :

L'équation de continuité nous permet d'écrire :

$$q(1+f) = \rho_* V_* A_* \quad (7.25)$$

Ceci implique :

$$A_* = \frac{q(1+f)}{\rho_* V_*} \quad 7.26$$

Le diamètre au col est donc :

$$D_* = \sqrt{\frac{4A_*}{\pi}} \quad (7.27)$$

SECTION DE SORTIE :

D'après l'équation de continuité, on peut écrire :

$$A_6 = \frac{q(1+f)}{\rho_6 V_6} \quad (7.28)$$

Le diamètre de la section de sortie est alors :

$$D_6 = \sqrt{\frac{4A_6}{\pi}} \quad (7.29)$$

LONGUEUR DE LA TUYERE :

La longueur du convergent est :

$$L_1 = \frac{D_5 - D_*}{2 \tan \alpha_1} \quad (7.30)$$

La longueur du divergent est :

$$L_2 = \frac{D_6 - D_*}{2 \tan \alpha_2} \quad (7.31)$$

La longueur totale de la tuyère sera donc :

$$L = L_1 + L_2 \quad (7.32)$$

VII-3) PERFORMANCES DU MOTEUR :

POUSSEE :

La poussée est donnée par la relation :

$$F = q(V_6(1+f) - V_2) \quad (7.33)$$

POUSSEE SPECIFIQUE :

C'est la poussée par unité de débit masse des gaz éjectés .

$$F_s = \frac{F}{q(1+f)} \quad (7.34)$$

PUISSANCE CALORIFIQUE :

C'est la puissance fournie au moteur par la combustion du carburant débité dans la chambre de combustion .

Elle est donnée par la relation :

$$P_c = m_c \cdot Q_r \quad (7.35)$$

PUISSANCE THERMIQUE :

Elle a comme expression :

$$P_{th} = \frac{1}{2} Q (V_6^2 (1+f) - V_9^2) \quad (7.36)$$

PUISSANCE DE PROPULSION :

C'est le travail de la poussée.

$$P_p = F \cdot V_a \quad (7.37)$$

RENDEMENT THERMIQUE :

C'est le rapport de la puissance thermique à la puissance calorifique .

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_c} \quad (7.38)$$

RENDEMENT GLOBAL :

C'est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance calorifique .

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_c} \quad (7.39)$$

CONSOMMATION SPECIFIQUE :

Elle a comme valeur :

$$C_s = \frac{36000 V_a}{\eta_g \cdot Q_r} \text{ [Kg/daN/h]} \quad (7.40)$$

CONCLUSION

Pour le programme de calcul, voir l'annexe 1.

Nous constatons que la poussée spécifique du turboréacteur croît de 350 à 520 $\text{daN}/\text{kg/s}$ pour les nombres de Mach allant de 1.2 jusqu'à 3. Pour le statoréacteur, on remarque qu'elle dépasse 150 $\text{daN}\cdot\text{s}/\text{Kg}$ pour les nombres de Mach compris entre 2 et 6 avec un maximum à $M = 3.5$.

Les courbes de la poussée sont de même allure que celles de la poussée spécifique vue que le rapport entre les deux est une constante égale au débit d'air.

La consommation spécifique, d'après sa définition, on voit qu'elle est inversement proportionnelle à la poussée spécifique, elle présentera, alors, des variations inverses à celles de la poussée spécifique.

quant au rendement global, pour les deux moteurs, il croît avec l'augmentation du nombre de Mach avec des valeurs plus élevées pour le statoréacteur.

Lors de cette étude, il a été démontré que le turboréacteur, quoiqu'il convient mieux pour les vitesses subsoniques, a des limitations dans la plage des nombres de Mach 3 à 4. Et contrairement à ça, le statoréacteur, quoique insatisfaisant à de faibles vitesses ($M < 2$), il convient mieux dans la région des grandes vitesses supersoniques.

De telles caractéristiques font suggérer la combinaison turbo-stator-éacteur. La question qu'on doit se poser est :

quelle est la combinaison la plus convenable permettant de maintenir les performances individuelles des deux engins aussi élevées que possible ?

Pour calculer le combiné turbo-statoréacteur avec le meilleur rendement, on choisie les points optimums suivants : Mach 2 pour le turbo et Mach 5 pour le stato.

Les résultats de calcul sont donnés dans l'annexe 2.

Lors de ce travail, nous avons essayé d'étudier un des modes de la propulsion autre que le turboréacteur qui est le statoréacteur. Nous avons aussi essayé de faire connaître et de faire apprécier ces possibilités aux vitesses supersoniques jusqu'à Mach 6. Et nous avons suggéré sa combinaison avec le

turboréacteur pour permettre aux avions d'exploiter un large domaine du vol.

Un tel propulseur combiné, très séduisant sur le papier, pose en réalité des problèmes technologiques extrêmement difficiles faisant l'objet de sérieuses recherches. Ainsi, le rôle du diffuseur est fondamental pour le domaine supersonique de l'air. Au delà de Mach 6 environ, les pertes au niveau de la chambre nécessite de maintenir un écoulement supersonique, d'où la plus grande importance de la chambre de combustion aux vitesses hypersoniques.

En tout cas, quoique le concept turbo-statoréacteur n'a pas d'application opérationnelle à l'heure actuelle, un avenir brillant lui semble prévisible .

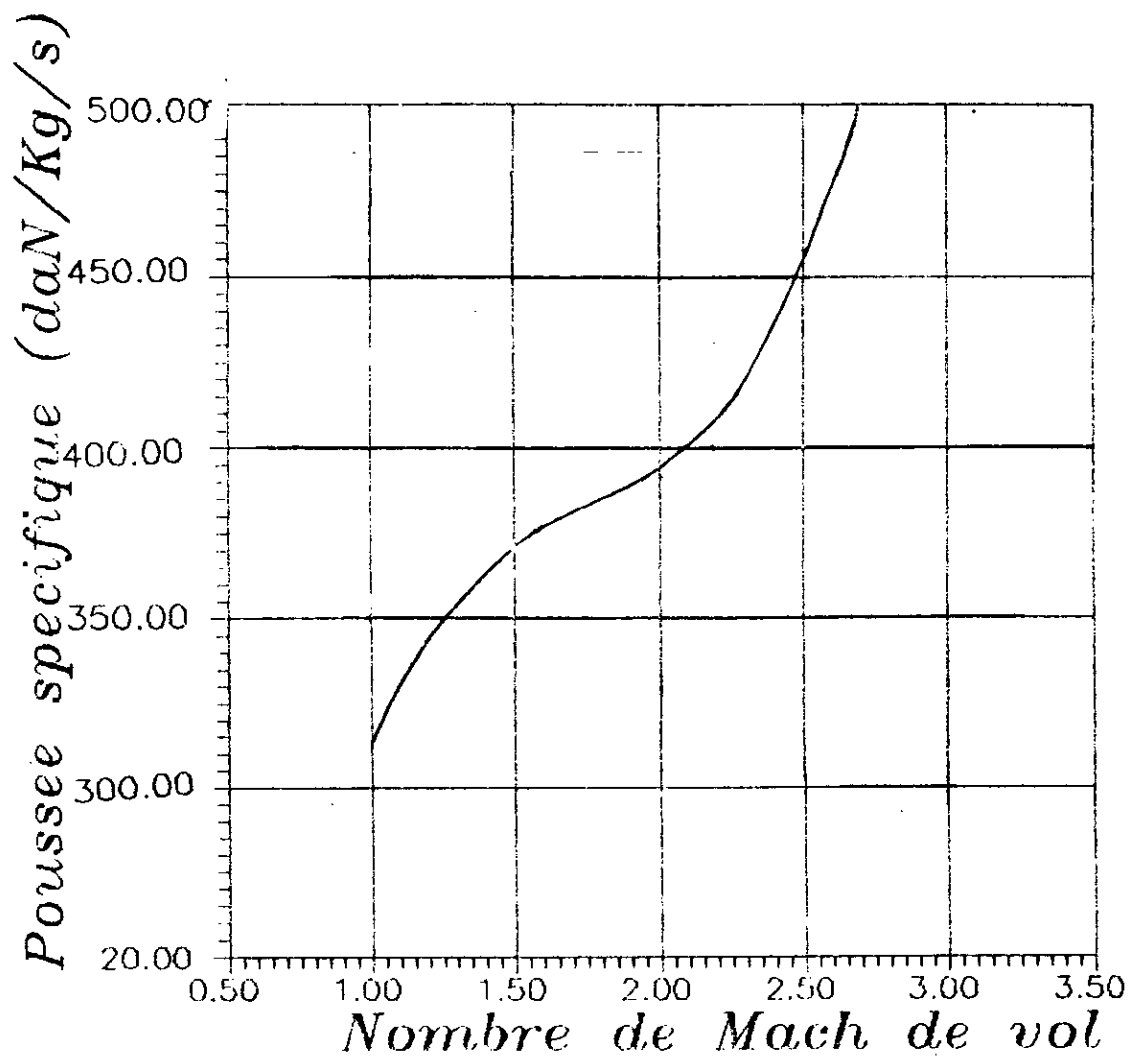
En fin nous pensons que cette thèse mérite d'être compléter par l'étude des thèmes suivants :

