

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE**



**UNIVERSITE DE BLIDA 01**



**Institut d'Aéronautique et des Etudes  
Spatiales de Blida**



**Recueil De Cours**

## **Technologie des Turboréacteurs**

### **Licence (3) Propulsion Avions**

**Présenté Par : Dr Bentrad Hocine**

**Blida, 2022**

# Sommaire

## Chapitre 01 : RAPPELLE DE GAZO DYNAMIQUE

1/ EQUATION D'ETAT

2/ TRANSFORMATION THERMODYNAMIQUE

3/ EQUATION D'ENERGIE

4/ ENTHALPIE TOTAL

5/ ECOULEMENT ISENTROPIQUE

5.1/ Les grandeurs critiques

5.2/ Rapport de section

5.3/ Mass Flow Parameter MFP(M)

6 / Variation de section et la vitesse

7/ Onde De Choc Normal

7.1/ Onde de choc normal

7.2/ Onde de Choc Oblique

## Chapitre 02 : Paramètres Des systèmes De propulsion

1-/ PROPULSEUR

2/ TYPES DE PROPULSEURS

3/ propulseur indirect

3.1/ moto propulseur

3.2/ turbo propulseur

4/ Propulseur direct

4.1/ Le turboréacteur

4.2/ Le Statoréacteur

4.3/ La fusée

5/ Classification des turboréacteurs

5.1/ Turbo réacteur Simple Flux Simple Corps et Sec GTR SF SC

5.2/ Turboréacteur simple Flux Double corps GTR SF DC

5.3/ Turboréacteur simple Flux simple corps à post combustion GTR SF DC+PC

5.4/ Turboréacteur Double Flux, Double corps et sec GTR DF

5.6/ Turboréacteur double flux double corps doté de la post combustion GTR DF DC+PC

6/ Forces sur un avion

7/ Consommation

8/ Puissances

9/ Rendements

10/ Autonomie

11/ Range

12/ Stations thermodynamique d'un Turboréacteur

# **Chapitre 03 : Etude Thermodynamique Du Cycle** **D'un Turboréacteur Simple Flux**

1/ Stations

2/ Le Cycle

3/ Paramètres Thermodynamique du cycle

- a) L'air ambiant
- b) Entrée D'air : (a-1)
- c) Le Compresseur
- d) Chambre de combustion
- e) La Turbine
- f) La tuyère d'éjection

4/ Performance du cycle

5/ Calcul Numérique

6/ Interprétation

7/ Conclusion :

8/ Programme FORTRAN 'Turbo jet'

## **Chapitre 04 : L'ENTREE D'AIR**

1/ Rôle

2/ Régime Moteur

3/ Formes Des Entrée D'air

4/ Evolution Dans une Entrée d'Air Subsonique

5/ Aérodynamique D'une Entrée D'air PITOT (subsonique)

6/ Fonctionnement Particulier

7/ Fonctionnement Supersonique

- a) Entrée Type Pitot
- b) Entrée convergente divergente

8/ Antigivrage

9/ Entrée D'air GTP

## **Chapitre 05 : LE COMPRESSEUR**

1/ Rôle

2/ Types de compresseur

2.1/ Compresseur Centrifuge

2.2/ Fonctionnement

3/ Compresseur Axial

3.1/ Types de Compresseur

- a) Compresseur simple corps
- b) Compresseur double corps

### 3.2/ Fonctionnement

### 3.3/ Etude technologique

- a) Rotor
- b) La fixation des aubes
- c) Stators

### 4/ Profiles d'aubes

- a) Angles géométriques
- b) Dimension Axial

### 5/ Etude Energétique d'un Etage De Compresseur

### 6/ Diagramme de Vitesse D'un Etage

### 7/ Energie De Pression Gagné Dans Un Etage

### 8/ Degré De Réaction

### 9/ Taux De Compression D'un Etage

### 10/ Courbe Caractéristique

- a) Ligne d'adaptation
- b) Pompage
- c) Limitation chambre de combustion

### 11/ Le pompage

- a) Cycle de pompage
- b) Causes de pompages
- c) Remèdes possibles

### 12/ Efforts sur le compresseur

### 13/ Comparaison compresseur centrifuge/axial

## Chapitre 06 : LA CHAMBRE DE COMBUSTION

### 1/ Rôle

### 2/ Description

### 3/ Fonctionnement

### 4/ Types de Chambres

- a) Chambre Individuel (séparée)
- b) Chambre de combustion annulaire
- c) Chambre de Combustion Mixte
- d) Chambre de Combustion Inversé

### 6/ Etude Thermodynamique

### 7/ Limitations

- a) Dosage limite
- b) Pression ou température minimal d'inflammation
- c) Vitesse de l'écoulement

### 8/ L'injecteur

### 9/ Amélioration de la pulvérisation

### 10/ Matériaux utilisés

### 11/ Pollutions

## Chapitre 07 :

# LA TURBINE

- 1/ Rôle
- 2/ Fonctionnement
- 3/ Types de turbines axial
  - a) Turbine à Action
  - b) Turbine à Réaction
  - c) Turbine Liée et Libre
- 4/ Etude Thermodynamique
- 5/ Fonctionnement Aérodynamique D'un Etage de Turbine
- 6/ Degré de Réaction
- 7/ Etude Technologique de la Turbine
- 8/ Effets des dommages
- 9/ Matériaux Turbine
- 10/ Refroidissement
  - A/ Convection interne :
  - B/ Par film protecteur et jet :
- 11/ Fixation des ailette ROTOR-DISQUE

## Chapitre 08 :

# Dispositif D'éjection

- 1/ Rôle
- 2/ Description
- 3/ système d'échappement (Section Fixe Simple Convergent)
- 4/ système d'échappement (Section Variable GTRDF+PC)
- 5/ Types De Tuyères
  - a) Multi volets
  - b) A paupière
  - c) Tuyère Convergente divergente
  - d) Tuyères Spéciales
    - Tuyère Déflecteur
    - Tuyère latérale Rotatif
- 6/ Dispositif d'inversion de poussée
- 7/ Principe sur un GTR Simple Flux
  - Inverseur a coquille
  - Inverseur a volets
- 8/ Inverseur GTRDF ( $\alpha > 5$ )
  - Capotage en translation
  - Reverse à portes
- 9/ Bruit Génère Par Les Turbomachines

## Références

## ANNEXE

## **RAPPELLE DE GAZO DYNAMIQUE**

### **1/ EQUATION D'ETAT**

L'équation d'état d'un gaz nous relie les propriétés physiques par a relation suivante pour un gaz parfait.

$$Pv = nrT$$

Ou :

$P$  : Pression en [Pa]

$v$  : Volume specefique en [ $m^3 / kg$ ]

$n$  : nombre de mole

$r$  : Constante universel des gaz avec ;  $r = 8.32 [j / mole^\circ K]$

$T$  : Température en [ $^\circ K$ ]

Pour L'air l'équation se réduit alors a :

$$Pv = RT \quad R = 287 j / kg^\circ K$$

Ou :  $R = \frac{r}{M}$  et  $R$  : lamasseMolaire du gaz

### **2/ TRANSFORMATION THERMODYNAMIQUE**

Une transformation est une changement d'état des propriété physiques d'un gaz d'un état initial à un état final il existe plusieurs transformations parmi eux :

a) **isobare** : transformation à pression constante.  $\frac{v}{T} = Cst$

b) **isochore** : transformation à « Volume Constant »  $\frac{P}{T} = Cst$

c) **isotherme** : transformation à « Température constante »  $Pv = Cst$

d) **adiabatique** : transformation sans échange de chaleur et isentropique

on a :  $\partial Q = 0$

$$Pv^\gamma = Cst \text{ ou } P^{1-\gamma} T^\gamma = Cst$$

**3/ EQUATION D'ENERGIE**

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Systeme Fermé :} \quad \dot{W} - \dot{Q} = \Delta U \\ \text{Systeme Ouvert :} \quad \dot{W} - \dot{Q} = h_2 + \frac{1}{2} V_2^2 - h_1 + \frac{1}{2} V_1^2 + g(z_2 - z_1) \end{array} \right.$$

**4/ ENTHALPIE TOTAL**

$$h_t = h + \frac{1}{2} V^2$$

Pour un gaz parfait  $h = C_p T$

En substituant cette dernière équation dans l'expression précédente on aura :

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{1}{2} \frac{V^2}{C_p T}$$

**5/ ECOULEMENT ISENTROPIQUE**

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad \text{et} \quad C_p = \frac{R}{\gamma - 1} \quad \text{ou} \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

D'où

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{V^2}{2\gamma RT} (\gamma - 1)$$

Or :  $\gamma RT = a^2$  ou  $a$  représente la vitesse du son local

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad \text{et} \quad M = \frac{V}{a} \quad M \text{ (Nombre de MACH)}$$

Donc :

$$\boxed{\frac{T_t}{T} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}$$

En utilisant les équations de la transformation adiabatique et isentropique ainsi que l'équation d'état. On retrouve alors les expressions de la pression et la densité.

$$Pv^\gamma = Cst \quad \text{ou} \quad P^{1-\gamma} T^\gamma = Cst$$

Appliquons la relation entre l'état total et statique :

$$P_t^{1-\gamma} T_t^\gamma = P^{1-\gamma} T^\gamma$$

D'où :

$$\boxed{\frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad \text{et} \quad \boxed{\frac{\rho_t}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}$$

Une représentation de ces équations en fonction de  $M$  est donnée comme suit

**5.1/ Les grandeurs critiques**

Sont définis pour un nombre de Mach égal à l'unité d'où on a :

$$\boxed{\frac{P_t}{P^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$\boxed{\frac{T_t}{T^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)}$$

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

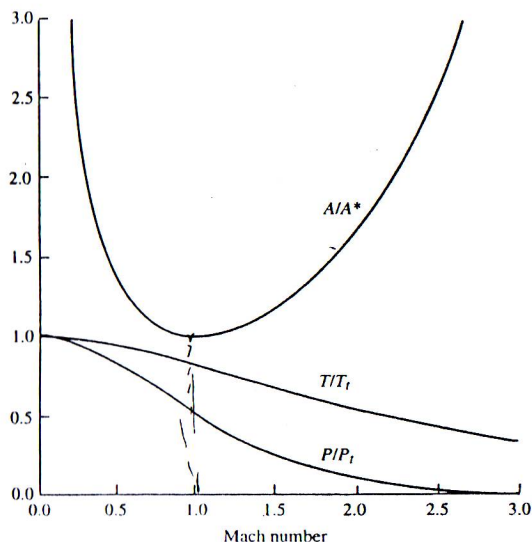
**5.2/ Rapport de section**

D'après la conservation de débit on peut écrire :

$$\rho M \sqrt{\gamma R T} \cdot A = \rho^* M^* \sqrt{\gamma R T^*} \cdot A^* \quad \text{Où} \quad \rho M \sqrt{T} \cdot A = \rho^* M^* \sqrt{T^*} \cdot A^*$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{\rho}{\rho^*} \frac{\sqrt{T}}{\sqrt{T^*}} \frac{1}{M} \quad \text{Où} \quad \frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \times \frac{\rho^*}{\rho_t} \times \frac{\rho_t}{\rho^*} \times \frac{\sqrt{T^*}}{\sqrt{T_t}} \times \frac{\sqrt{T_t}}{\sqrt{T}}$$

On remplaçons par les expressions des grandeurs totales en fonction du nombre de Mach on aboutit à la relation finale suivante :



$$\boxed{\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \times \left[ \left(\frac{2}{\gamma-1}\right) \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$



**5.3/ Mass Flow Parameter MFP(M)**

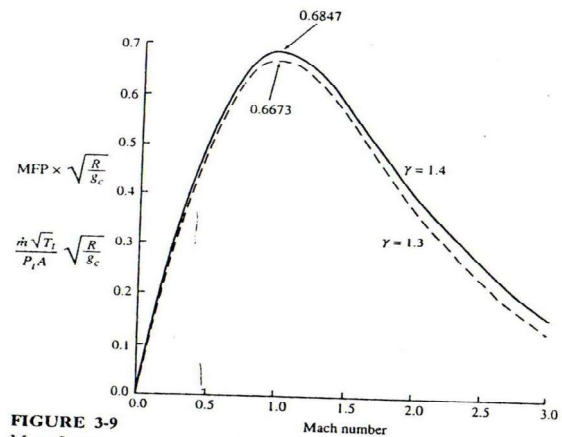
On définit un paramètre adimensionnelle relative au débit par l'équation

suivante :  $MFP = \frac{m \cdot \sqrt{T_t}}{P_t \cdot A}$  l'expression en fonction du nombre de mach peut être retrouver facilement en effectuant des manipulations sur l'expression du débit.

$$m = \rho \cdot V \cdot A \quad \text{ou} \quad \frac{m}{A} = \frac{P}{RT} \cdot M \sqrt{\gamma RT}$$

$$\frac{m \sqrt{T_t}}{AP_t} = M \times \frac{P}{P_t} \cdot \sqrt{\frac{T_t}{T}} \sqrt{\gamma / R}$$

$$\frac{m \sqrt{T_t}}{AP_t} = \frac{M \times \sqrt{\gamma / R}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}$$



**FIGURE 3-9**  
Mass flow parameter versus Mach number ( $\gamma = 1.4$  and  $\gamma = 1.3$ ).

Pour L'air  $\gamma = 1.4$  on représenté le  $MFP * \sqrt{R} / g_c$  sur le tableau suivant :

<b>M</b>	$\frac{T}{T_t}$	$\frac{P}{P_t}$	$\frac{\rho}{\rho_t}$	$\frac{A}{A^*}$	$MFP * \sqrt{R} / g_c$
<b>0.5</b>	<b>0.95238</b>	<b>0.843019</b>	<b>0.885170</b>	<b>1.33984</b>	<b>0.511053</b>
<b>0.8</b>	<b>0.886525</b>	<b>0.656022</b>	<b>0.73992</b>	<b>1.03823</b>	<b>0.659518</b>
<b>1</b>	<b>0.83333</b>	<b>0.528282</b>	<b>0.633938</b>	<b>1.00000</b>	<b>0.684731</b>

**6 / Variation de section et la vitesse**

La variation de la vitesse et la section est exprimée par la relation de **HUGONIOT**

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dV}{V} (1 - M^2)$$

**1<sup>er</sup> Cas :**  $M < 1$  Régime subsonique

Si  $A$  augmente  $\frac{dA}{A} > 0$  alors  $\frac{dV}{V} < 0$  et P augmente ; V diminue

Si  $A$  diminue  $\frac{dA}{A} < 0$  alors  $\frac{dV}{V} > 0$  et P diminue ; V augmente

**2<sup>e</sup> Cas :**  $M > 1$  Régime supersonique

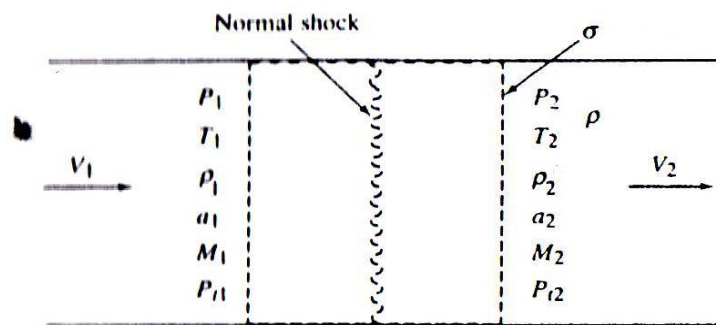
Si  $A$  diminue  $\frac{dA}{A} < 0$  alors  $\frac{dV}{V} < 0$  et P Augmente ; V diminue

Si  $A$  augmente  $\frac{dA}{A} > 0$  alors  $\frac{dV}{V} > 0$  et P diminue ; V augmente

**7/ Onde De Choc Normal**

L'onde de choc est un freinage brusque de l'écoulement qui fait changer les propriétés physiques. Il y'a des ondes de choc normal droite ou oblique.

**1) Onde de choc normal.**



Les relations de l'onde de choc droite sont données par les expressions suivantes en connaissant les propriétés de l'écoulement incompressible avant l'onde de choc.

$$\frac{P_2}{P_1} = f_1(M_1) = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad \text{et} \quad \frac{\rho_2}{\rho_1} = f_2(M_1) = \frac{M_1^2}{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} M_1^2 + \frac{2}{\gamma+1}}$$

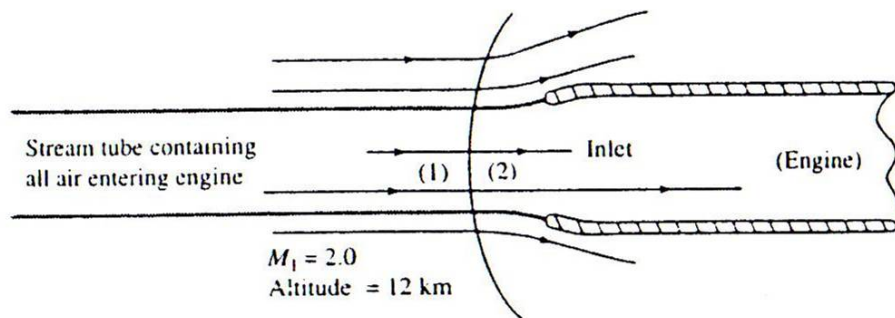
$$\frac{T_2}{T_1} = f_3(M_1) = \frac{\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_1^2 - 1\right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)}{\left(\frac{(\gamma+1)^2}{2(\gamma-1)} M_1^2\right)}$$

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = f_4(M_1) = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left(\frac{(\gamma-1)}{2} M_1^2 + 1\right)} \times \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{-1}{\gamma-1}}$$

$$M_2 = f_5(M_1) = \left(\frac{M_1^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_1^2 - 1}\right)^{\frac{1}{2}}$$

$M_x$	$M_y$	$\frac{P_{ty}}{P_{tx}}$	$\frac{P_y}{P_x}$	$\frac{\rho_y}{\rho_x}$	$\frac{T_y}{T_x}$	$M_x$
<b>1.2</b>	<b>0.842</b>	<b>0.9927</b>	<b>1.5133</b>	<b>1.341615</b>	<b>1.127994</b>	<b>1.20</b>
<b>1.8</b>	<b>0.6165</b>	<b>0.812684</b>	<b>3.61333</b>	<b>2.3559223</b>	<b>1.531578</b>	<b>1.80</b>

**EXEMPLE :**



**A/ propriétés avant l'onde :**

De la table (A) en tire pour 12 km  $\delta = 0.1915$  et  $\theta = 0.7519$

D'où  $P_1 = \delta \cdot P_{ref} = 0.1915 \times 101.3 = 19.4 \text{ Kpa}$

$T_1 = \theta \cdot T_{ref} = 0.7519 \times 288.2 = 216.7 \text{ °K}$

$a_1 = \sqrt{\gamma RT} = \frac{a}{a_{ref}} \times a_{ref} = 0.8671 \times 340.3 = 295.51 \text{ m/s}$

De la Table (E) en tire a  $M = 2$  et  $\gamma = 1.4$  :

$$\left(\frac{P}{P_t}\right)_1 = 0.1278 \quad \text{Et} \quad \left(\frac{T}{T_t}\right)_1 = 0.5556$$

$$P_{t1} = \frac{P_1}{\left(\frac{P}{P_t}\right)_1} = \frac{19.4 \cdot 10^3}{0.1278} = 151.8 \text{ kpa} \quad \text{Et} \quad T_{t1} = \frac{T_1}{\left(\frac{T}{T_t}\right)_1} = \frac{216.7}{0.5556} = 390 \text{ }^\circ\text{k}$$

$$V_1 = M_1 a_1 = 2(295.1) = 590.2 \text{ m/s}$$

**B/ propriétés Après l'onde :**

Déterminons après l'onde les propriétés a partir de la Table (F) connaissant  $M_1=2$

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right) = 4.5 ; \left(\frac{P_{t2}}{P_{t1}}\right) = 0.7209 ; \left(\frac{T_2}{T_1}\right) = 1.62875 ; \left(\frac{V_2}{V_1}\right) = \frac{\rho_2}{\rho_1} = 2.667$$

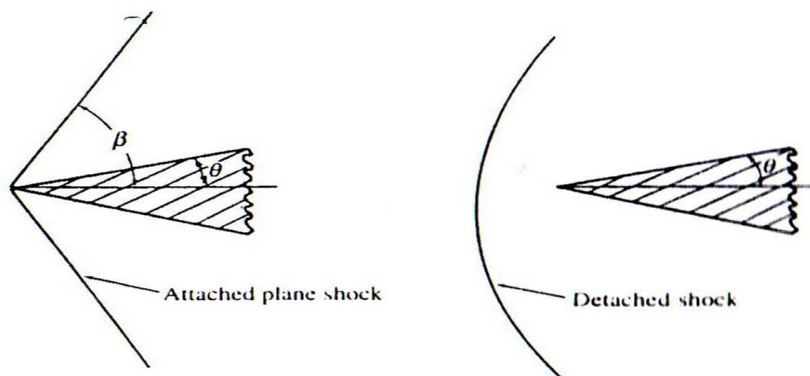
$$P_2 = P_1 \times \left(\frac{P_2}{P_1}\right) = 19.4 \times 4.5 = 87.3 \text{ kpa} \quad P_{t2} = P_{t1} \times \left(\frac{P_{t2}}{P_{t1}}\right) = 151.8 \times 0.7209 = 109.43 \text{ kpa}$$

$$T_2 = T_1 \times \left(\frac{T_2}{T_1}\right) = 216.7 \times 1.62875 = 365.7 \text{ }^\circ\text{k} \quad V_2 = \frac{V_1}{\frac{\rho_1}{\rho_2}} = \frac{590.2}{2.667} = 221.3 \text{ m/s}$$

IL y'a 28% de pertes de pression Total

**2) Onde de Choc Oblique**

Quand un objet pointu est placé face à un écoulement supersonique. Une onde de choc plane oblique s'attache au nez ou une onde de choc détachée courbe qui se crée à l'aval de l'objet



$$\frac{P_2}{P_1} = f_1(M_1 \cdot \sin(\beta))$$

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = f_4(M_1 \cdot \sin(\beta))$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = f_2(M_1 \cdot \sin(\beta))$$

$$\frac{T_2}{T_1} = f_3(M_1 \cdot \sin(\beta))$$

$$M_2 \cdot \sin(\beta - \theta) = f_5(M_1 \cdot \sin(\beta)) \quad \text{tg}(\beta - \theta) = \frac{\frac{2}{\gamma+1} + \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right) \cdot \sin^2 \beta \times M_1^2}{\sin \beta \times \cos \beta \times M_1^2}$$

1) deux valeur pour  $\beta$  pour un  $M_1$  donnée

$$\theta = 20 \quad M_1 = 4 \quad \beta = 32^\circ \quad \text{et} \quad \beta = 84$$

Les deux peuvent être possible selon les couts aux limites mais dans la majorité des cas le choc faible à lien.

2) une  $\beta$  pour un  $M_1$   $\theta = 23$   $M_1 = 2$   $\beta = 32^\circ$  et  $\beta = 65^\circ$

3) pas de valeur de  $\beta$  pour un  $M_1$   $\theta = 20$   $M_1 = 1.5$

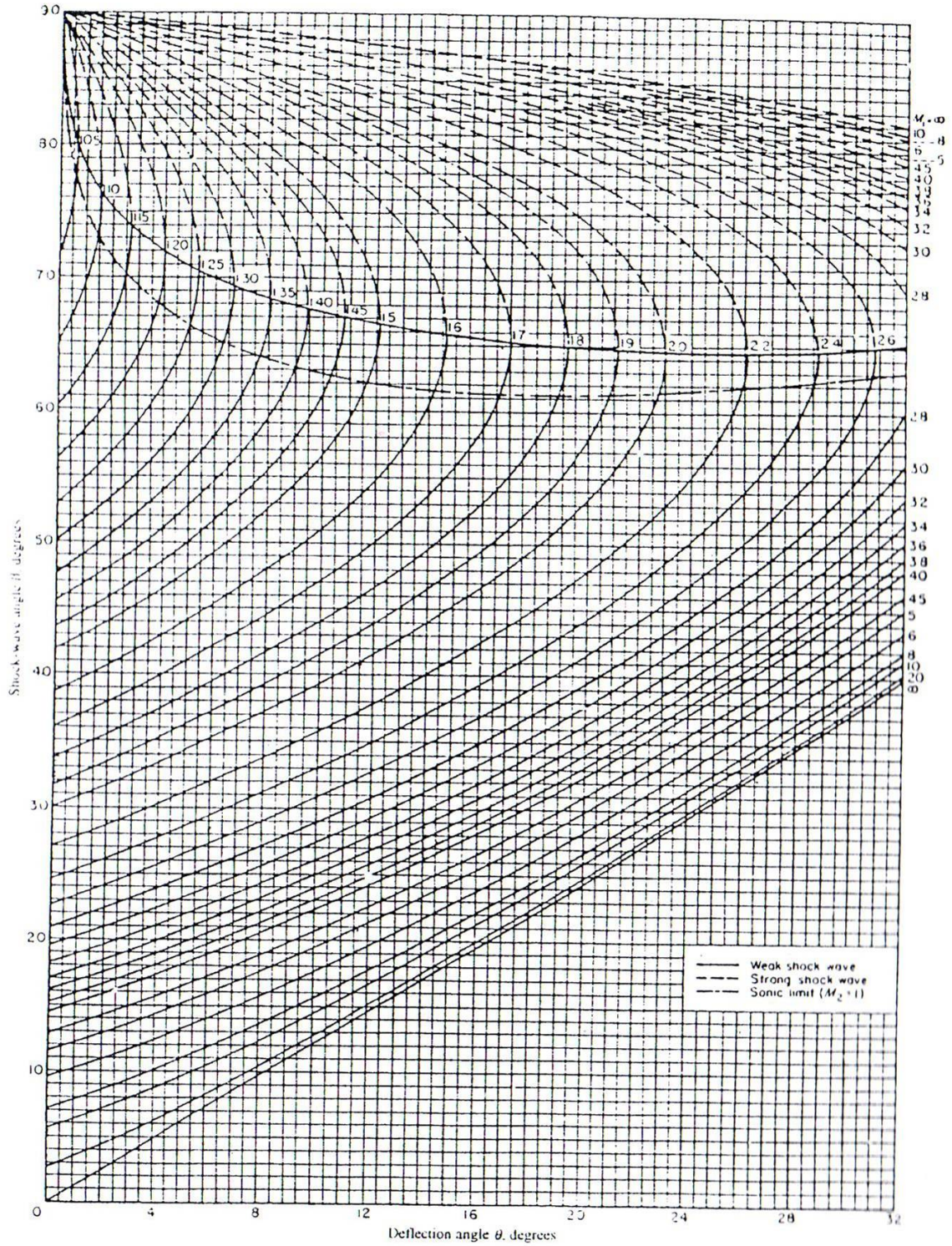
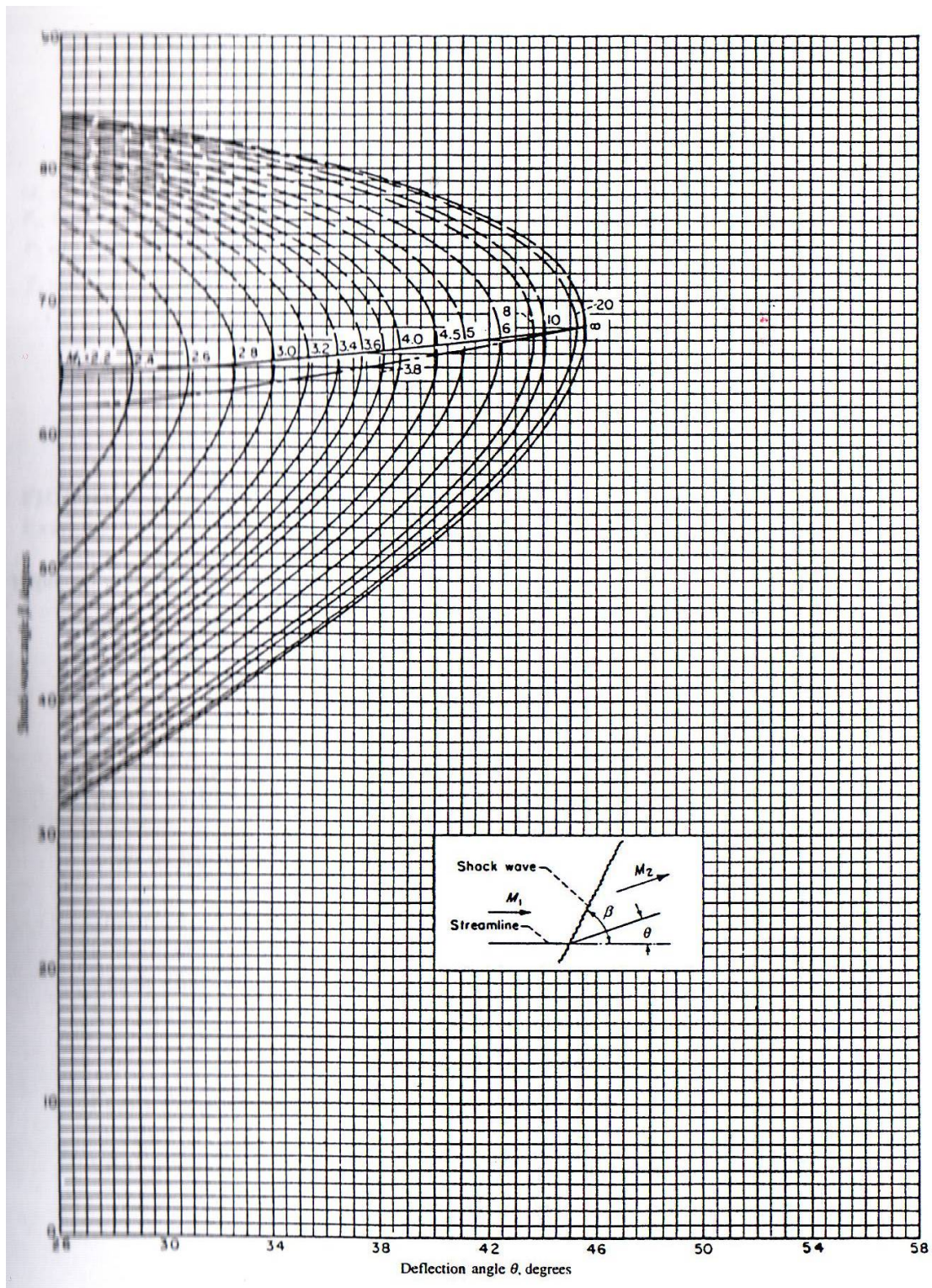


FIGURE 3.27

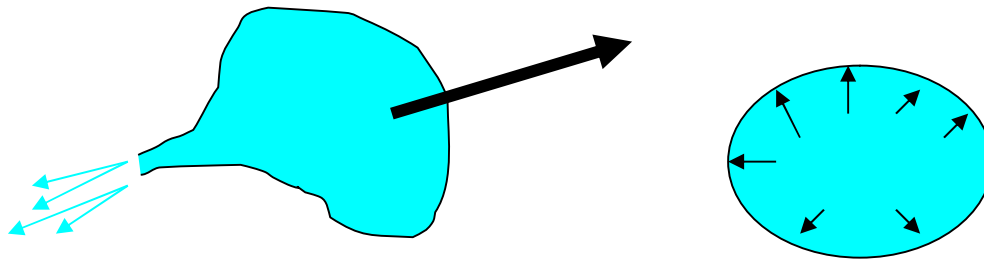


## **Paramètre Des systèmes** **De propulsion**

### **I-/ PROPULSEUR :**

Un propulseur est une machine thermodynamique qui a pour rôle de mettre en mouvement un objet continuellement. Le principe de base à été éclaircie par le physicien Newton selon la loi de l'action et de la réaction.

**« Toute action s'accompagne par une réaction égale en module et a pour direction la sen opposée de l'action ».**



### **2/ TYPES DE PROPULSEURS :**

Les propulseurs de close en deux catégories :

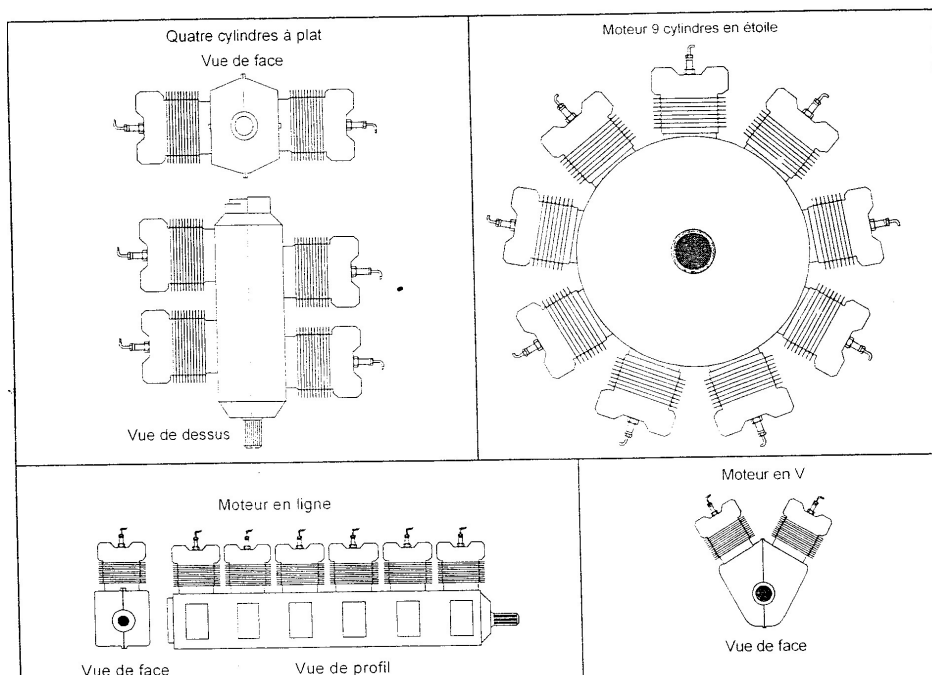
- Propulseur à carburant embarqué.
- Propulseur à soufflage d'air.

### **3/ propulseur indirect**

#### **Moto propulseur :**

C'est un système à propulsion indirecte par soufflage d'air, il dit indirecte car l'air utiliser pour le soufflage est action par élément externe l'hélice, qui est entraîné un moteur à combustion interne basé sur un cycle **OTTO**.

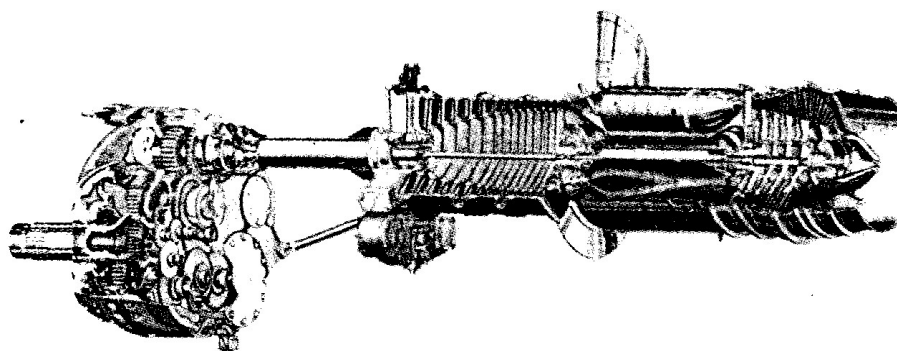




## Turbo propulseur :

L'apparition de la turbine à gaz à permis aux motoristes avionneur d'adapter cette machine pour développer un couple important par rapport à celui du moteur à combustion interne.

Ainsi la turbine à gaz est introduite pour entraîner une hélice, permettant d'améliorer les performances de l'avion. Généralement il y a toujours un réducteur qui sert de lien entre l'arbre du moteur courant à grande vitesse et celui de l'hélice.

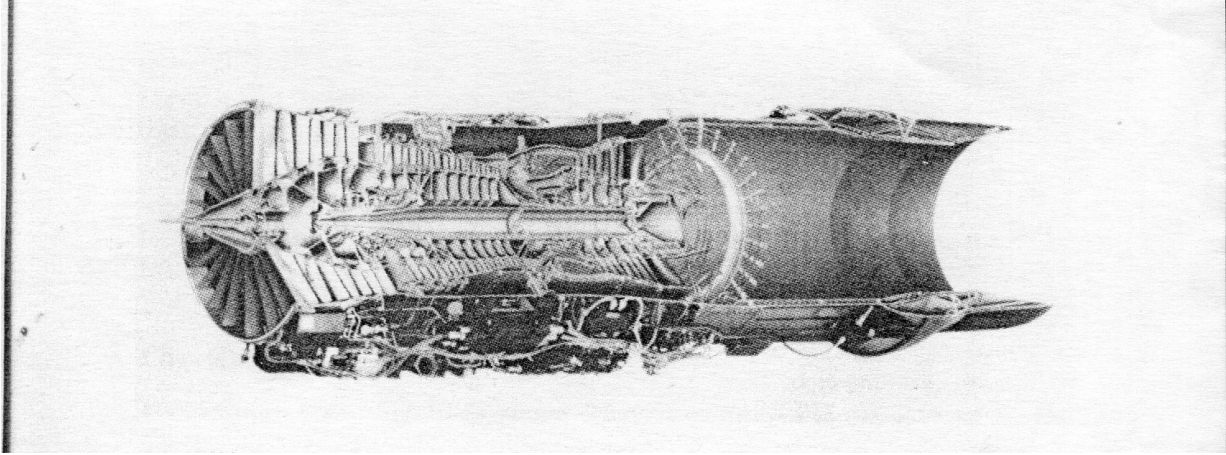


## 4/ Propulseur direct :

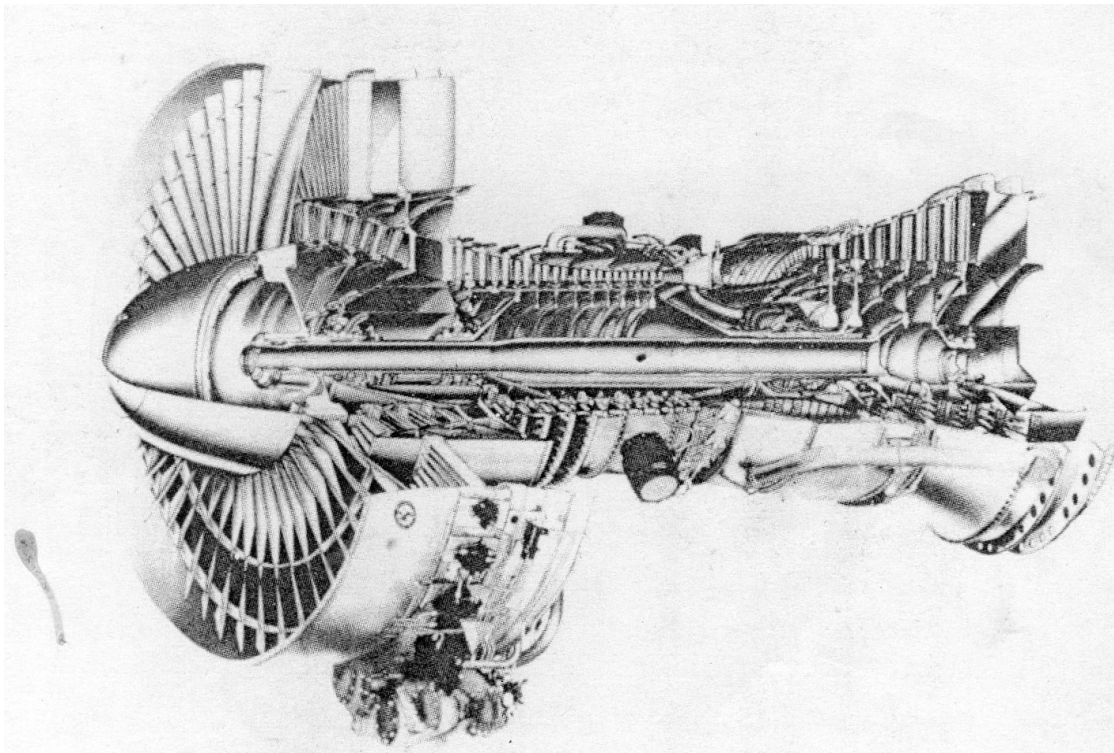
### le turboréacteur :

Le turbo réacteur est une machine thermique réalisant un cycle qui génère une puissance utile à la propulsion directe par soufflage d'air.

On distingue de grande catégorie de turboréacteur a simple flux ou un seul flux qui est traiter par la machine, un double flux ou deux flux d'air primaire chaud et secondaire froid sont traiter respectivement par le « **core** » (GTR) et la soufflante « **FAN** ».



