

وزارة التعليم و البحث العلمي  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

DEPARTEMENT

G-Mécanique



## PROJET DE FIN D'ETUDES

S U J E T

# Calcul D'un Cycle Thermodynamique D'un Turboreacteur A Simple Flux Avec Matching Compresseur - Turbine

Proposé par :

M. BENBRAIKA

Etudié par :

M. LAIMOUCHE

Dirigé par :

M. BENBRAIKA



لعماد الوطن العجم

عقل كان صالفاً ونسجياً وميماً  
وممانياً

لله رب العالمين

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

قُلْ يَا أَيُّهَا الْكَافِرُونَ ① لَا أَعْبُدُ مَا تَعْبُدُونَ ② وَلَا  
أَنْتُمْ عَابِدُونَ مَا أَعْبُدُ ③ وَلَا أَنَا عَابِدٌ مَّا عَبَدْتُمْ ④  
وَلَا أَنْتُمْ عَابِدُونَ مَا أَعْبُدُ ⑤ لَكُمْ دِينُكُمْ وَلِيَ دِينِ ⑥

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

إِذَا جَاءَ نَقْرُ اللَّهِ وَالْفَتْحُ ① وَرَأَيْتَ  
النَّاسَ يَدْخُلُونَ فِي دِينِي اللَّهُ أَفْوَاجًا ②  
فَسَبِّحْ بِحَمْدِ رَبِّكَ وَانْسَخِفْ لَهُ إِنَّهُ يَمَانٌ  
تَوَابًا ③

## REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer mon profond remerciement et ma profonde gratitude pour M<sup>re</sup> M. BENBRAÏKA, maître-assistant à l'ENPA pour ses précieux conseils qui m'ont beaucoup aidé pour la réalisation de ce modeste travail.

Que tous ceux qui ont contribué à ma formation et à tous ceux qui par leur soutien moral, m'ont encouragé trouvent ici l'expression de ma sincère reconnaissance.

## DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

- tous ceux qui glorifient ALLAH et le craignent
- mon père
- ma mère
- ma grand-mère
- mes frères et sœurs
- ma femme
- Abdelalem
- Abdelazziz
- Noureddoline M'érakka qui fut mon soutien moral.

محتوان : حساب الدارة الترموديناميكية لحرارة نفثات أحادي التدفق .  
خلاصة : إن الهدف من هذا العمل هو وضع برامج معلوماتية لكل العلاقات الرياضية  
لحرارة عنفي نفثات أحادي التدفق . لقد قمنا بوضع برامج جزئية تعبر كل منها  
- الناسر - النفاث - الناسر (الموجود قبل معرفة الإحتراق) -  
- العنفة الغازية - نافورة النروج  
ثم جمعنا كل هذه البرامج في برنامج كلي لهذا استعماله في عاولة الإبتعاد  
عنا مناطق اللفح التي هي عائق في الإستعمال العادي للحرارة العنفي .

SUBJECT : CALCUL D'UN CYCLE THERMODYNAMIQUE D'UN TURBOREACTEUR A  
SIMPLE FLUX AVEC MATCHING " COMPRESSEUR - TURBINE "

RESUME: Le but de ce travail est de faire la programmation de toutes  
les formules energetiques caracterisant un turboreacteur a  
simple flux. Pour cela on a fait des sous-programmes pour  
chaque partie de ce dernier a savoir:

- \_\_\_ le diffuseur
- \_\_\_ le compresseur
- \_\_\_ le diffuseur (amont chambre de combustion)
- \_\_\_ la chambre de combustion
- \_\_\_ la turbine
- \_\_\_ la tuyere de sortie

Cette programmation est tres utile pour faire le matching du  
compresseur et de la turbine afin d'eviter le phenomene du  
pompage qui nuit au fonctionnement normal du turboreacteur

SUBJECT : computation of cycle single rotor turbojet with turbine  
compressor matching.

SUMMARY : the object of this work consists in programmation of  
energetic relations wich characterize a single rotor  
turbojet. we have established subroutines for each  
element of the turbojet:

- \_\_\_ diffuser
- \_\_\_ compressor
- \_\_\_ diffuser (upstream the combustor)
- \_\_\_ combustor
- \_\_\_ turbine
- \_\_\_ nozzle

the combination of the subroutine is very useful for  
the turbine and compressor matching in view to avoid  
the compressor stall wich is an obstacle to the normal  
working of the turbojet

# SOMMAIRE

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات  
BIBLIOTHEQUE — المكتبة  
Ecole Nationale Polytechnique

Ch. 0 : INTRODUCTION

Ch. 1 : GENERALITES

I. situation du problème

II. méthodologie

Ch. 2 : LE DIFFUSEUR

I. introduction.

II. Étude thermodynamique.

III. Logiciel de calculs.

Ch. 3 : LE COMPRESSEUR

I. Introduction

II. Étude thermodynamique

III. Logiciel de calculs.

Ch. 4 : LE DIFFUSEUR (amont chambre de combustion)

Ch. 5 : LA CHAMBRE DE COMBUSTION

I. Introduction

II. Étude énergétique.

III. Logiciel de calculs.

Ch. 6 : LA TURBINE

I. Introduction

II. Étude thermodynamique de la détente

III. Logiciel de calculs

## Ch. 7: LA TUYERE

- I. Introduction
- II. Etude thermodynamique
- III. Logiciel de calculs.

## Ch. 8: PERFORMANCES DU TURBOREACTEUR

- I. Poussée fournie par les gaz :  $F_g$
- II. Calcul des rendements
  - a) rendement propulsif :  $\eta_{prop}$
  - b) rendement thermique :  $\eta_{th}$
  - c) rendement global
- III. Calcul des puissances
  - a) puissance propulsive
  - b) puissance thermique
  - c) puissance calorifique
- IV. Calcul de la consommation spécifique de combustible :  $C_s$

- CONCLUSION -

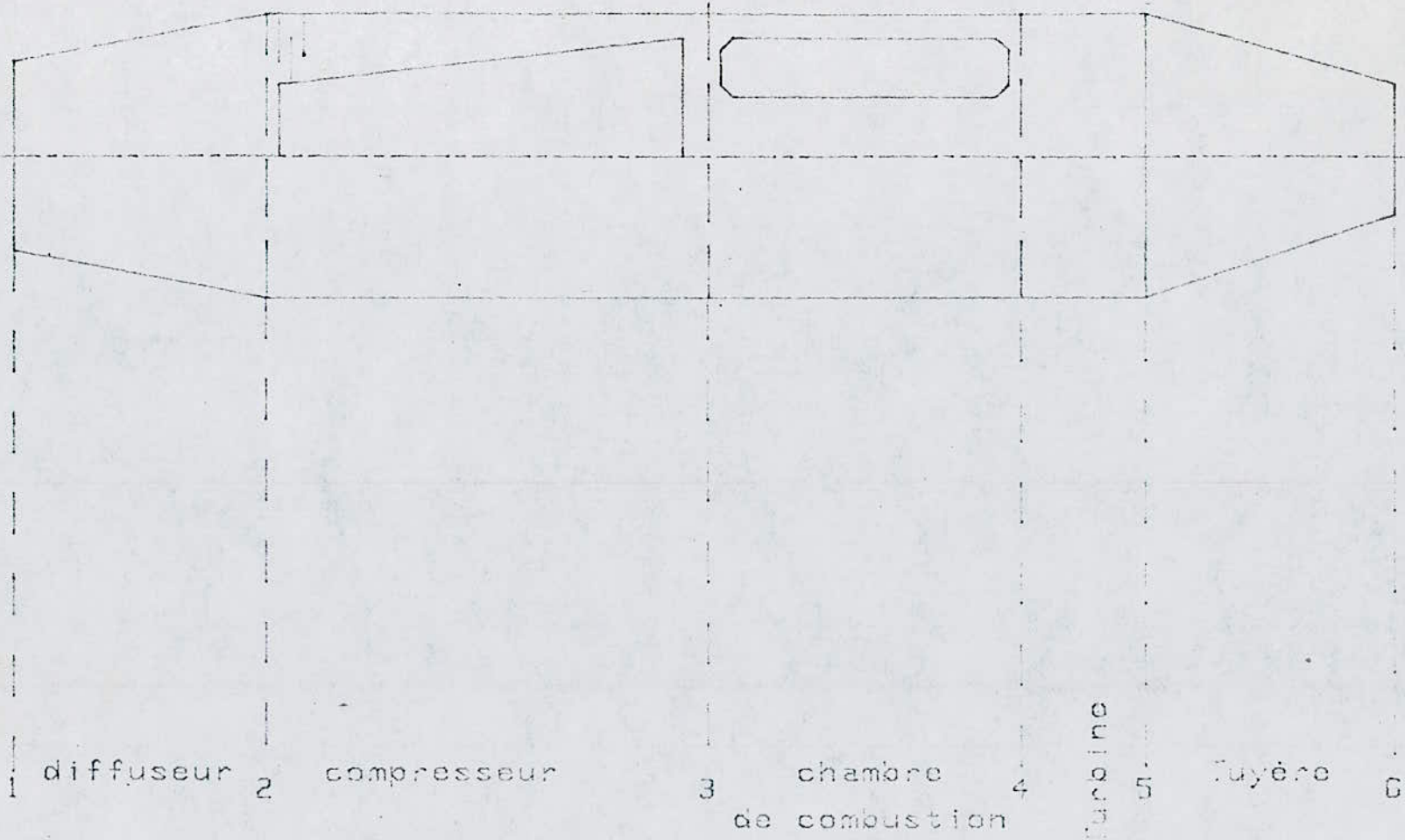


## PRINCIPALES NOTATIONS UTILISEES.

on donne dans le tableau ci-dessous les principales notations utilisées dans ce projet.

Symboles	désignation
H	enthalpie statique ; l'indice "0" indique l'état d'arrêt ou totale.
U	vitesse d'entraînement.
V	vitesse absolue du fluide.
W	vitesse relative.
V <sub>a</sub>	vitesse axiale.
P	Pression statique, l'indice "0" indique l'état d'arrêt ou totale.
T	température statique, l'indice "0" indique l'état d'arrêt ou totale.
Q	quantité de chaleur.
$\eta_p$	rendement polytropique
M	nbre de mach.
S	section de passage.
$\eta_c$	rendement adiabatique.
F <sub>g</sub>	poussée fournie par les gaz de combustion.
$\gamma$	rapport des chaleurs spécifiques
a	vitesse du son (locale)
c <sub>p</sub>	chaleur spécifique à pression constante
m <sub>a</sub>	débit masse d'air (mc).
m <sub>f</sub>	débit masse fuel.
r <sub>m</sub>	rayon du rotor.
R	constante universelle des gaz.
$\alpha$	angle formé par U et V.
$\beta$	angle formé par U et W.
$\epsilon$	degré de réaction.
$\eta_{prop}$	rendement propulsif.
$\eta_{th}$	rendement thermique.
$\eta_g$	rendement global.
c <sub>s</sub>	consommation spécifique de combustible.
$\pi$	taux de compression.
$\mu$	coef. manométrique.

Schema d'un turbo réacteur  
- réalisé à l'aide d'un logiciel sur H.P. -

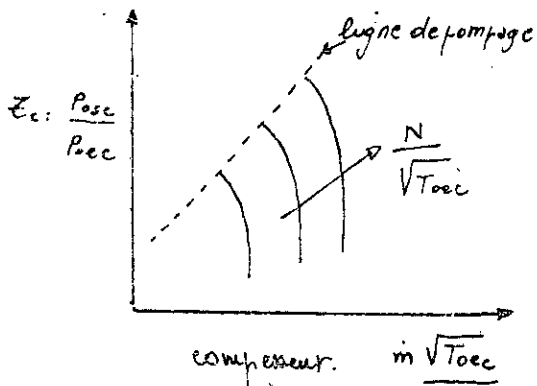


## Ch. 0 INTRODUCTION

Dans la conception de turboréacteurs, on a l'habitude de ne considérer que les paramètres thermodynamiques, or la taille de la machine influence considérablement sur son comportement. Nous allons commencer notre étude avec les caractéristiques des composants actuels (diffuseur, compresseur, chambre de combustion, turbine et tuyère), exprimés par les diagrammes de performances du compresseur fig (0-1), turbine fig (0-2) et peut être d'autres composants si nécessaires.

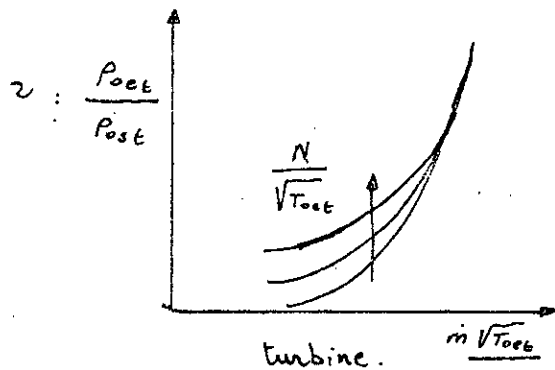
Les diagrammes représentent le comportement des dispositifs reals qui ont une géométrie complètement spécifiée.

Notre tâche est de déterminer comment est leur interaction quand ils sont combinés dans un moteur ou système de propulsion.



cc: entrée compresseur. P0cc  
sc: sortie compresseur.

fig (0-1)



ct: entrée turbine. P0ct  
st: sortie turbine.

fig (0-2)

L'accouplement du compresseur et de la turbine impose certaines conditions qui doivent être assurées et qui sont :

- La même fréquence de rotation pour les 2 composants turbine - compresseur :  $N_t = N_c$ .
- Le débit masse turbine est égale au débit masse fuel plus le débit masse compresseur (débit masse d'air).

$$m_t = m_f + m_c = m_c (1+f) \text{ ; avec } f = \frac{m_f}{m_c}$$

- Le travail absorbé par le compresseur est égal au travail fourni par la turbine :

$$m_c C_{pc} (T_{osc} - T_{oc}) = m_t C_{pt} (T_{ot} - T_{ost}) \quad (1)$$

$$\text{ou } \left\{ 1 - \left[ \frac{T_{ost}}{T_{ot}} \right] \right\} = \frac{C_{pc}}{(1+f) C_{pt}} \left[ \frac{T_{oc}}{T_{ot}} \right] \left[ \frac{T_{osc}}{T_{oc}} - 1 \right] \quad (2) \quad (1=2)$$

$$\eta_c = \frac{P_{osc}}{P_{oc}} = \left[ \frac{(1+f) A_{cc}/A_{ct}}{\left( \frac{P_{ot}}{P_{osc}} \right) \cdot m_t \cdot \left( \frac{T_{ot}}{T_{oc}} \right)^{\frac{1}{2}} / A_{ct} \cdot \frac{P_{ot}}{P_{ct}}} \right] \times \left[ \frac{m_c \left[ \frac{T_{oc}}{T_{ec}} \right]^{\frac{1}{2}}}{A_{cc} \frac{P_{oc}}{P_{ec}}} \left( \frac{T_{ot}}{T_{oc}} \right)^{\frac{1}{2}} \right]$$

remarque:

la valeur de  $P_{ot}/P_{osc}$  est pratiquement égale à 1 (voir le chapitre sur la chambre de combustion) avec

$P_{osc}$  : pression totale à l'entrée de la chambre.

