

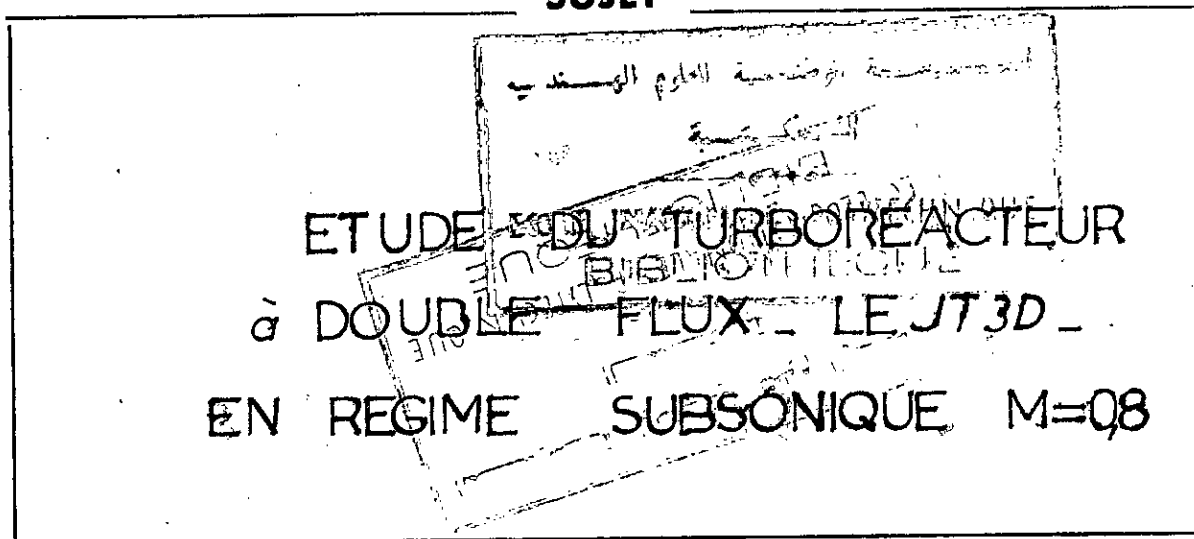
Lex

**ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE**

DEPARTEMENT : GENIE - MECANIQUE

**PROJET DE FIN D'ETUDES**

**SUJET**



Proposé par :

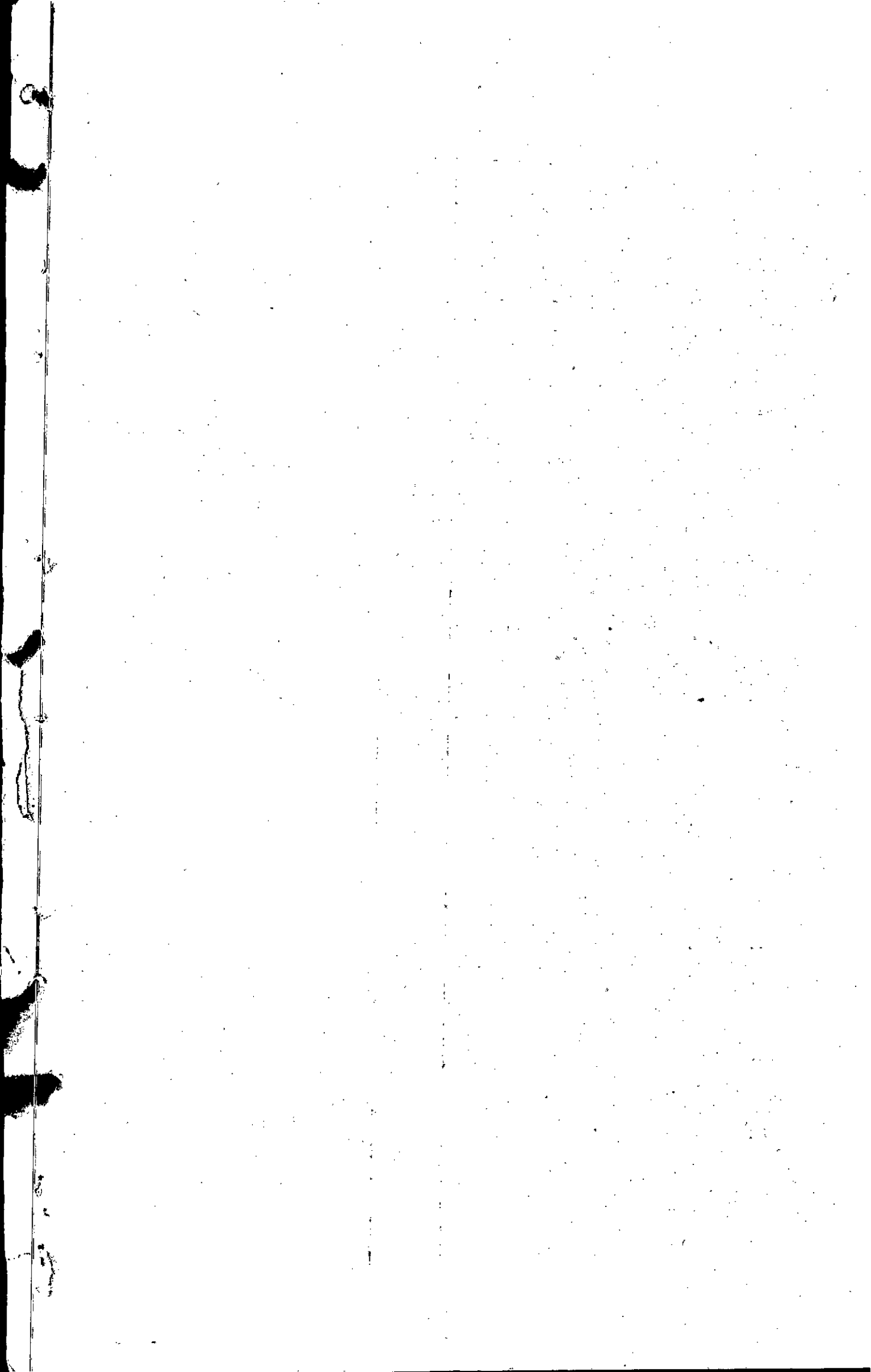
Etudié par :

Dirigé par :

A. ACHCHI



PROMOTION : JANVIER 84



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

—»0«—

وزارة التعليم والبحث العلمي  
Ministère de l'Enseignement et de la Recherche Scientifique

—»0«—

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات  
ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE D'ALGER

—»0«—

DEPARTEMENT DE GENIE - MECANIQUE

—»0«—

PROJET DE FIN D'ETUDES

## THEME

Etude du Turboréacteur à  
Double Flux - le JT3D -  
en Régime Subsonique -  $M=0,8$

Proposé par :

Mr A. GAHMOUSSE

Professeur à l'ENPA

Etudié par :

Mr A. ACHCHI

Promotion Janvier 1984

## REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à  
M<sup>r</sup> A. GAHMOUSSE, professeur à l'ENPA pour  
m'avoir prodigué ses précieux conseils tout au long de  
cette étude.

Que tous ce qui ont contribué à ma formation  
ainsi qu'à la réalisation de ce travail trouvent ici l'expres-  
sion de ma sincère reconnaissance.

---

o o o

### DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

- Tous ce qui témoignent qu'il n'y a de DIEU  
qu'ALLAH et que MOHAMED est son envoyé  
et son prophète.

- La mémoire de mon père

- Ma mère

- Mes frères et sœurs

- Mohamed.

- EL.HADJ. Mohamed.

AHMED.

# SOMMAIRE

## INTRODUCTION

### Ch.1 Généralités et Notions de base

|   |    |
|---|----|
| 1.1. Moteurs entraînant une hélice        | 3  |
| 1.2. Moteurs à réaction ou turboréacteurs | 4  |
| 1.2.1. Turboréacteur simple               | 5  |
| 1.2.2. Turboréacteur double corps         | 5  |
| 1.2.3. Turboréacteur avec post-combustion | 6  |
| 1.2.4. Turboréacteur double flux          | 7  |
| 1.2.5. Statoréacteur                      | 10 |
| 1.3. Notions de base                      | 11 |
| 1.3.1. Principe de la propulsion          | 11 |
| 1.3.2. Expression de la poussée           | 12 |
| Ch 2 Compresseur                          |    |
| 2.1. Introduction                         | 16 |
| 2.2. Définitions                          | 19 |
| 2.3. Triangle de Vitesses                 | 21 |
| 2.4. Écoulement de l'air dans le rotor    | 21 |
| 2.5. " " " " le stator                    | 22 |
| 2.7. Calcul thermodynamique               | 26 |
| 2.8. Dimensions du rotor                  | 31 |
| 2.9. Pompage du compresseur               | 32 |

## Ch 3 Calcul du compresseur

|                               |    |
|-------------------------------|----|
| A. Turbo soufflante           | 34 |
| B. Calcul du compresseur B.P. | 54 |
| C. Calcul du compresseur H.P. | 63 |

## Ch 4 Diffuseur

|                               |    |
|-------------------------------|----|
| 4.1 Généralités               | 74 |
| 4.2 Rendement isentropique    | 71 |
| 4.3 Rapport de pression total | 72 |
| 4.4 Calcul du diffuseur       | 73 |

## Ch.5 Chambre de combustion

### A. Généralités

|   |    |
|---|----|
| 5.1 Définitions et mode de fonctionnement | 79 |
| 5.1 Types de chambres de combustion       | 80 |
| 5.3 Eléments essentiels de la chambre     | 82 |

### B. Energetique et Dimensionnement

|   |    |
|---|----|
| 5.1 Etude energetique                     | 87 |
| 5.2 Temperature totale à la sortie de c.c | 88 |
| 5.3 Nombre de Mach à la sortie de c.c     | 90 |
| 5.6 Dimensionnement de la chambre         | 95 |

## Ch6 Turbine

|                            |     |
|----------------------------|-----|
| 6.1 Introduction           | 98  |
| 6.2 Type de Turbines       | 99  |
| 6.5 Etude l'hermodynamique | 102 |

## Ch7 Calcul de la Turbine

|  |     |
|--|-----|
| A. Calcul de la turbine haute pression | 106 |
| B. Calcul de la turbine basse pression | 112 |

## Ch8 TUYERE

|                          |     |
|--------------------------|-----|
| 8.1. Généralités         | 119 |
| 8.2. Théorème d'Hugoniot | 120 |
| 8.3 Calcul de la tuyère  | 123 |
| 8.4 Calcul de la poussée | 125 |

## Ch9 Poussée et performances

|                                  |     |
|----------------------------------|-----|
| 9.1. Calcul de la poussée totale | 127 |
| 9.2. Puissances                  | 128 |
| 9.3 Rendements                   | 129 |
| 9.4. Consommation spécifique     | 130 |

## CONCLUSION

# PRINCIPALES NOTATIONS UTILISÉES

On donne dans le tableau qui suit les principales notations utilisées dans ce projet.

| Symboles       | objets  |
|----------------|---|
| A              | Section droite du tube de courant traversant le réacteur. les indices alphabétiques caractérisent les différentes sections.           |
| H              | Enthalpie statique ; l'indice '0' indique l'état d'arrêt. les indices numériques caractérisent les différents ou l'entrée d'un étage. |
| U              | Vitesse d'entraînement  |
| V              | Vitesse absolue du fluide   |
| V <sub>a</sub> | Vitesse axiale  |
| W              | Vitesse relative, dans le chapitre 8 elle indique les puissances  |
| Z              | Altitude de vol.  |
| N              | Vitesse de rotation, l'indice numérique de quelle vitesse s'agit-il.  |
| P              | Pression statique, l'indice "0" désigne l'état d'arrêt.   |
| T              | Température statique, l'indice "0" indique l'état d'arrêt.  |
| Q              | quantité de chaleur.  |
| M              | Nombre de Mach.   |
| D              | Diamètre du rotor, l'indice alphabétique indique de quel diamètre s'agit-il.  |
| S              | Section de passage.   |
| F              | Poussée.  |





## DONNEES DE BASE

|                             |   |                              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
|-----------------------------|---|------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|--|-----------------------|------------------------------|--|-----------------------|-----------------|
| Débit d'air primaire .....  | $\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s}$   |                              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
| Nombre de Mach de vol ..... | $M = 0,8$   |                              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
| Taux de compression         | <table style="border: none; margin-left: 20px;"> <tr> <td style="font-size: 3em; vertical-align: middle;">{</td> <td style="padding-left: 10px;">Soufflante .....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>\tau_1 = 2</math></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding-left: 10px;">Compresseur B.P. ....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>\tau_2 = 3</math></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding-left: 10px;">Compresseur H.P. ....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>\tau_3 = 3,58</math></td> </tr> </table> | {                            | Soufflante .....            | $\tau_1 = 2$                |  | Compresseur B.P. .... | $\tau_2 = 3$                 |  | Compresseur H.P. .... | $\tau_3 = 3,58$ |
|                             | {   | Soufflante .....             | $\tau_1 = 2$                |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
|                             |   | Compresseur B.P. ....        | $\tau_2 = 3$                |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
|                             | Compresseur H.P. ....   | $\tau_3 = 3,58$              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
| Taux de dilution .....      | $\beta = 1,5$   |                              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
| Altitude de vol .....       | $Z = 7300 \text{ m}$  |                              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
| Vitesse de rotation         | <table style="border: none; margin-left: 20px;"> <tr> <td style="font-size: 3em; vertical-align: middle;">{</td> <td style="padding-left: 10px;">Arbre BP .....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>N_1 = 5000 \text{ tr/min}</math></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding-left: 10px;">Arbre HP .....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>N_2 = 10000 \text{ tr/min}</math></td> </tr> </table>   | {                            | Arbre BP .....              | $N_1 = 5000 \text{ tr/min}$ |  | Arbre HP .....        | $N_2 = 10000 \text{ tr/min}$ |  |                       |                 |
|                             | {   | Arbre BP .....               | $N_1 = 5000 \text{ tr/min}$ |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
|                             | Arbre HP .....  | $N_2 = 10000 \text{ tr/min}$ |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |
| Degré de réaction .....     | $\epsilon = 1/2$  |                              |                             |                             |  |                       |                              |  |                       |                 |

## INTRODUCTION

Actuellement les moteurs à réaction sont considérés comme étant le facteur prédominant dans le succès acquis jusqu'à présent par l'aviation qu'elle soit civile ou militaire.

Les premières pas dans ce domaine, remontent bien au début du siècle, où en 1903, ORVILLE Wright a pu voler avec un appareil propulsé par un moteur à pistons.

Dès lors, des organismes de recherche de grandes envergures se sont installés un peu partout dans le monde et les résultats ne cessent de s'améliorer.

Cependant, la recherche de grandes vitesses surtout par l'aviation militaire, devenu au fil des années, de plus en plus indispensable. Les appareils à hélices, qu'elles soient mues par un moteur à pistons ou un turbopropulseur, ne peuvent acquiescer une vitesse de croisière au delà d'une certaine limite. Ainsi les exigences de puissances importantes et de meilleures performances de navigation donnera naissance aux moteurs dits : à réaction.

Dès leur apparition, ils donnèrent des résultats très encourageants et ouvrirent l'ère de la propulsion par réaction. Des améliorations sont sans cesse portées à ce type de moteurs, afin d'optimiser leurs caractéristiques et d'aboutir à une meilleure adaptation de fonctionnement.

. Tout ce développement considérable a conduit à l'apparition de nombreuses versions telles que : réacteur simple flux, à double corps, avec post-combustion et à double corps double flux.

Dans ce projet on va essayer d'étudier un réacteur à double flux, ou turbofan qui a été mis au point par Pratt et Whitney dans sa version : JT3D propulseur dans les années 70 des avions civils DC8 et Boing 707, avant d'être remotorisés.

. Dans le premier chapitre, on va donner des généralités sur les turbo-réacteurs avec à la fin quelques notions de base sur la propulsion et la poussée. Le deuxième chapitre traitera le compresseur : la soufflante, le compresseur double corps basse et haute pression. Le calcul des compresseurs partagé en trois parties A, B, C est détaillé dans le chapitre trois. Avant de passer à la chambre de combustion, comme c'est généralement la conception des réacteurs, on présentera dans le quatrième chapitre l'étude d'un diffuseur spécialement conçu pour ce genre de turboréacteur. La chambre de combustion est traitée dans le chapitre cinq. Ensuite la turbine à double corps, haute et basse pression sera développée dans le chapitre six, suivi du calcul de la turbine divisé lui aussi en deux parties A, B pour composer le chapitre sept. La dernière partie du turbofan, la tuyère, est le sujet du huitième chapitre. On terminera enfin cette étude par un dernier chapitre (Ch 9) où on détermine la poussée et les performances du turbofan..

## CH.1. GENERALITES et NOTIONS de BASE

Avant d'aborder l'étude proprement dite du turbovéacteur à double flux, il est préférable sinon nécessaire de décrire les principaux types ou systèmes de propulsion utilisés à présent en aéronautique.

### 1. Moteurs entraînant une hélice :

#### 1.1. Moteurs à pistons :

Pour des puissances relativement faibles (150 ÷ 400 ch), on utilise encore à nos jours dans pas mal de cas, des moteurs à pistons. Leur coût est moins élevé et l'entretien bien plus simple que celui des turbomachines.

Ces appareils peuvent atteindre en moyenne une vitesse de croisière d'environ 250 km/h.

#### 1.1.2. Turbopropulseur

Dans le domaine des puissances plus élevées dépassant 500 ch et des vitesses de croisières au delà de 250 km/h, l'apparition des turbomachines a bouleversé la technique des moteurs entraînant des hélices.

La totalité ou presque de l'énergie disponible à la sortie d'une ensemble compresseur - chambre de combustion - turbine, est conçue en partie à entraîner le compresseur et à mouvoir une hélice produisant ainsi la poussée.

Cependant, une poussée résiduelle d'environ 500 kgp produite

par les gaz d'échappement vient s'ajouter à celle donnée par l'hélice. C'est ainsi que le turbopropulseur est considéré comme étant un moteur de transition entre les moteurs à pistons et les turboréacteurs.

Ne pouvant excéder une vitesse de rotation de 2000 tr/mn, à cause des vitesses soniques à l'extrémité des pales, l'hélice est dotée d'un réducteur de vitesse sur l'arbre de la turbine dont sa vitesse surpasse de 10 à 15 fois, même plus, celle de l'hélice.

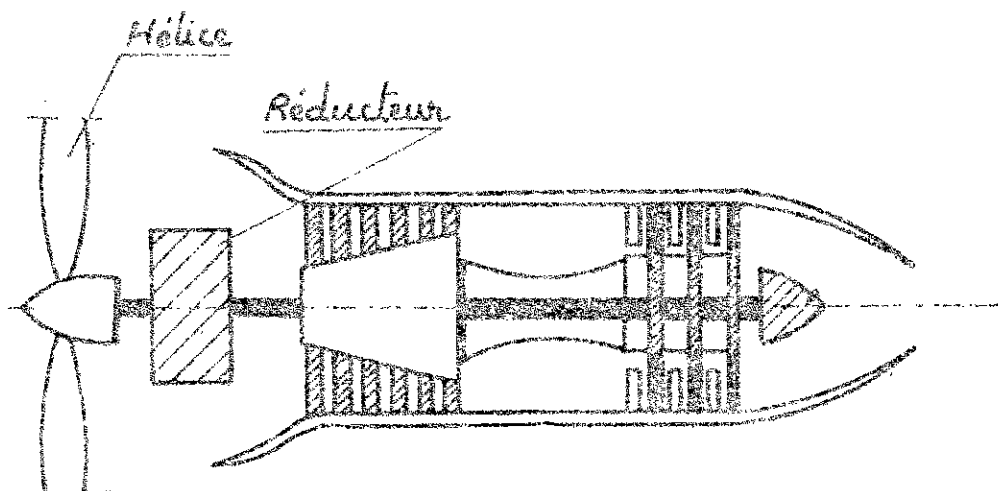


Fig 1.1 Turbopropulseur

## 1.2. Moteur à Réaction ou Turboréacteur

Dans sa formule la plus simple, un turboréacteur comprend :

- un compresseur aspirant l'air extérieur en amont.
- une chambre de combustion dans laquelle l'air comprimé est brûlé avec un apport de combustible.
- une turbine mue par les gaz de combustion et entraînant le compresseur.

- une tuyère dans laquelle les gaz de combustion procurent leur détente à la sortie de la turbine en produisant la poussée. Depuis que le turboréacteur fut adapté par l'aviation, son développement considérable a permis de construire des avions dépassant largement la vitesse du son.

Cependant, plusieurs versions ont été mis au point par l'industrie aéronautique, tout en essayant chaque fois d'optimiser les performances de chacune d'elles.

### 1.1. Turboréacteur simple :

Une partie de l'énergie ainsi apportée sous forme de chaleur par la chambre de combustion est prélevée au niveau de la turbine pour entraîner le compresseur, le reste de l'énergie disponible à la sortie de la turbine, continue sa détente dans la tuyère produisant enfin la poussée du réacteur.

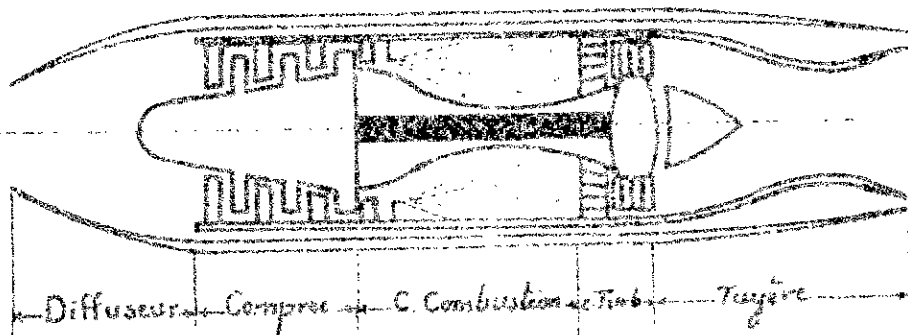


Fig. 1.2. Turboréacteur.

### 1.2.2. Turboréacteur DOUBLE CORPS :

Avec un compresseur axial classique, le taux de compression est porté à 8. Bien qu'on peut l'améliorer en augmentant le nombre d'étages.

néanmoins, cette solution est inefficace au delà d'une dizaine d'étages (pour des raisons aérodynamiques). Pour obtenir un résultat bien meilleur, on est amené à disposer en série deux compresseurs tournant à des vitesses différentes et entraînés par deux turbines indépendantes. Les deux corps du compresseur fonctionnent respectivement en basse et haute pression.

Les liaisons turbines - compresseurs se font par des arbres communs. L'avantage de cette disposition est de permettre une bonne épuration de vitesse et de pression.

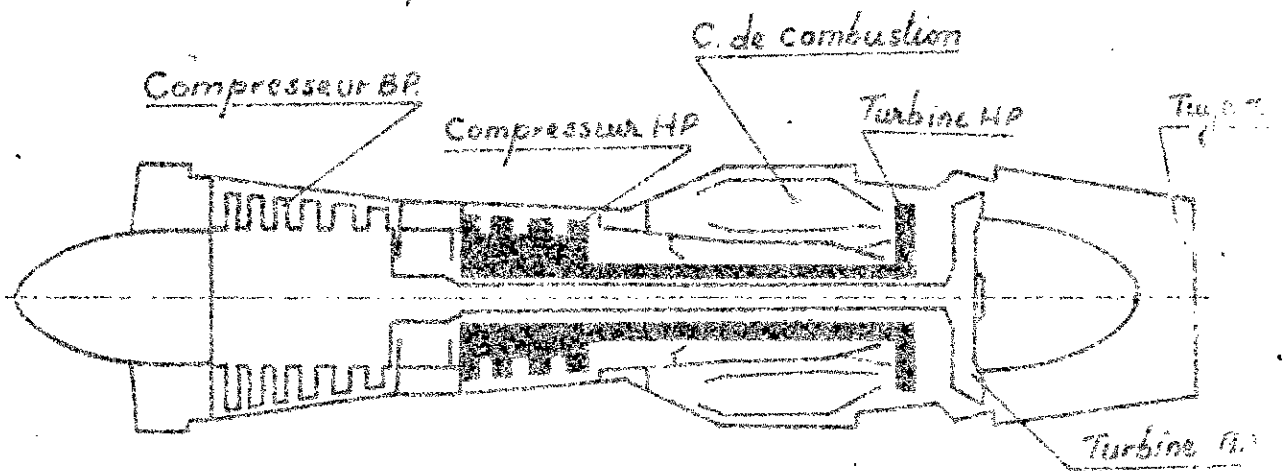


fig. 1.3. Réacteur double corps.

### 1.2.3. Turboréacteur avec POST-COMBUSTION

Les risques de fluage des aubes de turbine aux hautes températures ont conduit à admettre plus d'air qu'il était nécessaire pour la combustion. De ceci découle que les gaz de combustion à la sortie de la turbine ont encore du mélange frais. La post-combustion consiste à injecter à nouveau au combustion et au moyen d'un autre dispositif de brûleurs, une deuxième combustion.



tion ou post-combustion, se déclenche. La température peut alors atteindre dans cette partie  $1800^{\circ}\text{C}$  sans risques.

Le canal d'éjection ou tuyère se comportant ainsi comme un statoréacteur, apportera une amélioration récente pour la poussée pouvant atteindre 30 à 40%, mais au prix d'une consommation très élevée estimée à 4 ou 5 fois plus que celle du réacteur simple. De ce fait la post-combustion n'est utilisée qu'en cas où une poussée supplémentaire est indispensable (ex: décollage).

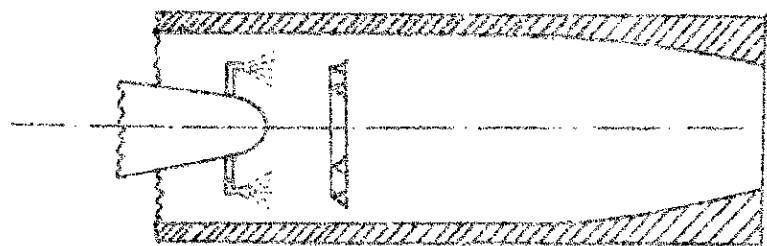


Fig 14 Post..Combustion.

#### 1.2.4. Turbonéacteur DOUBLE FLUX ou TURBOFAN

Dans tous les modes de vol, le rendement propulsif du réacteur est donné par le rapport de la puissance propulsive à la puissance dépensée effectivement et est inversement proportionnel à la vitesse d'éjection des gaz. (Voir formule 4.).

Pour les vols subsoniques, ce rendement est médiocre de l'ordre de 0,4 ; pour une vitesse moyenne d'éjection des gaz d'environ 800. Améliorer ce rendement, revient pratiquement à diminuer la vitesse d'éjection, sans toutefois affecter la poussée globale. C'est pour atteindre cet objectif qu'a été imaginé le réacteur à double flux. (voir schéma page: 8).

# TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX JT3D

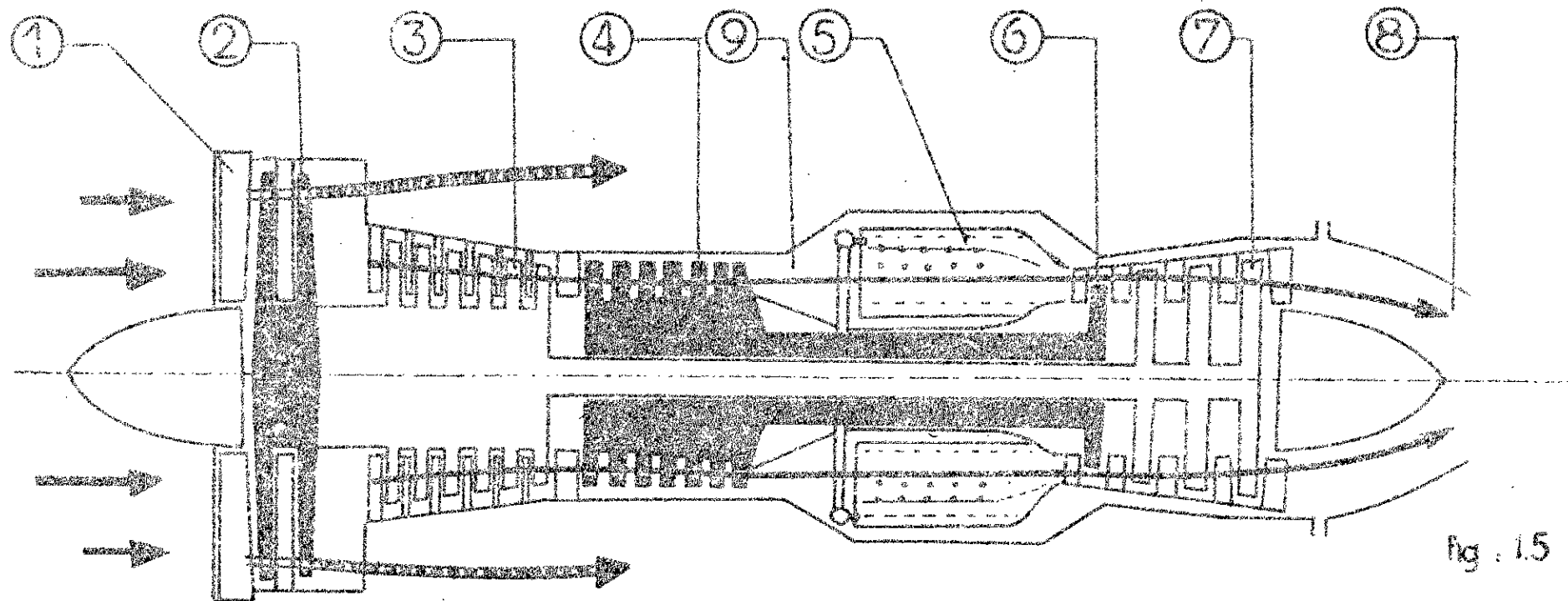


Fig. 15

1. GRILLE D'ENTREE

2. SOUFFLANTE

3. COMPRESSEUR. BP

4. COMPRESSEUR. HP

5. CHAMBRE de COMBUSTION

6. TURBINE

7. TURBINE

8. TUYERE CONVERGENTE

9. DIFFUSEUR

## • FONCTIONNEMENT

On fait capter à l'entrée un débit d'air plus important que le réacteur était normal.

A l'air ainsi aspiré et en particulier à l'air supplémentaire on communique une fraction de l'énergie du jet principal au moy. d'une turbine se trouvant dans ce jet et d'un premier compresseur fonctionnant à de basses pressions, ou SOUFFLANTE.

En sortant de la soufflante l'air se divise en deux flux : primaire et secondaire. Le rapport du flux secondaire au flux primaire porte le nom de taux de dilution.

Le flux secondaire est, selon les conceptions, soit éjecté à l'extérieur soit accéléré dans une tuyère appropriée qui ceint le réacteur puis conduit dans la tuyère d'éjection offrant ainsi un supplément de poussée. Notre étude va porter sur le premier cas. (voir p. 10)

Quant au flux primaire est dirigé sur le compresseur à deux corps moyennes et hautes pressions pour subir une évolution analogue à celle d'un réacteur simple.

Le turbofan, inventé en 1945 puis délaissé a été repris par la plupart des constructeurs.

Outre l'amélioration portée à la poussée et au rendement propre, ce type de réacteur présente l'avantage d'être nettement moins bruyant et a la possibilité de bien se prêter à la post-combustion.

### 1.2.5. Le STATOREACTEUR (Ramjet) :

Ce statoréacteur est technologiquement le plus simple des moteurs à réaction. (voir fig. 1.5.).

Il ne comporte aucune pièce mécanique en mouvement, ce qui sous entend qu'au point fixe un statoréacteur ne peut pas fonctionner. La compression est entièrement assurée, dans l'entrée d'air supersonique, par transformation de l'énergie cinétique de l'air absorbé. On peut par conséquent remarquer que l'efficacité d'un tel réacteur est négligeable qu'avec les grandes vitesses.

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

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

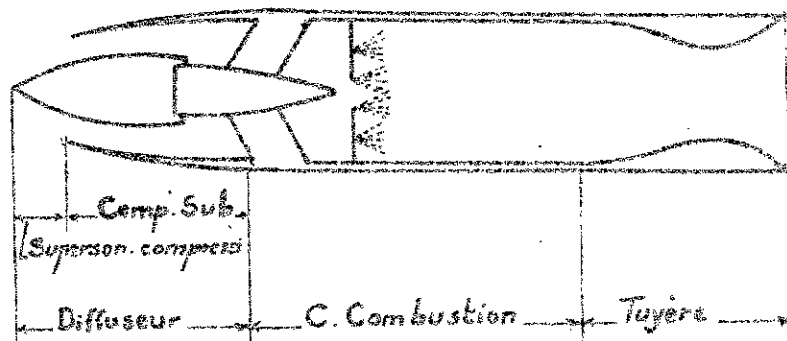


fig 1.6.  
Statoréacteur

On signale enfin que dans certains avions la propulsion est assurée par la combinaison de turboreacteurs (pour démarrage et petites vitesses) et de statoréacteur fonctionnant aux grandes vitesses.

### 1.3. NOTIONS de BASE

#### 1.3.1 Principe de la propulsion:

Tout système de propulsion repose sur l'application du principe de l'égalité de l'action et de la réaction. Suivant ce principe toute action d'un corps sur un autre s'accompagne d'une réaction qui lui est directement opposée et égale.

Les oiseaux, les avions se déplacent dans l'air selon ce principe. Les gaz de combustion (cas d'avions) produisent à la sortie une force sur l'appareil permettant ainsi de le déplacer. Cette force est dite la poussée..

#### 1.3.2. Conservation de masse et équation de continuité:

Pour ça, on considère un volume de contrôle pris à l'intérieur d'un courant de fluide. voir fig.(1.3.1)

Le principe de la conservation de la masse entraîne que la variation de la masse emmagasinée à l'intérieur du volume de contrôle est égale à la différence du débit entrant et du débit sortant.

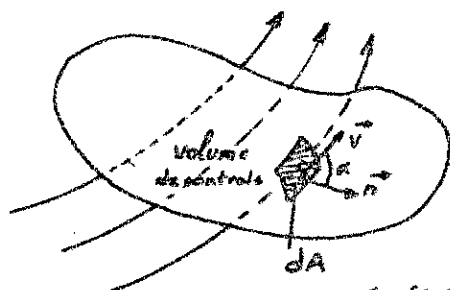


fig (1.3.1)

soit  $\frac{dm_{vc}}{dt} = m_e - m_s$  ; si on considère que dA est une surface élémentaire de la surface de contrôle.

$$\text{Le débit sera alors: } dm = \rho |\vec{V}| \cos \alpha \cdot dA \quad (1.1)$$

où  $\rho$ : masse volumique du fluide et  $V$ : sa vitesse

or  $\vec{V} \cdot \vec{n} = V / \cos \alpha$ , d'où  $dm = \rho \vec{V} \cdot \vec{n} \cdot dA$  (1.2)

où  $\vec{n}$ : vecteur normal à  $dA$ .