**Turbo jet**

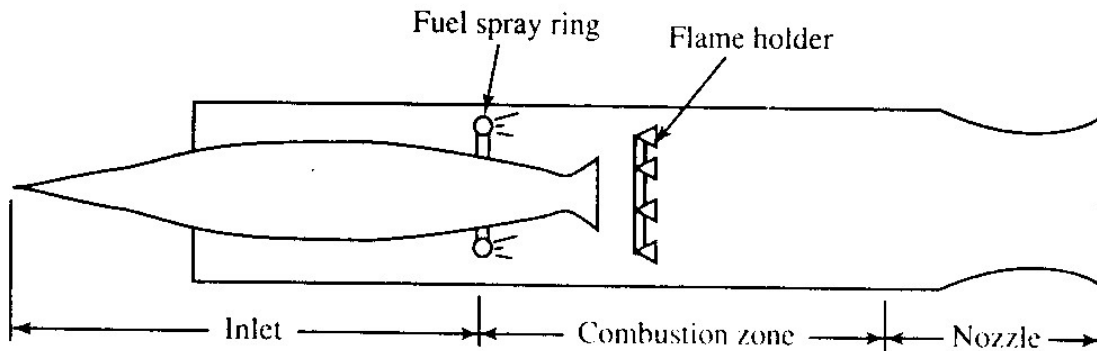


**Turbo FAN**

### Le Statoréacteur

C'est une machine a propulsion directe développé par le français « **Renée Lorin** » produisant un jet d'air par soufflage mais ne possède pas d'élément machine tournant.

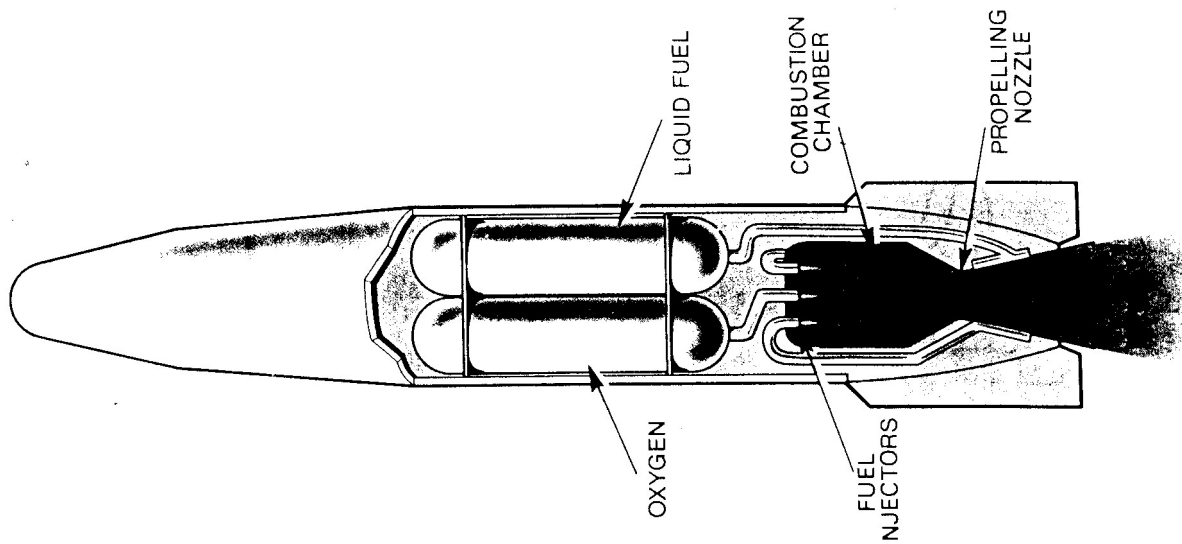
En réalité toute les phases du cycle sont réalisées dans une sorte de conduite a section variable obéissant à la loi du capitaine.



Le Statoréacteur n'est efficace qu'à des vitesses très élevée c'est pourquoi il est lancé à mach super sonique pour qu'il soit opérationnelle à grand rendement mais au dépend de la consommation excessive de carburant.

## La fusée :

La fusée est un propulseur utilisant comme fluide de travail le carburant embarquer, ou des gaz de combustion, le propergol est soit en forme liquide ou solide.

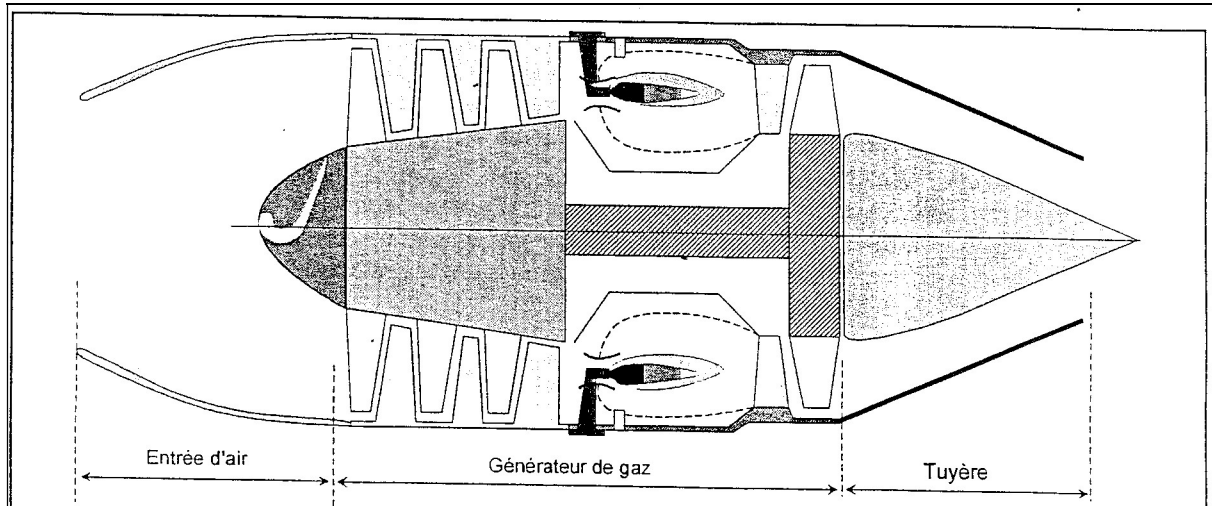


## 5/ Classification des turboréacteurs

Ce type de propulseur qualifiés de **Direct** développe une force dirigée vers l'avant dite **poussée** principalement généré par la variation du débit de masse traversant le moteur. Ils sont généralement rassemblés sous l'appellation générale de Groupe Turbo Réacteur (GTR). On les classe suivant leur apparition.

## a) Turbo réacteur Simple Flux Simple Corps et Sec **GTR SF SC**

Ce GTR comporte un seul débit de masse le traversant, équipé d'un seul attelage compresseur turbine et non doté de la post combustion.

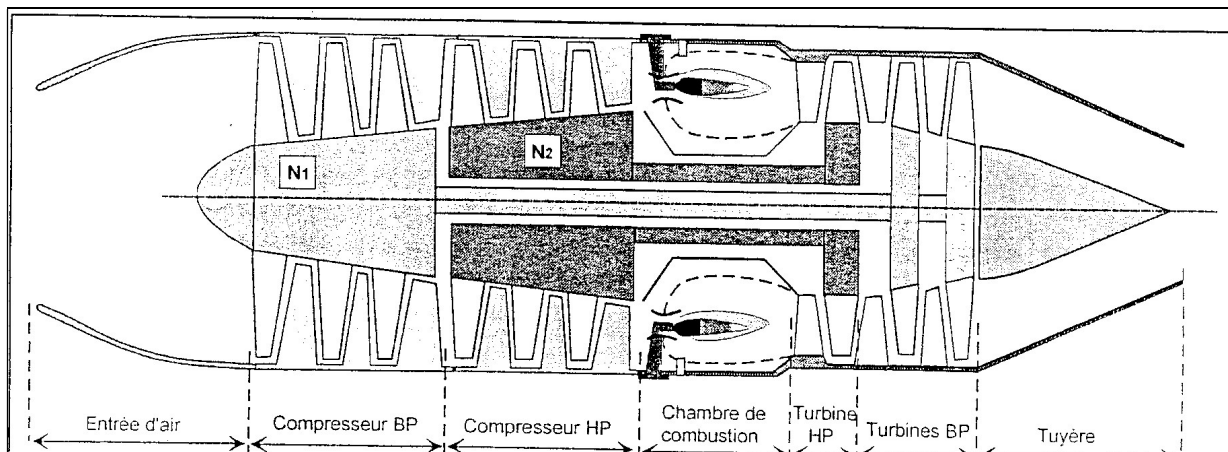


**Exemple** : RA 29 de rolls royce équipant la caravelle III et VI

$Poussee = 5200 daN$   $FF = 4000 Kg/h$  a  $N = 8100 tr/mn$  point fixe

## b) Turboréacteur simple Flux Double corps **GTR SF DC**

Ce GTR comporte un seul débit de masse le traversant, équipé de deux attelages compresseur turbine respectivement Haute (HP) et basse Pression (BP) ayant pour arbre d'entraînement concentrique respectivement N2 et N1.

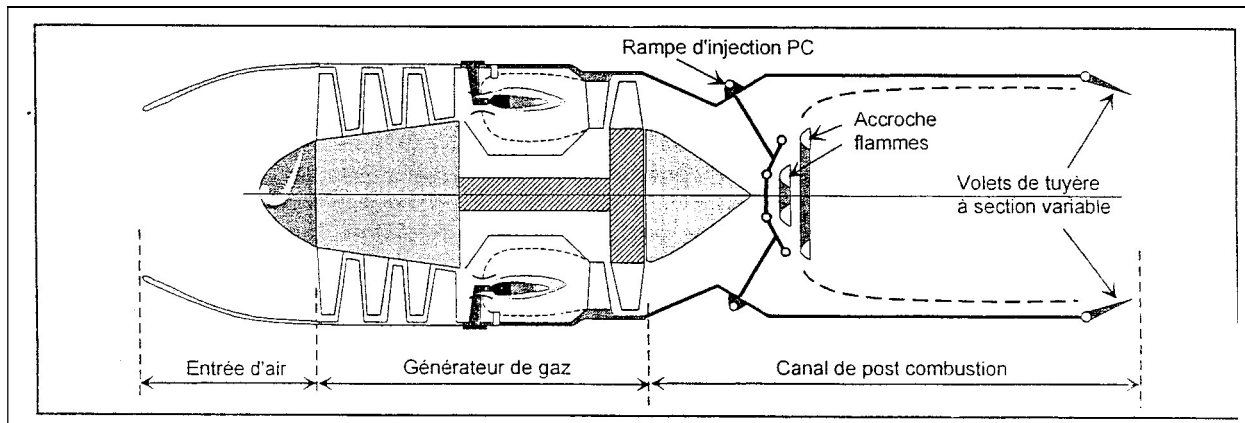


**Exemple** : JT4-A de PRATT & WHITNEY équipant le BOEING 707

$Poussee = 7500 daN$   $FF = 6000 Kg/h$  a  $N1 = 7160 tr/mn$  et  $N2 = 9335 tr/mn$  au point fixe

## c) Turboréacteur simple Flux simple corps à post combustion **GTR SF DC+PC**

Ce GTR comporte un canal de post combustion recevant une rampe d'injection permettant l'alimentation en carburant PC ainsi que des accroches flammes permettant de stabiliser la combustion. Tandis que la tuyère d'éjection est équipée de volet permettant de rendre la section de sortie des gaz variable.

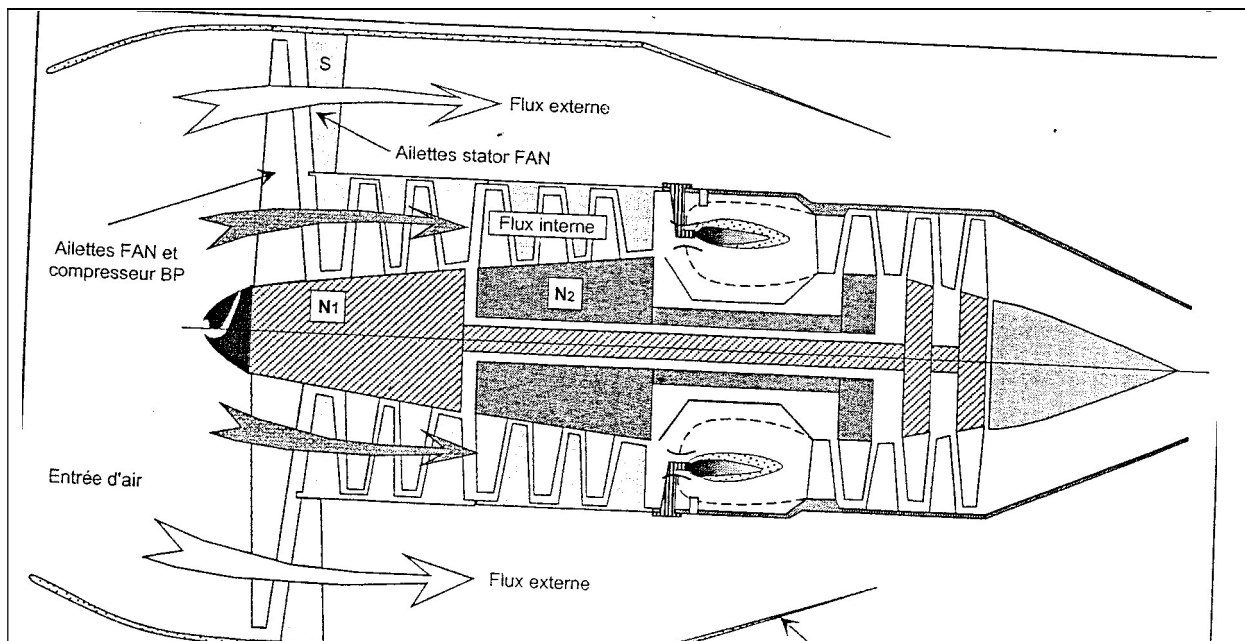


**Exemple** : ATAR 9K de SNECMARA équipant le MIRAGE (III, IV, V, F1)

$Poussee = 7500 daN$   $FF = 12000 Kg/h$  a  $N = 8400 tr/mn$  en PC et  $Poussee = 5000 daN$   
 $FF = 4000 Kg/h$  a SEC.

#### d) Turboréacteur Double Flux, Double corps et sec **GTR DF**

Ce type comparativement au **GTR SF DC** le compresseur (**BP**) est doté d'un attelage **FAN** permettant de générer un deuxième flux ceci nécessite un nombre de turbine BP plus important. En rencontre alors un débit central primaire qui passe dans le générateur de gaz et un débit secondaire (flux externe) le rapport de la quantité externe a l'interne est nommée  $\alpha$  le taux de dilution.



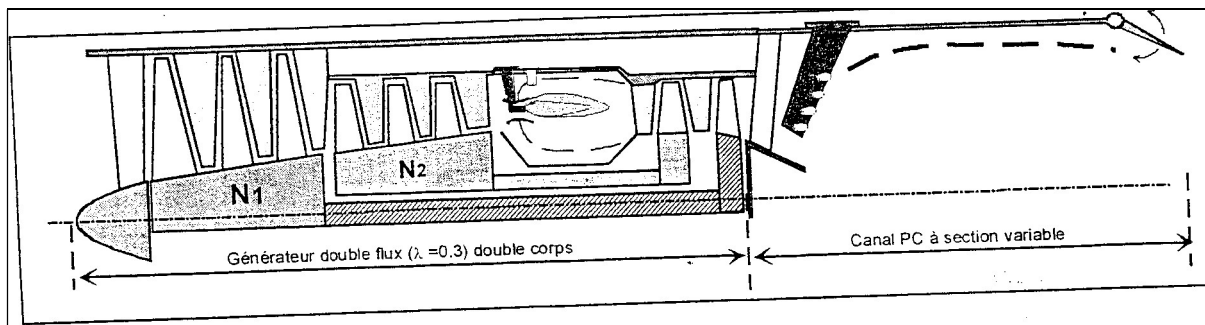
Ce type de moteur est le plus utilise sur les avions commerciale les plus répandue actuellement a des mach proches de 0.8. On a rassembler les plus répandue sur ce tableau.

Mise en service	$\alpha$	Exemple	Constructeur	Aéronefs
1965	1	JT8D	PW	B 737 100/200
1975	4	JT9D	PW	B 747, A300
		CF6 50	GE	B 747, DC 10, A300
		RB 211	RR	B 747, L1011
1980	5	CFM56-3	CFMI	B 737 300 a 500
		CF6 50	GE	A310, B 767
		JT9D 7R	PW	A 310, B 767
1987	6	CFM56-5	CFMI	A 320, A 340
	6	V 2500	IAE	A 320
1990/1998		CF6-80	GE	A 330, B747 400, MD11
		PW400	PW	A 330, B747 400, MD11
		TRENET	RR	A 330, B747 400
	8.9	GE90	GE	B 777

**IAE** (*International Aéro Engines*)

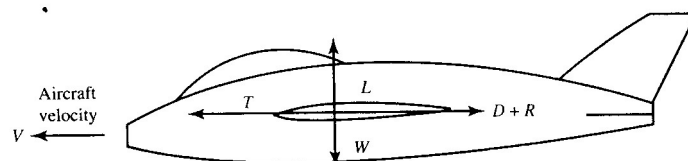
e) Turboréacteur double flux double corps doté de la post combustion **GTR DF DC+PC**

Ce type de moteur est utilisé sur les avions de chasse de nouvelle génération comme le **M88** qui équipe le **RAFALE** du constructeur **DASSAULT**. Son taux de dilution est faible de l'ordre de 0.3 avec flux mixte a la sortie turbine qui se prolonge dans le canal de post combustion.



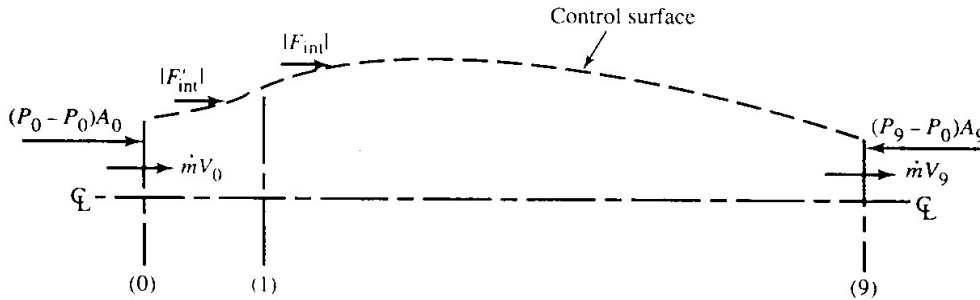
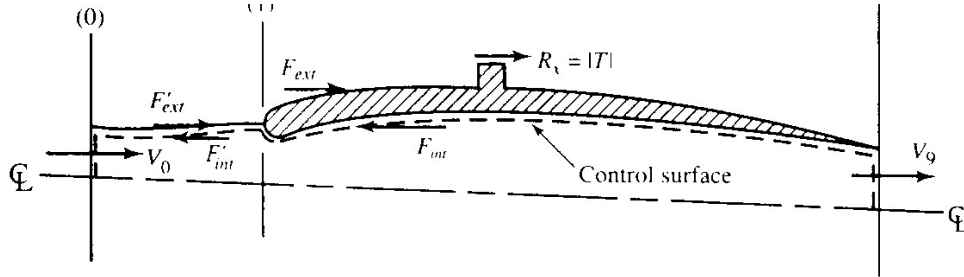
**6/ Forces de poussée sur un avion :**

Les forces sur l'avion seront portées sur l'aile est définies comme suit :



*L : la portance    W : le Poids    T : la poussée    F : la poussée    D : la traînée*

Considérons un élément de volume représentant la limite du moteur.



$F_{int}$  Force de pression sur la proie intérieure de la nacelle

$F'_{int}$  Force de pression sur la proie extérieure du tube de courant

$F_{ext}$  Force de pression sur la proie extérieure de la nacelle

$F'_{ext}$  Force de pression sur la proie intérieur du tube de courant

Appliquons la 2<sup>e</sup> loi de Newton : 
$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt}(\dot{m}V)$$

D'où :

$$(\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0) = F'_{int} + F'_{ext} - (P_9 - P_0)A_9$$

La poussée  $F$  sera défini par :

$$F = (\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0) + (P_9 - P_0)A_9$$

Si  $P_9 = P_0$

$$F = (\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0)$$

Pour un moteur double flux :

$$F = F_{fan} + F_{Core}$$

## COURS DE TECHNOLOGIE TURBOREACTEUR

Institut d'aéronautique Et Des Etudes Spatiales  
Université BLIDA1

Les performances du **GTR SF** et **DF** sont comparées sur le tableau si dessous pour un niveau de vole **FL350** et Mach = 0.8 et le point fixe

	$M_0 = 0$ , <b>N=MTOFF</b> Condition stand arts	$M_0 = 0.8$ , <b>N=CRUISE</b> Condition stand arts
<b>GTR SF (sec)</b>	100%	50%
<b>GTR DF (sec) <math>6 &gt; \alpha &gt; 4</math></b>	100%	26 à 30 %

Pour des faibles altitudes et faibles vitesses (en particulier au décollage) la poussée du au flux externe représente **80%** de la poussée totale du moteur

La poussée spécifique est définie comme étant le rapport de la poussée au débit

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_0} \left[ \frac{NS}{Kg} \right]$$

Poussée spécifique	Expression	Ordre de Grandeur
<b>GTR SF</b>	$\frac{F_s}{\dot{m}_0}$	80 daN / kg · s <sup>-1</sup>
<b>GTR DF ((<math>\alpha = 0.3</math>)+PC</b>	$\frac{F_s}{\dot{m}_0 + \dot{m}_f + \dot{m}_{fpc}}$	110 daN / kg · s <sup>-1</sup>
<b>GTR DF ((<math>\alpha &gt; 5</math>)</b>	$\frac{F_s}{\dot{m}_0}$	35 daN / kg · s <sup>-1</sup>

La poussée installée est définit  $T = F - D$   $D$  : Drag

La traînée est du au frottement et a la traînée additif :

$$D = D_{nacelle} + D_{add} \quad \text{et} \quad D_{add} = \int_0^1 (P - P_0) dA$$

$$D_{add} = P_1 A_1 (1 - \gamma M_1^2) - P_0 A_0 \gamma L M_0^2 - P_0 A_1$$

Si  $M_0 = 0$  :

$$D_{add} = P_1 A_1 (1 - \gamma M_1^2) - P_0 A_1$$

### 7/ Consommation

La consommation spécifique est le rapport du débit carburant à la poussée produite.

$$C_s = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad \frac{Kg / s}{daN} \quad \text{Où} \quad C_s = \frac{\dot{m}_f}{F} \times 3600 \quad \frac{Kg}{daN h}$$



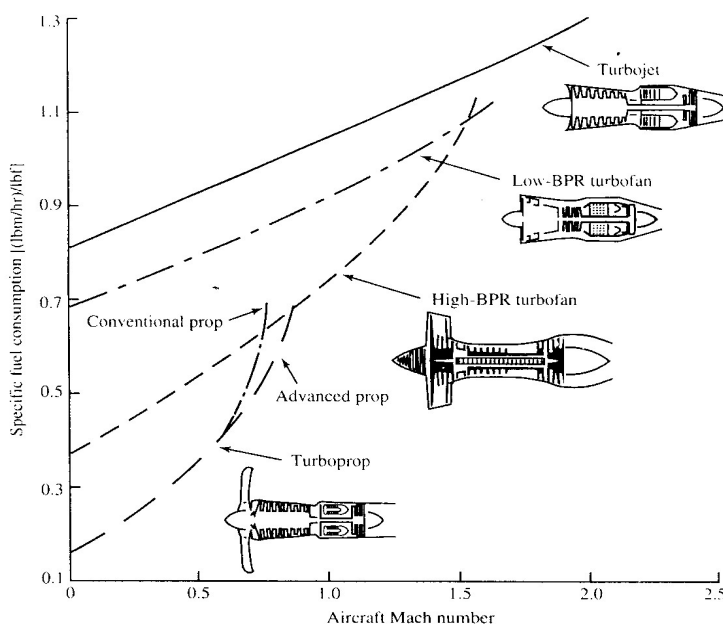
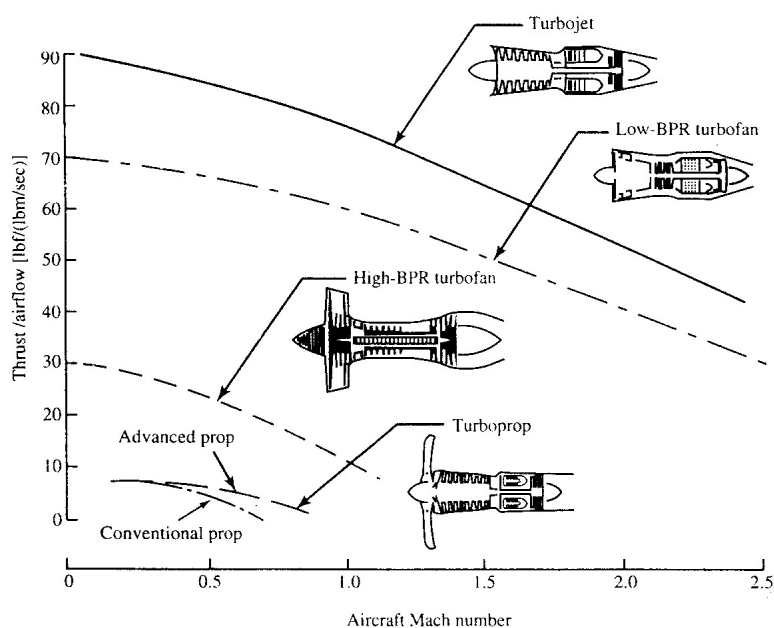
# COURS DE TECHNOLOGIE TURBOREACTEUR

Institut d'aéronautique Et Des Etudes Spatiales  
Université BLIDA1

La consommation horaire est :

$$q_c = \dot{m}_f \times 3600 \quad \frac{Kg}{h}$$

	Ordre de Grandeur (Kg/h.daN)		
	$M_0 = 0$ décollage	$M_0 = 0.8$ FL350	$M_0 = 1.6$ FL600
<b>GTR SF</b>	0.8	0.65	Pas d'application
<b>GTR DF (<math>\alpha &gt; 5</math>)</b>	0.32	0.58	Pas d'application
<b>GTR DF (<math>\alpha = 0.3</math>)+PC</b>	1.8	Non communiquée	1.2



**8/ Puissances**

La Puissance utile :

- La puissance utile

$$\text{Simple Flux : } \dot{W}_u = \dot{m}_9 \frac{1}{2} V_9^2 - \dot{m}_0 \frac{1}{2} V_0^2$$

$$\text{Double Flux : } \dot{W}_u = \left( \dot{m}_9 \frac{1}{2} V_9^2 - \dot{m}_c \frac{1}{2} V_0^2 \right) + \dot{m}_F \left[ \left( \frac{1}{2} V_{19}^2 - \frac{1}{2} V_0^2 \right) \right]$$

- La puissance calorifique  $\dot{Q} = \dot{m}_f \times P_{Ci}$  ou  $P_{Ci}$  : *pouvoir calorifique*
- La puissance propulsive  $P = F \times V_0$

**9/ Rendements**

$$\text{Thermodynamique } \eta_{th} = \frac{\dot{W}_u}{\dot{Q}}$$

$$\text{Propulsive } \eta_P = \frac{P}{\dot{W}_u}$$

$$\text{Global } \eta_g = \frac{P}{\dot{Q}} = \eta_{th} \times \eta_P$$

**10/ Autonomie**

C'est la durée maximale de vole avec le carburant embarquer

$$t_{\max} = \frac{\text{fuel loading}}{\text{fuel flow Rate}}$$

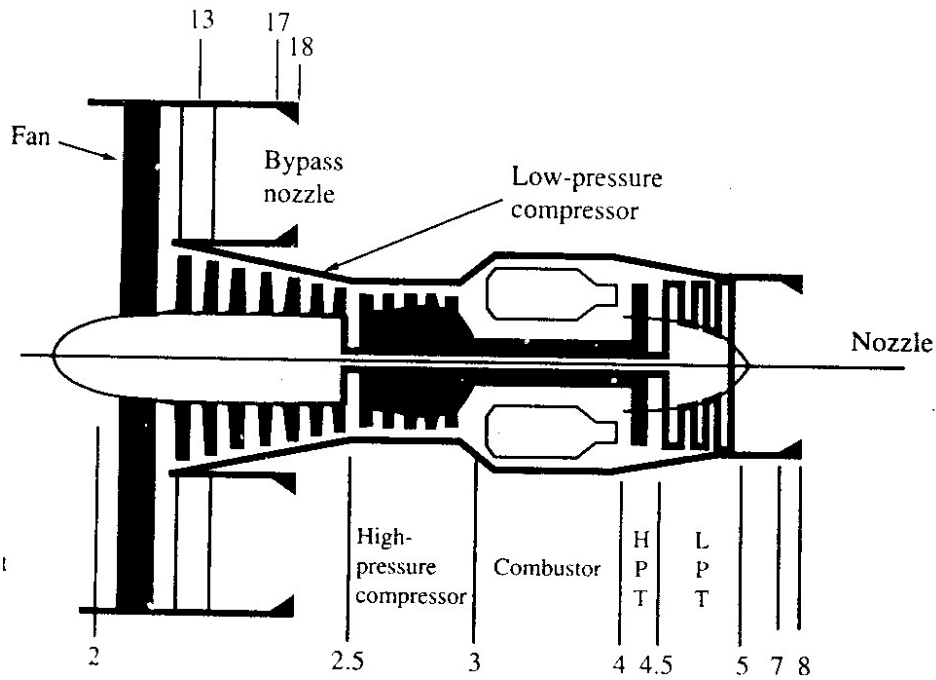
$$t_{\max} = \frac{M_{fuel}}{C_S \times F}$$

**11/ Range**

C'est la portée ou le rayon d'action de l'aéronef

$$\text{Range} = V_0 \times t_{\max} \quad t_{\max} : \text{autonomie plein carburant}$$

**12/Stations thermodynamique d'un Turboréacteur**



**Notation :**

Rapport de température d'un élément i

$$\tau_i = \frac{\text{Température Totale a la sortie de l'élément}}{\text{Température Totale a l'entrée de l'élément}}$$

Rapport de pression d'un élément i

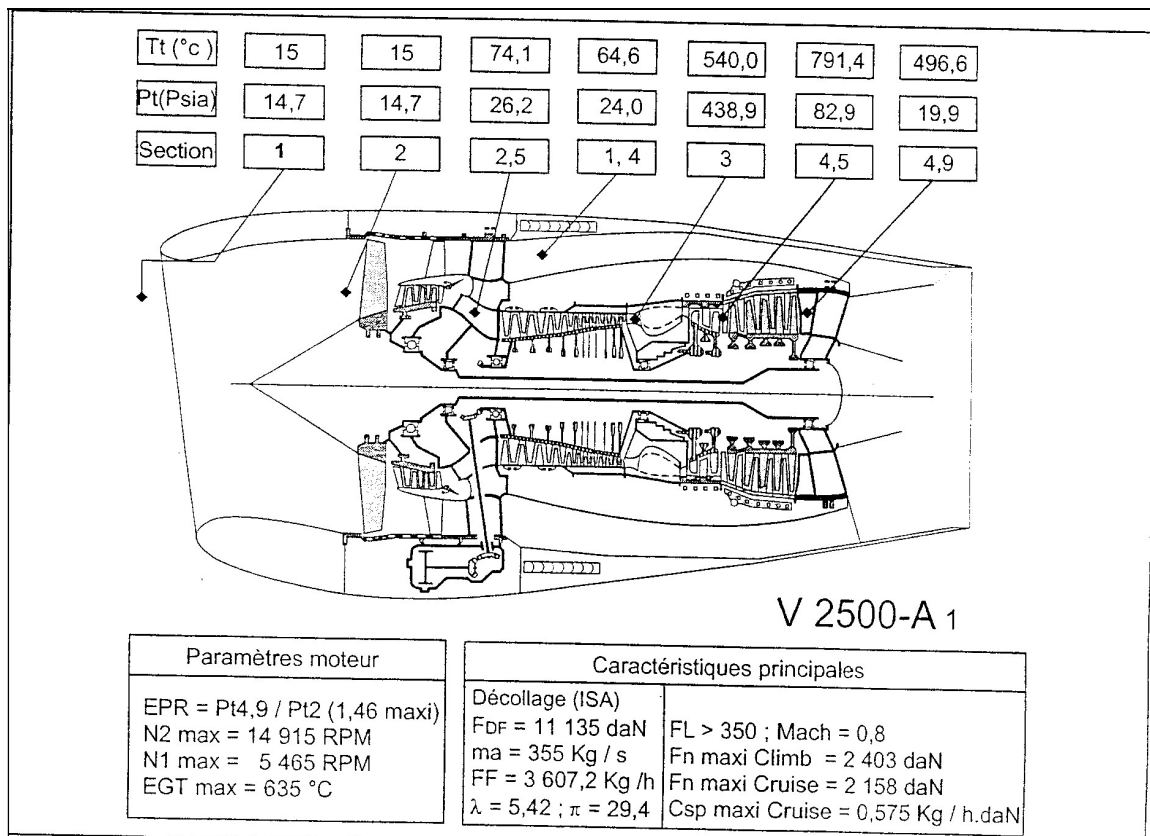
$$\pi_i = \frac{\text{Pr ession Totale a la sortie de l'élément}}{\text{Pr ession Totale a l'entrée de l'élément}}$$

Ecoulement libre :

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right) \quad \text{et} \quad \pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \quad \tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \quad \tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \quad \text{Et} \quad \tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \quad \tau_n = \frac{T_{t9}}{T_{t7}} \quad \tau_{AB} = \frac{T_{t7}}{T_{t5}} \quad \tau_{AB} = \frac{h_{t4}}{h_0} = \frac{Cp_t \cdot T_{t4}}{Cp_c \cdot T_0}$$

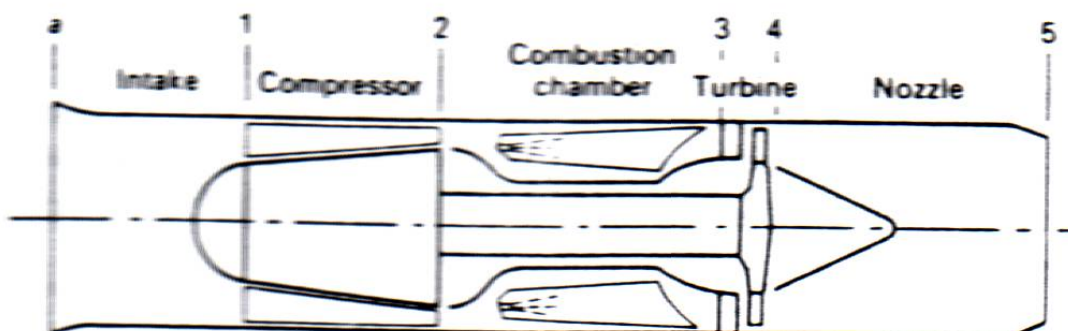
$$\pi_d = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \quad \pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad \pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \quad \text{Et} \quad \pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \quad \pi_n = \frac{P_{t9}}{P_{t7}} \quad \pi_{AB} = \frac{P_{t7}}{P_{t5}} \quad \tau_f = \frac{T_{t13}}{T_{t12}} \quad \text{et} \quad \pi_f = \frac{P_{t13}}{P_{t12}}$$



## Etude Thermodynamique Du Cycle D'un Turbo réacteur Simple Flux

### 1/ Stations :

Pour mieux présenter l'étude thermodynamique et énergétique du turbo réacteur simple Flux. Nous l'avons subdivisé en stations définissant l'entrée et la sortie de chaque élément constituant la machine et montré sur la figure ci-dessous.



### 2/ Le Cycle :

Le cycle thermodynamique réel englobant les pertes dans les éléments du turbo réacteur est représenté dans le diagramme T-S déterminant l'évolution du cycle du turbo jet.

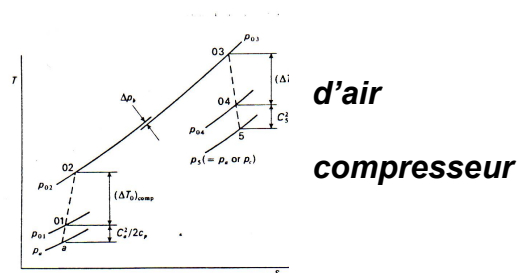
**a-1 Compression adiabatique entrée**

**1-2 Compression adiabatique**

**2-3 Combustion**

**3-4 Détente adiabatique dans la turbine**

**4-5 Détente adiabatique dans la tuyère**



**3/ Paramètres Thermodynamique du cycle**

Les paramètres thermodynamiques du cycle à considérer sont la pression et la température qui est déterminé a l'entrée et la sortie de chaque élément réalisant l'une des phases du cycle moteur.

**a) L'air ambiant**

L'air ambiant varie en fonction de l'altitude pour  $0 \leq h < 11km$  en estime

$$T_a = T_0 + L_0 \cdot (z - z_0) \quad \text{et} \quad p_a = P_0 \cdot \left( \frac{T_0}{T_a} \right)^{\frac{g_0 \cdot W_0}{R^* \cdot L_0}}$$

Avec

$$z = r_0 \cdot h / (r_0 + h)$$

$$L_0 = -6.5 ; \quad T_0 = 288.15^\circ K \quad P_0 = 101325.0 N / m^2 \quad g_0 = 9.80665 m / s^2$$

$$W_0 = 28.9644 kg / kmol \quad R^* = 8314.32 j / kmol - K$$

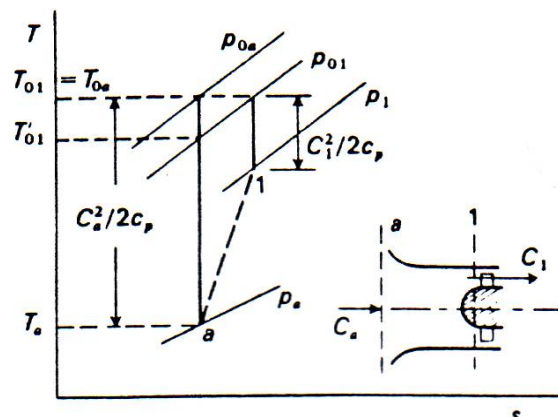
**b) Entrée D'air : (a-1)**

L'air est ralenti au niveau de l'entrée pour alimenter le compresseur mais avec une certaine efficacité isentropique qui peut être défini en terme d'augmentation de température. Ce qui nous donne:

$$\frac{T_{t1}}{T_a} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right) \quad \text{et} \quad \frac{P_{t1}}{P_a} = \left( 1 + \eta_i \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Où  $\eta_i$  : le rendement isentropique      tel que :  $\eta_i = \frac{T'_{t1} - T_a}{T_{t1} - T_a}$

L'évolution de cette transformation est représentée sur un diagramme T-S ou on voit la différence avec la transformation isentropique.



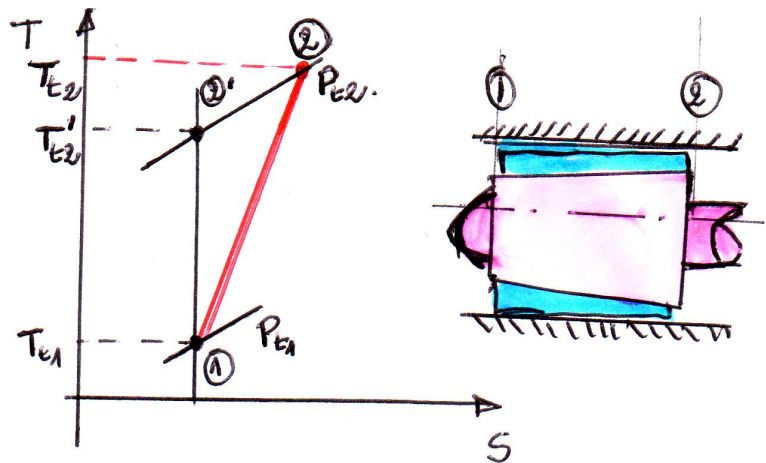
Si l'entrée d'air évolue dans le domaine supersonique alors une onde de choc s'établie et le rapport de pression est alors estimer dans la littérature par :

$$\frac{P_{t1}}{P_a} = \frac{P_{t1}}{P_{ta}} * \frac{P_{ta}}{P_a} ; \text{ Avec } \frac{P_{ta}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\frac{P_{t1}}{P_{ta}} = 1 - 0.075 * (M_a - 1)^{1.35} \quad \text{pour } 1 < M_a < 5$$

**c) Le Compresseur**

Comme pour l'entrée d'air étant donnée la compression est adiabatique on peut relier le rapport de température d'entrée sortie et le rapport de compression pour retrouver les paramètres a la sortie du compresseur similairement au cas précédent avec le rendement isentropique compresseur selon l'évolution thermodynamique si dessous.