$P_{ot}$  : pression totale à la sortie de la chambre.

# Ch. 1 GENERALITES

## I. SITUATION DU PROBLEME :

Le problème du matching ou accouplement de la turbine et du compresseur a une grande importance pour les moteurs à réactions qui doivent travailler sous des conditions impliquant de larges variations en poussée, pression et température d'admission et le nombre de mach de vol.

Essentiellement le problème du matching est simple, seulement les calculs peuvent être très lents. L'état stationnaire (permanent) du moteur à chaque vitesse peut être déterminé par deux conditions : continuité du débit et égalité de puissance.

Le débit masse de la turbine doit être la somme du débit masse du compresseur et du fuel, moins ce qui se fait au niveau du compresseur. Aussi la puissance fournie par la turbine doit être égale à celle demandée par le compresseur.

## II. METHODOLOGIE :

La procédure de calcul du matching peut être faite de la manière suivante :

- 1- on sélectionne une vitesse de fonctionnement:  $N$
- 2- on suppose une  $t^{\circ}$  d'admission dans la turbine  $T_{0et}$

- 3- on suppose un taux de compression  $\epsilon_c$  du compresseur
- 4- on calcule le travail du compresseur par unité de masse  $W_c$
- 5- on calcule le rapport de pression de la turbine requis pour produire ce travail  $W_t = W_c$
- 6- on va sur les diagrammes (0-1) et (0-2) si le débit masse d'air ( $\dot{m}_c$ ) plus le débit masse <sup>mf</sup> fuel est égal au débit de la turbine ( $\dot{m}_t$ ); sinon, on suppose une autre valeur de  $\epsilon_c$  et on répète les étapes 4-5 et 6, jusqu'à ce que la continuité soit satisfaite.
- 7- Maintenant on calcule le rapport de pression à travers la tuyère d'éjection, à partir des rapports de pression à travers le diffuseur, le compresseur, la chambre de combustion et la tuyère.
- 8- on calcule la section de sortie de la tuyère d'éjection nécessaire pour faire passer le débit de la turbine calculé en 6 avec le rapport de pression calculé en 7 et la température totale calculée. Si la section calculée n'est pas égale à la section actuelle de sortie on suppose une autre valeur de  $T_{0ct}$  (étape 2) et on répète la procédure entière.

D'après ce qui a été présenté ci-dessus, il n'a été nécessaire de faire

4

des logiciels de calcul pour chaque partie constituant le turboacteur, lorsque tout les organes sont accouplés ensemble, à savoir un logiciel pour :

- le diffuseur.
- le compresseur.
- le diffuseur (avant chambre de combustion).
- la chambre de combustion.
- la turbine.
- la tuyère de sortie des gaz.

remarque: l'étude de chaque partie sera faite dans un chapitre à part. Tout les logiciels de calcul sont contenus dans un seul logiciel global situé en annexe de notre polycopé.

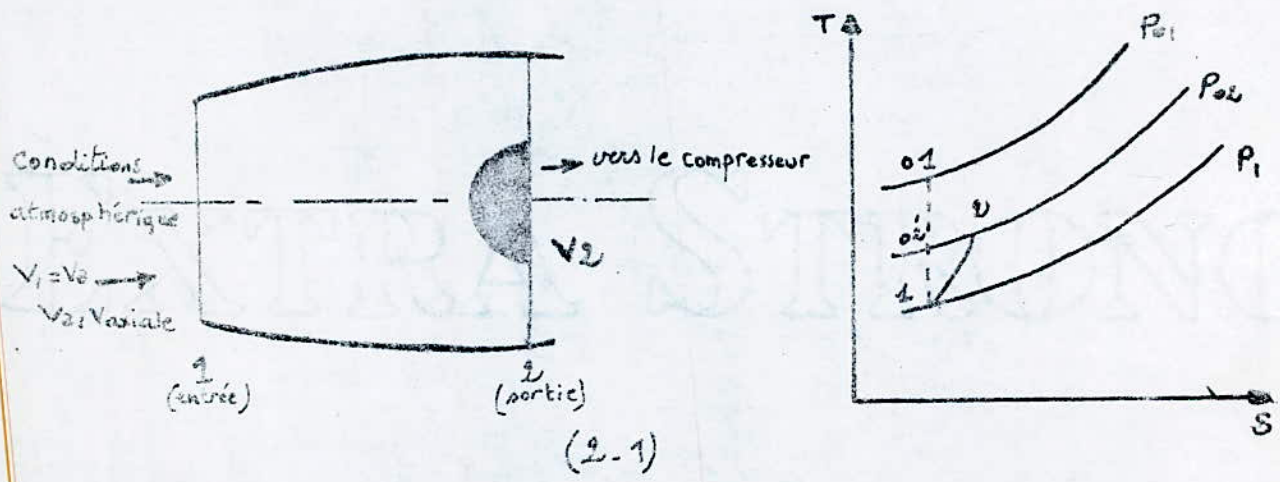
# Ch. 2. LE DIFFUSEUR

## I. INTRODUCTION

Le diffuseur ou entrée d'air du turboacteur à pour rôle de ralentir l'écoulement relatif de l'air, en amont de la captation jusqu'à un certain nombre de mach interne imposé par le fonctionnement de l'appareil qu'il alimente. Ce nombre de mach est généralement subsonique, mais il peut être exceptionnellement supersonique. L'énergie cinétique est ainsi transformée en énergie de pression. Dans l'aviation (civile en particulier), on utilise des diffuseurs subsoniques, mais il se peut quand il s'agit de grandes vitesses qu'on adopte des jets d'air supersoniques, dans ce cas la présence du diffuseur est très marquante.

## II. ETUDE THERMODYNAMIQUE

L'étude théorique d'un tel diffuseur est semblable à celle d'un diffuseur normal.





en se référant à la fig. (2.1), le rendement isentropique s'écrit:

$$\eta_d = \frac{h_{02}' - h_{01}}{h_{02} - h_{01}} = \frac{T_{02}' - T_{01}}{T_{02} - T_{01}} \quad \text{pour un diffuseur idéal on a}$$

$$T_{02}' = T_{02} \Rightarrow \eta_d = 1$$

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M_1^2} \quad \text{avec} \quad \frac{T_{02}'}{T_{01}} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$M_1$ : nbre de mach à l'entrée.

on a aussi les relations suivantes:

$$\frac{T_{02}}{T_2} = \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 + 1 \quad (2.1)$$

$M_2$ : nbre de mach à la sortie

$$\frac{P_{02}}{P_2} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.2)$$

Pour un diffuseur parfait, la pression totale d'entrée  $P_{01}$  est égale à celle de la sortie  $P_{02}$ . Cependant, il est d'usage et commode de tenir compte des fuites par un facteur sans dimension appelé coefficient de récupération de pression totale, ou bien rapport de pression totale:  $\eta_r = \frac{P_{02}}{P_{01}}$ . Ce rapport de pression est considéré comme étant un paramètre de mesure des performances d'un diffuseur. La

combinaison des expressions de  $\eta_d$  et de  $\eta_r$  nous permet d'écrire:

$$\eta_d = \frac{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right] \eta_r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M_1^2} \quad (2.3)$$

### III. LOGICIEL DE CALCUL DU DIFFUSEUR

La déduction des formules thermodynamiques a été traité précédemment, mais il est utile de donner quelques explications sur cette partie qui est la programmation de toutes les formules caractérisant ce diffuseur.

Pour pouvoir faire ce logiciel, il est indispensable que l'on ait les paramètres, à l'entrée 1, à savoir:

- + altitude de vol qui va nous donner les caractéristiques de l'air :
  - pression statique :  $P_1$
  - température statique :  $T_1$
  - constante des gaz :  $R$
  - rapport des chaleurs spécifiques :  $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$
- + nombre de mach de vol  $M_1$
- + rendement du diffuseur :  $\eta_d$
- + section du diffuseur à l'entrée :  $S_1$

L'ordre de calcul est le suivant:

- calcul de la masse volumique à l'entrée :  $\rho_1$
- calcul de la pression totale  $P_{01}$  (à l'entrée).
- calcul de la pression totale à la sortie :  $P_{02}$ .
- calcul de la vitesse du son à l'entrée  $A_1$ .
- calcul de la vitesse du fluide à l'entrée :  $V_1$
- on fixe le rapport de section à l'entrée  $S_1$  et la sortie  $S_2$   
 $\frac{S_1}{S_2} = 3$ , puis on calcule  $S_2$
- calcul du nombre de mach  $M_2$ . Ce calcul se fait par une méthode itérative avec  $M_2$  imposé par le compresseur [ $M_2 \in (0,1 \div 0,3)$ ]

- on calcule les paramètres de sortie :  $T_2, A_2, V_2, \rho_2$ .

Donc à l'aide de ce logiciel, on détermine ainsi toutes les paramètres thermodynamique du diffuseur que ce soit à l'entrée ou à la sortie.

remarque:

Le rapport de section  $\frac{S_2}{S_1}$  est fixé à 3, car il est pratique et est adopté pour les turboréacteurs modernes.

organigramme de calcul du diffuseur.

données fondamentales : altitude  $z$ ;  $P_1$ ;  $T_1$ ;  
 $R$ ;  $\gamma$ ;  $c_p$ ;  $M_1$ ;  $\eta_d$ ;  $S_1$ ;  $\frac{S_2}{S_1} = 3$

paramètres thermodynamiques à l'entrée:  
 $\gamma_1$ ;  $P_{01}$ ;  $A_1$ ;  $V_1$

$P_{02}$

$S_2$

INPUT  $0,1 < M_2 < 0,3$

$T_2$

$A_2$

$V_2$

$$X_1 = \left[ \frac{T_2}{T_1} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \times \frac{V_2}{V_1}$$

(rapport de section  $\frac{S_1}{S_2} = \frac{1}{3} = 0,333$ )

itérations

IF  $0,32 < X_1 < 0,34$

non

oui

$\gamma_2$

paramètres de sortie :  
 $T_2$ ;  $T_{02}$ ;  $P_2$ ;  $P_{02}$ ;  $V_2$ ;  $A_2$ ;  $\rho_2$ ;  $M_2$ ;  $S_2$

## Ch.3. LE COMPRESSEUR

### I. INTRODUCTION

Le compresseur est un appareil destiné à réaliser un accroissement de pression d'un fluide gazeux.

Cet appareil a une influence dominante sur les caractéristiques d'un turbo réacteur vu son contrôle sur le taux de compression spécialement à faible vitesse de vol. C'est pour cette raison que le compresseur a subi un développement technologique accentué malgré sa complexité.

Deux types de compresseurs sont largement utilisés en aviation ; le compresseur axial où les lignes de courant sont considérées pratiquement parallèles à l'axe de rotation du moteur, et le compresseur centrifuge dont l'écoulement axial à l'entrée devient radial à la sortie.

Les plus importants avantages de ce dernier type sont le grand taux de compression par étage et la simplicité de fabrication, mais son efficacité est faible et son taux de compression ne dépasse pas l'ordre de 4 (réf 2), (sauf si on utilise un compresseur à plusieurs étages où apparaissent des problèmes plus complexes de l'écoulement de l'air). Par contre, le compresseur axial peut avoir de grands taux de compression avec de bonnes efficacités, mais son avantage le plus important réside dans sa grande poussée par unité frontale surfacique. Cette poussée peut atteindre  $10.000 \text{ kg/m}^2$  avec les compresseurs axiaux, tandis qu'avec les compresseurs centrifuges, celle-ci ne dépasse pas  $2500 \text{ kg/m}^2$ .

ces deux caractéristiques : taux de compression élevés avec de bonnes efficacités et une grande poussée par unité de surface frontale indiquent la large utilisation du compresseur axial dans les moteurs à forte poussée pour les avions volant à grande vitesse.

Les inconvénients principaux de ce type de compresseur sont son prix de revient élevé et sa complexité de fabrication, cette complexité vient du fait que pour chaque étage, la dimension et la disposition des aubes varient quoique la technologie moderne a sut surmonter ces problèmes.

définition:

pour une meilleure compréhension de cette étude, quelques définitions se rapportant aux compresseurs sont portées dans ce paragraphe.

- aube:

on appelle aube, un obstacle à profil aérodynamique plongé dans l'écoulement pour en modifier la vitesse et corrélativement faire apparaître des efforts.

- grille d'aube:

Les profils disposés parallèlement suivant un même front et à intervalles réguliers, appelé pas de grille, déterminent entre eux autant de canaux par où s'écoule le flux d'air ils constituent une grille d'aube.

- profil d'aube:

On appelle profil d'aube, la section plane de l'aube par un plan perpendiculaire à sa ligne moyenne.

Un choix de profil d'aube pour un compresseur axial est très délicat. Les propriétés aérodynamiques des profils sont déterminées à partir des essais en soufflerie et l'aube est assimilée à une portante telle qu'une aile d'avion.

- squelette:

Le squelette d'un profil est la ligne médiane entre l'extrados et l'intrados. Cette ligne se confond pratiquement sur la plus grande partie de sa longueur avec le lieu des centres inscrits.

- corde :

La corde d'une aube est le segment rectiligne joignant les extrémités du squelette orienté dans le sens de l'écoulement

- flèche "f" :

on appelle flèche "f" du profil, l'ordonnée maximale du squelette par rapport à la corde.

- étage :

L'ensemble d'une grille mobile ou rotor et d'une grille fixe ou stator forme ce que l'on appelle un étage

- étage périodique :

on appelle étage périodique d'un compresseur axial un étage qui donne à la vitesse du fluide la même valeur et la même direction à la sortie qu'à l'entrée. Cette périodicité est d'une grande utilité dans l'étude des machines multi-étagées où le diagramme des vitesses est entièrement simplifié et permet les mêmes profils d'aubes pour les étages successifs.