La masse à l'intérieur du volume de contrôle s'exprime par :

$$m_{cv} = \int_{vc} \rho \, dV \quad \text{où } dV \text{ est le volume élémentaire.}$$

L'équation de continuité peut se mettre sous la forme :

$$\frac{d}{dt} \int_{vc} \rho \, dV + \int_{sc} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} \, dA = 0. \quad (1.2')$$

### 3.3. Deuxième loi de NEWTON et équation des forces vives.

Pour un système de masse  $m$  actionné par une force  $F$ , la 2<sup>e</sup> loi de Newton nous permet d'écrire :

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} (m \cdot \vec{V}). \quad (1.3)$$

par une méthode analogue ~~à~~ précédente on obtient :

$$\Sigma \vec{F} = \frac{d}{dt} \int_{vc} \rho \vec{V} \, dV + \int_{sc} \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \vec{n}) \, dA \quad (1.4)$$

### 3.4. Expression de la poussée :

Soit une surface de contrôle :

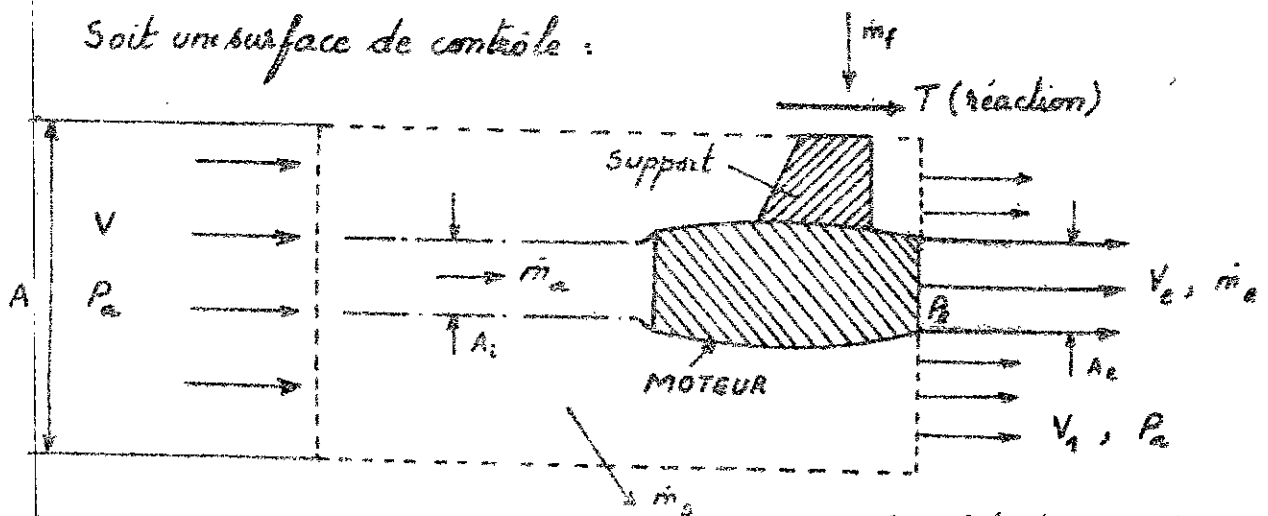


Fig: réacteur producteur de poussée (3.3.2)

La poussée, force assurant le déplacement, provient de toute une série de transformations de l'air à travers le moteur.

Pour déterminer la poussée, on considère un volume de contrôle délimité comme l'indique la fig (1.3.2) ; où  $\dot{m}_f$ ,  $\dot{m}_a$ ,  $\dot{m}_e$  sont respectivement les débits masse de fuel, de l'air entrant et des gaz d'échappement.

$A_i$ ,  $A_e$  : Sections d'entrée et de sortie.

$P_a$  : pression ambiante ;  $V$  : Vitesse de Vol.

$P_e$  : pression d'échappement ;  $V_e$  : Vitesse des gaz d'échappement.

$T$  : réaction de la t<sup>e</sup> poussée ;

Du fait que la masse est conservée dans le temps à l'intérieur du volume de contrôle, l'équation (1.4) devient alors :

$$\Sigma \vec{F} = \int_{sc} \rho \cdot \vec{V} \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA.$$

si on considère seulement la composante horizontale  $x$  on aura :

$$\Sigma F_x = \int_{sc} \rho \cdot V_x (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA. \quad (1.5)$$

La pression et la vitesse de l'écoulement extérieur sont supposées constantes sur toute la surface de contrôle, sauf sur la surface d'échappement  $A_e$ , où la pression  $P_e$  est différente de  $P_a$ . et la force de pression qui agit sur la surface de contrôle est alors :  $(P_a - P_e) A_e$ .

L'autre force unique qui peut agir sur le volume de contrôle ne peut être que la réaction de la poussée  $T$ .

on aura sur l'axe  $x$  :  $\Sigma F_x = (P_a - P_e) A_e + T \quad (1.6)$

Le débit qui pénètre dans le moteur à travers la section  $A_i$  est  $\dot{m}_a = \rho V A_i$   
 le débit traversant la surface d'échappement  $A_e$  est :  $\dot{m}_e = \rho_e \cdot V_e \cdot A_e$   
 où  $\rho$  et  $\rho_e$  sont les masses volumiques respectives de l'entrée et des gaz d'échappement.

or :  $\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f \Rightarrow \dot{m}_f = \dot{m}_e - \dot{m}_a = \rho_e \cdot V_e \cdot A_e - \rho \cdot V \cdot A_i \quad (1.7)$

Si on veut appliquer l'équation de continuité pour le volume de contrôle en supposant que le combustible provient de l'extérieur de ce volume. l'équation (1.2') pour un débit constant s'écrit :

$$\int \rho \cdot \vec{V} \cdot \vec{n} \cdot dA = 0.$$

qui peut se mettre sous la forme :

$$\rho_e V_e \cdot A_e + \rho V (A - A_e) + \dot{m}_s - \dot{m}_f - \rho V \cdot A = 0. \quad (1.8)$$

où  $A$  : section de passage normale à  $V$ .

$\dot{m}_s$  : débit masse de l'air à travers les surfaces latérales du volume de contrôle voir (1.3.2)

L'éq (1.8) peut se mettre aussi :  $\dot{m}_s = \dot{m}_f + \rho V A_e - \rho_e V_e A_e$

ou  $\dot{m}_f = \rho_e V_e A_e - \rho V A_i$  , Alors  $\dot{m}_s = \rho V (A_e - A_i)$  (1.9)

Si les surfaces latérales du volume de contrôle sont suffisamment loin du réacteur, on peut alors considérer que le flux traversant la surface de contrôle a une faible vitesse suivant la direction  $y$ , et l'importante composante de la vitesse est suivant la direction  $x$ . ainsi, la force due à ce débit est tout simplement  $\dot{m}_s V$ .

Alors le second membre de l'équation (1.5) s'écrit :

$$\int_{sc} V_x \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot dA = \dot{m}_e V_e + \dot{m}_s V + \rho V (A - A_e) V - \dot{m}_a V - \rho V (A - A_i) V.$$

En introduisant l'éq (1.9) on aura :

$$\int_{sc} V_x \cdot \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot dA = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_a V \quad (1.10)$$

La combinaison des éq (1.6) et (1.10) nous donne :

$$T = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_a V + (P_e - P_a) A_e. \quad ; \text{ avec } \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = f$$

on aura :

$$T = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_e - \dot{m}_a V + (P_e - P_a) A_e.$$

ou bien  $T = \dot{m}_a [(1+f) V_e - V] + (P_e - P_a) A_e.$



Dans certains cas la quantité  $(P_0 - P_a) A_c$  est négligeable devant l'autre terme.

### 1.3.5 Définitions:

• Nombre de Mach:

On appelle nombre de Mach le rapport  $M = v/a$

où  $v$ : vitesse du fluide au point considéré

$a$ : Vitesse locale du son donnée par:  $a = (\gamma RT)^{1/2}$

où  $\gamma$ : rapport des chaleurs spécifiques;  $R$ : cte. des gaz.

$T$ : Température statique au point considéré.

• Etat d'arrêt:

On désigne par l'état d'arrêt ou total le point où l'écoulement est ramené isentropiquement au repos. on le caractérise par l'indice 0

En un point quelconque de l'écoulement, l'état d'arrêt et statique

sont reliés par:  $\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{v^2}{2 C_p T}$  et avec  $C_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} v$  et  $M = v/a$

on aura:  $\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$  (1.11);

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (1.12)$$

## Ch. 2: LE COMPRESSEUR

### 2.1. INTRODUCTION

Dans le monde de l'industrie et l'aéronautique actuelle, deux types de compresseurs sont largement utilisés. Le compresseur axial, où l'écoulement du fluide est considéré pratiquement parallèle à l'axe de rotation, et le compresseur centrifuge, où l'écoulement axial à l'entrée devient radial à la sortie.

Malgré que ces deux types de compresseurs ont fait leur apparition à la même époque, le compresseur axial fut un temps délaissé, faute de connaissances suffisantes sur les écoulements en fluide compressible. La difficulté majeure de la compression axiale réside dans le fait qu'il est plus facile de transformer une pression en énergie cinétique qu'il d'avoir l'inverse. Alors que la compression axiale s'obtient de cette dernière façon.

C'est pourquoi, pas mal de domaines de l'industrie ont connu l'application du compresseur centrifuge.

Son avantage primordial est de permettre avec un seul étage, de réaliser une compression relativement élevée (grâce à l'effet centrifuge développé par son rouet). On peut noter aussi sa robustesse, sa souplesse de fonctionnement et sa simplicité offerte pour la fabrication.

Néanmoins, son efficacité est réduite et le taux de compression ne

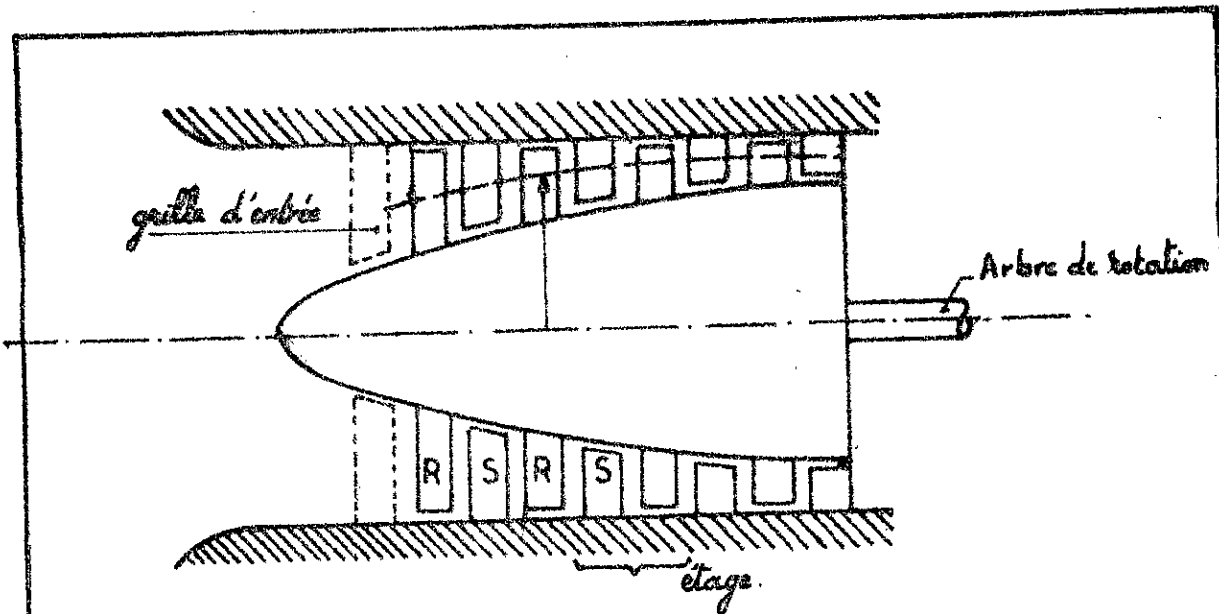
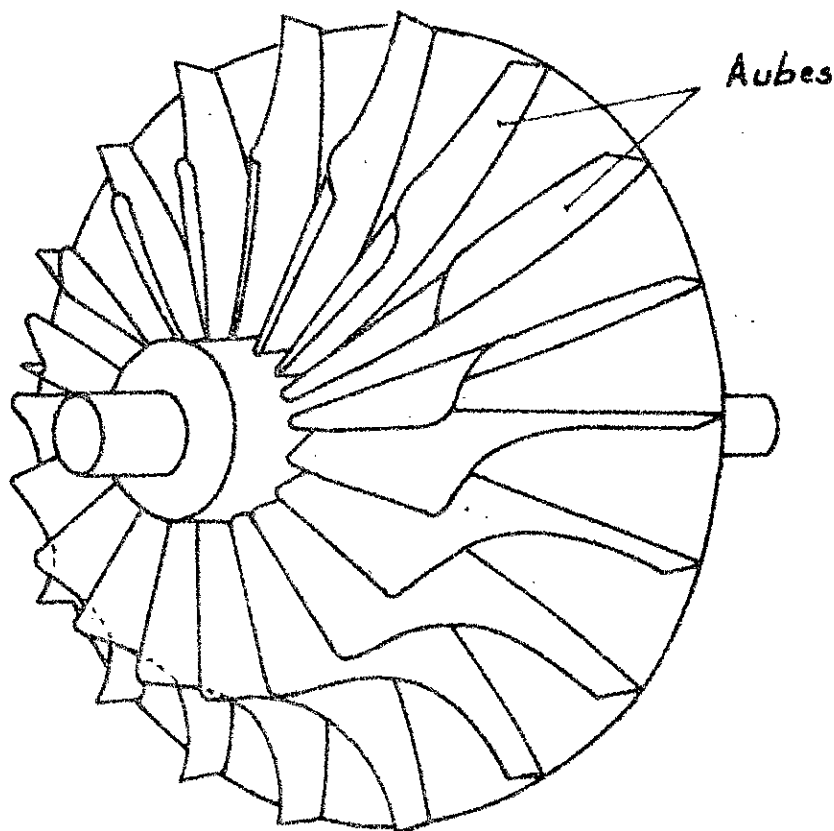


Schéma d'une section de compresseur AXIAL.

Rouet d'un compresseur centrifuge  
[2]



peut dépasser une certaine valeur limite de l'ordre de 4.

Bien qu'on puisse améliorer ses performances avec la famille de plusieurs étages ou à double flux; ces dispositions conduisent malheureusement à une relative complication de construction.

A vrai dire, un seul étage d'un compresseur axial ne peut donner un taux de compression aussi meilleur.

Cependant, la possibilité de mettre en série plusieurs étages axiaux a permis de multiplier considérablement le rapport de pression unitaire. Il est à souligner que la grande poussée fournie (d'environ 10000 kg) et l'important flux massique absorbé par unité de surface ont largement favorisé le compresseur axial à s'adapter le mieux en aéronautique.

En outre, le compresseur axial est beaucoup moins limité en rapport de compression global, de sorte qu'il a devant lui un développement possible, d'autant plus que l'on commence à construire des compresseurs axiaux supersoniques.

Tous ces avantages qu'on vient d'évoquer justifient la suprématie quasi généralisée des compresseurs axiaux dans de nombreux domaines. Ainsi on ne peut clore cette introduction sans qu'on signale que les inconvénients majeurs des compresseurs axiaux, tiennent essentiellement à leur coût élevé et aux difficultés de fabrication (choix du profil, dispositions et dimensions des aubes d'un étage à l'autre), quoique l'évolution effrénée de la technologie pourra surmonter de telles contraintes d'un jour à l'autre.

## 2.2 DEFINITIONS

Pour une meilleure compréhension de cette étude, quelques définitions se rapportant aux compresseurs axiaux sont portées à ce paragraphe.

### a. Aube:

On appelle aube, un obstacle à profil aérodynamique plongé dans l'écoulement pour en modifier les vitesses et corrélativement faire apparaître des efforts.

### b. Grille d'aubes:

Ces 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'aubes.

### c. 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. Dans le cas contraire un profil quelconque peut être à la base de la formation de décollements, causant ainsi des tourbillons dans le fluide.

Les propriétés aérodynamiques des profils sont déterminées à partir de essais en soufflerie et l'aube est assimilée à une portance telle qu'une aile d'avion.

### d. Squelette:

Le squelette d'un profil, est la ligne médiane entre l'extrados et l'intrados. (voir fig. 2.2). Cette ligne se confond pratiquement sur plus grande partie de sa longueur avec le lieu des centres des cercles inscrits.

e. Corde:

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

f. Flèche "f":

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

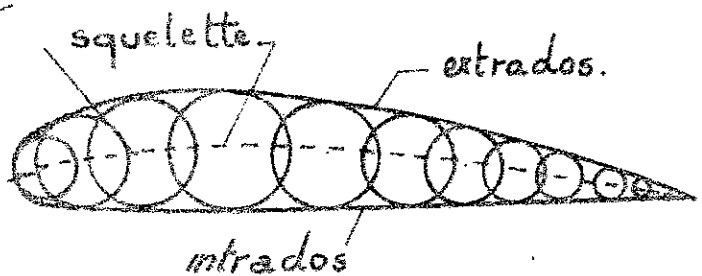
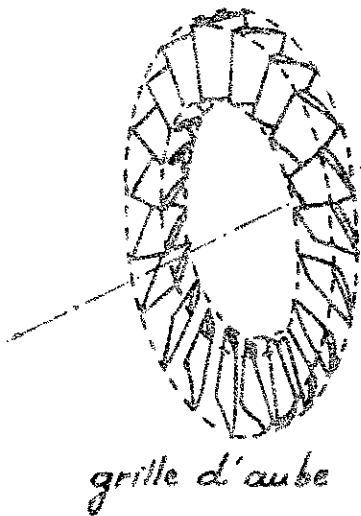


Fig 2.2 Profil d'aube.

g. Etage:

L'ensemble d'une grille mobile ou ROTOR et d'une grille fixe ou STATOR forme ce qu'on appelle un étage.

h. Etage 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 de vitesses est entièrement simplifié.

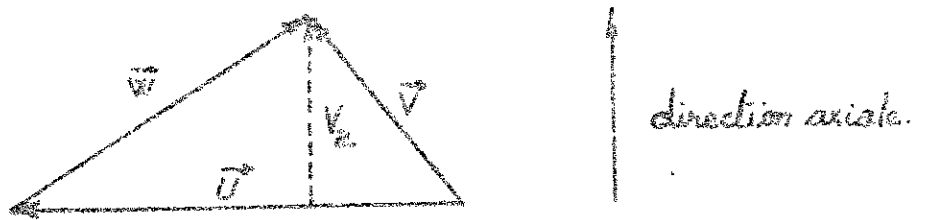
les grilles homologues conservent le même profil d'aube

### 2.3 TRIANGLE de VITESSE

Une particule de fluide qui aborde une aube avec une vitesse  $V_1$ , sera entraînée par l'aube à une vitesse d'entraînement  $U = \omega \cdot r$ .

La vitesse  $V$  dite vitesse absolue est la somme vectorielle de la vitesse  $U$  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



$V_a$ : Vitesse axiale.

### 2.4. Ecoulement de l'air dans les canaux mobiles. Rotor.

Soit un étage quelconque d'un compresseur axial où  $V_0, V_2$  sont respectivement la vitesse d'entrée et de sortie de l'étage.

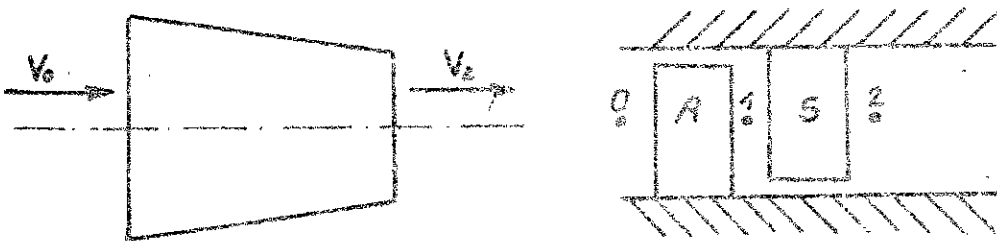


Fig. 2.2

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

$$H_1 - H_0 + \frac{1}{2} (W_1^2 - W_0^2) = (Q + W)_{0,1} \quad (2.1)$$

Or pour un observateur tournant avec le rotor, tout se passe comme si l'air s'écoulait dans des canaux fixes. Par conséquent aucun échauffement...

de chaleur n'a lieu avec l'extérieur, ainsi aucun travail effectif dans des canaux fixes. soit  $Q_{01} = W_{01} = 0$ .

Alors l'éq (2.1) s'écrit :

$$H_2 - H_0 + \frac{1}{2} (W_1^2 - W_0^2) = 0$$

ou bien :

$$H_2 - H_0 = \frac{1}{2} (W_0^2 - W_1^2) \quad (2.2)$$

$(H_2 - H_0)$  représente l'augmentation d'enthalpie à travers le rotor c'est une quantité positive, cela implique que  $W_0 > W_1$ . Ce résultat nous permet de dire qu'il y a un ralentissement de vitesse relative dans les canaux mobiles.

Ce fig (2.3) illustre ce résultat.

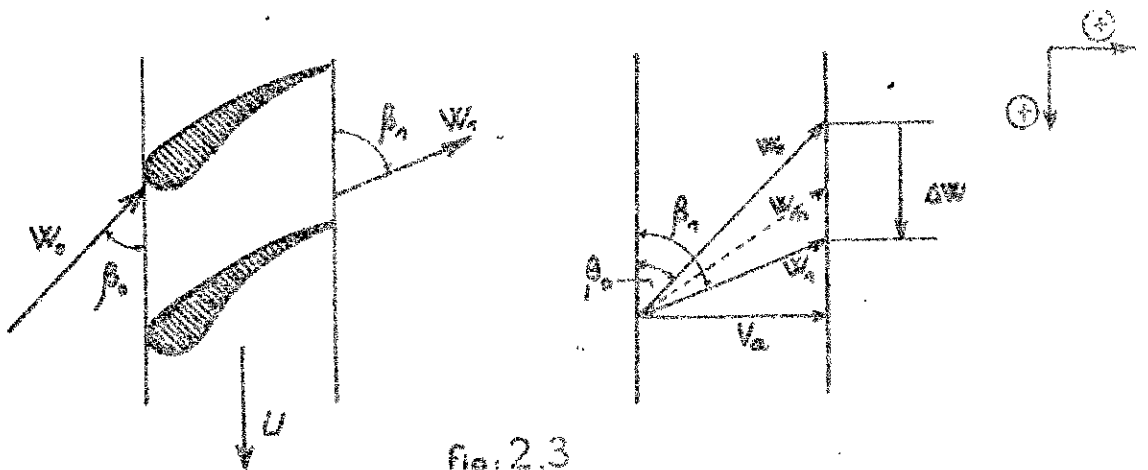


Fig. 2.3

Remarque: l'augmentation d'enthalpie dans le rotor est affectée aussi d'une augmentation de pression et de température.

### 2.5. Ecoulement de l'air dans les canaux fixes - Stator -

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

$$H_2 - H_1 + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2) = (Q + W)_{21} \quad (2.3)$$

soit  $Q_{21} = W_{21} = 0$  ; puisque l'échange de chaleur avec l'extérieur



est nul et aucun élément n'est en mouvement.

L'équation (2.3) s'écrit alors :

$$H_2 - H_1 + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2) = 0$$

ou bien :  $H_2 - H_1 = \frac{1}{2} (V_1^2 - V_2^2)$  (2.4)

$(H_2 - H_1)$  est l'augmentation d'enthalpie du fluide à travers le stator ; de plus c'est une quantité positive. De cela découle que  $V_1 > V_2$ . Le fluide subit donc dans le stator un ralentissement.

Ce résultat est illustré dans la fig (2.4).

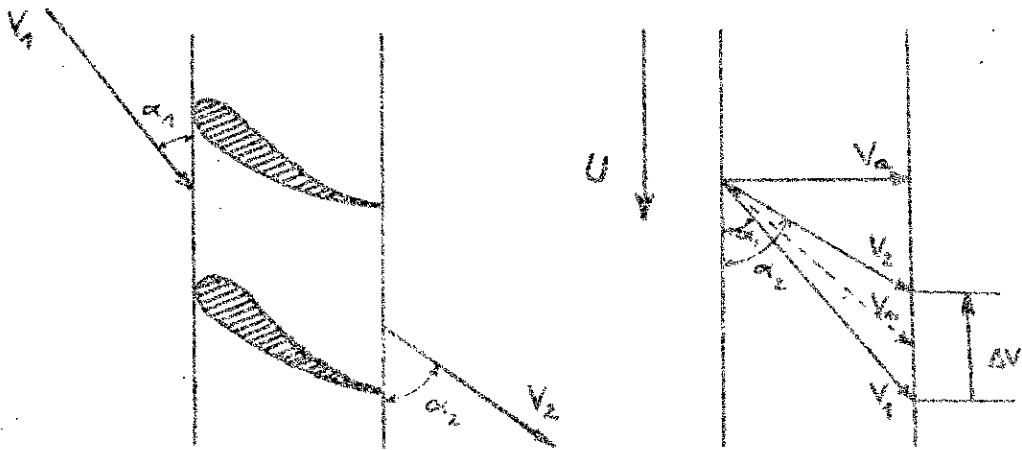


Fig. 2.4

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

On remarque aussi qu'à travers un stator, la température et pression totales conservent pratiquement les mêmes valeurs.

## 2.6. Triangle de Vitesse d'un étage complet :

... Si on suppose d'une part que la vitesse axiale  $V_a$  est constante dans tout l'étage et d'autre part, les étages sont périodiques ; en combinant les fig (2.3) et (2.4), on aura le triangle de vitesse dans

un étage complet.

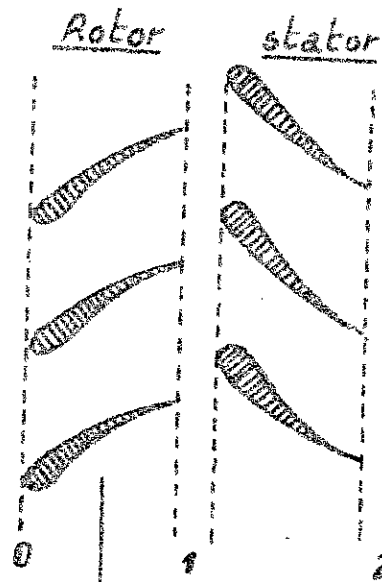
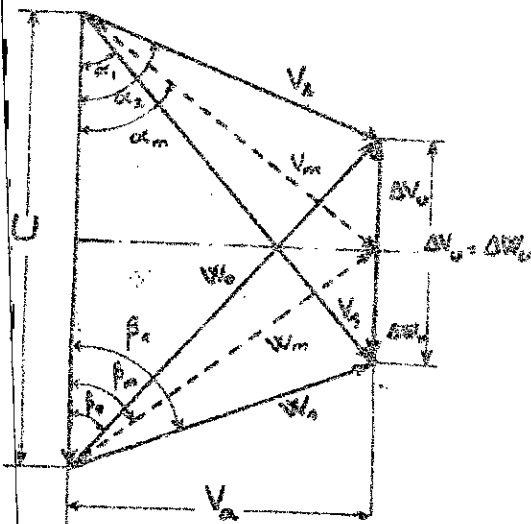


Fig 2.5. Diagramme complet des vitesses d'un étage de compresseur axial.

### 2.7. Degré de réaction :

On appelle degré de réaction le rapport de l'augmentation d'enthalpie dans le rotor à l'augmentation d'enthalpie dans l'étage complet. soit :

$$\epsilon = \frac{H_1 - H_0}{H_2 - H_0} ; \text{généralement la conception est choisie telle que } \epsilon = 1/2.$$

Cela veut dire que l'augmentation d'enthalpie (statique) dans le rotor est ~~identique~~ à celle dans le stator.

Il va de soi que l'augmentation de pression et de température (statiques) sont identiques dans le rotor et le stator.

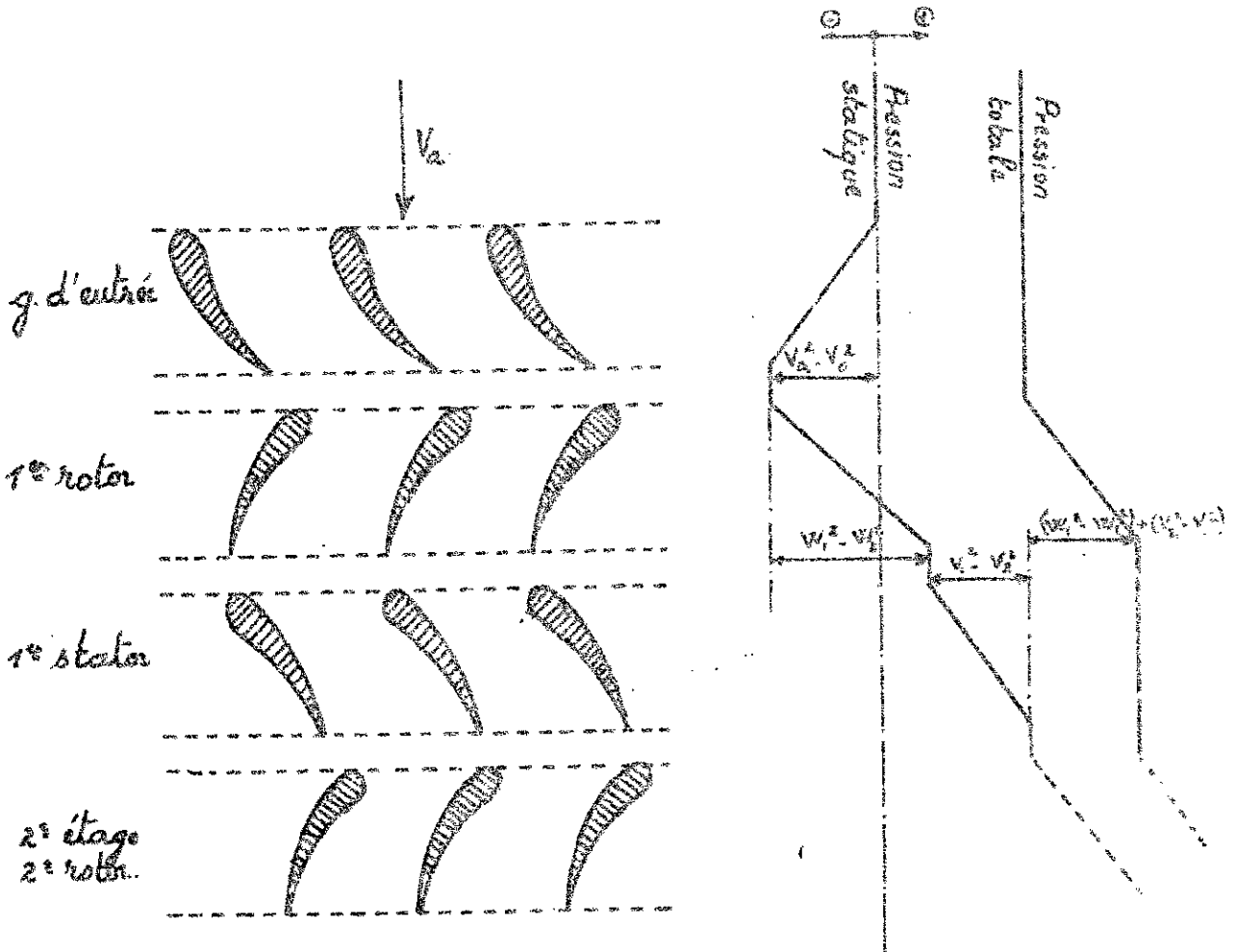
### Conclusion

Pour mieux rassembler les idées, on va figurer dans le tableau suivant les variations de pressions, températures et vitesses dans

un étage de compresseur :

|        | Vitesse Absolu $V$ | Vitesse Rel $W$        | $P_{sta}$ | $T_{sta}$ | $P_{tot}$ | $T_{tot}$ | $S_{passage}$ |
|--------|--------------------|------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| Rotor  |                    |                        |           |           |           |           |               |
| Stator |                    | pas de $W$ dans stator |           |           |           |           |               |

Si on veut représenter le diagramme de pressions à travers un étage complet d'un compresseur muni d'une grille d'entrée, on aura :



## 2.7. CALCUL THERMODYNAMIQUE

### 2.7.1. Travail d'un compresseur

Soit un compresseur d'entrée ① et de sortie ② et la vitesse axiale  $V$

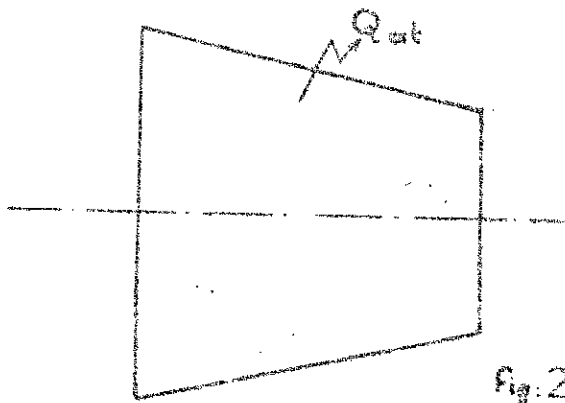
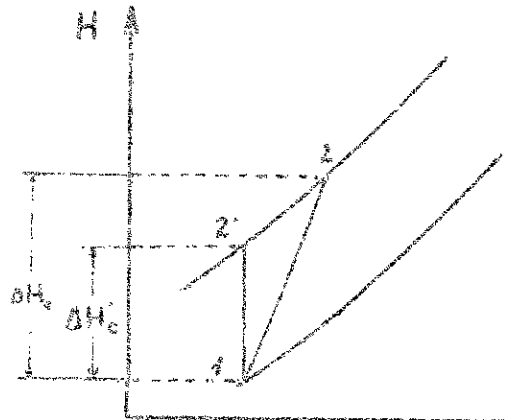


Fig. 2.6



L'équation d'énergie appliquée entre l'entrée ① et la sortie ② s'écrit :

$$H_1 + \frac{1}{2g} V_1^2 \pm Q_{ext} + W_c = H_2 + \frac{1}{2g} V_2^2 \quad (2.2)$$

or  $H_1 + \frac{1}{2g} V_1^2 = H_{01} = H_{02}$  ; l'indice (0) indique l'état d'arrêt.

Puisque la compression est adiabatique, l'échange de chaleur est nul  $Q_{ext} = 0$ .

L'équation (2.2) s'écrit :  $H_{01} + W_c = H_{02} \Rightarrow H_{02} - H_{01} = W_c$

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

on peut permettre le travail sous la forme :

$$W_c = H_{02} - H_{01} = c_p T_{02} - c_p T_{01} = c_p (T_{02} - T_{01})$$

$$W_c = c_p (T_{02} - T_{01}) \quad (2.3)$$

D'autre part le rendement adiabatique  $\eta$  du compresseur est de la forme :

$$\eta_c = \frac{W_c}{\Delta H_c} = \frac{W_c}{H_{02} - H_{01}} = \frac{c_p (T_{02} - T_{01})}{c_p (T_{02} - T_{01})} = \frac{T_{02} - T_{01}}{T_{02} - T_{01}}$$

$$\eta_c = \frac{T_{02}' - T_{01}}{T_{02} - T_{01}} \Rightarrow T_{02} - T_{01} = \frac{T_{02}' - T_{01}}{\eta_c}$$

Substituant ce résultat dans (2-3), on aura:

$$W_c = c_p \frac{T_{02}' - T_{01}}{\eta_c} = c_p \frac{T_{01}}{\eta_c} \left( \frac{T_{02}'}{T_{01}} - 1 \right) \quad (2.4)$$

or, du fait que la compression est isentropique, on peut utiliser la relation de Poisson :  $\frac{T_{02}'}{T_{01}} = \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$  ; d'où l'équation (2.4) devient

$$W_c = \frac{c_p T_{01}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (2.5)$$

le rapport  $P_{02}/P_{01}$  représente le taux de compression total du compresseur.  
 • Remarque:

A travers les différents 'étages' du compresseur multi-étage, le taux de compression n'est pas nécessairement le même pour tous les étages. L'utilisation d'un coefficient constant pour tous les étages, le compresseur semble plus approprié et plus pratique. C'est pour cela qu'on introduit la notion de rendement polytropique.

### 2.7.2. Rendement polytropique

Soit la formule fondamentale de l'enthalpie :

$$H = U + p.v$$

$$dH = dU + p.dv + v.dp \quad ; \quad \text{or } dU + p.dv = dQ = 0 \quad (\text{puisque la transformation est adiabatique})$$

Alors  $dH = v.dp$  , ainsi on a :  $dH' = v.dp'$

D'après la fig (2.6), le rendement adiabatique  $\eta_c = \frac{\Delta H_c'}{\Delta H_c} = \frac{v.dp'}{\Delta H_c}$

avec  $\Delta H_c = \underbrace{du + p.dv}_{dQ \neq 0} + v.dp$

Dans la transformation réelle (1-2), l'échange de chaleur  $dQ$  dû au frottement n'est pas nul.