- Utilisation d'un autre carburant possédant une plus grande capacité.

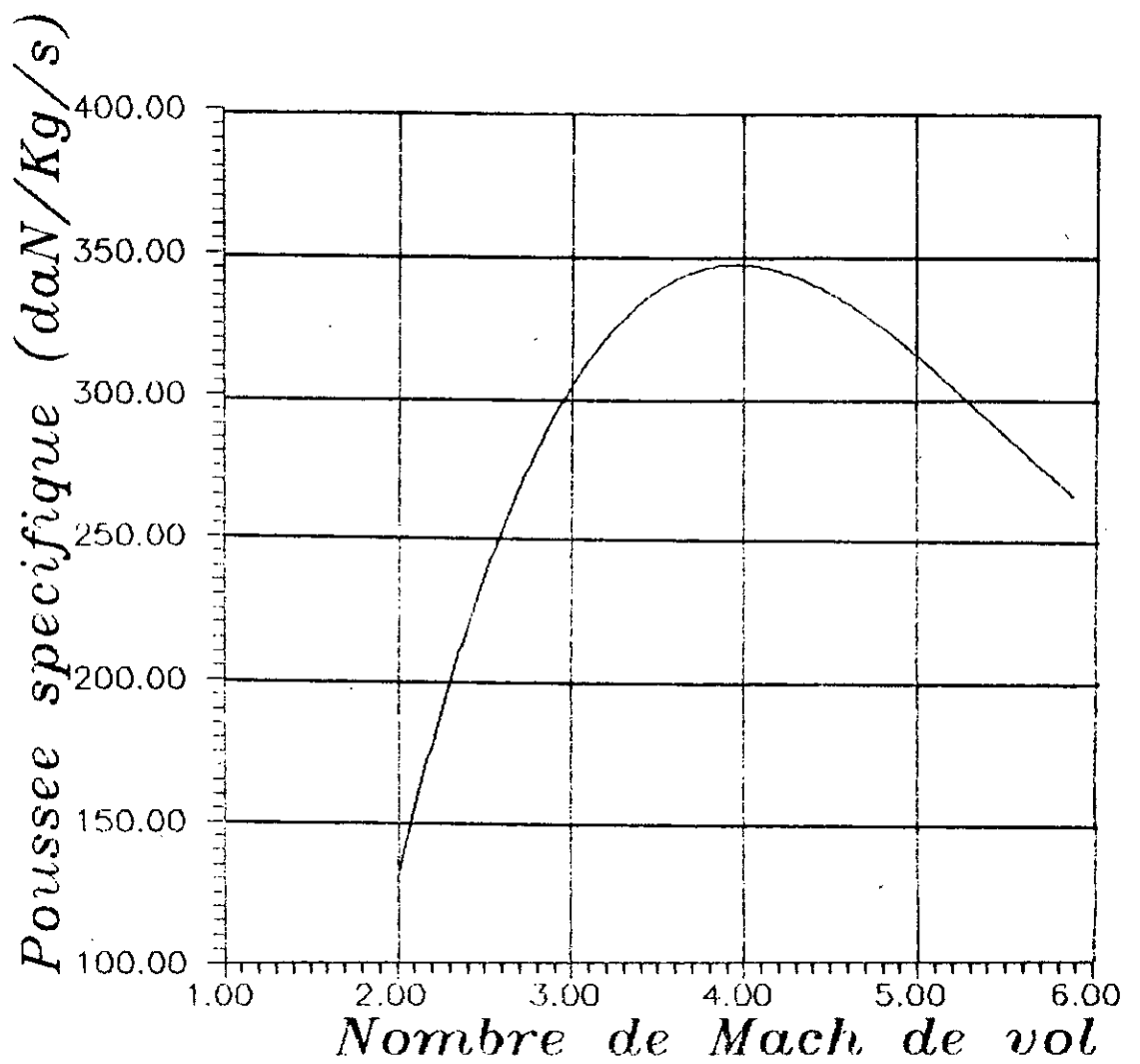
- La combustion supersonique.

- Stabilisation de la flamme.

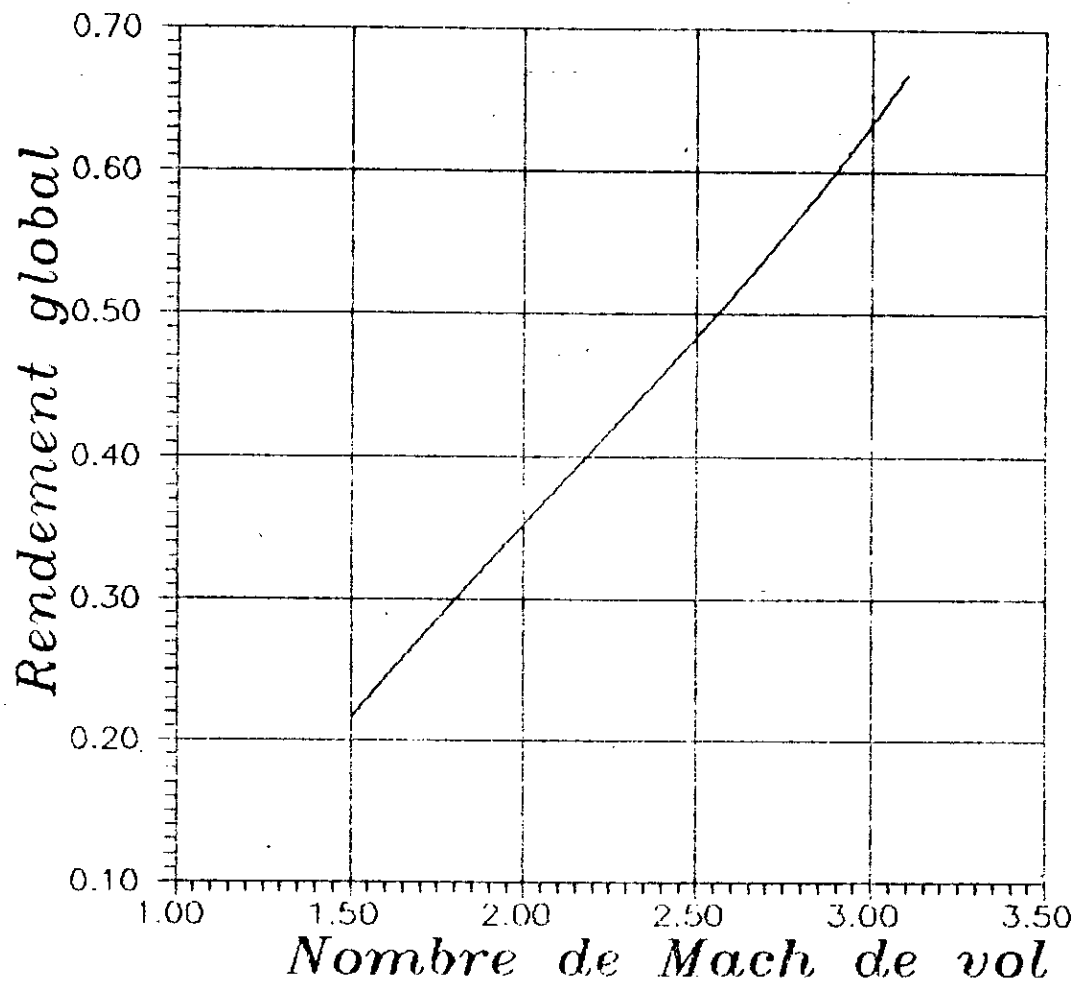
- Etude plus approfondie du diffuseur.