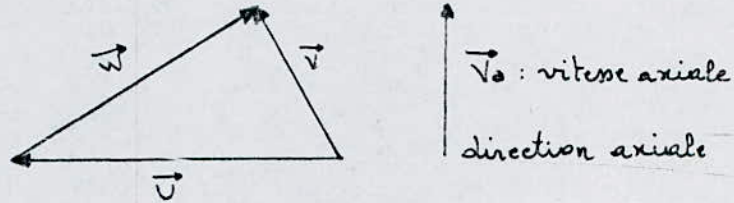
- triangles de vitesses :

Une particule qui aborde une aube avec une vitesse  $V$  (qui est la vitesse absolue) sera entraînée par l'aube à une vitesse d'entraînement  $U = \omega r$ . La vitesse absolue  $V$  est la somme vectorielle de la vitesse d'entraînement  $U$  et d'une vitesse relative  $W$ , soit

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



cette relation se traduit par un tracé géométrique appelé : Triangle de vitesse.



## II. ETUDE THERMODYNAMIQUE

a) Écoulement de l'air dans les canaux mobiles. Rotor: soit un étage quelconque d'un compresseur axial où  $V_0$  et  $V_2$  sont respectivement la vitesse d'entrée et de sortie de l'étage.

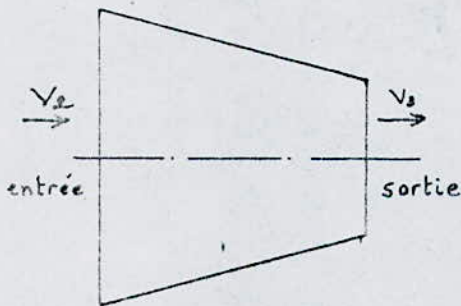
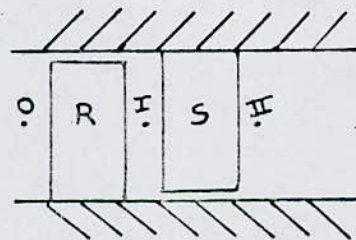


fig 3.2



O : entrée de l'étage (entrée rotor)

I : sortie du rotor

II : sortie de l'étage (sortie rotor)

L'équation d'énergie appliquée aux canaux mobiles s'écrit:

$$H_I - H_0 + \frac{1}{2} (W_I^2 - W_0^2) = (Q + W)_{0 \rightarrow I} \quad (3-1)$$

or, pour un observateur tournant avec le rotor, tout se passe comme si l'air s'écoulait dans des canaux fixes. Par conséquent aucun échange de chaleur n'a lieu avec l'extérieur, ainsi

aucun travail n'est effectué dans des canaux fixes soit:

$$Q_{oI} = W_{oI} = 0$$

alors l'équation (3-1) s'écrit:

$$H_I - H_o + \frac{1}{2} (W_I^2 - W_o^2) = 0$$

$$\text{ou bien : } H_I - H_o = \frac{1}{2} (W_o^2 - W_I^2) \quad (3-2)$$

$H_I - H_o$  représente l'augmentation d'enthalpie à travers le rotor. c'est une quantité positive, cela implique que  $W_o$  est supérieure à  $W_I$  ( $W_o > W_I$ ). Ce résultat nous permet de dire qu'il y'a un ralentissement de la vitesse relative dans les canaux mobiles.

La fig (3-3) illustre ce résultat:

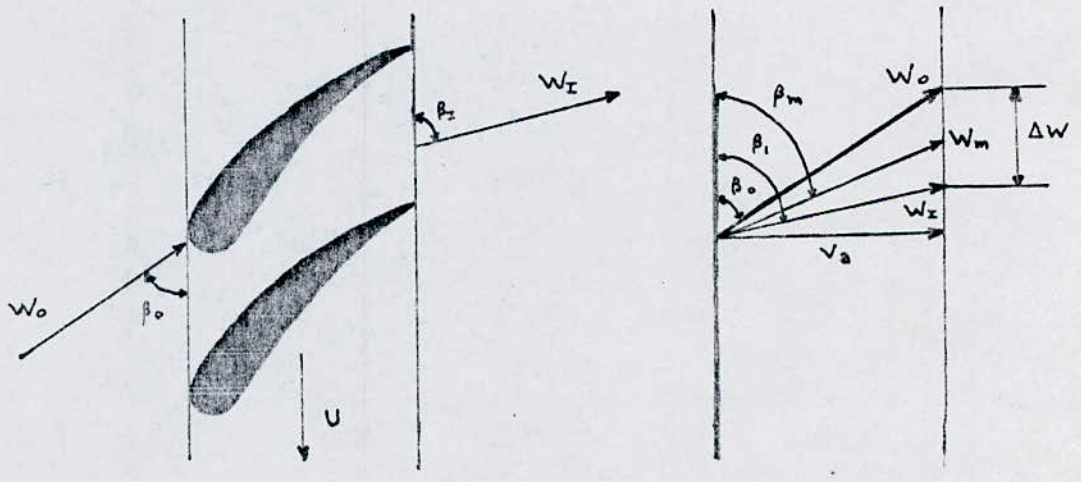


fig 3.3.

remarque:

L'augmentation d'enthalpie dans le rotor est affecté aussi d'une augmentation de pression et de température.

b) Écoulement de l'air dans les canaux fixes - Stator:

L'équation de l'énergie à travers le stator s'écrit :

$$H_{II} - H_I + \frac{1}{2} (V_{II}^2 - V_I^2) = (Q + W)_{II} \quad (3.3)$$

$Q_{II} = W_{II} = 0$ , puisque l'échange de chaleur avec l'extérieur est nul et aucun élément n'est en mouvement.

L'équation (3.3), s'écrit alors :

$$H_{II} - H_I + \frac{1}{2} (V_{II}^2 - V_I^2) = 0$$

ou bien  $H_{II} - H_I = \frac{1}{2} (V_I^2 - V_{II}^2)$ .

$(H_{II} - H_I)$  représente l'augmentation d'enthalpie du fluide à travers le stator, de plus, c'est une quantité positive.

De cela découle que  $V_I > V_{II}$ , le fluide subit donc dans un stator un ralentissement.

Ce résultat est illustré dans la fig (3.4).

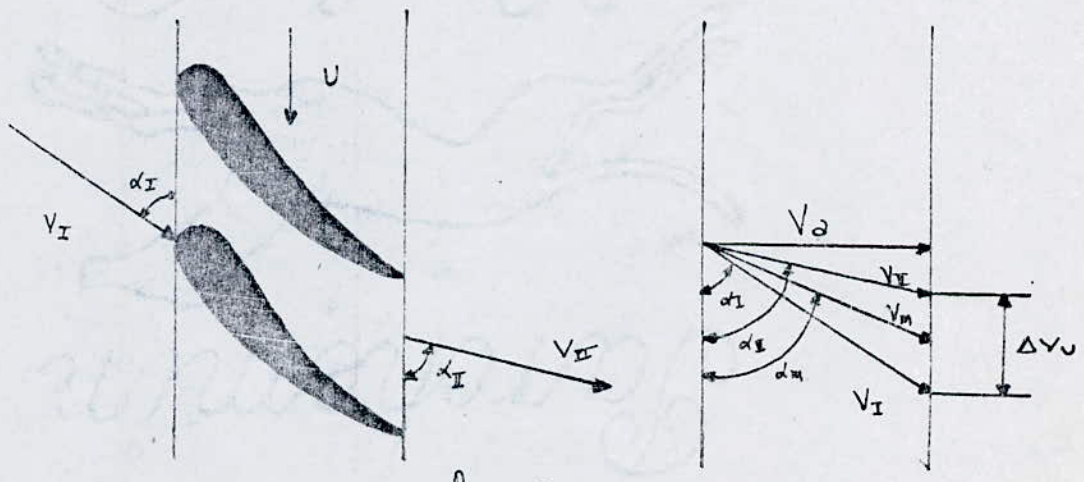


Fig 3.4

Ainsi dans le stator, l'augmentation d'enthalpie est affectée d'une augmentation de pression et de température statique.

On remarque aussi que dans un stator, la température et la pression sont pratiquement constante.

si on suppose d'une part que la vitesse axiale  $V_a$  est constante dans tout l'étage (rôle de la grille d'entrée), les étages sont périodiques, en combinant la fig (3-3) et (3-4), on aura le triangle de vitesse dans un étage complet.

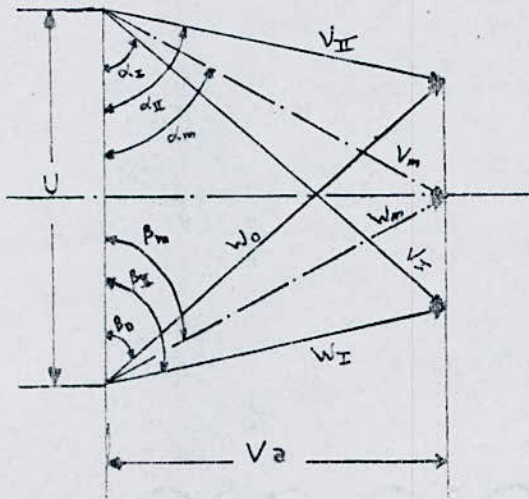


fig: 3-5 Diagramme complet des vitesses d'un étage de compresseur axial.

c) degré de réaction :

on appelle degré de réaction, le rapport de l'augmentation de l'enthalpie ds un rotor à l'augmentation de l'enthalpie dans un étage complet.

soit  $\epsilon = \frac{H_I - H_0}{H_{II} - H_0}$  ; généralement, la conception est choisie de telle sorte que  $\epsilon$  soit égale à  $\frac{1}{2}$

cela veut dire que l'augmentation d'enthalpie (statique) dans le rotor est la même que celle dans un stator.

d) conclusion:

Pour mieux illustrer ce résultat, on va figurer dans un tableau, les variations de  $P$ , de  $T$ , et  $V$  dans un étage de compresseur.

	V. absolue (m/s)	W. relative (m/s)	P. statique (Pa)	T. statique (°K)	S. passage (m <sup>2</sup> )	P. totale (Pa)	T. totale (°K)
ROTOR	↗	↘	↗	↗	↗	↗	↗
STATOR	↘	↗	↗	↗	↗	→	→

### e) travail d'un compresseur

Soit un compresseur d'entrée ② et de sortie ③, et la vitesse axiale  $V_a$ :

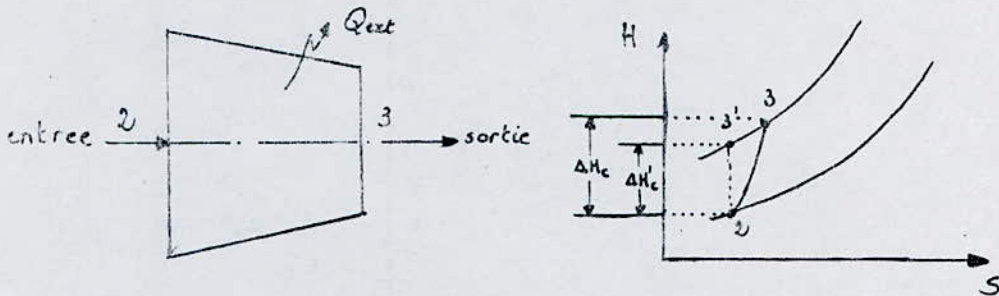


fig 3.6

L'équation d'énergie appliquée entre l'entrée ② et la sortie ③

$$\text{s'écrit : } H_2 + \frac{1}{2} V_2^2 + Q_{\text{ext}} + W_c = H_3 + \frac{1}{2} V_3^2 \quad (3.2)$$

ou  $H_2 + \frac{1}{2} V_2^2 = H_{02}$  : l'indice 0 indique l'état d'arrêt

puisque la compression est adiabatique, l'échange de chaleur est nul :  $Q_{\text{ext}} = 0$

L'équation (3.2) s'écrit  $H_{02} + W_c = H_{03} \Rightarrow H_{03} - H_{02} = W_c$

Si on suppose que pendant la compression, la chaleur spécifique est constante et avec la relation fondamentale  $H_{0i} = c_p T_{0i}$

on peut mettre le travail sous forme :

$$W_c = H_{03} - H_{02} = c_p T_{03} - c_p T_{02} = c_p (T_{03} - T_{02})$$

$$W_c = c_p (T_{03} - T_{02}) \quad (3.3)$$

D'autre part le rendement adiabatique  $\eta_c$  du compresseur

$$\text{est } \eta_c = \frac{\Delta H'_c}{\Delta H_c} = \frac{c_p (T_{03}' - T_{02})}{c_p (T_{03} - T_{02})} = \frac{T_{03}' - T_{02}}{T_{03} - T_{02}}$$

$$\Rightarrow T_{03} - T_{02} = \frac{T_{03}' - T_{02}}{\eta_c}$$

substituant ce resultat dans (3.3), on aura :

$$W_c = \frac{c_p (T_{03}' - T_{02})}{\eta_c} = c_p \frac{T_{02}}{\eta_c} \left( \frac{T_{03}'}{T_{02}} - 1 \right) \quad (3.4)$$

or du fait que la compression est isentropique, on peut utiliser la relation de Poisson :  $\frac{T_{03}'}{T_{02}} = \left[ \frac{P_{03}}{P_{02}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$  ;

donc aura :

$$W_c = c_p \frac{T_{02}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3.5)$$

Le rapport  $\frac{P_{03}}{P_{02}}$  représente le taux de compression totale du compresseur.

A travers les différents étages du compresseur multistagiés, le taux de compression n'est pas nécessairement constant.

L'utilisation d'un coefficient constant pour tout les étages, le compresseur semble plus approprié et plus pratique. c'est pour cela qu'on introduit la notion de rendement polytropique.

B) rendement polytropique:

Soit la formule fondamentale de l'enthalpie :

$$H = U + p v$$

$$dH = du + v dp + p dv \quad \text{or} \quad du + p dv = dQ = 0$$

(transformation adiabatique)

alors  $dH = v dp$

ainsi on a :  $dH' = v dp'$

d'après la fig (3.6), on a :  $\eta_c = \frac{\Delta H_c'}{\Delta H_c} = \frac{v dp'}{\Delta H_c}$

dans la transformation réelle (2-3), l'échange de chaleur  $dQ$  dû aux frottements n'est pas nul.