Ainsi on a :  $\pi_c = \frac{P_{t2}}{P_{t1}}$  d'où  $P_{t2} = \pi_c * P_{t1}$

D'autre part :  $\frac{T'_{t2}}{T_{t1}} = \left(\frac{P_{t2}}{P_{t1}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$  et  $\eta_c = \frac{T'_{t2} - T_{t1}}{T_{t2} - T_{t1}}$

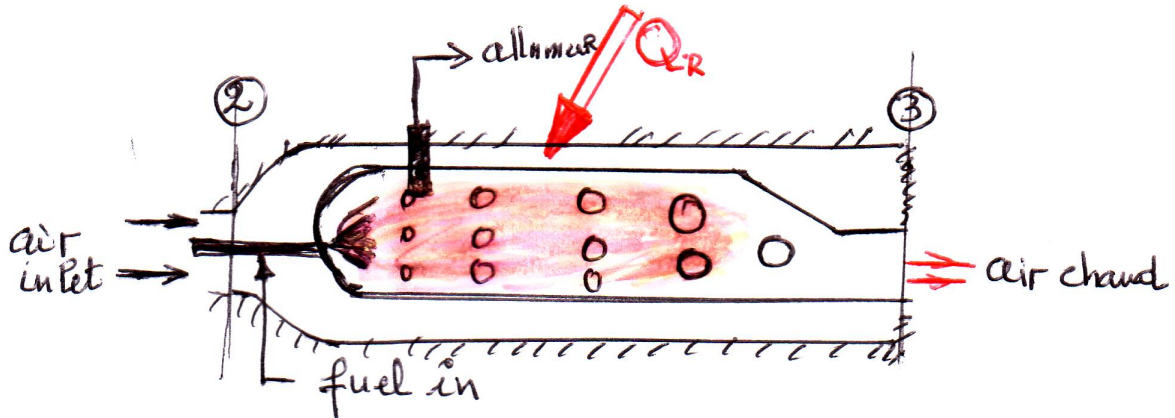
D'où :  $\frac{T_{t2}}{T_{t1}} = \left(1 + \eta_c \left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right)$

**d) Chambre de combustion**

Dans la chambre de combustion l'air reçoit de la chaleur suite à la combustion du carburant injecté dans le volume de la chambre et ou la réaction oxydante une fois déclenché par l'allumeur provoquera la libération de l'énergie chimique contenue dans le carburant en énergie calorifique qui sera absorbé par les gaz produits.

Ce qui fera augmenter l'enthalpie des gaz sortant de la chambre a une valeur élevée dépendante de la quantité de carburant admise à la combustion. Cependant il ne faut pas oublier les pertes dues aux pertes de charges et ceux qui sont perdus par conduction de chaleur.

La figure si dessous nous illustre une chambre de combustion ou l'air reçoit une quantité de chaleur  $Q_R$ . Réalisant alors le bilan pour déterminer la quantité de carburant à administrer pour atteindre une température final a la sortie de la chambre de combustion  $T_{t3}$  donnée et un carburant choisi.



On a :

$$Q_R = h_{t3} - h_{t2} \quad \text{avec ; } h_t = \dot{m} C_p T_t \quad (\text{gaz parfait})$$

$$Q_R = \eta_b \cdot \dot{m}_{fuel} \cdot P_{CI} \quad \text{Où le } P_{CI} : \text{le pouvoir calorifique inf rieur en (kj / kg)}$$

D'où :

$$\eta_b \cdot \dot{m}_{fuel} \cdot P_{CI} = ((\dot{m}_a + \dot{m}_{fuel}) C_{Pg} T_{t3} - (\dot{m}_a) C_{Pa} T_{t2})$$

$$\frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_a} = \frac{(C_{Pg} T_{t3} - C_{Pa} T_{t2})}{(\eta_b \cdot P_{CI} - C_{Pg} T_{t3})} \quad \text{Avec } \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_a} : \text{le dosage carburant } f(\text{kg}_{fuel} / \text{Kg}_{air})$$

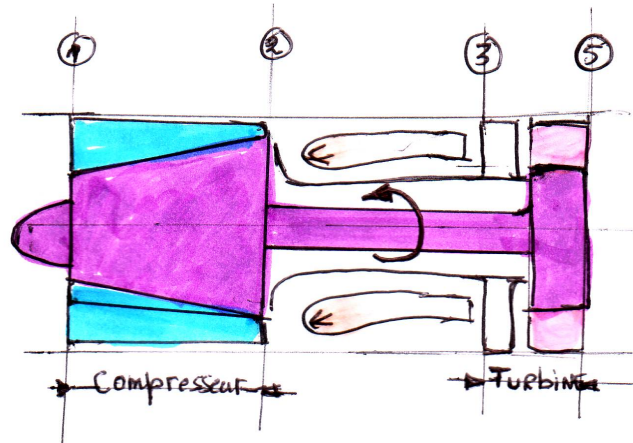
On prenant en compte la perte de charge due aux frottement du fluide la pression a la sortie de la chambre sera :

$$P_{t3} = P_{t2} \cdot \left(1 - \frac{\Delta P_b}{P_{t2}}\right) \quad \text{Avec } \Delta P \text{ la pertes de charge relative en \%}$$

### e) La Turbine

La turbine réalise la détente du gaz chaud et la transforme en énergie mécanique qui entraîne le compresseur et les accessoires.





L'équilibre turbine compresseur nous permet de déterminer les paramètres de sorties de la turbine.

Sachant que la puissance turbine est équivalente à la puissance compresseur alors écrivons l'équilibre suivant.

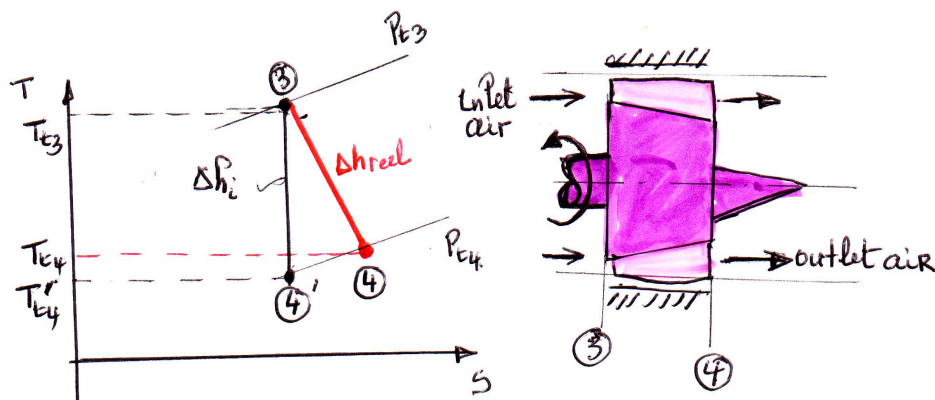
$$\dot{W}_t = \dot{W}_c / \eta_m \quad \text{Avec } \eta_m \text{ le rendement due aux pertes mécanique de liaison}$$

$$\dot{W}_t = \dot{m} (h_{t3} - h_{t4}) \quad \text{et} \quad \dot{W}_c = \dot{m} (h_{t2} - h_{t1})$$

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_{fuel}) C_{Pg} (T_{t3} - T_{t4}) = \dot{m}_a C_{Pa} (T_{t2} - T_{t1}) / \eta_m$$

$$(T_{t3} - T_{t4}) = \dot{m}_a \frac{C_{Pa} (T_{t2} - T_{t1})}{(\dot{m}_a + \dot{m}_{fuel}) C_{Pg} \eta_m}$$

Similairement au compresseur la perte dans la turbine est comptabilisée par le rendement turbine qui définit le rapport de la détente réel à la détente isentropique selon l'évolution suivante.

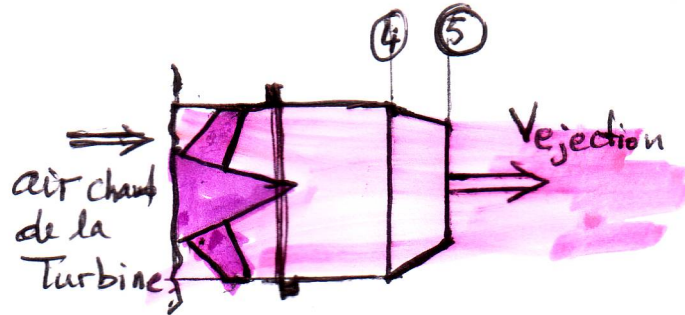


Le rendement turbine étant déterminé, on peut utiliser l'expression de l'évolution adiabatique pour déterminer la pression a la sortie turbine sera écrite comme indiqué si dessous :

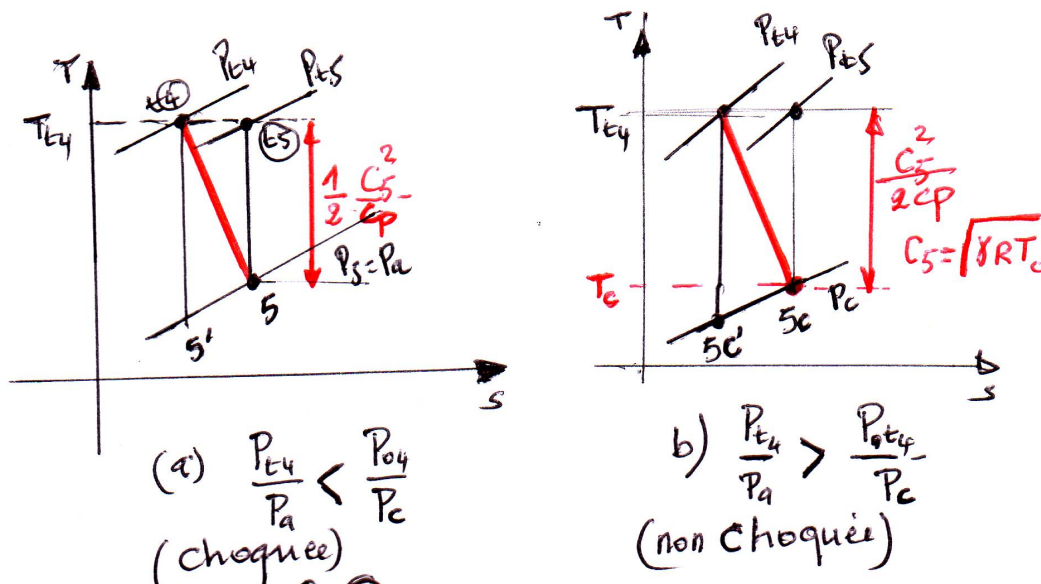
$$\frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \left( 1 - \eta_t \left( 1 - \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{et} \quad \eta_t = \frac{T_{t3} - T_{t4}}{T_{t3} - T'_{t4}}$$

**f) La tuyère d'éjection**

La tuyère est l'élément qui permet de produire la force de poussée par accélération des gaz chaud sortant de la turbine en réalisant une détente adiabatique.



Selon la pression établit a la sortie de la tuyère et l'air ambiant la tuyère type convergente ne peut dépassé la vitesse Mach=1. Selon la valeur du rapport de pression  $P_{t4}/P_a$  a celui de la pression critique  $P_{t4}/P_c$  il y es présence de choc a la sortie de la tuyère ou pas.



**- Tuyère est choquée**

$$P_5 = P_c$$

**- Tuyère non choquée**

$$P_5 = P_a$$

$$C_5 = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_c}$$

$$C_5 = \sqrt{2 \cdot C_{pg} \cdot (T_{t5} - T_5)}$$

$$T_c = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right) \cdot T_{t4}$$

$$T_{t5} - T_5 = \eta_n \cdot T_{t5} \left[ 1 - \left( \frac{P_5}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

Avec :

$$\eta_n = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T'_{t5}}$$

$$P_c = P_{t4} = \left( \frac{T'_c}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{P_{t4}}{P_c} = \frac{1}{\left( 1 - \eta_n \left( \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$T'_c = T_{t4} - \frac{1}{\eta_n} (T_{t4} - T_c)$$

#### 4/ Performance du cycle

Le moteur produit une poussée obtenue suite a une énergie dépensée ce qui s'établie un calcul de performance du cycle.

La poussée spécifique :  $F_s = ((1+f) \cdot C_5 - C_a) + \frac{A_5}{\dot{m}_a} (P_5 - P_a)$  N.s / Kg

La consommation spécifique :  $SFC = \frac{f \cdot 3600}{F_s}$  Kg / N / h

Puissance utile :  $(\dot{W}_u / \dot{m}_a) = 0.5 \cdot ((1+f) \cdot C_5^2 - C_a^2)$  Kj / Kg

Puissance propulsive :  $(\dot{W}_p / \dot{m}_a) = F_s \cdot C_a$  Kj / kg

Puissance calorifique :  $(\dot{Q}_R / \dot{m}_a) = P_{Cl} \cdot \eta_b \cdot f$  Kj / Kg

Le rendement Thermodynamique :  $\eta_{th} = \frac{\dot{W}_u}{\dot{Q}_R}$  %

Le rendement de propulsion :  $\eta_p = \frac{\dot{W}_p}{\dot{W}_u}$  %

**5/ Calcul Numérique**

Considérons un turboréacteur simple flux et sans post combustion évoluant a une altitude  $h$  et une vitesse  $M_a$  .

**Données :**

Rapport de compression-----  $\pi_c = 5 - 25$

Température entrée Turbine-----  $T_{t3} = (1200^{\circ}K - 1800^{\circ}K)$

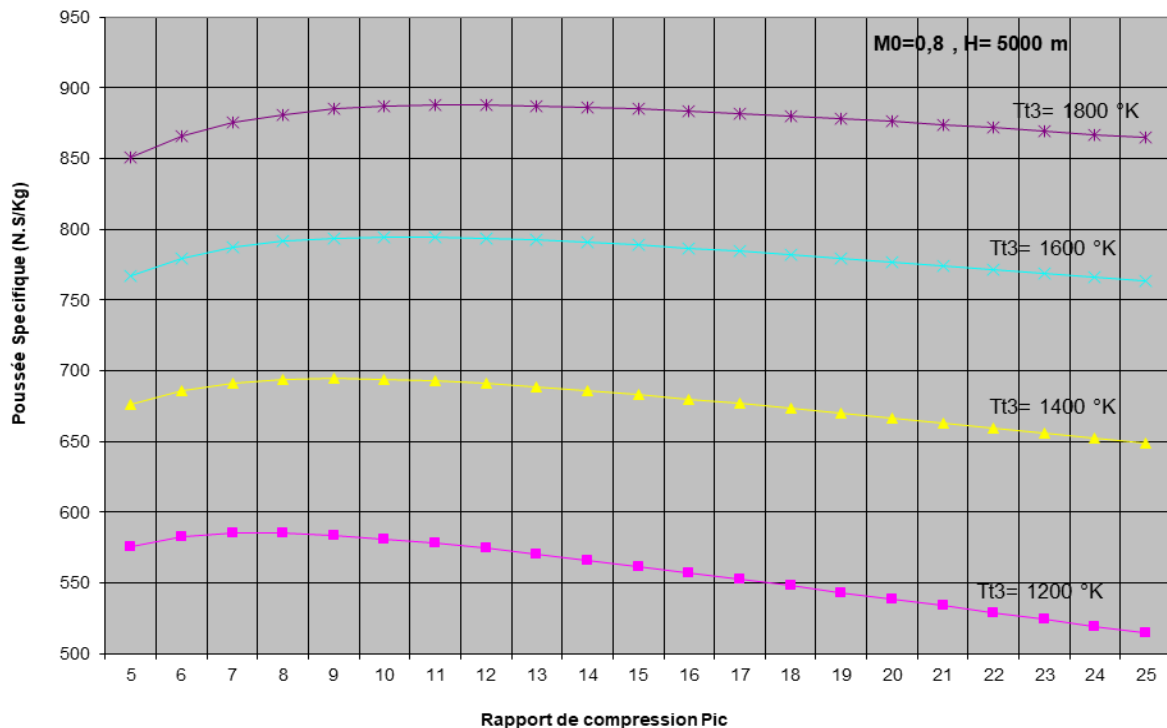
Performances des éléments :  $\eta_c = 0.87$   $\eta_d = 0.93$   $\eta_n = 0.93$   $\eta_m = 0.99$   
 $\eta_b = 0.98$   $\eta_t = 0.90$

Perte de pression dans la chambre de combustion :  $\Delta P = 4\%$

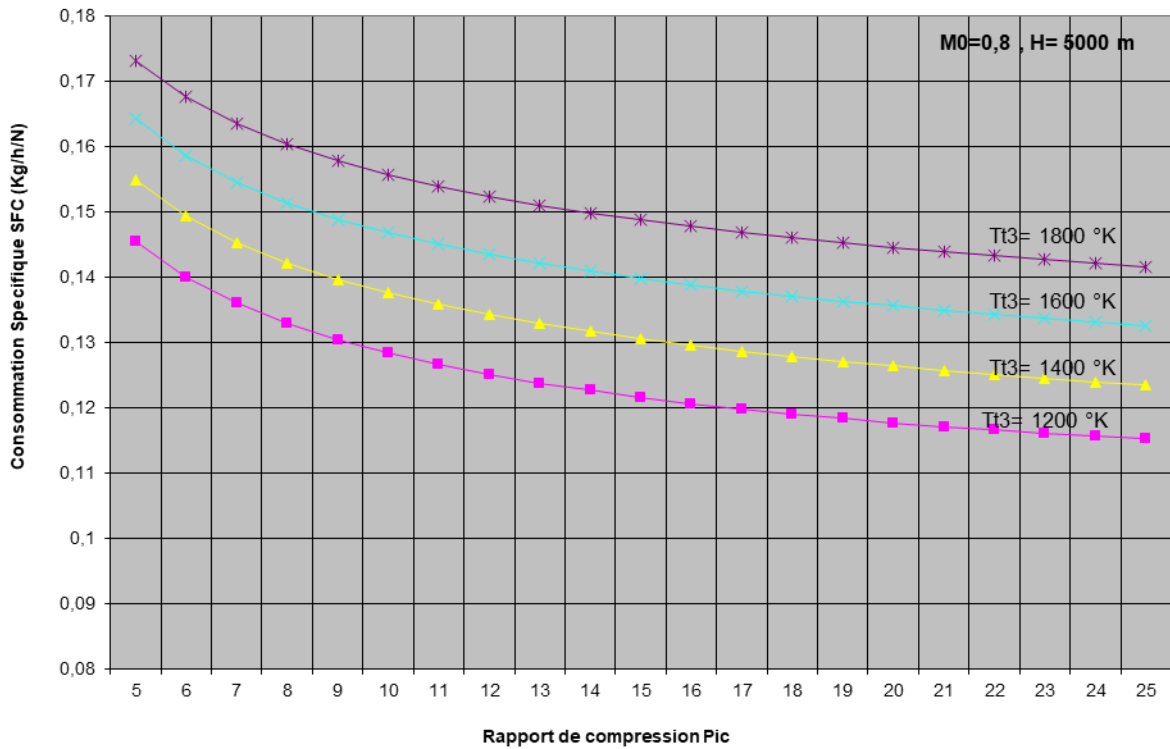
**Résultats :**

Un programme en fortran basé sur les équations précédentes à été élaboré et déroulé pour la simulation des paramètres du cycle ainsi que la détermination des performances.

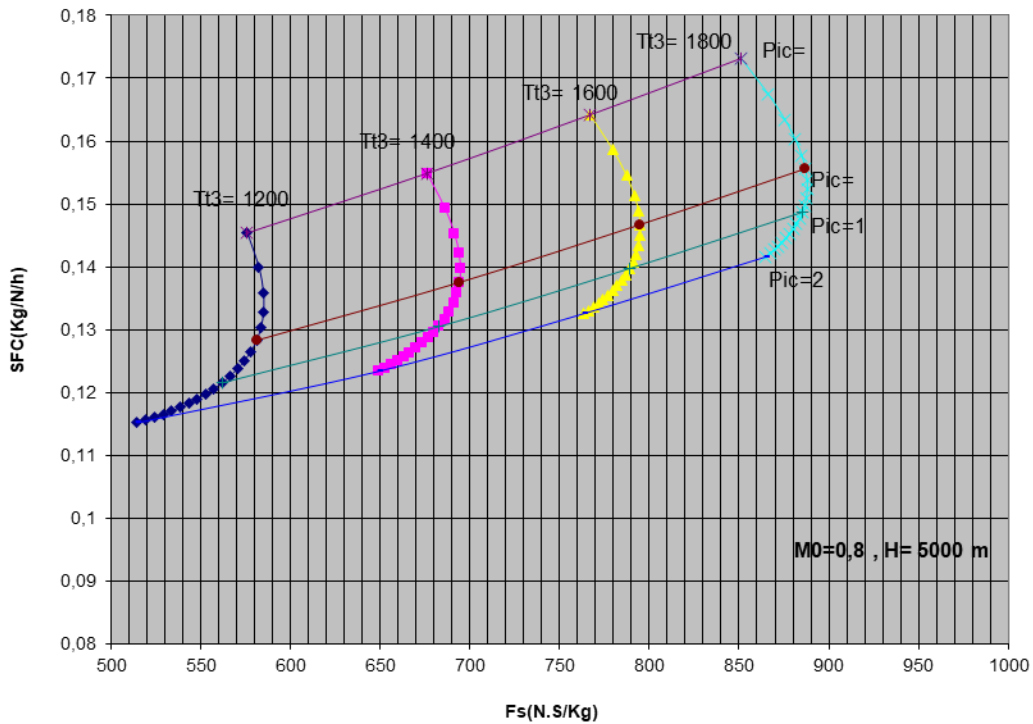
Evolution de la poussée Pour Différents Température Entrée Turbine

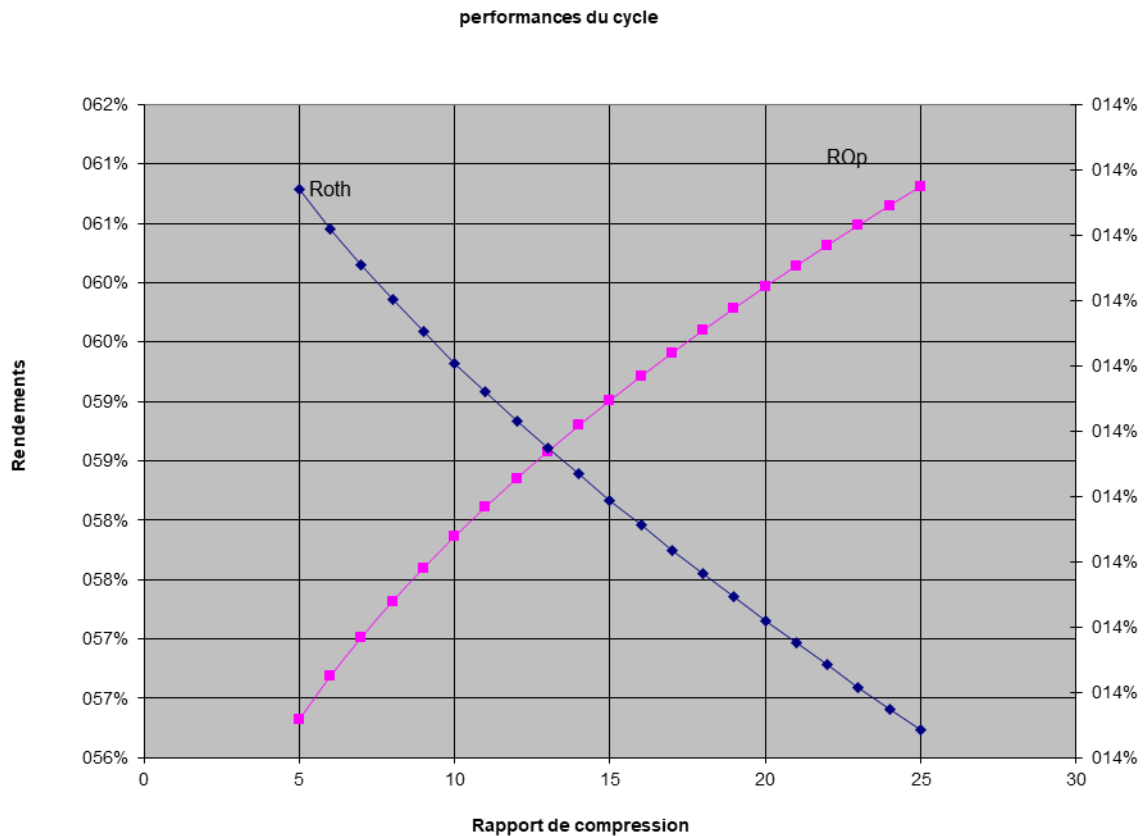


Evolution De la consommation spécifique pour différents Température Entrée Turbine



Evolution de la consommation et la poussée spécifique





## **6/ Interprétation :**

On constate après examen de l'évolution des courbes précédentes que la poussée spécifique augmente graduellement avec le taux de compression à un max puis diminue pour une température d'entrée turbine donnée. Toute fois l'élévation de la température entrée turbine engendre une élévation remarquable de la poussée spécifique.

On note aussi que la consommation spécifique diminue considérablement avec l'augmentation du rapport de compression mais elle est plus importante relativement à l'élévation de la température d'entrée turbine. D'autre part le rendement thermodynamique diminue aussi avec l'augmentation du taux de compression alors que le rendement de propulsion augmente.

## **7/ Conclusion :**

L'étude thermodynamique du cycle est d'une grande importance pour définir un point de conception assurant les performances désirées et c'est le point de départ pour une étude préliminaire de dimensionnement des éléments constituant le turbo réacteur.

**Programme FORTRAN 'Turbo jet'**

```
$debug
c*****
c*
c*
c*
c*
c*
c*****
c Taux de compression Pic
c Entré Turbine TIT
c Rendements isentropique des elements:
c Compresseur roc
c Turbine rot
c entrée rod
c Tuyère ron
c Mécanique rom
c combustion rob
c perte de pression combustion DPb
c Pression ambiante Pa
c Temperature ambiante Ta
c altitude h en metre
c
c Open(unit=1,File='resul.dat')
c Data Cpa,Cpg,Agm,agt,PCI/1005,1148,1.4,1.33,43100E3/
c Data roc,rot,rod,ron,rom,rob,Dpb/0.87,0.9,0.93,0.95,
c +0.99,0.98,0.04/
c Data AM,Ah,Z0/0.84,5000,0./
c Ra=287.
c Rt=((agt-1.)/Agt)*Cpg
c Agmm=Agm/(Agm-1.)
c Agmt=agt/(agt-1)
c Ah=AH/1000.
c p0=101325.0
c T0=288.15
c conditions ambiante
c Ta=FT(Ah,T0,Z0)
c T0Ta=T0/Ta
c pa=Fp(T0Ta,P0)
c Ca=AM*SQRT(Agm*Ra*Ta)
c write(*,100)Ah,1/T0Ta,Pa/P0,Ca
c entrée turbine
c Write(*,*)'donner la température entrée turbineTIT '
c Read(*,*)TIT
c Do 10 Pic=5,25,1
c Conditions total a l'entrée compresseur
c Ca2=Ca**2/(2.*Cpa)
c Tt1=Ta+Ca2
c Pt1=Pa*(1+rod*Ca2/Ta)**Agmm
c
c Condition total Sortie compresseur
c Pt2=Pic*Pt1
c Dtt2=Tt1*(Pic**(1./Agmm)-1.)/roc
c Tt2=Tt1+Dtt2
c Condition sortie chambre de combustion
c Pt3=pt2*(1-DPb/Pt2)
```

```
Tt3=TIT
f=(1.-(Cpa*Tt2)/(Cpg*Tt3))/(((Rob*PCI)/(Cpg*Tt3))-1.)
C Coditions de sortie turbine (Wt=Wc/rom)
  Dtt3=Cpa*(Tt2-Tt1)/(Cpg*rom*(1.+f))
  Tt4i=Tt3-Dtt3
  Tt4=Tt3-Dtt3/rot
  Pt4=((Tt4/Tt3)**Agmt)*Pt3
c Rapport de pression tuyère
  RPNta=Pt4/Pa
  R1=1.-(agt-1.)/((agt+1.)*Ron)
  RPNcrit=1./(R1**Agmt)
  Write(*,*)RPNcrit,Rpnta
  If(RPNta.GT.RPNcrit) THEN
  Write(*,*)'Tuyère Choquée'
  T5=(2./(agt+1))*Tt4
  P5=(1./(RPNcrit))*Pt4
  RO5=P5/(Rt*T5)
  C5=SQRT(Agt*Rt*T5)
  A5M=1./(RO5*C5)
  ELSE
  Write(*,*)'Tuyere non Choquée'
  P5=Pa
  DttN=ron*Tt4*(1.-(1./RPNta)**(1./agmt))
  C5=SQRT(2.*Cpg*DttN)
  T5=Tt4-C5**2/(2.*Cpg)
  ENDIF
  Fs=((1.+f)*C5-Ca)+A5M*(P5-Pa)
  SFC=(f*3600)/Fs
  TravsU=0.5*((1.+f)*C5**2-Ca**2)
  TravsP=(Fs-A5M*(P5-Pa))*Ca
  EnerC=Rob*PCI*f
  Roth=TravsU/EnerC
  Rop=TravsP/TravsU
  Write(1,100)Pic,C5/sqrt(agt*Rt*T5),PT4/1E5,FS,SFC,Roth,Rop
C Write(1,100)FS,SFC
100 Format(1x,7(F10.5))
10 Continue
  Stop
  END
  Function Fp(T0Ta,P0)
  Ag0=9.80665
  Rstar=8314.32
  W0=28.9644
  AL0=-6.5
  P=(ag0*W0*1E3)/(Rstar*Al0)
  Fp=P0*(T0Ta)**P
  Return
  END
  Function FT(Ah,T0,Z0)
  AL0=-6.5
  R0=6356.577
  Z=R0*Ah/(R0+Ah)
  FT=T0+AL0*(Z-Z0)
  Return
  END
```



## **L'ENTREE D'AIR**

### **1/ Rôle**

Le rôle de l'entrée d'air est de fournir un profil de vitesse le plus homogène possible à l'entrée du compresseur quel que soit le régime moteur et dans tout le domaine de vol ( $h, M$ )

### **2/ Régime Moteur**

$N_{rs}$  : Régime le plus faible possible **Ralenti Sol**

$N_{MTO}$  : Régime maximum nommé **Maxi TAKE-OFF**

$N_{rV}$  : Régime **Ralenti Vol**

$N_{MCT}$  : Régime **Maxi Continu**

Au sole point fixe en va du régime ralenti sol au maxi take-off, toutefois en vole le régime s'affiche du ralenti vole au maxi continu.

Seuls les régimes  $N_{MTO}$  et  $N_{MCT}$  sont des régimes de certification. Le régime  $N_{MTO}$  étant le régime pour lequel les contraintes sont maximales, ce régime doit pouvoir être maintenu pendant au moins cinq minutes consécutives. Ce régime peut être prolongé a dix minutes pour certain machine qui n'est applicable que pour des situation d'urgence.

Le régime  $N_{MCT}$  est inférieur ou égale  $N_{MTO}$  il est utilisable sans limitation de temps, c'est le régime maximum qui est afficher en vole. Cependant il existe des régimes spécifiques tels que les régimes de croisière  $N_{CRUISE}$  et de montée  $N_{CLIMB}$ . Qui comme pour le régime de ralenti ne sont pas des régimes de certifications. Ils sont adaptés à la configuration de l'avion.

On a donc :

$$N_{rs} < N_{rV} < N_{CRUISE} < N_{CLIMB} < N_{MCT} < N_{MTO}$$

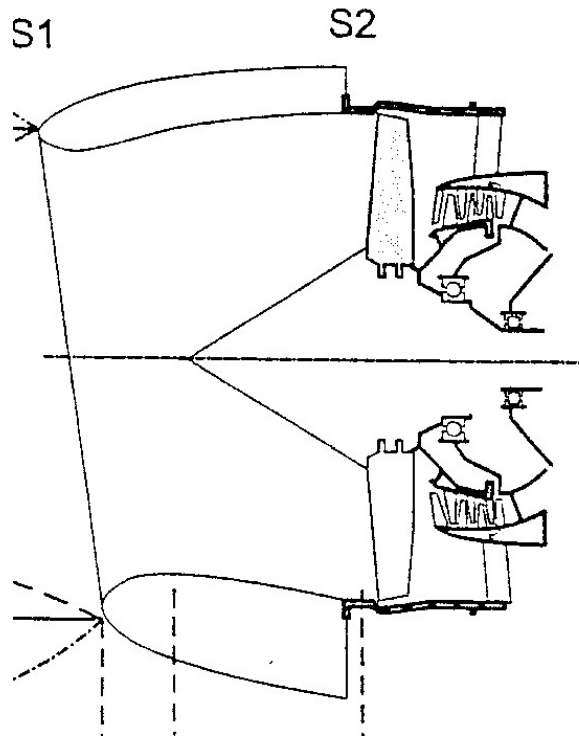
### **3/ Formes Des Entrée D'air**

Au régime maximum, le nombre de Mach maximal demandé a l'entrée du compresseur est  $\leq 0.6$ . C'est pourquoi il est demandé aux constructeurs de réaliser des formes d'entrée d'air afin de pouvoir effectuer ce ralentissement.

En se referant aux relations du Capitaine **Hugoniot** et Bernoulli un avion commercial évoluant en subsonique **Mach=0.8** doit être doté d'une entrée d'air divergente (**Type PITOT**) pour ralentir l'air. Tan disque en supersonique, il est nécessaire de disposer l'engin d'un ensemble convergent divergent à section variable afin, d'une part d'adapter en permanence la section de captation à la demande de débit imposée par le fonctionnement subsonique du compresseur et, d'autre part de positionner correctement les chocs qui naissent au raccordement entre un écoulement supersonique et un écoulement subsonique.

**4/ Evolution Dans une Entrée d'Air Subsonique :**

L'entrée d'air simple divergente dont sont dotés les avions commerciaux est également nommée entrée d'air annulaire de type **Pitot**. C'est un conduit dans lequel le fluide subit un ralentissement adiabatique où température totale est constante. D'autre part, si le nombre de Mach diminue la température statique augmente du moment que la température totale est constante.

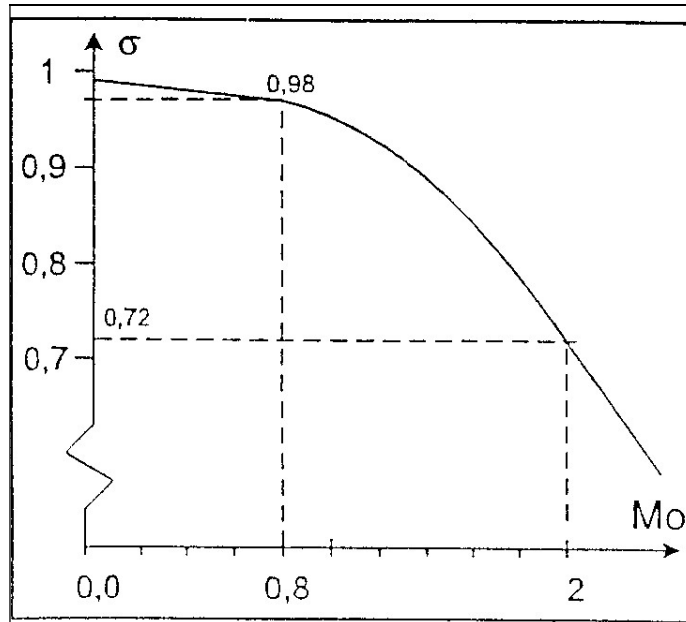


En outre, comme l'air est un gaz parfait, si la température statique augmente alors la pression statique croît de plus en plus. En supposant que l'évolution est réversible, on peut rassembler les évolutions théoriques de la pression, température et vitesse dans le tableau suivant :

Paramètres	Evolution en croisière
$M$ ou $V$	Diminue
$T_t$	Constante
$T_s$	Augmente
$P_s$	Augmente
$P_t$	Constante

En toute réalité et générés essentiellement par les frottements, la pression totale de sortie  $P_{t2}$  est légèrement inférieure à la pression totale théorique  $P_{t1}$  qui elle est équivalente à la pression  $P_{t0}$  (encore appelée pression génératrice) . Afin de caractériser l'irréversibilité de la transformation, les aérodynamiciens introduisent la notion d'efficacité d'une entrée

d'air. Notée traditionnellement  $\sigma$ , elle est égale au rapport de pression  $\sigma = P_{t2}/P_{t0}$ . Si l'on trace l'évolution de  $\sigma$  en fonction du Mach et pour une entrée d'air type **Pitot**, on obtient la courbe suivante.



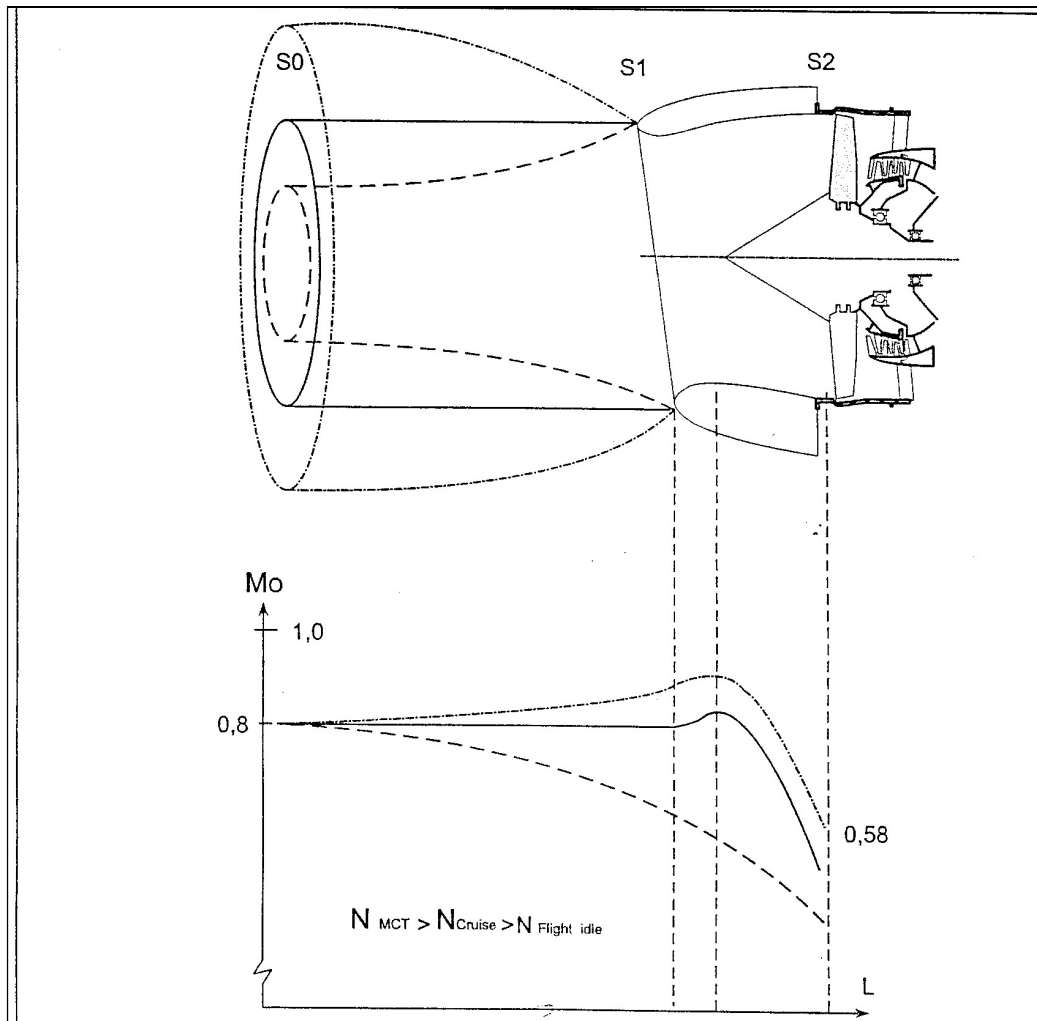
On remarque que l'efficacité est très correcte pour des Mach proche de 0.8 à 0.9, ce qui explique son utilisation sur les avions subsoniques. Par contre, pour un aéronef évoluant à Mach 2, cette efficacité n'est plus que de 0.72, due essentiellement à l'irréversibilité causée par les chocs. Afin de limiter cette perte de pression totale, on montre qu'il est plus intéressant d'effectuer ce même ralentissement, non pas par une onde de choc droite, mais par une série d'ondes de choc obliques suivies d'un choc droit. Ce dernier, naissant à un Mach plus faible, permet de conserver une efficacité globale acceptable.