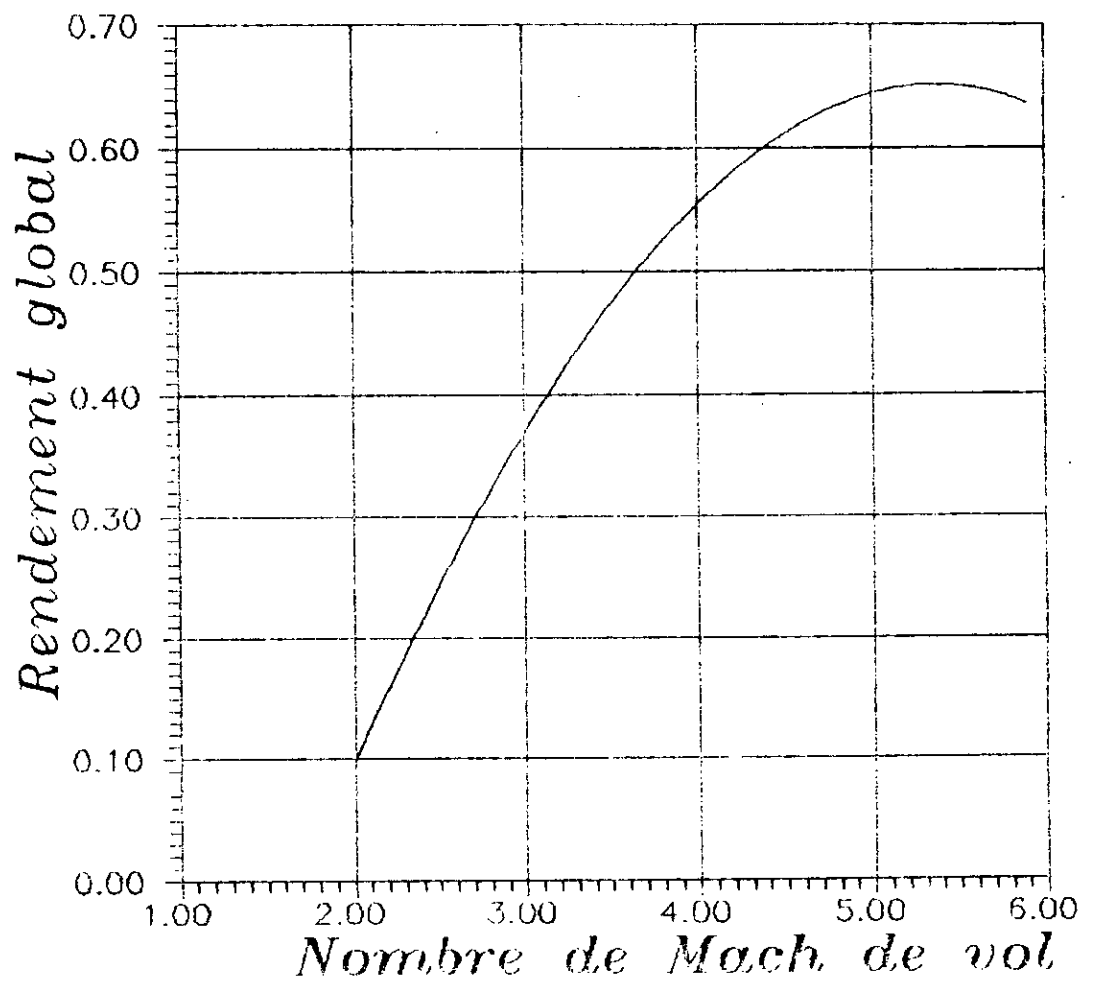
*Poussée spécifique du turboreacteur
en fonction du nombre de Mach du
vol à $z = 22000$ m*



Poussée spécifique du statoreacteur en fonction du nombre de Mach du vol à $z = 22000$ m.



*Rendement global du turboreacteur
en fonction du nombre de Mach au
vol à $z = 22000$ m.*



Rendement global du statoreacteur en fonction du nombre de Mach du vol à $z = 22000$ m

ANNEXE I

```
*****
*          ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE          *
*          Dép. Génie Mécanique                  *
*****
```

----- PROJET DE FIN D'ETUDES -----

```
*****
----- ETUDE ENERGETIQUE D'UN COMBINE TURBO-STATO-REACTEUR -----
*****
```

```
*****
----- PROGRAMME PRINCIPALE -----
*****
```

```
real k,m1
open(5,file='res.dat')
write(*,*)'NBRE DE MACH DE VOL M1=?'
read*,m1
write(*,*)'tapez 1 pour turbo , 2 pour stato '
read*,i
if(i.eq.1)then
goto8
else
if(i.eq.2)then
goto9
else
endif
endif
call dif(m1,k,r,q,tt2,t2,pt2,p2,r2,pi,v2,cm2,p1,v0)
call COMP(k,r,q,wc,pi,u,n,v2,ttiii,tiii,ptiii,piii,riii,rm,
$      p2,t2,pt2,tt2,xmiii)
call CC(g4,tt4,t4,pt4,p4,f,rc,cpc,r,xmiii,ttiii,piii,
$      ptiii,qr)
call TURB(g4,u,n,wc,pi,v2,cpc,rc,q,f,rm,tt4,t4,pt4,p4,tt5,pt5
$ ,r5)
callTUY(tt5,pt5,rc,g4,f,q,pi,p1,v2,r5,v6)
call PERF(f,q,v6,v0,Qr)
goto 10
call dif(m1,k,r,q,tt2,t2,pt2,p2,r2,pi,v2,cm2,p1,v0)
call CCS(k,g4,f,r,rc,qr,r2,v2,pt2,tt2,cm2,pt5,tt5,r5)
callTUY(tt5,pt5,rc,g4,f,q,pi,p1,v2,r5,v6)
call PERF(f,q,v6,v0,qr)
stop
end
```