Par analogie avec  $\eta_c$ , on peut mettre le coefficient  $\eta_p$

sous la forme :  $\eta_p = \frac{v dp}{\Delta H_c} = \frac{v dp}{c_p dT}$  ; avec  $c_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$ ,

on obtient :  $\eta_p = \frac{v dp}{c_p dT} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{v dp}{R dT} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \left[ \frac{dP}{P} \right] / \left[ \frac{dT}{T} \right]$

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

$$\eta_p = \frac{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \log \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)}{\log \left( \frac{T_{03}}{T_{02}} \right)} ; \quad \text{ou encore sous une autre forme}$$

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left[ \frac{P_{03}}{P_{02}} \right]^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} \quad (3.6)$$

relation entre  $\eta_c$  et  $\eta_p$  :

$$\eta_c = \frac{T_{03}' - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} = \frac{T_{03}'/T_{02} - 1}{T_{03}/T_{02} - 1} = \frac{\left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1}{\left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} - 1} \quad (3.7)$$

de cette équation (3.7), on peut écrire :

$$\left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 = \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} - 1 \right] \cdot \eta_c$$

avec cette expression, l'équation (3.5) sera:

$$W_c = \frac{c_p T_{02}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] = c_p T_{02} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\eta_c} - 1 \right]$$

$$W_c = c_p T_{02} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\eta_c} - 1 \right] \quad (3.8)$$

g) coefficient polytropique:

Une transformation est dite polytropique si elle est régie par une équation de la forme:

$\frac{P}{\rho^k} = \text{cte}$ ; où  $k$  est le coefficient polytropique de la compression tenant compte des frotts., et  $\rho$  est la masse volumique du gaz.

En introduisant l'équation du gaz parfait  $\frac{P}{\rho} = rT$ , on peut mettre les paramètres thermodynamiques sous la forme:

$$\frac{T_3}{T_2} = \left( \frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{et} \quad \frac{T_{03}}{T_{02}} = \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad \text{la combinaison}$$

de cette eqt et de l'eqt (3.6) donne:

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\eta_c} = \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (3.9)$$

par identification, on obtient:

$$\frac{k-1}{k} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{1}{\eta_c} \quad (3.10)$$

h) caractéristiques de chaque étage:

De l'équation (3.9), on en déduit le rapport:

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left( \frac{T_{03}}{T_{02}} \right)^{\frac{\eta_c k}{k-1}} = \left( \frac{T_{03}}{T_{02}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.11)$$



Le rapport  $\frac{P_{03}}{P_{02}}$  représente le taux de compression total du compresseur, l'eqt (3.8) donne le taux de compression exprimé en fonction de  $Wc$

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left[ 1 + \frac{Wc}{c_p T_{02}} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (3-12)$$

- Taux de compression par étage :

si on affecte l'entrée de l'étage  $i$  et sa sortie par  $i+1$ , le taux de compression par étage s'écrit alors :

$$\frac{P_{0(i+1)}}{P_{0i}} = \left[ \frac{T_{0(i+1)}}{T_{0i}} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (3-12')$$

on a aussi  $T_{0i+1} = T_{0i} + \Delta T_{0e}$  où  $\Delta T_{0e}$  est l'augm. de temp. totale/étage.

l'équation (3.12') s'écrit alors :

$$\frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \left[ \frac{T_{0i} + \Delta T_{0e}}{T_{0i}} \right]^{\frac{k}{k-1}} = \left[ 1 + \frac{\Delta T_{0e}}{T_{0i}} \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\text{ou } \epsilon_i = \frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \left[ 1 + \frac{\Delta T_{0e}}{T_{0i}} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (3-13)$$

- Pression totale à la sortie de chaque étage  $i$  :

$$P_{0i+1} = \epsilon_i P_{0i} \quad (3-14)$$

- Température totale à la sortie de chaque étage  $i$  :

$$T_{0i+1} = T_{0i} + \Delta T_{0e} \quad (3-15)$$

- Température statique à la sortie de l'étage  $i$  :

on a :  $\Delta H_{0e} = \Delta H_e + \frac{1}{2} (V_{II}^2 - V_0^2)$  qui est l'augmentation d'enthalpie totale/étage.

on a aussi  $V_{II} = V_0$  (car les étages sont périodiques, cette périodicité permet la constance de la vitesse d'entrée dans chaque étage en direction et en module).

$\Delta H_{oe} = \Delta H_e$ , donc on peut dire que l'augmentation d'enthalpie totale par étage est égale à l'augmentation d'enthalpie statique par étage.

$$\Rightarrow T_{i+1} = T_i + \Delta T_e \quad \text{car} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta H_{oe} = c_p \Delta T_{oe} \\ \text{et } \Delta H_e = c_p \Delta T_e \end{array} \right\} \begin{array}{l} \Delta H_e = \Delta H_{oe} \\ \Rightarrow \Delta T_e = \Delta T_{oe} \end{array}$$

- Nombre de mach à la sortie de l'étage i :

$$\frac{T_{oi}}{T_i} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \Rightarrow M_i = \left[ \left( \frac{T_{oi}}{T_i} - 1 \right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.17)$$

- Pression statique à la sortie de l'étage i :

$$\frac{P_{oi}}{P_i} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{qui donne :}$$

$$P_i = P_{oi} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.18)$$

- Masse volumique de l'air à la sortie de l'étage i :

$$\rho_i = \frac{P_i}{RT_i} \quad \text{où } P_i \text{ et } T_i \text{ sont respectivement la pression et la température statiques.}$$

- Hauteur radiale de l'aube :

l'eqt de continuité du débit massique :

$$m_a = \rho_i V_a S_i \quad \text{avec la section de passage } S_i \text{ égale à } 2\pi r_m h_i ; \text{ où } h_i \text{ est la hauteur radiale de l'aube.}$$

$$\Rightarrow h_i = \frac{m_a}{2\pi r_m V_a \rho_i} \quad (3.19)$$

- Limitation d'augmentation de pression :

Afin de réduire le nombre d'étage d'un compresseur, il est nécessaire d'avoir une augmentation importante de pression par étage, tout en gardant une bonne efficacité. Mais ce desir est limité par le comportement de la couche limite, c'est ainsi que pour éviter le décollement de cette dernière, le coefficient de pression  $\pi_p$  défini par :

$$\pi_p = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho w_i^2} \text{ doit être inférieur à } 0,8 ; \pi_p < 0,8 \text{ selon [1]}$$

$w_i$  : vitesse relative de l'écoulement incident de le point où la couche limite commence à se développer.

$\Delta P$  : augmentation de la pression statique depuis le point  $i$  jusqu'au point où le  $\pi_p$  est évalué.

### III. LOGICIEL DE CALCUL DU COMPRESSEUR

Les données de base à l'entrée du compresseur sont les paramètres de sortie du diffuseur, avec quelques caractéristiques propres aux compresseurs qui sont :

- Le degré de réaction  $\epsilon$ .
- Le rendement polytropique  $\eta_p$ . (celui-ci est généralement égal à 0,9 pour les turbomachines modernes : ref [2])
- Écart de compression du compresseur  $\epsilon_c$ .
- choix du coefficient manométrique  $C_m$ , on le prend généralement dans l'intervalle  $[0,25 \div 0,4]$  selon la ref [2]
- vitesse périphérique  $U$  [ $U \in [200; 300]$ ] selon (sous MT2)

À partir de toutes ces données, on peut faire la programmation des calculs des différents paramètres comme suit (avec comme indicateurs)

l'indice ② est utilisé pour l'entrée et ③ pour la sortie)

- calcul du rayon moyen  $R_m$  du compresseur.
- calcul du diamètre d'entrée  $D_2$ .
- calcul du coefficient polytropique  $K$ .
- calcul du nombre d'étages  $N1$ .
- calcul de l'augmentation de l'enthalpie totale et statique par étage.
- Détermination des paramètres des triangles de vitesse
- Détermination des paramètres de la grille d'entrée et de sortie
- détermination des paramètres thermodynamiques à l'entrée et à la sortie de chaque rotor et de chaque stator et cela pour chaque étage  $i$ .

- calculs des paramètres thermodynamiques à la sortie du compresseur à savoir :  $P_3, P_{03}, T_3, T_{03}, V_3, A_3, \eta_3$ , et  $\eta_3$ .

remarque :

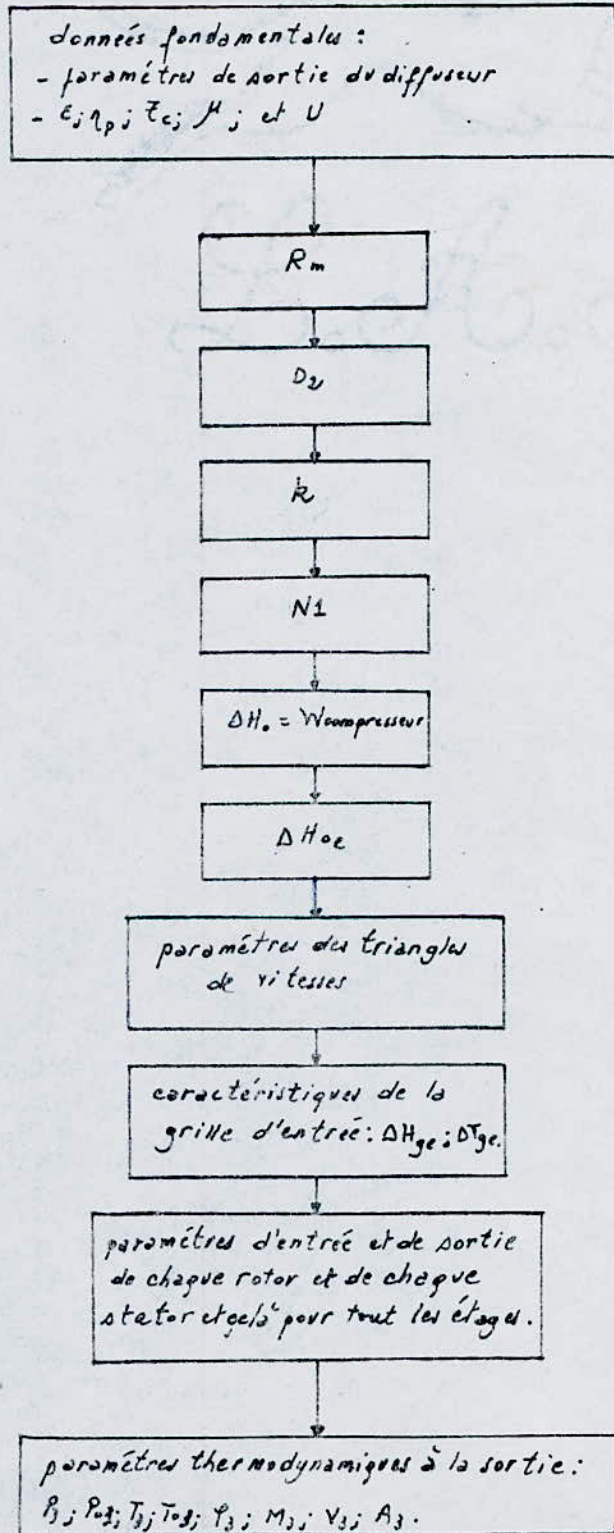
Le travail absorbé par le compresseur n'est autre que l'augmentation d'enthalpie totale  $\Delta H_{0c}$ .  $W_c = \Delta H_{0c}$ ; ce travail n'est autre que celui fourni par la détente des gaz dans la turbine, c'est à dire :  $\Delta H_{0t} = \Delta H_{0c} = W_c$ .

Par chemin



L. A. D. D.

organigramme de calcul du compresseur.



## Ch.4. LE DIFFUSEUR (amont chambre de combustion)

L'utilisation de ce diffuseur placé en amont de la chambre de combustion permet un ralentissement de l'écoulement ( $M_4 < M_3$ ) avec 4 comme étant l'indice pour la sortie et 3 pour l'entrée, de telle sorte à avoir un nombre de mach convenable à l'entrée de la chambre, avec  $M_4$  appartenant à l'intervalle  $[0,04; 0,07]$ ; nécessaire au maintien de la flamme.

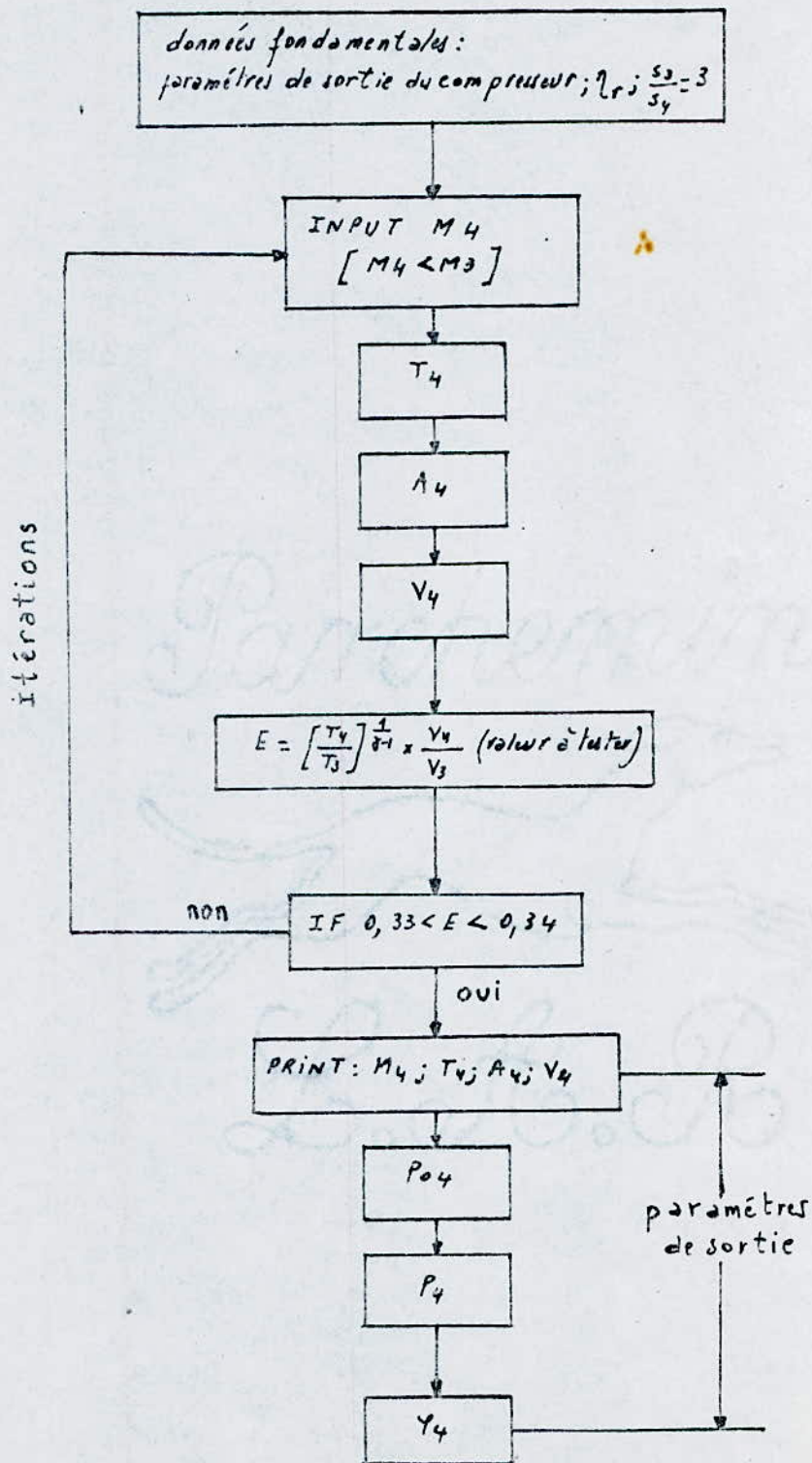
La partie de ce sous-programme est arbitraire puisqu'il faut la valeur du nombre de mach à la sortie du compresseur, si ce dernier est dans l'intervalle cité ci-dessus, c'est à dire  $[0,04; 0,07]$ , alors il n'y a pas lieu d'utiliser ce logiciel. Dans le cas contraire, il est indispensable de l'utiliser pour les raisons citées ci-dessus.

remarque:

L'étude thermodynamique ne sera pas faite, car elle a été déjà faite, mais il faut faire des corrections au niveau des indices d'entrée et de sortie.