Par analogie avec  $\eta_c$ , on peut mettre le coefficient  $\eta_p$  sous la forme:

$$\eta_p = \frac{u dp}{\Delta H_c} = \frac{u dp}{c_p dT} \quad ; \quad \text{avec la relation } c_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \quad , \quad \text{on obtient}$$

$$\eta_p = \frac{u dp}{c_p dT} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{u}{2} \frac{dp}{dT} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dp/p}{dT/T}$$

En intégrant entre la sortie ② et l'entrée ① du compresseur on trouve:

$$\eta_p = \frac{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \text{Log} \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)}{\text{Log} \left( \frac{T_{02}}{T_{01}} \right)} \quad ; \quad \text{ou encore sous une autre forme:}$$

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} \quad (2-6)$$

Le rendement adiabatique est relié à  $\eta_p$  par:

$$\eta_c = \frac{T_{02}' - T_{01}}{T_{02} - T_{01}} = \frac{\frac{T_{02}'}{T_{01}} - 1}{\frac{T_{02}}{T_{01}} - 1} = \frac{\left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} - 1}{\left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_c}} - 1} \quad (2-7)$$

de cette eq (2.7) on peut tirer:

$$\left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} - 1 = \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_c}} - 1 \right] \eta_c$$

Avec cette expression l'éq (2.5) sera:

$$W_c = \frac{c_p T_{01}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p}} - 1 \right] = c_p T_{01} \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_c}} - 1 \right]$$

$$W_c = c_p T_{01} \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_c}} - 1 \right] \quad (2-8)$$

### 2.7.3. Coefficient polytropique

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

$$\frac{P}{\rho^k} = \text{cte} \quad ; \quad \text{où } k \text{ est le coefficient polytropique de la compression, tenant compte des pertes.}$$

$\rho$ : la masse volumique du gaz.

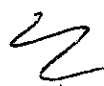
En introduisant l'éq. des gaz parfaits  $\frac{P}{\rho} = RT$ , on peut écrire

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad ; \quad \text{ainsi en utilisant l'état d'arrêt, on aura}$$

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad , \quad \text{la combinaison de cette relation et l'éq (2.8),}$$

$$\text{donne: } \frac{T_{02}}{T_{01}} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \frac{1}{\gamma} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2.9)$$

$$\text{par conséquent } \frac{k-1}{k} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{1}{\gamma} \quad (2.10)$$



### 2.7.4. Taux de compression total et par étage

De l'équation (2.9) on en déduit le rapport:

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{T_{02}}{T_{01}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_{02}}{T_{01}}\right)^{\frac{\gamma}{k-1}} \quad (2.11)$$

Le rapport  $P_{02}/P_{01}$  représente le taux de compression total du compresseur. L'éq (2.11) donne le taux de compression exprimé en fonction de  $W_c$ .

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[ 1 + \frac{W_c}{c_p T_{01}} \right]^{\frac{\gamma}{k-1}} \quad (2.12)$$

• Taux de compression par étage :

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

$$\frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \left( \frac{T_{0i+1}}{T_{0i}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.12)$$

ou bien, en posant :  $T_{0i+1} = T_{0i} + \Delta T_{0e}$  où  $\Delta T_{0e}$  est l'augmentation d'enthalpie par étage.

L'éq (2.12) s'écrit alors :

$$\frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \left( \frac{T_{0i} + \Delta T_{0e}}{T_{0i}} \right)^{k/k-1} = \left( 1 + \frac{\Delta T_{0e}}{T_{0i}} \right)^{k/k-1}$$

$$\pi_c = \frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \left( 1 + \frac{\Delta T_{0e}}{T_{0i}} \right)^{k/k-1} \quad (2.13)$$

La pression totale à la sortie de chaque sera donnée par :

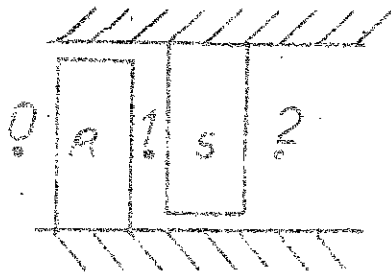
$$\frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \pi_c \Rightarrow P_{0i+1} = \pi_c \cdot P_{0i} \quad (2.14)$$

La température totale à la sortie de l'étage :

$$T_{0i+1} = T_{0i} + \Delta T_{0e} \quad (2.15)$$

La température statique à la sortie de l'étage :

L'équation d'énergie à travers l'étage complet s'écrit :



$$\Delta H_{0e} = \Delta H_e + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_0^2)$$

or  $V_0 = V_2$  (du fait de la périodicité des étages), par conséquent

$$\Delta H_{0e} = \Delta H_e, \text{ ou bien } c_p \Delta T_{0e} = c_p \Delta T_e \Rightarrow \Delta T_{0e} = \Delta T_e$$

Cela veut dire, que dans les étages périodiques d'un compresseur, l'augmentation d'enthalpie totale est égale à celle de l'enthalpie statique, de même que l'augmentation de température totale et statique sont identiques..

La température statique à la sortie de l'étage est alors :



•  $T_{i+1} = T_i + \Delta T_e$  (2.16)

• Nombre de Mach à la sortie de l'étage:

La relation suivante exprime le Nombre de Mach en fonction de la température (totale et statique)

$$\frac{T_{0i}}{T_i} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \implies M_i = \left[ \left( \frac{T_{0i}}{T_i} - 1 \right) \frac{2}{\gamma-1} \right]^{1/2} \quad (2.17)$$

• Pression statique à la sortie de l'étage

La pression d'arrêt ou totale est reliée à la pression statique par:

$$\frac{P_{0i}}{P_i} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad \text{qui donne:}$$

$$P_i = P_{0i} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{-\gamma/(\gamma-1)} \quad (2.18)$$

• Masse volumique de l'air à la sortie de l'étage:

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

## 2.8. Dimensionnement du ROTOR

Dimensionner un rotor revient principalement à calculer le diamètre extérieur et intérieur à la sortie de chaque rotor et évaluer la hauteur radiale des aubes

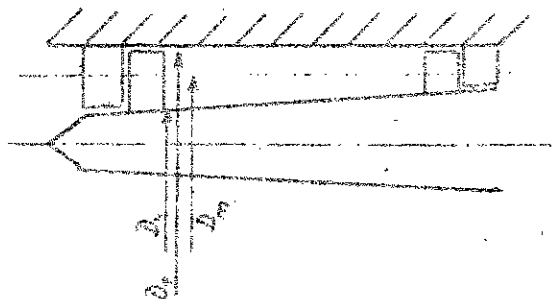
### 2.8.1. Détermination des diamètres

L'équation de continuité de débit massique:

$$\begin{cases} \dot{m}_a = \rho_i S_i V_a & \text{où } S_i: \text{Section de passage.} \\ S_i = \pi (D_e^2 - D_i^2) \frac{1}{4} & V_a: \text{Vitesse axiale} \\ D_m = \frac{D_e + D_i}{2} & D_e, D_i, D_m: \text{et respectivement} \\ & \text{diamètres extérieur, intérieur et moyen.} \end{cases} \quad (1)$$

Le système (1) admet comme solution :

$$\begin{cases} D_e = D_m + \frac{\dot{m}_a}{\pi V_a \cdot D_m \rho_i} \\ D_i = D_m - \frac{\dot{m}_a}{\pi V_a \cdot D_m \rho_i} \end{cases}$$



(2.19)

### 2.8.2. Hauteur radiale de L'AUBE :

L'équation de continuité du débit massique :

$$\dot{m}_a = \rho_i \cdot S_i \cdot V_a$$

avec la section de passage  $S_i = 2\pi r_m \cdot h_i$   
où  $h_i$  est la hauteur radiale de l'aube.

$$\dot{m}_a = \rho_i \cdot 2\pi r_m \cdot h_i \cdot V_a \quad \Rightarrow$$

$$h_i = \frac{\dot{m}_a}{2\pi r_m V_a \cdot \rho_i} \quad (2.20)$$

### 2.9. POMPAGE DES COMPRESSEURS

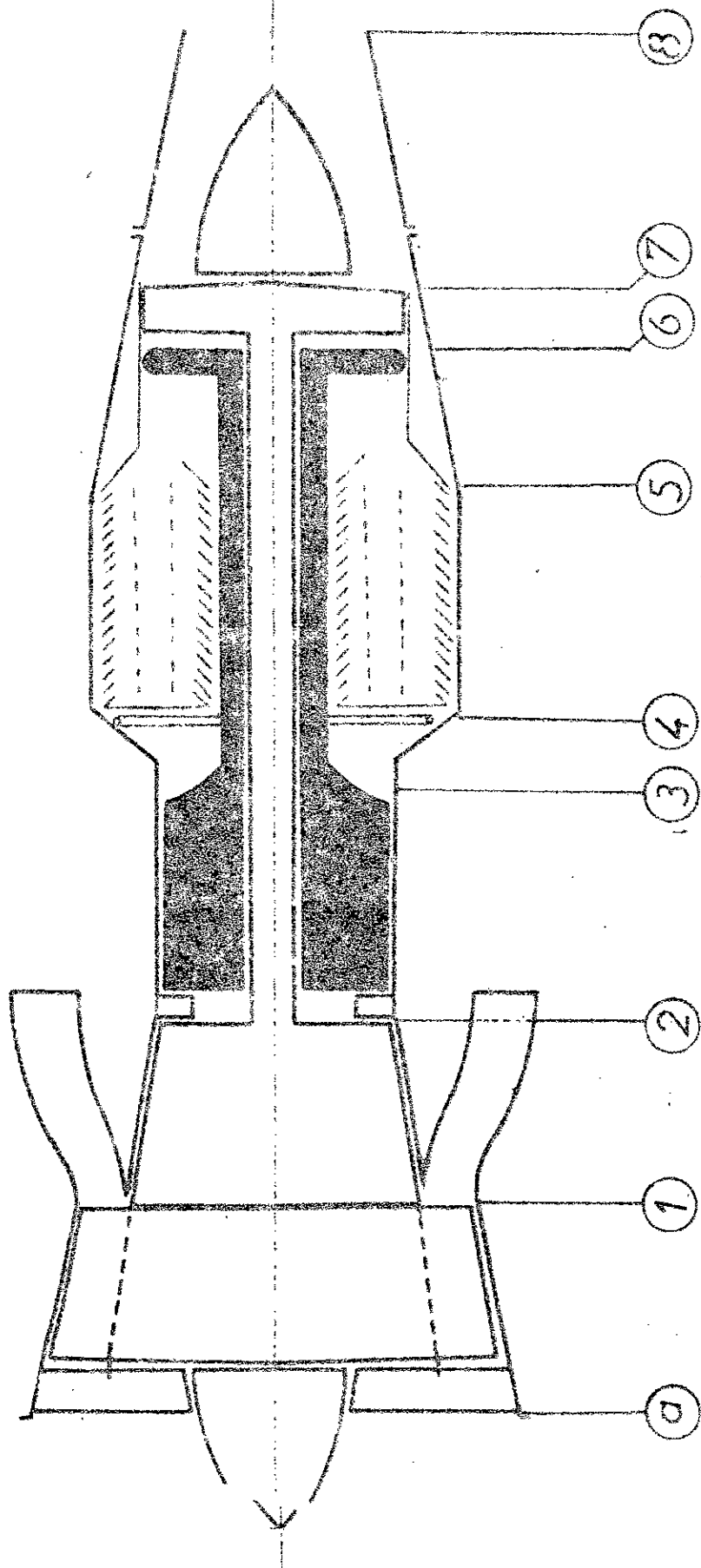
Un compresseur axial ou centrifuge doit être capable de fonctionner non seulement à son régime d'adaptation, mais aussi à des régimes variables. La pression et la température de l'air aspiré à une altitude de vol normal diffèrent notablement de celles qui correspondent au fonctionnement au sol (décollage). D'autre part, le débit-masse d'air varie aussi bien avec les conditions d'aspiration qu'avec la vitesse de rotation du compresseur. Assurer un fonctionnement sans pompage revient en majeure partie à l'adaptation du compresseur à des conditions de fonctionnement variées. Un tel état de stabilité n'est maintenu que dans certaines limites, et qu'en dehors de celles-ci la marche de la machine est accompagnée de pulsations

périodiques, dangereuses pour sa tenue mécanique; ce phénomène ou pompage, doit donc être évité à tout prix.

En d'autre terme, le phénomène de pompage peut être traduit par une augmentation ou diminution du débit.

De différents systèmes sont adoptés non pas pour le supprimer, mais du moins d'élargir, dans une certaine mesure, la zone de fonctionnement stable des compresseurs.

Il est à noter que le compresseur centrifuge est moins sensible à un tel phénomène...



## Ch.3. CALCUL DES COMPRESSEURS

### A. TURBO SOUFFLANTE

#### Paramètres nécessaires pour le calcul.

|                                   |                               |
|-----------------------------------|-------------------------------|
| . Taux de compression .....       | $\tau = 2$                    |
| . Nombre de Mach de vol .....     | $M = 0,8$                     |
| . Débit massique primaire .....   | $\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s}$ |
| . Taux de dilution .....          | $\beta = 1,5$                 |
| . Température atmosphérique ..... | $T_a = 242,7 \text{ K}$       |
| . Pression atmosphérique .....    | $P_a = 39218 \text{ Pa}$      |
| . Vitesse de rotation .....       | $N_r = 5000 \text{ tr/min}$   |
| . Rayon moyen .....               | $r_m = 0,5 \text{ m}$         |
| . Altitude de vol .....           | $Z = 7300 \text{ m}$          |
| . Degré de réaction .....         | $\epsilon = 1/2$              |

### 3.1. Calcul THERMODYNAMIQUE :

3.1.1. Température totale à l'entrée de la soufflante :

L'application de la formule (1.11) permet de calculer  $T_{0a}$  :

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad \Rightarrow \quad T_{0a} = T_a \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)$$

$$= 242,7 \left( 1 + \frac{1,4-1}{2} (0,8)^2 \right) = 273,7$$

$$\underline{T_{0a} = 273,76 \text{ K}}$$

### 3.1.2. Coefficient polytropique:

La combinaison des équations (2.7) et (2.10) nous donne le rendement adiabatique  $\eta_c$  en fonction du coefficient polytropique  $k$ .

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{P_{03}}{P_{0a}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{0a}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad ; \text{ cela implique : } \frac{k-1}{k} = \frac{\log \left[ \frac{\tau^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} + 1 \right]}{\log 2}$$

Le rendement adiabatique  $\eta_c$ , pour les compresseurs axiaux varie de 0,85 à 0,90. Pour la soufflante on adopte une valeur moyenne de

$$\eta_c = 0,88.$$

$$\text{Alors, } \frac{k-1}{k} = \frac{\log \left[ \frac{2^{\frac{0,4}{1,4}} - 1}{0,88} + 1 \right]}{\log 2} = 0,3206.$$

$\frac{k-1}{k} = 0,3206$  ; par conséquent le coefficient polytropique  $k$  est

### 3.1.3. Augmentation de l'enthalpie totale dans la soufflante :

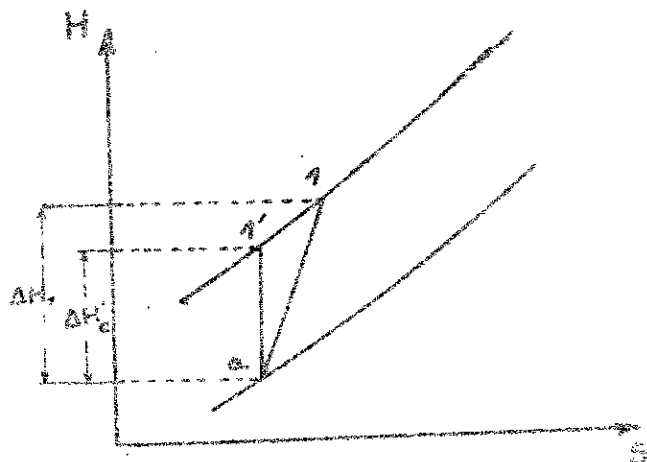
le travail d'un compresseur est donné par la formule (2.8)

$$W_c = \Delta H_r = c_p T_{0a} \left[ \left(\frac{P_{03}}{P_{0a}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

$$\Delta H_c = \Delta H_v = c_p T_{0a} \left[ \left(\tau\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

$$\Delta H_c = 10^3 \cdot 273,76 \left( 2^{\frac{0,4}{1,4}} - 1 \right)$$

$$= 68725,12 \text{ J/kg}$$



$$\underline{\Delta H_c = 68,725 \text{ KJ/kg.}}$$

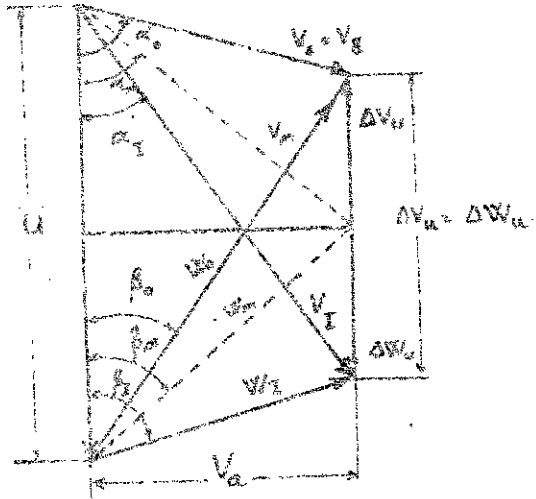


Fig 32. Triangle de vitesse d'un  
se composant du 1<sup>er</sup> rotor et  
du 2<sup>e</sup> stator.

Vu la périodicité des étages on a :

$$V_{II} = V_0 ; V_I = V_1 ;$$

$$W_0 = W_{II} ; W_I = W_1.$$



• Détermination de la vitesse axiale  $V_a$ .

De la formule (4. ) , la vitesse axiale est alors :

$$V_a = a \cdot M$$

où  $a$  : célérité locale du son.

$$a = (\gamma \cdot R \cdot T_a)^{1/2} = (1,4 \cdot 287 \cdot 242,7)^{1/2} = 312,277$$

$$a = 312,277 \text{ m/s.}$$

$$V_a = 312,277 \cdot 0,8 = 249,8 \text{ m/s}$$

$$\underline{V_a = 249,8 \text{ m/s}}$$

$V_a$  est supposée constante dans les trois compresseurs, du fait de la périodicité entière qu'on a admis dans cette étude, malgré que cette conception idéale est actuellement rarement suivie.

• Les caractéristiques cinématiques de l'air à l'entrée et à la sortie de la soufflante se déduisent du triangle de vitesse.

- Angle moyen  $\beta_m$  :

$$\operatorname{tg} \beta_m = \frac{V_a}{U/2} = \frac{2V_a}{U} = \frac{2 \cdot 249,8}{261,8} = 3,9083 \Rightarrow$$

$$\underline{\beta_m = 62^\circ 20' 40''}$$



D'après l'équation 1) 3) on a  $\Delta H_{0c} = U \Delta V_u$

on tire  $\Delta V_u = \frac{\Delta H_{0c}}{U} = \frac{68,125 \text{ m}}{0,2618} = 260,19 \text{ m/s}$

où  $\Delta H_{0c}$  est l'augmentation d'enthalpie par étage

$$\Delta H_{0c} = \frac{\Delta H_c}{2} = \frac{68,125 \text{ m}}{2} = 34,0625 \cdot 10^3 \text{ J/kg}$$

$$\Delta V_u = V_{1u} - V_{0u} = \frac{\Delta H_{0c}}{U} = \frac{34,0625 \cdot 10^3}{261,8} = 130,11 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_u = \Delta V_{0u} = 130,11 \text{ m/s}$$

$$V_{0u} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta V_u}{2} = \frac{261,8}{2} - \frac{130,11}{2} = 65,84 \text{ m/s}$$

$$V_{0u} = 65,84 \text{ m/s}$$

Vitesse absolue d'entrée :

$$V_0 = (V_{0u}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(65,84)^2 + (249,8)^2]^{1/2} = 258,32 \text{ m/s}$$

$$V_0 = 258,32 \text{ m/s}$$

$$V_{1u} = \Delta V_{1u} + V_{0u} = 130,11 + 65,84 = 195,95 \text{ m/s}$$

$$V_{1u} = 195,95 \text{ m/s}$$

Vitesse absolue de sortie du rotor :

$$V_1 = V_T = (V_{1u}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(195,95)^2 + (249,8)^2]^{1/2} = 317,48 \text{ m/s}$$

$$V_1 = 317,48 \text{ m/s}$$

$$\tan \alpha_0 = \frac{V_a}{V_{0u}} = \frac{249,8}{65,84} = 3,794 \Rightarrow \alpha_0 = 75^\circ 14' 03''$$

$$\tan \alpha_1 = \frac{V_a}{V_{1u}} = \frac{249,8}{195,95} = 1,2748 \Rightarrow \alpha_1 = 51^\circ 52' 18''$$

$$\sin \alpha_m = \sin \beta_m = \frac{V_a}{V_m} \Rightarrow V_m = \frac{V_a}{\sin \beta_m} = \frac{249,8}{\sin 62,34} = 282 \text{ m/s}$$

$$V_m = 282 \text{ m/s}$$

finallement on peut, par raison de symétrie du triangle de vitesse, déterminer toutes les caractéristiques de l'air à l'entrée et à la sortie.

|  |
|--|
| $V_0 = V_B = W_I = 258,33 \text{ m/s}$   |
| $V_I = V_7 = W_0 = 317,48 \text{ m/s}$   |
| $V_m = W_m = 282 \text{ m/s}$            |
| $\alpha_0 = \beta_I = 75^\circ 14' 03''$ |
| $\alpha_I = \beta_0 = 57^\circ 53' 18''$ |
| $\alpha_m = \beta_m = 62^\circ 20' 40''$ |

On constate qu'à travers la grille fixe du 1<sup>er</sup> étage la vitesse absolue est non pas ralentie, mais accélérée. Il y a donc, non pas augmentation, mais diminution de l'enthalpie à travers cette grille d'entrée, donc abaissement de la température et la pression statique.

• Remarque:

Ça paraît paradoxal de dilater d'abord et de comprimer ensuite dans un compresseur. Mais en imposant à l'air cette vitesse  $V_0$  à l'entrée de tous les rotors, on aura partout les mêmes triangles de vitesses, les mêmes profils d'aubes (la hauteur radiale seule diffère) et le même angle de cabrage.

Cela simplifie énormément non seulement le calcul, mais beaucoup encore la conception et la construction.

### 3.1.6. Détermination de la température statique à la sortie de chaque élément de la soufflante.

Etant donné que les éléments de la soufflante sont seulement...

on a jugé utile de présenter le calcul en détail de chaque élément.

a). A la sortie du 1<sup>er</sup> stator - grille d'entrée :

En se référant à la fig. (3.1), l'équation de l'énergie entre la sortie (0) et l'entrée (a) s'écrit :

$$H_0 - H_a + \frac{1}{2} (V_0^2 - V_a^2) = (W + Q)_{a,0} \quad \text{J/kg}$$

or  $W_{a,0}$  est nul puisque il s'agit d'un stator et  $Q_{a,0}$  est nulle en raison du fait que le système est adiabatique.

par suite :  $H_0 - H_a + \frac{1}{2} (V_0^2 - V_a^2) = 0$

$$H_0 - H_a = -\frac{1}{2} (V_0^2 - V_a^2)$$

$$= -\frac{1}{2} \left[ (200,0)^2 - (258,33)^2 \right] = -2167,17 \text{ J/kg}$$

$$H_0 - H_a = -2167,17$$

d'autre part  $H_0 - H_a = c_p (T_0 - T_a) \Rightarrow T_0 - T_a = \frac{H_0 - H_a}{c_p}$

$$\Delta T_{T_0} = T_0 - T_a = \frac{-2167,17}{501} = -2,167 \text{ K} \Rightarrow T_0 = -2,167 + T_a$$

$$= -2,167 + 242,72$$

$$T_0 = \underline{\underline{240,55 \text{ K}}}$$

on remarque que  $T_0 < T_a$  du fait de la grille d'entrée spéciale.

b. température statique à la sortie du 1<sup>er</sup> rotor :

L'équation d'énergie entre la sortie (1) et l'entrée (0) s'écrit :

$$H_1 - H_0 + \frac{1}{2} (W_1^2 - W_0^2) = (W + Q)_{0,1} \quad \text{J/kg}$$

pour un observateur lié au rotor  $W_{0,1} = Q_{0,1} = 0$

Alors  $H_1 - H_0 + \frac{1}{2} (W_1^2 - W_0^2) = 0$

$$H_1 - H_0 = -\frac{1}{2} (W_0^2 - W_1^2)$$

$$H_I - H_0 = \frac{1}{2} \left[ (317,48)^2 - (258,33)^2 \right]$$

$$H_I - H_0 = 17029,58 \text{ J/kg}$$

$$\text{or } H_I - H_0 = c_p (T_I - T_0) \Rightarrow T_I - T_0 = \frac{H_I - H_0}{c_p} = \frac{17029,58}{10^3}$$

$$T_I - T_0 = \Delta T_{\text{rot}} = 17,029 \text{ K} \Rightarrow T_I = T_0 + 17,029$$

$$\text{ce qui donne : } T_I = 17,029 + 240,53 = 257,56 \text{ K}$$

l'entrée

$$T_I = 257,56 \text{ K}$$

c. température statique à la sortie du 2<sup>e</sup> rotor :

L'équation d'énergie à travers le 2<sup>e</sup> rotor s'écrit :

$$H_0 - H_I + \frac{1}{2} (V_0^2 - V_I^2) = (Q + W)_{0,I} = 0 \quad (\text{voir a.})$$

$$H_0 - H_I = \frac{1}{2} (V_I^2 - V_0^2)$$

$$= \frac{1}{2} \left[ (317,48)^2 - (258,33)^2 \right] = 17029,58 \text{ J/kg}$$

$$\text{or } H_0 - H_I = c_p (T_0 - T_I) \Rightarrow T_0 - T_I = \frac{H_0 - H_I}{c_p} = \frac{17029,58}{10^3} = 17,029 \text{ K}$$

$$\Delta T_{\text{rot}} = T_0 - T_I = 17,029 \Rightarrow T_0 = 17,029 + 257,56 = 274,58 \text{ K}$$

$$T_0 = 274,58 \text{ K}$$

d. Température statique à la sortie du dernier rotor :

Le bilan d'énergie dans le dernier rotor s'écrit :

$$H_1 - H_0 + \frac{1}{2} (W_1^2 - W_0^2) = (Q + W)_{0,1} = 0 ; (\text{voir b.})$$

$$H_1 - H_0 = \frac{1}{2} (W_0^2 - W_1^2)$$

$$= \frac{1}{2} \left[ (317,48)^2 - (258,33)^2 \right] = 17029,58 \text{ J/kg}$$

$$\text{d'autre part : } H_1 - H_0 = c_p (T_1 - T_0) \Rightarrow T_1 - T_0 = \frac{H_1 - H_0}{c_p}$$

$$T_I - T_{II} = \frac{H_I - H_{II}}{c_p} = \frac{17029,58}{10^3} = 17,029 \text{ K.}$$

$$T_I - T_{II} = 17,029 \Rightarrow T_I = 17,029 + T_{II} = 17,029 + 274,55 = 291,579 \text{ K.}$$

$$\underline{T_I = 291,618 \text{ K.}}$$

• Remarque :

D'après ce calcul qu'on vient d'effectuer, on constate que l'augmentation d'enthalpie et de température statiques est la même à travers tous les éléments de la soufflante, à exception la grille d'entrée de conception spéciale. Par conséquent cette augmentation est la même d'un étage à l'autre.

### 3.1.7. Détermination des températures totales :

a. Sortie du premier stator = grille d'entrée.

L'enthalpie totale à un point quelconque du fluide s'écrit :

$$H_{t_i} = c_p T_i + \frac{1}{2} V_i^2 = c_p T_{t_i} \quad \text{où } T_i: \text{ température statique}$$

$V_i: \text{ vitesse absolue du fluide}$

$T_{t_i}: \text{ température totale}$

L'équation d'énergie appliquée à la grille d'entrée est de forme

$$H_{t_0} - H_{t_a} = \left( c_p T_0 + \frac{1}{2} V_0^2 \right) - \left( c_p T_a + \frac{1}{2} V_a^2 \right)$$

$$= \left[ 10^3 \cdot 290,53 + \frac{1}{2} (258,33)^2 \right] - \left[ 10^3 \cdot 242,7 + \frac{1}{2} (249,7)^2 \right]$$

$$= 273897,19 - 273900,02 \approx \text{pratiquement nul}$$

ce que entraîne :  $H_{t_0} - H_{t_a} = 0 \Rightarrow H_{t_0} = H_{t_a}$ , ou bien

$$c_p T_{t_0} = c_p T_{t_a} \Rightarrow$$

$$\underline{T_{t_0} = T_{t_a} = T_{0a} = 290,53 \text{ K}}$$

En conclusion  $\Delta T_{g,e} = 0$ .

b. Sortie du premier rotor :

Entre la sortie (I) et l'entrée (0), l'équation d'énergie s'écrit :

$$\begin{aligned} H_{t_I} - H_{t_0} &= \left( c_p T_I + \frac{1}{2} V_I^2 \right) - \left( c_p T_0 + \frac{1}{2} V_0^2 \right) \\ &= \left[ 10^3 \cdot 257,56 + \frac{1}{2} (317,99)^2 \right] - \left[ 10^3 \cdot 249,53 + \frac{1}{2} (258,33)^2 \right] \\ &= 307956,78 - 273897,19 \end{aligned}$$

$$H_{t_I} - H_{t_0} = 34059,58 \text{ J/kg}$$

$$\text{ou alors } c_p (T_{t_I} - T_{t_0}) = 34059,58 \Rightarrow T_{t_I} - T_{t_0} = \frac{34059,58}{10^3}$$

$$\begin{aligned} T_{t_I} - T_{t_0} &= 34,059 \text{ K} \Rightarrow T_{t_I} = T_{t_0} = 34,059 + T_{t_0} \\ &= 34,059 + 273,76 = 307,82 \text{ K} \end{aligned}$$

$$\underline{T_{0I} = 307,82 \text{ K}}$$

c. Sortie du deuxième stator :

Le bilan d'énergie entre la sortie (II) et l'entrée (I) s'écrit :

$$\begin{aligned} H_{t_{II}} - H_{t_I} &= \left( c_p T_{II} + \frac{1}{2} V_{II}^2 \right) - \left( c_p T_I + \frac{1}{2} V_I^2 \right) \\ &= \left[ 10^3 \cdot 274,58 + \frac{1}{2} (258,33)^2 \right] - \left[ 10^3 \cdot 257,56 + \frac{1}{2} (317,99)^2 \right] \\ &= 307347,19 - 307956,78 \end{aligned}$$

$$H_{t_{II}} - H_{t_I} = -9,59 \text{ J/kg}$$

$$\text{Alors } T_{t_{II}} - T_{t_I} = \frac{-9,59}{10^3} \approx 0 \Rightarrow T_{t_{II}} = T_{t_I} = T_{0I} = 307,82 \text{ K}$$

$$\underline{T_{0II} = 307,82 \text{ K}}$$

d. Sortie du deuxième rotor - sortie soufflante :

Le bilan d'énergie entre la sortie (1) et l'entrée (II) s'écrit :

$$\begin{aligned} H_{t_1} - H_{t_{II}} &= \left( c_p T_1 + \frac{1}{2} V_1^2 \right) - \left( c_p T_{II} + \frac{1}{2} V_{II}^2 \right) \\ &= \left[ 10^3 \cdot 291,618 + \frac{1}{2} (317,99)^2 \right] - \left[ 10^3 \cdot 274,58 + \frac{1}{2} (258,33)^2 \right] \end{aligned}$$

$$H_{t_1} - H_{t_0} = 342014,79 - 307947,19 = 34067,5 \text{ J/kg.}$$

$$\text{Alors } T_{t_1} - T_{t_0} = \frac{34067,5}{10^3} = 34,067 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$T_{t_1} - T_{t_0} = 34,067 \text{ } ^\circ\text{K} \Rightarrow T_{t_1} = 34,067 + T_{t_0} = 34,067 + 307,819$$

$$\underline{T_{t_1} = T_{01} = 341,886 \text{ } ^\circ\text{K}}$$

• Vérification :

La température totale  $T_{01}$  à la sortie de la soufflante peut être calculée à l'aide de la formule de Poisson appliquée en amont et en aval de la soufflante.

$$\frac{T_{01}}{T_{0a}} = \left( \frac{P_{01}}{P_{0a}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \Rightarrow T_{01} = T_{0a} \left( \frac{P_{01}}{P_{0a}} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 273,76 (2)^{\frac{0,472}{1,472}}$$

on trouve bien  $\underline{T_{01} = 341,88 \text{ } ^\circ\text{K.}}$

• Remarque :

- Le calcul précédent montre que l'augmentation d'enthalpie et de température totales a lieu que dans l'aubage mobile. Par conséquent, on vient de vérifier que la compression totale ne s'effectue que dans le rotor.

- Ainsi on peut en déduire aussi que la variation d'enthalpie et de température totales est la même d'un étage à l'autre.

### 3.1.8. Taux de compression par étage.

- dans le premier étage ( $i = 1$ ):

$$\frac{T_{01}}{T_{0a}} = \left( \frac{P_{01}}{P_{0a}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \Rightarrow \frac{P_{01}}{P_{0a}} = \tau_1 = \left( \frac{T_{01}}{T_{0a}} \right)^{\frac{k}{k-1}} = \left( \frac{341,819}{273,76} \right)^{\frac{1,472}{0,472}}$$

$$\tau_1 = \frac{P_{01}}{P_{0a}} = 1,4415$$

• Dans le deuxième étage (I-1):

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \implies \frac{P_{02}}{P_{01}} = \tau_2 = \left( \frac{T_{02}}{T_{01}} \right)^{\frac{1,472}{0,472}} = 1,3872.$$

$\tau_2 = 1,3872.$

On peut ainsi s'assurer que le taux de compression de la soufflante est bien le produit des taux de compression de chaque étage.

$$\Pi \tau_i = \tau_1 \cdot \tau_2 = 1,4415 \cdot 1,3872 = 1,9990$$

on trouve bien  $\Pi \tau_i = \tau = 2.$

La détermination des taux de compression par étage nous permet d'évaluer sans peine les pressions totales à la sortie des étages.

•  $\frac{P_{02}}{P_{01}} = \tau_1 \implies P_{02} = \tau_1 \cdot P_{01}$

•  $\frac{P_{03}}{P_{02}} = \tau_2 \implies P_{03} = \tau_2 \cdot P_{02} = \tau_2 \cdot \tau_1 \cdot P_{01}$

• Evaluation de la pression totale à l'entrée de la soufflante -  $P_{0a}$

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{où } M_a = M = 0,8.$$

$$P_{0a} = P_a \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 39218,55 \left( 1 + \frac{0,4}{2} (0,8)^2 \right)^{\frac{1,4}{0,4}} =$$

$$P_{0a} = 59782,4 \text{ N/m}^2$$

Par conséquent:  $P_{02} = \tau_1 \cdot P_{0a} = 1,4415 \cdot 59782,4 = 86176 \text{ N/m}^2$

$$P_{02} = 0,9575 \text{ atm}$$

$$P_{03} = \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot P_{0a} = 1,9990 \cdot 59782,4 = 119540 \text{ N/m}^2$$

$$P_{03} = 1,1954 \text{ atm}$$

3.1.9. Détermination du nombre de Mach à la sortie de :

a - La grille d'entrée :



L'application de la formule (2.17) permet d'évaluer le nombre de Mach.

$$M_0 = \left[ \left( \frac{T_{00}}{T_0} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{273,76}{240,53} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right]^{1/2} = 0,83$$

$M_0 = 0,83$

On a vu auparavant dans le paragraphe (3.1.5) qu'à travers la grille d'entrée le fluide est accéléré, il est donc normal que le nombre de Mach croît de 0,8 à 0,83.

b. Premier rotor :

$$M_I = \left[ \left( \frac{T_{01}}{T_2} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{307,819}{257,57} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right]^{1/2} = 0,987$$

$M_I = 0,987$

• Remarque:

Dans le rotor, la vitesse absolue de l'air augmente (voir: 2.4), par conséquent le nombre de Mach augmente.

c. Deuxième stator :

$$M_B = \left[ \left( \frac{T_{02}}{T_0} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{307,819}{274,58} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right]^{1/2} = 0,777$$

$M_B = 0,777$

d. Deuxième rotor - sortie de la soufflante.

$$M_1 = \left[ \left( \frac{T_{03}}{T_1} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{341,88}{291,618} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right]^{1/2} = 0,928$$

$M_1 = 0,928$

Remarque:

L'air refoulé par la soufflante, pour pouvoir être éjecté dans l'atmosphère, doit avoir un nombre de Mach supérieur au Mach de vol. En plus,

cette différence de nombre de Mach participe en partie à la poussée développée par la soufflante.