----- FIN PROGRAMME PRINCIPALE -----

```
*****
*          CALCUL DU DIFFUSEUR          *
*****
```

```
subroutine dif(m1,k,r,q,tt2,t2,pt2,r2,p2,pi,v2,cm2,p1,v0)
```

```
dimension v(5)
real m1,m2,k
write(*,*)'debit masse d'air: q=?'
```

```

read*,q
k=1.4
r=287
  write(*,*)'donner l''altitude de vol: Z en [m]'
  read*,Z
  if(z.le.11000)then
    t1=-0.0065*Z+288.15
    p1=101325E-005*(1-22.5576934E-006*Z)**5.2558774
  else
    if(z.gt.11000.and.z.le.20000)then
      t1=216.650
      p1= 22632E-005*exp(-175.6884460E-006*(Z-11000))
    else
      if(z.gt.20000.and.z.le.32000)then
        t1=0.001*Z+196.65
        p1=5474.9E-005*(1+4.6157398E-006*(Z-20000))**(-34.1632031)
      else
        if(z.gt.32000.and.z.le.47000)then
          t1=0.0028*Z+139.05
          p1=868.014E-005*(1+12.2457904E-006*(Z-32000))**(-12.2011445)
        else
          endif
        endif
      endif
    endif
  endif
  v0=m1*sqrt(k*r*t1)
  write(5,*)'température et pression statiques a l''entrée:'
  write(5,1)t1,p1
  format(3x,'T1[k°]=' ,f7.2,10x,'P1[bar]=' ,f7.5)
  r1=p1/(r*t1)
  tt1=t1*(1+0.2*m1**2)
  pt1=p1*(1+0.2*m1**2)**3.5
  rt1=pt1/(r*tt1)
  write(5,*)'température et pression totales a l''entrée:'
  write(5,5)tt1,pt1
  format(3x,'Tt1[k°]=' ,f7.2,10x,'Pt1[bar]=' ,f7.5)
  write(5,*)' '
  data at,ap,apt,ar/4*1/
  d1= 6
  d2=5
  xd1=atan(1)*d1/45
  xd2=atan(1)*d2/45
  v(1)=xd1
  v(2)=xd1+xd2
  v(3)=v(2)
  v(4)=v(2)
  v(5)=0
  do i=1,5
    xtet=v(i)
    if(i.eq.5)then
      b1=atan(1)*2
    else
      callaioc(b1,m1,xtet,k)
    endif
    beta=b1*45/atan(1)
    a=2*k/(k+1)
    b=m1**2*sin(b1)**2-(k-1)/(k+2)
    rp=a*b
    ap=ap*rp
    ai=2/(k+1)

```

```

bx=1/(m1**2*sin(b1)**2)
c1=(k-1)/2
rmv=a1*(bx+c1)
rmv=1/rmv
ar=ar*rmv
rt=rp/rmv
at=at*rt
a2=1+(k-1)*m1**2/2
b2=k*m1**2*sin(b1)**2-(k-1)/2
c2=a2/b2
d2=m1**2*cos(b1)**2
e2=1+(k-1)*m1**2*sin(b1)**2/2
f2=d2/e2
g2=c2+f2
m2=sqrt(g2)
a3=rp/rmv**k
ve=alog(a3)
a4=ve/(k-1)
rpt=exp(a4)
rpt=1/rpt
apt=apt*rpt
write(5,*)'caractéristiques après l''onde de choc n('',i,')'
write(5,10)beta,rp,rmv,rt,m2,ve,rpt
0
format(4x,'beta',10x,'p2/p1',5x,'r1/r2',5x,'t2/t1',5x,
$ 'm2',5x,'Ds/Cv',5x,'p02/p01',/,3x,f6.3,4x,6(4x,f6.4))
write(5,*)' '
m1=m2
    enddo
ttc=tt1
tc=at*t1
pc=ap*p1
ptc=apt*pt1
rc=pc/(r*tc)*100000
rtc=ptc/(r*ttc)*100000
rtk=k*r*tc
asc=sqrt(rtk)
vc=m2*asc
write(5,*)'caractéristiques au col du diffuseur:'
write(5,*)' '
5
write(5,15)ttc,tc,ptc,pc,rtc,rc,vc
format(2x,'Ttc=',f6.2,4x,'Tc=',f6.2,/,2x,'Ptc=',f7.5,
$ 4x,'Pc=',f7.5,/,2x,'Rtc=',f7.5,4x,'Rc=',f7.5,/,3x,
$ 'Vc=',f7.3)
write(5,*)' '
g=9.81
x=pc/(rc*g)*100000+vc**2/(2*g)
y=0.12*vc**2/(2*g)
eta2=(x-y)/x
etal=ptc/pt1
etat=etal*eta2
write(5,20)etal,eta2,etat
0
format(3x,'etal=',f4.2,5x,'éta2=',f5.2,5x,'état=',f4.2)
write(5,*)' '
    pt2=etat*ptc
    write(*,*)'nbre de mach a la sortie du difuseur m2=?'
read*,cm2
p2=pt2*(1+0.2*cm2**2)**(-etat*k/(k-1))
tt2=ttc
t2=tt2/(1+0.2*cm2**2)
rt2=pt2/(r*tt2)*100000

```



```

r2=p2/(r*t2)*100000
as2=k*_1*t2
a2=sqrt(as2)
v2=a2*cm2
ac=q/(rc*vc)
pi=4*atan(1)
d1=9*ac/(2*pi)
d1=sqrt(d1)
d=d1/3
a2=q/(r2*v2)
d2=a2+pi*d**2/4
d2=sqrt(d2)
x1=2*tan(xd2)/(d2-d1)
x1=1/x1
write(5,*)'caractéristiques sortie diffuseur'
write(5,25)tt2,t2,pt2,p2,rt2,r2,v2
5 format(3x,'Tt2=',f7.2,5x,'T2=',f7.2,/,3x,'Pt2=',f7.5,
$ 5x,'P2=',f7.5,/,3x,'Rt2=',f7.5,5x,'R2=',f7.5,/,3x,
$ 'V2=',f7.3)
write(5,*)' '
write(5,*)'diamètre d''entrée'
write(5,30)d1
0 format(3x,'D1=',f6.3)
write(5,*)' '
write(5,*)'diamètre de sortie'
write(5,35)d2
5 format(3x,'D2=',f7.3)
write(5,*)' '
write(5,*)'longueur du divergent'
write(5,40)x1
0 format(3x,'L=',f7.3)
write(5,*)' '
return
end

```

subroutine aioc(x1,m1,xtet,k)

```

real m1,k
eps=0.0001
x0=20
x0=x0*atan(1)/45
fx0=sin(x0)**2-(k+1)*sin(x0)*sin(xtet)/(2*cos(x0-xtet))-1/m1**2
flx0=sin(2*x0)-(k+1)*sin(2*xtet)/(4*cos(x0-xtet)**2)
x1=x0-fx0/flx0
do while(abs(x1-x0).gt.eps)
x0=x1
fx0=sin(x0)**2-(k+1)*sin(x0)*sin(xtet)/(2*cos(x0-xtet))-1/m1**2
flx0=sin(2*x0)-(k+1)*sin(2*xtet)/(4*cos(x0-xtet)**2)
x1=x0-fx0/flx0
enddo
0 return
end