### **5/ Fonctionnement Aérodynamique D'une Entrée D'air PITOT (subsonique)**

Une entrée d'air subsonique **PITOT** est dimensionné a sections d'entrée sortie fixe géométriquement afin de satisfaire la conservation de débit de masse en vole de croisière. Pour un nombre de **Mach** donné  $M_0$  constant, le moteur en croisière tourne à  $N_{CRUISE}$  on peut alors écrire la conservation de débit de masse comme suit :

$$m_0 = \rho_0 V_0 S_0 = \rho_1 V_1 S_1 = \rho_2 V_2 S_2$$

Puisque entre les stations  $S_0$  et  $S_1$  il n'y a pas d'organe machine alors on peut considère que la densité de l'air est constante  $\rho_0 = \rho_1$  l'équation de débit nous résultera alors  $V_0 S_0 = V_1 S_1$  on croisière  $N = N_{CRUISE}$ ,  $S_0 = S_1$ , l'écoulement **aérodynamique externe est donc cylindrique**



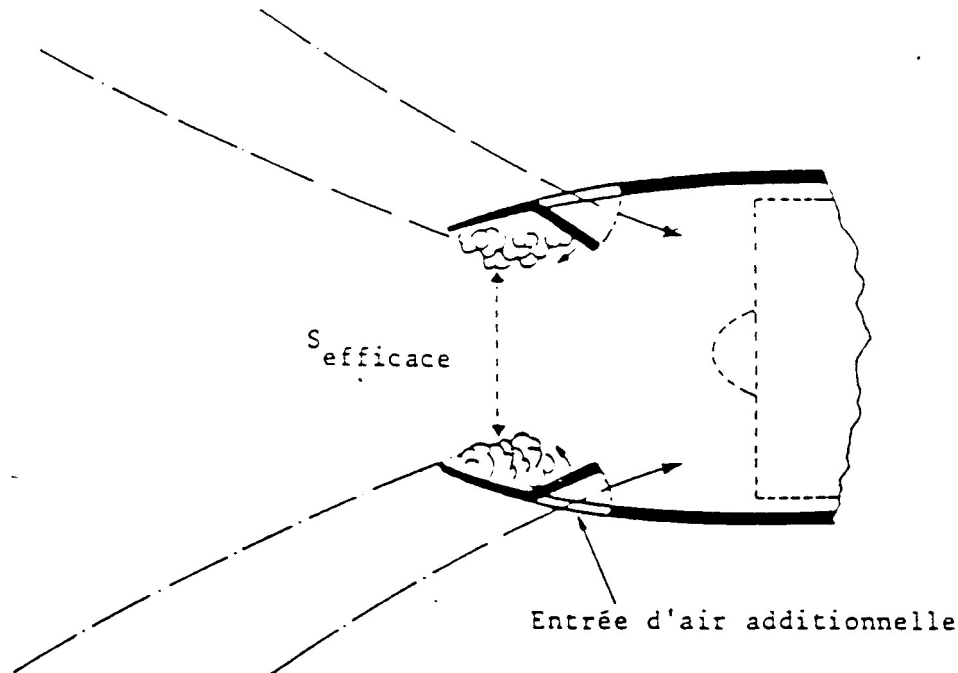
A même vitesse  $V_0$  et en augmentant le régime à  $N_{MCT}$ , le débit de masse d'air du moteur s'accroît, ce qui entraîne une augmentation de la vitesse à l'entrée  $S_1$ . De se fait pour satisfaire la conservation du débit alors la section de captation  $S_0$  sera plus grande que la section  $S_1$  ce qui conduit a se que les filets d'air se raccordent à l'entrée d'air suivant un **convergent aérodynamique externe**

Si on suppose que l'aéronef se mette en descente à même vitesse  $V_0$  que précèdent les moteurs sont mis au ralenti vol  $N_{rV}$ . Cette diminution du régime s'accompagne d'une diminution du débit d'air et donc de la vitesse  $V_1$  ce qui entraîne une diminution de la section de captation  $S_0$ . Les filets d'air se raccordent aux lèvres de l'entrée d'air suivant un **divergent aérodynamique externe**.

Lorsque l'entrée d'air fonctionne en un régime supérieur à  $N_{CRUISE}$  a des altitudes de pression élevée exemple le point Fixe. Entrée d'air fonctionne en convergent aérodynamique externe. Cette convergence diminue ensuite lors de l'augmentation de la vitesse avion.

**6/ Fonctionnement Particulier**

Au point fixe au sol ou au roulage, les filets d'air se présentent avec des incidences trop fortes à l'entrée de la manche. Cela provoque des décollements et des remous réduisant la section efficace de l'entrée d'air. Pour pallier cet inconvénient, les avionneurs profitent de la dépression pour installer des volets qui, aspirés par cette dernière provoquent une admission d'air supplémentaire permettant de rétablir un débit d'air correct. Ils sont utilisés sur les avions ayant des lèvres à bord minces

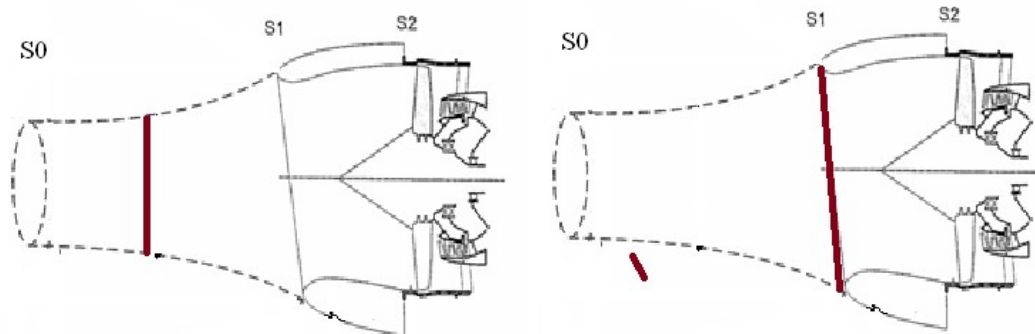


Ces trappes se présentent sous la forme de portes de petites dimensions réparties tout autour de la manche à air. Elles sont donc ouvertes aux forts régimes moteur, au point fixe, puis dès que l'avion atteint une certaine vitesse  $V_0$  se forment automatiquement et sont maintenues fermées par un ressort taré.

**7/ Fonctionnement Supersonique****a) Entrée Type Pitot**

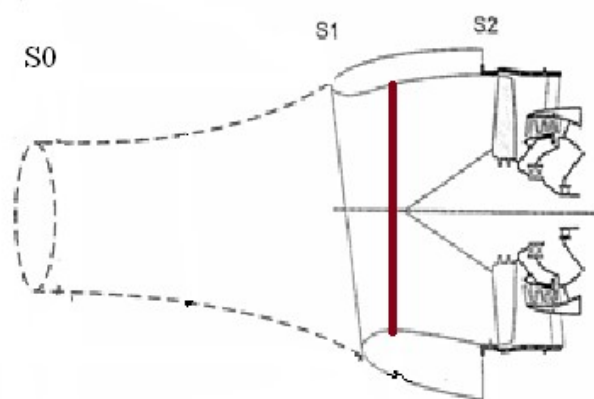
Si l'écoulement est très accéléré à l'aval de l'entrée d'air  $V_0$  peut être dans le domaine supersonique et une onde de choc normal peut avoir lieu et nous ramène sur trois cas de fonctionnement probable.

- 1<sup>er</sup> Cas : l'onde de choc se trouve loin de l'entrée
- 2<sup>e</sup> Cas : l'onde de choc se trouve au lèvres de l'entrée
- 3<sup>e</sup> Cas : l'onde de choc se trouve à l'intérieur de l'entrée



(a) Sub\_critique

(b) Critique



(C) Supercritique

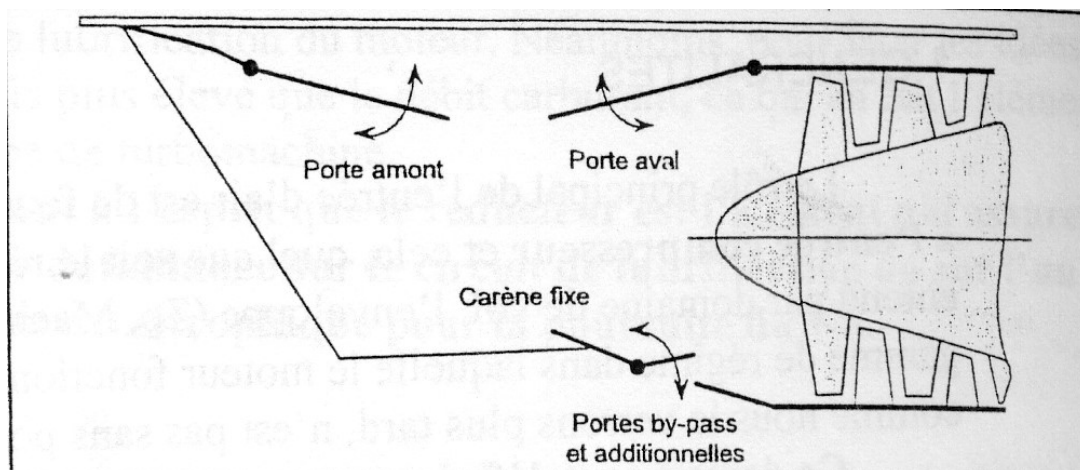
**Pour une entrée d'air Pitot évoluant en supersonique ou une onde de choc peut avoir lieu et se présente suivant les cas loin de lèvres de l'entrée en situation sub-critique ou l'onde décélère l'écoulement du supersonique en subsonique dans le divergent aérodynamique cette situation provoque des pertes de performance de l'aéronef car il y a création de traînée additionnelle du au forttement sur le carénage de l'entrée.**

Cependant si l'onde de choc est accrochée au lèvre on est en stade critique la traînée est nulle et le fonctionnement est optimal mais si l'onde se déplace à l'intérieur en passe en situation de fonctionnement supercritique et l'onde se trouve a l'intérieur de l'entrée d'air qui s'avère nuisible pour le compresseur et les performances moteur.

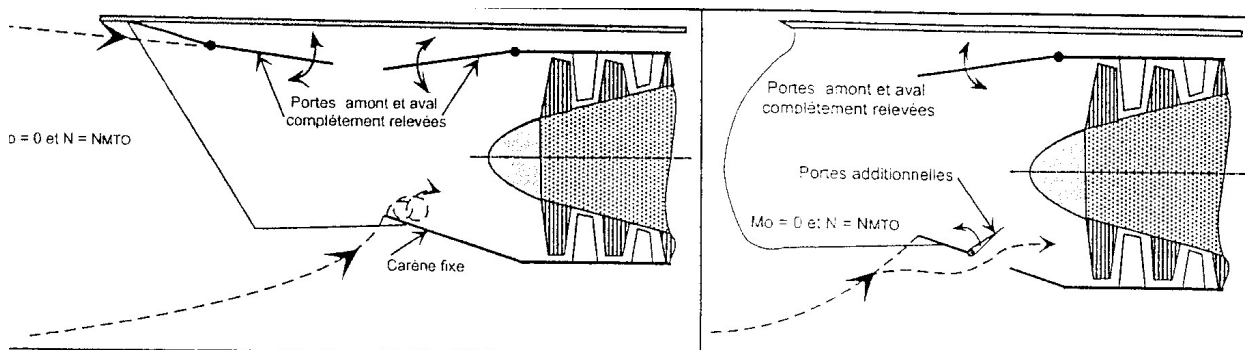
Pour améliorer cette situation et contrôler la position de l'onde durant l'évolution de l'aéronef les motoristes adoptent à l'entrée Pitot un corps central en forme de cône appelé couramment souris et permettant de créer une série d'ondes de choc oblique tout en contrôlant la position d'une manière asservie et la gardé tout le temps en situation optimal critique accroché aux lèvres de l'entrée.

## b) Entrée convergente divergente

Pour ce type d'entrée la section de passage convergent divergente est adaptée pour garantir le bon fonctionnement du moteur. En effet elle présente des volets ajustables automatiquement pour capté l'onde de choc et assurer un cas optimal d'écoulement de l'air vers le compresseur.



Lorsque le moteur est au décollage point fixe l'entrée est alimentée par un très fort convergente aérodynamique externe. Les filets d'air ont tendance à décroché, ce qui crée une forte dépression derrière les lèvres.

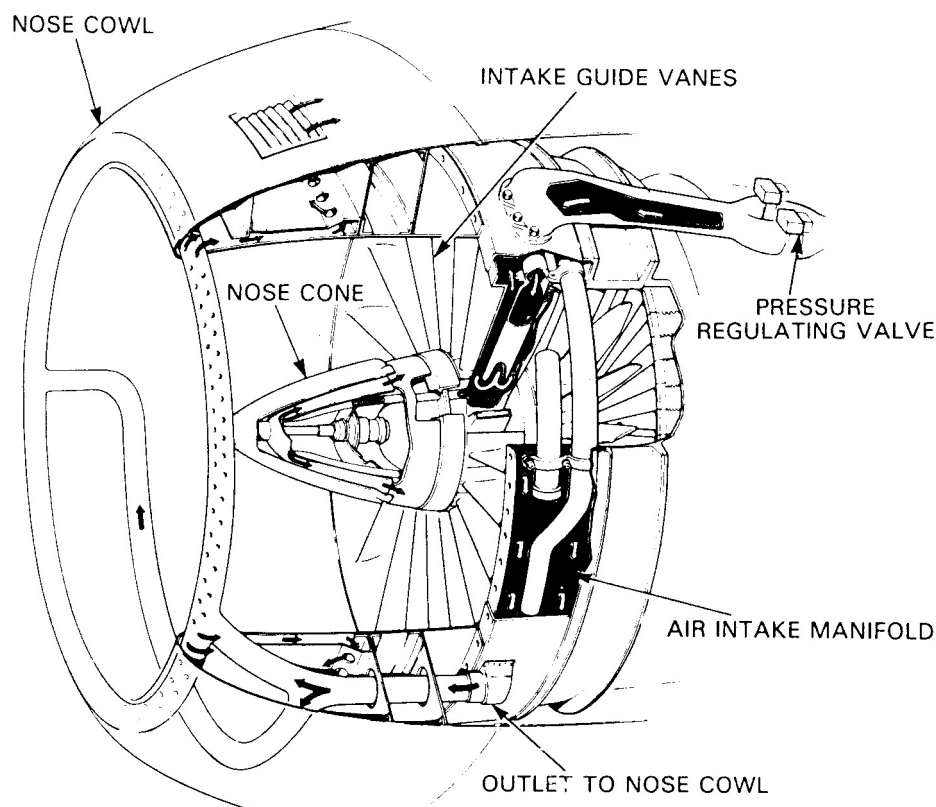


Cette dépression diminue d'autant la section efficace. Ce qui se traduit par une diminution du débit de masse d'air. Afin de remédier a ce type de fonctionnement, des portières additionnelles sont installées dans la carène fixe. Aspiré par la forte dépression s'ouvrent automatiquement afin de restaurer le débit de masse d'air. Permettant au moteur de délivrer sa pleine poussée.

## 8/ Antigivrage

En se rappelant que dans un convergent les pression et température statique diminuent et si de plus l'air est humide, l'eau peut changer d'état et se transforme en givre qui va adhérer au col des lèvres de l'entrée d'air. En effet lors du décollage, l'épaisseur de la couche de givre va s'accroître et peut se détacher des lèvres sous l'effet des vibrations de la nacelle et du poids de la glace.

Si ces blocs de glaces sont ingérés par le FAN, les risques de rupture d'ailettes sont élevés. Ainsi toute entrée d'air est équipée d'un dispositif préventif à la décision de son utilisation de la part du personnel navigant pour garantir une sécurité optimale une fois les conditions de visibilité horizontale inférieure ou égale à 1500 m et TAT <ou égal à 10°C.

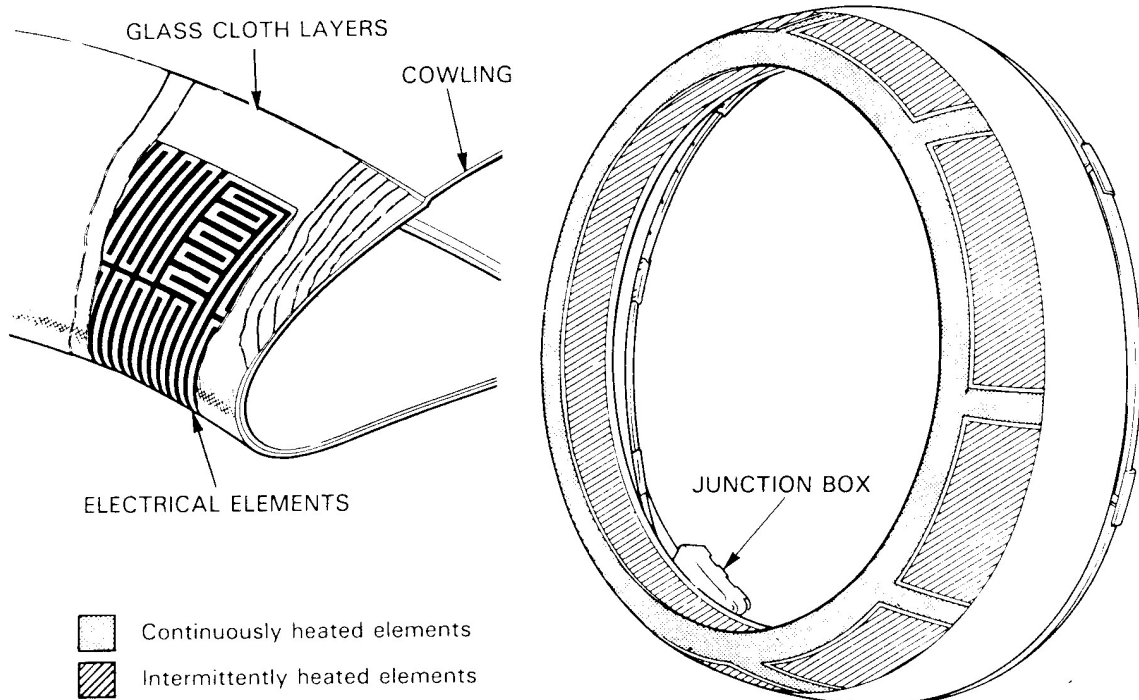


Afin de se débarrasser du givre les avions commerciaux dotés de **GTR utilisent** un dispositif d'antigivre en prélevant l'air chaud du compresseur **HP**. Cet air chaud est envoyé, par une tuyauterie d'antigivrage doté d'une vanne commande au poste de pilotage à un tube assurant la diffusion de l'air chaud située dans le bord d'attaque des lèvres de l'entrée.

Lors de l'ouverture de la vanne, l'air chaud réchauffe le bord d'attaque et interdit l'adhérence des gouttelettes d'eau et évite leur transformation en dépôt de givre cet air chaud est ensuite éjecté à l'extérieur de la nacelle



Il existe d'autre dispositif permettant l'antigivrage électriquement en disposant des couches d'élément chauffant autour des lèvres de l'entrée. Ce mode l'est rencontré en général sur les turbopropulseurs



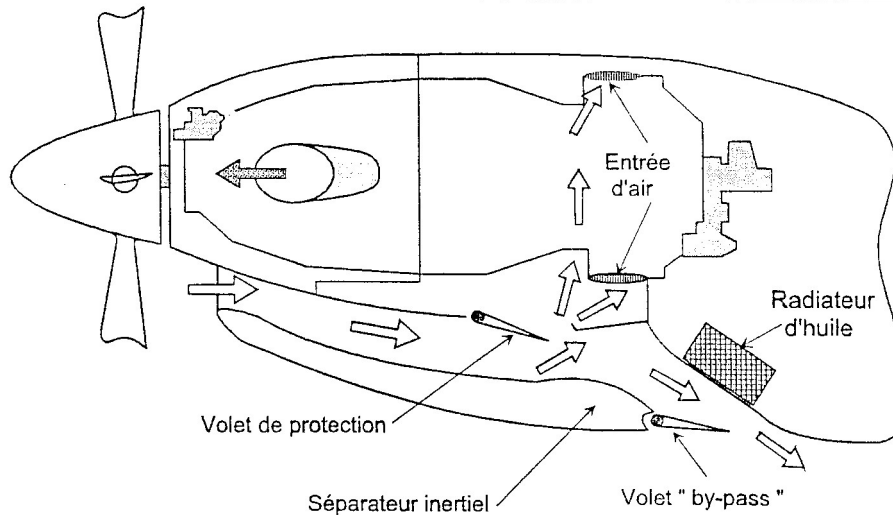
Ce dispositif de chauffage électrique est aussi retrouvé dans autre partie ou le givre peut être déposé comme les hélices et les bords attaque des ailes.

## 9/ Entrée D'air GTP

Le domaine de vol des **GTP** étant plus faible que celui des **GTR**, leur entrée d'air est faiblement divergeant. Elle est soit annulaire et entoure le réducteur, soit elle est dotée d'un séparateur inertiel. Cette dernière est de forme ovoïde, située en partie basse du capotage moteur et assure l'alimentation des compresseurs et assure d'un conduit nommé by-pass dans ce dernier est installé le radiateur d'huile

Dans la manche d'air, l'installation d'un volet dit de protection déployé en position basse et la forme du conduit d'admission forcent les particules lourdes telles que la glace ou les volatiles à suivre une trajectoire telle quelles soit évacué par le conduit by-pass pour cette raison se conduit est qualifiée de séparateur inertiel.

Hors conditions de givrage, le volet de protection est en position haute le volet de by-pass relativement fermé permet de réguler la température d'huile.



En conditions givrantes le volet de protection est baissé en provoquant une déviation des particules tan disque celui du conduit by-pass est ouvert afin d'évacuer les particules à l'extérieur

## **LE COMPRESSEUR**

### **I/ Rôle**

Le compresseur a pour rôle d'augmenter la pression de l'entrée à la sortie pour garantir un bon mélange air/carburant dans la chambre de combustion pour récupérer une énergie utile selon un cycle thermodynamique.

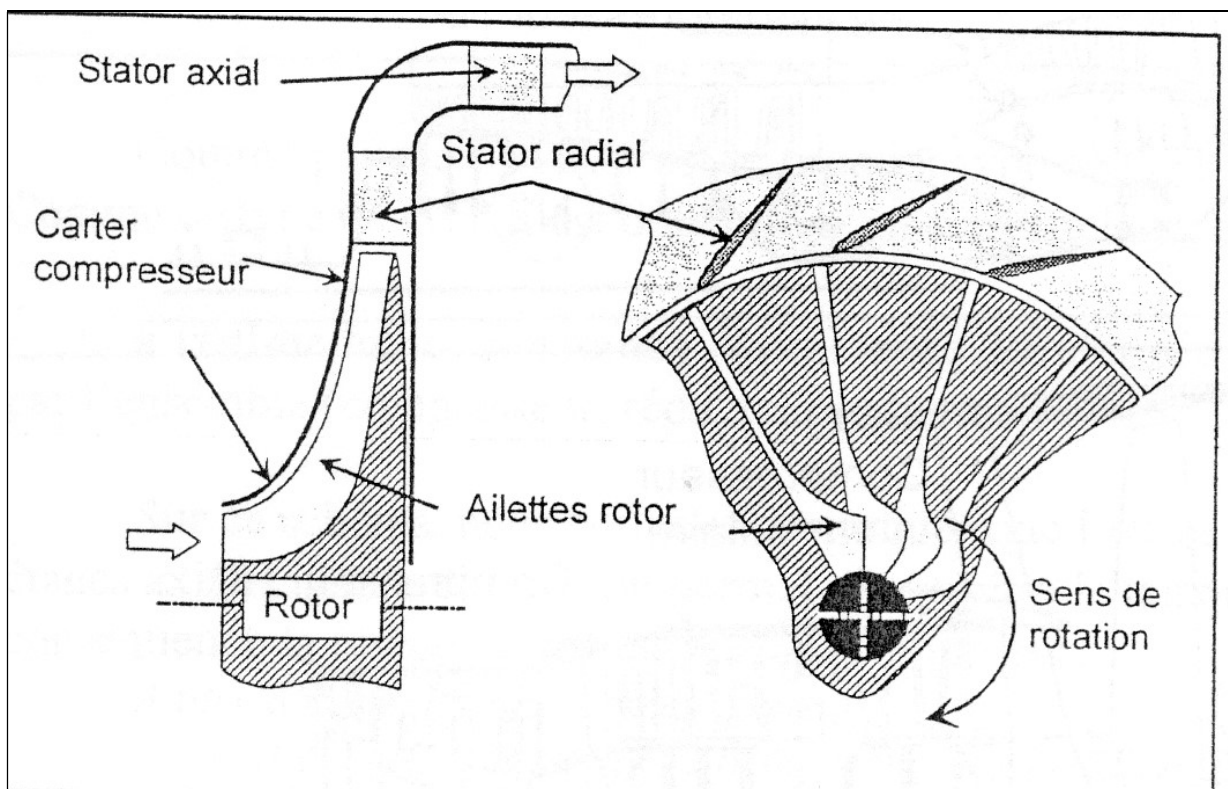
### **2/Types de compresseur :**

Il existe deux types de compresseur :

- Compresseur centrifuge (l'écoulement est radiale)
- Compresseur axiale (l'écoulement est axial)

#### **2.1/Compresseur Centrifuge**

Le compresseur centrifuge est constituée de deux éléments une roue mobile et un redresseur radiale plus un redresseur axial.



L'air est admis dans le compresseur suivant l'axe et sera rejette radialement puis ramener vers la chambre de combustion. Le rouet est généralement obtenu par procédé de moulage très avancée il est composé de deux partie ou d'un seul bloc.

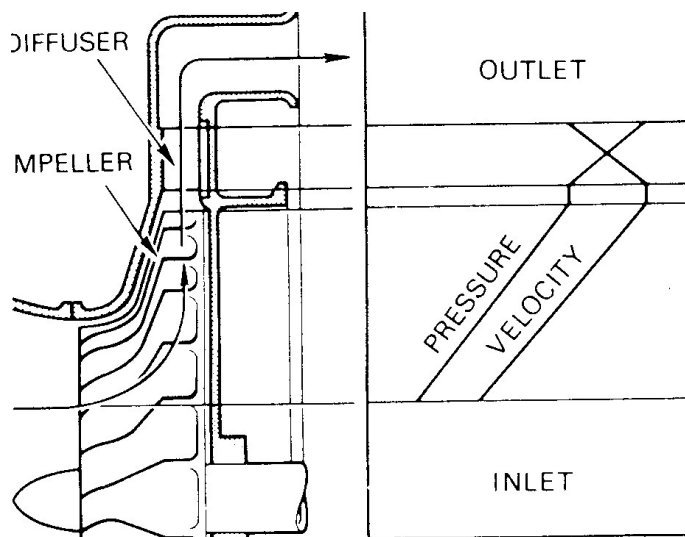
L'entrée de la roue est appelée l'aspirateur tandis que la sortie radiale est dite l'extracteur. La roue comporte un ensemble d'aubes formant un espace divergeant l'un à côté de l'autre.

Généralement un compresseur centrifuge tourne à une vitesse atteignant **4000 tr/min** selon le diamètre et traite une quantité d'air de l'ordre  $\leq 10 \text{ kg/s}$  tandis que le rapport de compression est d'environ **4 à 8** pour certain type de compresseur. Cependant le rendement est d'environ **[0,68 – 0,78]** au maximum.

Le diffuseur est un élément fixe lui aussi contient des aubes formant un divergeant ou il peut être sous une forme de cloche divergente aussi. Elle est placée juste à proximité de la roue. Tandis que le redresseur axial est une canalisation en coudé permettant de réaliser la jonction entre le compresseur et la chambre de combustion.

## 2.2/ Fonctionnement

La Roue en tournant à grande vitesse induit de l'air en continu et lui procure une énergie cinétique servant à augmenter son enthalpie et son énergie de pression du fait que les aubes forment un canal divergeant entre elles.



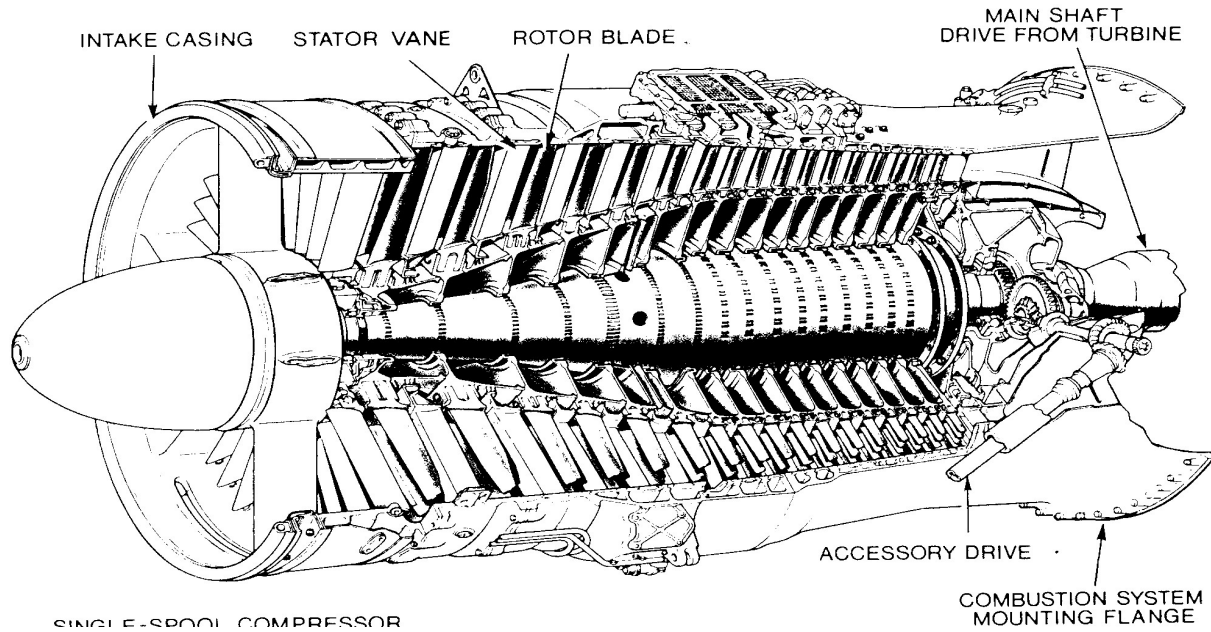
Aussi une fois dans le diffuseur l'air sera décéléré à 90 m/s ou en assiste à une augmentation de pression statique. Généralement la compression est partagée en moitié une partie dans le rouet et une dans le diffuseur.

## 3/ Compresseur Axial

Un compresseur axial est un compresseur dont l'écoulement parcourt la machine parallèlement à l'axe de rotation de l'entrée à la sortie

Similairement au compresseur centrifuge il est constitué d'une partie mobile et d'une partie fixe généralement le compresseur axiale est composé d'une succession de grilles qui

commence par un mobile suivit d'un fixe. L'ensemble de grille mobile et fixe forme un étage du compresseur.

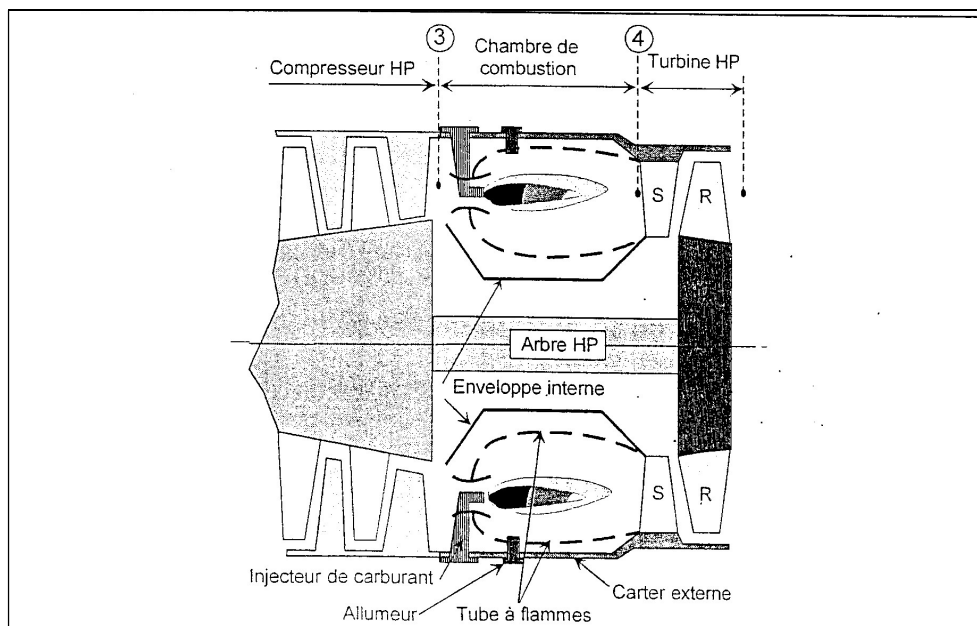


La succession d'étage peut aller à 10 étages où plus. La compression augmente d'un étage à l'autre dans la majorité des cas un étage réalise un taux de compression de [1,23 – 2]. D'autre part on constate que la section diminue de l'entrée à la sortie.

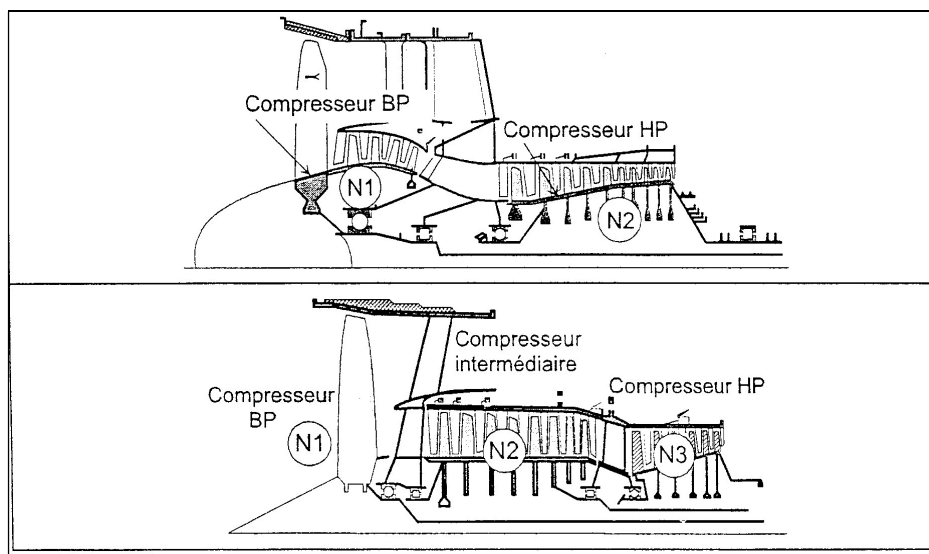
### 3.1/ Types de Compresseur

Il y a différents types de compresseur axial :

- a) **Compresseur simple corps** : l'ensemble des étages forment un seul bloc et porté sur un même arbre unique avec l'ensemble turbine.



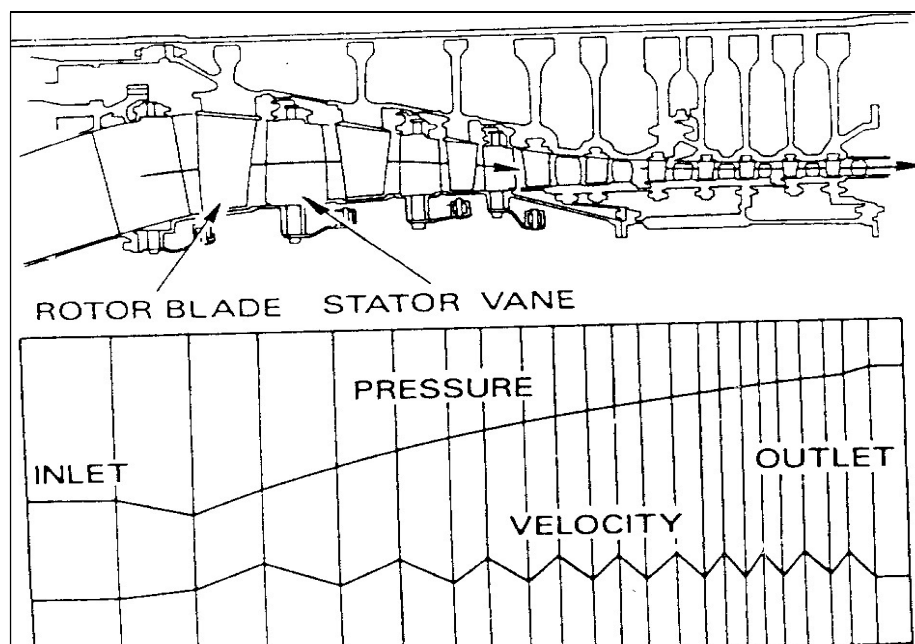
**b) compresseur double corps** : dans ce cas il y a deux compartiment un corps haute pression et un corps basse pression ou chaque compartiment est entraîné par leurs arbres correspondant.



Dans cette catégorie de compresseur le compartiment BP est à l'avant puis le compartiment HP. Généralement le compresseur HP tourne plus vite que son voisin. Le compresseur BP est couramment dit compresseur de charge. Toute fois il se peut que le compartiment BP entraîne aussi une soufflante.

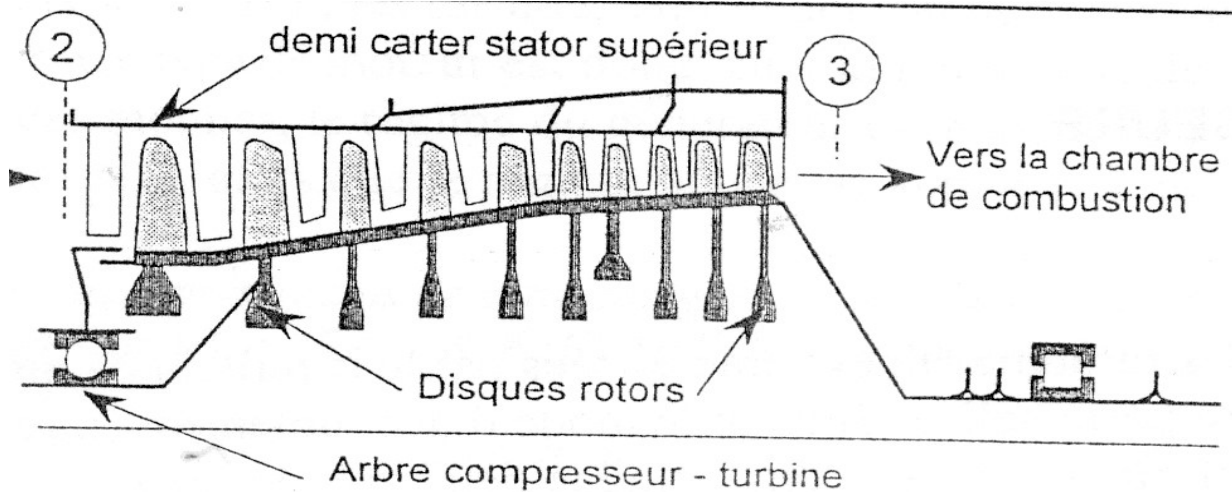
### 3.2/ Fonctionnement

En fonctionnement le compresseur tourne a haute vitesse de manière à ce que l'air sera aspiré à travers les aubages du rotor qui fera accélérer le fluide d'une part et augmenter sa pression d'autre part du fait qu'ils forment un espace divergeant former de profil d'aile mince.



Tandis que dans le stator le fluide sera décéléré pour revenir à la vitesse d'entrée en faisant augmenter la pression et d'autre part rediriger par l'aube fixe pour attaquer la roue de l'étage suivant.

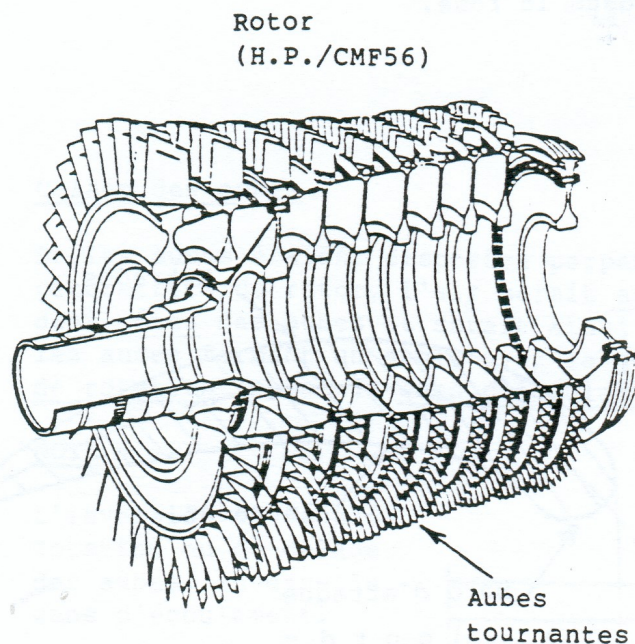
**3.3/ Etude technologique :**



**Le Rotor**

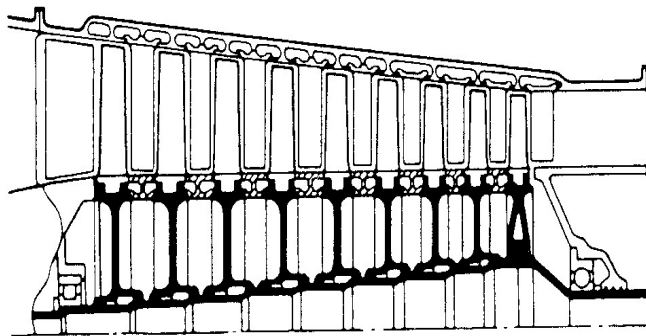
Le Rotor est constitué d'un empilement de disques supportant à leur périphérie les aubes Rotor implanter dans la géante.

Dans la majorité des cas le disque et les aubes sont de même nature eu aluminium pour les premiers étages ou en alliage d'acier, et alliage de titane pour les aubages du dernier étage.