### 3.1.10. Détermination de la pression statique :

a. Sortie de la grille d'entrée :

L'application de la formule (2-18) permet d'écrire :

$$P_0 = P_{00} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} = 0,597824 \left( 1 + \frac{0,4}{2} (0,83)^2 \right)^{-\frac{1,472}{0,472}}$$

$$\underline{P_0 = 0,3997 \text{ atm.}}$$

b. Sortie du premier rotor :

$$P_I = P_{0I} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_I^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} = 0,86176 \left( 1 + \frac{0,4}{2} (0,987)^2 \right)^{-\frac{1,472}{0,472}}$$

$$\underline{P_I = 0,49464 \text{ atm.}}$$

c. Sortie du deuxième stator :

$$P_{II} = P_{0II} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{II}^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} = 0,86176 \left( 1 + \frac{0,4}{2} (0,777)^2 \right)^{-\frac{1,472}{0,472}}$$

$$\underline{P_{II} = 0,60393 \text{ atm.}}$$

d. Sortie du deuxième rotor - sortie soufflante :

$$P_I = P_{0I} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_I^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} = 1,1954 \left( 1 + \frac{0,4}{2} (0,928)^2 \right)^{-\frac{1,472}{0,472}}$$

$$\underline{P_I = 0,72824 \text{ atm.}}$$

### 3.1.11. Calcul de la masse volumique de l'air :

à l'entrée de la soufflante :

$$\rho_a = \frac{P_a}{RT_a} = \frac{39218,55}{287 \cdot 292,7} = 0,563 \text{ kg/m}^3$$

$$\underline{\rho_a = 0,563 \text{ kg/m}^3}$$

• Sortie de la grille d'entrée :

$$\rho_0 = \frac{P_0}{R T_0} = \frac{39970}{287 \cdot 240,53} = 0,579 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_0 = 0,579 \text{ kg/m}^3$$

• Sortie du premier rotor :

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R T_1} = \frac{48464}{287 \cdot 257,56} = 0,669 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_1 = 0,669 \text{ kg/m}^3$$

• Sortie du deuxième stator :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{R T_2} = \frac{0,40393}{287 \cdot 274,58} = 0,766 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_2 = 0,766 \text{ kg/m}^3$$

• Sortie de la soufflante :

$$\rho_3 = \frac{P_3}{R T_3} = \frac{0,72824}{287 \cdot 291,618} = 0,870 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_3 = 0,870 \text{ kg/m}^3$$

### 3.2. Dimensionnement du ROTOR :

• L'application de la formule (2-19) nous permet d'évaluer le diamètre extérieur et intérieur du rotor.

$$D_e = D_m + \frac{\dot{m}'_a}{\pi \cdot V_a \cdot D_m \cdot \rho_i} ; D_i = D_m - \frac{\dot{m}'_a}{\pi \cdot V_a \cdot D_m \cdot \rho_i}$$

où  $D_m$  : diamètre moyen du rotor

$V_a$  : vitesse axiale supposée constante.

$\dot{m}'_a$  : débit massique du flux secondaire.

Le débit massique  $\dot{m}'_a$  est relié au débit massique du flux primaire  $\dot{m}_a$ , par la relation :

$$\frac{\dot{m}'_a}{\dot{m}_a} = \beta ; \text{ où } \beta \text{ est le taux de dilution}$$

Dans des réacteurs modernes des avions de ligne, le taux de dilution est très important pouvant atteindre 5 à 5,5 grâce à leur grand diamètre d'environ 2,5 m permettant ainsi d'obtenir une poussée de l'ordre de 20000 daN, dont presque les trois quarts sont développés par la soufflante (cas du JT3D propulseur du B747 et le CF6-50 propulseur de l'Airbus).

Le taux de dilution d'une soufflante quelconque est donné en fonction du taux de compression correspondant, comme le présente la fig (3.5).

La soufflante du turbfan JT3D a un taux de compression égale à deux pour un taux de dilution  $\beta = 2,5$ .

Alors le débit massique  $\dot{m}'_a$  sera alors:

$$\dot{m}'_a = \beta \cdot \dot{m}_a = 2,5 \cdot 75 = 192,5 \text{ kg/s}$$

$$\underline{\dot{m}'_a = 192,5 \text{ kg/s}}$$

On peut ainsi déterminer  $D_e$  et  $D_i$ :

$$D_e = D_m + \frac{\dot{m}'_a}{\pi \cdot V_a \cdot D_m \cdot S_i}$$

$$D_i = D_m - \frac{\dot{m}'_a}{\pi \cdot V_a \cdot D_m \cdot S_i}$$

On remarque que  $\frac{\dot{m}'_a}{\pi \cdot V_a \cdot D_m}$  est une dé et égale à :

$$\frac{\dot{m}'_a}{\pi \cdot V_a \cdot D_m} = \frac{192,5}{\pi \cdot 293,8 \cdot 2} = 0,10335$$

Avec  $D_m = 2 \text{ m}$  on aura enfin:  $D_e = 2 + \frac{0,10335}{S_i}$

$$D_i = 2 - \frac{0,10335}{S_i}$$

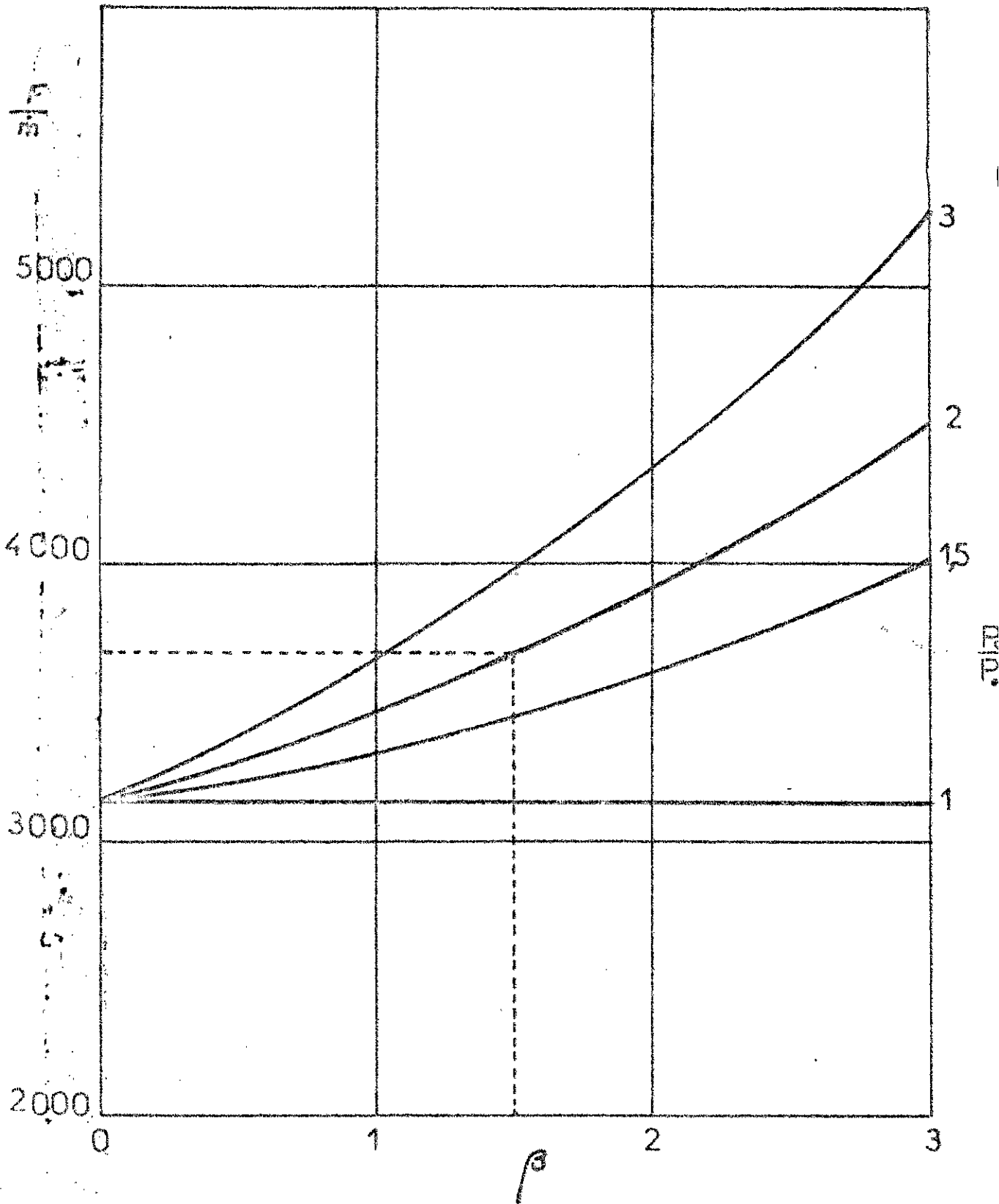


fig.3. Effet du Rapport de Dilution sur les Performances du TUBOFAN . [1]

• sortie du 1<sup>er</sup> rotor :

$$D_e = 1 + \frac{0,14335}{\rho_2} = 1 + \frac{0,14335}{0,669} = 1,214 \text{ m.}$$

$$D_i = 2 - \frac{0,14335}{\rho_2} = 2 - \frac{0,14335}{0,669} = 0,7857 \text{ m.}$$

• sortie du 2<sup>o</sup> rotor :

$$D_e = 1 + \frac{0,14335}{\rho_1} = 1 + \frac{0,14335}{0,87} = 1,1647 \text{ m}$$

$$D_i = 2 - \frac{0,14335}{\rho_1} = 2 - \frac{0,14335}{0,87} = 0,835 \text{ m.}$$

• Calcul de la hauteur radiale des aubes :

• sortie du 1<sup>er</sup> étage :

$$h_1 = \frac{m \dot{a}}{2 \pi \cdot r_m \cdot v_a \cdot \rho_2} = \frac{0,14335}{\rho_2} = \frac{0,14335}{0,669} = 21,42 \text{ cm.}$$

$$\underline{h_1 = 21,42 \text{ cm.}}$$

• sortie du 2<sup>o</sup> étage :

$$h_2 = \frac{0,14335}{\rho_1} = \frac{0,14335}{0,87} = 16,47 \cdot 10^{-2} \text{ m.}$$

$$\underline{h_2 = 16,47 \text{ cm.}}$$

Pour mieux voir les différentes variations à travers la soufflante, on a regroupé tous les résultats numériques dans le tableau suivant :

| Point               | $T_a$  | $T_{\text{statique}}$ | $A'$  | $D_{\text{totale}}$ | $D_{\text{statique}}$ | $\rho \text{ kg/m}^3$ | $\tau$ | $h \text{ cm}$ |
|---------------------|--------|-----------------------|-------|---------------------|-----------------------|-----------------------|--------|----------------|
| entrée              | 273,76 | 242,7                 | 0,8   | 0,59782             | 0,39218               | 0,                    | -      |                |
| 1 <sup>er</sup> e   | 273,76 | 240,53                | 0,83  | 0,59782             | 0,3997                | 0,579                 | -      |                |
| 1 <sup>er</sup> rot | 307,81 | 257,56                | 0,987 | 0,86176             | 0,49464               | 0,669                 | 1,4415 | 21,42          |
| 2 <sup>o</sup> rot  | 307,81 | 274,58                | 0,777 | 0,86176             | 0,60393               | 0,766                 | -      |                |
| 2 <sup>o</sup> e    | 341,88 | 291,61                | 0,928 | 1,1954              | 0,72824               | 0,870                 | 1,3872 | 16,47          |

la vitesse sonique du fluide à la sortie de la soufflante accélère la poussée développée par cette machine, sans oublier de remarquer que cette situation demande une étude particulière par le constructeur. Ces paramètres seront bien entendu ceux de la rentrée au compresseur B.P.

### 3.3. POUSSEE Fournie par la SOUFFLANTE

Le principe fondamental du turbofan

l'moteur doit fournir autre que la poussée donnée par l'éjection des gaz de combustion, une poussée développée par la soufflante ayant pour expression :

$$F_1 = \dot{m}'_a (V_1 - V_a) + S (p_{o1} - p_{oa}) \quad [1].$$

où :  $V_1$  : Vitesse absolue de l'air à la sortie de la soufflante.

$V_a$  : Vitesse axiale

$S$  : section de passage par où l'air est éjecté vers l'extérieur

$p_{o1}$  : Pression totale à la sortie de la soufflante.

$p_{oa}$  : " " à l'entrée " "

$\dot{m}'_a$  : débit massique du flux secondaire.

• Détermination de la section  $S$  :

La section de passage  $S$  est de forme annulaire de rayon extérieur celui de la soufflante (0,5m) et de rayon intérieur, estimé, selon la conception du turbofan JT3D, à 3/5 celui de la soufflante.

La section de passage sera alors :

$$S = \pi r_m^2 - \pi \left(\frac{3}{5} r_m\right)^2 = \pi r_m^2 \left(1 - \frac{9}{25}\right) = \frac{16}{25} \pi r_m^2.$$

$$S = \frac{16}{25} \pi (0,5)^2 = 0,5026 \text{ m}^2$$

$$\underline{S = 0,5026 \text{ m}^2}$$

Avec :  $\dot{m}'_a = 112,5 \text{ kg/s}$  ;  $p_{01} = 1,1954 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$ .

$V_1 = 317,48 \text{ m/s}$  ;  $p_{0a} = 0,59782 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$ ,

$V_a = 249,8 \text{ m/s}$  ;

La poussée  $F_T$  vaut alors :

$$\begin{aligned} F_T &= 112,5 (317,48 - 249,8) + 0,5026 (1,1954 - 0,59782) \cdot 10^5 \\ &= 7614 + 30037,36 = 37651,36 \text{ N} \end{aligned}$$

$$\boxed{F_T = 3765,136 \text{ daN}}$$

Remarque :

Un calcul préliminaire de la poussée totale du turbofan a donné une valeur d'environ 8,5 t; valeur très proche de celle établie par le constructeur où  $F = 8,165 \text{ t}$  [5].

La soufflante développerait donc pour elle seule environ 50% de la poussée totale, soit une augmentation de 100% de la poussée d'un turboéacteur simple.



Ch. 3.

CALCUL du COMPRESSEUR.B.P

Données de base nécessaires pour le calcul :

- . Taux de compression .....  $\tau = 3$
- . Débit massique .....  $\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s}$
- . Température totale .....  $T_{01} = 344,88^\circ\text{K}$
- . Température statique .....  $T_1 = 291,61^\circ\text{K}$
- . Pression totale .....  $P_{01} = 1,1954 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
- . Pression statique .....  $P_1 = 0,72824 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
- . Nombre de Mach .....  $M_1 = 0,928$
- . Vitesse de rotation .....  $N_1 = 5000 \text{ tr/mn}$
- . Vitesse axiale .....  $V_a = 249,8 \text{ m/s}$
- . Degré de réaction .....  $\epsilon = 1/2$

3.1. Vitesse peripherique

La vitesse peripherique du rotor est donnée par :

$$U = \frac{2\pi \cdot r'_m \cdot N_1}{60}$$

où le rayon moyen  $r'_m$ , du compresseur basse pression est estimé, comme il a été déjà signalé à 3/5 celui de la soufflante

par suite  $r'_m = \frac{3}{5} r_m = \frac{3}{5} 0,5 = 0,3 \text{ m}$ .

$r'_m = 0,3 \text{ m}$

Par conséquent :  $U = \frac{2\pi \cdot 0,3 \cdot 6000}{60} = 157,079 \text{ m/s}$

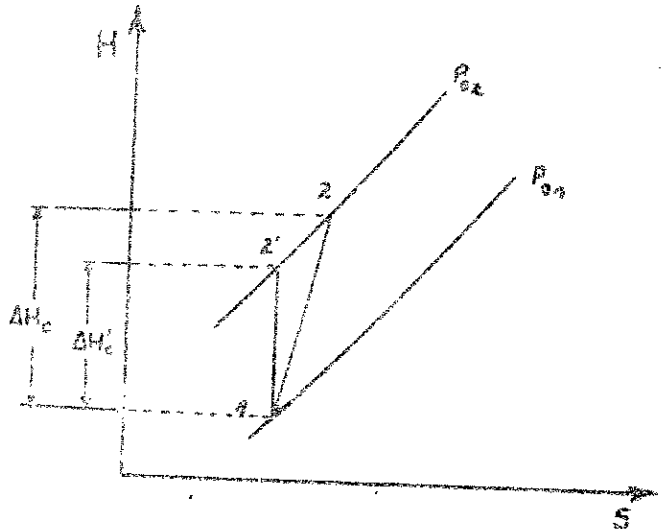
$U = 157 \text{ m/s}$

### 3.2. Augmentation d'enthalpie totale

L'augmentation d'enthalpie totale dans le compresseur à basse pression est donnée par :

$$\Delta H_c = c_p T_{01} \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

ici  $\frac{P_{02}}{P_{01}} = \tau = 3$ .



Le coefficient polytropique  $k$  est donné par l'équation (2-10)

$$\eta_p = \frac{k}{k-1} \frac{\gamma-1}{\gamma} \quad \text{où le rendement polytropique } \eta_p \text{ est pris}$$

généralement pour les turbomachines modernes égal à 0,90.

ce qui donne :  $\frac{k}{k-1} \frac{0,4}{2,4} = 0,90 \Rightarrow k = 1,46$ .

Le travail du compresseur est enfin :

$$\Delta H_c = 10^3 \cdot 341,88 \left[ (3)^{\frac{0,46}{1,46}} - 1 \right] = 141629,99 \text{ J/kg}$$

$\Delta H_c = 141,63 \cdot 10^3 \text{ J/kg}$

### 3.3 Nombre d'étages :

Le compresseur à basse pression du turbofan JT3D, comporte 6 étages, ce qui en résulte que l'augmentation d'enthalpie par étage sera de :

$$\Delta H_{c,e} = \frac{\Delta H_c}{6} = \frac{141,63 \cdot 10^3}{6} = 23605 \text{ J/kg}$$

$$\frac{\Delta H_{se}}{\rho} = 23605 \text{ J/kg}$$

Avec six étages de basse compression, le coefficient manométrique  $\mu$  sera donc :  $\mu = \frac{\Delta H_{se}}{U^2} = \frac{23605}{(757)^2} = 0,95$  ; valeur supérieure à celles habituellement adoptées.

Remarque :

Une autre estimation rigoureuse du rayon moyen, aurait dû augmenter la vitesse périphérique  $U$ , par conséquent diminuer le coefficient  $\mu$ .

Toutefois les étages sont donc chargés et doivent être conçus par des matériaux spéciaux.

### 3.4. Triangle de Vitesses :

Avec l'hypothèse de la périodicité et le degré de réaction constant ( $\epsilon = 1/2$ ) on peut tracer sans problèmes le triangle de vitesses.

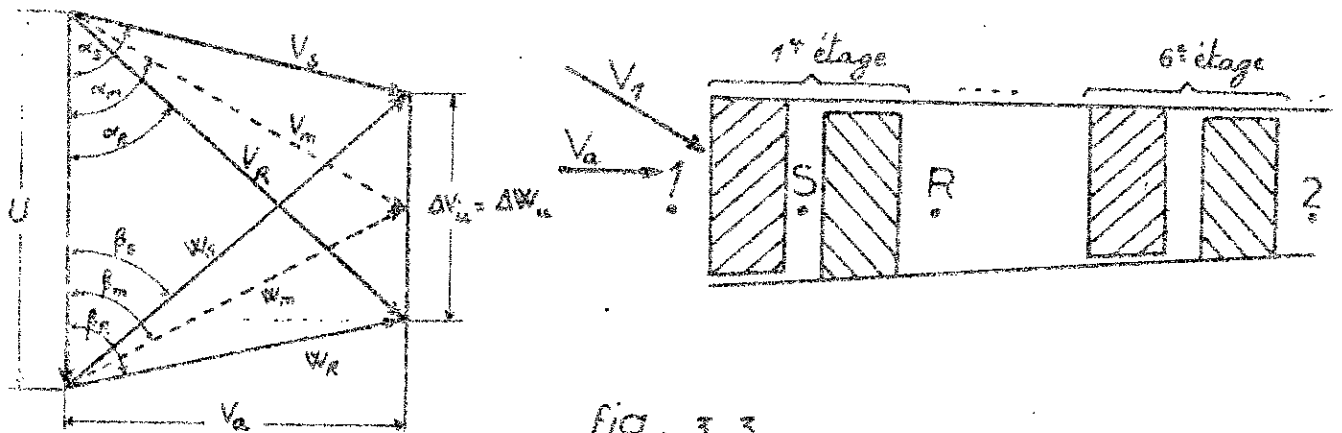


fig. 3.3

La vitesse axiale  $V_a$  est conservée constante :  $V_a = 249,8 \text{ m/s}$

La vitesse  $V_1$  est la vitesse absolue de l'air à la sortie de la soufflante.

$$V_1 = 317,48 \text{ m/s}$$

De la représentation du triangle de vitesses, on peut en déduire :

•  $\Delta V_u = V_{Ru} - V_{Su} = \frac{\Delta H_{oc}}{U}$  (équation d'Euler)

$\Delta V_u = \frac{\Delta H_{oc}}{U} = \frac{23605}{157} = 150,35 \text{ m/s}$  ;  $\Delta V_u = \Delta W_u = 150,35 \text{ m/s}$

•  $V_{Su} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta V_u}{2} = \frac{157}{2} - \frac{150,35}{2} = 3,32 \text{ m/s}$

$V_{Su} = 3,32 \text{ m/s}$

Remarque : la vitesse absolue à l'entrée du 1<sup>er</sup> rotor du compresseur B.P sera presque confondue avec la vitesse axiale.

•  $V_s = (V_{Su}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(3,32)^2 + (249,8)^2]^{1/2} = 249,82 \text{ m/s}$

$V_s = 249,82 \text{ m/s}$

•  $V_{Ru} = \Delta V_u + V_{Su} = 150,35 + 3,32 = 153,67 \text{ m/s}$

$V_{Ru} = 153,67 \text{ m/s}$

• Vitesse absolue sortie du rotor :

$V_R = (V_{Ru}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(153,67)^2 + (249,8)^2]^{1/2} = 293,28 \text{ m/s}$

$V_R = 293,28 \text{ m/s}$

• L'angle moyen  $\beta_m$  :

$\text{tg } \beta_m = \frac{V_a}{U/2} = \frac{2 \cdot V_a}{U} = \frac{2 \cdot 249,8}{157} = 3,182 \Rightarrow \beta_m = 72^\circ 33' 16''$

•  $\text{tg } \alpha_s = \frac{V_a}{V_{Su}} = \frac{249,8}{3,32} = 75,24 \Rightarrow \alpha_s = 89^\circ 15' 11''$

$\alpha_s = 89^\circ 15' 11''$

•  $\text{tg } \alpha_R = \frac{V_a}{V_{Ru}} = \frac{249,8}{153,67} = 1,625 \Rightarrow \alpha_R = 58^\circ 24' 01''$

$\alpha_R = 58^\circ 24' 01''$

La Vitesse moyenne :

$\sin \beta_m = \frac{V_a}{V_m} \Rightarrow V_m = \frac{V_a}{\sin \beta_m} = \frac{249,8}{\sin 72,554} = 261,84 \text{ m/s}$   $V_m = 261,84 \text{ m/s}$

Les résultats ainsi trouvés sont regroupés dans le tableau suivant ; tou

en utilisant la symétrie qui existe dans le triangle de vitesse.

|  |
|--|
| $V_s = W_R = 249,82 \text{ m/s}$         |
| $V_R = W_S = 253,28 \text{ m/s}$         |
| $V_m = W_m = 267,84 \text{ m/s}$         |
| $\alpha_s = \beta_R = 89^\circ 17' 18''$ |
| $\alpha_R = \beta_s = 58^\circ 24' 04''$ |
| $\alpha_m = \beta_m = 72^\circ 33' 16''$ |

Remarque

En traversant la grille d'entrée (stator) du compresseur basse pression, la vitesse absolue de l'air, passant d'un angle avec  $U$  d'environ  $51^\circ$  à un angle d'environ  $89^\circ$  a subi un ralentissement. Cela nous permet d'affirmer que la grille d'entrée fonctionne comme étant un stator normal.

### 3.5 Calcul Thermodynamique

#### 3.5.1 Etude de la grille d'entrée

En se référant à la fig(3.3), on peut écrire l'équation de l'énergie à travers la grille d'entrée de la forme :

$$H_s - H_1 + \frac{1}{2} (V_s^2 - V_1^2) = (W + Q)_{s-1} = 0$$

où  $H_s - H_1 = \frac{1}{2} (V_1^2 - V_s^2)$

$$= \frac{1}{2} [(317,48)^2 - (249,82)^2] = 19191,75 \text{ J/kg}$$

où  $H_s - H_1 = c_p (T_s - T_1) \Rightarrow T_s - T_1 = \frac{H_s - H_1}{c_p} = \frac{19191,75}{10^3} = 19,19 \text{ K}$

$$T_s - T_1 = 19,19 \text{ K} \Rightarrow T_s = 19,19 + T_1 = 19,19 + 291,61 = 310,8 \text{ K}$$

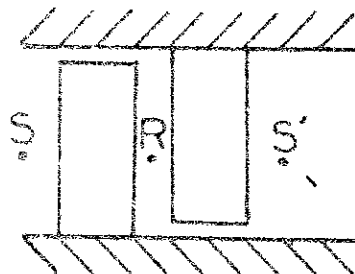
2. Variation de température totale et statique par étage :

•  $\Delta H_{0e} = c_p \Delta T_{0e} \implies \Delta T_{0e} = \frac{\Delta H_{0e}}{c_p} = \frac{23605}{10^3} = 23,605^\circ\text{K}$

• Variation statique :

$\Delta T_{0e} = 23,60^\circ\text{K}$

L'équation d'énergie à travers cette étage de compresseur s'écrit :



$$H_{0s'} - H_{0s} = H_{s'} - H_s + \frac{1}{2} (V_{s'}^2 - V_s^2)$$

or pour des étages périodique  $V_s = V_{s'}$

Alors  $H_{0s'} - H_{0s} = H_{s'} - H_s$  ou bien  $\Delta H_{0e} = \Delta H_e = 23,60^\circ\text{K}$

Par conséquent  $\Delta T_{0e} = \Delta T_e$  ; en plus puisque le degré de réaction  $\xi = 1/2$

$$\Delta T_{\text{stat}} = \Delta T_{\text{rot}} = \frac{\Delta T_e}{2} = \frac{23,60}{2} = 11,8^\circ\text{K}$$

$\Delta T_{\text{rot}} = \Delta T_{\text{stat}} = 11,8^\circ\text{K}$

3.5.3. Sortie du compresseur B.P.

• Température totale :

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}} = (\tau)^{\frac{k-1}{k}} \implies T_{02} = T_{01} \cdot (\tau)^{\frac{k-1}{k}} = 341,88 (3)^{0,3155} = 483,51$$

$T_{02} = 483,51^\circ\text{K}$

• Température statique :

$$T_2 = T_1 + \Delta T_{\text{stat}} + \Delta T_{\text{rot}} + 5 \Delta T_e = 291,618 + 11,8 + 11,8 + 5 \cdot 23,605 =$$

$T_2 = 440,62^\circ\text{K}$

• Nombre de Mach :

le nombre de Mach est donné par la formule (2.17)

$$M_2 = \left[ \left( \frac{T_{02}}{T_2} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{483,51}{440,62} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right]^{1/2} = 0,697$$

$M_2 = 0,697$

• Pression totale :

$$r = \frac{P_{02}}{P_{01}} = 3 \implies P_{02} = 3 P_{01} = 3,97954 = 3,586 \text{ atm.}$$

• Pression statique :

$$P_{02} = 3,586 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

L'application de la formule (2-18) permet d'écrire :

$$P_2 = P_{02} \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} (M_2)^2 \right]^{-\frac{k}{k-1}} = 3,586 \cdot 10^5 \left[ 1 + \frac{0,4}{2} (0,697)^2 \right]^{-\frac{1,4}{0,4}}$$

$$P_2 = 2,6717 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

• Masse volumique :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{R T_2} = \frac{2,6717 \cdot 10^5}{287 \cdot 440,62} = 2,1126 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_2 = 2,1126 \text{ kg/m}^3$$

### 3.5.4 Dimensionnement du rotor :

• Diamètre extérieur à la sortie du rotor :

L'application de la formule (2-19) nous donne.

$$D_e = D_m + \frac{\dot{m}_a}{2\pi r_m V_a \rho_i} \frac{1}{\rho_i} ; \text{ avec } \frac{\dot{m}_a}{2\pi r_m V_a} = cte = \frac{75}{2\pi \cdot 0,3249,8}$$

cette constante vaut : 0,15928.

avec  $D_m = 0,6 \text{ m}$  ; le diamètre extérieur  $D_e = 0,6 + \frac{0,15928}{\rho_i}$

• Diamètre intérieur à la sortie du rotor :

$$D_i = D_m - \frac{\dot{m}_a}{2\pi r_m V_a \rho_i} \frac{1}{\rho_i} = 0,6 - \frac{0,15928}{\rho_i}$$

$$D_i = 0,6 - \frac{0,15928}{\rho_i}$$

• Hauteur radiale des aubes à la sortie des étages :

L'application de la formule (2-20) donne la hauteur radiale de l'aube.

$$\dot{m}_a = V_a \cdot S_i \cdot \rho_i = V_a \cdot 2\pi r_m \cdot h_i \cdot \rho_i \Rightarrow h_i = \frac{\dot{m}_a}{2\pi r_m V_a \rho_i}$$

$$h_i = 0,15928 \frac{1}{\rho_i}$$

Les paramètres dimensionnés à la sortie de  
Chaque rotor (Chaque étage) sont dressés dans le tableau suivant.

| Sortie<br>Paramé | 1 <sup>er</sup> étage | 2 <sup>e</sup> étage | 3 <sup>e</sup> étage | 4 <sup>e</sup> étage | 5 <sup>e</sup> étage | 6 <sup>e</sup> étage |
|------------------|-----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| $D_o$ (cm)       | 74,84                 | 72,7                 | 71,0                 | 69,64                | 68,5                 | 67,53                |
| $D_i$ (cm)       | 45,15                 | 47,28                | 48,5                 | 50,3                 | 51,5                 | 52,46                |
| $h_i$ (cm)       | 74,84                 | 72,7                 | 71,0                 | 9,64                 | 8,5                  | 7,55                 |

Ainsi l'application des formules données dans le chap 2 dans le para-  
graphie (2.7.4) permettent de caractériser la sortie de chaque étage  
comme c'est figuré dans le tableau récapitulatif suivant :

| Sortie                | $T_o$ (tot) °K | $T$ (sta) °K | M     | $\tau$ | $P_o$ (atm) | P (atm) | $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> ) |
|-----------------------|----------------|--------------|-------|--------|-------------|---------|-----------------------------|
| Entrée                | 341,88         | 291,61       | 0,923 | —      | 1,1956      | 0,7282  | 0,870                       |
| g. e.                 | 341,88         | 310,8        | 0,707 | —      | 1,1956      | 0,8855  | 0,990                       |
| 1 <sup>er</sup> étage | 365,48         | 322,62       | 0,815 | 1,2356 | 1,4772      | 0,9942  | 1,073                       |
| 2 <sup>e</sup> étage  | 389,09         | 346,205      | 0,786 | 1,2194 | 1,8015      | 1,2445  | 1,252                       |
| 3 <sup>e</sup> étage  | 412,69         | 369,81       | 0,764 | 1,2052 | 2,1710      | 1,533   | 1,44                        |
| 4 <sup>e</sup> étage  | 436,3          | 393,41       | 0,738 | 1,1928 | 2,5896      | 1,865   | 1,65                        |
| 5 <sup>e</sup> étage  | 459,9          | 417,02       | 0,717 | 1,1817 | 3,060       | 2,2429  | 1,87                        |
| 6 <sup>e</sup> étage  | 483,51         | 440,62       | 0,697 | 1,1719 | 3,586       | 2,6717  | 2,112                       |



Remarques :

• A titre de vérification, on calcule le produit des taux de compression de tous les étages :

$$\prod_{i=1}^6 \tau_i = 1,2356 \times 1,2196 \times 1,2052 \times 1,1928 \times 1,1817 \times 1,1719 \\ = 2,9996 \approx 3.$$

On retrouve bien le taux de compression total du compresseur B.P. donné en hypothèse.

• A la sortie du rotor, contrairement à ce que se passe dans le stator, le fluide se trouve accéléré. D'où le nombre de Mach est plus élevé qu'à la sortie d'un stator..

Ch 3

## C. CALCUL du COMPRESSEUR H.P

Paramètres de base pour le calcul :

|                              |  |
|------------------------------|--|
| • Taux de compression .....  | $\tau = 3,58$                            |
| • Nombre de Mach .....       | $M_2 = 0,697$                            |
| • Débit massique .....       | $\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s}$            |
| • Température totale .....   | $T_{02} = 483,51 \text{ }^\circ\text{K}$ |
| • Température statique ..... | $T_2 = 440,625 \text{ }^\circ\text{K}$   |
| • Pression totale .....      | $P_{02} = 3,586 \text{ atm}$             |
| • Pression statique .....    | $P_2 = 2,6717 \text{ atm}$               |
| • Vitesse de rotation .....  | $N_2 = 10.000 \text{ tr/min}$            |
| • Degré de réaction .....    | $\epsilon = 1/2$                         |
| • Vitesse axiale .....       | $V_a = 249,8 \text{ m/s}$                |

### 3.1. Conditions de fonctionnement du compresseur H.P :

• Nombre de Mach :

Le compresseur H.P doit fonctionner avec un nombre de Mach à l'entrée de 0,697; valeur nettement supérieure à celle généralement adoptée. Cet état exige donc une étude particulière pour prévenir aux matériaux pouvant supporter les conséquences de surcharge.

• Vitesse périphérique du rotor :

$$U = \frac{2\pi r_m N_2}{60} \quad ; \quad \text{si le rayon moyen } r_m \text{ est conservé identique à celui du compresseur B.P.}$$

$$v = \frac{2\pi \cdot 0,3 \cdot 10000}{60} = 314,159 \approx 314,16 \text{ m/s}$$

$$v = 314,16 \text{ m/s}$$

Le rotor du compresseur ayant une telle vitesse à sa périphérie sera alors soumis à d'importantes forces centrifuges.

Remarque:

L'état de fonctionnement du compresseur H.P est alors affecté de deux paramètres (M et U) considérablement accentués; d'où l'exigence d'une construction plus ou moins spécifique.

C'est cette double raison qui a fait surgir l'idée de séparer les deux compresseurs l'un de l'autre. Avec cette conception, le coût du système de compression sera fortement atténué et le rendement amélioré.