```


* CALCUL DU COMPRESSEUR *

subroutine COMP(k,r,q,wc,pi,u,n,v2,ttiii,tiii,ptiii,piii,riii,

```

$  rm,p2,t2,pt2,tt2,xmiii)
real k
write(5,*)'-----CALCUL DU COMPRESSEUR-----'
write(5,*)' '
write(*,*)'Cp='
read*,cp
write(5,*)' '
etp=0.9
a=k*etp/(k-1)
g=a/(a-1)
write(5,*)'coefficient polytropique kc:'
write(5,45)g
45  format(3x,'kp=',f6.3)
write(5,*)' '
write(*,*)'taux de compression taux=?'
read*,t
write(5,*)' '
wc=cp*tt2*(t**((g-1)/g)-1)
write(5,*)'travail consommé par le compresseur'
write(5,50)wc
50  format(3x,'Wc=',f12.2)
write(5,*)' '
c  *****calcul du rayon moyen*****
write(*,*)'vitesse périphérique: U=?'
read*,u
write(*,*)' '
write(*,*)'vitesse de rotation N=?'
read*,n
write(5,*)' '
rm=30*u/(pi*n)
write(5,*)'rayon moyen :'
write(5,55)rm
55  format(3x,'Rm=',f7.3)
write(5,*)' '
xmu=0.4
nc=wc/(xmu*u**2)
write(5,60)nc
60  format(3x,'Nbre d''étages du compresseur',3x,'Nc=',i4)
write(5,*)' '
dhoe=wc/nc
dtoe=dhoe/cp

c  -----
c  calcul cinématique
c  -----

va=v2
dvu=dhoe/u
vlu=(u-dvu)/2
v2u=dvu+vlu
vi=(vlu**2+va**2)
vi=sqrt(vi)
vii=(v2u**2+va**2)
vii=sqrt(vii)
vm=(va**2+u**2/4)
vm=sqrt(vm)
alph1=atan(vlu/va)
alph1=alph1*180/pi
alph2=atan(v2u/va)
alph2=alph2*180/pi
alphm=atan(u/(2*va))
alphm=alphm*180/pi

```

```

C -----
write(5,65)dhoe,dtoe
65 format(3x,'variation d''enthalpie totale par étage',3x,
$ f8.2,/,3x,'variation de température totale par étage',
$ 3x,f5.2)
write(5,*)' '
write(5,*)'vitesses entrée et sortie du rotor'
write(5,70)vi,vii,vm
70 format(3x,'VI=WII=',f8.3,5x,'VII=WI=',f8.3,5x,'Vm=Wm=',f8.3)
write(5,*)' '
write(5,*)'angles d''inclinaison des aubes'
write(5,75)alph1,alph2,alphm
75 format(3x,'alpha1=béta2=',f6.3,/,3x,'alpha2=béta1=',
$ f6.3,/,3x,'alphaM=bétaM=',f6.3)
write(5,*)' '
alphm=alphm*pi/180
C -----
C calcul des grilles d'entrée et de sortie
C -----
dhge=(va**2-vi**2)/2
dtge=dhge/cp
dhgs=(vii**2-va**2)/2
dtgs=dhgs/cp
write(5,*)'Grilles d''entrée et de sortie'
write(5,80)dhge,dtge,dhgs,dtgs
80 format(3x,'delatHge=',f10.3,5x,'delta Tge=',f6.2,/,3x,
$ 'delta Hgs=',f10.3,5x,'delta Tgs=',f6.2)
write(5,*)' '
C -----
C calculs relatifs aux étages
C -----
write(*,*)'la corde de l''aube en mètre c=?'
read*,xl
write(5,*)' '
write(*,*)'coefficient de portance tangentielle psi=?'
read*,psi
write(5,*)' '
cz=(vi/vm)**2*psi
write(5,*)'coefficient de portance Cz'
write(5,85)cz
85 format(3x,'Cz=',f6.3)
write(5,*)' '
cx=0.00233744*cz**6+0.0010813*cz**5-0.00316679*cz**4-
$ 0.00211668*cz**3+0.00470078*cz**2-0.00186611*cz+
$ 0.0079078
write(5,*)'coefficient de trainée cx'
write(5,90)cx
90 format(3x,'Cx=',f7.4)
write(5,*)' '
t1=cz*xl*vm/(2*dvu)
na=2*pi*rm/t1
t=2*pi*rm/na
tx2=t*1000
write(5,95)na
95 format(3x,'Nbre d''aubes par drille Na=',i3)
write(5,*)' '
write(5,100)tx2
100 format(3x,'Pas de la grille en(mm) t=',f6.2)
write(5,*)' '
write(5,105)

```

```

105   format(4x,5hTtiii,7x,4hTiii,6x,5hPtiii,4x,4hPiii,6x,4hMiii,
      $ 4x,4hRiii)
      write(*,*)' '
      fat=0
      fut=0
      ttiii=tt2
      tiii=t2+dtge
      ptiii=pt2
      piii=p2*(tiii/t2)**(g/(g-1))
      do j=1,nc
      te=tiii
      pe=piii
      dpe=piii
      ts=te+dtoe/2
      if(j.eq.nc)then
      tiii=tiii+dtgs+dtoe/2
      goto110
      else
      endif
      tiii=tiii+dtoe
110   taux=(1+dtoe/ttiii)**(g/(g-1))
      ttiii=ttiii+dtoe
      ptiii=ptiii*taux
      xmiii=sqrt(2/(g-1)*(ttiii/tiii-1))
      piii=ptiii*(1+(g-1)/2*xmiii**2)**(-g/(g-1))
      riii=piii/(tiii*r)*100000
      dpe=piii-dpe
      ps=pe+dpe/2
      re=pe/(r*te)*100000
      rs=ps/(r*ts)*100000
      rml=(re+rs)/2
      hm=q/(2*pi*rm*va*rml)
      cx1=cx+0.02*t/hm+0.018*cz**2
      xx=q*xl*vm**2/(2*va*t)
      fag=xx*(cz*sin(alphm)-cx1*cos(alphm))
      fug=xx*(cz*cos(alphm)+cx1*sin(alphm))
      fat=fat+fag
      fut=fut+fug
      write(5,112)ttiii,tiii,ptiii,piii,xmiii,riii
112   format(2x,f8.2,4x,f8.2,4x,f5.3,4x,f5.3,4x,f4.2,4x,f5.3)
      enddo
      write(5,*)' '
      write(5,*)'efforts sur les aubes :'
      write(5,115) fut,fat
115   format(3x,'force tangentielle: Ft=',f12.2,/,
      $      3x,'force axiale:      Fa=',f12.2)
      write(5,*)' '
c     -----
c     Caractéristiques a la sortie du compresseur
c     -----
      write(5,*)'parametres de sortie du compresseur'
      write(5,120)ttiii,tiii,ptiii,piii,riii,xmiii
120   format(3x,'Tt3=',f8.2,10x,'T3=',f8.2,/,3x,'Pt=',f6.3,
      $      10x,'P3=',f6.3,/,3x,'R3=',f6.3,/,3x,'M3=',f6.3)
      write(5,*)' '
      return
      end
c     -----
c     *****