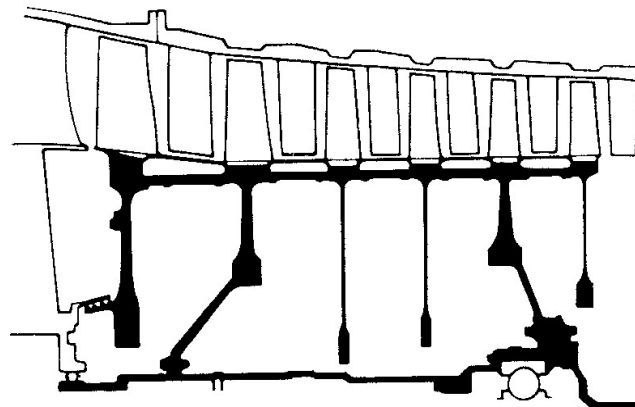


L'ensemble des disques est assemblé par boulonnage est portée par un tourillon avant et arrière. Permettant de réaliser la rotation dans un palier sur le premier disque et le dernier respectivement. Ce dernier sera dit manchon d'accouplement avec l'arbre de turbine par cannelure. Pour des compresseurs de petite dimension l'ensemble des disques et aubages est usiné sur un même bloc de même nature.

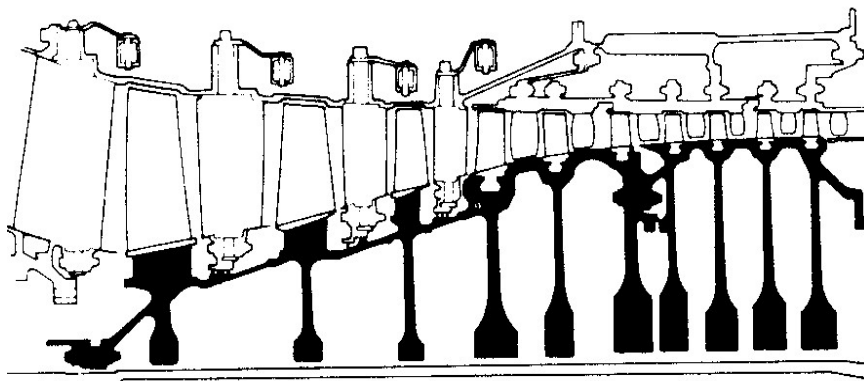
Pour accomplir la compression il existe différentes configurations de disposition Rotor – Stator tel que la disposition.



**Conique / Conique**



**Conique / Cylindrique**

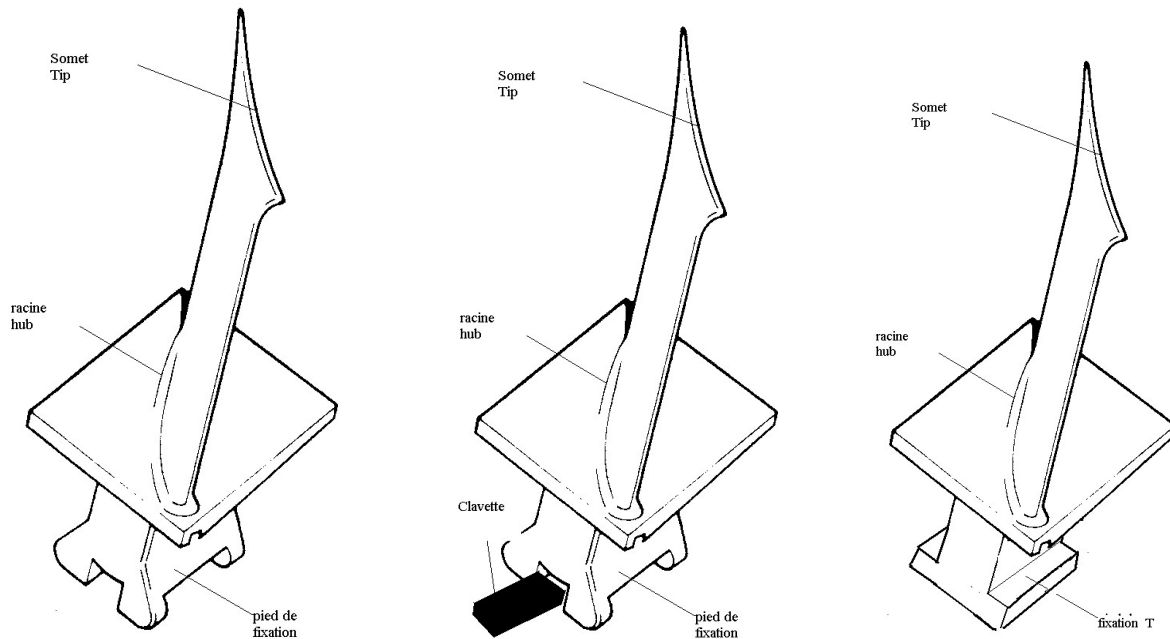


**Cylindrique / Conique**

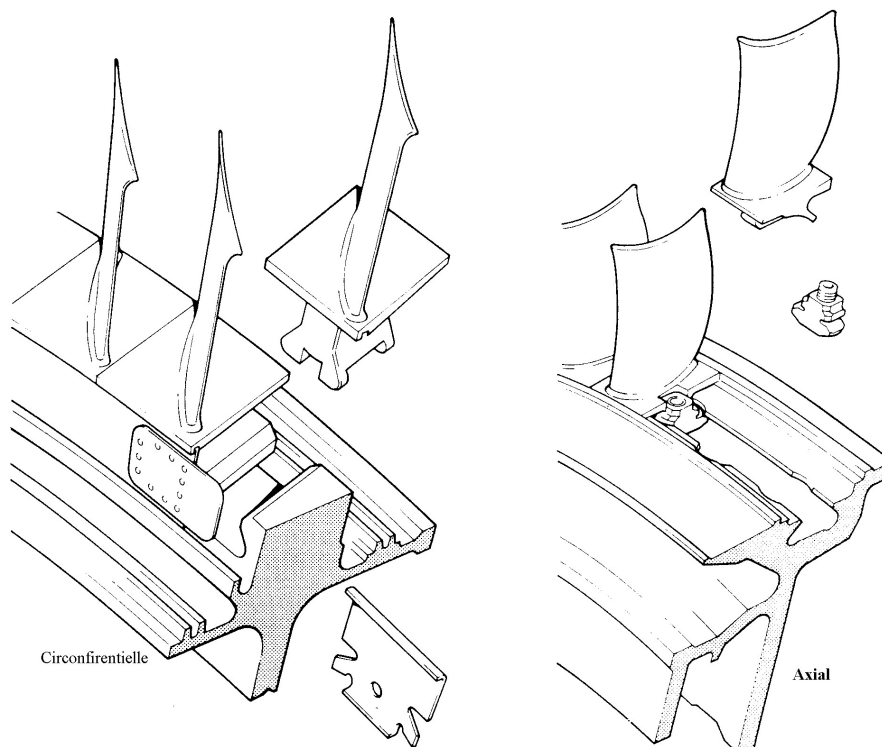


## La fixation des aubes :

Les aubes sont fixées sur la roue mobile par différents moyens, une aube est représentée par une racine « **hub** » et un sommet « **Tip** ». La fixation se réalise sur la roue pour éliminer le mouvement avant, arrière haut, bas et la rotation. Dans le rotor les aubes sont fixées une à côté de l'autre. Les pieds de fixation sont en queue d'aronde en T et à Baguette.

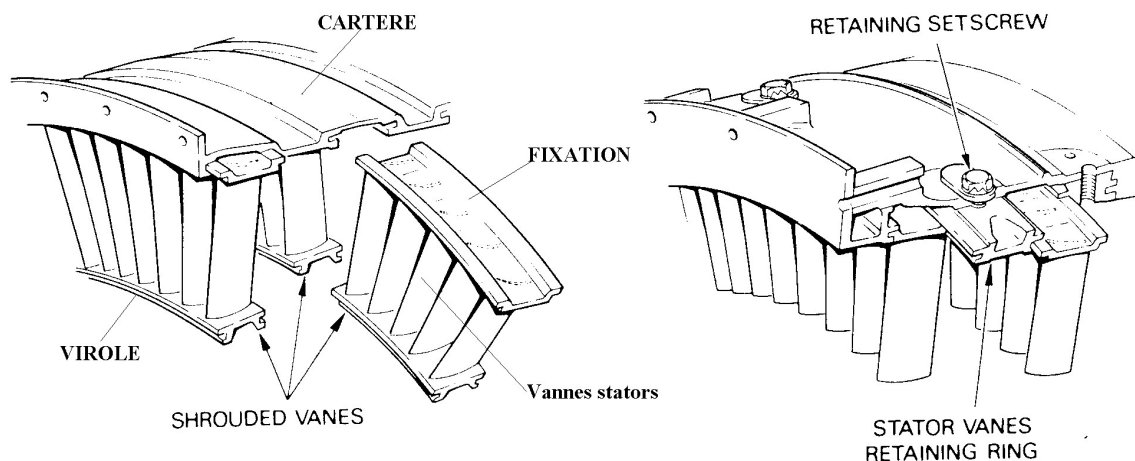


L'empilement des disques forme une gante ou en reçoit les aubes qui sont soumises à une force centrifuge. Les méthodes usuelles qui sécurisent la fixation des aubes rotor aux disques peuvent être circonférentielle ou axiale aussi.



**Stators**

Les stators sont des aubes de profils aérodynamique fixe qui sont logées dans le carter du compresseur



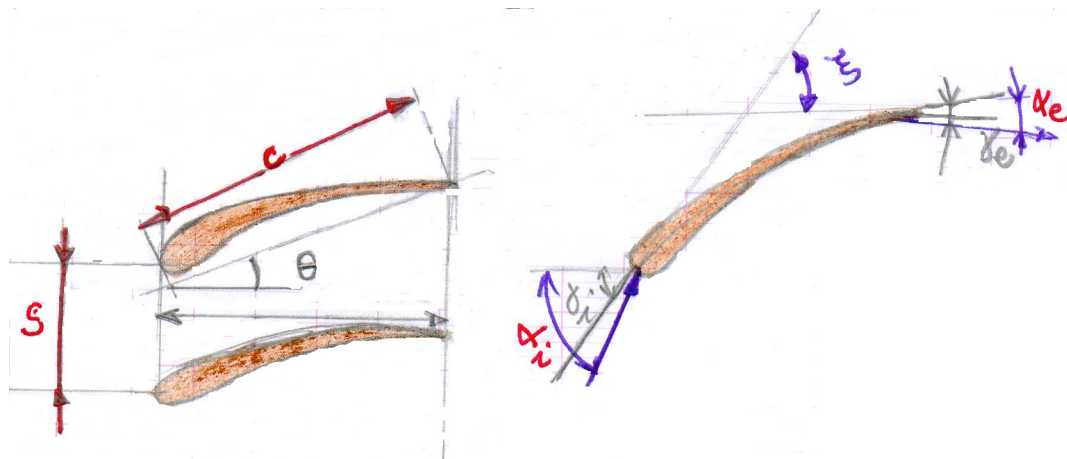
Généralement les aubes stators sont regroupés par ensemble de 3 à 5 et loger dans le carter par une fixation en glissée à empreinte eu queue d'arondes. Pour les aubes longues le sommet des aubes est fixe à une virole pour éviter les phénomènes de vibration des aubes.

L'empreinte de fixation sur le carter est usinée à l'intérieur, tandis que pour les aubes du dernier étages plus courtes elle ne présente pas de virole. Pour certaine conception les aubes stator se loge d'une part dans le carter sur un flan et bloquer et fixée par un anneau de retenu dans le second flan entre deux rangée consécutifs.

**4/ Profils d'aubes**

Le profil du compresseur sont des profils aérodynamique minces types 65A010

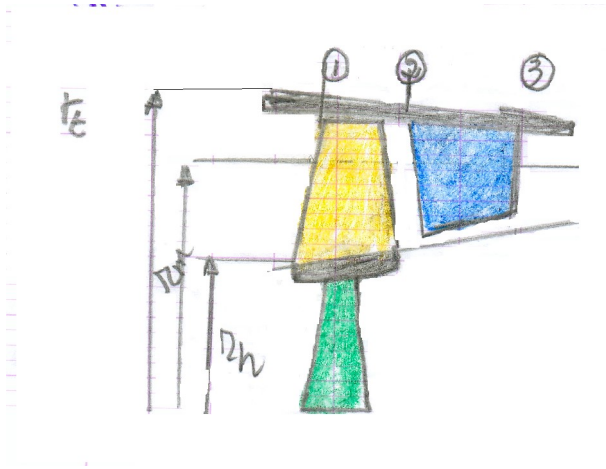
a) angles géométriques



$S$  : *espacement*                      Distance entre deux aubes consécutifs  
 $C$  : *Corde*                              Distance entre le bord d'attaque et le bord de fuite  
 $\theta$  : *Angle de calage*                    Angle entre la corde et l'horizontal

$\gamma_i$  : *Angle d'aube à l'entrée*                       $\gamma_e$  : *Angle d'aube à la sortie*  
 $\alpha_i$  : *Angle d'attaque*                               $\alpha_e$  : *Angle de sortie*  
 $\xi$  : *Angle de combrure* ( $\xi = \gamma_i - \gamma_e$ )                       $i$  : *Angle d'incidence* ( $i = \alpha_i - \gamma_i$ )  
 $\delta$  : *Angle de déviation* ( $\delta = \alpha_e - \gamma_e$ )                       $\sigma$  : *Solidité* ( $\sigma = S/C$ )

**b) Dimension Axial**



$$r_m = \frac{r_t + r_h}{2}$$

$$h = r_t - r_h$$

$$A = \pi \cdot (r_t^2 - r_h^2)$$

Connaissant le rapport de rayon  $\frac{r_h}{r_t}$  alors :

$$A = \pi \cdot r_t^2 \left[ 1 - \left( \frac{r_h}{r_t} \right)^2 \right] \quad \text{Et de la en tire} \quad r_t = \sqrt{\frac{A}{\pi \cdot \left[ 1 - \left( \frac{r_h}{r_t} \right)^2 \right]}} \quad r_h = r_t \cdot \frac{r_h}{r_t}$$

Généralement pour un compresseur axial typique on a :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{entrée : } 0.6 \leq \frac{r_h}{r_t} \leq 0.75 \\ \text{Sortie : } 0.9 \leq \frac{r_h}{r_t} \leq 0.92 \end{array} \right.$$

Et le rapport corde/hauteur typique  $0.2 \leq \frac{C}{h} \leq 0.8$

$$\theta = \frac{\gamma_e + \gamma_i}{2} \quad \text{Et} \quad r = \frac{C \sin \theta}{\cos \gamma_e - \cos \gamma_i}$$

**5/ Etude Energétique d'un Etage De Compresseur**

En supposant le gaz parfait et l'évolution est adiabatique et réversible entre les stations d'entrée et de sortie compresseur on peut alors tirer les rapports de températures en fonction du rapport de pression. Le taux de compression représente le rapport de la pression de sortie a celle de l'entrée.

D'où :

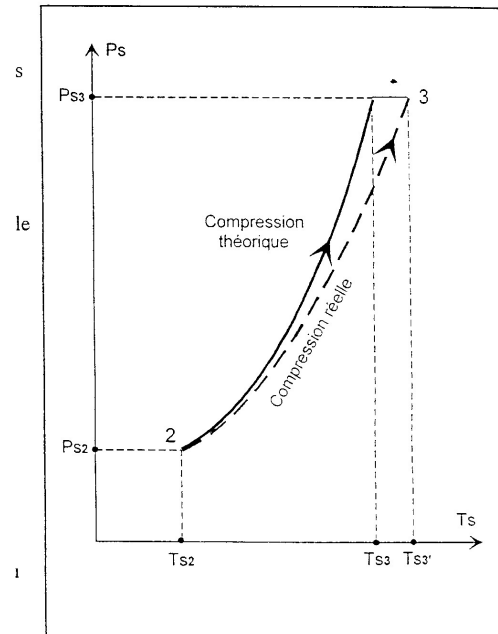
$$\frac{P_{s3}}{P_{s2}} = \left( \frac{T_{s3}}{T_{s2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

ou

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

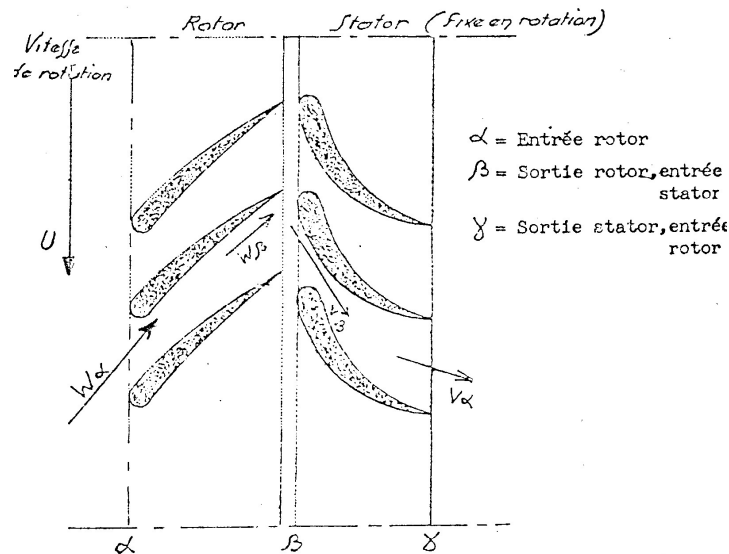
$$P = \dot{W}_c = \dot{m} \cdot C_p (T_{t3} - T_{t2})$$

$$\eta_c = \frac{T_{t3} - T_{t2}}{T_{t3'} - T_{t2}}$$



**6/ Diagramme de Vitesse D'un Etage**

Soit une section cylindrique développer :

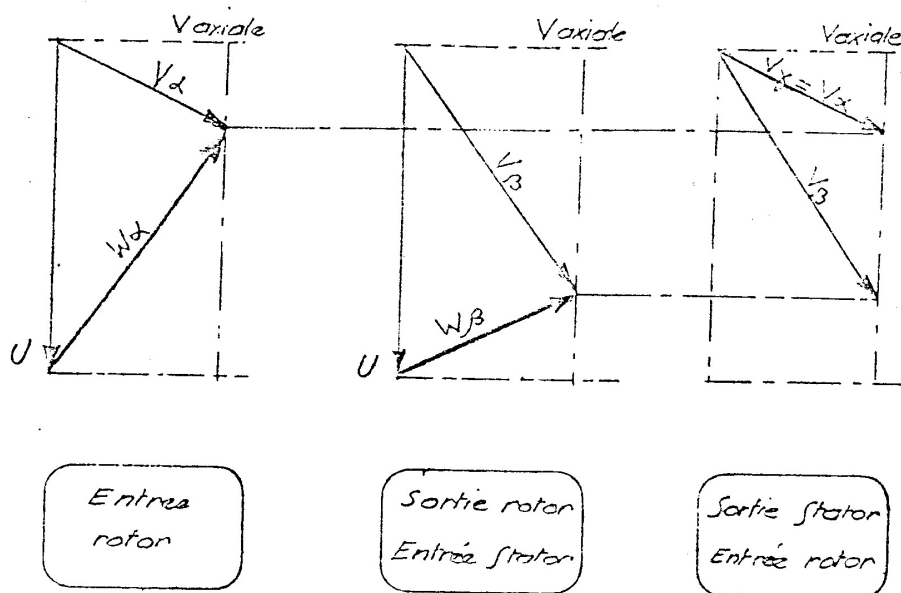


La vitesse absolue sera exprimée par :

$$V = U + W$$

Avec :

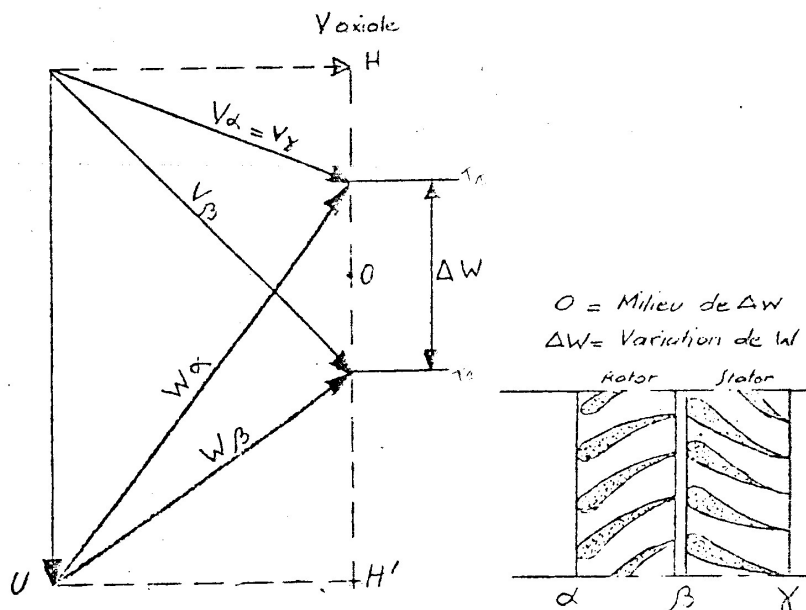
V : Vitesse absolue  
U : Vitesse d'entraînement  
W : vitesse relative



Les incidences des filets du fluide sur les profils aérodynamique ne doit pas excédée une valeur de  $15^\circ$  qui au delà peut engendrer un décrochage de l'écoulement.

**7/ Energie De Pression Gagné Dans Un Etage**

En supposons la densité constante la relation de Bernoulli est appliquée afin d'exprimer la pression. Dans le rotor la relation devra être écrite avec la vitesse relatif, et dans le stator elle est exprimé avec la vitesse absolue.



**Rotor :**

$$\frac{1}{2}W_\alpha^2 + \frac{P_\alpha}{\rho} = \frac{1}{2}W_\beta^2 + \frac{P_\beta}{\rho} \quad \text{d'ou} \quad \frac{P_\beta - P_\alpha}{\rho} = \frac{1}{2}(W_\alpha^2 - W_\beta^2)$$

Géométriquement on a :

$$(W_\alpha^2 - W_\beta^2) = 2\Delta W \times OH'$$

D'où : Energie de pression gagnée dans le Rotor  $\frac{P_\beta - P_\alpha}{\rho} = \Delta W \times OH'$ **Stator :**

$$\frac{1}{2}V_\alpha^2 + \frac{P_\beta}{\rho} = \frac{1}{2}V_\gamma^2 + \frac{P_\gamma}{\rho} \quad \text{d'ou} \quad \frac{P_\gamma - P_\beta}{\rho} = \frac{1}{2}(V_\beta^2 - V_\gamma^2)$$

Géométriquement on a :

$$(V_\beta^2 - V_\gamma^2) = 2\Delta W \times OH$$

D'où : Energie de pression gagnée dans le Stator  $\frac{P_\gamma - P_\beta}{\rho} = \Delta W \times OH$ **Etage :**

Energie de pression gagnée dans l'étage :

$$\frac{P_\gamma - P_\alpha}{\rho} = \frac{P_\gamma - P_\beta}{\rho} + \frac{P_\beta - P_\alpha}{\rho} = \Delta W \times HH'$$

$$\frac{P_\gamma - P_\alpha}{\rho} = \Delta W \times U$$

**8/ Degré De Réaction**

Le degré de Réaction  $R^\circ$  est défini pour comparer l'énergie de pression gagnée dans le rotor à celle gagnée dans le stator on la définit par le rapport suivant :

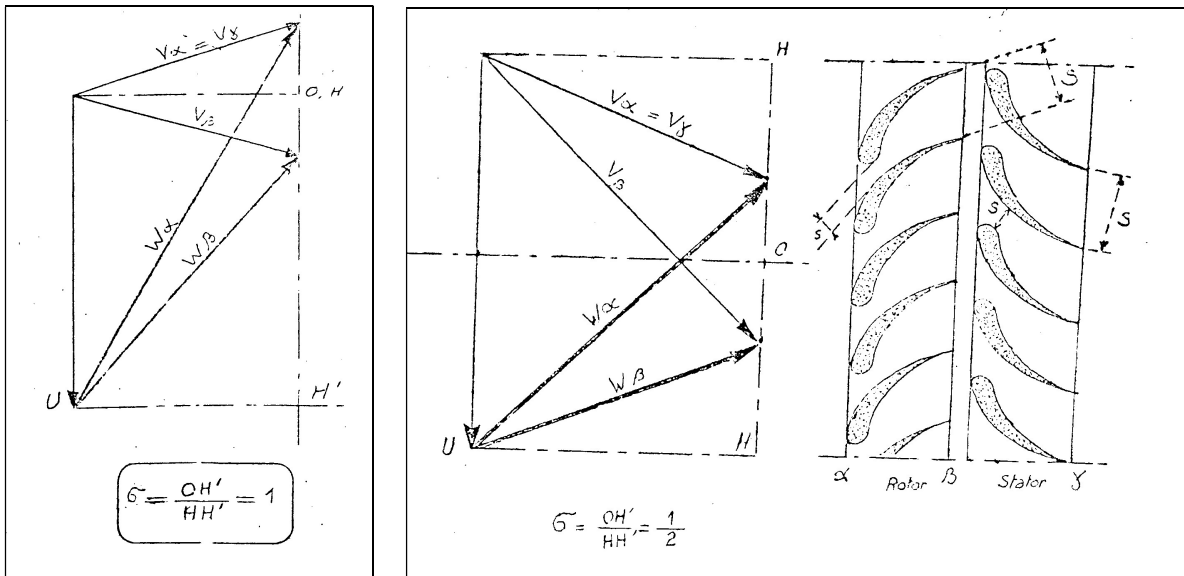
$$R^\circ = \frac{\text{Energie de pression gagnée dans le Rotor}}{\text{Energie de pression gagnée dans l'étage}}$$

Des diagrammes précédant en peut exprimer alors le degré de réaction par :

$$\left\{ \begin{array}{l} R^\circ = \frac{P_\beta - P_\alpha}{P_\gamma - P_\alpha} \\ R^\circ = \frac{h_\beta - h_\alpha}{h_\gamma - h_\alpha} \end{array} \right. = \frac{OH'}{HH'}$$

**1<sup>er</sup> Cas**  $R^\circ = 1$

Toute l'énergie de pression est gagnée dans le rotor le seul but du stator est de modifier la direction de l'écoulement c'est pour quoi les canaux stator sont alors à section constante tandis que ceux du rotor sont divergents.



**2<sup>e</sup> Cas**  $R^\circ = 0.5$

L'énergie de pression gagnée dans le Rotor est égale a l'énergie de pression gagne dans le statons. Les canaux des grilles daubes rotor et stator sont également divergents.

**3<sup>e</sup> Cas**  $R^\circ = 0$

Ce qui correspond à un gain d'énergie de pression nul dans le rotor ce cas n'est jamais utilisé.

Dans la pratique les compresseur axial sont construit pour des  $R^\circ = [0.5 - 1]$  il peut varier d'un étage a un autre ainsi que le long d'une aube.

**9/ Taux De Compression D'un Etage**

Le travail de compression par étage est équivalent a  $\Delta W \cdot U$ . Donc afin d'augmenter ce travail en peut jouer sur l'augmentation de la vitesse de rotation  $U$  ou sur  $\Delta W$ .

-  $U$  : afin d'éviter les phénomènes soniques  $U$  est limité à environ  $300 \text{ m/s}$ . Toutes fois les compresseurs supersoniques sont seulement à l'étude.

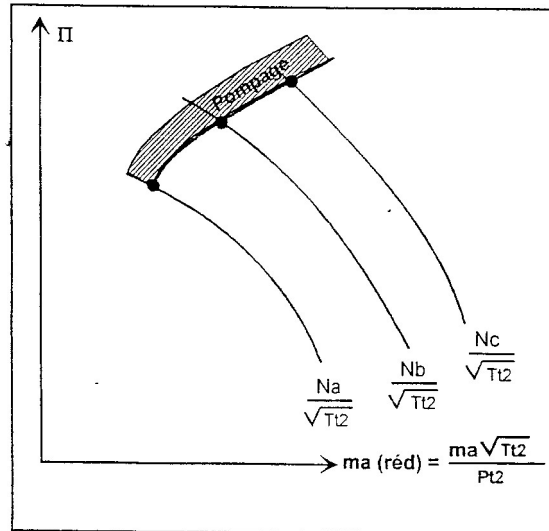
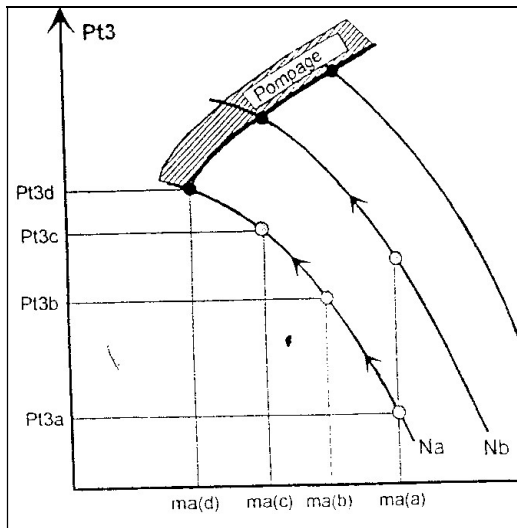
-  $\Delta W$  : Afin d'avoir un bon écoulement aérodynamique  $\Delta W$  ne peut guère dépasser la valeur de  $0.3 \cdot U$ .

Le taux de compression  $\frac{P_\gamma}{P_\alpha}$  de l'étage est donc limité et dans l'état actuel les

constructeurs tourne autour d'une valeur de  $\frac{P_\gamma}{P_\alpha} = 1.25$

**10/ Courbe Caractéristique**

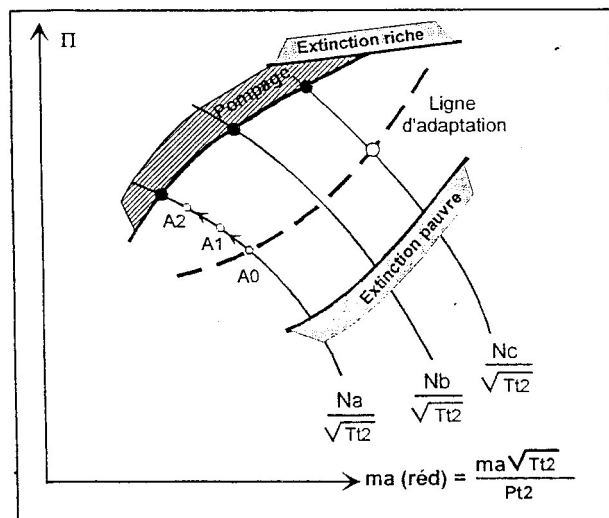
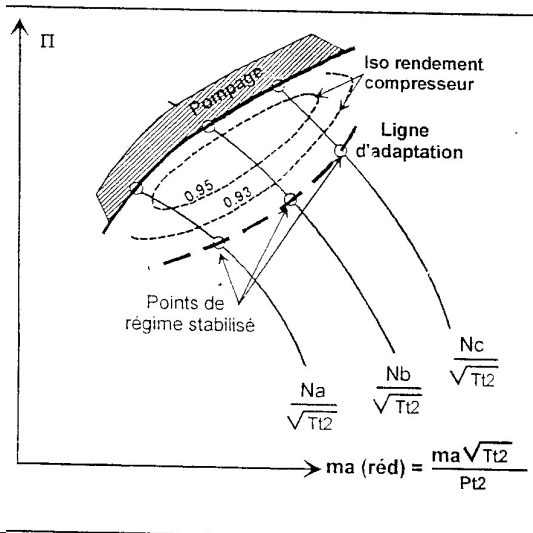
Chaque compresseur possède des courbes caractéristiques de fonctionnement obtenu sur banc d'essai pour différent rapport de compression et débit à un régime de rotation donnée.



Afin de généralise l'utilisation ces courbes. On représenter alors les paramètres précédents sous forme de valeurs réduites. On posant  $N_{red} = N/\sqrt{T_{t2}}$  et  $ma_{red} = ma \cdot \sqrt{T_{t2}}/P_{t2}$ .

**Ligne d'adaptation**

L'équilibre de puissance turbine compresseur. Pour chaque régime du moteur correspond un couple de valeur de débit et de rapport de compression la jonction de ces points définit la courbe d'adaptation. L'écoulement à la sortie de la tuyère influe sur la ligne d'adaptation qui va du régime Sub-critique à critique correspondant à la vitesse de sortie de la tuyère liée au rapport de la pression statique de la sortie à celle de l'ambiance. Pour une section de tuyère fixe et pour chaque iso rotation réduite, il n'existe qu'un seul couple de valeur de débit/ rapport de compression pour le quelle cet équilibre est satisfait





## Ligne de pompage

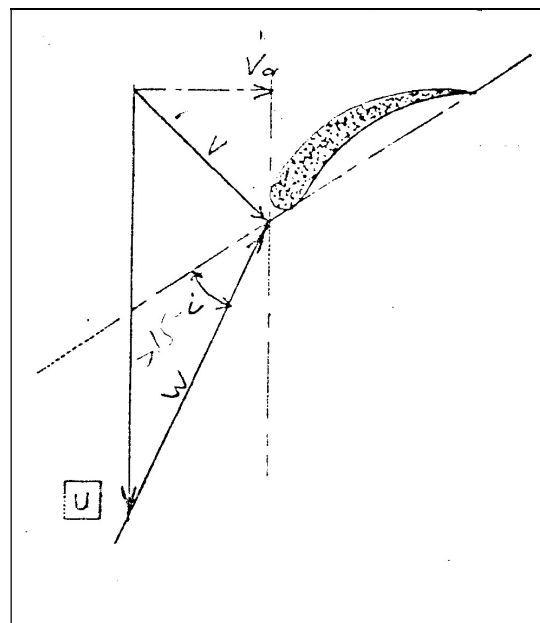
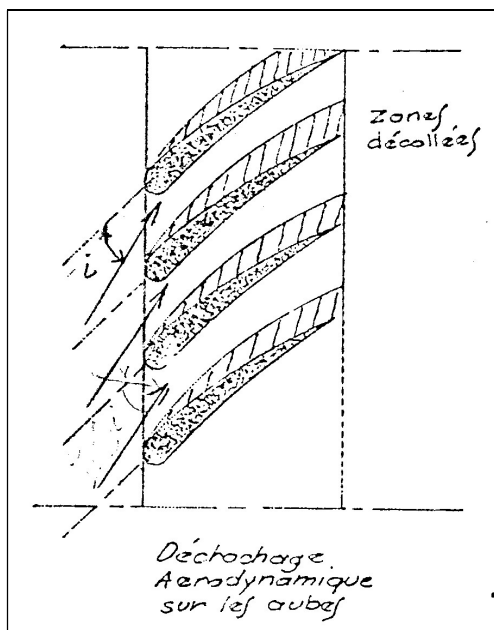
Pour chaque régime compresseur il existe un couple de point pour le quelle on assiste à un décrochage de l'écoulement engendrant un cycle de pompage l'ensemble de ces points définit une frontière dite ligne de pompage.

## Limitation chambre de combustion

La combustion ne peut s'entretenir que dans un domaine de dosage limité par l'extinction pauvre (trop d'air) et l'extinction riche (trop carburant). Sur la courbe la zone d'extinction pauvre se trouve vers les forts débits de masses alors que l'extinction riche se situe vers le pompage dans les forts régimes

## 11/ Le pompage

Le pompage est un phénomène aérodynamique due au décrochage des filets d'air sur le profil d'aube qui se présente à une incidence trop élevée.



Si on considère le diagramme de vitesse. On constate qu'une incidence trop élevée résulte d'un **débit trop faible** ou d'une vitesse **de rotation trop forte**.

Pour diminuer l'incidence il faut :

- 1) Jouer avec la direction de la vitesse  $V$  (aube directrice)
- 2) Contrôler la vitesse  $U$  en la diminuant.
- 3) Augmenter le débit.

## **Cycle de pompage :**

Quand la pression chute au delà de la ligne de caractéristique l'ensemble compresseur récepteur devient instable.

Lorsque le contre-pression du récepteur devient supérieur à la pression de refoulement il y a inversion du débit qui entraîne une chute et pression dans le récepteur ce qui permet au débit de revenir normal au point de fonctionnement mais si la cause n'est pas corrigée il y aura un retour vers le pompage ce qui définit un cycle de pompage.

Les conséquences sont :

- Une chute Des caractéristiques du GTR
- Des vibrations.
- Extinctions possibles.
- Ruptures possibles des aubes.

## **Causes de pompages :**

- Faibles régimes.
- Conditions de viols.
- Régimes augmentation brusque  $Tt_4$
- Un grand nombres d'étages.
- Une charge élevée sur chaque étage.
- Dérapage.

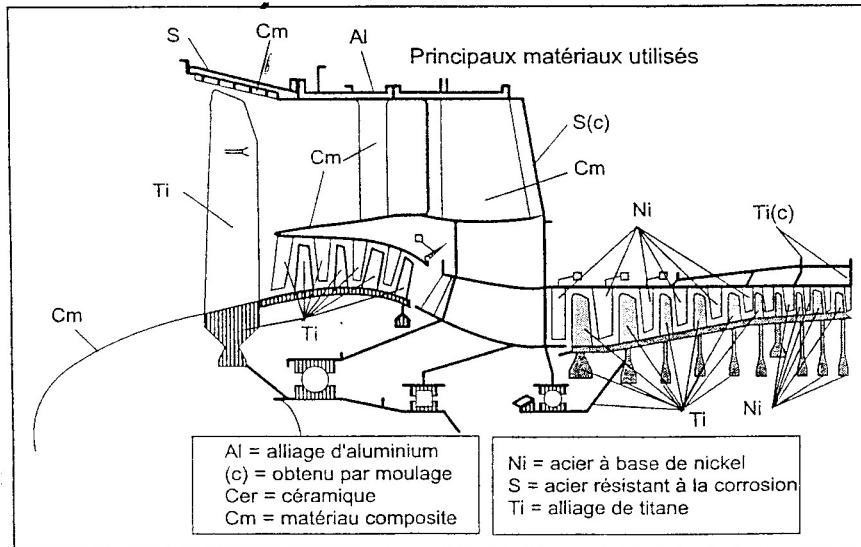
## **Remèdes possibles :**

- Aubes directrices.
- Vanes de décharges.
- Compresseurs doubles corps.
- Imitateur de régimes accélération /décélération.
- Entrée d'air spéciales.

## **12/ Efforts sur le compresseur**

Les efforts appliqués sur les éléments du compresseur se résume sur les contraintes suivantes :

- Efforts centrifuges.
- Efforts thermiques.
- Efforts vibrations.
- Efforts aérodynamiques.
- Efforts gyroscopiques.



### 13/ Comparaison compresseur centrifuge/axial

- rendement compresseur axial meilleur que le centrifuge.
- taux de compression du centrifuge ne peut dépasser [4 - 8] alors l'axial dépasse les 20 en multi plat les étages.
- la poussée spécifique de l'axiale est supérieur a celle obtenu avec un centrifuge.
- le maître couple d'un axiale est inférieur au centrifuge.
- le prix de revient du compresseur axial est plus élevé que celui du centrifuge (construction délicate).
- compresseur axial plus fragile qu'un centrifuge.

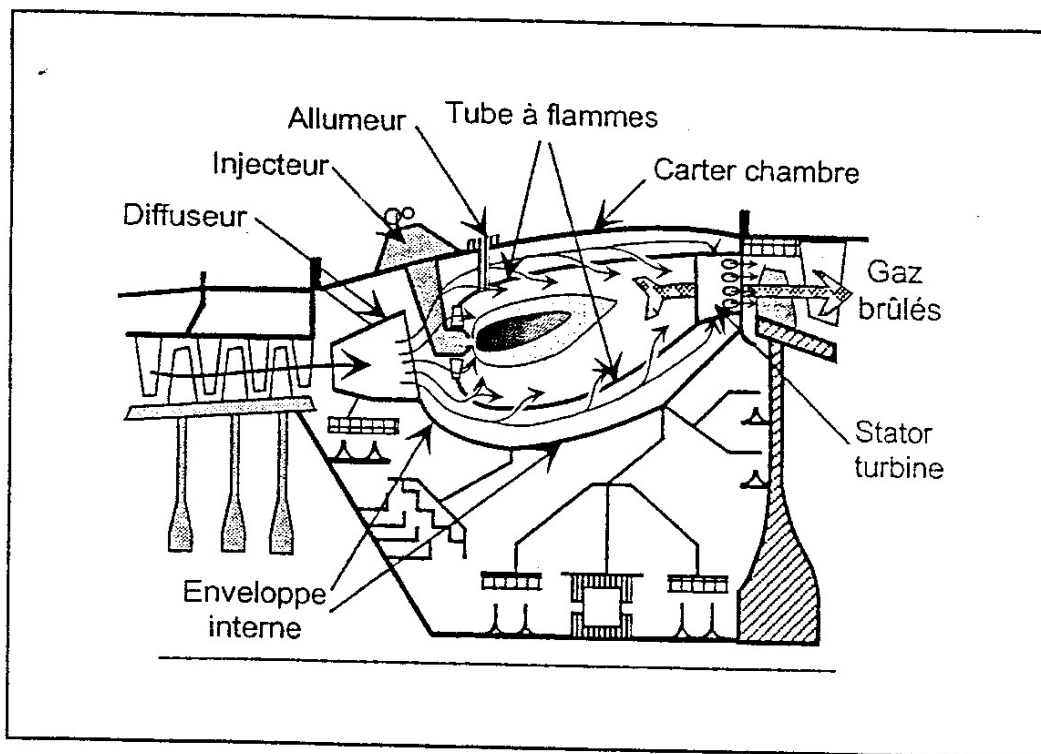
## LA CHAMBRE DE COMBUSTION

### 1/ Rôle

Assurer le mélange kérogène - oxygène et permet la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique, on d'autre terme c'est le siège de la réaction de combustion d'autre part elle doit donc présenter une très grande résistance thermique et assure le fonctionnement de la combustion dans une gamme étendue de fonctionnement du turboréacteur. Cependant elle doit être légère simple et occupe un espace minimum.