Augmentation d'enthalpie totale :

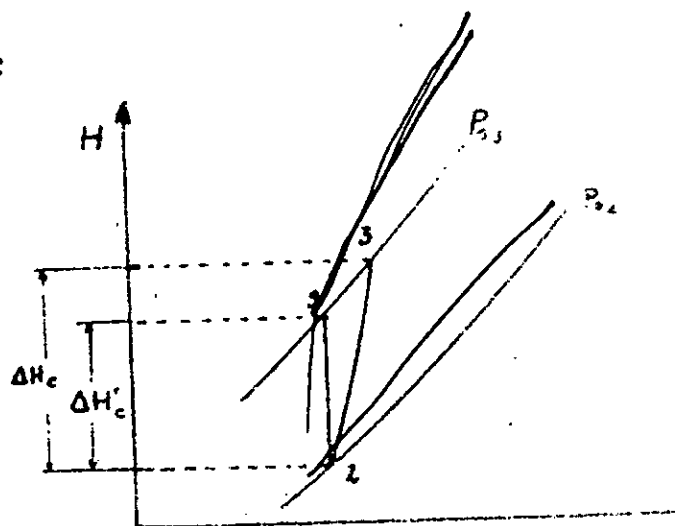
rendement adiabatique

compris entre 0,85 et 0,90,

est choisi pour ce com-

pressur égal à 0,85.

$$\text{soit } \eta_c = \frac{\Delta H'_c}{\Delta H_c} = 0,85$$



Coefficient polytropique k :

La relation (2-7) exprime le coefficient k en fonction de  $\eta_c$ .

$$\frac{k-1}{k} = \text{Log} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{\gamma}} - 1 \right] \frac{1}{\text{Log} \frac{P_{03}}{P_{02}}} \quad \text{ou } \frac{P_{03}}{P_{02}} = \tau = 3,58$$

$$\frac{k-1}{k} = \text{Log} \left[ (3,58)^{\frac{0,4}{1,4}} - 1 \right] \frac{1}{\text{Log} 3,58} = 0,32687$$

$$0,32687 \Rightarrow k = 1,4551$$

processus polytropique comme par (2-10) soit alors:

$$\eta = \frac{k}{k-1} \frac{\gamma-1}{\gamma} = \frac{1,4551}{0,4551} \cdot \frac{0,2}{1,4} = 0,574$$

est bien supérieur à  $\eta_c = 0,30$

l'augmentation d'enthalpie totale amorcée par (2-8) sera donc:

$$c_p T_{02} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = 10^3 \cdot 583,51 \left[ (3,58)^{0,32687} - 1 \right]$$

$$\Delta H_0 = \Delta H_c = 250,079 \cdot 10^3 \text{ J/kg}$$

du nombre d'étage

on suppose que le coefficient métrique  $\mu$  est maximale (pour simple raison qu'on préfère toujours avoir un travail important par étage afin de réduire leur nombre); on peut retrouver le nombre d'étage du compresseur HP par la méthode suivante:

$$\mu = 0,4 \quad ; \quad N_{\min} = \frac{\Delta H_0}{\Delta H_{\text{étage}}} = \frac{\Delta H_0}{\mu \cdot U^2} \quad \text{ou } N_{\min} \text{ : nb d'étage minimal}$$

$$N_{\min} = \frac{250079}{0,4 \cdot (31,16)^2} = 6,35$$

Soit alors  $N_{\min} = 7$  étages; qui est effectivement le nombre d'étage

compte le compresseur HP du turbofan JT3D (voir page 8).

$$\text{le coefficient } \mu \text{ sera réellement : } \mu = \frac{\Delta H_0}{7 \cdot U^2} = \frac{250079}{7 \cdot 31,16^2} = 0,362$$

0,362; valeur acceptable.

l'augmentation d'enthalpie totale par étage sera donc:

$$\Delta H_{\text{étage}} = \frac{\Delta H_0}{7} = \frac{250079}{7} = 35725 \text{ J/kg}$$

$$\Delta H_{\text{étage}} = 35725 \text{ J/kg}$$

équivalent à l'augmentation de température totale par étage sera

$$\Delta T_{0e} = \frac{\Delta H_{0e}}{c_p} = \frac{35725,66}{10^3} = 35,7257^\circ\text{C}$$

$$\Delta T_{0e} = 35,7257^\circ\text{C}$$

angle de  $V_{1e} = 50,5^\circ$

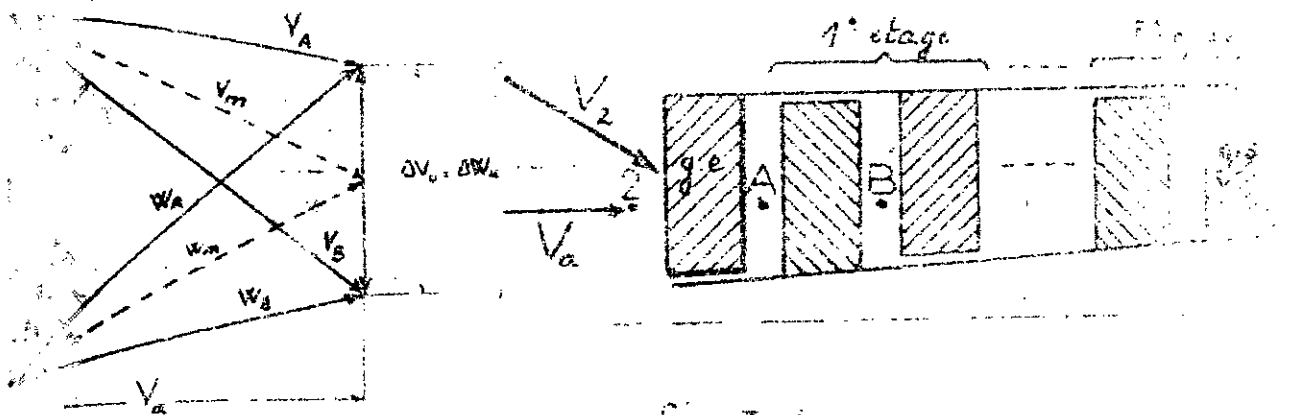


Fig 3.4

la vitesse axiale  $V_a$  est toujours maintenue égale à  $249,8 \text{ m/s}$

la vitesse absolue la vitesse absolue de l'air à la sortie du compresseur  
à la pression ;  $V_2 = V_R = 293,28 \text{ m/s}$ .

L'application de l'équation permet d'évaluer la déviation de vitesse  $\Delta V_u$ .

$$\Delta V_u = \frac{\Delta H_{0e}}{U} = \frac{35725,66}{314,16} = 113,71 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_u = 113,71 \text{ m/s}$$

$$V_{Au} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta V_u}{2} = \frac{314,16}{2} - \frac{113,71}{2} = 100,22 \text{ m/s}$$

$$V_{Au} = 100,22 \text{ m/s}$$

$$V_{Su} = \Delta V_u + V_{Au} = 113,71 + 100,22 = 213,93 \text{ m/s}$$

$$V_{Su} = 213,93 \text{ m/s}$$

Vitesse absolue d'entrée dans le rotor :

$$V_1 = (V_{Su}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(213,93)^2 + (249,8)^2]^{1/2} = 269,15 \text{ m/s}$$

$$V_1 = 269,15 \text{ m/s}$$

Vitesse absolue de sortie du rotor :

$$V_2 = (V_{Su}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(213,93)^2 + (249,8)^2]^{1/2} = 328,88 \text{ m/s}$$

$$V_2 = 328,88 \text{ m/s}$$

$$\operatorname{tg} \beta_m = \frac{V_a}{U/2} = \frac{2V_a}{U} = \frac{2 \cdot 249,8}{314,16} = 1,590$$

$$\beta_m = 57^{\circ} 50'$$

$$\operatorname{tg} \alpha_A = \frac{V_a}{V_{AU}} = \frac{249,8}{100,22} = 2,4925$$

$$\alpha_A = 68^{\circ} 08' 21''$$

$$\operatorname{tg} \alpha_B = \frac{V_a}{V_{BII}} = \frac{249,8}{213,33} = 1,1676$$

$$\alpha_B = 49^{\circ} 25' 23''$$

$$\sin \alpha_m = \frac{V_a}{V_m} \Rightarrow V_m = \frac{V_a}{\sin \alpha_m} = \frac{249,8}{\sin 57,83} = 295 \text{ m/s}$$

$$V_m = 295 \text{ m/s}$$

Tableau récapitulatif :

|  |
|--|
| $V_A = W_B = 269,15 \text{ m/s}$           |
| $V_B = W_A = 328,88 \text{ m/s}$           |
| $V_m = W_m = 295 \text{ m/s}$              |
| $\alpha_A = \beta_B = 68^{\circ} 08' 21''$ |
| $\alpha_B = \beta_A = 49^{\circ} 25' 23''$ |
| $\alpha_m = \beta_m = 57^{\circ} 50' 14''$ |

Remarque: En traversant la grille d'entrée, la vitesse absolue de l'écoulement subit un ralentissement (de  $V_x = 293,28 \text{ m/s}$  à  $V_A = 269,15 \text{ m/s}$ ) et l'angle formé passe de  $\alpha_x \approx 58^{\circ}$  à  $\alpha_A \approx 68^{\circ}$ . Cela nous permet de dire que cette grille d'entrée fonctionne comme étant un stator.

Étude de la grille d'entrée :

L'équation d'énergie appliquée entre la sortie ① et l'entrée ② de la grille d'entrée (voir fig. 3.4) s'écrit :

$$H_A - H_2 + \frac{1}{2} (V_A^2 - V_2^2) = (W + Q)_{A,2} = 0 \quad ; \quad \text{où } V_2 = V_x$$

$$H_A - H_2 = \frac{1}{2} (V_2^2 - V_A^2)$$

$$H_1 - H_2 = \frac{1}{2} \left[ (293,28)^2 - (249,8)^2 \right] = 6795,71 \quad \text{J/kg}$$

$$\Delta T_{ge} = \frac{H_1 - H_2}{c_p} = \frac{6795,71}{1005} = 6,76 \text{ K}$$

$$\underline{\Delta T_{ge} = 6,76 \text{ K}}$$

température statique à la sortie de la grille est alors:

$$T_{ge} = T_2 + \Delta T_{ge} = 440,625 + 6,785 = 447,41 \text{ K}$$

$$\underline{T_{ge} = 447,41 \text{ K}}$$

de la grille de SORTIE

grille de conception spéciale doit, à sa sortie, assurer une valeur pour l'air égale à la vitesse axiale.

On écrit, alors écrire l'équation d'énergie entre sa sortie (3) et (2).

on peut mettre:

$$H_3 = H_2 + \frac{1}{2} (V_3^2 - V_2^2) - \dot{Q} + W)_{3,2} = 0 \quad \text{ou } \frac{1}{2} (V_3^2 - V_2^2) = \dot{Q} - W)_{3,2}$$

$$H_3 = \frac{1}{2} (V_3^2 - V_2^2) = \frac{1}{2} \left[ (328,88)^2 - (249,8)^2 \right] = 22881 \text{ J/kg}$$

$$H_3 = \Delta H_{gs} = c_p \Delta T_{gs} \Rightarrow \Delta T_{gs} = \frac{\Delta H_{gs}}{c_p} = \frac{22881}{1005} = 22,77 \text{ K}$$

$$\underline{\Delta T_{gs} = 22,77 \text{ K}}$$

température statique à la sortie du compresseur:

$$T_3 = T_2 + \Delta T_{ge} + 6 \Delta T_e + \Delta T_{rot} + \Delta T_{gs}$$

$\Delta T_e$  représente l'augmentation de température statique à travers un étage. Du fait de la périodicité des étages;  $\Delta T_e = \Delta T_{ee} = 35,725 \text{ K}$

$\Delta T_{rot}$  représente la variation de température statique dans le rotor.

elle est égale à:  $\Delta T_{rot} = 17,862$  puisque  $\epsilon = 1/2$ .

$$\text{Donc: } T_3 = 440,625 + 6,785 + 6 \cdot 35,725 + 17,862 + 22,881 = 702,5 \text{ K}$$

$$\underline{T_3 = 702,5 \text{ K}}$$

Température totale à la sortie du compresseur

$$T_{03} = T_{02} + T \cdot \Delta T_{oe} \quad 733,525 = 733,525 + 0$$

$$T_{03} = 733,525$$

Nombre de Mach à la sortie du compresseur

$$M_3 = \left[ \left( \frac{T_{03}}{T_3} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{733,525}{702,51} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right]^{1/2} = 0,47$$

$$M_3 = 0,47$$

Les caractéristiques de l'air à la sortie de chacun des aubes et étages sont obtenues à l'aide de formules analogues à celles appliquées pour la soufflante et le compresseur basse pression. Tous les résultats sont regroupés dans le tableau suivant:

| Sortie                | $T_0$ (tot) °K | $T$ (sta) | M     | $P_0$ (tot) <sup>atm</sup> | $P$ (sta) <sup>atm</sup> | $\tau$ | $\rho$ <sup>kg/m³</sup> |
|-----------------------|----------------|-----------|-------|----------------------------|--------------------------|--------|-------------------------|
| Entrée                | 483,51         | 440,62    | 0,637 | 3,586                      | 2,6717                   | —      | 2,112                   |
| g.e                   | 483,51         | 447,41    | 0,635 | 3,586                      | 2,9285                   | —      | 2,202                   |
| 1 <sup>er</sup> étage | 519,23         | 483,135   | 0,611 | 4,4595                     | 3,5777                   | 1,2436 | 2,580                   |
| 2 <sup>e</sup> étage  | 554,96         | 513,86    | 0,580 | 5,4665                     | 4,4022                   | 1,2258 | —                       |
| 3 <sup>e</sup> étage  | 590,68         | 554,585   | 0,57  | 6,6155                     | 5,4565                   | 1,2102 | 3,428                   |
| 4 <sup>e</sup> étage  | 626,41         | 590,91    | 0,55  | 7,9175                     | 6,6152                   | 1,1968 | 3,90                    |
| 5 <sup>e</sup> étage  | 662,13         | 626,035   | 0,536 | 9,3814                     | 7,9074                   | 1,1849 | 4,40                    |
| 6 <sup>e</sup> étage  | 697,86         | 661,77    | 0,52  | 11,0176                    | 9,2775                   | 1,1744 | 4,937                   |
| sortie                | 733,525        | 702,51    | 0,47  | 12,8355                    | 11,2453                  | 1,165  | 5,577                   |

Ainsi le dimensionnement des rotors s'obtient par l'application des mêmes formules utilisées auparavant pour déterminer  $D_e$ ,  $D_i$  et  $R$ .



Le tableau suivant rassemble les paramètres ainsi évalués :

| Sortie Rot | 1 <sup>er</sup> étage | 2 <sup>e</sup> étage | 3 <sup>e</sup> étage | 4 <sup>e</sup> étage | 5 <sup>e</sup> étage | 6 <sup>e</sup> étage | 7 <sup>e</sup> étage |
|------------|-----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| $D_e$ (cm) | 56,17                 | 65,32                | 64,07                | 64,07                | 63,61                | 63,32                | 62,75                |
| $D_i$ (cm) | 53,82                 | 59,57                | 55,35                | 55,92                | 56,38                | 56,77                | 57,14                |
| $h$ (cm)   | 6,17                  | 5,32                 | 4,64                 | 4,07                 | 3,62                 | 3,22                 | 2,75                 |

### REMARQUES :

• Taux de compression global :  $\tau_g$ .

Vérifions si  $\tau_g$  est bien le produit des  $\tau_c$ .

$$\prod_{c=1}^7 \tau_c = 1,2436 \times 1,2258 \times 1,2102 \times 1,1968 \times 1,1897 \times 1,1799$$

$$= 3,5793 \approx 3,58.$$

or le taux de compression global donné en hypothèse est de 3,58.

• A la sortie du compresseur HP, la vitesse de l'écoulement est élevée ( $M_3 = 0,47$ ) pour une entrée classique dans une chambre de combustion. Cette vitesse doit être alors diminuée pour éviter le soufflage de la flamme. Plusieurs procédés peuvent être utilisés ; les uns dépendent de la structure des entrées des chambres de combustion ; d'autres sont extérieurs, placés en amont de la chambre, comme ce fut le cas du turbofan JT3D, où le constructeur a carrément intercalé un « fuséur spécial de géométrie annulaire ».

## Ch. 4. LE DIFFUSEUR

### 1. Généralités :

Les turboréacteurs sont en général dotés d'une entrée d'air bien spécifiée ou ce qu'on appelle un diffuseur. fig (4.1). Il a pour rôle de ralentir l'écoulement de l'air depuis une vitesse amont, jusqu'à une vitesse ad-

-missible par la machine qu'il alimente et d'augmenter ainsi la pression statique. L'énergie cinétique est transformée ainsi en énergie de pression.

Dans certains réacteurs, le turbofan, les diffuseurs ont laissé leur place au profit des turbo-soufflantes qui reçoivent l'air directement de l'atmosphère.

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 prises d'air supersoniques. Dans ce cas la présence d'un diffuseur est très marquée.

Pour notre cas, le diffuseur est particulier dans sa géométrie annulaire et dans sa position en amont de la chambre de combustion. Son rôle est de produire à sa sortie un nombre de Mach convenable afin d'éviter le soufflage de la flamme.

### 2. Rendement isentropique d'un diffuseur :

L'étude théorique d'un tel diffuseur est semblable à celle d'un diffuseur normal. Sa géométrie spéciale n'affecte en rien cette étude.

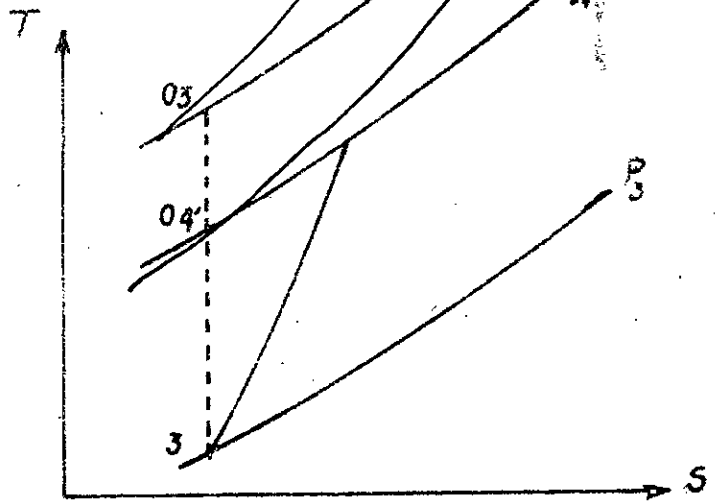
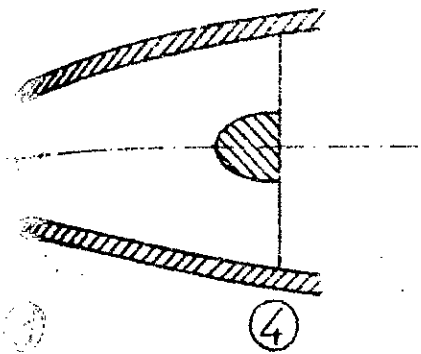


Fig: 4.1

En se référant à la fig (4.1) le rendement isentropique peut s'écrire :

$$\eta_D = \frac{h_{04'} - h_3}{h_{03} - h_3} \approx \frac{T_{04'} - T_3}{T_{03} - T_3}$$

pour un diffuseur idéal  $T_{04'} = T_{03} \Rightarrow$

$$\eta_D = 1.$$

Le rendement du diffuseur peut aussi être donné par :

$$\eta_D = \frac{\left(\frac{P_{04}}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M^2}$$

avec:  $\frac{T_{04'}}{T_3} = \left(\frac{P_{04}}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

où M: nombre de Mach d'entrée

Dans le diffuseur, la transformation est isentropique, alors les relations entre l'état d'arrêt et statique sont données par (4.1) et (4.2)

$$\frac{T_{04}}{T_4} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2 \quad (4.1)$$

où  $M_4$ : nombre de Mach à la sortie.

$$\frac{P_{04}}{P_4} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.2)$$

$\gamma_4$ : rapport de chaleur spécifiques à  $T_4 = 731^\circ K$   
voir fig(3.5).

Rapport de pression totale :

Sur un diffuseur parfait, la pression totale d'entrée  $P_{03}$  est égale à celle

à la sortie  $P_4$ .

pendant, il est d'usage et commode de tenir compte des pertes par un facteur sans dimensions appelé coefficient de récupération de pression totale ou bien rapport de pression totale :  $\eta_r = \frac{P_{04}}{P_{03}}$ . Ce rapport de pression est considéré

comme étant un paramètre de mesure des performances d'un diffuseur. Souvent il est donné en fonction du nombre de Mach d'entrée, comme s'est illustré par la fig (4.2). ref [4].

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

$$\eta_d = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) (\eta_r)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M^2} \quad ; \quad \text{où } M = M_3 \quad (4-3)$$

Calcul du diffuseur :

Paramètres d'entrée :

- Nombre de Mach -----  $M_3 = 0,47$  -----
- Débit massique -----  $\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s}$  -----
- Température totale -----  $T_{03} = 733,585^\circ\text{K}$  ?
- Température statique -----  $T_3 = 702,5^\circ\text{K}$  ?
- Pression totale -----  $P_{03} = 12,8355 \text{ atm}$  ?
- Pression statique -----  $P_3 = 11,2455 \text{ atm}$  ?
- Vitesse axiale -----  $V_a = 249,8 \text{ m/s}$  ?
- masse volumique -----  $\rho_3 = 5,577 \text{ kg/m}^3$ .

Détermination du nombre de Mach à la sortie :

L'équation de continuité du débit massique s'écrit :

$$\rho_3 \cdot S_3 \cdot V_3 = \rho_4 \cdot S_4 \cdot V_4 \quad (4-4)$$

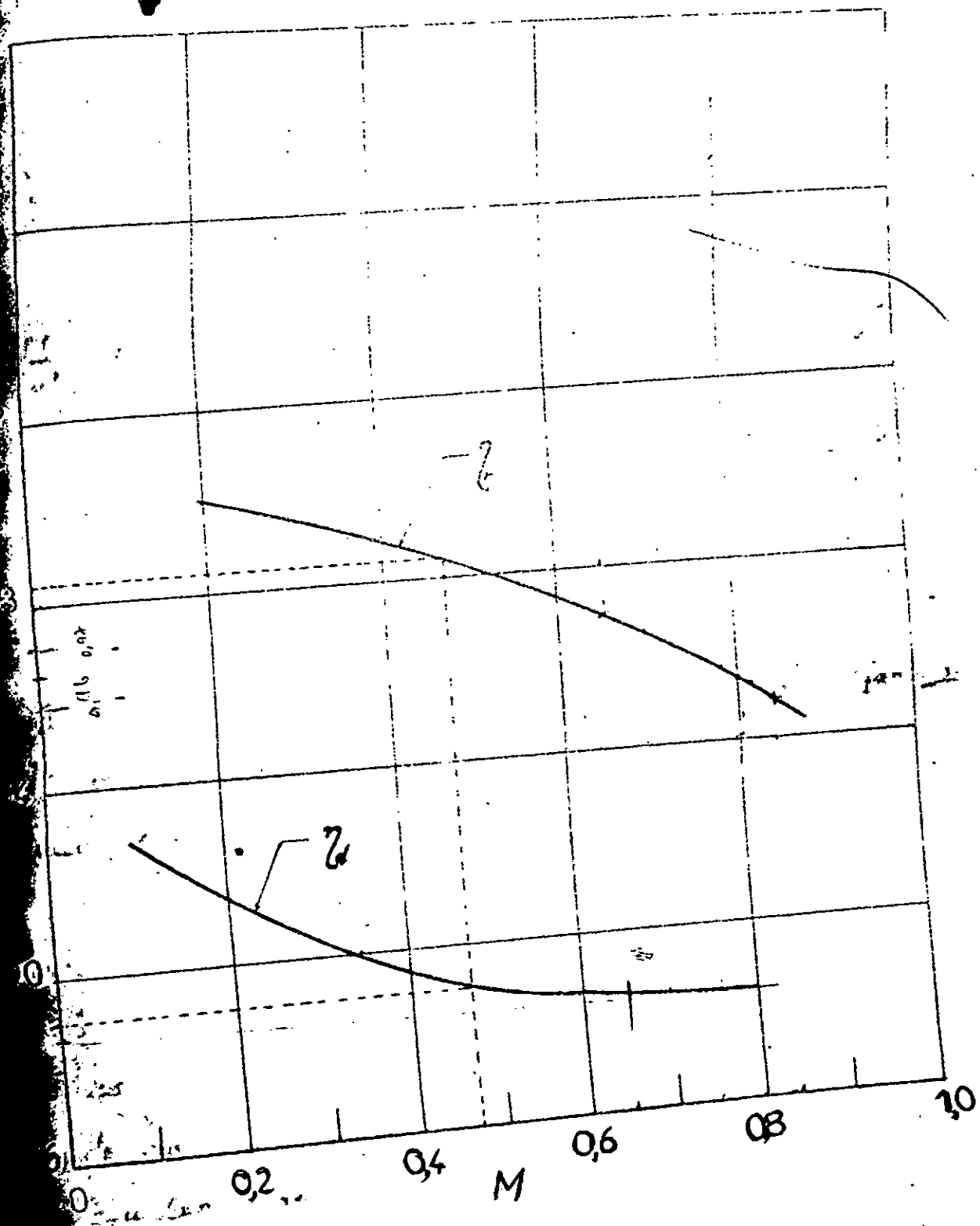


fig:42. Performances d'un Diffuseur subsonique  
 typique [4]

ne donne la

mesure de ...

$\rho, S, v$  sont la masse volumique, section de passage et vitesse du fluide

la relation (4.4) on obtient : 
$$\frac{S_3}{S_4} = \frac{\rho_4}{\rho_3} \frac{v_4}{v_3} \quad (4.5)$$

transformation peut être isentropique et la relation de Poisson est applicable :  $P/\rho^\gamma = \text{cte}$ , ainsi que l'équation des gaz parfaits.

combinaison de ces deux relations donne :

$$\frac{\rho^\gamma T}{\rho} = \text{cte} \Rightarrow \frac{\rho T}{\rho^\gamma} = \text{cte} \quad ; \text{ par conséquent le rapport :}$$

$$\frac{\rho_4}{\rho_3} = \left( \frac{T_4}{T_3} \right)^{1/\gamma-1} \quad (4.6)$$

on introduit (4.6) dans (4.5) ; le rapport de section sera alors :

$$\frac{S_3}{S_4} = \left( \frac{T_4}{T_3} \right)^{1/\gamma-1} \frac{v_4}{v_3} \quad (4.7)$$

une estimation du rapport de section,  $S_3/S_4$  du vrai turbofan JT3D

], donne une valeur pratique de 1/3.

l'équation (4.7) sera donc : 
$$\left( \frac{T_4}{T_3} \right)^{1/\gamma-1} \frac{v_4}{v_3} = \frac{S_3}{S_4} = \frac{1}{3} = 0,333 \quad (4.8)$$

paramètres inconnus figurent dans cette équation. ( $T_4$  et  $v_4$ ).

pour résoudre ce problème on a dû utiliser une méthode par itérations successives.

le procédé consiste à supposer un nombre de Mach à la sortie et vérifier

l'équation à deux inconnues (4.8). On l'illustrera ici avec des

exemples pratiques :

1°  $M_4 = 0,25$ .

(4.1) nous donne la température statique.

$$\frac{T_4}{T_3} = 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2 \quad ; \quad \text{où } \gamma_4 = 1,355 \text{ d'après la fig(5.5).}$$

$$\frac{P_4}{P_3} = \frac{T_4^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4-1}}}{T_3^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4-1}}} \Rightarrow P_{04} = P_4 \cdot T_4^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4-1}} \text{ est conservée égale à } T_{03} \text{ (transf. adiab.)}$$

— 76 —

$$\frac{T_{04}}{T_4} = 1 + \frac{0,355}{2} (0,25)^2 = 1,011 \Rightarrow T_4 = \frac{T_{04}}{1,011} = \frac{733,585}{1,011} = 725,536 \text{ K}$$

Alors la célérité locale du son sera :

$$T_4 = 725,536 \text{ K}$$

$$a_4 = (\gamma_4 \cdot R \cdot T_4)^{1/2} = (1,355 \cdot 287 \cdot 725,536)^{1/2} = 531,178 \text{ m/s}$$

$$a_4 = 531,178 \text{ m/s}$$

La vitesse absolue de l'air est alors :

$$V_4 = a_4 \cdot M_4 = 531,178 \cdot 0,25 = 132,794 \text{ m/s}$$

$$V_4 = 132,794 \text{ m/s}$$

Vérifions si  $V_4$  et  $T_4$  conviennent à la condition de (4-8)

$$\left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{1/\gamma_4} \frac{V_4}{V_3} = \left(\frac{725,536}{702,5}\right)^{1/0,355} \frac{132,794}{249,8} = 0,582 > 0,33.$$

Conclusion :

Le nombre de Mach  $M_4 = 0,25$  s'avère trop fort, on doit le diminuer.

Les autres itérations sont figurées dans le tableau suivant :

| $M_4$ | $T_4$   | $a_4$   | $V_4$  | $S_4/S_3$ |
|-------|---------|---------|--------|-----------|
| 0,25  | 725,536 | 531,178 | 132,79 | 0,582     |
| 0,20  | 728,401 | 532,221 | 106,44 | 0,472     |
| 0,15  | 750,667 | 533,053 | 79,958 | 0,357     |
| 0,14  | 731,041 | 533,19  | 74,646 | 0,334     |
| 0,13  | 731,391 | 533,316 | 69,33  | 0,310     |

On constate que le nombre de Mach qui vérifie l'équation (4-8) est  $M_4 = 0,14$ .

4.2. Calcul de la pression totale et statique.

• Pression totale :

D'après la définition du rapport de pression totale

$$\eta = \frac{P_{04}}{P_{03}} \Rightarrow P_{04} = \eta \cdot P_{03}.$$

Or: 77

$\eta_r$  est déduit de la fig (4.2)

pour  $M_3 = 0,47$  :  $\eta_r = 0,985$

Alors :  $P_{04} = \eta_r \cdot P_{03} = 0,985 \cdot 12,8335 = 12,643 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$

Pression statique :  $P_{04} = 12,643 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$

L'application de l'éq (4.2) tenant compte des pertes s'écrit :

$$\frac{P_{04}}{P_4} = \left[ 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} (M_4)^2 \right] \eta_r \frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1} \quad \text{donne}$$

$$P_4 = P_{04} \left( 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2 \right)^{-\eta_r \frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} = 12,643 \cdot 10^5 \left( 1 + \frac{0,355}{2} (0,4)^2 \right)^{-0,985 \frac{1,355}{0,355}}$$

Or,

$$P_4 = 12,643 \cdot 10^5 \left( 1 + \frac{0,355}{2} (0,4)^2 \right)^{-0,985 \frac{1,355}{0,355}} = 12,479 \text{ atm}$$

Donc

$P_4 = 12,479 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$

• Masse volumique :

$$\rho_4 = \frac{P_4}{R T_4} = \frac{12,479 \cdot 10^5}{287 \cdot 731,04} = 5,947 \text{ kg/m}^3$$

$\rho_4 = 5,947 \text{ kg/m}^3$

### 4.3. Calcul du rendement du diffuseur :

L'application de la formule (4.3) permet d'évaluer le rendement  $\eta_d$

$$\eta_d = \frac{\left( 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_3^2 \right) (\eta_r)^{\frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_4}} - 1}{\left( \frac{\gamma_4 - 1}{2} \right) M_3^2} = \frac{\left( 1 + \frac{0,355}{2} (0,47)^2 \right) (0,985)^{\frac{0,355}{1,355}} - 1}{\frac{0,355}{2} \cdot (0,47)^2}$$

$\eta_d = 0,895$

Cette valeur est très proche de celle déduite directement de la fig (4.2).



Tableau récapitulatif :

|                   | Entrée  | Sortie  |
|-------------------|---------|---------|
| $T_0$ (tot) K     | 733,585 | 733,585 |
| $T_{(stat)}$ K    | 702,5   | 731,06  |
| $P_0$ (tot) atm   | 12,8355 | 12,643  |
| $P_{(stat)}$ atm  | 11,2433 | 12,479  |
| $M$               | 0,47    | 0,14    |
| $V$ absolu $cm^3$ | 249,8   | 75      |
| $\rho$ $g/cm^3$   | 5,55    | 5,947   |

On remarque bien l'intérêt d'intercaler un tel diffuseur en amont de la chambre de combustion. Sans ça la combustion aurait dû être difficile sinon impossible...

## CH. 5: LA CHAMBRE de COMBUSTION

### A. GENERALITES

#### 1. Définitions et mode de fonctionnement d'une C. de combustion :

La chambre de combustion représente la source d'énergie principale d'un réacteur. L'énergie chimique est transformée en énergie calorifique, d'où découle essentiellement la puissance nécessaire à entraîner le compresseur et la puissance propulsive. Cependant, les chambres de combustion des turbo-réacteurs, doivent satisfaire un certain nombre d'exigences particulières. En premier lieu, elles doivent assurer une combustion complète et opposer à l'écoulement du fluide une résistance aussi réduite que possible, afin que les pertes de charge subies par ceux-ci n'affectent que dans une faible mesure la puissance et le rendement du réacteur. C'est pourquoi qu'actuellement on a pu avoir un rendement de combustion allant jusqu'à 99%.

Pour être complète la combustion doit s'effectuer avec un léger excès d'air bien inférieur aux quantités nécessaires pour amener les gaz de combustion à la température d'admission à la turbine, d'où la distinction de deux phases dans le fonctionnement d'une chambre de combustion :

- combustion avec excès d'air modéré.
- mélange.

La chambre de combustion se trouve ainsi constituée de deux éléments :

- une enveloppe extérieure résistant à la pression des gaz.
- une enveloppe interne soumise aux températures élevées (jusqu'à 2000°C)

## 7.2 Types de chambre de combustion :

### 7.2.1 Chambres séparées ou multiples (fig (5.1) et (5.2 a))

Dans ce modèle de chambres, la combustion est assurée par un nombre de 6 à 10 chambres disposées tout autour de l'axe du réacteur. Une communication est envisagée entre elles de façon à égaliser les pressions et assurer l'allumage dont deux d'entre elles seulement sont en général dotées d'un tel système.

Le débit d'air venant du compresseur se trouve fractionné à l'entrée des chambres et se regroupe ensuite pour aborder la turbine.

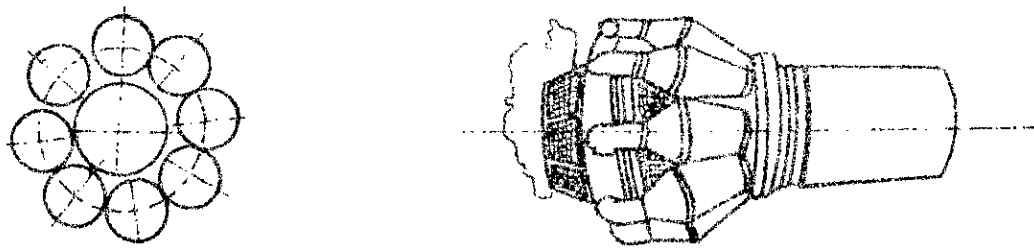


Fig 5.1 Disposition d'ensemble de C. de combustion séparées.

Ainsi il faut noter que la conception des chambres séparées ou tubulaires offre un important avantage de facilité de construction.

### 7.2.2. Chambres annulaires :

Contrairement aux chambres tubulaires, dans ce cas le débit d'air du compresseur passe entièrement à travers une seule chambre où un nombre important d'injecteurs de combustible sont disposés de telle sorte à assurer l'homogénéité d'un anneau de flammes. voir fig (5.2 b).

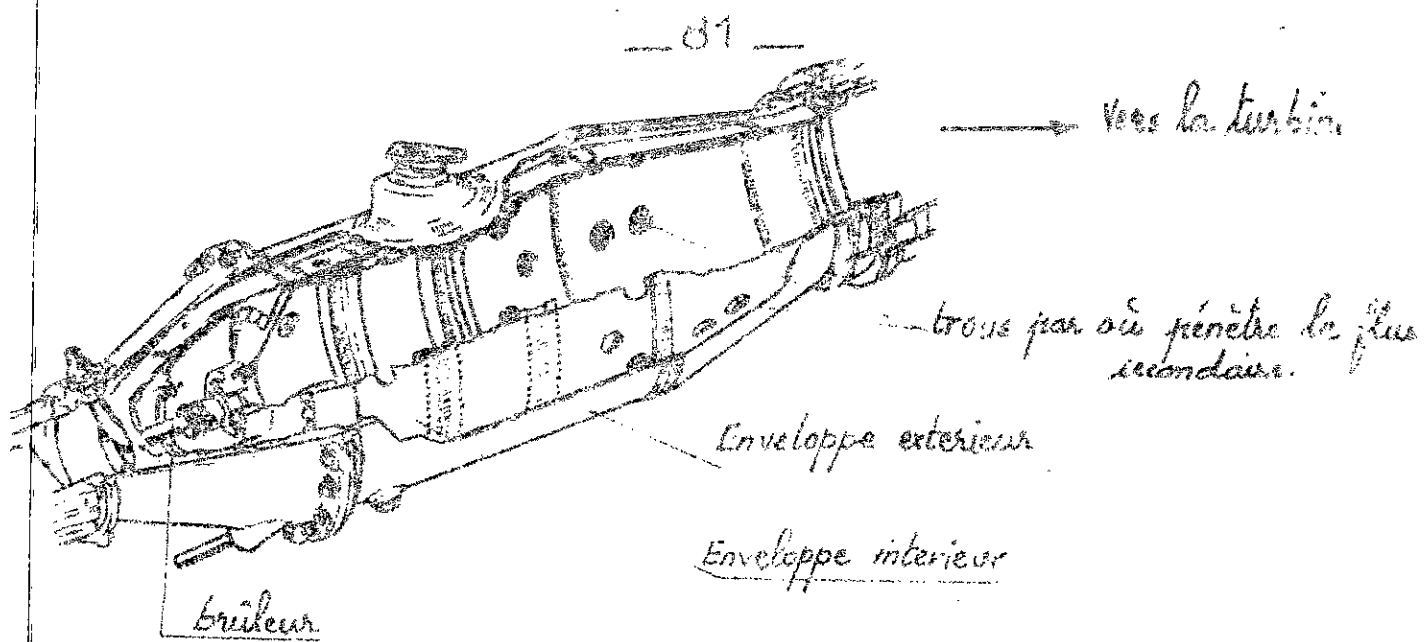


fig 5.2 a: Chambre de combustion TUBULAIRE.