```

```

C      *      CALCUL DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION TURBOREACTEUR
C      *****

          subroutine CC(g4,tt4,t4,pt4,p4,f,rc,cpc,r,xmiii,
$          tttiii,piiii,ptiii,qr)
      write(5,*)'-----CALCUL DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION-----'
      write(5,*)' '

      call comb (f,qr,etc,rc)
      g3=1.45648-9.20305E-005*ttiii+1.77633E-008*ttiii**2-1.1319E-012
$      *ttiii**3
      Cpc=g3*Rc/(g3-1)
      tt4=ttiii+f*etc*qr/cpc
      g4=1.45315-9.99663E-005*tt4+1.87438E-008*tt4**2-1.14649E-012*
$      tt4**3
      gm=(g3+g4)/2
      Cpc=gm*Rc/(gm-1)
      write(5,123)Cpc
123      format(3x,'la chaleur spécifique des gaz de combustion: Cpc='
$      ,f7.1)
      write(5,*)' '
      tt4=ttiii+f*etc*Qr/Cpc
      x1=sqrt(g3/g4)
      x2=xmiii*sqrt((1+(g3-1)*xmiii**2/2)/(1+g3*xmiii**2))
      x3=sqrt(rc*tt4/(r*ttiii))
      y2=x1*x2*x3*(1+f)
      y1=(g4-1)/2
      a=(2*y2**2*g4-1)/(g4**2*y2**2-y1)
      b=y2**2/(g4**2*y2**2-y1)
      deltt=a**2-4*b
      deltt=(-a-sqrt(deltt))/2
      xm4=sqrt(deltt)
      t4=tt4/(1+(g4-1)*xm4**2/2)
      p4=piiii*(1+g3*xmiii**2)/(1+g4*xm4**2)
      pt4=p4*(1+(g4-1)*xm4**2/2)**(g4/(g4-1))
      r4=p4/(rc*t4)*100000
      v4=xm4*sqrt(g4*rc*t4)
      pp=(ptiii-pt4)/ptiii*100
      write(5,*)'caracteristique a la sortie de la C.C'
      write(5,125)tt4,t4,pt4,p4,r4,xm4,v4
125      format(3x,'Tt4=',f8.2,10x,'T4=',f8.2,/,3x,'Pt4=',f6.3,12x,
$      'P4=',f6.3,/,3x,'R4=',f6.3,/,3x,'M4=',f6.3,/,3x,'V4=',f7.2)
      return
      end

C      -----
          subroutine comb(f,qr,etc,rc)

      write(*,*)'Introduire la formule du combustible:CnHm'
      write(*,*)'n=?'
      read*,hn
      write(*,*)'m=?'
      read*,cm
      write(*,*) 'rendement de la c.c Etac dans la plage 0.97,0.99'
      read*,etc
      write(*,*)'rapport comb/air f=?'
      read*,f
      hc=1.008*cm/(12.01*hn)
      Qr=(36981+36748*hc)*1000
      xqr=Qr/1000

```

```

121 write(5,121)xqr
format(3x,'pouvoir calorifique inferieur du combustible en
$ Kj/Kg: Qr=',f9.2)
write(5,*)' '
xm=29+f*(12.01*hn+1.008*cm)
Rc=(9283.7+66543*f/(1+hc))/(xm*(1+f))
write(5,122)rc
122 format(3x,'la constante des gaz de combustion: Rc=',f8.3)
write(5,*)' '
return
end

```

C

```

-----
subroutine cct(ptiii,g3,ttiii,q,r,pi)

```

```

write(*,*)'choisir le mach M3 dans la plage 0.04,0.07'
read*,xmp
write(*,*)'donner le nbre de chambres tubulaires Ncc'
read*,ncc
p3p=ptiii/((1+(g3-1)*xmp**2)**(g3/(g3-1)))
t3p=ttiii/(1+(g3-1)*xmp**2/2)
r3p=p3p*100000/(r*t3p)
v3p=xmp*sqrt(g3*r*t3p)
s3p=q/(r3p*v3p)
s3p=s3p/ncc
d=sqrt(4*s3p/pi)
write(5,130)d
130 format(3x,'diametre de la C.C: D=',f6.3)
return
end

```

C

```

-----
C *****
C * CALCUL DE LA TURBINE *
C *****

```

```

subroutine TURB(g4,u,n,wc,pi,v2,cpc,rc,q,f,rm,tt4,t4,pt4,p4,
$ tt5,pt5,r5)
write(5,*)'-----CALCUL DE LA TURBINE-----'
write(5,*)' '
write(*,*)'redement polytropique ETAPT=?'
read*,etpt
a=etpt*(g4-1)/g4
xkt=1/(1-a)
write(5,45)xkt
45 format(3x,'kp=',f6.3)
write(5,*)' '
134 write(*,*)'donner le nbre d'etages de la turbine:Nt'
read*,nt
dhoe=wc/nt
xmu=dhoe/u**2
write(5,135)xmu
135 format(3x,/,3x,'coefficient manometrique: Mu=',f6.3)
write(*,*)'pour rechoisir Nt tapez 0 sinon tapez 1'
read*,j
if(j.eq.0)then
gotol34
else
endif
dhoe=wc/nt

```

```

    dtoe=dhoe/Cpc
    write(5,140)dhoe,dtoe
140   format(3x,'diminution d''enthalpie totale par étage:',f10.2,
$     /,3x,'diminution de température totale par étage:',f7.2)
    write(5,*)' '
c     -----calcul cinematique-----

    va=v2
    dvu=dhoe/u
    v1u=(dву-u)/2
    v2u=u+v1u
    vi=sqrt(v1u**2+va**2)
    vii=sqrt(v2u**2+va**2)
    vm=sqrt(va**2+u**2/4)
    write(5,*)'vitesses entrée et sortie du rotor:'
    write(5,145)vi,vii,vm
145   format(3x,'VI=WII=',f8.2,/,3x,'VII=WI=',f8.3,/,3x,'Vm=Wm=',
$     f8.3)
    write(5,*)' '
    alph1=atan(v1u/va)
    alph1=180*alph1/pi
    alph2=atan(v2u/va)
    alph2=180*alph2/pi
    alphm=atan(u/(2*va))
    alphm=alphm*180/pi
    write(5,*)'angles d''inclinaison des aubes:'
    write(5,150)alph1,alph2,alphm
150   format(3x,'Alpha1=Béta2=',f6.3,/,3x,'Alpha2=Béta1=',f6.3
$     /,3x,'alphaM=BétaM=',f6.3)
    write(5,*)' '
c     -----calcul des grilles d'entrée et sortie-----
    dhge=(va**2-vii**2)/2
    dtge=dhge/Cpc
    dhgs=(vi**2-va**2)/2
    dtgs=dhgs/Cpc
    write(5,*)' '
    write(5,155)dhge,dtge,dhgs,dtgs
155   format(3x,'grille d''entrée:',/,/,3x,'variation d''enthalpie:',
$     f10.2,/,3x,'variation de température:',f7.3,/,/,3x,'grille de
$sortie:',/,3x,'variation d''enthalpie: ',f8.2,/,3x,
$     'variation de température: ',f7.3)
    write(5,*)' '
c     ----- calcule relatifs aux étages-----
c
    write(5,105)
105   format(4x,5hTtiii,7x,4hTiii,6x,5hPtiii,4x,4hPiii,6x,4hMiii,
$     4x,4hRiii,4x,4hhiii)
    x=q*(1+f)/(2*pi*rm*va)
    ttiii=tt4
    tiii=t4
    ptiii=pt4
    piii=p4
    fat=0
    do i=1,nt
    dpe=piii
    tau=(1-dtoe/ttiii)**(xkt/(xkt-1))
    if(i.eq.1)then
    tiii=t4-dtoe/2+dtge
    te=tiii-dtoe/2
    goto160

```

```

else
endif
tiii=tiii-dtoe
te=tiii-dtoe/2
160 tttiii=tttiii-dtoe
ptiii=ptiii*tau
xmiii=sqrt((tttiii/tiii-1)*2/(g4-1))
piiii=ptiii*(tttiii/tiii)**(-xkt/(xkt-1))
dpe=dpe-piiii
dp=dpe/2
pe=piiii+dp
riiii=piiii/(rc*tiii)*100000
hiiii=x/riiii
re=pe/(rc*te)*100000
he=x/re
hm=(he+hiiii)/2
fa=pi*dp*hm*2*rm*100000
fat=fat+fa
112 write(5,112)tttiii,tiii,ptiii,piiii,xmiii,riiii,hiiii
format(2x,f8.2,4x,f8.2,4x,f5.3,4x,f5.3,4x,f4.2,4x,f5.3,4x,f6.4)
enddo
write(5,*)' '
write(5,*)'Caractéristiques a la sortie de la turbine'
write(5,*)' '
tt5=tttiii
t5=tiii+dtgs
pt5=ptiii
xm5=va/sqrt(g4*rc*t4)
p5=pt5*(t5/tt5)**(g4/(g4-1))
r5=p5/(rc*t5)*100000
113 write(5,113)tt5,t5,pt5,p5,xm5,r5
format(3x,'Tt5=',f8.2,10x,'T5=',f8.2,/,3x,'Pt5=',f6.3,
$ 10x,'P5=',f6.3,/,4x,'M5=',f4.2,/,4x,'R5=',f5.3)
fu=nt*q*(1+f)*Cpc*dtoe/u
Ct=fu*rm
Wt=Ct*pi*n/(30*q*(1+f))
write(5,*)' '
write(5,*)'Efforts sur les aubes'
write(5,115)fat,fu
115 format(3x,'force tangentielle: Ft=',f12.2,/,
$ 3x,'force axiale: Fa=',f12.2)
write(5,*)' '
write(5,165)ct,wt
165 format(3x,'Couple d'entraînement:Ct=',f10.2,/,3x
$ ,'Travail développé:Wt=',f10.2)
return
end