### 2/ Description

Une chambre de combustion se compose généralement d'un carter de raccordement avec la veine du compresseur

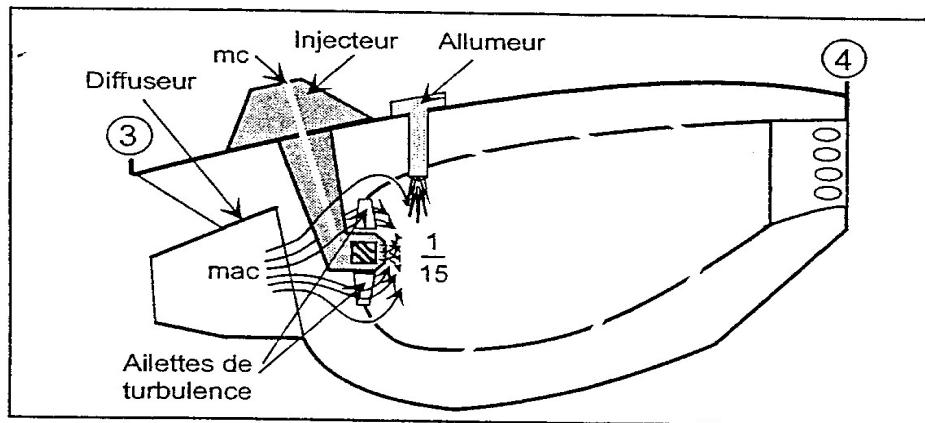


- Un ou plusieurs tubes à flamme recevant un injecteur ou une multitude.
- Le tube peut être composé d'une enveloppe interne et une externe avec un carter
- Un raccordement à la turbine

## 3/ Fonctionnement

### Phase 1 :

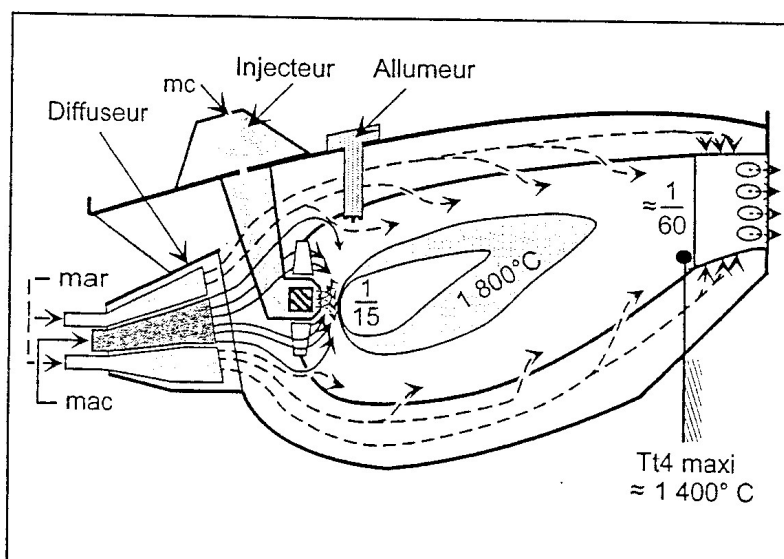
L'air sous pression venant du compresseur entre dans la chambre et se partage en un air primaire flux qui constitue l'air de combustion dosé de manière à ce que le rapport **Combustible/Air** est située au environs de  $1/15$  richesse idéal pour une bonne combustion.



Le carburant est injecté dans le tube par pulvérisations en fines gouttelettes ainsi pour un bon brassage air/carburant l'air primaire est entraîné dans un mouvement tourbillonneur à travers des aubes de turbulences au tour de l'injecteur ceci améliore la combustion et diminue la quantité des imbrûlés.

### Phase 2 :

Le deuxième flux et 3 à 4 fois supérieur au flux primaire qui circule entre l'enveloppe interne et le carter de la chambre cette air sera mélanger au primaire dans les zones secondaires et de dilution correspondant à la quantité d'air secondaire et tertiaire.



Les gaz en fin de combustion atteignent une température de  $2200^{\circ}\text{K}$  qui est trop élevée pour les aubes turbines il est donc nécessaire de refroidir les gaz ce qui se réalise par les orifices

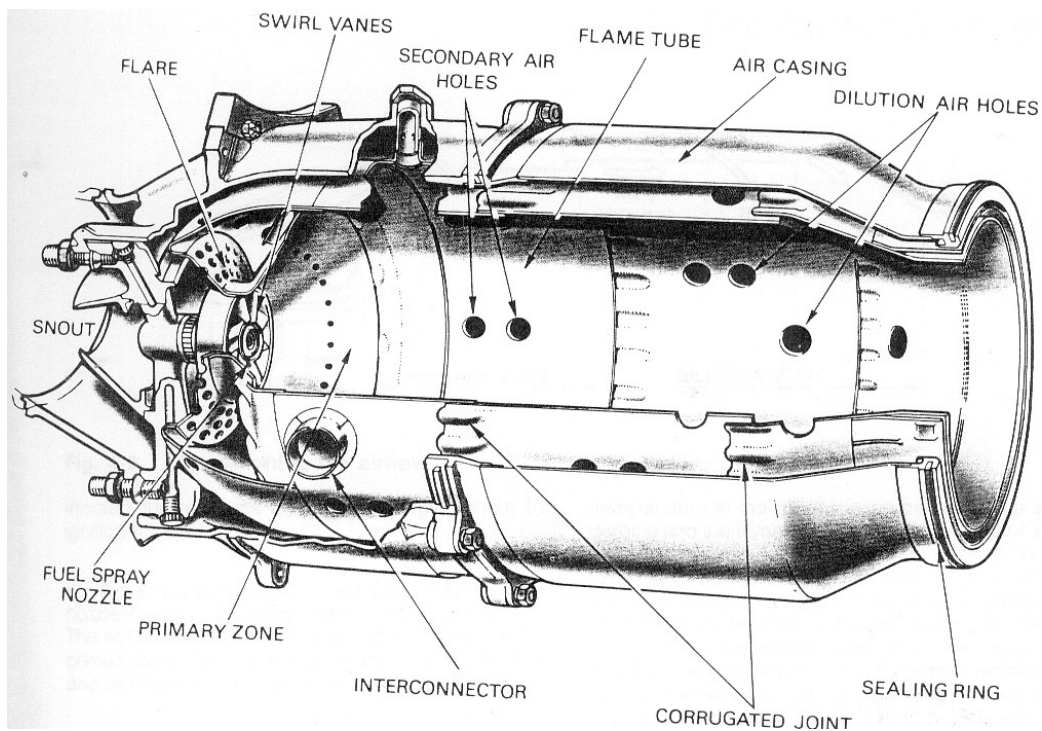
d'air secondaire et tertiaire qui limite la température à une valeur comprise entre 1100 et 1400° K.

La disposition de ces orifices est très délicate et seul l'expérience peut mener à des bons résultats ces derniers crée un film. D'air assurant la protection thermique des tôles constituant le tube a flammes. Cependant les orifices de grande section assurent la création de zones de recirculation qui permettent de stabiliser la flamme a proximité de l'injecteur favorisant son auto inflammation et évitant l'extinction par décrochage de la flamme.

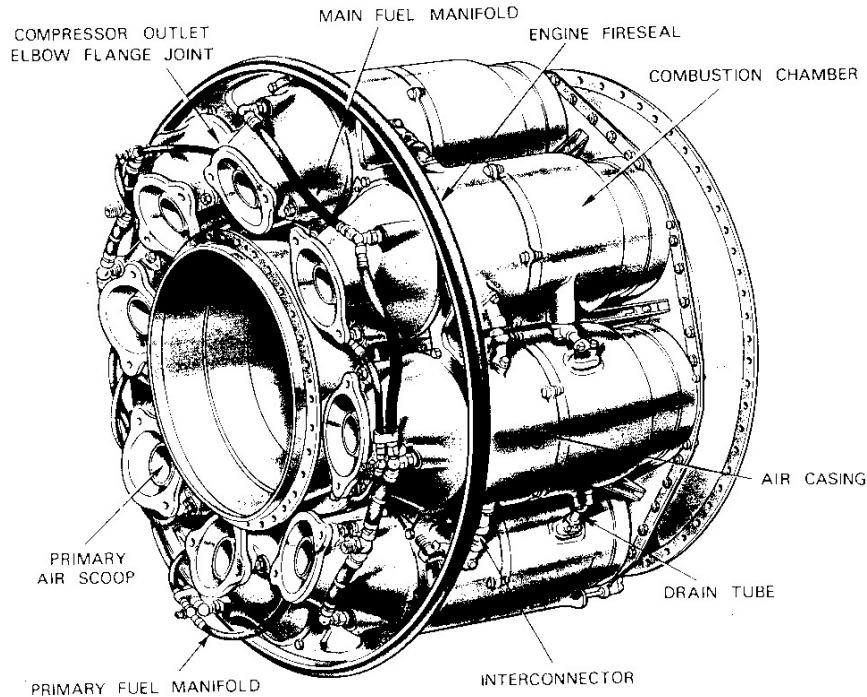
## 4/ Types de Chambres

### a) Chambre Individuel (séparée)

La chambre séparée est constituée d'un tube à flamme et d'un cratère constituant l'enveloppe extérieure. Le tube à flamme reçoit un injecteur qui pulvérise le carburant à l'intérieur du tube.



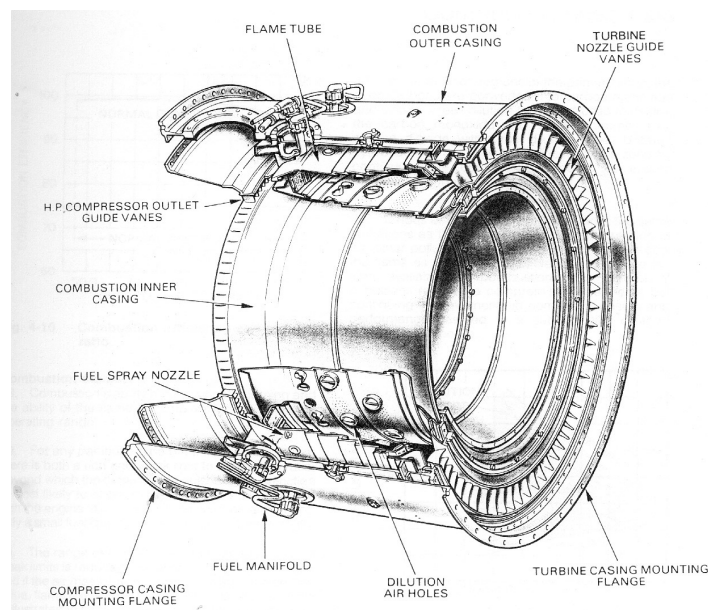
Pour permettre la propagation de la flamme l'ors de l'allumage les tubes a flamme sont relies entre eux par une rampe d'inter communication. L'allumage est assuré par deux allumeurs disposer à la base dans deux chambre positionner à 8h et 4h pour mieux réaliser un bon brasage air/carburant un tourbillon est disposer autour de l'injecteur.



Les chambres individuelles présentent une bonne facilité de maintiens pour le montage et démontage en cas de problème mais il possède un rendement de combustion moyen du fait qu'il n'occupe pas au mieux le volume disponible a la combustion sur la machines.

## b) Chambre de combustion annulaire :

Une chambre de combustion annulaire est composée de deux tubes concentriques recevant dans l'espace annulaire formé par les deux enveloppes interne et externe du tube à flamme où se présente les injecteurs disposés toute autour de la section d'entrée du tube à flamme.



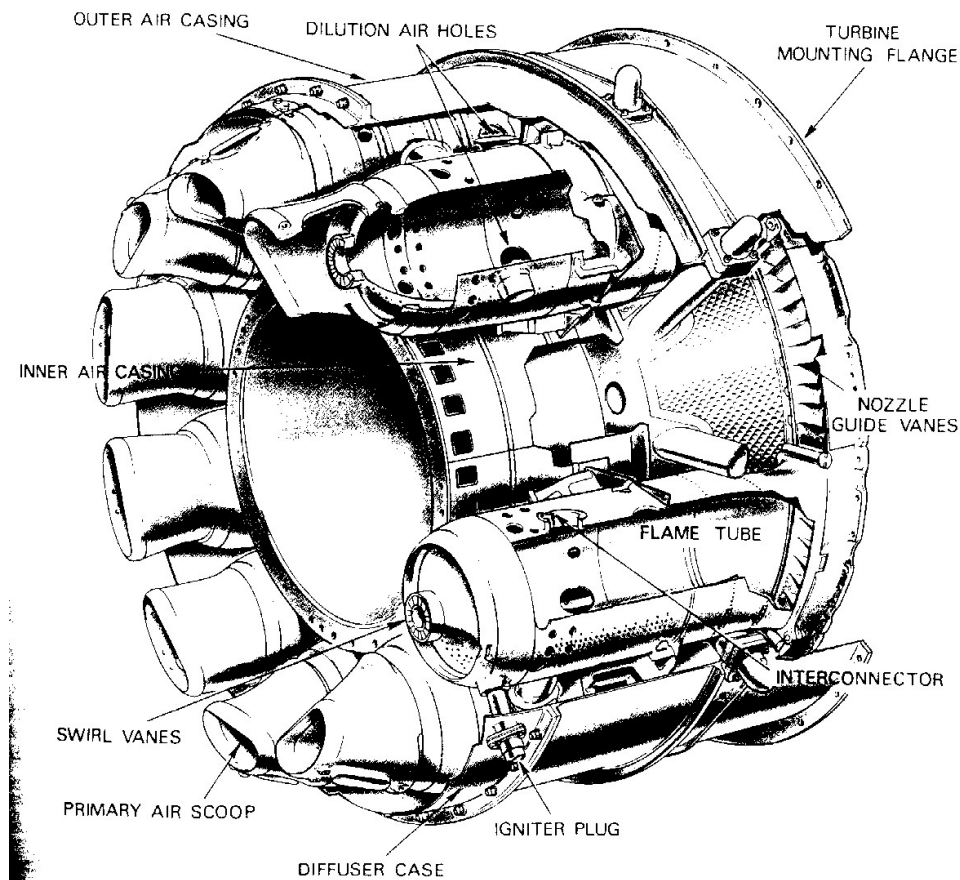
Le tube à flamme est enveloppé par le carter interne et externe. Et pour assurer l'allumage deux allumeurs sont disposés à 11h et 1h entre deux injecteurs consécutif pour assurer l'allumage et former un anneau de flamme dans la chambre de combustion.

La chambre de combustion annulaire est très difficile à réaliser car elle demande trop de moyen technique d'autre part elle exige un personnel qualifié pendant les opérations de remise en états et d'entretien. Cependant le rendement de la chambre de combustion est meilleur par rapport a la chambre tubulaire puisqu'elle occupe le plus l'espaces allouer à la combustion par la machine.

## C) Chambre de Combustion Mixte

La chambre de combustion mixte présente un arrangement adéquat et un mariage entre les deux types précédents regroupant l'avantage de l'une et l'inconvénient de l'autre.

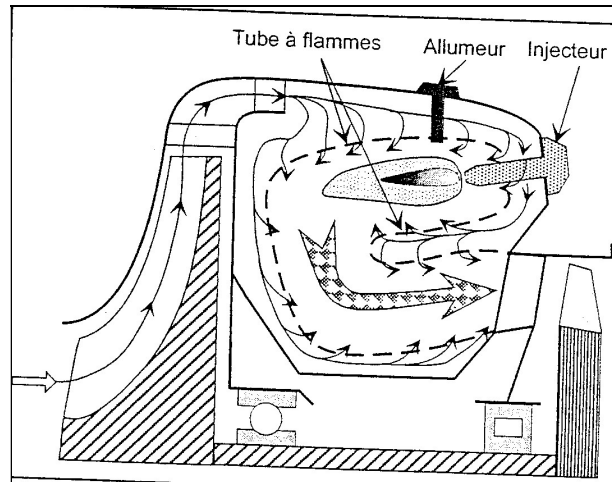
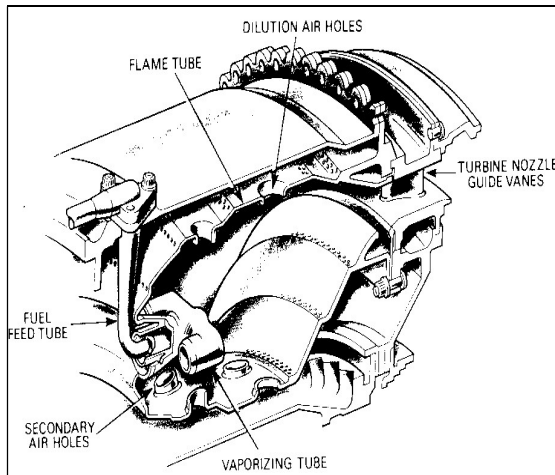
Elle se constitue d'un ensemble de tubes à flamme entourée de deux enveloppes interne et externe formant un espace annulaire. Chaque tube reçoit un injecteur permettant de contrôler la combustion.





**c) Chambre de Combustion Inversé**

Ce type de chambre est très utilisé sur les machines dont les débits de masse sont relativement faibles comme les GTP de puissances moyenne ou les APU. Ces derniers sont généralement dotés de compresseur centrifuge.



Cette chambre est nommée à flux inverse car la combustion se déroule en sens inverse au débit d'air issu du compresseur. Les gaz de combustion sont ensuite ramenés parallèlement à l'axe de la machine afin de se présenter convenablement aux stators de la turbine.

Cette configuration permet de réduire l'encombrement longitudinal de la chambre de combustion tout en favorisant l'échange thermique lui assurant un refroidissement correct néanmoins de par sa forme la perte de charge est relativement importante. C'est pour quoi quand le débit est fort l'autre type de chambre est favorable.

**6/ Etude Thermodynamique**

La combustion se déroule théoriquement à pression constante **isobare** et la puissance théorique qu'elle développe est équivalente à la puissance calorifique. Cependant dans le cas réel la combustion se traduit par une légère perte de charge voisinant les 5%.

La puissance thermique réelle est proportionnelle à la différence de température totale **sortie/entrée** et au débit de masse la traversant qui se traduit par :

$$Q_R = (\dot{m}_0 + \dot{m}_{fuel}) \cdot C_p (T_{14} - T_{13})$$

De se faite on peut définir le rendement de combustion comme étant le rapport de la puissance réelle à la puissance théorique. Son ordre de grandeur au point fixe est voisin de  $\eta_b = 0.95$  et s'accroît avec l'altitude pour atteindre une valeur maximale de l'ordre de  $\eta_b = 0.98$ .

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_0 + \dot{m}_{fuel}) \cdot C_p (T_{14} - T_{13})}{\dot{m}_{fuel} \cdot P_{CI}}$$

Si on néglige le débit de carburant devant le débit de masse d'air et on supposant que les constante physique et le rendement varient peut et remplacent aussi la température sortie compresseur par l'expression en fonction du taux de compression globale  $\pi_C$  alors on peut écrire :

$$T_{t4} = T_{t2} \cdot (\pi_C)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} + \frac{\eta_C P_{Cl}}{C_p} \times \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_0}$$

A conditions externe constantes et à régime constant la relation précédente devient une fonction simplifier fonction du dosage ;  $T_{t4} = f\left(\frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_0}\right)$  généralement il est difficile de mesurer la température  $T_{t4}$  mais au régime constant cette dernière évolue comme la température d'éjection des gaz *EGT* (Exhaust Gaz Temperature).

D'ou :

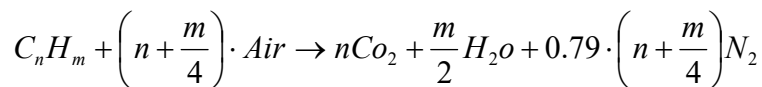
$$EGT = f\left(\frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_0}\right)$$

Comme pour les régimes de rotation, il existe une *EGTMTO* et une *EGTMCT* qu'il faut absolument respecter, afin d'éviter d'une part la perte de garantie du moteur mais surtout des défaillances pouvant conduire à la rupture d'un des éléments. Une *EGTMTO* correspond a une température entrée turbine *TIT* ou  $T_{t4}$  Maximal qui actuellement sur les GTR modernes, elle est voisine de **1400 à 1500°C**.

## 7/ Limitations

### a) Dosage limite

Si en considère que la combustion comme celle d'un hydrocarbure  $C_n H_m$  la réaction de combustion complète s'écrit alors :

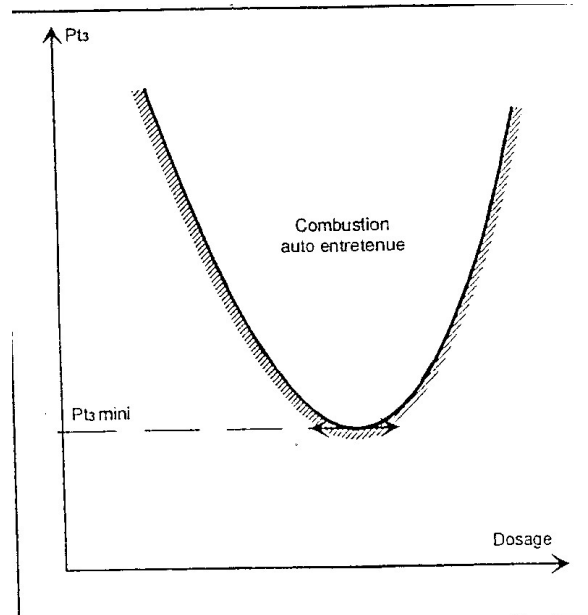


La combustion est amorcée par l'étincelle crée par l'allumeur l'or du démarrage et doit s'auto entretenir dans toute les autres phases du vol. pour satisfaire ces conditions il est nécessaire que le dosage soit compris entre les limites correspondantes aux extinctions provoquées par excès de carburant ou d'air. Cette dernière est qualifiée de riche pour un excès de carburant et de pauvre en cas d'un excès d'air.

### b) Pression ou température minimal d'inflammation

La pression qui règne dans la chambre de combustion est celle fournie par le compresseur HP, soit la  $P_{t3}$ . Si l'on examine l'évolution de cette dernière en fonction du dosage on obtient la courbe en parabole qui présente un minimum ou en dessous duquel la combustion et son auto entretien ne sont plus possibles.

Au sol, lors de la séquence de démarrage il est nécessaire de faire tourner l'attelage HP par l'intermédiaire du démarreur portant le mobile rapidement à un régime  $N_2$  voisin de 15% correspondant à une pression  $P_{t3} > P_{t3 \text{ mini}}$  pour pouvoir admettre le carburant et l'enflammer.



Un dispositif particulier dose ensuite l'apport en carburant afin que le plus rapidement la puissance développée par la turbine HP soit supérieure à la puissance absorbée par le compresseur rendant ainsi le mobile HP autonome. Le démarreur et l'allumage sont alors coupés et le mobile HP se stabilise au régime ralenti sol  $N_{2RS}$  au voisinage de [55 – 65%].

A régime constant l'aéronef évoluant en altitude engendre une diminution de  $P_{t3}$  ce qui peut nous ramener à l'extinction. Il est nécessaire d'accroître le régime du mobile HP qui est réalisé par une fonction spéciale du régulateur carburant appelé contrôles des ralentis qui fait stabiliser le moteur à un régime  $N_{2RV}$  compris entre [75 – 85%].

Toute fois pour des démarrages en vol il faut garantir une position de l'aéronef en altitudes faibles pour avoir une pression élevée et une vitesse avion élevées pour faciliter le déclenchement de la combustion

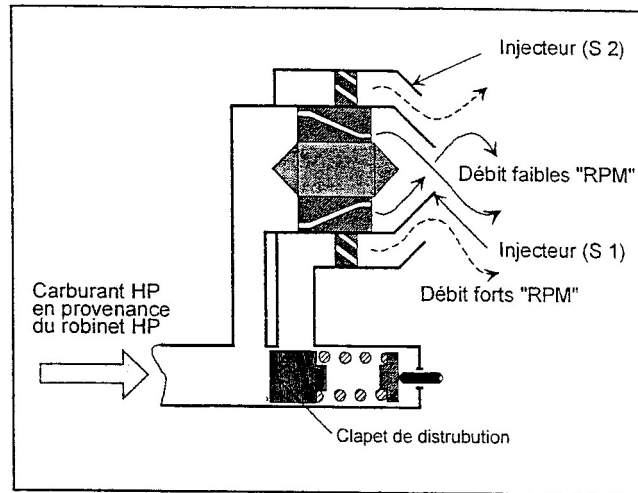
### c) Vitesse de l'écoulement

Afin de faciliter la vaporisation du carburant et de permettre la réalisation d'un mélange homogène puis d'assurer son auto inflammation, il est nécessaire de diminuer la vitesse des filets d'air à l'entrée de la chambre. Ce ci est assuré par le diffuseur qui est à section fortement divergente. Il est dimensionné de manière à ce que la vitesse de l'écoulement soit toujours inférieure à la vitesse de propagation de la flamme dans tout le domaine de vol pour éviter une extinction de la chambre

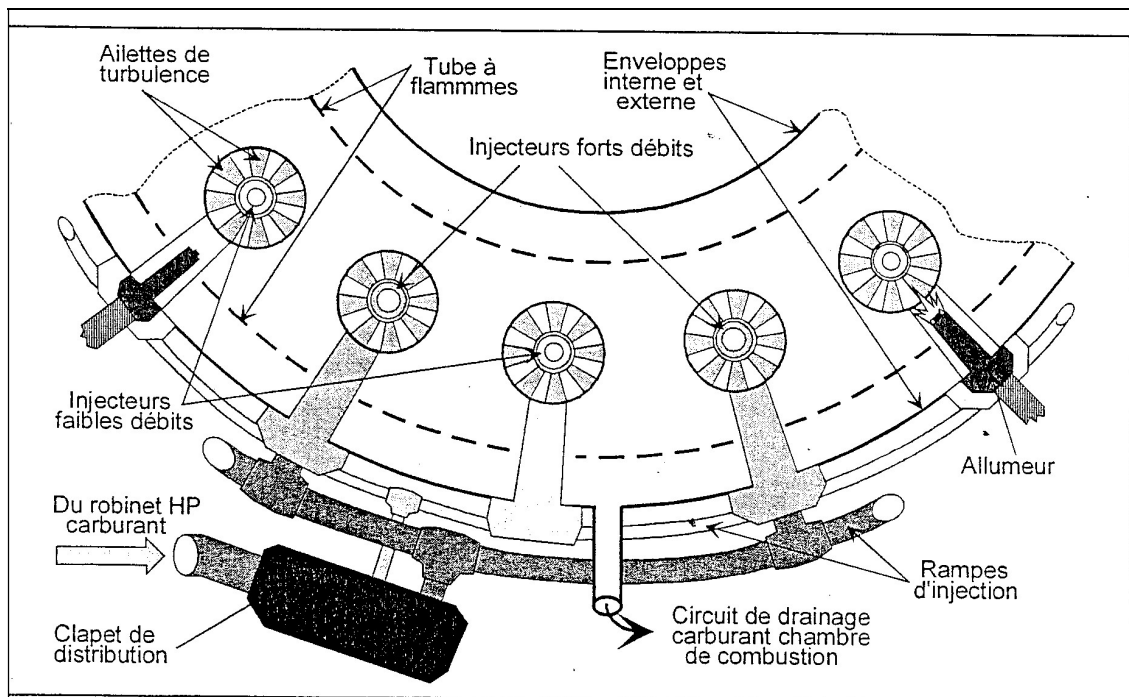
## 8/ L'injecteur

Le rôle essentiel des injecteurs est d'assurer la pulvérisation correcte du carburant dans toute la gamme de débit carburant, de pression et température sortie compresseur et de minimiser la production de polluants.

On rencontre plusieurs types d'injecteurs le simplex et duplex. Le premier type injecte un seul débit en une seule section. Tan disque le deuxième cas présente deux sections d'injection concentriques de sections différentes.



Aux faibles *RPM* seul l'injecteur central  $S_1$  débite, an disque l'admission de l'injection  $S_2$  étant obturé par un clapet de distribution. Aux *RPM* élevée la pression carburant *HP* étant proportionnelle au régime repousse le ressort de maintien et ouvre le clapet a ce moment il débite en même temps et couvrent toute la gamme de débit.

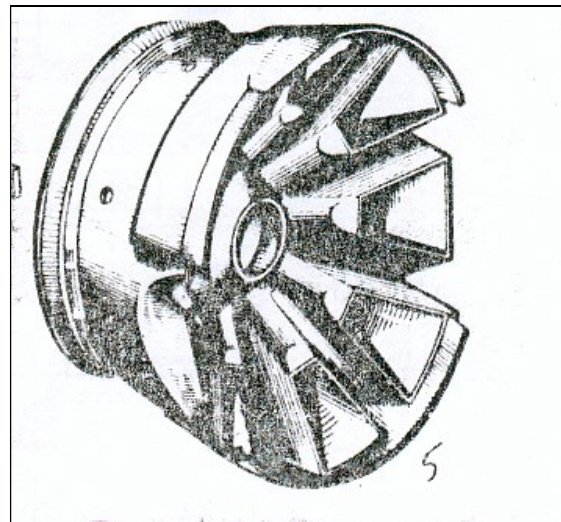
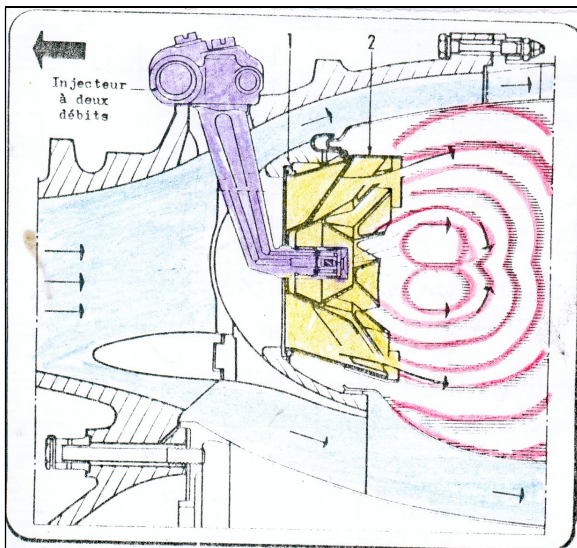


Sur les **GTR** de forts débits de masses d'air et dotés de chambre annulaire, ce qui permet d'installer des injecteurs spécialisés non concentriques. Ces derniers peuvent être alimentés, soit par une rampe via le clapet distributeur, soit par une seule rampe ou chaque injecteur est équipé par un clapet de distribution dont le tarage est apporté à la gamme de débit.

Au point bas de tout type de chambre est installé un circuit de drainage carburant, dont le rôle est d'évacuer le carburant lors d'une tentative de démarrage infructueuse après ouverture du robinet **HP**.

## 9/ Amélioration de la pulvérisation

Afin d'améliorer la pulvérisation et par voie de conséquence de diminuer l'émission de polluants, les injecteurs sont placés dans un support d'ailettes de turbulence dont l'enveloppe externe définit un convergeant divergent ou l'injection se fait au col puisque la vitesse se trouve maximale ce qui crée une zone de dépression qui améliore la vaporisation et réalise un mouvement tourbillonnaire à l'aide de chicane qui améliore un bon brassage air/carburant pulvérisés



## 10/ Matériaux utilisés

Le tube à flamme est généralement réalisé en acier fortement allié au cobalt et au nickel afin de pouvoir supporter les contraintes thermiques et mécaniques.

Afin d'améliorer sa tenue thermique, sur la majorité des moteurs actuels un revêtement de type « **zirconate d'yttrium** » assure une barrière thermique évacuant les calories diminuant ainsi la température de travail des parois du tube.

## 11/ Pollutions

Lors de la combustion les produits de combustion complète se limite aux dioxyde de carbone et l'eau mais à haute température l'azote contenue dans l'air forme des dioxyde d'azote rassemblé en appellation unique  $NO_x$ . D'autre part aux faibles régimes le dioxyde de carbone  $CO_2$  se décompose en 2  $CO$  ou monoxyde de carbone.

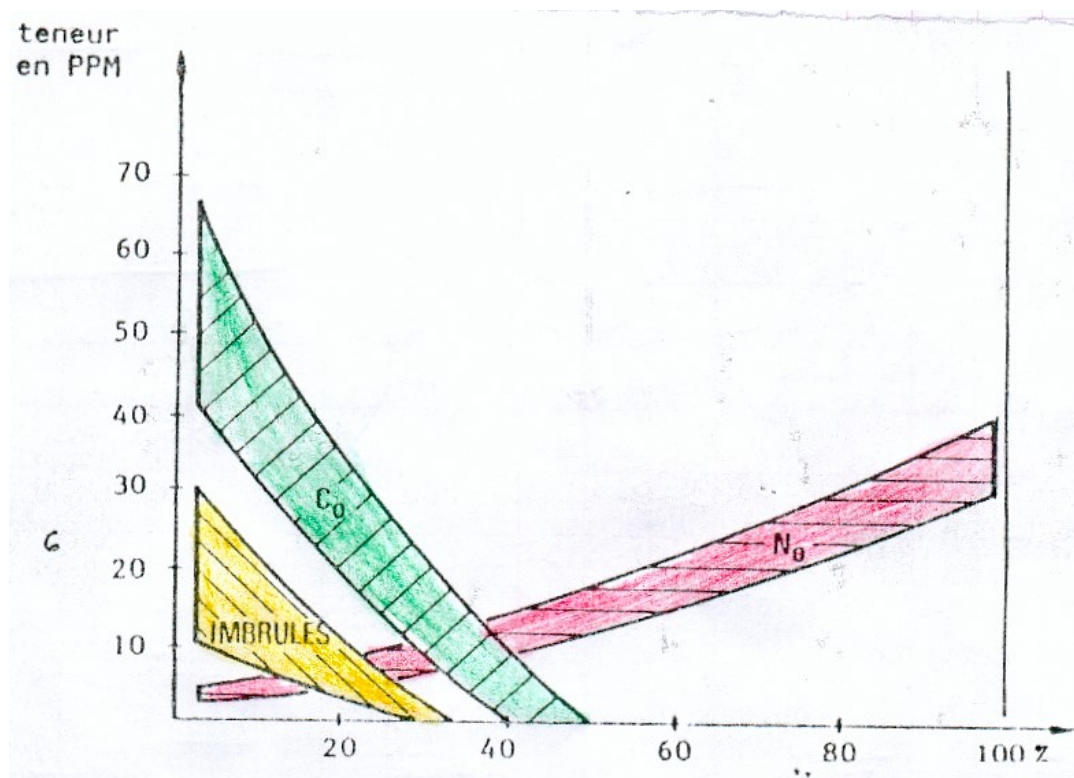
Ce ne sont pas les seuls polluants car la combustion produit également des imbrûlés ou molécules d'hydrocarbure  $HC_x$  n'ayant pas participé à la réaction chimique. Ces différents polluants sont classés en fonction des régimes auxquels ils apparaissent, ce qui est présenté dans le tableau ci-dessous.

Régimes de rotation	polluants
Faibles	$CO$ et $HC_x$
Forts	$NO_x$ et fumées

Ces principaux polluants ont les effets suivants :

Polluants	Effets
$CO$	toxicité
$HC_x$	Toxicité, odeurs, brouillard
$NO_x$	Toxicité, pluies acides, brouillard, Diminution de la couche d'ozone
Fumées	visibilité

Des études sont en cours pour mesurer l'influence du  $CO_2$  et de l'eau sur l'effet de serre.



En examinant la réparation de ces différents polluants au cours du déroulement d'un vol type (décollage, montée, croisière, descente, approches) excepté pour la descente et l'approche le moteur est utilisé aux forts régimes de rotation et le  $NO_x$  représente environ 70% de la masse totale émise de polluants.

Toutefois la pollution émise par les avions ne représente que 5% des polluant totale industriel mais les turbomoteurs restent la seule source de pollution en haute et moyenne altitudes.

**L'OACI** a donc émis des recommandations en normes à partir du premier janvier **1996** pour réduire la masse des polluants émis pour un taux de 20% et de 40% de  $NO_x$  a partir de **1999** pour les moteur de nouvelle et futur génération.

Des solutions technologiques sont adoptés par les motoristes et propose des chambres séparer en deux modules chacun optimisé pour réduire son polluant. Ils sont des conceptions onéreuses connues sous le nom de chambre **DAC** et satisfaisantes les exigences dictées par les normes de l'**OACI**.

Dans ce type des injecteurs spécialisés sont utilisé cependant ce concept proposé nécessite une double rampe d'injection et ce qui se traduit par un coût de fabrication et une maintenance plus élevée environ 5% de plus par rapport a la chambre SAC classique. Toutefois sa reste un arrangement incontournable lors des tractations commerciales liées à la vente de moteurs.

Exemples de moteurs équipés par un **DAC** :

***Le CFM 56-5B3 ou V2530-D5 (A320-321-319)***

***Le Trent 800 sur (B777)***

***Le Trent 772 et le PW 4168sur (A 330)***

# LA TURBINE

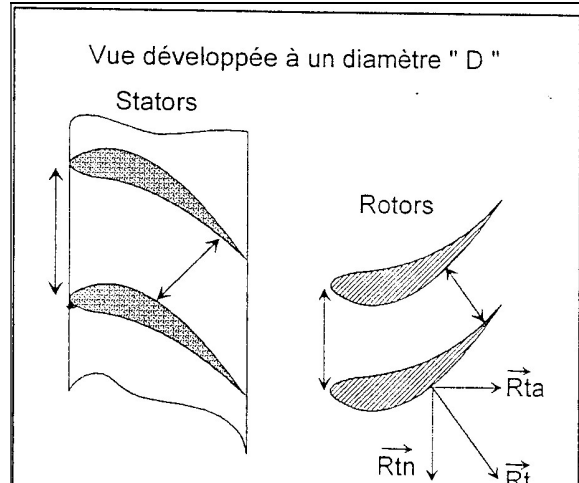
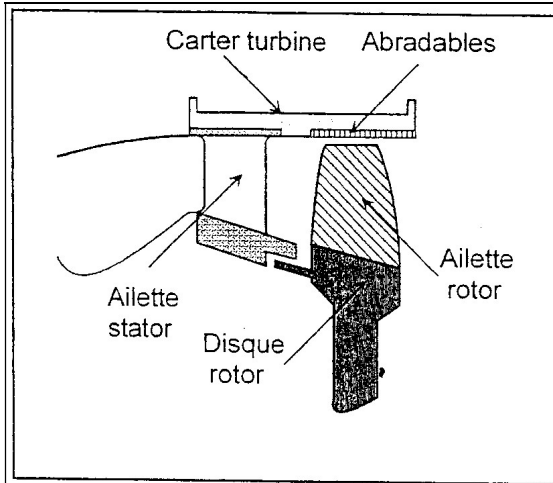
## 1/ Rôle

La turbine est un élément qui assure l'entraînement du compresseur et ces accessoires (*GTR*) ou un réducteur. En général un étage de turbine est constitué d'un *Stator* et d'un *Rotor*. Comme le compresseur il existe aussi des turbines de type Centrifuge et des turbines de type Axial.

Point de vue énergétique, la turbine prélève alors de l'énergie des gaz chaud venant de la chambre de combustion pour les transformer en énergie mécanique servant à tourner la roue turbine.

## 2/ Fonctionnement

L'air provenant de la chambre de combustion s'écoule dans les aubes fixes *Stators* ce qui fait transformer en vitesse l'énergie de pression du fait que le passage formé par deux aubes stators consécutives sont convergent. D'autre part les filets d'air seront dévié d'un certain angle pour attaquer la roue turbine ou ils vont prendre naissance les forces aérodynamiques provoquant la rotation de l'attelage.



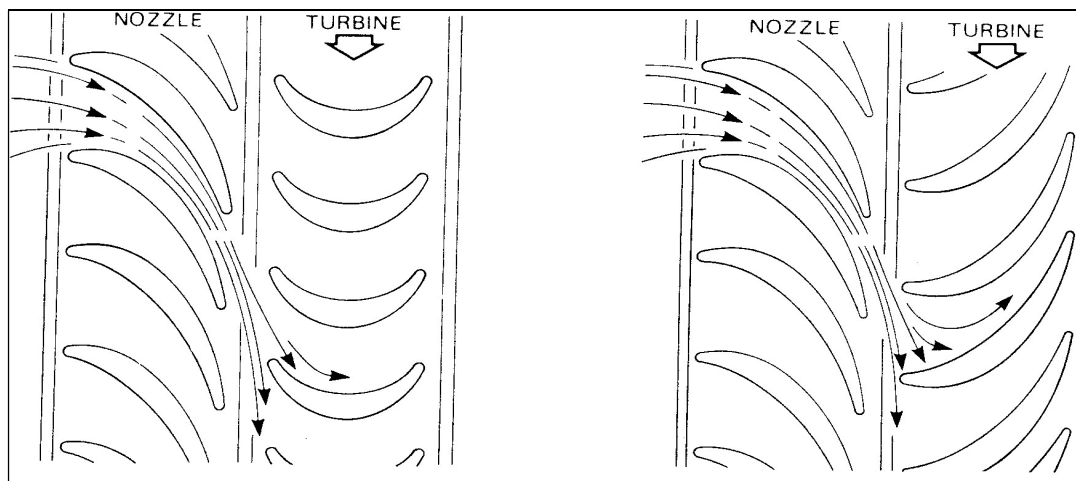
## 3/ Types de turbines axial

Dans les turbines il existe deux sortes distinguées la turbine a *Action* et la turbine a *Réaction*.