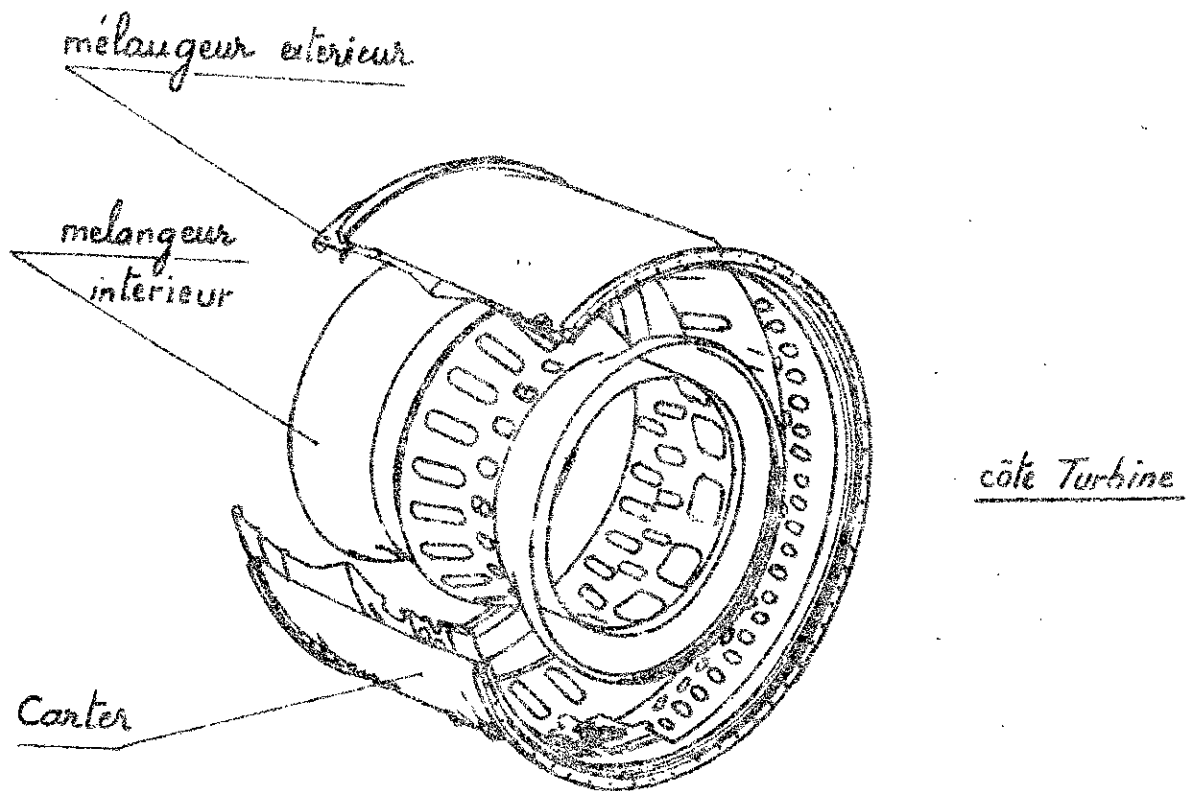
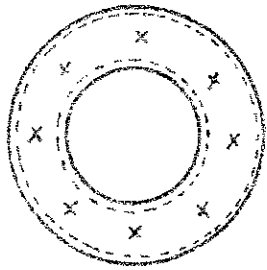


fig 5.2 b: Chambre de combustion ANNULAIRE.



A l'exception de quelques difficultés de mise au point lors des essais, les C. de combustion annulaires se particularisent par d'importants avantages ; savoir un encombrement minimum, des pertes de charges très faibles et un poids réduit,

- L'importante surface surface de contact entre l'air et le combustible facilite et favorise les réactions de combustion, rendant malheureusement le contrôle de la température de sortie plus difficile.

### 5.2.3. Chambres mixtes :

Elles s'apparentent en même temps aux deux types précédents. Les chambres mixtes semblent allier un encombrement minimum à une facilité de mise au point par éléments partiels, seulement leur coût est important.

La combustion peut commencer dans des chambres tubulaires et se poursuivre dans une chambre annulaire de façon à s'homogénéiser avant l'arrivée à la turbine.

### 5.3. Éléments essentiels d'une chambre de combustion :

La chambre de combustion comporte essentiellement :

#### 5.3.1. Un système d'injection :

L'injection de combustible est assurée par un injecteur ou brûleur, lequel est placé au centre de la partie amont de la chambre (voir fig. 5.2a) assure la pulvérisation du combustible, celui-ci s'échauffe par le rayonnement de la flamme et surtout celui des parois portés à une tempéra-

ture suffisante (plus de  $1000^{\circ}\text{C}$ ), se vaporise et brûle.

Le brûleur est constitué soit par des aubes de tourbillonnement à l'entrée de la chambre, soit par une coupole percée de trous, soit par un corps carrément profilé en V. (voir fig 5.3).

Les théories montrent qu'un tel corps placé dans un écoulement gazeux es suivi d'une zone de dépressions et de moindre vitesse d'écoulement.

Les gaz frais sont alors distribués en vortex autour du brûleur, où leur mouvement de rotation en Aval du brûl, assure une dégradation de la vitesse d'écoulement et provoque même des courants de retour d'où on s'approche d'une combustion plus ou moins complète.

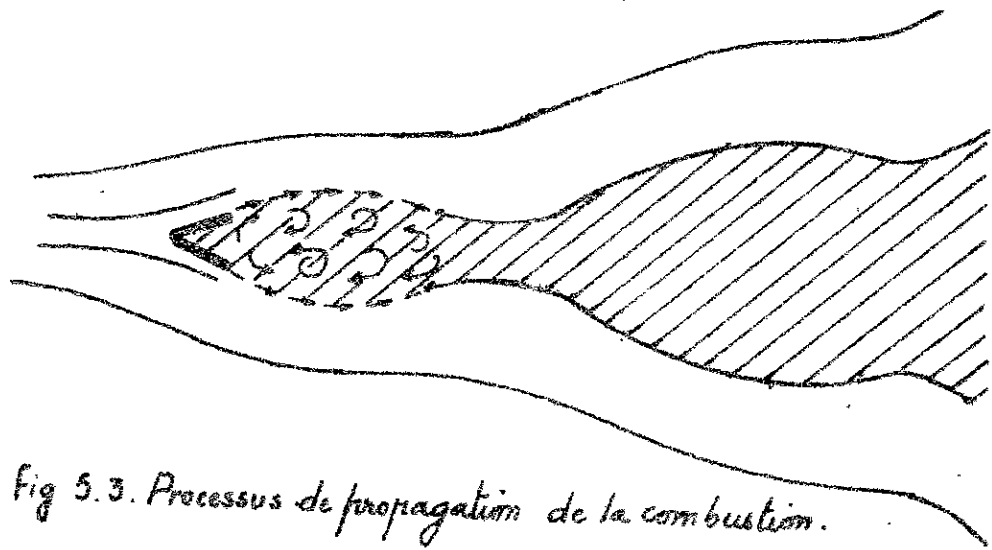


Fig 5.3. Processus de propagation de la combustion.

L'injection peut s'effectuer soit directement dans le sens du courant ou à contre courant (voir fig 5.5) soit après une prévaporisation du combustible.

Bien que l'injection directe dans le sens du courant s'apprête mieux à la combustion, on a tendance à utiliser l'injection à contre courant qui se caractérise par les avantages suivant :

- Pour une même intensité de combustion, la chambre est plus courte,

d'où réduction de la longueur du réacteur lui-même et par conséquent un gain de poids.

- pour la même longueur de la chambre, l'intensité de la combustion est plus grande.

- la pulvérisation est meilleure par suite des chocs entre molécules de combustible, d'où amélioration de la combustion.

La difficulté rencontrée avec ce type d'injection est la tenue des corps injecteurs qui, avec ce système se trouvent dans la flamme. Quoique l'utilisation d'un matériau de haute qualité thermique a permis de surmonter tel problème.

### 5.3.2. Système d'allumage

L'opération d'allumage ne dépend pas seulement des conditions internes de la chambre de combustion, mais aussi de plusieurs autres conditions externes et de nombreux facteurs s'attachant au fonctionnement du réacteur tels que l'écoulement aérodynamique dans la chambre, l'injection du combustible, le débit injecté, etc.

Plusieurs systèmes d'allumage sont adoptés par les constructeurs.

### 5.3.3 Système de décrochage de la flamme :

Sans un dispositif spécial, les vitesses trop grandes aux abords des injecteurs ne permettent pas la stabilisation de la flamme. C'est le rôle du brûleur de maintenir assez près en aval, un noyau de gaz chauds producteur de combustion et indispensable au maintien de celle-ci.

#### 5.3.4. Système de refroidissement des gaz avant l'entrée de la turbine :

Si l'on injecte une quantité de combustible, telle que tout l'oxygène de l'air débité par le compresseur soit utilisé dans la combustion, ce qui est excellent pour la combustion, la température dans la chambre atteindrait plus de  $2000^{\circ}\text{C}$ . Une telle température entraînerait la destruction de l'aubage de la turbine qui ne peut à l'heure actuelle résister qu'à quelques  $1400^{\circ}\text{C}$ . Aussi doit-on refroidir les gaz de combustion pour abaisser leur température à des valeurs admissibles par la turbine, bien que cela entraîne une perte de poussée malheureusement inévitable. L'air est alors séparé en deux : flux primaire et flux secondaire destiné à refroidir les gaz de combustion (voir 5.2a). Les deux flux sont séparés par une chemise ou mélangeur.

L'air de mélange ou flux secondaire ne doit pas être injecté trop tôt dans la chambre afin de laisser à la combustion le temps de s'effectuer complètement.



C'est ainsi que la deuxième partie de la chemise est conçue d'orifices par où le flux secondaire doit traverser pour participer à la phase finale de la combustion et contribuer au refroidissement des gaz de combustion. L'emplacement des orifices est choisi de manière à assurer la stabilité de la flamme en tout point et de permettre à créer dans la zone de combustion un mouvement tourbillonnaire.

Le rapport du flux primaire au flux secondaire varie de 0,54 à 0,9 donnant ainsi une richesse réelle de 0,026 à 0,034 soit  $(\frac{1}{23} \text{ à } \frac{1}{30})$ . La richesse réelle est le rapport du débit du combustible au flux primaire; cependant par raison de commodité on utilise la richesse "α" rapportée au débit d'air total débité par le compresseur qui, lui, varie alors de 1/55 à 1/65.

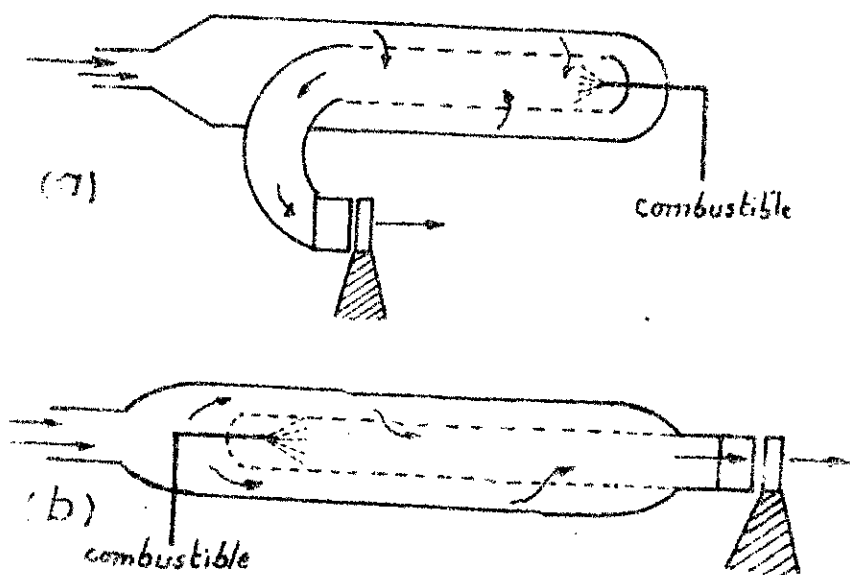


Fig. 50 Injection du combustible; (a) à contre courant

(b) dans le sens du courant

## Ch.5: CHAMBRE de COMBUSTION

### B. ENERGETIQUE et DIMENSIONNEMENT

L'optimisation des caractéristiques de fonctionnement d'un réacteur, revient particulièrement à bien choisir la chambre de combustion de point de vue énergétique et dimensions.

#### 5.1. Etude énergétique :

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

- La combustion s'effectue à une 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 s'écrit :

$$(W + Q)_{4-5} = H_5 - H_4 + \frac{1}{2} V_5^2 - \frac{1}{2} V_4^2$$
$$= \left( H_5 + \frac{1}{2} V_5^2 \right) - \left( H_4 + \frac{1}{2} V_4^2 \right)$$

$$(Q + W)_{4-5} = H_{t5} - H_{t4} = H_{05} - H_{04}$$

Mais la combustion s'effectue sans aucun travail mécanique; donc  $W_{4-5} = 0$

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

Alors

$$Q_{4-5} = \bar{c}_p (T_{05} - T_{04}) \quad (5.1)$$

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

$\bar{c}_p$  : chaleur spécifique moyenne.

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

$$\dot{m}_a H_{04} + \eta_{ch} \dot{m}_f Q_R = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) H_{05} \quad (5.2)$$

où:  $\dot{m}_a H_{0a}$  : quantité d'énergie cédée par le fluide (air).

$\eta_{ch} \dot{m}_f \cdot Q_R$  : " " " " " combustible.

$(\dot{m}_a + \dot{m}_f) H_{0s}$  : " " " " la combustion totale.

avec:

$\eta_{ch}$  : rendement de la chambre de combustion.

$\dot{m}_f$  : débit massique du combustible

$\dot{m}_a$  : " " du fluide

$Q_R$  : pouvoir calorifique inférieur du combustible.

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

$$Q_R = 36981 + 36748 \frac{H}{C} \quad \text{kJ/kg} \quad (5.3)$$

avec  $\frac{H}{C} = \frac{1,008}{12,01} \frac{m}{n}$  (5.4) où  $m$ : nombre d'atomes d'hydrogène dans  
b'hydrocarbure utilisé

$n$ : nombre d'atomes de carbone.

Le combustible couramment utilisé dans l'aviation est:

le kérosène dont sa formule:  $C_{18}H_{18}$ . ; ce qui donne une valeur de  $m=18$

$$n = 8.$$

de (5.4) en aura:  $\frac{H}{C} = \frac{1,008}{12,01} \frac{18}{8} = 0,18884$ , le pouvoir calorifique

aura enfin:  $Q_R = 36981 + 36748 \cdot 0,18884 = 43920,5 \text{ kJ/kg}$ .

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

## 5.2. Calcul de la température totale à la sortie de C.C.

Divisant l'éq (5.2) par  $\dot{m}_a$ ; on obtient:

$$H_{04} + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \eta_{ch} \cdot Q_R = \left(1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}\right) H_{05} \quad (5.5)$$

où  $\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \alpha$ : richesse du mélange pris généralement de  $1/55 \div 1/65$

Une valeur moyenne de  $\alpha$  couramment utilisé  $\alpha = 1/60$ .

L'éq (5.5) devient alors:

$$H_{04} + \alpha \cdot \eta_{ch} \cdot Q_R = (1 + \alpha) H_{05} \quad (5.6)$$

or  $1 + \alpha = 1 + 1/60 \approx 1$  ; cela nous permet de mettre (5.6) sous la forme:  $H_{04} + \alpha \cdot \eta_{ch} \cdot Q_R = H_{05}$  ou bien  $H_{05} - H_{04} = \alpha \cdot \eta_{ch} \cdot Q_R$

ou encore avec  $H_0 = \bar{c}_p T_0$  ;  $\bar{c}_p (T_{05} - T_{04}) = \alpha \cdot \eta_{ch} \cdot Q_R$   
ce qui donne:

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

dont la chaleur spécifique moyenne  $\bar{c}_p$  est déterminée par:

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

R est la constante des gaz de combustion exprimée selon [2] par:

$$R = \frac{1}{M} \left( 9283,7 + \frac{66543}{1 + H/C} \alpha \right) \frac{1}{1 + \alpha} \quad ; \text{ où } M: \text{ masse molaire du mélange } C_8H_{18}$$

$$M = M_{air} + \alpha \cdot M_{C_8H_{18}} \\ = 29 + \frac{1}{60} \cdot 114 = 30,9 \text{ g}$$

$$M = 30,9 \text{ g}$$

La constante R sera alors:

$$R = \frac{1}{30,99} \left( 9283,7 + \frac{66543}{1 + 0,18884} \frac{1}{60} \right) \frac{1}{1 + 1/60} = 325,213 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$$

$$R = 325,213 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$$

On peut alors évaluer  $\bar{c}_p$  à l'entrée de la chambre par (5.8):

$$\bar{c}_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R$$

$\gamma$ : coefficient du fluide à l'entrée de la chambre exprimé en fonction de la

température statique.

La fig (5.6) page: 91 illustre le rapport des chaleurs spécifiques en fonction de la température statique, ainsi pour  $T_4 = 731,04^\circ\text{K}$  la valeur de  $\gamma$  est de  $\gamma_4 = 1,355$ .

L'application de (5.8) et (5.7), la température de sortie  $T_{05}$  peut être estimée à  $1311,5^\circ\text{K}$ .

D'après la fig (5.6) on détermine alors  $\gamma_5 = 1,315$ ; ce qui permet d'évaluer enfin le rapport de chaleur spécifique moyenne de toute la chambre:  $\gamma_m = \frac{\gamma_5 + \gamma_4}{2} = \frac{1,355 + 1,313}{2} = 1,334$ ;  $\gamma_m = 1,334$ .

Alors l'application de (5.8) donne une valeur moyenne de  $\bar{c}_p$ :

$$\bar{c}_p = \frac{\gamma_m}{\gamma_m - 1} R = \frac{1,334}{1,334 - 1} 325,213 = 1298,9 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$$

$$\bar{c}_p = 1298,9 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$$

enfin, on peut calculer la valeur réelle de  $T_{05}$ .

$$T_{05} = T_{04} + \alpha \frac{\eta_{ch} Q_R}{\bar{c}_p}$$

le rendement  $\eta_{ch}$  de la chambre de combustion varie de  $0,97 \div 0,99$ .

avec une valeur moyenne de  $\eta_{ch} = 0,98$ , la température  $T_{05}$  sera:

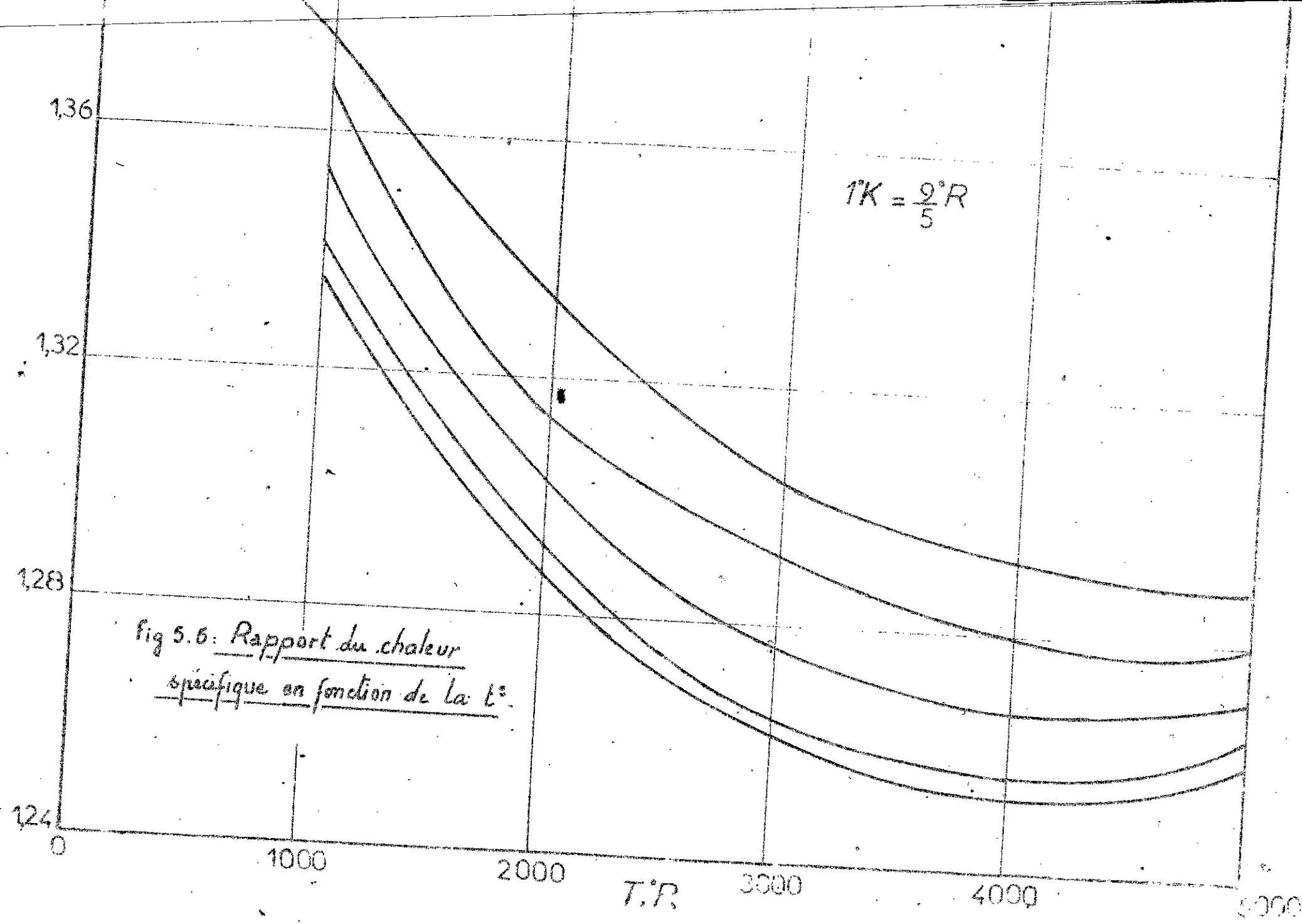
$$T_{05} = 733,585 + \frac{1}{60} \frac{0,98 \cdot 45920,5 \cdot 10^3}{1298,9} = 1285,87^\circ\text{K}$$

$$T_{05} = 1285,87^\circ\text{K}$$

3) Nombre de Mach à la sortie de la Chambre:

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:



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

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

Or pour les chambres de combustion tubulaires :

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

$$\rho_4 V_4 S_4 + \dot{m}_f = \rho_5 V_5 S_5 \quad \text{ou bien : } 1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{\rho_5 V_5 S_5}{\rho_4 V_4 S_4} = \frac{\rho_5 V_5}{\rho_4 V_4}$$

$$\Rightarrow \rho_5 V_5 = \left(1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}\right) \rho_4 V_4$$

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

En introduisant l'éq des gaz parfaits  $\frac{P}{\rho} = RT$  on aura :

$$\frac{P_5}{P_4} = \frac{V_4 R_5 T_5}{V_5 R_4 T_4} (1 + \alpha) \quad (5-12)$$

en outre  $V = aM = (\gamma RT)^{1/2} M$  ; alors :

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{\gamma_4}{\gamma_5}\right)^{1/2} \frac{M_4}{M_5} \left(\frac{R_4 T_4}{R_5 T_5}\right)^{1/2} \frac{R_5 T_5}{R_4 T_4} (1 + \alpha) = \left(\frac{\gamma_4}{\gamma_5}\right)^{1/2} \frac{M_4}{M_5} \left(\frac{R_5 T_5}{R_4 T_4}\right)^{1/2} (1 + \alpha)$$

(5-13)

Introduisant aussi les expressions de températures totales :

$$\frac{T_{04}}{T_4} = 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2 \quad ; \quad \frac{T_{05}}{T_5} = 1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2$$

l'équation (5-13) sera donc :

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{\gamma_4}{\gamma_5}\right)^{1/2} \frac{M_4}{M_5} \left(\frac{R_4 T_{05}}{R_4 T_{04}}\right)^{1/2} (1 + \alpha) \left[ \frac{1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2}{1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2} \right]^{1/2} \quad (5-14)$$

D'autre part, le rapport de pression  $P_5/P_4$  peut être obtenu à l'aide de l'expression de quantité de mouvement. Si on néglige les forces de friction on peut mettre :

$$(P_4 - P_5) S_4 = (\rho_5 S_4 V_5) \cdot V_5 - (\rho_4 S_4 V_4) V_4$$

Divisant les deux membres par  $P_4$  :

$$1 - \frac{P_5}{P_4} = \frac{\gamma_5 V_5^2}{P_4} - \frac{\gamma_4 V_4^2}{P_4} ; \text{ après des transformations on aura:}$$

$$\frac{P_5}{P_4} = \frac{1 + \gamma_4 M_4^2}{1 + \gamma_5 M_5^2} \quad (5-15)$$

En égalisant les expressions (5-14) et (5-15) on aura l'expression donnant ainsi le nombre de Mach  $M_5$  :

$$\frac{\left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)^{1/2}}{1 + \gamma_5 M_5^2} = \left(\frac{\gamma_4}{\gamma_5}\right)^{1/2} M_4 \frac{\left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)^{1/2}}{1 + \gamma_4 M_4^2} (1-\alpha) \left(\frac{R_5 \cdot T_{05}}{R_4 \cdot T_{04}}\right)^{1/2} \quad (5-16)$$

avec:  $\gamma_4 = 1,355$

$T_{04} = 733,585 \text{ } ^\circ\text{K}$

$\gamma_5 = 1,313$

$T_{05} = 1285,87 \text{ } ^\circ\text{K}$

$M_4 = 0,14$

$R_4 = 287 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$

$\alpha = 1/60$

$R_5 = 325,213 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$

on aura :

$$M_5 \frac{\left(1 + \frac{0,313}{2} M_5^2\right)^{1/2}}{1 + 1,313 M_5^2} = \left(\frac{1,355}{1,313}\right)^{1/2} 0,14 \frac{\left[1 + \frac{0,355}{2} (0,14)^2\right]^{1/2}}{1 + 1,355 (0,14)^2} (1 + 1/60) \left[\frac{325,213 \cdot 1285,87}{287 \cdot 733,585}\right]^{1/2}$$

soit:  $M_5 \frac{\left(1 + \frac{0,313}{2} M_5^2\right)^{1/2}}{1 + 1,313 M_5^2} = 0,198852.$

ce bien :

$$M_5^2 \frac{\left(1 + 0,1665 M_5^2\right)}{\left(1 + 1,313 M_5^2\right)^2} = (0,198852)^2 ; \text{ équation du 4}^\circ \text{ degré}$$

La seule solution que peut prendre  $M_5$  c'est la valeur  $0,2095 \approx 0,21$

Les 3 autres solutions donnent des valeurs négatives

Alors:  $M_5 = 0,21$



### 5.4. Pression Statique et Totale à la sortie de la chambre :

#### 5.4.1. Pression statique :

La pression statique  $P_5$  peut être évaluée par la formule (5-15) :

$$\frac{P_5}{P_4} = \frac{1 + \gamma_5 M_5^2}{1 + \gamma_4 M_4^2} = \frac{1 + 1,355 (0,14)^2}{1 + 1,313 (0,21)^2} = 0,97037.$$

$$\frac{P_5}{P_4} = 0,97037 \Rightarrow P_5 = 0,97037 \cdot P_4 \quad ; \quad \text{avec } P_4 = 12,479 \text{ atm}$$

$$P_5 = 0,97037 \cdot 12,479 = 12,1092 \text{ atm.}$$

$$\underline{P_5 = 12,1092 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2}$$

#### 5.4.1 Pression totale :

La pression totale ou d'arrêt et statique sont reliées par la relation des fluides compressibles.

$$\frac{P_{05}}{P_5} = \left( 1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right)^{\frac{\gamma_5}{\gamma_5 - 1}} \Rightarrow 1 + \frac{0,313}{2} (0,21)^2 \frac{1,313}{0,313} =$$

$$= 1,029272$$

$$P_{05}/P_5 = 1,029272 \Rightarrow P_{05} = 1,029272 \times 12,1092 \cdot 10^5 = 12,46366 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$\underline{P_{05} = 12,46366 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2}$$

### 5.5. Pertes à travers la Chambre de combustion :

La perte de pression est donnée par :

$$\frac{\Delta P_0}{P_{04}} = \frac{P_{04} - P_{05}}{P_{04}} \quad \text{avec } P_{04} = 12,643 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$\frac{\Delta P_0}{P_{04}} = \frac{12,643 - 12,46366}{12,643} \cdot 10^5 = 0,0142$$

soit :  $\boxed{\frac{\Delta P_0}{P_{04}} = 1,42 \%}$

La combustion s'effectue avec une perte de pression aussi faible, due

essentiellement aux pertes de chaleur inévitables, par rayonnement...  
Le résultat ainsi obtenu confirme bien notre hypothèse de départ  
que la combustion se fait à pression constante.

• Température statique à la sortie de la chambre:

$$\frac{T_{05}}{T_5} = 1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 = 1 + \frac{0,313}{2} (0,21)^2 = 1,007$$

$$\frac{T_{05}}{T_5} = 1,007 \Rightarrow T_5 = \frac{T_{05}}{1,007} = \frac{1285,87}{1,007} = 1277 \text{ }^\circ\text{K.}$$

$T_5 = 1277 \text{ }^\circ\text{K.}$

• Masse volumique de l'air à la sortie:

$$\rho_5 = \frac{P_5}{R T_5} = \frac{12,9092 \cdot 10^5}{325,213 \cdot 1277} = 2,915 \text{ kg/m}^3$$

$\rho_5 = 2,915 \text{ kg/m}^3$

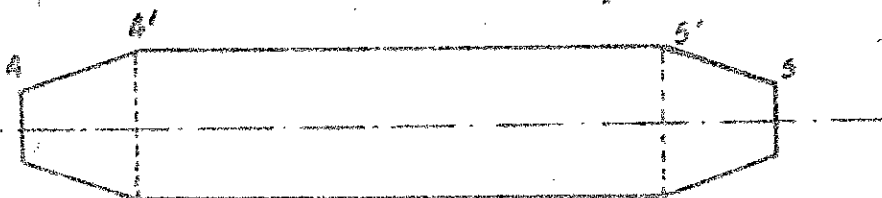
• Vitesse absolue des gaz de combustion:

$$\begin{aligned} V_5 &= a_5 \cdot M_5 = (\gamma_5 R_5 T_5)^{1/2} \cdot M_5 \\ &= (1,313 \cdot 325,213 \cdot 1277)^{1/2} \cdot 0,21 = 155,07 \text{ m/s} \end{aligned}$$

$V_5 = 155 \text{ m/s.}$

### 5.6. 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 ÷ 0,07 du fait de la géométrie et de dispositifs spéciaux qu'on adopte pour parvenir à une vitesse convenable de la flamme.



Les chambres de combustion utilisées pour ce turbofan sont du genre tubulaires où leur nombre est estimé à 8

Le point 4' se trouve en Aval des dispositifs de ralentissement de vitesse.  
 soit  $M_4'$  le nombre de Mach de l'écoulement à ce point.; soit  $M_3' = 0,08$ ,  
 soit  $M_4' = 0,05$ .

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

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

L'état statique au point 4' est défini par:

• Température statique:  $T_4'$ .

$$\frac{T_{04'}}{T_4'} = 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4'^2 = 1 + \frac{0,355}{2} (0,05)^2 = 1,00044.$$

$$\frac{T_{04'}}{T_4'} = 1,00044 \Rightarrow T_4' = \frac{T_{04'}}{1,00044} = \frac{733,585}{1,00044} = 733,26 \text{ } ^\circ\text{K}.$$

$$\underline{T_4' = 733,26 \text{ } ^\circ\text{K}.$$

• Pression statique:  $P_4'$ .

$$\frac{P_{04'}}{P_4'} = \left( 1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4'^2 \right)^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} = 1 + \frac{0,355}{2} (0,05)^2 \cdot \frac{1,355}{0,355} = 1,00169.$$

$$\frac{P_{04'}}{P_4'} = 1,00169 \Rightarrow P_4' = \frac{P_{04'}}{1,00169} = \frac{12,643 \cdot 10^5}{1,00169} = 12,621 \cdot 10^5$$

$$\underline{P_4' = 12,621 \cdot 10^5 \text{ Pa}}$$

• Masse volumique:

$$\rho_4' = \frac{P_4'}{R_4 \cdot T_4'} = \frac{12,621 \cdot 10^5}{287 \cdot 733,26} = 5,997 \text{ kg/m}^3.$$

$$\underline{\rho_4' = 5,997 \text{ kg/m}^3}$$

• Vitesse de l'écoulement:

$$V_4' = a_4' \cdot M_4' = (\gamma_4 \cdot R_4 \cdot T_4')^{1/2} \cdot 0,05 = (1,355 \cdot 287 \cdot 733,26)^{1/2} \cdot 0,05$$

$$\underline{V_4' = 26,7 \text{ m/s}}$$

• Section d'entrée:

l'application de l'éq de continuité permet d'évaluer la section.

$$\dot{m}_a = \rho_{a'} \cdot S_{a'} \cdot V_{a'} \Rightarrow S_{a'} = \frac{\dot{m}_a}{\rho_{a'} \cdot V_{a'}} = \frac{75}{5,997 \cdot 26,7} = 0,468 \text{ m}^2$$

$$S_{a'} = 0,468 \text{ m}^2$$

Cette section représente la section totale des chambres de combustion.

comme on a estimé qu'il y a 8 chambres, la section unitaire sera:

$$S_{a'} = \frac{S_{a'}}{8} = \frac{0,468}{8} = 0,0585 \text{ m}^2 \quad \text{soit un diamètre}$$

$$\text{de : } D = \left( \frac{4 S_{a'}}{\pi} \right)^{1/2} = \left( \frac{4 \cdot 0,0585}{\pi} \right)^{1/2} = 0,2729 \text{ m.}$$

$$D = 27,3 \text{ cm.}$$

Enfin pour terminer, on résume les résultats ainsi trouvés en Amont et en Aval de la chambre de combustion dans le tableau suivant:

|        | $T_0$ (tot) °K. | $T$ (stat) °K. | $P_0$ (tot) atm. | $P$ (stat) atm. | $M$  | $V_{mb}$ | $\rho_{a'}$ |
|--------|-----------------|----------------|------------------|-----------------|------|----------|-------------|
| Entrée | 733,585         | 731,04         | 12,643           | 12,479          | 0,14 | 75       | 5,947       |
| Sortie | 1285,87         | 1277           | 12,4636          | 12,1092         | 0,21 | 455      | 2,915       |

Remarque:

On ne peut clore ce chapitre sans remarquer que le dimensionnement de la chambre de combustion ne sera pas complet que par la détermination de sa longueur. Malheureusement cette caractéristique n'est actuellement évaluée que par des expériences..

## Ch. 6. LA TURBINE

### 6. Introduction :

La turbine est un organe conçu pour entraîner le compresseur en prélevant une partie d'énergie au jet de gaz sortant de la chambre de combustion. Le reste sert à produire la poussée.

Bien qu'on puisse réaliser des turbines centrifuges et axiales, la seule pratiquement employée est la turbine axiale. Elle est rarement à un seul étage, mais plus souvent à deux, trois ou quatre étages. Les gaz chauds à hautes pressions se détendent en transformant leur énergie de pression en énergie de vitesse. Les aubes sont soumises à des températures très élevées. Les températures des gaz, pouvant atteindre  $2000^{\circ}\text{C}$  à l'intérieur de la chambre sont ramenées à environ  $1200^{\circ}\text{C}$  au moyen du flux secondaire à la sortie de la chambre de combustion. (voir 5.3.4).