```

C

```

C *****
C *          CALCUL DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION STATOREACTEUR          *
C *****

```

```

subroutine CCS(k,g4,f,r,rc,qr,r2,v2,pt2,tt2,cm2,pt5,tt5,r5)
real kt,k
write(5,*)' ---CALCUL DE LA C.C STATOREACTEUR--- '
write(5,*)' '
write(*,*)' coefficient de frottement Kf=?'
write(*,*)' '
read*,kf

```



```

write(5,*)' '
write(*,*)'rendement de la tuyère:etat=?'
read*,et
write(*,*)'angle du convergent:ALPHA1=?'
read*,a1
a1=a1*pi/180
write(*,*)'angle du divergent:ALPHA2=?'
write(5,*)' '
read*,a2
a2=a2*pi/180
c ----- caractéristiques de sortie de la tuyère-----
pt6=pt5*et
tt6=tt5
p6=11E-001*p1
v5=v2
x0=(pt6/p6)**((g4-1)/g4)-1
x1=x0*2/(g4-1)
xm6=sqrt(x1)
t6=tt6/(1+(g4-1)*xm6**2/2)
r6=100000*p6/(rc*t6)
v6=xm6*sqrt(g4*rc*t6)
c -----caractéristiques au col -----
ttc=tt6
ptc=p6*(et/((t6/ttc)-1+et))**(g4/(g4-1))
tc=ttc*2/(g4+1)
pc=ptc*(2/(g4+1))**(g4/(g4-1))
rco=1E005*pc/(rc*tc)
vc=sqrt(g4*rc*tc)
write(5,*)'-----caractéristiques au col de la tuyère-----'
write(5,*)' '
write(5,5)ttc,tc,ptc,pc,rco,vc
5 format(3x,'Ttc=',f7.2,10x,'Tc=',f7.2,/,3x,'Ptc=',f8.5,10x,
$ 'Pc=',f8.5,/,4x,'Rc=',f7.5,/,4x,'Vc=',f8.2)
write(*,*)' '
write(5,*)'caractéristiques de sortie de la tuyère'
write(5,*)' '
write(5,10)tt6,t6,pt6,p6,r6,xm6,v6
10 format(3x,'Tt6=',f7.2,10x,'T6=',f7.2,/,3x,'Pt6=',f8.5,10x,
$ 'P6=',f8.5,/,4x,'R6=',f7.5,/,4x,'M6=',f6.3,/,4x,'V6=',f8.2)
write(5,*)' '
c ----- dimensionnement de la tuyère -----
ae=q*(1+f)/(r5*v5)
de=sqrt(4*ae/pi)
ac=q*(1+f)/(rco*vc)
dc=sqrt(4*ac/pi)
as=q*(1+f)/(r6*v6)
ds=sqrt(4*as/pi)
xl1=(de-dc)/(2*tan(a1))
xl2=(ds-dc)/(2*tan(a2))
xl=xl1+xl2
write(5,20)de,dc,ds,xl
20 format(3x,'diametre d''entrée De=',f6.4,/,3x,
$ 'diametre au col Dc=',f6.4,/,3x,'diametre de sortie Ds=',f6.4,
$ '/',3x,'longueur de la tuyère L=',f6.4)
return
end
c -----
c subroutine PERF(f,q,v6,v0,Qr)
c -----
write(5,*)' '

```

```

write(5,*) '----- PERFORMANCES DE L''ENGIN -----'
P=q*((1+f)*v6-v0)
ps=p/((1+f)*q)
Pc=f*q*Qr
Pt=0.5*q*(1+f)*v6**2-0.5*q*v0**2
Pp=P*v0
etth=Pt/Pc
etp=Pp/Pt
etg = etth*etp
Csp=36000*v0/(etg*Qr)
write(5,10)P,Ps,Pt,Pc,Pp,etth,etp,etg,Csp
format(3x,'Poussée F=',f10.3,/,3x,'Poussée spécifique Fs=',
10 $ f10.3,/,/,3x,'Puissance thermique Pth=',f12.2,/,3x,
$ 'puissance calorifique Pc=',f12.2,/,3x,
$ 'Puissance de propulsion Pp=',f12.2,/,/,3x,
$ 'Rendement thermique : ',f7.4,/,3x,'rendement de propulsion'
$ ,f7.4,/,3x, 'rendement global:',f7.4,
$ /,/,3x,'consommation spécifique Cs=',f6.3)
return
end

```

C
C

FIN DU PROGRAMME

***** ALGER, 1992/1993

ANNEXE II

CALCUL DU TURBOPREACTEUR A $M = 2$

température et pression statiques a l'entrée:

T1[k°]= 218.65

P1[bar]= .04000

température et pression totales a l'entrée:

Tt1[k°]= 393.57

Pt1[bar]= .31296

caractéristiques après l'onde de choc n(1)

beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01
35.241	1.4165	1.2620	1.1224	1.7856	.0224	.945

caractéristiques après l'onde de choc n(2)

beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01
45.764	1.7722	1.4797	1.1977	1.3972	.0237	.942

caractéristiques après l'onde de choc n(3)

beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01
*****	.6032	.6758	.8925	1.7856	.0430	.898

caractéristiques après l'onde de choc n(4)

beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01
45.764	1.7722	1.4797	1.1977	1.3972	.0237	.942

caractéristiques après l'onde de choc n(5)

beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01
90.000	2.1402	1.6847	1.2703	.7409	.0306	.926

caractéristiques au col du diffuseur:

Ttc=393.57

Tc=399.16

Ptc= .21865

Pc= .22972

Rtc= .19358

Rc= .20053

Vc=296.717

éta1= .70

éta2= .97

état= .68

caractéristiques sortie diffuseur

Tt2= 393.57

T2= 384.16

Pt2= .14767

P2= .13946

Rt2= .13074

R2= .12649

V2=137.508

diamètre d'entrée

D1= .776

diamètre de sortie

D2= 1.221

longueur du divergent

L= 2.542

-----CALCUL DU COMPRESSEUR-----

coefficient polytropique kc:

kp= 1.465

travail consommé par le compresseur

Wc= 336403.40

rayon moyen :

Rm= .220

Nbre d'étages du compresseur Nc= 7

variation d'enthalpie totale par étage 48057.63

variation de température totale par étage 48.06

vitesse entrée et sortie du rotor

VI=WII= 171.717

VII=WI= 278.468

Vm=Wm= 220.601

angles d'inclinaison des aubes

alpha1=beta2=36.795

alpha2=beta1=60.409

alphaM=betaM=51.440

Grilles d'entrée et de sortie.