L'ordre de calcul est le même que pour le diffuseur d'entrée, ainsi, on obtient tout les paramètres à la sortie de ce deuxième diffuseur à savoir:  $T_{4s}, T_{04}, P_{4s}, P_{04}, \gamma_4, V_4, A_4, M_4$ .

organigramme de calcul du diffuseur  
(amont chambre de combustion).





# Ch. 5. LA CHAMBRE DE COMBUSTION

## I. INTRODUCTION

La chambre de combustion est la partie vitale du turboreacteur elle est le lieu de transformation de l'énergie chimique en énergie calorifique d'où découle ; la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur et la puissance propulsive . Le combustible soit pulvérisé, soit sous forme de vapeur, s'y mélange avec l'air venant du compresseur . Le mélange brûle, le gaz qui en résultent se dilatent et leur détente fournit la poussée de réaction.

Les différents éléments constituant la chambre de combustion peut résumés comme suit :

- système d'allumage :  
L'allumage du mélange gazeux dans la chambre de combustion est réalisé non seulement par des brûleurs mais aussi par un ensemble d'appareils et de circuits se trouvant à l'extérieur du moteur.
- système d'accrochage de la flamme :  
La stabilité de la flamme nécessite un dispositif spécial qui homogénéise la vitesse à l'intérieur de la chambre ou la grande vitesse aux entrées des injecteurs . L'absence de tourbillons, et par suite de brassage du mélange air - combustible faisaient un mélange non homogène .

- refroidissement des gaz avant leur entrée dans la turbine :

En injectant une quantité de kérosène telle que tout l'oxygène de l'air fourni par le compresseur soit utilisé pour la combustion. Ce qui est excellent pour le rendement mais la température de la chambre est voisine de  $2300^{\circ}\text{K}$  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 le seuil de  $1700^{\circ}\text{K}$ , sauf pour des engins spéciaux très chers où on peut utiliser des matériaux résistants en même temps aux sollicitations mécaniques et thermiques combinés.

Pour une meilleure résistance thermique et mécanique on a intérêt à refroidir les gaz de combustion pour abaisser leurs températures à des valeurs admissibles, cela entraîne malheureusement une perte de poussée inévitable, c'est pour cette raison qu'on admet une quantité d'air d'environ 55 à 65 fois supérieure à celle du combustible.

## II. ETUDE ENERGETIQUE :

L'optimisation des caractéristiques de fonctionnement d'un réacteur revient particulièrement à bien choisir la chambre de combustion du pt de vue énergétique et dimensionnement.

Le processus de la combustion se fait avec les hypothèses suivantes :

- La combustion se fait à pression constante.
- La transformation est adiabatique
- L'écoulement est supposé continu et permanent.

L'équation d'énergie appliquée entre la sortie (5) et l'entrée (4)

$$\begin{aligned} \text{s'écrit : } (W+Q)_{4-5} &= H_5 - H_4 + \frac{1}{2} V_5^2 - \frac{1}{2} V_4^2 \\ &= \left( H_5 + \frac{1}{2} V_5^2 \right) - \left( H_4 + \frac{1}{2} V_4^2 \right) \\ (W+Q)_{4-5} &= H_{05} - H_{04} \end{aligned}$$

mais la combustion n'effectue sans aucun travail mécanique

$$\text{donc } W_{4-5} = 0$$

$$\Rightarrow Q_{4-5} = H_{05} - H_{04} ; \text{ ou } H_{05} - H_{04} = \bar{c}_p (T_{05} - T_{04})$$

$$\text{alors } Q_{4-5} = \bar{c}_p (T_{05} - T_{04}) \quad (5-1)$$

où  $Q_{4-5}$  est la chaleur dégagée par la combustion

$\bar{c}_p$  est la chaleur spécifique moyenne.

L'échange de chaleur entre l'air et le combustible peut être exprimé par :

$$m_a H_{04} + \eta_{ch} m_f Q_R = (m_a + m_f) H_{05} \quad (5-2)$$

- où :
- $m_a H_{04}$  : quantité d'énergie cédée par l'air.
  - $\eta_{ch}$  : rendement de la chambre de combustion
  - $\dot{m}_f$  : débit massique du combustible.
  - $\dot{m}_a$  : débit massique de l'air.
  - $Q_R$  : pouvoir calorifique inférieur du combustible.
  - $\eta_{ch} Q_R \dot{m}_f$  : quantité d'énergie cédée par le combustible
  - $(\dot{m}_a + \dot{m}_f) H_{05}$  : quantité d'énergie cédée par la combustion totale.

$Q_R$  est exprimée selon [2] par la formule suivante.

$$Q_R = 36981 + 36748 \frac{H}{C} \quad \text{kJ/kg} \quad (5-3)$$

$$\text{avec } \frac{H}{C} = \frac{1,008 \cdot m}{12,01 \cdot n} \quad (5-4)$$

où  $m$  est le nombre d'atomes d'hydrogènes dans l'hydrocarbure utilisé et  $n$  est le nombre d'atomes de carbone.

Le combustible couramment utilisé dans l'aviation est le kérosène dont la formule chimique est  $C_{18}H_{18}$ , ce qui donne

$m = 18$  et  $n = 18$ , de (5-4) on aura :

$$\frac{H}{C} = \frac{1,008}{12,01} \cdot \frac{18}{18} = 0,18884 ; \text{ le pouvoir calorifique sera}$$

$$\text{enfin } Q_R = 36981 + 36748 \times 0,18884$$

$$Q_R = 43920,5 \text{ kJ/kg}$$

a) température totale à la sortie de la c.c.:

divisant l'équation (5.2) par  $m_a$ , on aura:

$$H_{04} + \frac{m_f}{m_a} \eta_{ch} Q_R = \left(1 + \frac{m_f}{m_a}\right) H_{05} \quad (5.5)$$

où  $\frac{m_f}{m_a} = f$  (5.6) : ce rapport est appelé "richesse du

mélange", il est plus généralement dans l'intervalle

$$\left[\frac{1}{55} \div \frac{1}{55}\right] \text{ selon } \left[ \text{Mechanics and thermodynamics of} \right] \\ \text{propulsion}$$

$$H_{04} + f \eta_{ch} Q_R = (1+f) H_{05}$$

$$\bar{c}_p T_{04} + f \eta_{ch} Q_R = (1+f) \bar{c}_p T_{05}$$

$$T_{05} = \frac{\bar{c}_p T_{04} + f \eta_{ch} Q_R}{(1+f) \bar{c}_p} \quad (5.7)$$

dont la chaleur spécifique moyenne est déterminée

$$\text{par } \bar{c}_p = \frac{\gamma}{\gamma-1} \bar{R} \quad (5.8)$$

$\bar{R}$  est la constante des gaz de combustion exprimée

selon [2] par:

$$\bar{R} = \frac{1}{M} \left[ 9283,7 + \frac{66543}{1 + H/C} f \right] \cdot \frac{1}{(1+f)} \quad \left[ \text{J/kg} \cdot \text{K} \right]$$

M : masse molaire du mélange

$$M = M_{air} + f M_{C_8H_{18}}$$

$$M = 30,9 \text{ g} \quad \text{d'où :}$$

$$\bar{R} = \frac{1}{30,9} \left( 9283,7 + \frac{66543}{1 + 0,15884 f} \right) (1+f)^{-1}$$

b) nombre de mach à la sortie de la c.c. :

La méthode qu'on va utiliser pour le calcul est celle établie par Hill. P dans Mechanics and Thermodynamics of propulsion.

L'équation de continuité à l'entrée de la chambre s'écrit

$$\dot{m}_2 = \rho_4 V_4 S_4 \quad (5-9)$$

à la sortie ⑤, elle s'écrit :  $\dot{m}_a + \dot{m}_p = \rho_5 V_5 S_5 \quad (5-10)$

or pour les chambres de combustion tubulaires :

$S_4 = S_5$  et la substitution de (5-9) dans (5-10) donne :

$$\rho_4 V_4 S_4 + \dot{m}_p = \rho_5 V_5 S_5 \quad \Rightarrow$$

$$1 + \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_2} = \frac{\rho_5 V_5}{\rho_4 V_4}$$

$$\rho_5 V_5 = (1+f) \rho_4 V_4 \quad (5-11)$$

En introduisant l'équation de gaz parfait  $\frac{p}{\rho} = RT$

on aura :

$$\frac{p_5}{p_4} = \frac{V_4 R_5 T_5}{V_5 R_4 T_4} (1+f) \quad (5-12)$$

$$\text{avec } R_5 = \bar{R}$$

$$R_4 = R$$

En outre on a :  $V = aM = (\gamma RT)^{\frac{1}{2}} M$  alors :

$$\frac{p_5}{p_4} = \frac{M_4}{M_5} \left( \frac{R_4 T_4}{R_5 T_5} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{R T_5}{R_4 T_4} (1+f) = \frac{M_4}{M_5} \left( \frac{R_5 T_5}{R_4 T_4} \right)^{\frac{1}{2}} (1+f) \quad (5-13)$$

En égalisant les expressions (5-14) et (5-15) on aura l'expression donnant ainsi le nbr de mach  $M_5$ .

$$M_5 \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2\right)^{\frac{1}{2}}}{1 + \gamma M_5^2} = M_4 \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2\right)^{\frac{1}{2}}}{1 + \gamma M_4^2} (1+f) \left(\frac{R_5 T_{05}}{R_4 T_{04}}\right)^{\frac{1}{2}} (*)$$

Le calcul de  $M_5$  se fait de façon itératif, on suppose  $M_5$  et on fait le test de l'équation (\*), si l'égalité est vérifiée, on prend la valeur de  $M_5$ , dans le cas contraire on suppose une autre valeur de  $M_5$ .

remarque:

Les valeurs de  $M_5$  doivent être nécessairement supérieures à  $M_4$  (voir partie du programme de la chambre de combustion, tout les détails du calcul itératif sont explicités).

c) pression statique et totale à la sortie de la c.c.:

$$P_5 = P_4 \left( \frac{1 + \gamma M_5^2}{1 + \gamma M_4^2} \right)$$

$$P_{05} = P_5 \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

d) perte de pression à travers la c.c. (en %) -  $P_p\%$ :

La perte de pression est donnée par:

$$P_p\% = \frac{\Delta P}{P_{04}} \times 100 = \frac{P_{04} - P_{05}}{P_{04}} \cdot 100 \quad (\text{perte de pression exprimée en \%})$$

cette perte de pression aussi faible soit-elle, est due essentiellement aux frotts de chaux inévitables par rayonnement. Généralement ce pourcentage est faible, c'est pour cela qu'on suppose que la combustion se fait à pression pratiquement constante.

e) température statique à la sortie de la c.c.:

$$T_s = T_{0s} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} \eta_r^2 \right)^{-1}$$

f) masse volumique de [l'air ⊕ fuel] à la sortie de la c.c.:

$$\rho_r = \frac{P_r}{\bar{R} T_r}$$

g) vitesse absolue du gaz de combustion:

$$V_r = (\gamma \bar{R} T_r)^{\frac{1}{2}} M_r$$

h) dimensionnement de la chambre:

Généralement, à l'entrée proprement dite de la chambre de combustion, le nombre de Mach de l'écoulement n'est que de l'ordre de  $[0,04 \text{ à } 0,07]$  du fait de la géométrie et de dispositifs spéciaux qu'on adopte pour parvenir à une vitesse convenable de la flamme.

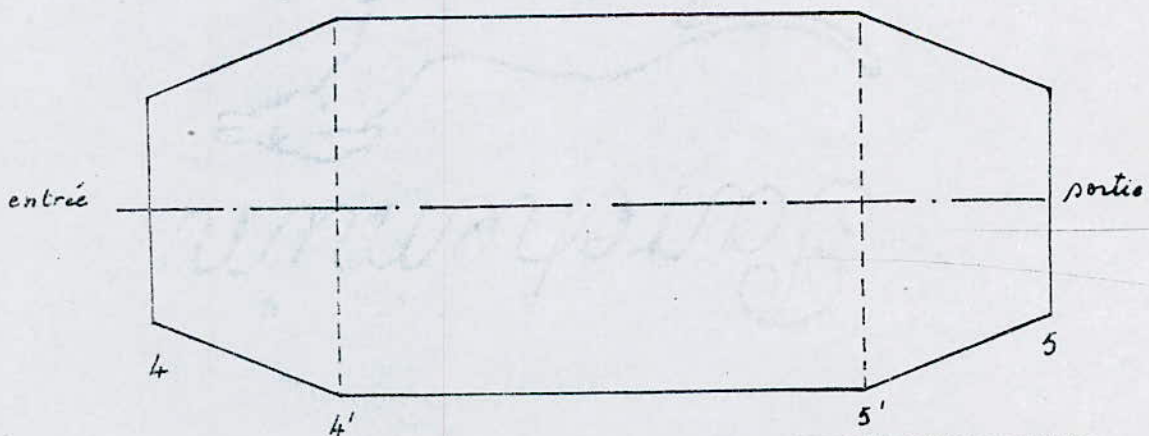


schéma de la chambre de combustion tubulaire



Les chambres de combustion généralement utilisées sont de genre tubulaires où leur nombre est estimé à 8 dans la plus part des cas.