## a) Turbine à Action

Dans ce type de turbine l'action des gaz sur les pales de la roue provoque la rotation et toute la détente s'effectue dans le distributeur, alors la pression a la sortie de la roue et la même qu'a l'entrée. Ce type de turbine n'est pas utilisé sur les *GTR*.

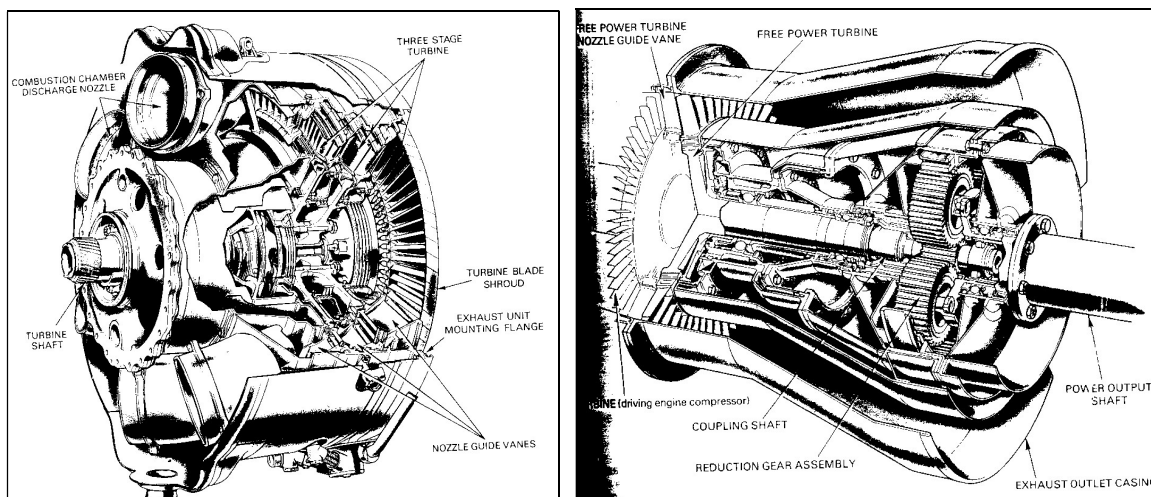


## b) Turbine à Réaction

Dans la turbine à réaction la détente des gaz chaud se réalise en partie dans l'attelage distributeur et le reste dans l'attelage rotor. La rotation de la roue est assurée par la résultante des forces aérodynamiques qui entraîne la roue.

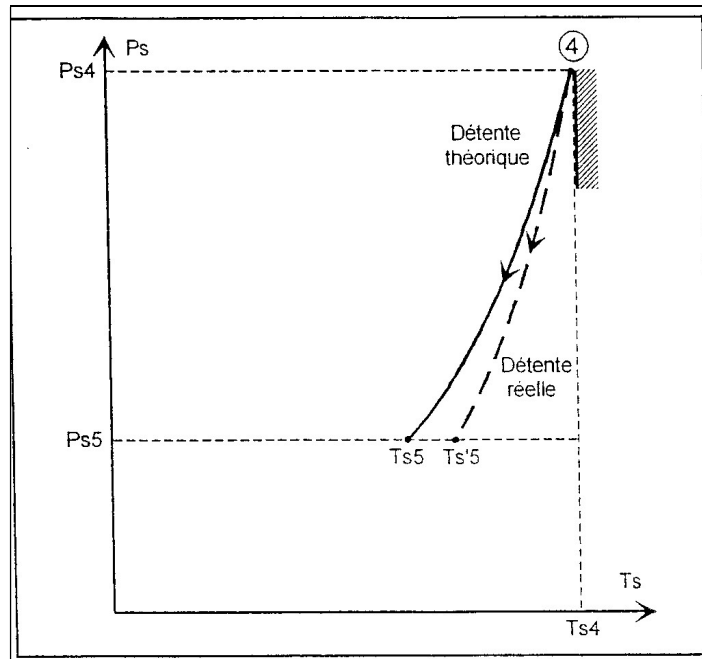
## c) Turbine Liée et Libre

La turbine est considérée comme liée si le bloc correspondant est en liaison avec le compresseur avec un même arbre. Dans le cas contraire on dit que la turbine est libre si elle est en liaison avec un arbre servant à fournir de la puissance utile à entraîner un élément externe.



**4/ Etude Thermodynamique**

Le fluide comme gaz parfait subit une détente adiabatique et réversible dans la turbine dans la station de 4 à 5 ce qui nous permet d'écrire le rapport de pression de détente turbine et la puissance théorique.



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

Et

$$\dot{W}_t = (\dot{m}_0 + \dot{m}_{fuel}) \cdot C_p \cdot (T_{t4} - T_{t5})$$

Comme pour le compresseur, la détente réelle n'est pas rigoureusement réversible ceci nous donne une puissance réelle qui s'écrit :

$$\dot{W}_{t \text{ réelle}} = (\dot{m}_0 + \dot{m}_{fuel}) \cdot C_p \cdot (T_{t4} - T'_{t5})$$

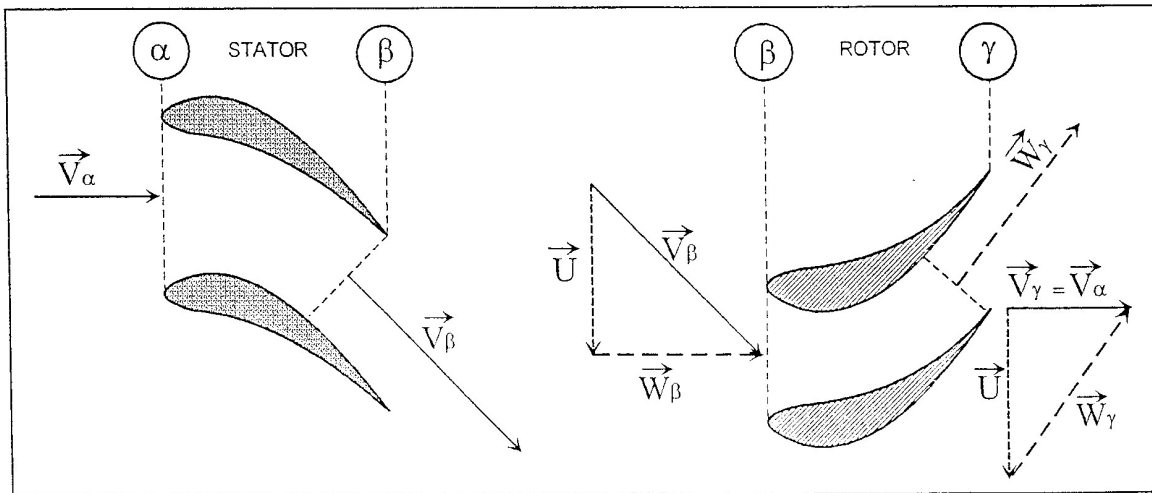
Le rendement de la turbine bien entendu est le rapport de la puissance réelle cédée par le fluide à la puissance théorique soit par :

$$\eta_t = \frac{T_{t4} - T'_{t5}}{T_{t4} - T_{t5}}$$

Le rendement de la turbine caractérise l'irréversibilité de la transformation elle est de l'ordre de  $\eta_t = 0.88$  à  $N_{max}$

**5/ Fonctionnement Aérodynamique D'un Etage de Turbine**

En caractérisant respectivement la station entrée et sortie des éléments d'un étage turbine avec les indices  $\alpha$  et  $\beta$ . Le diagramme de vitesse est représenté sur la figure ci-dessous.



On peut dire donc que la *détente des gaz* est partagée entre le stator et le rotor et qu'elle est obtenue par augmentation de la vitesse absolue dans le stator, et par accroissement de la vitesse relative dans la partie rotor.

Le taux de détente d'un étage de turbine est par définition le rapport de pression de l'entrée a

$$\tau_{dét} = \frac{P_{t\alpha}}{P_{t\gamma}} \approx 2.5$$

la pression de sortie pour un étage de turbine *HP* a  $N_{2max}$ . Si la turbine est constituée de n étage présentant un taux de détente moyen  $\tau$  et un taux de détente globale

donné on peut déduire alors pour un étage  $\tau_{dét} = \pi_g^{\frac{1}{n}}$ .

A titre d'exemple la turbine *HP* du *V2500* est dotée de deux étages de turbine. En performances maximales standard les pressions totales entrée et sortie sont respectivement de 416.95 et 82.9 *PSIA* soit un taux de détente globale  $\pi_g = 5.028$  ce qui est équivalent a un taux de détente moyen de l'étage  $\tau_{dét} = 2.24$ . Pour les étages *BP*, le taux de détente moyen est voisin de 1.35 a  $N_{1max}$ .

**6/ Degré de Réaction**

Le degré de réaction représente l'énergie récupérée dans le rotor sur l'énergie de pression perdu dans l'étage. Pour une turbine a action le degré de réaction est égale a zéro ce qui se traduit par une disposition de grille d'aube dans le distributeur fortement convergent.

Le travail de détente spécifique est proportionnel à la vitesse de rotation et aux carrée de la vitesse tangentielle. Qui est exprimé par:  $\dot{P}_t = C \cdot w = 2 \cdot \dot{m} \cdot U^2$

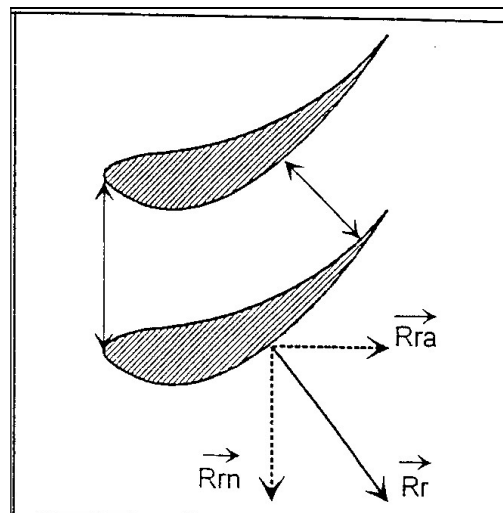
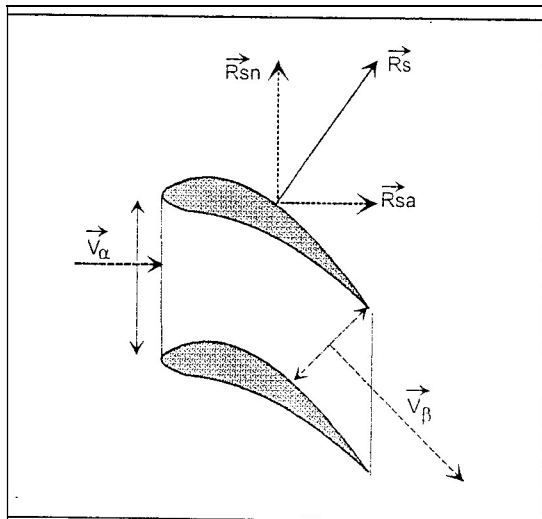
Toute fois pour des degrés de réaction différente de zéro la chute de pression est répartie entre le distributeur et le rotor. Le cas le plus intéressant est  $R^o = 0.5$ , dans ce cas les canaux sont également convergent dans le rotor et dans le stator et la puissance est exprimé par  $\dot{P}_t = C \cdot w = \dot{m} \cdot U^2$

Dans une turbine à action la détente est effectuée dans la grille d'aube stator, ainsi les gaz pénétrant dans le rotor sont à la température minimum possible, ce qui est un avantage indiscutable aux problème de résistance de matériaux posés par la turbine. De plus a vitesse circonférentielle égale à la puissance développée par une turbine à action est supérieur à celle développée par une turbine à réaction.

Mais la vitesse  $V_\beta$  à la sortie stator est très élevée (phénomène sonique) et de ce fait de nombreuses irréversibilités diminuent le rendement de la turbine.

**7/ Etude Technologique de la Turbine**

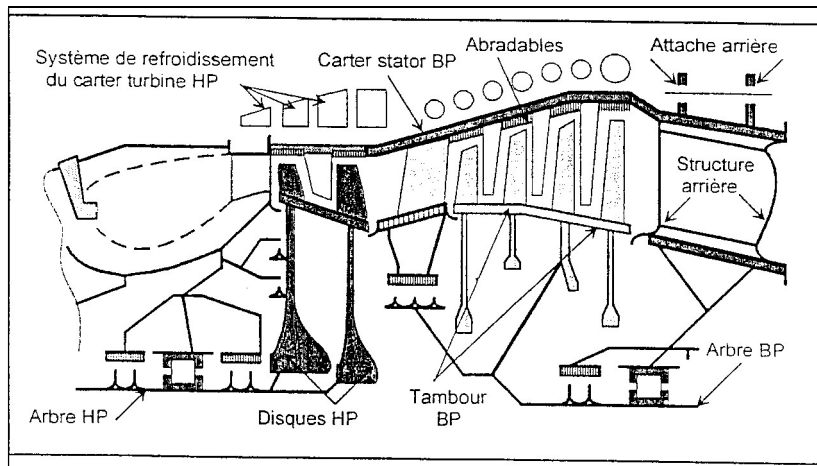
Les éléments de la turbine sont sollicités à des efforts aérodynamiques, thermiques et à la corrosion. Les matériaux utilisés sont des matériaux réfractaires à base d nickel chrome, cobalt et titane.



La réduction de la consommation spécifique du moteur nécessite d'utilisée des entrée turbines élevées que possible. Ce qui permet de réduire ainsi la masse de carburant à emporter où d'augmenter le rayon d'action.

L'augmentation de la température entrée turbine est limitée par la température est limité par la tenue mécanique des aubes distributeurs et de la roue mobile. En effet quand la température augmente les matériaux sont moins résistant de plus il apparaît un phénomène qui limite la durée de vie de pièces "*le fluage thermique*".

A ces effets s'ajoute la corrosion aux hautes températures. Afin de résister à de telles contraintes, les ailettes stators et rotor *HP* est en acier fortement allié qualifié de *Réfractaire* a cause de leur bonne tenue mécanique. Le *cobalt* assure la tenue thermique du matériau. Le *Nickel* améliore la résistance au *fluage* tan disque le *chrome* garde une résistance a la corrosion à haute température.



Le disque et l'arbre sont en générale en acier inoxydable de type *Inconel* et afin de réduire les charges centrifuges le disque a une forme élargie à la base et diminue vers la périphérie. Elles permettent de concentrer les masses vers les plus faibles diamètres ce qui réduit la charge essentiellement au niveau de la gante de fixation des ailettes.

Les carters turbines *HP* et *BP* anti-éclatement sont dotés dans leur partie interne, d'abrasives en acier inoxydable. Ces derniers sont équipés à leur périphérie d'un dispositif de refroidissement qui permet de contrôle de jeux entre les extrémités des ailettes rotor et les abrasives. Il est piloté par une fonction spéciale du régulateur de carburant permettant de jouer sur la quantité d'air de refroidissement.

Dans le *GTR* les aubes mobiles vont s'allonger à chaque période de fonctionnement suite à l'effet thermique et la force centrifuge. Le critère de dépose d'un élément s'obtient en choisissant un allongement inférieur à celui de la rupture. Des solutions sont donc apporté pour augmenter la durée de vie des pièces en jouant sur :

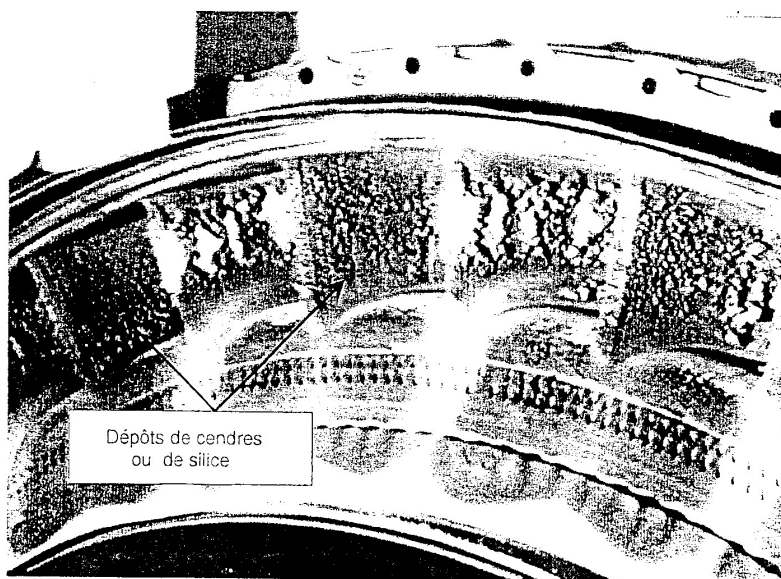
- Abaisser la température au sein du matériau
- Améliorer les matériaux à haute de température
- Ou les deux à la fois

## 8/ Effets des dommages

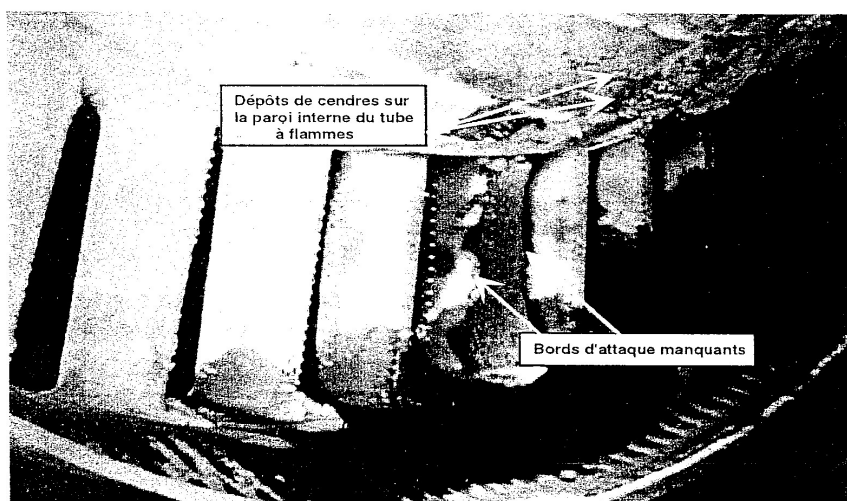
Les dommages occasionnés sur les turbines peuvent avoir plusieurs origines mais se traduisent tous par des dégâts importants. De par sa conception le moteur assure une rétention des éventuels débris métalliques provenant d'une éventuelle rupture. C'est pourquoi les cratères sont d'une certaine épaisseur et renforcés par des redresseurs externes.

Les causes de rupture sont en général dues au dépassement de température, survitesse, pompage compresseur ou d'une défaillance du système de refroidissement.

Toutes fois les dépôts de cendres volcaniques donnent un effet nocif sur les ailettes car en effet à haute température la cendre se transforme en silices ce qui obture plus ou moins partiellement les orifices de refroidissements des aubes figure ci-dessous



Cette obstruction génère une hétérogénéité thermique sur la hauteur de l'aube pouvant provoquer par surchauffe, la fusion partielle ou totale des bords d'attaque comme nous pouvons le voir sur la vue suivante



## 9/ Matériaux Turbine

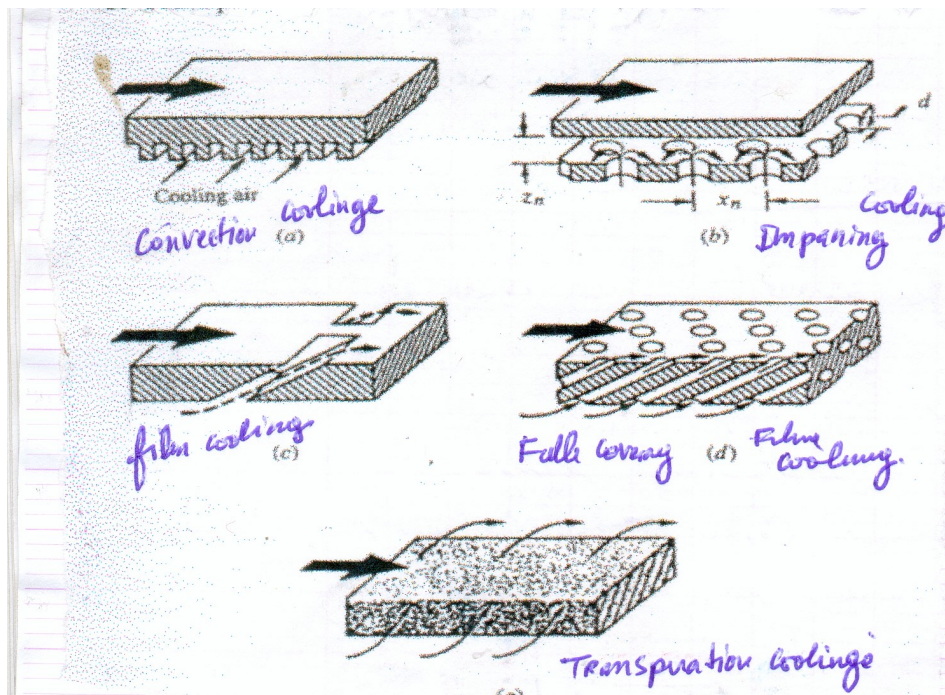
Les matériaux retenus dans la réalisation des éléments de la turbine sont classés en :  
(Voir annexe pour plus de détails)

:

- Acier à structure fer réticule résiste jusqu'à 600°C
- Acier à structure austénitique résistant à chaud jusqu'à 750°C
- Alliages spéciaux à base de nickel et chrome avec comme élément d'addition titane, tungstène molybdène et cobalt. Nimonic (Angleterre) 100, 105 on peut attendre 1150 – 1200° K (teneur ou cobalt T°)
- cerments définis par des matériaux céramiques qui est un métal difficile d'usinage et moins résistant au choc.

## 10/ Refroidissement

Le gain de température peut se réaliser aussi en réalisant en plus de la métallurgie un refroidissement des aubes. Ce qui nous permet d'atteindre une température de travail de l'ordre de 1300° - à 1400° K ou un peu plus à l'entrée turbine.



On distingue deux modes de refroidissement essentielles par convection forcée, par jet et film protecteur ou bien par transpiration.

## A/ convection interne:

Le refroidissement de la paroi de l'ailette est assuré par échange thermique entre les gaz chauds externes et le fluide circulant à l'intérieur de l'aubage à travers la paroi on note dans ce cas alors les différents types.

### Chemisage :

Dans ce type une chemise en tôle est insérée à l'intérieur de la section de l'ailette. Cette dernière permet à l'air de circuler entre les 2 chemises puis de s'échapper par le bord de fuite.

### Par cavités:

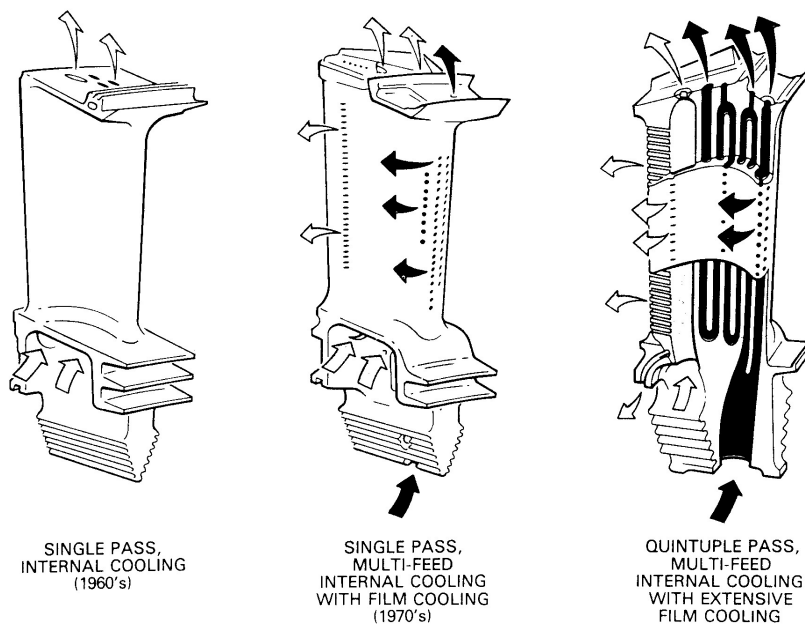
Des labyrinthes de canaux sont logés à l'intérieur de l'aube et permettent le refroidissement elle est obtenue par moulage fonderie (onéreuse)

### par canaux:

Lorsque les contraintes centrifuges sont trop élevées les constructeurs adoptent la technique des refroidissements par canaux, en effet ces derniers sont des petites cavités cylindriques implantées sur toute la hauteur de l'ailette. L'air arrive de l'emplanture et circule dans les canaux et sera éjectée par la périphérie

## B/ Par film protecteur et jet:

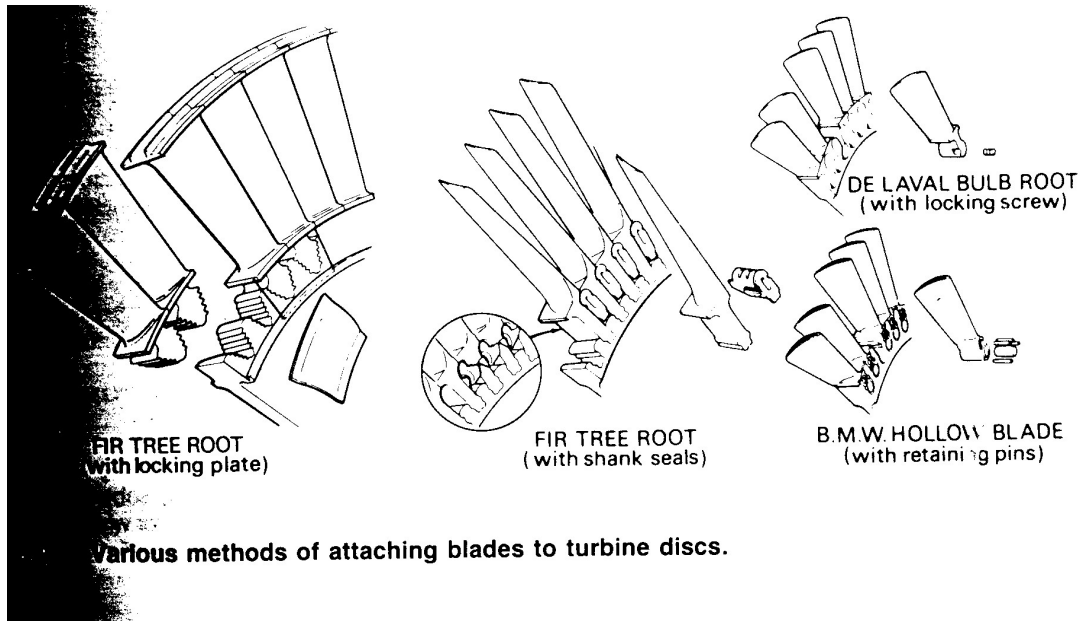
De l'air sous pression prélevée du compresseur est injecté dans des canaux percés qui sortent sur la paroi externe en jet puis il sort de petits orifices en formant un film protecteur entre la paroi externe et les gaz chauds circulant ce type de refroidissement utilisé donne un meilleur résultat.





**11/ Fixation des ailette ROTOR-DISQUE**

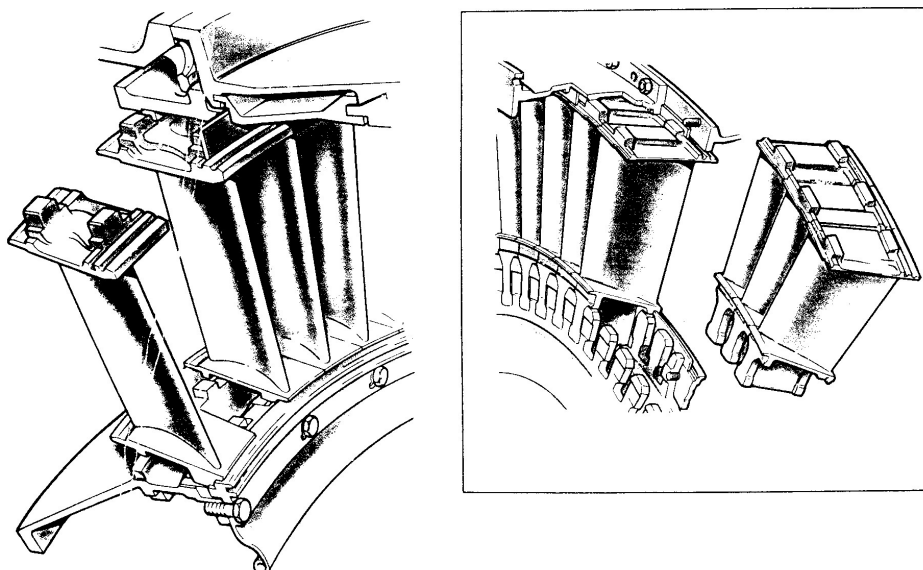
Afin de pouvoir supporter la charge centrifuge et transmettre le couple moteur au disque la liaison est assurée par une fixation du type *sapin*. Celle-ci permet, par augmentation de la surface de contact, de transmettre une contrainte moins importante pour un matériau donné.



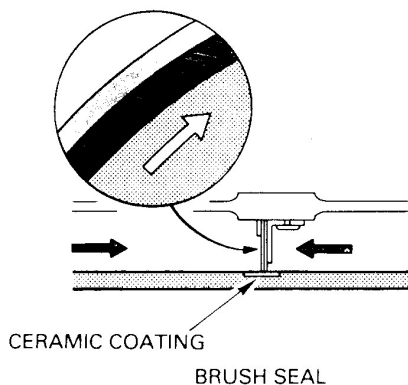
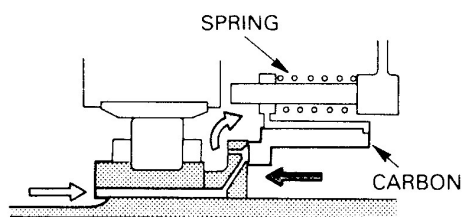
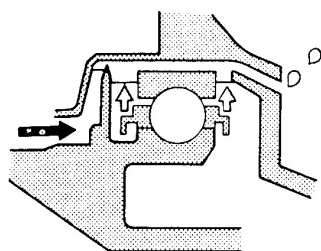
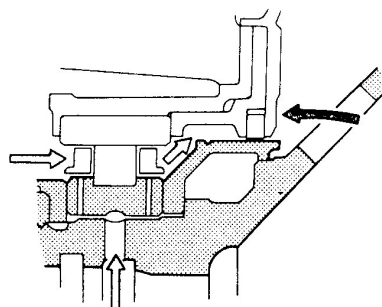
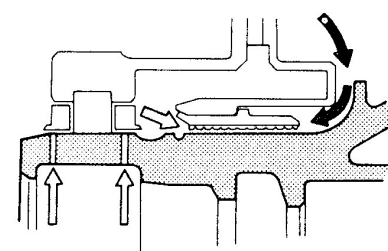
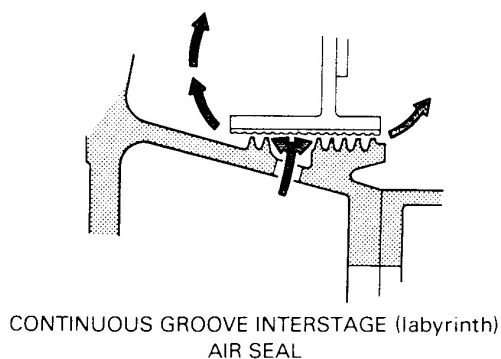
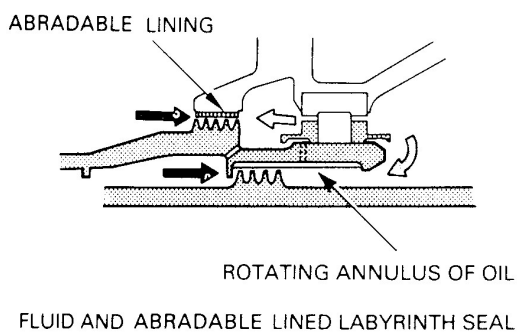
5

Cette forme est obtenue par une opération de brochage avec un outil de forme arrachant la matière à des passes consécutives afin d'obtenir la forme désirée. Bien entendu, le disque obtenu par procédé de moulage et usinage est doté de la même empreinte que l'aube. Ces opérations sont d'un coût élevé.

Pour les aubes stator elles sont donc fixé par unité ou regroupé en paquet de trois et retenue par une virole à leur extrémité.



Pour assurer une étanchéité au niveau de l'attelage turbine des labyrinthes sont alors installés et présenté :



- Sealing air
- Oil
- Rotating assemblies

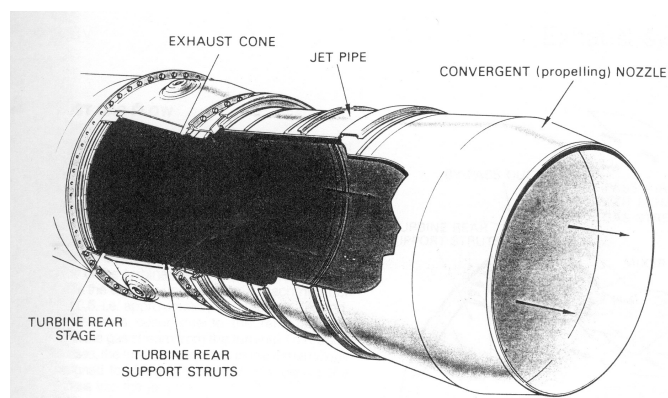
# Dispositif D'éjection

## 1/ Rôle

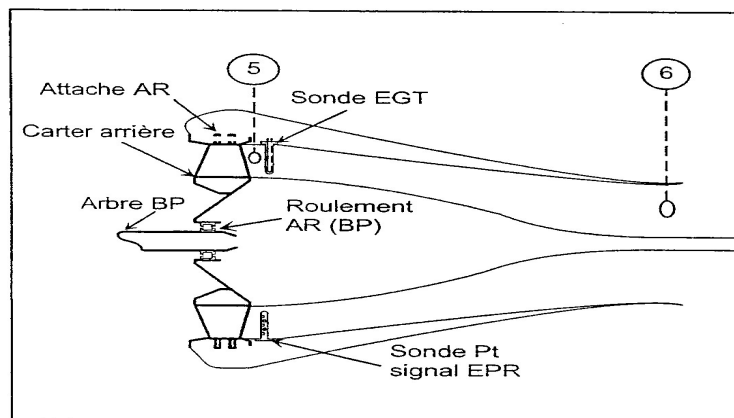
Le système d'échappement a pour rôle de réaliser la détente pour évacuer les gaz brûlés à l'extérieur par éjection toute en générant la poussée. Cette dernière est caractérisée par la forme de la section de passage de l'échappement, la vitesse d'éjection de l'écoulement, la pression et la température avant et après la détente.

## 2/ Description

Le dispositif d'éjection est constitué généralement d'un carter d'échappement dit diffuseur et d'une tuyère. Le carter permet la liaison de la turbine à la tuyère et le bon écoulement des gaz brûlés sortant de la turbine. Tan disque la tuyère poursuit la détente et crée une énergie cinétique permettant de produire une quantité de mouvement engendrant la poussée.

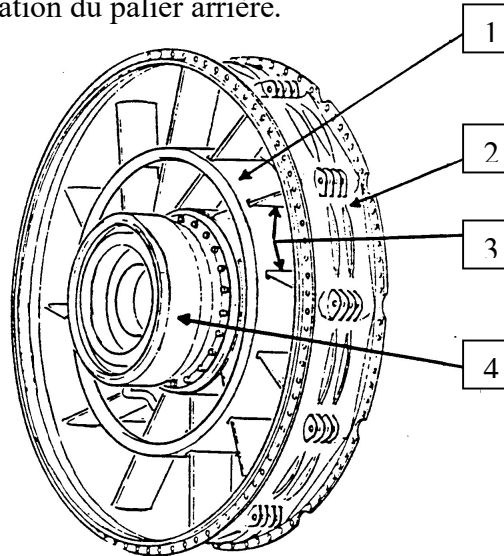


Sur les **GTR DF** il existe deux tuyères une pour l'écoulement centrales dites primaires et l'autre pour le flux froid dite secondaire. Dans la majorité des cas la tuyère est constituée d'une enveloppe en tôle résistante a la température elle est liée au carter par l'intermédiaire d'une bride d'assemblage.



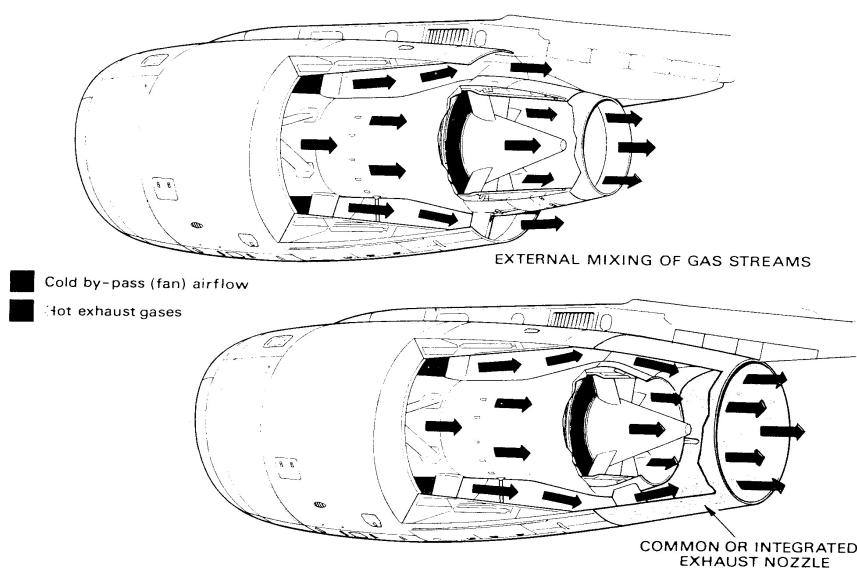
Sur la tuyère primaire il existe un cône interne assurant la continuité de la veine d'air des gaz 'déjection d'une part et permet le refoulement de l'air de pressurisation des boîtiers de certains roulements des attelages.

Le carter d'échappement se compose une partie centrale conique (1), qui assure la continuité de la paroi intérieure de la veine, une enveloppe (2) qui assure la continuité de la paroi extérieure de la veine, de bras (3) dont le rôle aérodynamique est de ramener vers l'axe l'écoulement dévié dans la turbine et dont le rôle technologique est de maintenir et de soutenir et enfin la structure (4) de fixation du palier arrière.



### 3/ système d'échappement (Section Fixe Simple Convergent)

L'échappement des gaz sur les *GTR* s'effectue par un canal convergent. La détente est caractérisée par le rapport de la pression au col à celle de l'entrée tuyère. Cette dernière s'effectue sans échange de chaleur il permet de transformer l'énergie de pression en énergie cinétique.



La tuyère est caractérisé par son taux de détente rapport de la pression totale à la pression statique soit  $\frac{P_{t9}}{P_9}$ . Au maximum avec un simple convergent, on peut obtenir que  $M_9 = 1$  c'est-à-dire une tuyère sonique. La valeur de détente dans ce cas est nommée rapport critique  $R_c = \frac{P_{t9}}{P_9} = 1.893$ .

- Si  $\frac{P_{t9}}{P_9} < R_c$  alors la vitesse d'éjection est inférieure à la célérité la tuyère est subsonique est adaptée et  $P_9 = P_0$
- Si  $\frac{P_{t9}}{P_9} = R_c$  alors  $M_9 = 1$ , la tuyère est sonique et  $P_9 = P_0$
- Si  $\frac{P_{t9}}{P_9} > R_c$  la tuyère est sonique  $M_9 = 1$  on a dans ce cas  $P_9 > P_0$

Pour le dernier cas la détente est incomplète et par conséquence on aura une poussée additive nommée poussée de culot équivalente à  $(P_9 - P_0) \cdot A_9$  d'une part mais ce ci s'accompagne d'un accroissement de la pression et de température totale sortie turbine engendrant aussi une augmentation de la pression et la température entrée turbine donc le fluage turbine s'accroît au détriment de la durée de vie de ses composants. C'est pour quoi les **GTR** civils fonctionnent avec des taux tuyère inférieur ou égal à  $R_c$ .

Pour le **CFM 56-5A** les valeur de pression sortie tuyère sont  $P_{t9} = 1.38 \text{ bar}$  et  $P_{t19} = 1.55 \text{ bar}$  le rapport des pression respective à la pression ambiante  $P_0 = 1.013 \text{ bar}$  sont inférieur à  $R_c$ . Les valeurs des vitesse d'éjection respective au flux chaud et froid sont  $V_9 = 369 \text{ m/s}$  et  $V_{19} = 282 \text{ m/s}$ .