deltaHge= -5289.189

delta Tge= -5.29

delta Hgs= 29318.010

delta Tgs= 29.32

coefficient de portance Cz

Cz= .545

coefficient de traînée cx

Cx= .0078

Nbre d'aubes par drille Na= 63

Pas de la grille en(mm) t= 21.90

Ttiii	Tiii	Ptiii	Piii	Miii	Riii
441.63	426.93	.212	.191	.38	.156
489.69	474.98	.294	.267	.36	.196
537.74	523.04	.395	.362	.35	.241
585.80	571.10	.517	.477	.33	.291
633.86	619.16	.663	.615	.32	.346
681.92	667.21	.834	.779	.31	.407
729.97	720.56	1.034	.992	.24	.480

efforts sur les aubes :

force tangentielle: Ft= 24801.44

force axiale: Fa= 29524.27

parametres de sortie du compresseur

Tt3= 729.97

T3= 720.56

Pt= 1.034

P3= .992

R3= .480

M3= .237

-----CALCUL DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION-----

pouvoir calorifique inferieur du combustible en

Kj/Kg: Qr= 43920.59

la constante des gaz de combustion: Rc= 325.183

la chaleur spécifique des gaz de combustion: Cpc= 1195.4

caracteristique a la sortie de la C.C

Tt4= 1331.26 T4= 1292.53
Pt4= .974 P4= .869
R4= .207
M4= .414
V4= 312.02

-----CALCUL DE LA TURBINE-----

kp= 1.304

coefficient manométrique: Mu= .942
diminution d'enthalpie totale par étage: 112134.50
diminution de température totale par étage: 93.80

vitesse entrée et sortie du rotor:

VI=WII= 137.87

VII=WI= 362.136

Vm=Wm= 220.601

angles d'inclinaison des aubes:

Alpha1=Béta2=-4.154

Alpha2=Béta1=67.684

alphaM=BétaM=51.440

grille d'entrée:

variation d'enthalpie: -56117.10

variation de température: -46.943

grille de sortie:

variation d'enthalpie: 49.86

variation de température: .042

Ttiii	Tiii	Ptiii	Piii	Miii	Riii	hiii
1237.46	1198.69	.712	.621	.43	.159	.8411
1143.66	1104.89	.507	.437	.45	.122	1.1002
1049.86	1011.09	.351	.299	.47	.091	1.4737

Caractéristiques a la sortie de la turbine

Tt5= 1049.86 T5= 1011.13

Pt5= .351 P5= .304

M5= .18

R5= .092

Efforts sur les aubes

force tangentielle: Ft= 37937.63

force axiale: Fa= 24784.16

Couple d'entraînement: Ct= 5443.44

Travail développé: Wt= 336403.50

--- CALCUL DE LA TUYERE ---

-----caractéristiques au col de la tuyère-----

Ttc=1049.86 Tc= 893.88

Ptc= .36400 Pc= .19548

Rc= .06725

Vc= 626.19
caractéristiques de sortie de la tuyère

Tt6=1049.86 T6= 616.59
Pt6= .34423 P6= .04400
R6= .02194
M6= 2.007
V6= 1043.64

diametre d'entrée De=1.5961
diametre au col Dc= .8766
diametre de sortie Ds=1.1888
longueur de la tuyère L=1.2055

----- PERFORMANCES DE L'ENGIN -----

Poussée F= 11706.720
Poussée spécifique Fs= 460.577

Puissance thermique Pth= 9449553.00
puissance calorifique Pc= 18336850.00
Puissance de propulsion Pp= 6939771.00

Rendement thermique : .5153
rendement de propulsion .7344
rendement global: .3785

consommation spécifique Cs= 1.284

ANNEXE III

CALCUL DU STATOREACTEUR A $M = 5$

température et pression statiques a l'entrée:

T1[k°]= 218.65

P1[bar]= .04000

température et pression totales a l'entrée:

Tt1[k°]=1311.90

Pt1[bar]=*****

caractéristiques après l'onde de choc n(
beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01		
15.875	2.0452	1.6336	1.2520	4.3946	.0284	.9315	1)	
caractéristiques après l'onde de choc n(
beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01		
21.854	2.9848	2.0917	1.4269	3.4939	.0603	.8600	2)	
caractéristiques après l'onde de choc n(
beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01		
25.328	2.4693	1.8530	1.3326	2.8405	.0404	.9040	3)	
caractéristiques après l'onde de choc n(
beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01		
29.533	2.1500	1.6900	1.2722	2.3270	.0309	.9257	4)	
caractéristiques après l'onde de choc n(
beta	p2/p1	r1/r2	t2/t1	m2	Ds/Cv	p02/p01		
90.000	6.1801	3.1195	1.9811	.5312	.2286	.5647	5)	

caractéristiques au col du diffuseur:

Ttc=*****

Tc=*****

Ptc=8.01092

Pc=8.01113

Rtc=2.12765

Rc=2.12769

Vc=385.697

éta1= .38

éta2= .98

état= .37

caractéristiques sortie diffuseur

Tt2=1311.90

T2=1295.70

Pt2=2.97245

P2=2.92488

Rt2= .78946

R2= .78654

V2=180.384

diamètre d'entrée

D1= .209

diamètre de sortie

D2= .424

longueur du divergent

L= 1.231

---CALCUL DE LA C.C STATOREACTEUR---

pouvoir calorifique inférieur du combustible en

Kj/Kg: Qr= 43920.59

la constante des gaz de combustion: Rc= 325.183

conditions d'entrée de la zone de combustion :

Tt3= 1311.90

T3= 1282.36

Pt3= 2.259

P3= 2.086

R3= .567

M3= .339
V3= 243.61
conditions de sortie de la C.C :
Tt4= 1884.98 T4= 1777.73
Pt4= 2.050 P4= 1.590
R4= .275
M4= .634
V4= 549.79

--- CALCUL DE LA TUYERE ---

-----caractéristiques au col de la tuyère-----

Ttc=1884.98 Tc=1639.12
Ptc= 2.28101 Pc= 1.24481
Rc= .23354
Vc= 832.42

caractéristiques de sortie de la tuyère

Tt6=1884.98 T6= 780.43
Pt6= 2.00896 P6= .04400
R6= .01734
M6= 3.072
V6= 1764.34

diametre d'entrée De= .8076
diametre au col Dc= .4080
diametre de sortie Ds=1.0286
longueur de la tuyère L=1.5041

----- PERFORMANCES DE L'ENGIN -----

Poussée F= 7794.967
Poussée spécifique Fs= 306.677

Puissance thermique Pth= 12106750.00
puissance calorifique Pc= 18336850.00
Puissance de propulsion Pp= 11552180.00

Rendement thermique : .6602
rendement de propulsion .9542
rendement global: .6300

consommation spécifique Cs= 1.928

BIBLIOGRAPHIE

- [1] P.G.HILL et C.P.Peterson, "Mechanics and thermodynamics of propulsion", Ed. Addison, 1965.
- [2] Hesse et Mumfurd, "Jet propulsion for aerospace application", Ed. Pitman, 1965.
- [3] Brika, PFE "Etude d'un turboréacteur à Mach 3", 1983.
- [4] Boumdane, PFE "Etude d'un turboréacteur à Mach 3", 1983.
- [5] Jaumotte, "Chocs et ondes de choc", Ed. Masson, 1973.
- [6] Quillet, "Encyclopédie des sciences industrielle", 1983.
- [7] Bidard, "Energétique et turbomachines", Ed. Eyrolles, 1979.
- [8] Géprge, "La mécanique du vol", 1960.
- [9] Katnin, "Turboréacteur et autre moteur à réaction", 1958.
- [10] Zucrow, "Aircraft and missile propulsion", 1958.
- [11] Ikene et Merzougui, PFE "Etude sur l'utilisation du GNL comme fuel d'aviation", 1992.
- [12] Revue "Science et vie", 1986, Olivier Postel-Vinay.
- [13] Revue "Aéronautique et astronautique", N° 153, 1992-2.
- [14] Reveu "Sciences et avenir", N° 492, Fevrier 1988.