(turboacteurs modernes).

Si dans la partie (4-4'), les pertes sont négligées, on aura :

$$T_{04} = T_{04'} \quad \text{et} \quad P_{04'} = P_{04}$$

alors on peut déterminer les paramètres thermodynamiques à l'entrée effective de la chambre de combustion :

$$- T_{4'} = \frac{T_{04'}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{4'}^2} \quad \text{avec } M_{4'} \in [0,04 : 0,07].$$

$$- P_{4'} = \frac{P_{04'}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{4'}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$- \rho_{4'} = \frac{P_{4'}}{R_4 T_{4'}} \quad R_4 = R$$

$$- V_{4'} = \left(\gamma R_4 T_{4'}\right)^{\frac{1}{2}}$$

La section d'entrée est ainsi déterminée :

L'application de l'egt. de continuité permet de calculer la section :  $\dot{m}_a = \rho_{4'} V_{4'} S_{4'}$

$$\Rightarrow S_{4'} = \frac{\dot{m}_a}{V_{4'} \rho_{4'}}$$

cette section représente la section totale des chambres de combustion, comme on a en général 8 chambres tubulaires

la section unitaire sera :  $S_{4'ch} = \frac{S_{4'}}{8} \quad [m^2].$

avec un diamètre d'entrée :  $D_{ch} = \left[\frac{4 S_{4'ch}}{\pi}\right]^{\frac{1}{2}}$

remarque :

La détermination de la longueur, ne peut être, malheureusement, évaluée que par voie expérimentale.

### III. LOGICIEL DE CALCUL DE LA C.C. :

Les paramètres à l'entrée (4) sont les paramètres de sortie du deuxième diffuseur ou du compresseur suivant la valeur du nombre de mach à la sortie du compresseur.

Les paramètres nécessaires à ce logiciel de calcul sont :

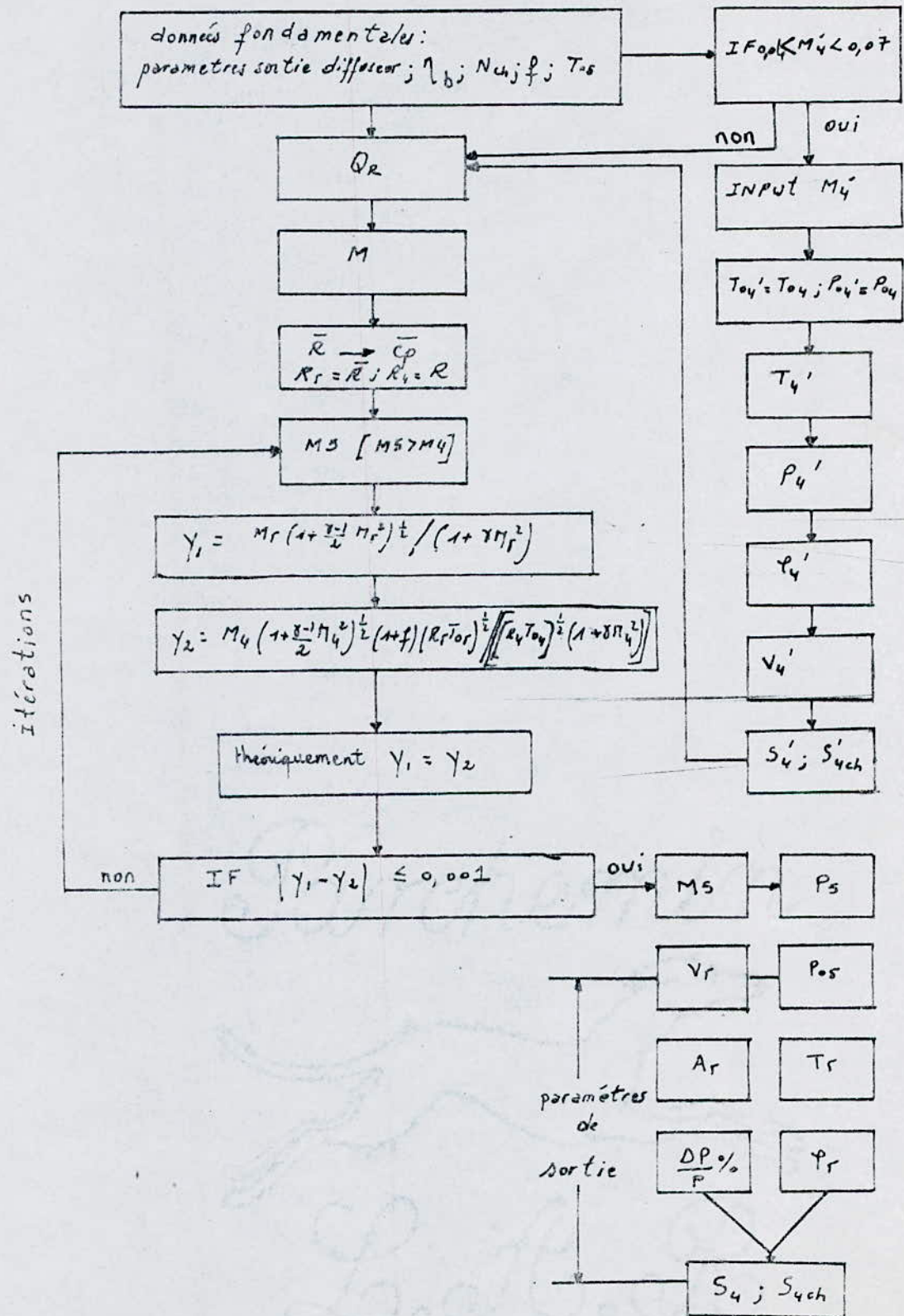
- Le rendement de la chambre  $\eta_b$  avec  $\eta_b \in [0,97; 0,99]$
- le nombre de chambres tubulaires.
- caractéristiques du combustible (kérosène) et choix de  $f = \frac{m_f}{m_a}$ .

L'ordre de calcul est le suivant :

- pouvoir calorifique inférieur  $Q_{ci}$
- masse molaire du mélange  $M$ .
- calcul du rapport du mélange  $f = \frac{m_f}{m_a}$
- constante des gaz  $R_{moyen}$  ( $\bar{R}$  ou  $R_f$ ) du mélange
- calcul du  $c_p$  moyen ( $\bar{c}_p$ ) du mélange.
- calcul du nombre de mach à la sortie de la chambre. Ce dernier est évalué par une méthode itérative.
- calcul des paramètres thermodynamiques à la sortie (5) de la chambre de combustion :  $P_5, P_{05}, M_5, T_5, T_{05}$ ,  $P_p \%$  qui le pourcentage de la perte de pression,  $\varphi_5, V_5$  et  $A_5$ .

Donc tout les paramètres caractérisant la chambre de combustion sont ainsi déterminés.

organigramme de calcul de la chambre de combustion



## Ch. 6. LA TURBINE

### I. INTRODUCTION :

La turbine est un organe qui assure l'entraînement du compresseur en prélevant une partie d'énergie au jet des gaz sortant de la chambre de combustion, le reste peut à fournir la poussée.

Dans l'aviation, on utilise deux sortes de turbines, axiales et radiales selon que l'écoulement est parallèle à l'axe de rotation de la turbine ou perpendiculaire à celui-ci.

Les expériences ont montré que les turbines radiales produisent un écoulement axial concentré à la sortie, extraient une quantité importante d'énergie par étage à cause de l'effet centrifuge et donnent un rendement élevé dans certaines applications particulières sur des engins de faible taille suite à de pertes très faibles.

Mais l'incompatibilité de monter plusieurs étages en série, leur faible rendement et leur faible température admissible à cause de la grande surface mouillée en amont rendent leur application limitée, par ailleurs, le choix d'un type de turbine dépend, des conditions d'applications et des critères de fonctionnement, en général, les turbines axiales remplacent les turbines radiales dans le domaine des engins de grande taille utilisés en aéronautique.

Le taux de détente totale est obtenue, avec une combinaison

en série de deux, trois ou quatre étages ou encore 2 corps (2 turbines), l'une fonctionnant à basse pression, l'autre fonctionnant à haute pression (pour le turbo réacteur double flux). La turbine est d'une étude délicate du point de vue résistances des matériaux, thermodynamiques et aérodynamiques suite à des sollicitations thermiques et mécaniques combinées.

Triangle de vitesse :

Pour faire cette étude, on suppose que les étages sont périodiques et le degré de réaction égale à  $\frac{1}{2}$ .

Pour les turbines axiales, en tout pt du fluide, nous pouvons considérer une vitesse moyenne  $V$  (absolute) et une vitesse relative  $W$ . Les 2 vitesses sont liées à la vitesse d'entraînement  $U$  par la relation géométrique suivante :

$$V = \vec{U} + \vec{W} \quad (6-1)$$

on suppose que le rayon moyen de la turbine est égal à celui du compresseur et par conséquent, on aura la même vitesse d'entraînement  $U$ , c'est à dire :

$$U_{\text{compresseur}} = U_{\text{turbine}} = U.$$

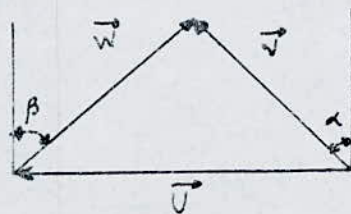


fig. 6.1 - triangle de vitesse -

équation d'Euler:

Le théorème des quantités de mouvement appliqué sous forme de moment par rapport à l'axe de rotation dans un référentiel lié au mouvement nous permet de déterminer les efforts communiqués par l'écoulement du fluide sur la pièce mobile.

Le théorème exprime le travail échangé par le fluide avec les aubes, il est exprimé comme suit:

$$W_t = \left( U (V_{r5} - V_{6u}) \right) \quad (6-3)$$

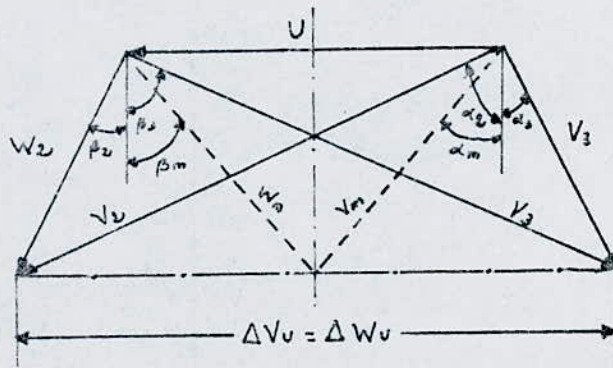
$$\text{car en réalité nous avons } W_t = (U_r V_{r5} - U_6 V_{6u}) \quad (6-2)$$

mais  $U_r = U_6$  car pour une turbine axiale le rayon à l'entrée est égale au rayon à la sortie et par suite

$$r_5 = r_6$$

$V_{r5}$  et  $V_{6u}$  sont respectivement les projections tangentielle des vitesses à l'entrée et à la sortie de la turbine.

$$W_t = U \Delta V_u \quad (6-3') \text{ identique à } (6-3).$$



l'indice 2: entrée de l'étage (ent. ro.)  
l'indice 3: sortie du rotor (sortie de l'étage)

- diagramme de vitesse pour un étage complet.

## II. ETUDE THERMODYNAMIQUE DE LA DETENTE :

La balance d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un étage nous permet d'écrire

$$\frac{1}{2} V_1^2 + h_1 = W_{te} + \frac{V_3^2}{2} + h_3$$

avec  $W_{te}$ : le travail fourni par étage -

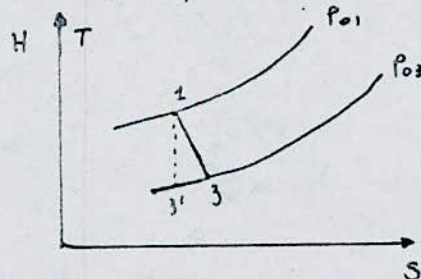
- travail fourni par étage:

$$W_{te} = \left( \frac{1}{2} V_1^2 + h_1 \right) - \left( \frac{V_3^2}{2} + h_3 \right).$$

$$W_{te} = h_{01} - h_{03} = \bar{c}_p (T_{01} - T_{03}) = \bar{c}_p \Delta T_0.$$

- rendement adiabatique

La transformation idéale suivra le chemin isentropique (1-3')  
par contre la transformation réelle suivra le chemin (1-3) à  
cause des pertes par frottement.