D'une manière générale l'étage d'une turbine est composé d'une roue directrice fixe ou distributeur, d'une roue mobile qui entraîne le compresseur et à la sortie une roue directrice servant à

Ainsi, fonctionnant à des grandes vitesses périphériques et à des températures élevées, la turbine est d'une étude délicate tant au point de vue résistances des matériaux que thermo-aérodynamique.

Tout comme les compresseurs, on réalise des turbines - selon le mode d'utilisation - co-axiales indépendantes, l'une fonctionnant en basse pression et l'autre en haute pression, tournant à des vitesses de rotation différentes

## 2 Types de turbines :

La turbine axiale est conçue de grilles d'aubes circulaires, mobiles et fixes ou l'ensemble d'une grille d'aubes fixe et d'une grille mobile forme un étage. L'aube d'une turbine est similaire à celle d'un compresseur et avec une cambrure généralement plus importante, le calage change pour permettre à l'une de comprimer et à l'autre de détendre.

La détente dans la turbine peut avoir lieu dans l'aubage fixe ou dans l'aubage mobile ou dans les deux en même temps. Selon cette conception on distingue deux types de turbines :

### 6.2.1. Turbine à action :

Toute la détente a lieu dans l'aubage fixe, ou en terme d'enthalpie, la chute d'enthalpie statique s'effectue dans l'aubage fixe. Le rôle de l'aubage mobile était de transformer l'énergie cinétique engendrée par cette détente en énergie mécanique disponible sur l'arbre. Le degré de réaction, (défini d'une façon analogue au compresseur : rapport de la chute dans le rotor à celle produit dans l'étage complet) dans ce type de turbine est nul ( $\epsilon = 0$ ). De plus la pression en amont et en aval du rotor est pratiquement la même aux pertes par frottement près.

### 6.2.2. Turbine à réaction

La détente, dans ce cas est partagée également entre l'aubage fixe et mobile et cela plus particulièrement quand il s'agit de machines périodiques. En général les chutes d'enthalpie dans l'aubage fixe et mobile sont prises identiques. Mais le degré de réaction  $\epsilon = \frac{\Delta H_{rot}}{\Delta H_{ét}} = \frac{1}{2}$ .

La périodicité des étages impose : la constance de la vitesse axiale d'un point, et les déviations tangentielle des aubes mobiles et fixes sont égales et opposées d'autre part.

$$\Delta V_u + \Delta W_u = 0$$

6.3 Diagramme de vitesse dans un étage à réaction :

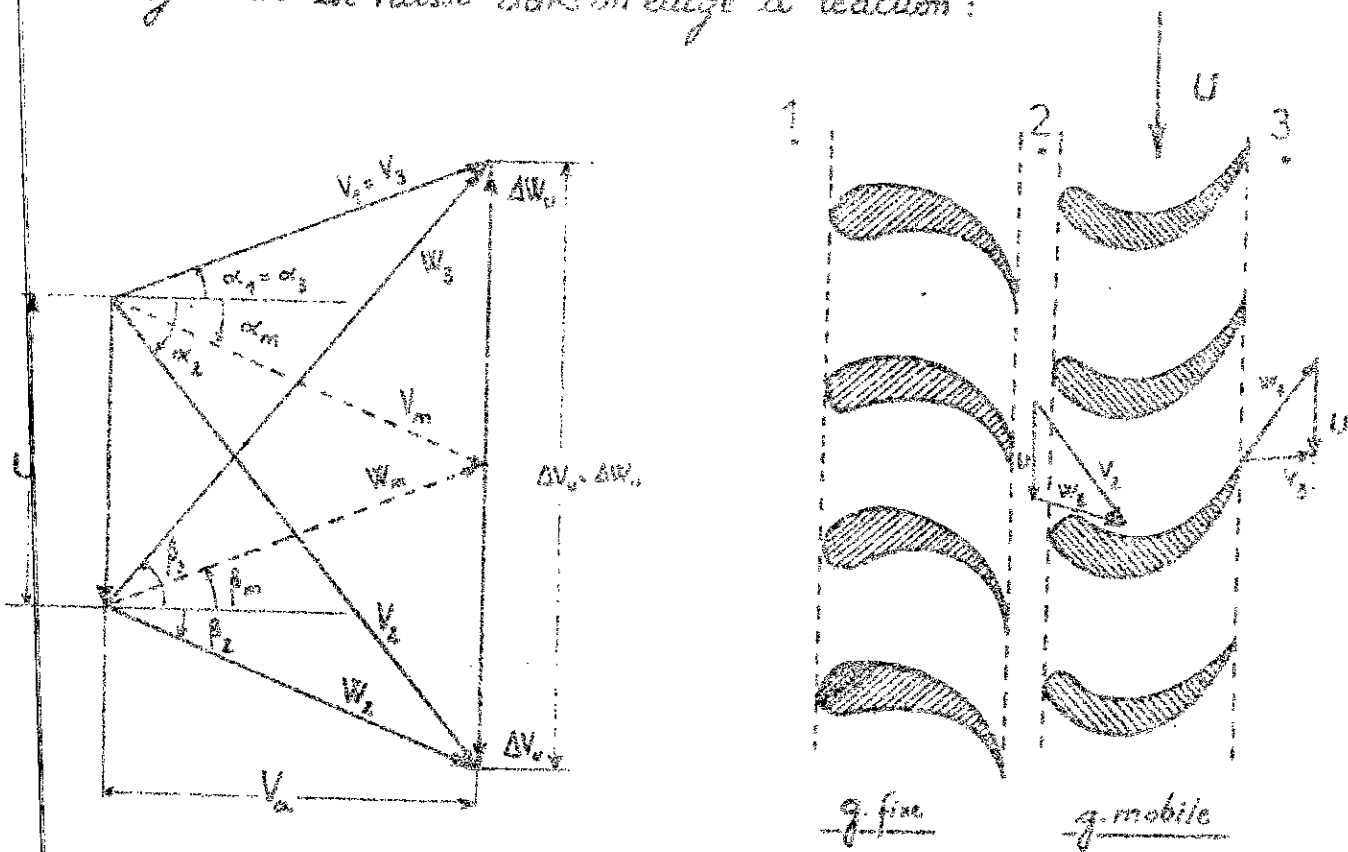


Fig 6.1.

6.3.1. Différentes variations dans le stator :

L'équation d'énergie entre la sortie ② et l'entrée ① du stator s'écrit :

$$H_2 - H_1 + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2) = (Q + W)_{2,1} = 0$$

ou bien :  $H_2 - H_1 = \frac{1}{2} (V_1^2 - V_2^2)$

Or  $(H_2 - H_1)$  est négative du fait de la détente.

Alors  $V_1$  ne peut être que inférieure à  $V_2$ , par conséquent il y a une accélération du fluide dans le stator.

De la diminution d'enthalpie découle aussi une diminution de pression et température statiques.

### 6.3.2. Différentes variations dans le rotor :

Entre la sortie ③ et l'entrée ②, l'éq d'énergie s'écrit :

$$H_3 - H_2 + \frac{1}{2} (W_3^2 - W_2^2) = (Q + W)_{3-2} = 0.$$

$$\text{ou } H_3 - H_2 = \frac{1}{2} (W_2^2 - W_3^2)$$

$$\text{or } (H_3 - H_2) < 0 \Rightarrow W_2 < W_3.$$

Dans le rotor, le fluide est accéléré.

Aussi dans le rotor de la diminution de l'enthalpie découle aussi la diminution de pression et température statiques.

On remarque que dans la turbine, comme dans le compresseur, l'état d'arrêt ne varie qu'à travers les aubes mobiles.

Le tableau suivant résume toutes les variations à travers un étage

|        | $V_{\text{absol}}$ | $W_{\text{relative}}$ | $P_0$ (tot)       | $P$ (stat) | $S$ (entropie) |
|--------|--------------------|-----------------------|-------------------|------------|----------------|
| Rotor  | ↘                  | ↗                     | ↘                 | ↘          | ↘              |
| Stator | ↗                  |                       | →<br>pratiquement | ↘          | ↘              |

### 6.4 Refroidissement de la turbine :

Les expériences ont montré que si on augmentait la température en Amont de la turbine, la poussée du réacteur est notablement améliorée.



Cependant, la résistance mécanique du matériau à haute température est un facteur limitatif pour une telle augmentation. Pour parer à une éventuelle destruction de la turbine, les constructeurs ont eu recours à des aubes creuses refroidies intérieurement par circulation d'air.

Un tel système reste très efficace même si on dispose à volonté d'excellents alliages, du fait qu'il permet d'accroître la température devant la turbine.

Un meilleur refroidissement peut être obtenu avec du liquide, mais pour l'aviation cette méthode pose de grandes complications technologiques. Le fluide, couramment utilisé est l'air..

Environ 5% du débit sortant du compresseur sont prélevés et introduits dans les aubes par leur racine. Cette méthode a engendré une augmentation de la poussée d'environ 10%; et évidemment la consommation s'accroît presque du même ordre. Il est à noter qu'avec des vitesses de vol importantes ( $M > 1$ ) et de haute altitude, le gain de la poussée peut dépasser les 100% pour une augmentation de consommation seulement de 30%.

## 6.5 Etude Thermodynamique:

### 6.5.1 Travail d'un étage de turbine:

Le travail échangé par le fluide avec les aubes s'exprime à l'aide de la formule d'Euler comme suit:

$$W_{t_e} = (U_2 V_{2u} - U_3 V_{3u}) \quad (6.1)$$

Or pour une turbine axiale  $r_2 = r_3 = r$ , par suite  $U_2 = U_3 = U$ .

L'éq (6.1) sera alors:  $W_{t_e} = U (V_{2u} - V_{3u}) = U \cdot \Delta V_u$ .

$$\underline{W_{t_e} = U \cdot \Delta V_u} \quad (6.2)$$

6.5.2. Travail de la détente :

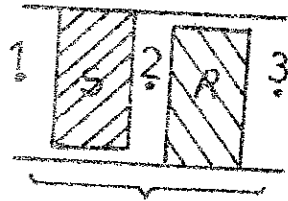
L'équation d'énergie entre la sortie ③ et l'entrée ① s'écrit :

$$H_1 + \frac{V_1^2}{2g} = W_{te} + H_3 + \frac{V_3^2}{2g}$$

ou bien :

$$W_{te} = \left( H_1 + \frac{V_1^2}{2g} \right) - \left( H_3 + \frac{V_3^2}{2g} \right)$$

ou  $H_1 + \frac{V_1^2}{2g} = H_{01} = H_{03}$  ; de même :  $H_3 + \frac{V_3^2}{2g} = H_{03} = H_{01}$ .



d'où :

$W_{te} = H_{01} - H_{03}$  et avec  $H_t = c_p T_t$  , on aura :

$$W_{te} = c_p (T_{01} - T_{03})$$

$$W_{0e} = c_p (T_{01} - T_{03}) = c_p \Delta T_0 \quad (6.3)$$

$W_{0e}$  : Diminution d'enthalpie totale dans un étage

6.5.3. Rendement adiabatique et polytropique :

Le rendement adiabatique

est donné par :

$$\eta_c = \frac{\Delta H_{te}}{\Delta H_{t'}} = \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{03}'}$$

ou bien :

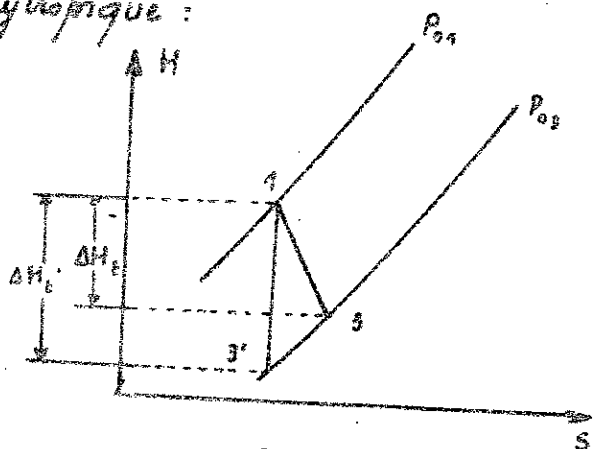
$$T_{01} - T_{03} = \eta_c (T_{01} - T_{03}')$$

L'équation (6.3) peut se mettre donc :

$$W_{0e} = c_p (T_{01} - T_{03}) = c_p \eta_c (T_{01} - T_{03}') = c_p \eta_c T_{01} \left( 1 - \frac{T_{03}'}{T_{01}} \right)$$

ou  $\frac{T_{03}'}{T_{01}} = \left( \frac{P_{03}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$  ; on cela implique

$$W_{0e} = c_p \eta_c T_{01} \left[ 1 - \left( \frac{P_{03}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$



Rendement polytropique.

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

$$\eta_{pt} = \frac{k-1}{k} \frac{\gamma}{\gamma-1} \quad (6.5) \quad \text{où } k : \text{coefficient polytropique.}$$

or le rendement de l'adiabatique est lié à celui de la polytrophe par :

$$\eta_t = \frac{1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{k}}} \quad (6.6)$$

cela en résulte que :  $\eta_t \left[ 1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{k}} \right] = 1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

et en introduisant (6.5), le travail de la détente s'exprime enfin :

$$W_{t_0} = c_p \eta_t T_{01} \left[ 1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{k}} \right] = c_p T_{01} \left[ 1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]; \quad (6.7)$$

où  $\frac{P_{02}}{P_{01}}$  est le taux de détente de l'étage.

on peut l'exprimer en fonction du travail  $W_{t_0}$ .

De l'eq (6.7) on peut avoir :

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = r = \left( 1 - \frac{W_{t_0}}{c_p T_{01}} \right)^{\frac{k}{k-1}} = \left( 1 - \frac{c_p \Delta T_{00}}{c_p T_{01}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

d'où le taux de compression d'un étage de sortie  $j$  et d'entrée  $i$  s'écrit :

$$r_{i,j} = \left( 1 - \frac{\Delta T_{00}}{T_{0i}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (6.8)$$

où  $\Delta T_{00}$  est la variation de température par étage.

• 6.5.4. Taux de détente totale :

En fait la détente a lieu entre l'entre (3) et la sortie (6) où la température totale est respectivement  $T_{03}$  et  $T_{06}$ .

Le travail que doit fournir la turbine doit être absorbé par le compresseur. Si  $W_c$  est le travail absorbé par le compresseur et  $W_t$  celui produit par la turbine on aura :  $W_c = W_t$ .

et

$$W_c = W_t = c_p T_{03} \left[ 1 - \left( \frac{P_{06}}{P_{03}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] = c_p \Delta T_{0(3-6)}$$

où  $\frac{P_{06}}{P_{03}}$  est le taux de détente totale de la turbine

$$\frac{P_{06}}{P_{03}} = \left( 1 - \frac{W_c}{c_p T_{03}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (6.9)$$

• Nombre de Mach à la sortie de Chaque étage :

$$\frac{T_{0i}}{T_i} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \quad \text{où } \gamma = \gamma_g = 1,313.$$

$$\Rightarrow M_i = \left[ \left( \frac{T_{0i}}{T_i} - 1 \right) \frac{2}{\gamma-1} \right]^{1/2} \quad (6.10)$$

• Pression statique :

$$\frac{P_{0i}}{P_i} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \Rightarrow P_i = P_{0i} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}}$$

• Masse volumique :

$$\rho_i = \frac{P_i}{R T_i} \quad \text{où } R = R_g = 325,213 \text{ J/kg}^\circ\text{K} \quad (6.11)$$

6.7 Dimensionnement du ROTOR :

L'équation de continuité permet d'exprimer la hauteur radiale de l'aube :

$$m_a (1 + \alpha) = \rho_i \cdot 2\pi \cdot r_m \cdot h_i \cdot V_a \Rightarrow h_i = \frac{m_a (1 + \alpha)}{\rho_i \cdot 2\pi \cdot r_m \cdot V_a} \quad (6.12)$$

Ch. 7

CALCUL de la TURBINE

Introduction:

La détente s'effectue dans une turbine à double corps. Le premier fonctionne à haute pression et entraîne le compresseur H.P. Le second fonctionne lui, à basse pression et entraîne la soufflante et le compresseur B.P.

Il va de soi que les corps de la turbine tournent à des vitesses différentes.

A. TURBINE HAUTE PRESSION.

Paramètres nécessaires pour le calcul:

- Température totale .....  $T_{05} = 1285,87 \text{ K}$ .
- Température statique .....  $T_5 = 1277 \text{ K}$ .
- Pression totale .....  $P_{05} = 12,4636 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
- Pression statique .....  $P_5 = 12,101 \cdot 10^5 \text{ "}$ .
- Vitesse de rotation .....  $N_2 = 10.000 \text{ tr/min}$ .
- Nombre de Mach .....  $M_5 = 0,21$ .
- Vitesse axiale .....  $V_a = 155 \text{ m/s}$ .
- Débit massique .....  $\dot{m} = 75 (1 + \gamma/60)$ .
- Travail absorbé par le compresseur H.P. ....  $W_c = 250073,67 \text{ J/kg}$ .
- Capacité calorifique .....  $\bar{c}_p = 1298,9 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$ .
- Degré de réaction .....  $\epsilon = 1/2$ .

### 7.1. Vitesse périphérique

Le rayon moyen de la turbine et celui du compresseur sont pratiquement identiques. Ainsi pour la turbine H.P., le rayon moyen est de :  $r_m = 0,3 \text{ m}$ . Par conséquent la vitesse périphérique du rotor reste la même que celle du compresseur H.P.

$$\underline{U = 314,16 \text{ m/s.}}$$

### 7.2 Taux de détente totale :

Le taux de détente de la turbine d'ent donné par (6-9)

$$k_t = \frac{P_{06}}{P_{05}} = \left( 1 - \frac{w_c}{c_p T_{05}} \right)^{\frac{k}{k-1}} ; \text{ où } k : \text{ le coefficient polytropique donné par (6-5)}$$

$$\frac{k-1}{k} = \eta_{pt} \frac{\gamma-1}{\gamma} \quad \text{avec } \gamma = \gamma_5 = 1,313 \quad \text{et } \eta_{pt} : \text{ rendement polytropique de détente évalué dans la plupart des machines modernes à } 0,9.$$

Alors :  $\frac{k-1}{k} = 0,9 \cdot \frac{0,313}{1,313} = 0,21454 \Rightarrow \underline{k = 1,273}$

d'où  $k_t = \frac{P_{06}}{P_{05}} = \left( 1 - \frac{250079,67}{4298,9 \cdot 1285,87} \right)^{\frac{1,273}{0,273}} = 0,4694.$

$$\underline{k_t = 0,4694.}$$

### 7.3. Vérification du coefficient manométrique :

Le coefficient  $\mu$  est exprimé par :  $\mu = \frac{\Delta H_{0c}}{U^2} = \frac{250079,67}{(314,16)^2} = 2,533$

Si on considère que la turbine HP comporte un seul étage, le coefficient  $\mu = 2,533$ . Par contre si on suppose qu'il y a 2 étages, le coefficient

$$\mu = \frac{\Delta H_0}{2 \cdot U^2} = \frac{250079,67}{2 \cdot (314,16)^2} = 1,266, \text{ valeur relativement faible}$$

devant la limite supérieure de  $\mu$  de l'ordre de 2.

En aéro-turbo, on préfère avoir un seul étage chargé (doté de matériaux spéciaux) que d'avoir deux étages faiblement chargés.

C'est la raison pour laquelle la turbine HP du turbofan JT3D comporte un seul étage. Alors, au niveau de cette turbine, toute la détente a lieu à travers un seul étage qui va produire une chute d'enthalpie de:

$$250079,67 \text{ J/kg}$$

Cette chute d'enthalpie est affectée d'une chute de température totale de:

$$\Delta T_{0e} = \frac{\Delta H_{0e}}{c_p} = \frac{250079,67}{1298,9} = 192,53 \text{ K}$$

$$\underline{\Delta T_{0e} = 192,53 \text{ K}}$$

#### 7.4. Triangle de vitesses:

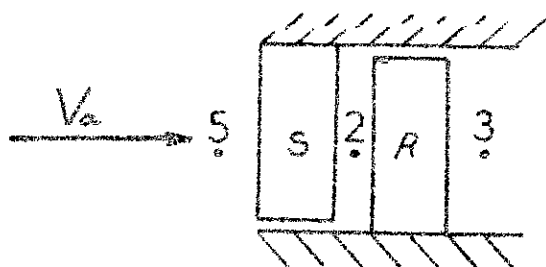
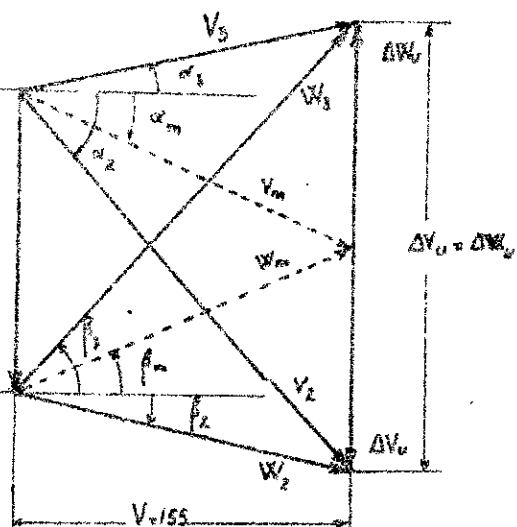


Fig. 7.1.

La vitesse axiale  $V_a$  est celle évaluée à la sortie de la chambre de combustion.

• Angle moyen :  $\text{tg} \beta_m = \frac{U/2}{V_a} = \frac{U}{2V_a} = \frac{314,16}{2 \cdot 155} = 1,0134 \Rightarrow \underline{\beta_m = 45^\circ 22' 54''}$

• D'après l'équation d'Euler :  $\Delta V_u = \frac{\Delta H_{0e}}{U} = \frac{250079,67}{314,16} = 796 \text{ m/s}$

•  $V_{2u} = \frac{U}{2} + \frac{\Delta V_u}{2} = \frac{314,16}{2} + \frac{796}{2} = 555,08 \text{ m/s}$   $\Delta V_u = 555,08 \text{ m/s}$

• La vitesse absolue d'entrée rotor :  $V_2 = (V_{2u}^2 + V_a^2)^{1/2}$

$$V_2 = [(555,08)^2 + (155)^2]^{1/2} = 576,3 \text{ m/s}$$

$$\underline{V_2 = 576,3 \text{ m/s}}$$

$$\bullet U - V_{3U} = V_{2U} \Rightarrow V_{3U} = U - V_{2U} = 314,16 - 555,08 = -240,92$$

• Vitesse absolue sortie rotor :

$$V_3 = (V_a^2 + V_{3U}^2)^{1/2} = [155^2 + (-240,92)^2]^{1/2} = 286,47 \text{ m/s}$$

$$\underline{V_3 = 286,47 \text{ m/s}}$$

$$\bullet \operatorname{tg} \alpha_2 = \frac{V_{2U}}{V_a} = \frac{555}{155} = 3,580 \quad \Rightarrow$$

$$\underline{\alpha_2 = 74^\circ 23' 45''}$$

$$\bullet \operatorname{tg} \alpha_3 = \frac{V_{3U}}{V_a} = \frac{-240,92}{155} = -1,554 \quad \Rightarrow$$

$$\underline{\alpha_3 = -57^\circ 14' 38''}$$

• La vitesse moyenne :

$$\sin \alpha_m = \frac{U/2}{V_m} \Rightarrow V_m = \frac{U/2}{\sin \alpha_m} = \frac{314,16}{2 \cdot \sin 45,3813} = 220,68 \text{ m/s}$$

$$\underline{V_m = 220,68 \text{ m/s}}$$

• Avec la symétrie du triangle de vitesses, l'étage de la turbine HP sera complètement caractérisé. Les résultats seront alors :

|                                  |   |   |
|----------------------------------|---|---|
| $V_2 = W_3 = 576,3 \text{ m/s}$  | ; | $\alpha_2 = \beta_3 = 74^\circ 23' 45''$  |
| $V_3 = W_2 = 286,47 \text{ m/s}$ | ; | $\alpha_3 = \beta_2 = -57^\circ 14' 38''$ |
| $V_m = W_m = 220,68 \text{ m/s}$ | ; | $\alpha_m = \beta_m = 45^\circ 22' 54''$  |

• En traversant la grille d'entrée 5-2 voir fig (7.1), la vitesse du fluide a passé de  $V_a = 155$  à  $V_2 = 576,3 \text{ m/s}$ , ce qui traduit qu'il y a accélération dans le stator. Cela nous permet d'affirmer que la g.e fonctionne comme étant un stator normal dans une turbine.

### 7.5. Variation d'enthalpie et de température statique dans l'étage :

• Dans la grille d'entrée :

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

(voir fig 7.1) peut s'écrire :



$$H_2 - H_5 + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_5^2) = (Q + W)_{5-2} = 0 \quad \text{ou } V_5 = V_2 = 155 \text{ m/s}$$

$$H_2 - H_5 = \frac{1}{2} (V_5^2 - V_2^2) = \frac{1}{2} [(155)^2 - (576,3)^2] = -154048,35 \text{ J/kg}$$

$$\text{or } H_2 - H_5 = c_p (T_2 - T_5) \Rightarrow T_2 - T_5 = \frac{H_2 - H_5}{c_p} = \frac{-154048,35}{1258,9} = -118,6$$

$$T_2 - T_5 = \Delta T_{g.c} = -118,6$$

$$\underline{\Delta T_{g.c} = -118,6^\circ\text{K}}$$

Dans le rotor :

L'éq d'énergie appliquée à l'entrée ② et la sortie ③ s'écrit :

$$H_3 - H_2 + \frac{1}{2} (W_3^2 - W_2^2) = (Q + W)_{3-2} = 0$$

$$H_3 - H_2 = \frac{1}{2} (W_2^2 - W_3^2) = \frac{1}{2} [(286,47)^2 - (576,3)^2] = -125039,83 \text{ J/kg}$$

$$\text{or } H_3 - H_2 = c_p (T_3 - T_2) = c_p \Delta T_{rot} \Rightarrow \Delta T_{rot} = \frac{H_3 - H_2}{c_p}$$

$$\Delta T_{rot} = \frac{-125039,83}{1258,9} = -96,26^\circ\text{K}$$

$$\underline{\Delta T_{rot} = -96,26^\circ\text{K}}$$

### 7.6. Caractéristiques de l'air à la sortie turbine H.P

• Température totale :

$$T_{06} = T_{05} - \Delta T_{g.c} = 1285,87 - 192,53 = 1093,34^\circ\text{K}$$

$$\underline{T_{06} = 1093,34^\circ\text{K}}$$

• Température statique

$$T_6 = T_5 - \Delta T_{g.c} - \Delta T_{rot} = 1277 - 118,6 - 96,26 = 1062,13^\circ\text{K}$$

$$\underline{T_6 = 1062,13^\circ\text{K}}$$

• Nombre de Mach :

$$M_6 = V_3 / a_6 = V_3 / (\gamma R_1 T_6)^{1/2} = 286,47 / (1,318 \cdot 326,219 \cdot 1062,135)^{1/2}$$

$$\underline{M_6 = 0,425}$$

• Pression totale :

$$\frac{P_{06}}{P_{05}} = \eta = 0,4694 \Rightarrow P_{06} = \eta \cdot P_{05} = 0,4694 \cdot 12,46366 \cdot 10^5 = 5,85 \cdot 10^5$$

$$\underline{P_{06} = 5,85 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2}$$

• Pression statique :

La pression est donnée par la relation (6.11) :

$$P_6 = P_{06} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_6^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 5,85 \cdot 10^5 \left[ 1 + \frac{0,313}{2} (0,425)^2 \right]^{-\frac{1,215}{0,278}}$$

$P_6 = 5,137 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$

• Masse volumique :

L'équation (6.72) donne :  $\rho_6 = \frac{P_6}{R T_6} = \frac{5,137 \cdot 10^5}{325,213 \cdot 1062,135} = 1,487 \text{ kg/m}^3$

$\rho_6 = 1,487 \text{ kg/m}^3$

• Hauteur radiale de l'aube du rotor :

L'équation de continuité permet d'écrire :

$$h = \frac{m_a \cdot (1+\alpha)}{\rho_6 \cdot 2\pi \cdot r_m \cdot V_a} = \frac{75 (1 + 1/100)}{1,487 \cdot 2\pi \cdot 0,3 \cdot 155} = 0,17,5 \text{ m.}$$

$h = 17,6 \text{ cm.}$

Les caractéristiques du fluide traversant ainsi la turbine haute pression sont déterminées à l'entrée et la sortie..

| Paramètres               | Entrée  | Sortie   |
|--------------------------|---------|----------|
| $T_0$ (tot) °K.          | 1285,87 | 1093,34  |
| $T$ (stat) °K.           | 1277    | 1062,135 |
| $M$                      | 0,21    | 0,425    |
| $P_0$ (tot) atm.         | 12,4636 | 5,850    |
| $P$ (stat) atm.          | 12,109  | 5,137    |
| $\rho$ kg/m <sup>3</sup> | 5,9     | 1,487    |
| $h$ cm.                  | —       | 17,55    |

Remarque: Ces paramètres thermodynamiques sont celles qui caractérisent l'entrée de la seconde turbine fonctionnant à de basses pressions..

Ch.7

B. CALCUL de la TURBINE BASSE PRESSION

Paramètres caractéristiques à l'entrée de la turbine B.P :

- Température totale .....  $T_{0c} = 1093,34 \text{ K}$ .
- Température statique .....  $T_c = 1062,135 \text{ K}$ .
- Pression totale .....  $P_{0c} = 5,85 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
- Pression statique .....  $P = 5,137 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
- Nombre de Mach .....  $M_c = 0,425$ .
- Vitesse de rotation .....  $N = 5000 \text{ tr/mn}$ .
- Débit massique .....  $\dot{m}_a = (75 (1 + 1/60))$
- Vitesse axiale .....  $V_a = 155 \text{ m/s}$ .
- masse volumique .....  $\rho_c = 1,487 \text{ kg/m}^3$ .
- Capacité calorifique moyenne .....  $\bar{c}_p = 1298,9 \text{ J/kg K}$ .
- Degré de réaction .....  $\sigma = 1/2$ .

7.1 Rayon moyen :

La turbine BP est conçue pour entraîner la soufflante et le compresseur B.P et son rayon moyen est conservé pratiquement égal à celui du compresseur.

soit  $r_m = 0,3 \text{ m}$ .

De là découle la valeur de la vitesse périphérique du rotor qui elle aussi reste identique à celle du compresseur B.P

$U = 157 \text{ m/s}$

La turbine B.P qui doit entraîner la soufflante et le compresseur B.P, doit alors fournir un travail égal à celui absorbé par ces deux machines.

Alors :  $W_t = W_{c\text{ souff}} + W_{c\text{ comp}} = 68125,12 + 141630 = 209755,12 \text{ J/kg}$

$W_t = 209755,12 \text{ J/kg}$

2. Étude des étages de la basse pression :

Le nombre d'étage adopté par Pratt et Whitney pour le JT3D est égal à 3. Par conséquent la chute d'enthalpie par étage sera :

$$W_{oe} = \frac{W_t}{3} = \frac{209755,12}{3} = 69918,37 \text{ J/kg}$$

$W_{oe} = 69918,37 \text{ J/kg}$

Le coefficient manométrique  $\mu$  est alors donné par :

$$\mu = \frac{\Delta H_{oe}}{U^2} = \frac{69918,37}{(157)^2} = 2,836$$

$\mu = 2,836$

Cette valeur de  $\mu$  supérieure à la valeur généralement recommandée peut être diminuée en considérant pour le compresseur BP un rayon plus grand. Dans le cas où cette valeur est maintenue avec l'estimation actuelle du diamètre de 0,6 m, on doit remarquer que les étages du compresseur BP seront très chargés et que l'utilisation d'aciers spéciaux est alors très indiquée pour les aubes.

Chaque étage aura donc à diminuer la température de :

$$\Delta T_{oe} = \frac{\Delta H_{oe}}{c_p} = \frac{69918,37}{1298,9} = 53,829 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$\Delta T_{oe} = 53,829 \text{ } ^\circ\text{K}$

### 3. Triangle de vitesses

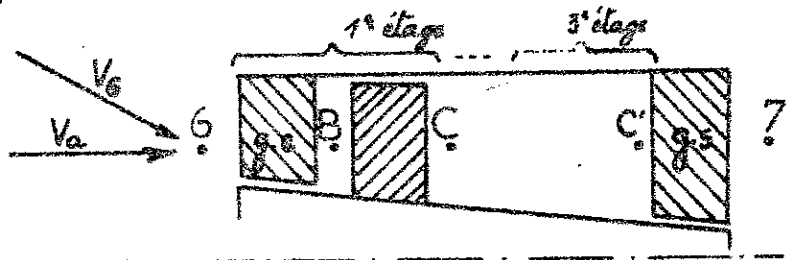
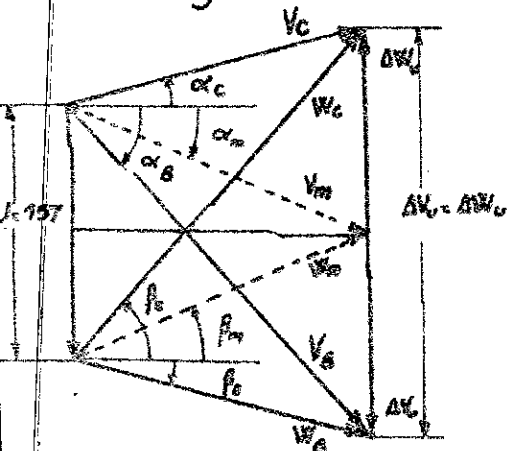


Fig: 7.2

Trouver les caractéristiques de l'écoulement du triangle de vitesses.