Le rendement adiabatique est défini par:

$$\eta_t = \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{03'}} \quad (5-4)$$

$$\text{d'où } T_{01} - T_{03} = \eta_t (T_{01} - T_{03'})$$

$$\text{donc } W_{te} = \bar{c}_p \eta_t T_{01} \left[ 1 - \left( \frac{T_{03'}}{T_{01}} \right) \right]$$

$$\text{or } \frac{T_{03'}}{T_{01}} = \left( \frac{P_{03}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \text{ donc } W_{te} = \bar{c}_p \eta_t T_{01} \left[ 1 - \left( \frac{P_{03}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (6-5)$$

En introduisant la définition du rendement adiabatique et polytropique, on aura :

$$\eta_{pt} \frac{\gamma-1}{\gamma} = \frac{k-1}{k} \quad \text{où } k \text{ est le coef. polytropique et } \eta_{pt} \text{ le rendement adiabatique}$$

on a la relation suivante entre le coef. polytropique et le rendement adiabatique :

$$\eta_{pt} = \frac{1 - \left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_{03}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (6.6)$$

- expression du taux de détente global :

Comme la turbine a pour but principal d'entraîner le compresseur, cela implique que le travail absorbé par celui-ci doit être fourni par la turbine.

$$W_c = H_{05} - H_{06} = \bar{c}_p (T_{05} - T_{06}) \quad (6.9)$$

$$W_t = \bar{c}_p T_{05} \left[ 1 - \left(\frac{P_{06}}{P_{05}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] = H_{05} - H_{06} \quad (6.10)$$

S : entrée de la turbine

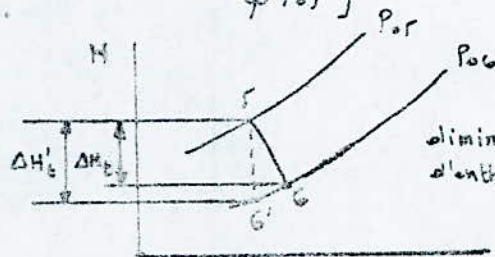
avec  $W_t$  : travail fourni par la turbine

G : sortie de la turbine

En égalisant les équations (6.9) et (6.10), on aura.

$$\bar{c}_p T_{05} \left( 1 - \left(\frac{P_{06}}{P_{05}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right) = W_c \quad \left( \begin{array}{l} \text{travail absorbé par} \\ \text{le compresseur} \end{array} \right)$$

$$\text{où } \frac{P_{06}}{P_{05}} = \left[ 1 - \frac{W_c}{\bar{c}_p T_{05}} \right]^{k/(k-1)} \quad (6.11)$$



S : entrée turbine  
G : sortie turbine

diminution d'enthalpie  $\Delta H_t$  : (détente réelle)  
 $\Delta H'_t$  : (détente isentropique)



- choix du nombre d'étage :

c'est suivant la valeur du coef. manométrique que l'on va déterminer le nombre d'étage :

$$\mu = \frac{\Delta H_{oe}}{U^2} \quad \text{où } \Delta H_{oe} \text{ est la chute d'enthalpie / étage}$$

$$\Delta H_{oe} = \mu U^2 \quad \text{avec } \mu < 1,8 \text{ selon [8]}$$

- taux de détente par étage  $i$  :

$$r_i = \frac{P_{o3}}{P_{o1}} = \left[ 1 - \frac{\Delta T_o}{T_{o1i}} \right]^{k/(k-1)}$$

1: entrée de l'étage

3: sortie de l'étage.

et  $T_{o1i}$  : température totale à l'entrée de l'étage  $i$

- paramètres du triangle de vitesse :

$$\tan \beta_m = \frac{U/2}{V_o} \quad V_o: \text{ vitesse axiale}$$

$$\Delta V_u = \frac{\Delta H_c}{U} \quad (\text{éq. d'Euler}) \quad \Delta H_c: \text{ chute d'enthalpie statique / étage.}$$

$$V_{1u} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta V_u}{2}$$

$$V_2 = \left( V_{1u}^2 + V_o^2 \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$\tan \alpha_2 = \frac{V_{2u}}{V_o}$$

$$V_{3u} = V_{2u} - \Delta V_u$$

$$V_3 = \left( V_{3u}^2 + V_o^2 \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$\tan \alpha_3 = \frac{V_{3u}}{V_o}$$

comme le degré de réaction est égal à  $\frac{1}{2}$ , les triangles de vitesses à l'entrée et à la sortie du rotor sont symétriques par rapport à la médiane de la vitesse d'entraînement  $u$ , donc on aura:

$$w_2 = v_3$$

$$w_3 = v_2$$

$$\beta_2 = \alpha_3$$

$$\beta_3 = \alpha_2$$

La vitesse relative moyenne  $w_m$  est d'après le triangle de vitesse :

$$w_m = \frac{U/2}{\sin \beta_m} \quad \text{qui sera égal à } v_m$$

(d'après le triangle des vitesses)

- diminution d'enthalpie statique par étage:

l'équation d'énergie nous permet d'écrire:

$$\Delta H_{0e} = \Delta H_e + \frac{1}{2} (v_3^2 - v_1^2), \text{ on a:}$$

$$v_3 = v_1 \text{ du fait de la périodicité des étages.}$$

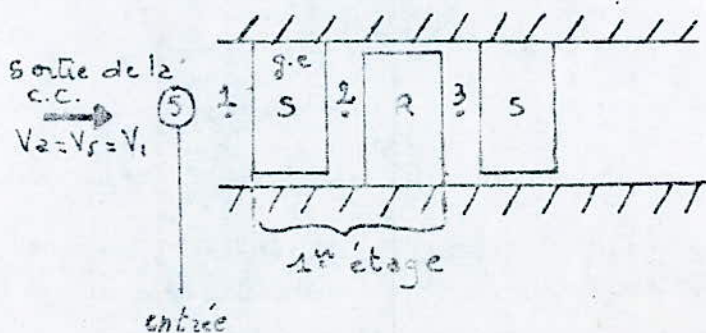
$$\Delta H_{0e} = \Delta H_e \text{ et par suite } \Delta T_{0e} = \Delta T_e$$

et comme le degré de réaction  $\epsilon$  est égal à  $\frac{1}{2}$ , on aura

$$\Delta H_{\text{stator}} = \Delta H_{\text{rotor}} = \frac{\Delta H_e}{2} \text{ et:}$$

$$\Delta T_{\text{rotor}} = \Delta T_{\text{stator}} = \frac{\Delta T_e}{2}$$

- calcul de la grille d'entrée:



g.e.: grille d'entrée.

l'équation d'énergie appliquée à la grille d'entrée, grille fixe nous donne :

$$\Delta H_0 = \Delta H + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2) = \left( H_2 + \frac{1}{2} V_2^2 \right) - \left( H_1 + \frac{1}{2} V_1^2 \right) = 0$$

$$V_1 = V_0 = V_r \quad (\text{sortie de la C.C.})$$

$$\text{donc } H_2 - H_1 = -\frac{1}{2} (V_2^2 - V_0^2)$$

$$\text{et } \Delta T_{ge} = T_2 - T_1 = \frac{H_2 - H_1}{c_p}$$

remarque :

La vitesse à la sortie du compresseur, c'est à dire  $V_6$  est égale à la vitesse de sortie de l'étage, c'est à dire  $V_3$

$$V_3 = V_6$$

- température statique à la sortie :

$$T_6 = \Delta T_{ge} + \Delta T_r + (N-1) \Delta T_e + T_r \quad (N \text{ est le nombre d'étages})$$

$$\Delta T_{ge} < 0 \text{ de même que } \Delta T_r \text{ et } \Delta T_e \text{ car on a}$$

une chute de température et par conséquent  $T_6 < T_r$

- nbre de mach à la sortie :

$$M_6 = \frac{V_6}{\sqrt{\gamma \bar{R} T_6}}$$

- paramètres reliant les différents étages (paramètres thermodynamiques) :

\* température totale à la sortie de l'étage  $i$  :

$$T_{03/i} = T_{03/i-1} - \Delta T_{0e}$$

\* température statique à la sortie de l'étage  $i$  :

$$T_{3/i} = T_{3/i-1} + \Delta T_e \quad (\text{avec } \Delta T_e < 0)$$

\* nbre de mach à la sortie de l'étage  $i$  :

$$M_{3/i} = \left[ \left( \frac{T_{03/i}}{T_{3/i}} - 1 \right) \frac{\gamma}{\gamma - 1} \right]^{\frac{1}{2}}$$

\* pression totale à la sortie de l'étage  $i$ :

$$P_{03}i = P_{03}i-1 \cdot r_i \quad \text{où } r_i \text{ est le taux de détente de l'étage } i.$$

\* pression statique à la sortie de l'étage  $i$ :

$$P_{3}i = \frac{P_{03}i}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{3}^2i\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

\* masse volumique à la sortie de l'étage  $i$ :

$$\rho_{3}i = \frac{P_{3}i}{\bar{R} T_{3}i}$$

\* hauteur de l'aube à la sortie de l'étage  $i$ :

l'équation de continuité nous permet d'écrire:

$$\dot{m}_a(1+f) = \rho_{3}i \cdot 2\pi R_m V_a.$$

$$\text{donc } h_{3}i = \frac{\dot{m}_a(1+f)}{\rho_{3}i \cdot 2\pi R_m V_a.}$$

### III. LOGICIEL DE CALCUL DE LA TURBINE :

des données à l'entrée ⑤ de la turbine sont celle de la sortie de la chambre.

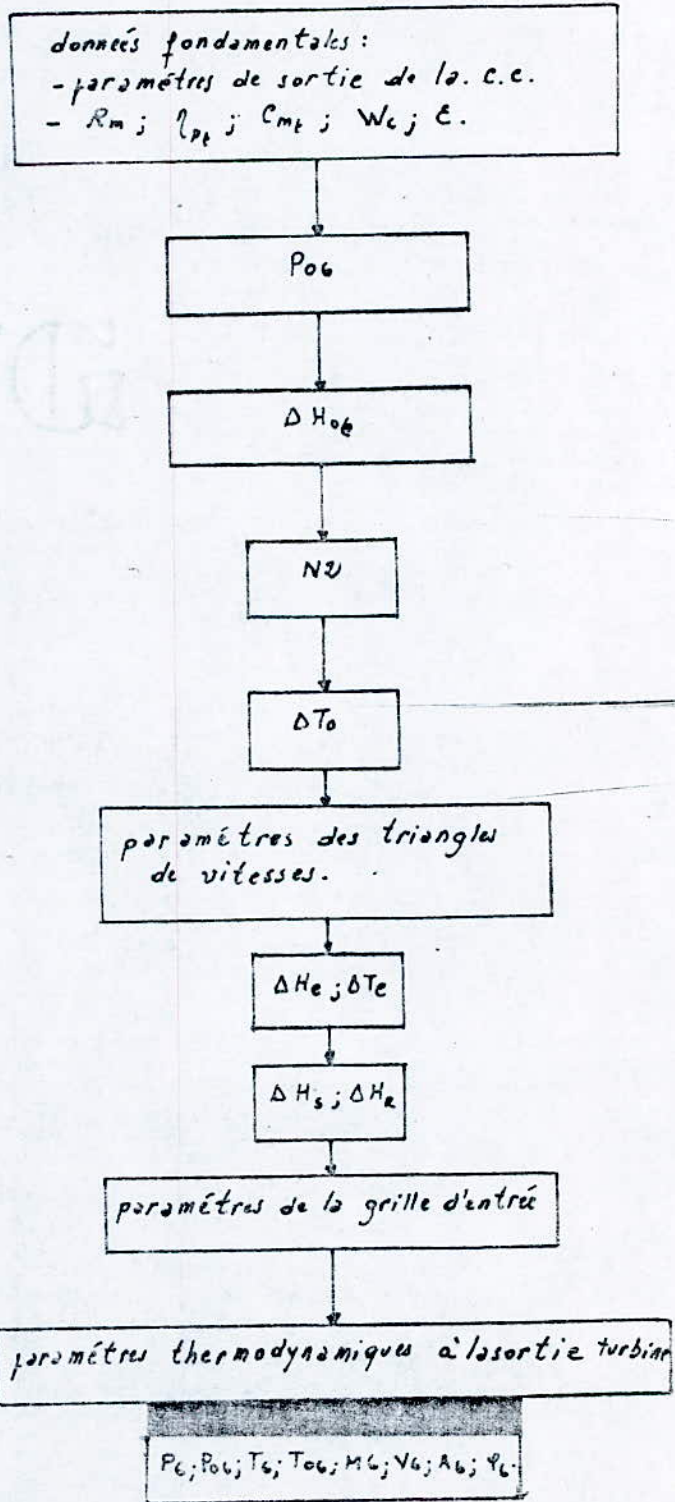
Les caractéristiques propres à la turbine sont comme suit :

- rayon moyen identique à celui du compresseur qui va nous assurer la même vitesse périphérique  $U$ .
- rendement polytropique  $\eta_{pt}$  plus généralement égal à 0,9 pour les turbomachines modernes.
- choix du coefficient manométrique qui doit être inférieur à 1,8.
- chute d'enthalpie totale qui est le travail absorbé par le compresseur.  $\Delta H_{0e} = W_c$ .
- degré de réaction  $\epsilon$ . ( $\epsilon = \frac{1}{2}$ ).

L'ordre de calcul est le suivant :

- pression totale à la sortie  $P_{06}$ .
- chute d'enthalpie totale par étage.  $\Delta H_{0e}$
- nombre d'étage  $N$ .
- chute de température totale par étage  $\Delta T_{0e}$
- paramètres des triangles de vitesses.
- chute d'enthalpie statique par étage  $\Delta H_e$ .
- chute d'enthalpie dans un rotor et dans un stator.  $\Delta H_r$  et  $\Delta H_s$ .
- paramètres de la grille d'entrée.
- paramètres thermodynamiques à la sortie :  $P_6, T_6, T_6, M_6, V_6, \gamma_6, A_6, P_{06}$

organigramme de calcul de la turbine

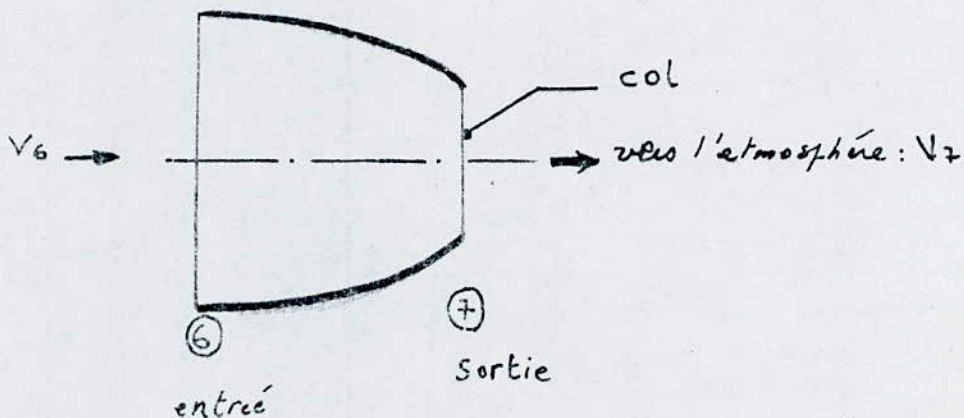


## Ch.7. LA TUYERE

### I. INTRODUCTION

La tuyère est une conduite à écoulement continu et qui transforme l'énergie des gaz sortant de la turbine, en énergie cinétique utile à la propulsion où la différence des quantités de mouvements (détente des gaz) donne naissance à la poussée.

Puisque le régime de l'écoulement est partout subsonique on choisit une tuyère convergente. Pour celle-ci, le régime de l'écoulement peut être maximum à la sortie (col), c'est à dire sonique ( $M=1$ ), qui provient de la diminution progressive de section engendrant ainsi une augmentation de vitesse.



théorème d'Hugoniot et son application aux écoulements:

soit l'équation de continuité:

$$\rho v s = \text{cte} \quad (7-1)$$

sa différentiation logarithmique permet d'écrire:

$$d\rho + dV + ds = 0 \quad (7-2)$$

l'état d'enthalpie énergétique s'écrit:

$$H_0 = H + \frac{1}{2} V^2$$

$$H_0 = \rho v + u + \frac{1}{2} V^2 \quad \text{avec } H = \rho v + u$$

$v$ : volume

$p$ : pression statique.

$u$ : énergie interne.

derivons cette équation:

$$dH_0 = v dp + p dv + du + V dV = 0$$

car  $H_0$  est une constante

$dQ = p dv + du = 0$  car l'écoulement est adiabatique (isentropique).

$$\Rightarrow v dp + V dV = 0$$

$$\text{ou bien } \frac{dP}{\rho} + V dV = 0 \quad (7-3)$$

la célérité du son est:  $a^2 = \frac{dP}{d\rho} \Rightarrow dP = a^2 d\rho$

alors (7-3) devient:

$$\frac{dP}{\rho} = -V dV = a^2 \frac{d\rho}{\rho}$$

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{V dV}{a^2} = -\frac{V^2}{a^2} \frac{dV}{V} = -M^2 \frac{dV}{V} \quad (7-4)$$

En combinant l'équation (7-1) et l'équation (7-4), on

aura:



$$M^2 \frac{dV}{V} + \frac{ds}{s} + \frac{dV}{V} = 0$$

$$\frac{ds}{s} + (1 - M^2) \frac{dV}{V} = 0 \quad (7-5)$$

L'équation (7-3) peut aussi s'écrire sous la forme suivante:

$$V dV = - \frac{dP}{\rho} \quad \text{en divisant par } V^2 \text{ on a:}$$

$$\frac{dV}{V} = - \frac{1}{V^2} \frac{dP}{\rho} = - \frac{1}{a^2 M^2} \frac{dP}{\rho} = - \frac{1}{M^2 \gamma P} \frac{dP}{\rho} = - \frac{1}{\gamma M^2} \frac{dP}{P}$$

$$\frac{dV}{V} = - \frac{1}{\gamma M^2} \frac{dP}{P} \quad (7-6)$$

Remarques:

de l'équation (7-5) : si l'écoulement est subsonique on a

$$M < 1 \Rightarrow \eta^2 < 1, \text{ alors lorsque } \eta^2 \rightarrow 1 \Rightarrow \frac{ds}{s} \rightarrow 0, \text{ c.a.d.}$$

que la vitesse du fluide ne peut être égale à la vitesse du son ( $\eta = 1$ ), qu'en une section minimale (c.a.d au col),

alors, on peut dire que  $s$  et  $V$  varient de sens contraires

autrement dit lorsque la section diminue, ce qui est le

cas pour notre tuyère (tuyère convergente), la vitesse augmente et le resserrement inverse est vrai aussi.

l'éq (7-6) nous permet d'affirmer que quelque soit le

régime de l'écoulement (subsonique ou supersonique), la vitesse et la pression varient dans des sens contraires.

## II. ETUDE THERMODYNAMIQUE :

Comme il a été signalé plus haut, la formation d'onde ne se fait que pour un nombre de mach égal à 1 (et ceci n'est possible qu'à la sortie ⑦ de la tuyère, car la section est minimale), donc pour éviter qu'un tel phénomène ne produise, il est nécessaire de choisir un nombre de mach inférieur à 1 cad ( $M_7 < 1$ ).

- pression statique à la sortie :

$$P_7 = P_{07} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

avec  $P_{07} = P_{06}$  (pas de perte).

- température à la sortie (statique) :

$$T_7 = T_{07} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2 \right)^{-1} \quad \text{avec } T_{07} = T_{06} \text{ car}$$

l'écoulement est adiabatique.

- masse volumique à la sortie :

$$\rho_7 = \frac{P_7}{\bar{R} T_7}$$

- célérité du son :

$$a_7 = (\gamma \bar{R} T_7)^{\frac{1}{2}}$$

- vitesse d'éjection des gaz :

$$V_7 = a_7 M_7.$$

- section de sortie :

$$\rho_7 V_7 S_7 = \rho_6 V_6 S_6$$

$$\Rightarrow \frac{S_6}{S_7} = \frac{\rho_7 V_7}{\rho_6 V_6} \Rightarrow S_7 = S_6 \frac{\rho_6 V_6}{\rho_7 V_7}$$

### III. LOGICIEL DE CALCUL DE LA TUYERE

Les données à l'entrée de la tuyère de sortie sont celles de la sortie de la turbine.

Le choix d'une tuyère convergente est pratique pour les raisons déjà citées.

Les caractéristiques de la tuyère sont :

- nombre de mach à la sortie inférieur à 1

$$(M_7 < 1)$$

- rendement de la tuyère.

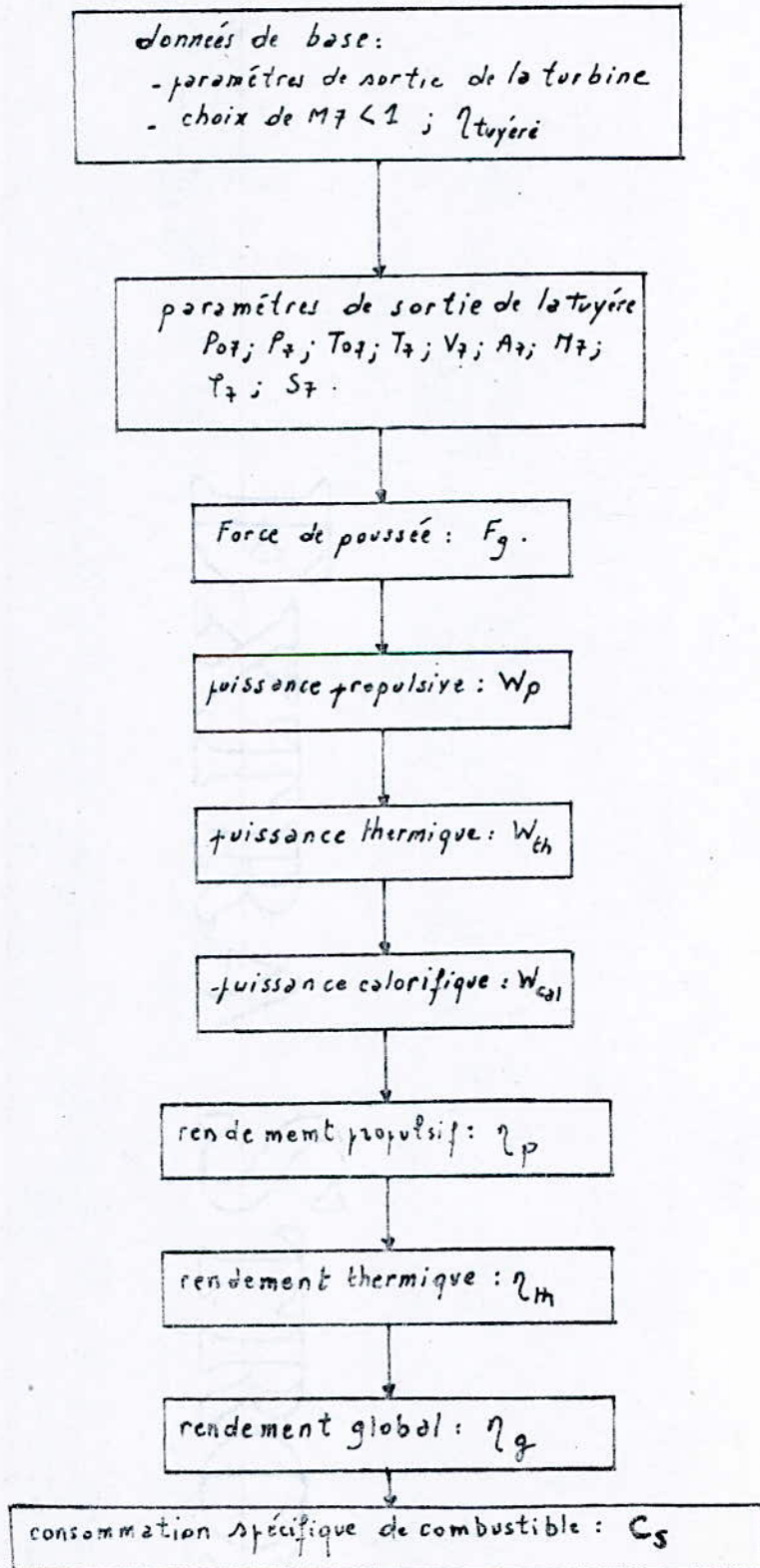
Connaissant les paramètres d'entrée et les caractéristiques propres à la tuyère on peut calculer :

- les paramètres à la sortie de la tuyère :

$$P_{07}, P_7, T_{07}, T_7, \gamma_7, A_7, \rho_7 \text{ et } M_7, S_7.$$

- partie du programme concernant les performances du turbo-réacteur [voir chap 8]
- La force de poussée  $F$  due aux gaz de combustion
  - La puissance propulsive :  $W_p$ .
  - La puissance thermique :  $W_{th}$ .
  - La puissance calorifique :  $W_{cal}$ .
  - Le rendement propulsif :  $\eta_{prop}$ .
  - Le rendement thermique :  $\eta_{th}$ .
  - Le rendement global :  $\eta_g$ .
  - La consommation spécifique du combustible  $C_s$ .

## organigramme de calcul de la tuyère



## Ch. 8 PERFORMANCES DU TURBOREACTEUR

### I. POUSSEE FOURNIE PAR LES GAZ:

$$F = \dot{m}_a (1+f) (V_7 - V_1) + S_7 (P_7 - P_1)$$

$$[\dot{m}_a] = [\text{kg/s}]$$

$$[V] = [\text{m/s}]$$

$$[P] = [\text{N/m}^2] : (P_2)$$

$$[S] = [\text{m}^2]$$

$f$ : sans dimension, c'est le rapport  $\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$ .

alors  $F$  sera exprimée en Newton  $[F] = [N]$ .

### II. CALCUL DES PUISSANCES:

a - puissance propulsive:

Elle est donnée par le produit de la poussée et de la vitesse de l'avion:

$$W_{p, \text{prop}} = F \cdot V_1 \quad (\text{Watt}).$$

b - puissance thermique:

C'est la puissance nécessaire à propulser l'avion et compenser les pertes d'énergie cinétique des gaz de combustion

$$W_{th} = F \cdot V_1 + \frac{1}{2} \dot{m}_a (1+f) (V_7 - V_1)^2 \quad (\text{Watt})$$

c - puissance calorifique :

c'est l'énergie libérée par le combustible par seconde :

$$W_{cal} = \dot{m}_f Q_R = f \dot{m}_0 Q_R \quad (\text{Watt}).$$

### III - CALCUL DES RENDEMENTS :

a - rendement propulsif :

c'est le rapport de la puissance propulsive  $W_p$  à la puissance thermique  $W_{th}$  :

$$\eta_{prop} = \frac{W_{prop}}{W_{th}}$$

b - rendement thermique :

c'est le rapport de l'énergie thermique réellement obtenue à l'énergie calorifique totale :

$$\eta_{th} = \frac{W_{th}}{W_{cal}}$$

c - rendement global :

Le rendement global est le rapport de l'énergie développée en vol, par le réacteur de l'avion à l'énergie libérée par le combustible.

$$\eta_G = \frac{W_{prop}}{W_{cal}} = \frac{W_{prop}}{W_{th}} \times \frac{W_{th}}{W_{cal}} = \eta_{prop} \times \eta_{th}$$

### IV - CONSOMMATION SPECIFIQUE $C_s$ :

on appelle consommation spécifique d'un réacteur, la quantité de combustible consommée par unité de poussée et cela par heure.

$$C_s = \frac{V_1}{\dot{m}_f Q_R} \quad \left[ \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{h}} \right] \quad \text{pour un turbo réacteur monoflux}$$

$V_1$  en  $[\text{m/s}]$  et  $Q_R$  en  $[\text{J/kg}]$

$$C_s \in [0,9 \div 1] \text{ kg/dex.h}$$

## CONCLUSION

La programmation des formules thermodynamiques de toutes les parties constituant le turboreacteur a pris un temps appréciable, mais cela nous a permis de nous familiariser avec le micro-ordinateur et son langage BASIC. Cela nous a permis aussi de saisir l'importance de l'apport de ordinateurs dans la technologie de haute précision.

Dans chaque partie de ce turboreacteur, nous avons élaboré un logiciel de calcul, tous les logiciels de calculs ont été conçus avec un micro-ordinateur de marque H.P en langage BASIC.

L'étude du matching n'a pas été rigoureuse dans le sens où on n'avait pas à notre disposition les diagrammes caractéristiques du compresseur et de la turbine.

Cette étude a été faite avec quelques hypothèses comme par exemple la périodicité des étages, le degré de réaction  $E$  égale à  $\frac{1}{2}$ , la constance de  $\gamma$ , etc... On souhaiterait que cette étude soit reprise en considérant l'étude des triangles de vitesse tout au long de l'aube, le degré de réaction variable d'un étage à l'autre, et aussi un calcul plus rigoureux pour  $\gamma$ , c'est à dire recherche d'une relation empirique de  $\gamma$  en fonction de la température et cela en s'aidant de l'abaque  $\gamma = f(T)$ .

# BIBLIOGRAPHIE

1. *Mecanics and thermodynamique of propulsion*  
Philip G. Hill, CR. PETERSON 3<sup>e</sup> Ed. 1970
2. *Energetique et turbomachines*  
R. Bidart, J. Bonnin Ed. 1979
3. *La mécanique du vol. Performances des avions et des engins*  
L. George, J.F. Vernet. JC Wanner Ed. 1969
4. *Turbines à vapeur et à gaz*  
L. YIVIER. Ed. 1965
5. *Turboreacteurs et autres moteurs à réaction*  
A. Katnin ; M. Laboree ; Ed. 1958
6. *Cours MTH2 et MTH3 de A. Gahmoussé*
7. *Aircraft engines and gas turbines*  
Jack L. Kerrebrok
8. *LES compresseurs*  
P. Chambadal Ed. 1964
9. *Projet de fin d'étude de M<sup>r</sup>.*
  - D. BRINA Juin 83
  - B. BOURDEDEN Juin 83
  - A. Achchi Janvier 84
10. *Initiation au Basig*