A partir de la relation d'Euler :

$$\Delta V_u = \Delta W_u = \frac{\Delta H_{oe}}{U} = \frac{69918,37}{157} = 445,34 \text{ m/s} ; \quad \underline{\Delta V_u = 445,34 \text{ m/s}}$$

$$V_{\theta u} = \frac{U}{2} + \frac{\Delta V_u}{2} = \frac{157}{2} + \frac{445,34}{2} = 301,17 \text{ m/s} \quad \underline{V_{\theta u} = 301,17 \text{ m/s}}$$

$$V_{cu} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta V_u}{2} = \frac{157}{2} - \frac{445,34}{2} = -144,17 \text{ m/s} \quad \underline{V_{cu} = -144,17 \text{ m/s}}$$

Vitesse absolue d'entrée rotor :

$$V_{\theta} = (V_{\theta u}^2 + V_a^2)^{1/2} = [155^2 + (301,17)^2]^{1/2} = 338,7 \text{ m/s} ; \quad \underline{V_{\theta} = 338,7 \text{ m/s}}$$

Vitesse absolue de sortie rotor :

$$V_c = (V_{cu}^2 + V_a^2)^{1/2} = [(-144,17)^2 + (155)^2]^{1/2} = 211,68 \text{ m/s}$$

$$\underline{V_c = 211,68 \text{ m/s}}$$

Angle moyen :

$$\tan \beta_m = \frac{U/2}{V_a} = \frac{U}{2V_a} = \frac{157}{2 \cdot 155} = 0,5064 \Rightarrow$$

$$\underline{\beta_m = 26^{\circ} 51' 36''}$$

$$\tan \alpha_a = \frac{V_{au}}{V_a} = \frac{-144,17}{155} = -0,9301 \Rightarrow$$

$$\underline{\alpha_a = -42^{\circ} 55' 36'' = \alpha_b}$$

$$\tan \alpha_{\theta} = \frac{V_{\theta u}}{V_a} = \frac{301,17}{155} = 1,943 \Rightarrow$$

$$\underline{\alpha_{\theta} = 62^{\circ} 46' 01''}$$

Vitesse moyenne :

$$\sin \alpha_m = \frac{U/2}{V_m} \Rightarrow V_m = \frac{U/2}{\sin \alpha_m} = \frac{157}{2 \cdot \sin 26,86} = 173,74 \text{ m/s}$$

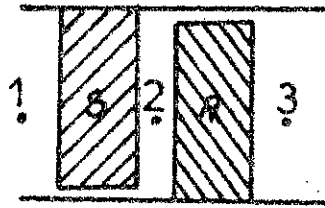
$$\underline{V_m = 173,74 \text{ m/s}}$$

Avec un degré de réaction  $\xi = 1/2$  et des étages identiquement chargés l'entrée et la sortie se trouvent caractérisées par :

|   |  |
|---|--|
| $V_c = W_{\theta} = 211,68 \text{ m/s} ;$ | $\alpha_c = \beta_{\theta} = -42^{\circ} 55' 36''$ |
| $V_{\theta} = W_c = 338,71 \text{ m/s} ;$ | $\alpha_{\theta} = \beta_c = 62^{\circ} 46' 01''$  |
| $V_m = W_m = 173,74 \text{ m/s} ;$        | $\alpha_m = \beta_m = 26^{\circ} 51' 36''$         |

### 7.4. Variation d'enthalpie et de température statiques par étage :

L'équation d'énergie à travers un étage d'entrée ① et de sortie ② s'écrit :



$$\Delta H_{tot} = \Delta H_{st} + \frac{1}{2} (V_3^2 - V_1^2)$$

et pour des étages périodiques  $V_3 = V_1$  ; alors

$$\Delta H_{tot} = \Delta H_{st} \quad \text{ou bien} \quad \underline{\Delta H_{st} = \Delta H_e} \quad \text{ou encore} \quad c_p \Delta T_{st} = c_p \Delta T_e$$

Donc  $\Delta T_{st} = \Delta T_e = 53,82^\circ\text{K}$

$\Delta T_e = 53,82^\circ\text{K}$

Comme il s'agit d'une turbine à réaction ( $\epsilon = 1/2$ )

$$\Delta T_{tot} = \Delta T_{st} = \frac{\Delta T_e}{2} = \frac{53,82}{2} = 26,91^\circ\text{K}$$

$\Delta T_{tot} = \Delta T_{st} = 26,91^\circ\text{K}$

### 7.5. Etude de la grille d'entrée :

En se référant à la fig. (7.2) ; l'équation d'énergie à travers la g.e. s'écrit :

$$H_8 - H_6 + \frac{1}{2} (V_8^2 - V_6^2) = (Q + W)_{g.e.} = 0 \quad \text{où } V_6 \text{ est la vitesse ab-}$$

$$H_8 - H_6 = \frac{1}{2} (V_6^2 - V_8^2)$$

$$= \frac{1}{2} [(286,47)^2 - (338,71)^2]$$

$$H_8 - H_6 = -16329,7 \text{ J/kg.}$$

solue du fluide sortant du rotor de la T. H. P.

$$V_6 = 286,47 \text{ m/s.}$$

avec  $H_8 - H_6 = c_p \Delta T_{g.e.} \Rightarrow \Delta T_{g.e.} = \frac{H_8 - H_6}{c_p}$

$$\Delta T_{g.e.} = \frac{-16329,7}{1287,9} = -12,57^\circ\text{K.}$$

$\Delta T_{g.e.} = -12,57^\circ\text{K}$

### 7.6. Etude de la grille de sortie :

L'équation d'énergie appliquée à la grille de sortie (fig. 7.2) s'écrit

$$H_7 - H_c + \frac{1}{2} (V_7^2 - V_c^2) = (W + Q)_{T.C.} = 0$$

$$H_7 - H_c = \frac{1}{2} (V_c^2 - V_7^2)$$

$$= \frac{1}{2} [(271,68)^2 - (155)^2]$$

$$H_7 - H_c = 10391,71 \text{ J/kg.}$$

$$\text{avec } H_7 - H_c = c_p \Delta T_{g.s} \Rightarrow \Delta T_{g.s} = \frac{\Delta H_{g.s}}{c_p}$$

$$\Delta T_{g.s} = \frac{\Delta H_{g.s}}{c_p} = \frac{10391,71}{1298,9} = 8,00^\circ\text{K.}$$

$$\underline{\underline{\Delta T_{g.s} = 8^\circ\text{K.}}}$$

où le point C est équi-  
valent au point E (sortie rot.)  
et la vitesse  $V_7$  est la  
vitesse axiale  $V_a$  avec la-  
quelle le fluide sort de la  
T.B.P.

Remarque :

Contrairement à la grille d'entrée, la grille de sortie a augmenté l'enthalpie au lieu de diminuer et par suite on assiste à une compression au lieu d'une détente.

Cette conception spéciale est admise afin que l'écoulement ait à la sortie de la turbine B.P. la même vitesse axiale d'entrée turbine.

### 7.7. Caractéristiques du fluide à la sortie de la turbine B.P.

• Température totale :

$$T_{07} = T_{06} - 3 \Delta T_{0e} = 1093,54 - 3 \cdot 53,82 = 931,88^\circ\text{K.}$$

$$T_{07} = 931,88^\circ\text{K.}$$

• Température statique :

$$T_7 = T_6 + \Delta T_{g.c} + \Delta T_{rot} - 2 \Delta T_e + \Delta T_{g.s}$$

$$= 1062,135 - 12,57 - 26,92 - 2 \cdot 53,82 + 8 = 923,01 \approx 923^\circ\text{K.}$$

$$T_7 = 923^\circ\text{K.}$$

• Nombre de Mach :

$$\frac{T_{07}}{T_7} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2 \Rightarrow M_7 = \left[ \left( \frac{T_{07}}{T_7} - 1 \right) \frac{2}{\gamma-1} \right]^{1/2} = \left[ \left( \frac{931,88}{923} - 1 \right) \frac{2}{0,713} \right]^{1/2}$$

• Taux de détente :

la relation (6.8) donne le taux de détente total comme suit.

$$\eta_t = \left( 1 - \frac{W_c}{c_p T_{06}} \right)^{k/k-1} \quad \text{où } k = 1,273 \quad (\text{voir A. T. 2}).$$

$$\frac{P_{07}}{P_{06}} \eta_t = \left( 1 - \frac{209755,12}{1298,9 \cdot 1093,34} \right)^{\frac{1,273}{0,273}} = 0,4746$$

$$\eta_t = 0,5746$$

de là découle  $\eta_t = \frac{P_{07}}{P_{06}} = 0,4746 \Rightarrow P_{07} = 0,4746 P_{06} = 0,4746 \cdot 5,85$

$$P_{07} = 2,776 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

• Pression statique :

La pression statique est donnée par (6.11)

$$P_T = P_{07} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_T^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 2,776 \cdot 10^5 \left( 1 + \frac{0,19}{2} \cdot 0,2479 \right)^{-\frac{1,273}{0,273}}$$

$$P_T = 2,65 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

De la même façon, seront déterminés les paramètres caractéristiques aux autres étages. Le tableau suivant regroupe les résultats ainsi trouvés :

|                           | Entrée  | Sortie.g.e | - 1 <sup>er</sup> étage | - 2 <sup>er</sup> étage | - 3 <sup>er</sup> étage | - Turbine. |
|---------------------------|---------|------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|------------|
| $T_{0 \text{ (tot)}}$ °K  | 1093,34 | 1093,34    | 1039,52                 | 985,7                   | 931,88                  | 831,58     |
| $T_{\text{ (stat)}}$ °K   | 1062,13 | 1049,56    | 1022,65                 | 968,935                 | 915,01                  | 823,0      |
| $M$                       | 0,425   | 0,516      | 0,324                   | 0,333                   | 0,343                   | 0,2479     |
| $P_{0 \text{ (tot)}}$ atm | 5,85    | 5,85       | 4,622                   | 3,607                   | 2,776                   | 2,776      |
| $P_{\text{ (stat)}}$ atm  | 5,137   | 4,8359     | 4,2839                  | 3,3289                  | 2,5496                  | 2,6548     |
| $\eta$                    | —       | —          | 0,7902                  | 0,7804                  | 0,7696                  | —          |
| $\rho$ kg/m <sup>3</sup>  | 1,487   | 1,416      | 1,288                   | 1,056                   | 0,8567                  | 0,8244     |
| $h$ cm.                   | 17,55   | —          | 20,26                   | 24,7                    | 30,46                   | —          |



## REMARQUES :

• A titre de vérification on calcule le produit des taux de détente :

$$\prod_{i=1}^3 \eta_{t_i} = \eta_{t_1} \cdot \eta_{t_2} \cdot \eta_{t_3} = 0,7802 \cdot 0,7804 \cdot 0,7696 = 0,47459$$

or le taux de détente totale évalué par la formule (6.9) est de 0,4746

on retrouve bien le même résultat.

• En traversant la grille de sortie, l'écoulement est ralenti d'une façon très accrue (d'un nombre de Mach : 0,344 à 0,247) ; cela est dû essentiellement à la faible valeur de la vitesse (155 m/s) supposée constante dans toute la turbine.

• On doit préciser aussi que du fait que la turbine B.P. tourne à une vitesse  $N_2 = 5000$  tr/mn, moitié de celle de la turbine H.P. et la vitesse axiale maintenue constante à travers les deux turbines expliquent la chute du nombre de Mach à la sortie du 1<sup>er</sup> étage de la turbine B.P.

Une variation de la vitesse axiale est toujours possible, ceci n'aura pour effet qu'à varier les angles  $\alpha$  et  $\beta$  des triangles de vitesses...

## Ch8. LA TUYÈRE

### 8.1. Introduction :

À la sortie du réacteur on installe une tuyère d'éjection plus ou moins longue, suivant la disposition du réacteur sur l'avion.

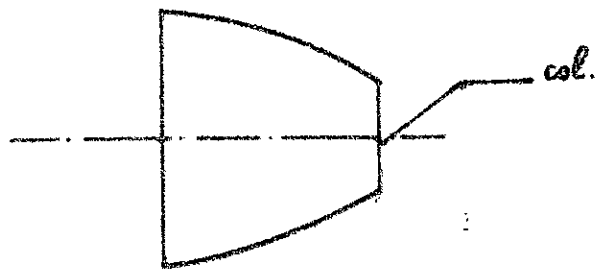
La tuyère est une conduite à écoulement continu, transforme l'énergie des gaz (pression, température) en énergie cinétique utile à la propulsion, où la différence des quantités de mouvements donne lieu à la poussées de se manifester.

Du point de vue dynamique des fluides, la conception de la tuyère d'un turbo-réacteur est relativement facile. Par contre, la conception mécanique peut se révéler assez complexe si une variation de l'aire de la tuyère est demandée (cas d'une configuration convergent-divergent).

Deux types de tuyères sont utilisés dans les réacteurs actuels.

#### - Tuyère convergente :

Elles sont utilisées à des régimes où l'écoulement est partout subsonique et peut être au maximum à la sortie (col) où la diminution progressive de la section est engendré d'une augmentation de la vitesse.

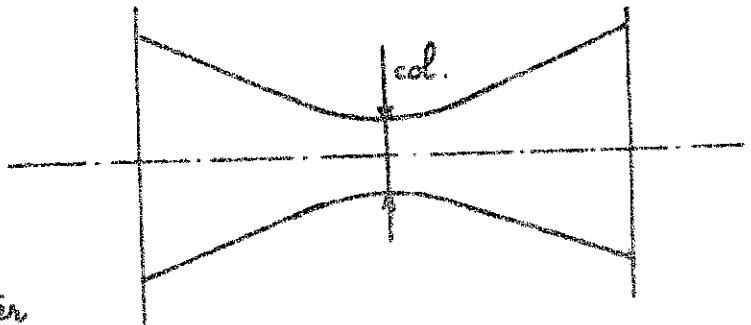


#### - Tuyère convergente-divergente :

Les tuyères convergentes-divergentes (ou de DE LAVAL) ne sont utilisées que dans des applications supersoniques ( $M > 1$ ), car à une vitesse de vol relativement faible, la vitesse d'éjection des gaz peut ne pas être suffisamment supersonique pour justifier l'addition des poids de ces tuyères.

Remarque:

L'augmentation de la section divergente ne doit pas être trop brusque pour éviter le phénomène de la couche limite.



Le processus dans la tuyère, comme dans le diffuseur, peut être considéré comme adiabatique car le transfert de chaleur par unité de masse du fluide est très faible comparé à la variation d'enthalpie entre l'entrée et la sortie.

### 8.2. Théorème d'Hugoniot et applications aux écoulements:

soit l'équation de continuité:

$$\rho \cdot S \cdot V = \text{cte.}$$

La différentiation logarithmique permet d'écrire:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dS}{S} + \frac{dV}{V} = 0 \quad (8.0)$$

L'état d'arrêt pour l'énergie s'écrit:  $H_t = H + \frac{1}{2} V^2 = \text{cte.}$

$$H_t = H + \frac{1}{2} V^2 = p \cdot V + U + \frac{1}{2} V^2 = \text{cte} \quad ; \text{ dérivons cette éq:}$$

$$0 = \underbrace{dU + p dV}_{dQ = 0 \text{ (isentropique)}} + V dp + V dV = 0.$$

ou bien :  $\frac{dp}{\rho} + v dv = 0$  (8.1)

La célérité du son est défini comme suit :  $a^2 = \frac{dp}{d\rho} \Rightarrow dp = a^2 d\rho$  [T]

Alors (8.1) devient :

$$v dv = - \frac{dp}{\rho} = - a^2 \frac{d\rho}{\rho} \Rightarrow \frac{d\rho}{\rho} = - \frac{v dv}{a^2} = - \frac{v^2}{a^2} \frac{dv}{v} = - M^2 \frac{dv}{v}$$

$$\frac{d\rho}{\rho} = - M^2 \frac{dv}{v} \quad (8.2)$$

La combinaison de l'éq (8.0) et (8.2) donne :

$$- M^2 \frac{dv}{v} + \frac{ds}{s} + \frac{dv}{v} = 0$$

$$\boxed{\frac{ds}{s} + (1 - M^2) \frac{dv}{v} = 0} \quad (8.3)$$

L'équation (8.1) peut aussi s'écrire :

$$v dv = - \frac{dp}{\rho} \quad \text{ou bien en divisant par } v^2 :$$

$$\frac{dv}{v} = - \frac{1}{v^2} \frac{dp}{\rho} = - \frac{1}{a^2 M^2} \frac{dp}{\rho} = - \frac{1}{M^2 \gamma P} \frac{dp}{\rho} = - \frac{1}{\gamma M^2} \frac{dp}{P}$$

Alors :  $\boxed{\frac{dv}{v} = - \frac{1}{\gamma M^2} \frac{dp}{P}} \quad (8.4)$

Remarques :

Dans l'éq (8.3) : si  $M^2 \rightarrow 1 \Rightarrow \frac{ds}{s} \rightarrow 0$  ; (c a d) que la vitesse du fluide ne peut être égale à la vitesse du son qu'en une section de la canalisation où l'air présente un minimum ou un maximum, mais seule la section minimale qui a un sens. Alors si le régime est subsonique ( $M < 1$ ),  $ds$  et  $dv$  sont de signe contraire, autrement dit

si la section diminue, la vitesse augmente et vice versa.

• Dans l'équation (8.4), on peut affirmer que la vitesse et la pression varient en sens inverse et ça c'est pour les deux régimes.

### 8.3 Caractéristiques de la section minimale - col - :

Pour un écoulement isentropique, l'équation d'énergie entre 2 points s'écrit : (d'après Saint-Venant [7])

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{P_1}{\rho_1} + \frac{1}{2} V_1^2 = \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{1}{2} V_2^2 \quad (8.5)$$

$$\frac{V_1^2 - V_2^2}{2} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \left( \frac{P_2}{\rho_2} - \frac{P_1}{\rho_1} \right) \quad (8.6); \quad \text{or} \quad \frac{P_1}{\rho_1^\gamma} = \frac{P_2}{\rho_2^\gamma} = \text{cte}$$

si on considère que l'état ① est l'état total et ②, état quelconque

$$\text{Alors : } V_1 = 0, \quad P_1 = P_0, \quad \rho_1 = \rho_0$$

$$V_2 = V, \quad P_2 = P, \quad \rho_2 = \rho$$

l'éq (8.6) sera alors :

$$V = \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{P_0}{\rho_0} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2} \quad (8.7)$$

Le débit passant par la tuyère sera donc :

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot V = \rho \cdot S \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{P_0}{\rho_0} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2} \quad (8.8)$$

avec la relation  $\rho = \rho_0 \left( \frac{P}{P_0} \right)^{1/\gamma}$  l'éq (8.8) sera :

$$\dot{m} = \rho_0 S \left( \frac{P}{P_0} \right)^{1/\gamma} \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{P_0}{\rho_0} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2}$$

$$\dot{m} = \rho_0 S \left( \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{P_0}{\rho_0} \right)^{1/2} \left( \frac{P}{P_0} \right)^{1/\gamma} \left\{ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{1/2} = \rho_0 S \cdot V_{\text{max}} \cdot Y$$

$$= \text{cte} \cdot Y \quad (8.9)$$

où  $V_{max} = \left( \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{P_0}{\rho_0} \right)^{1/2}$  : c'est la vitesse limite.

$$y = \left( \frac{P}{P_0} \right)^{1/\gamma} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (8-10)$$

Le débit masse dans la tuyère reste constant.  $y$  et  $S$  varient en sens inverse, et  $y$  atteint sa valeur maximale à la section minimale de la tuyère (col)

$y$  est donnée en fonction de  $P/P_0$ , atteint une valeur maximale à  $P_c$  (dite critique). La racine de  $\frac{dy}{dP} = 0$  est nulle pour la valeur

$$\frac{P}{P_0} = \frac{P_c}{P_0} = \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Pour notre cas :

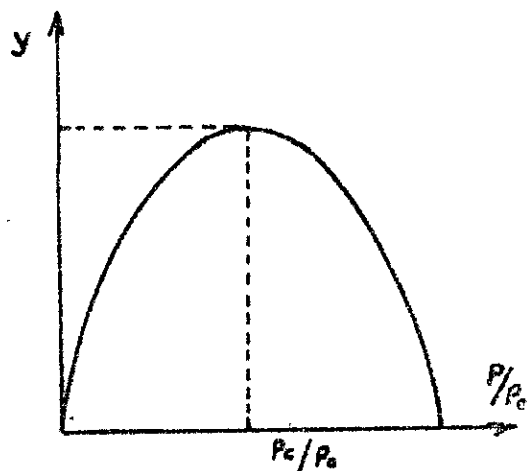
$$\frac{P_c}{P_0} = \left( \frac{2}{\gamma_c+1} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}}$$

pour  $T_7 = 923 \text{ K}$

$$\gamma_7 \approx 1,33$$

voir fig (5-6).

$$\frac{P_c}{P_0} = \left( \frac{2}{1,33+1} \right)^{\frac{1,33}{0,33}} = 0,540$$



Dans une tuyère convergente (où l'écoulement est subsonique), la pression critique ( $M=1$ ) est à éviter.

### 8.3. Calcul de la tuyère :

Les paramètres nécessaires pour le calcul :

• Température totale -----  $T_{07} = 931,88 \text{ K}$

• Pression totale -----  $P_{07} = 2,776 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$

• Débit massique -----  $\dot{m}_a = (1+\alpha) \cdot 75 \text{ kg/s}$

• Température statique -----  $T_7 = 923 \text{ K}$

Un calcul préliminaire a montré que si la détente s'effectue entièrement dans la tuyère (où  $P$  à la sortie est égale à la pression atmosphérique), des ondes de chocs prennent naissance à l'intérieur de la tuyère. Pour éviter un tel phénomène, on a dû supposer qu'à la sortie le nombre de Mach des gaz est de  $M_g = 0,95$ .

### E.3.1. Caractéristiques des gaz à la sortie de la tuyère :

• Pression statique :

elle est donnée par la formule (2.18)

$$P_g = P_{0g} \left( 1 + \frac{\gamma_g - 1}{2} M_g^2 \right)^{-\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \quad \text{avec } P_{0g} = P_{0T} \text{ (pas de pertes)}$$

$$P_g = 2,776 \cdot 10^5 \left( 1 + \frac{0,33}{2} (0,95)^2 \right)^{-\frac{1,33}{0,33}} \quad \text{et } \gamma_g = 1,33$$

$$\underline{P_g = 1,5865 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2}$$

• Température statique :

$$\frac{T_{0g}}{T_g} = 1 + \frac{\gamma_g - 1}{2} M_g^2 = 1 + \frac{0,33}{2} (0,95)^2 = 1,1489$$

$$\frac{T_{0g}}{T_g} = 1,1489 \Rightarrow T_g = \frac{T_{0g}}{1,1489} \quad ; \quad \text{en considérant que la tuyère est adiabatique } T_{0g} = T_{0T}$$

$$\text{Ainsi } T_g = \frac{931,88}{1,1489} = 811,1 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$\underline{T_g = 811,1 \text{ } ^\circ\text{K}}$$

• masse volumique :

$$\rho_g = \frac{P_g}{R T_g} = \frac{1,5865}{325,213 \cdot 811,1} = 0,6 \text{ kg/m}^3$$

$$\underline{\rho_g = 0,8 \text{ kg/m}^3}$$

• Célérité du son :

$$a_g = (\gamma_g R T_g)^{1/2} = (1,33 \cdot 325,213 \cdot 811,1)^{1/2} = 592,3 \text{ m/s}$$

$$\underline{a_g = 592,8 \text{ m/s}}$$

• Vitesse d'éjection des gaz :

$$V_g = a_g M_g = 592,8 \cdot 0,95 = 562,69 \text{ m/s}$$

$$\underline{V_g = 562,7 \text{ m/s}}$$

• Calcul de la section de sortie :

L'équation de continuité s'écrit :

$$p_T \cdot S_T \cdot V_T = p_8 \cdot S_8 \cdot V_8 \quad \Rightarrow \quad \frac{S_T}{S_8} = \frac{p_8 \cdot V_8}{p_T \cdot V_T} \quad ; \quad \text{avec} \quad \left(\frac{p_8}{p_T}\right) = \left(\frac{T_8}{T_T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Alors :  $\frac{S_T}{S_8} = \frac{V_8}{V_T} \cdot \left(\frac{T_8}{T_T}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \frac{562,7}{755} \left(\frac{811,1}{923}\right)^{\frac{1}{0,33}} = 2,4539.$

$$\frac{S_T}{S_8} = 2,4539.$$

or  $S_T$  est la section de passage des gaz de combustion à travers le dernier étage de la turbine.

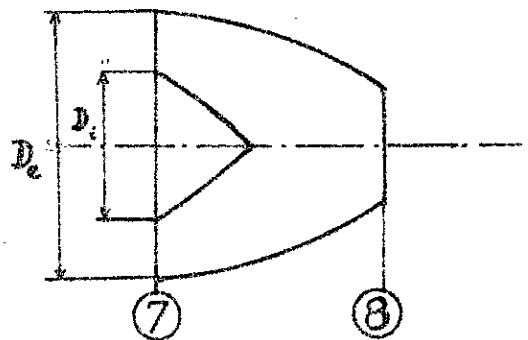
$$D_e = D_m + h_m.$$

$$D_i = D_m - h_m.$$

or :  $D_m = 0,6$  ;  $h_m = 0,3$

$$D_e = 0,6 + 0,3 = 0,9 \text{ m}$$

$$D_i = 0,6 - 0,3 = 0,3 \text{ m}.$$



$$S_T = \frac{\pi}{4} (D_e^2 - D_i^2) = \frac{\pi}{4} [(0,9)^2 - (0,3)^2] = 0,56548 \text{ m}^2.$$

avec la relation  $\frac{S_T}{S_8} = 2,4539 \Rightarrow S_8 = \frac{S_T}{2,4539} = \frac{0,56548}{2,4539} = 0,23 \text{ m}^2.$

d'où le diamètre à la sortie de la tuyère

$$S_8 = \pi \left(\frac{D_8}{2}\right)^2 \Rightarrow D_8 = \left(\frac{4 \cdot S_8}{\pi}\right)^{1/2} = \left(\frac{4 \cdot 0,23}{\pi}\right)^{1/2} = 0,541 \text{ m}.$$

$$D_8 = 0,541 \text{ m}$$

$$D_8 = 54,1 \text{ cm}.$$

### 8.5. Calcul de la POUSSEE : $F_2$ :

La poussée fournie par les gaz de combustion donnée dans le chap. 1. est

de la forme :  $F_2 = \dot{m}_a (1 + \alpha) (V_8 - V_a) + S_8 (P_8 - P_a).$  (6.1)



avec :  $\alpha = 1/60$  ;

$$P_a = 39218 \text{ N/m}^2 ; S_g = 0,23 \text{ m}^2.$$

$$V_a = 249,8 \text{ m/s}$$

$$\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s}$$

$$; P_g = 1,5865 \text{ atm,}$$

la poussée  $F_2$  sera :

$$F_2 = 75 (1 + 1/60) (562,7 - 249,8) + 0,23 (1,5865 - 0,39218) \cdot 10^5$$

$$= 23858,625 + 27469,36$$

$$= 51327,985 \approx 51328 \text{ N.}$$

$F_2 = 51328 \text{ daN}$

La poussée fournie par les gaz de combustion représente environ les 60% de la poussée totale réelle du turbofan. qui est de 8,165 t [5].

## Ch.9 POUSSEE et PERFORMANCES

### 9.1. Poussée totale du TURBOFAN :

La poussée totale du turboréacteur à double flux est la somme d'un terme constant fourni par la soufflante et de celui produit par les gaz de combustion.

$$\text{soit } F = F_1 + F_2.$$

$$\text{avec } F_1 = 3765,13 \text{ daN}$$

$$F_2 = 5132,8 \text{ daN}$$

où  $F_1$  : Poussée fournie par la soufflante

$F_2$  : Poussée fournie par les gaz de combustion.

la poussée totale sera alors :

$$F = 3765,13 + 5132,8 = 8897,93 \text{ daN.}$$

$$F = 8897,93 \text{ daN}$$

- La soufflante fournit donc à elle seule 42,3 % ; ce qui est proche du résultat donné par le calcul préliminaire où on a estimé environ 50%.
- Si on veut comparer cette poussée, calculée à partir de nos estimations pour les différents paramètres, avec celle donnée par le constructeur où  $F = 8765 \text{ daN}$ , une différence est à remarquer.

On aurait pu cependant aboutir à une valeur de la poussée plus proche en adoptant : une tuyère imparfaite, des étages de turbines et des compresseurs non périodiques, des pertes de pression dans la chambre de combustion plus importantes.

## 9.2. PUISSANCES :

Dans les tur teurs à réaction, trois puissances sont à étudier :

- Puissance propulsive.
- Puissance thermique.
- Puissance calorifique.

### 9.2.1. Puissance propulsive :

La poussée des engins propulsifs est destinée à produire de la puissance dite puissance propulsive où sa valeur est donnée par le produit de la poussée par la vitesse de l'avion :

$$W_p = F \cdot V_a = 88979,3 \times 249,8 = 22227029 \text{ W.}$$

$$\underline{W_p = 22,22 \cdot 10^3 \text{ kW}}$$

### 9.2.2. Puissance thermique :

C'est la puissance nécessaire à propulser l'avion et compenser les pertes d'énergie cinétiques des gaz de combustion à l'échappement. il est à préciser que la puissance thermique totale est la somme des puissances de la soufflante et les gaz de combustion.

$$W_{th} = F V_a + \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_g - V_a)^2$$

• Soufflante :

$$W_{th_1} = 37651,3 \cdot 249,8 + \frac{1}{2} \cdot 112,5 [(V_1 - V_a)]^2$$

$$\text{où } V_1 = (\gamma R T_1)^{1/2} \cdot M_1 = (1,4 \cdot 287 \cdot 291,618)^{1/2} \cdot 0,928 = 317,65$$

Alors :

$$W_{th_1} = 37651,3 \cdot 249,8 + \frac{1}{2} \cdot 112,5 (317,658 - 249,8)^2$$

$$W_{th_1} = 9,669 \cdot 10^6 \text{ W.}$$

$$\bullet W_{th_2} = \frac{F}{2} V_a + \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_g - V_a)^2 (1+f)$$

$$= 51328 \cdot 249,8 + \frac{1}{2} \cdot 75 (562,7 - 249,8)^2 (1 + 1/60) = 16,5$$

La puissance thermique totale:

$$W_{th} = W_{th1} + W_{th2} = 9,664 \cdot 10^6 + 16,552 \cdot 10^6 = 26,2159 \cdot 10^6 \text{ W.}$$

$$\underline{W_{th} = 26,2159 \cdot 10^6 \text{ W.}}$$

### 9.2.3 Puissance calorifique :

C'est l'énergie que libère à chaque seconde le combustible sous forme de chaleur; elle est donnée par :

$$W_c = \dot{m}_f \cdot Q_R = f \cdot \dot{m}_a \cdot Q_R = 1/60 \cdot 75 \cdot 43920 \cdot 10^3 = 54,9 \cdot 10^6 \text{ W.}$$

$$\underline{W_c = 54,9 \text{ MW.}}$$

### 9.3. Rendements :

La transformation d'énergie d'une forme à une autre est affectée dans la majorité des cas de pertes, vu que les différents systèmes et dispositifs ne sont jamais parfaits; d'où la nécessité de savoir le rendement d'un tel ou tel système.

• Rendement propulsif :

Il est défini comme étant le rapport de la puissance propulsive  $W_p$ , à la puissance thermique  $W_{th}$ .

$$\eta_p = \frac{W_p}{W_{th}} = \frac{22227029}{26215900} = 0,847$$

$$\underline{\eta_p = 84,7\% .}$$

• Rendement thermique :

C'est le rapport de l'énergie thermique réellement obtenue à l'énergie calorifique totale.

$$\eta_{th} = \frac{W_{th}}{W_c} = \frac{26,215900 \cdot 10^6}{54,9 \cdot 10^6} = 0,4775$$

$$\underline{\eta_{th} = 47,75\% .}$$

• Rendement global :

Le rendement global est le rapport de l'énergie développée en vol, par

par un réacteur équipant un avion, à l'énergie libérée par le combustible

$$\eta_g = \frac{W_p}{W_c} = \frac{W_p}{W_{th}} \cdot \frac{W_{th}}{W_c} = \eta_p \cdot \eta_{th} = 0,847 \times 0,4775 = 0,4044$$

$\eta_g = 0,4044$

- le rendement global est médiocre parce qu'il y a opposition entre un bon rendement thermique et un bon rendement propulsif..

### 9.4. Consommation spécifique :

On appelle consommation spécifique d'un réacteur, la quantité de combustible consommée par unité de poussée (en daN) par heure.

$$C_s = \frac{V_a}{\eta_g \cdot Q_R} = \frac{249,8 \cdot 3600}{0,4044 \cdot 43920 \cdot 10^3 \cdot 10^{-1}} = 0,5063 \text{ kg/daN.h}$$

$$C_s = 0,506 \text{ kg/daN.h}$$

Remarque : La consommation spécifique d'un turbo réacteur mono-flux est de l'ordre de 0,9 à 1 kg/daN.h se trouve ramené à 0,5 (notre cas) jusqu'à 0,8. d'où l'importance de la solution du double flux sur le plan économique.

### 9.5. Comparaison

Nous portons dans le tableau suivant, à titre de comparaison, les caractéristiques du turbofan JT3D établies par P & W et celles trouvées par calcul.

| JT3D   | Poussée daN. | C <sub>s</sub> kg/daN | N° étage souff. | Compresseur | Turbine | D <sub>m</sub> mm. | L mm. | P kg. |
|--------|--------------|-----------------------|-----------------|-------------|---------|--------------------|-------|-------|
| calcul | 8897,93      | 0,506                 | 2               | 6 + 7       | 1 + 3   | 1000               | -     | -     |
| reel   | 8165         | 0,5                   | 2               | 6 + 7       | 1 + 3   | 1346               | 3702  | 7891  |

Un calcul de la post-combustion aurait été intéressant pour mieux voir les performances des turbofans, seulement le volume de projet ne nous permet plus d'en ajouter davantage..

## CONCLUSION

L'objet du travail qui a été fait consiste en l'étude d'un turboréacteur à double flux caractérisé par une formule de compression et de turbines double corps. La turbo-soufflante placée en amont du compresseur B.P. donne une poussée presque de moitié de la poussée totale. La constance de la vitesse axiale a inspiré la solution du double corps, où les deux compresseurs sont menés par deux arbres co-axiaux tournant à des vitesses différentes. Ces dernières sont estimées d'après un calcul global itératif. La chambre de combustion se trouve exposée à un nombre de Mach élevé ; pour le réduire on a adopté un diffuseur annulaire disposé en Aval du compresseur H.P. La turbine a été effectuée avec certaines considérations (constance des vitesses d'entraînement et axiale, périodicité des étages, ...). Un calcul plus détaillé aurait requis un programme de calcul sur ordinateur assez développé. Par cela, l'étude énergétique du turbofan JT3D a été concluante en donnant des résultats conformes à ceux établis pour le réacteur qui existe réellement. Ce travail serait bénéfiquement complété par une étude d'aérodynamique pour mieux envisager pour la suite les problèmes de construction..



## BIBLIOGRAPHIE

- ① Mechanics and Thermodynamique of Propulsion  
Philip G. HILL , C.R. PETERSON 3<sup>e</sup> Ed. 1970
- ② Energétique et Turbomachines  
R. Bidard , J. Benoin Ed. 1979
- ③ La mécanique du vol - Performances des avions et des engins -  
L. George , J.F. Vernet , J.C. Wannier Ed. 1969
- ④ Encyclopédie des Sciences industrielles Ed. 1974
- ⑤ Turbines à vapeur et à gaz  
Lucien Vivier . Ed. 1965
- ⑥ Turboreacteurs et autres moteurs à réaction  
A. Kalnin ; M. Laborée ; Ed. 1958
- ⑦ Cours de MTH<sub>3</sub> de A. GANMOUSSE
- ⑧ Aircraft engines and Gas Turbines  
Jack L. Kerrebrok
- ⑨ Les compresseurs - P. CHAMBADAL Ed. 1964
- ⑩ Projet de fin d'études de M<sup>e</sup>. D. BRIKA Juin 1983
- ⑪ Projet de fin d'études de M<sup>e</sup>. B. BOUMEDEN Juin 1983

## DONNEES DE BASE

|                             |   |                              |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
|-----------------------------|---|------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|--|-------------------------|------------------------------|--|-------------------------|-------------------|
| Débit d'air primaire .....  | $\dot{m}_a = 75 \text{ kg/s.}$  |                              |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
| Nombre de Mach de vol ..... | $M = 0,8 .$   |                              |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
| Taux de compression         | <table style="border: none; margin-left: 20px;"> <tr> <td style="font-size: 3em; vertical-align: middle;">{</td> <td style="padding-left: 10px;">- Soufflante .....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>\tau_1 = 2 .</math></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding-left: 10px;">- Compresseur B.P. ....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>\tau_2 = 3 .</math></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding-left: 10px;">- Compresseur H.P. ....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>\tau_3 = 3,58 .</math></td> </tr> </table> | {                            | - Soufflante .....          | $\tau_1 = 2 .$              |  | - Compresseur B.P. .... | $\tau_2 = 3 .$               |  | - Compresseur H.P. .... | $\tau_3 = 3,58 .$ |
|                             | {   | - Soufflante .....           | $\tau_1 = 2 .$              |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
|                             |   | - Compresseur B.P. ....      | $\tau_2 = 3 .$              |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
|                             | - Compresseur H.P. ....   | $\tau_3 = 3,58 .$            |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
| Taux de dilution .....      | $\beta = 1,5 .$   |                              |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
| Altitude de vol .....       | $Z = 7300 \text{ m.}$   |                              |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
| Vitesse de rotation         | <table style="border: none; margin-left: 20px;"> <tr> <td style="font-size: 3em; vertical-align: middle;">{</td> <td style="padding-left: 10px;">- Arbre B.P. ....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>N_1 = 5000 \text{ tr/mn.}</math></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding-left: 10px;">- Arbre H.P. ....</td> <td style="padding-left: 20px;"><math>N_2 = 10000 \text{ tr/mn.}</math></td> </tr> </table>   | {                            | - Arbre B.P. ....           | $N_1 = 5000 \text{ tr/mn.}$ |  | - Arbre H.P. ....       | $N_2 = 10000 \text{ tr/mn.}$ |  |                         |                   |
|                             | {   | - Arbre B.P. ....            | $N_1 = 5000 \text{ tr/mn.}$ |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
|                             | - Arbre H.P. ....   | $N_2 = 10000 \text{ tr/mn.}$ |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |
| Degré de réaction .....     | $\epsilon = 1/2 .$  |                              |                             |                             |  |                         |                              |  |                         |                   |