#### **4/ système d'échappement (Section Variable GTRDF+PC)**

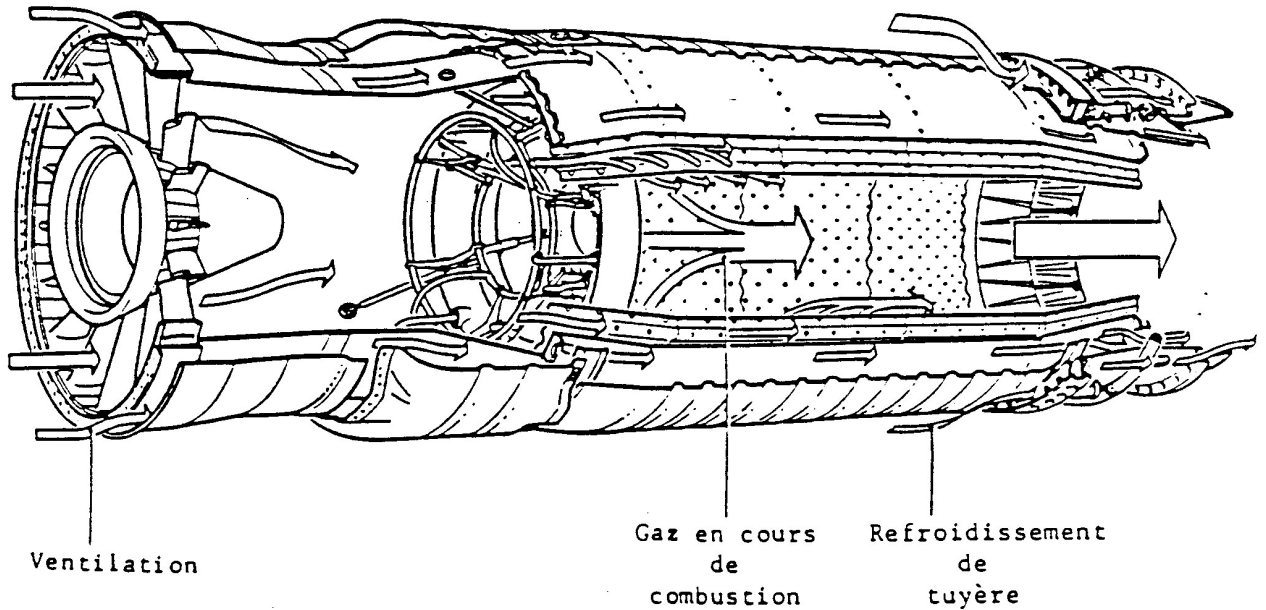
Certain moteur sont équipée de dispositif d'échappement à section variable à la sortie qui permet d'adapter la tuyère aux différentes conditions de fonctionnement. Elle s'impose par ailleurs dans les réacteurs équipés de post-combustion afin de ne pas affecter le générateur de gaz.

Le canal PC est doté d'une chambre de combustion annulaire, dans le quelle un diffuseur particulier nommé accroche flammes assure d'une part l'injection du débit carburant post combustion et d'autre par, grâce à sa forme, permet la stabilisation de la flamme.

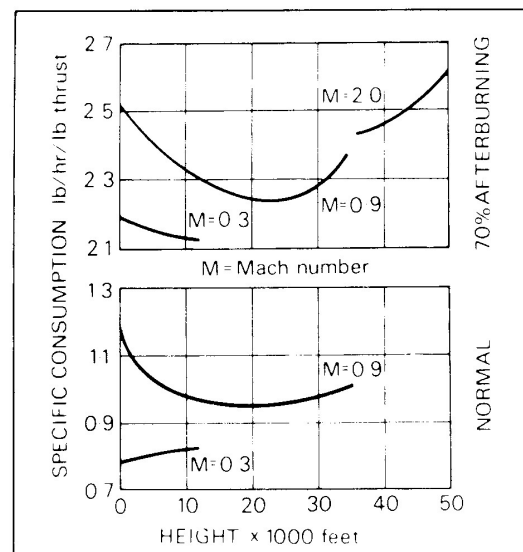
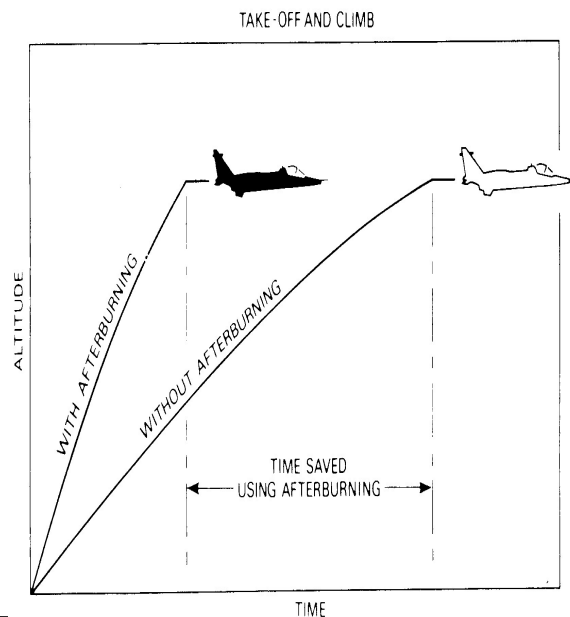
Le carburant enflammés dans ce canal développe une puissance calorifique importante qui sera transformé en puissance cinétique dans une tuyère qui doit être obligatoirement variable.

En effet, le moteur fonctionne PC allumée ou éteint avec le même débit de masse d'air. En fonctionnement PC, la combustion augmente fortement la température des gaz d'éjection et puisque la masse volumique varie avec la température il est nécessaire de faire varier la section, afin de ne pas perturber le fonctionnement du générateur de gaz.

De ce fait la section de la tuyère d'éjection augmente avec la charge thermique du canal de post-combustion.



En comparaison avec les moteurs simple flux équipé de PC le **GTR DF +PC** permet de minimiser l'augmentation de la consommation spécifique, ce qui se traduit par une augmentation du rendement global et donc un coût d'exploitation plus faible.

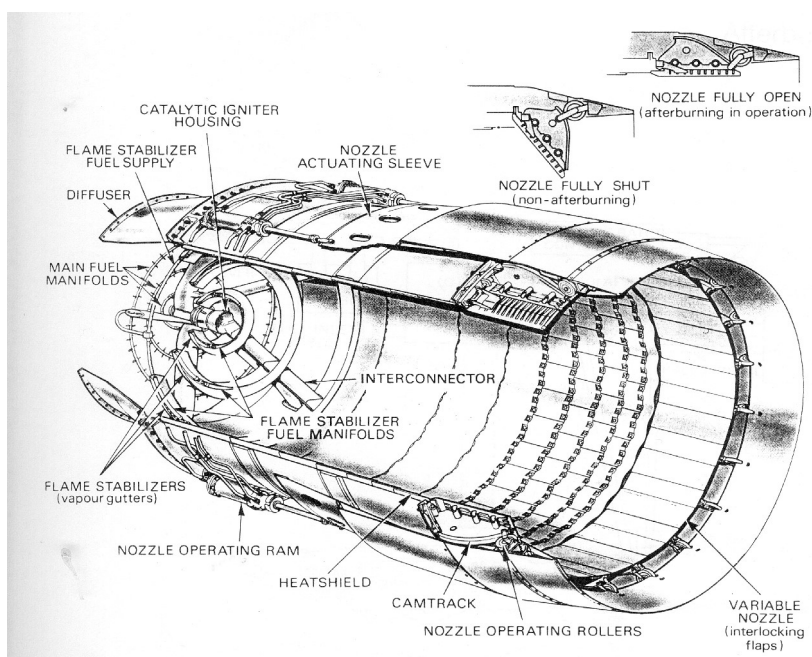
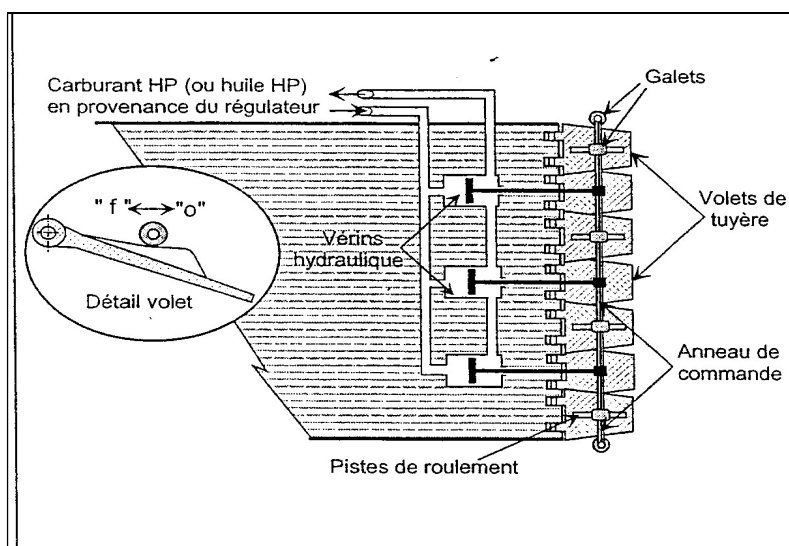


## 5/ Types De Tuyères

Pour réaliser la variation de la section des solutions sont adoptées en réalisant une tuyère :

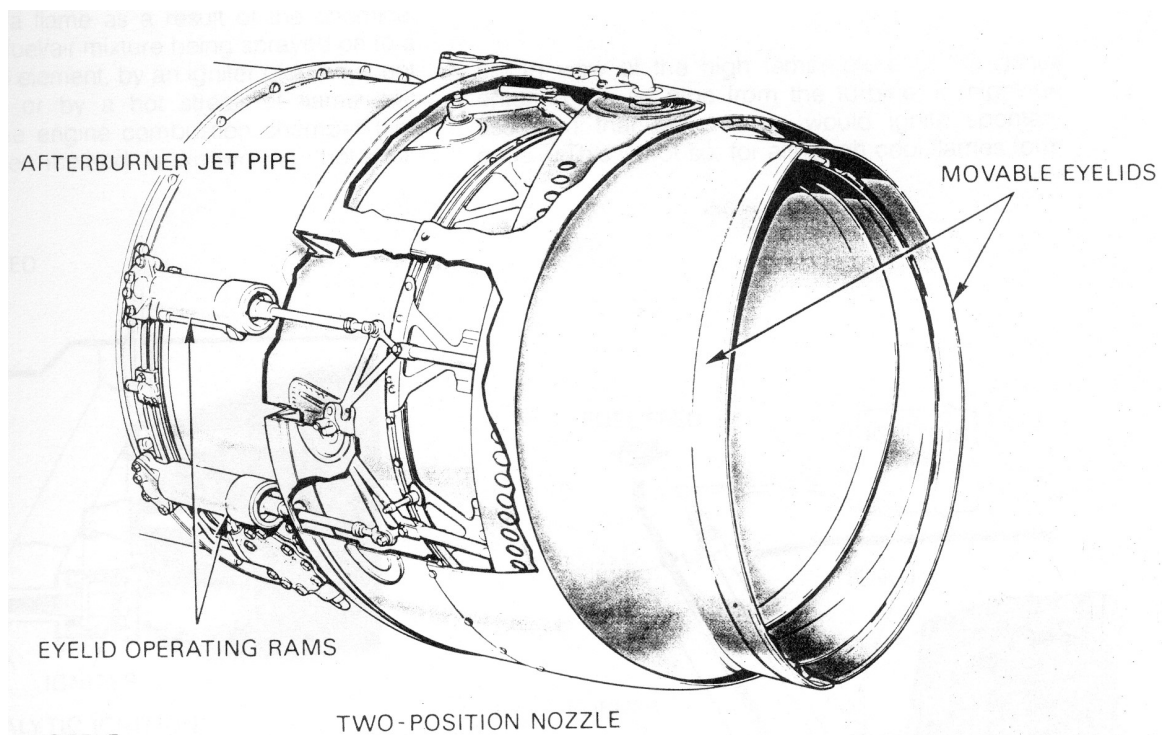
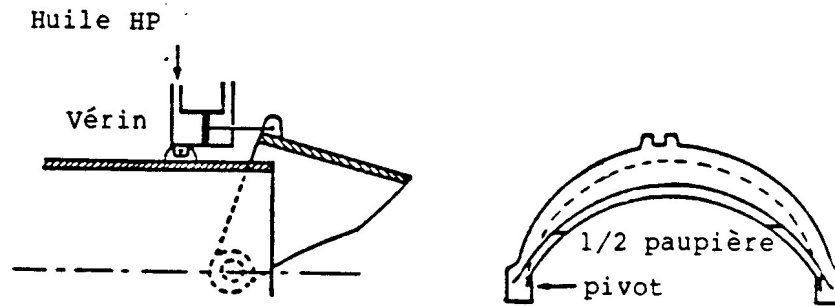
### a) Multi volets

Dans Ce cas une série de volets de forme trapézoïdale imbriqués et articulés sur le carter arrière du canal de postcombustion. Les volets sont dotés à leur périphérie d'une piste, sur laquelle roulent des galets montés sur un anneau circulaire dont le déplacement est assuré par des vérins hydrauliques double effet, alimentés par du carburant ou l'huile **HP**.



## b) A paupière

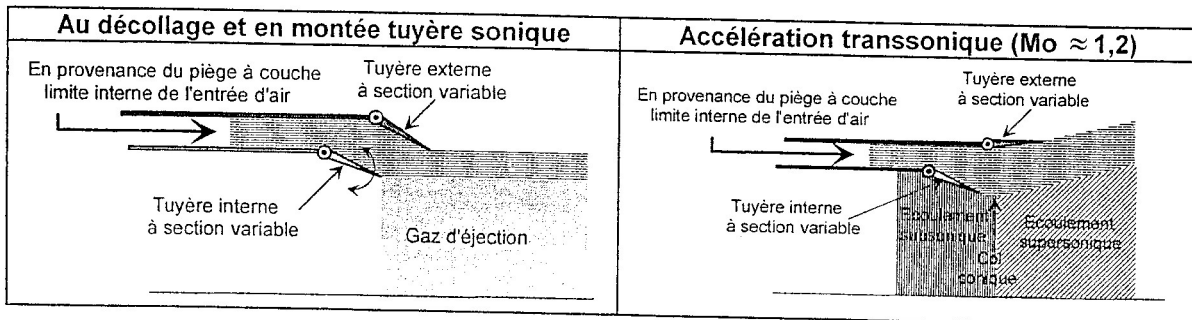
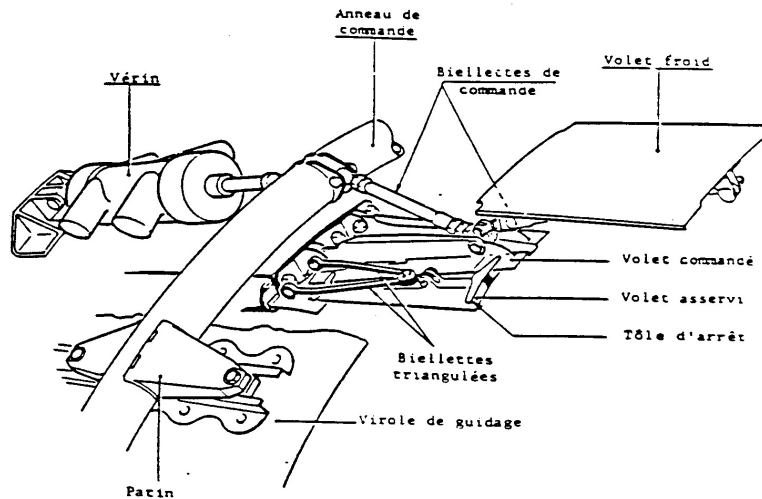
Dans ce cas les paupières sont en effet deux volets a secteurs pseudo coniques qui pivotent autour d'un axe perpendiculaire a l'axe moteur. Ces deux volets sont commandés par des vérins hydrauliques à double effet. La réalisation de ce type de tuyère est très simple, mais lorsque les paupières sont fermées on observe des fuites importantes au niveau du raccord entre les deux paupières.





**c) Tuyère Convergente divergente**

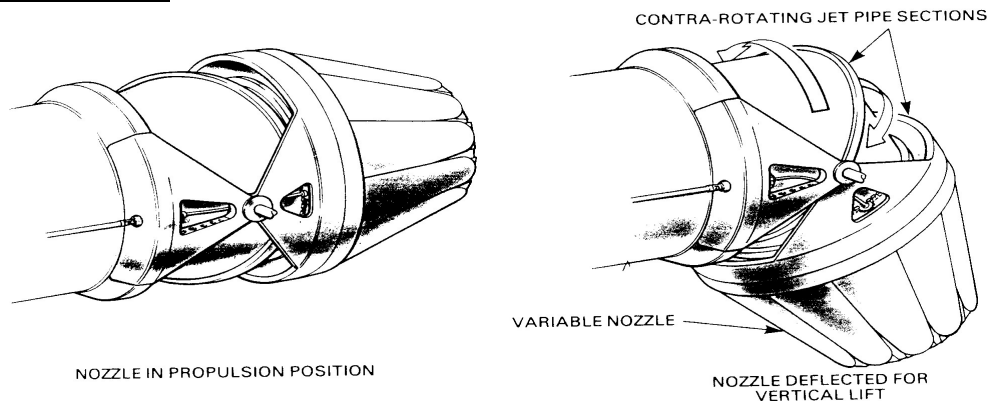
Une tuyère simple convergente ne peut dépasser la célérité du son qui atteinte au col. Pour atteindre un régime supersonique il est nécessaire d'avoir un divergent après à condition que la pression statique au col soit supérieur à la pression ambiante c'est pourquoi il faut aussi que le divergeant soit a section variable. Le dispositif utilisé comporte une tuyère multi volets qui canalise un flux chaud dans les volets interne pour un convergent et un volet pour le flux externe froid qui forme un divergent.



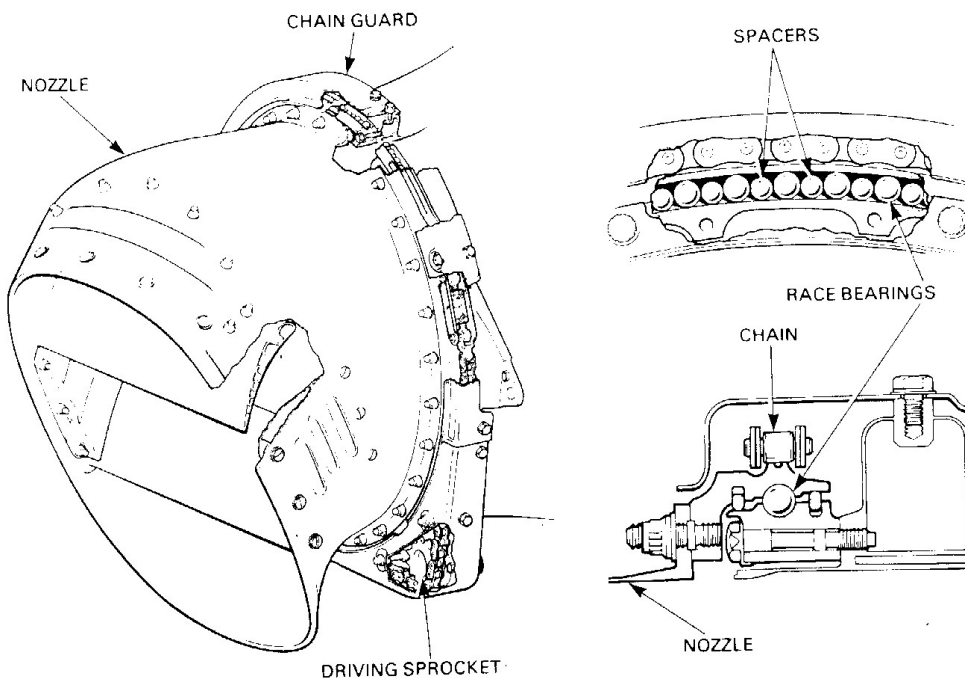
**d) Tuyères Spéciales**

Il existe des tuyères spéciales permettant de réaliser des décollages et atterrissage court ou à décollage verticale, on note parmi eux :

**Tuyère Déflecteur**

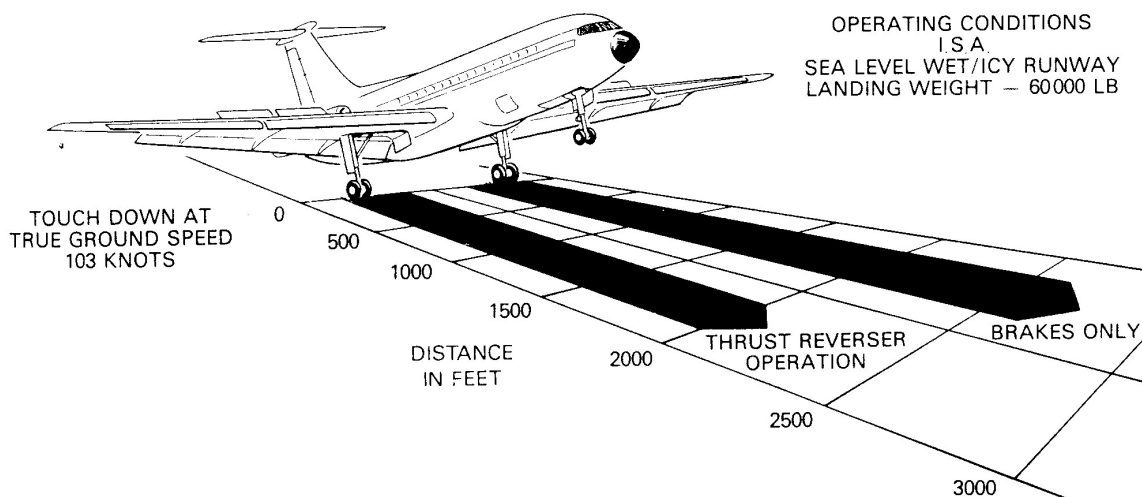


## Tuyère latérale Rotatif



## 6/ Dispositif d'inversion de poussée

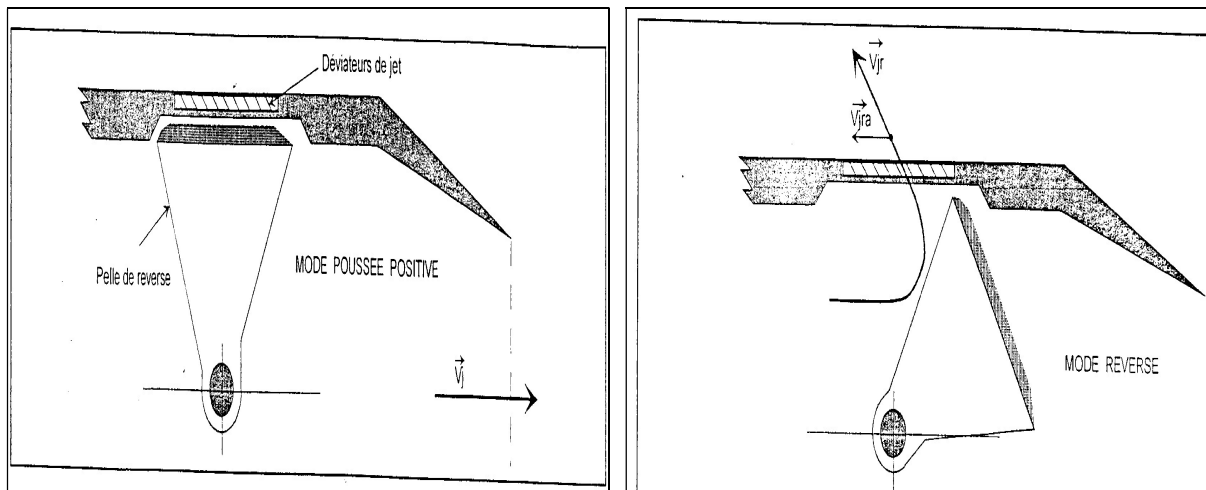
Le dispositif d'inversion est un équipement de la tuyère permettant de réaliser l'inversion du flux d'éjection pour assurer un freinage de l'avion. Ce dispositif n'est actif que si l'aéronef est au sol "**Tutch Down**" roue au sol en roulage, cependant l'inversion du flux se réalise progressivement et réalise un gain dans le temps et la distance de freinage sur piste.



Sur les **GTR** l'inversion peut être sur le flux froid ou le flux chaud pour les **GTR DF** a haut taux de dilution l'inversion se réalise sur le flux froid du moment que la poussée délivré est plus importante. Toutefois sur les **GTP** l'inversion se réalise sur l'inversion du pas de l'hélice. On remarque d'autre part qu'il y a un gain considérable dans la distance de freinage.

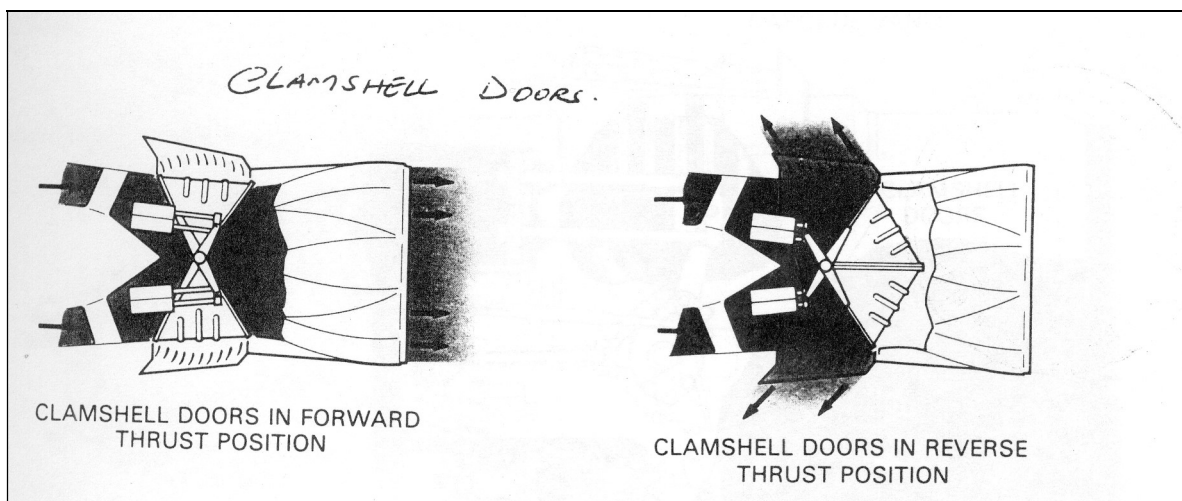
## 7/ Principe sur un GTR Simple Flux

En mode normal ou poussée positif des pelles de reverse obturent des grilles déviateurs et les gaz sortent par la tuyère animés d'une vitesse d'éjection. Lorsque l'aéronef est posé, la commande de gaz est ramenée en buté ralenti et le pilote actionne une commande de reverse qui active les pelles en mode fermeture et obture alors la tuyère et forcent les gaz d'éjection à passer au travers des grilles déviateurs.

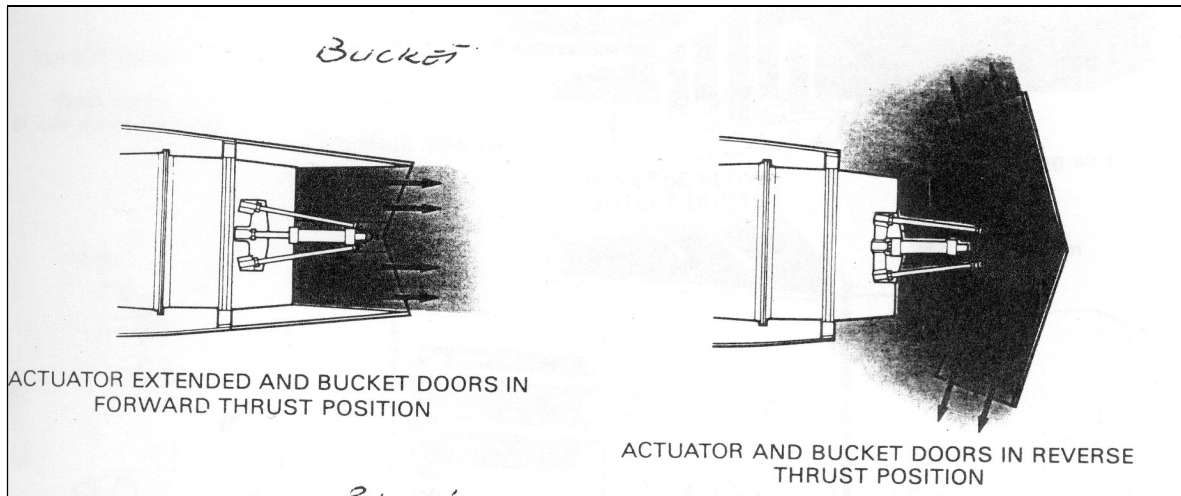


Les gaz d'éjection sortent avec une vitesse  $V_{9r}$ , dont seul la composante axiale participe à la poussée. Cette dernière est bien négatif sont efficacité est d'autant plus grande que la vitesse avion est élevée au début de l'atterrissage ou que le débit d'air est grand (augmentation de régime).

### Inverseur a coquille



## Inverseur a volets



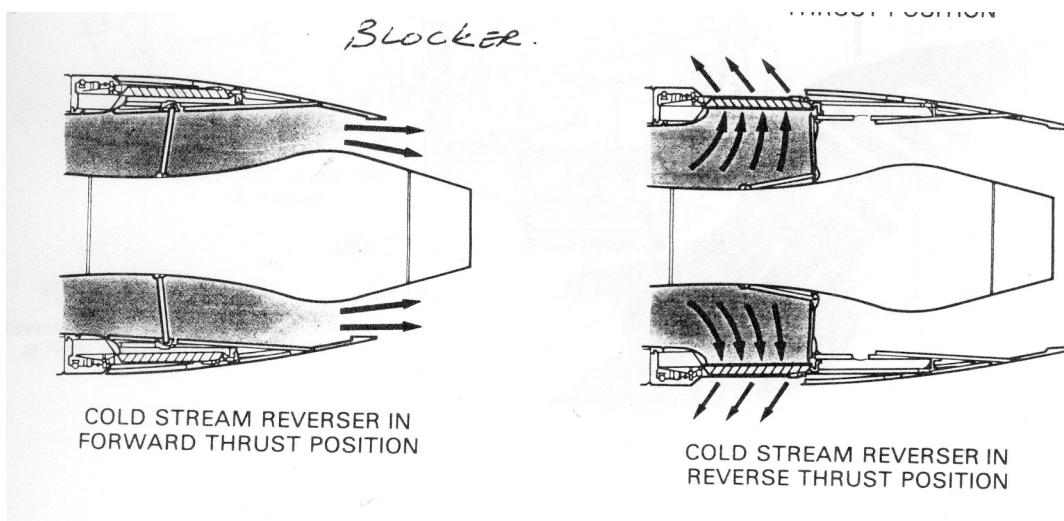
La décélération par riveuse est arrêté une fois l'avion arrive à 60 à 80 kt (IAS). La décélération de l'avion est ensuite assurée par l'activation des freins de roues.

## 8/ Inverseur GTRDF ( $\alpha > 5$ )

Sur les moteurs double flux les inverseurs sont installées sur les tuyères externes car aux faibles altitudes le flux froid génère 70% à 85% de la poussée totale du moteur. En distingue deux constructions actuels "*capotage en translation*" et *reverses à portes*".

### Capotage en translation

En mode poussée positif le dispositif reverse est en position rentrée verrouillé le carénage dans ce cas obture les grilles déviatrices ou cascades et une série de volets s'intègre dans la partie interne du capot reverse. Chaque volet est muni d'une biellette l'une de ses extrémités est articulé à la partie supérieure du volet, l'autre extrémité pivote par un axe fixé sur le capot fixe de la partie chaude moteur.

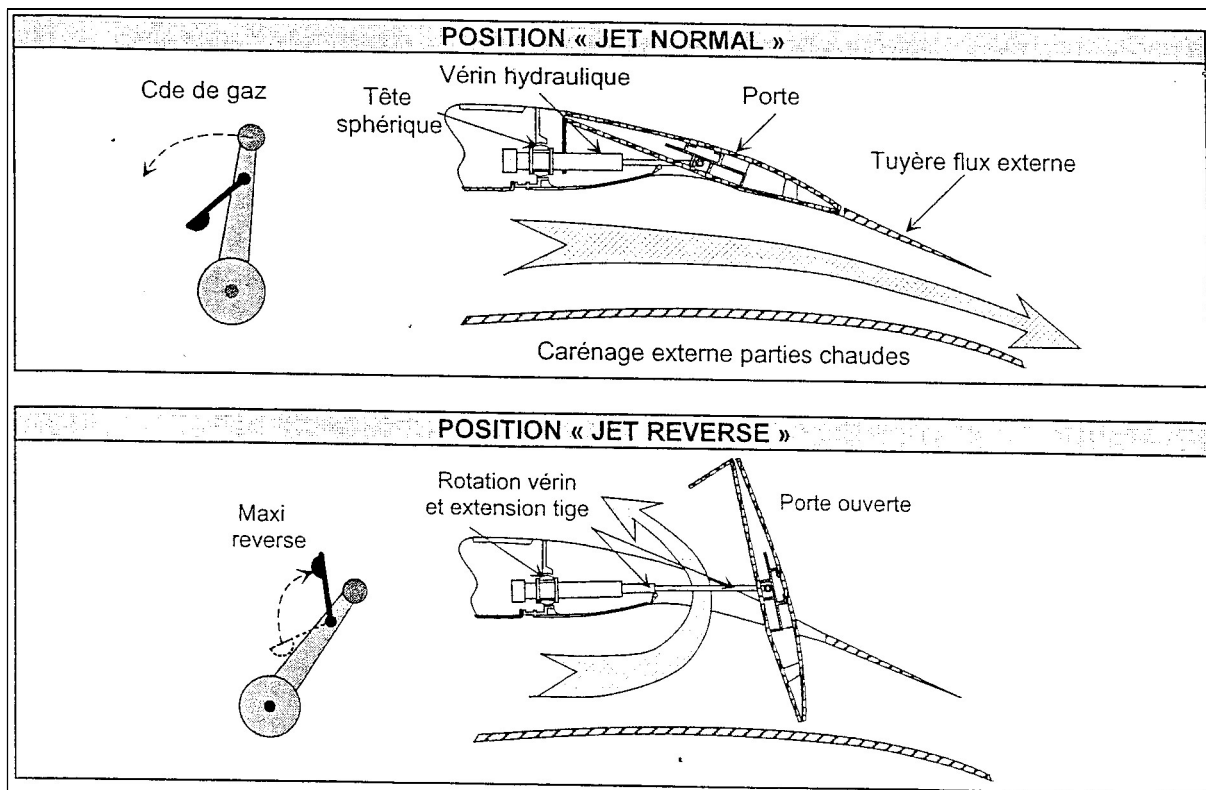


Sous l'action des vérins, le capotage se déplace vers l'arrière dégageant les cascades et entraînant en translation les pelles. Par l'intermédiaire des biellettes, ces dernières pivotent et obturent le conduit de la tuyère externe, forçant le flux externe à traverser les déviateurs. La poussée inverse peut atteindre environ 30 à 48 % de la poussée totale de décollage.

## Reverse à portes

Toujours installées en amont de la tuyère du flux externe, celle-ci diffèrent des précédentes par le fait que le carénage est fixe et, que chaque demi capot est doté de deux portes ou pelles basculantes. Chacune d'entre elles est commandée par un vérin hydraulique. Chaque demi capotage est articulé en position haute sur le mat moteur et les deux demis capots sont verrouillés entre eux en partie basse.

Ce système de reverse mis au point par des firmes françaises est monté sur les moteurs **CFM 56-5** équipant les **A320** et **A340**. Comparativement au système à translation, ce dernier ne nécessite pas de déplacement de carénages réduisant le nombre de pièces mobiles, est un coût de maintenance plus faible. Bien que n'occultant pas la totalité de la veine d'air secondaire, la partie externe des portes se comporte comme un aérofrein, ce qui fournit la même efficacité que leurs homologues en fonction normale.

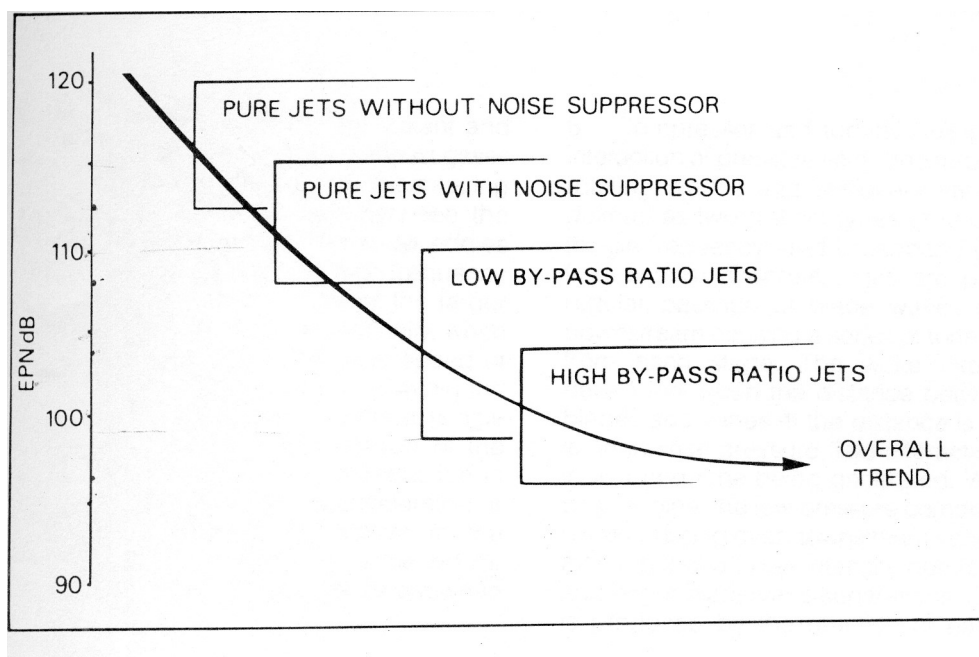


## 9/ Bruit Génère Par Les Turbomachines

De part leur fonctionnement, les turbomachines génèrent du bruit, dont les principales sources sont ceux générés par les gaz chauds d'éjection animés de vitesses élevées à haute température et heurtent l'air ambiant au repos. Les autres sources proviennent des masses d'air en rotation qui sont arrêtées par des parties stators qui est analogue à celui d'une sirène et ceux de la combustion.

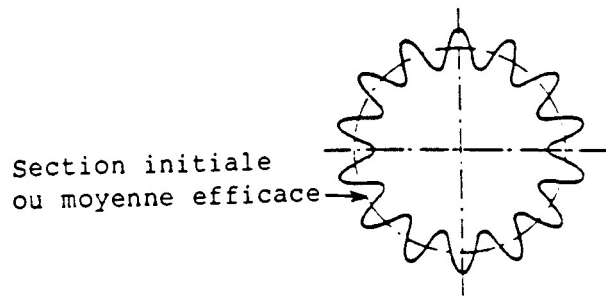
La gêne auditive étant d'autant plus intense que la vitesse d'éjection est élevée. Les **GTR DF** de nouvelle génération présente une solution adéquate et sont beaucoup moins brouillant que leur homologues **GTR SF** et **GTR +PC**. Cependant sous l'action de la réglementation les utilisateurs d'aéronef motorisés par les **GTR DF** de première génération  $\alpha \approx 1$  sont encouragés à se mettre en conformité avec la réglementation et rendre le moteur moins bruyant ou d'acquérir de nouveaux moteurs respectant les normes de bruits.

Pour cela, des dispositifs nommés silencieux sont installés dans la tuyère. Ces dispositifs utilisent tous un même procédé qui consiste à améliorer la dilution des gaz chauds avec l'air ambiant. En augmentant leur surface de contact.

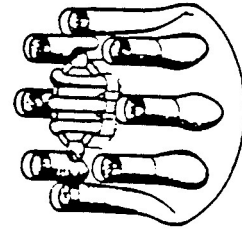


Sur le graphe ci-dessus nous avons représenté les niveaux de bruit en EPND B pour différents moteurs. Parmi les atténuateurs de bruit en distingue ces réalisations technologiques :

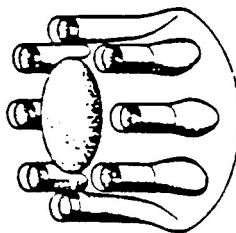
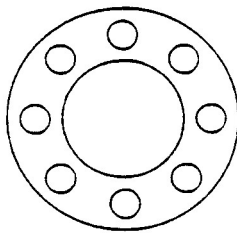
DISPOSTIF MARGUERITE



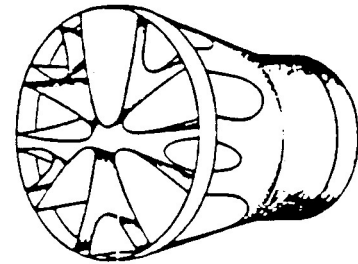
COMBINAISON MARGUERITE  
TUYAUX D'ORGUE



DISPOSITIF TUYAUX D'ORGUE

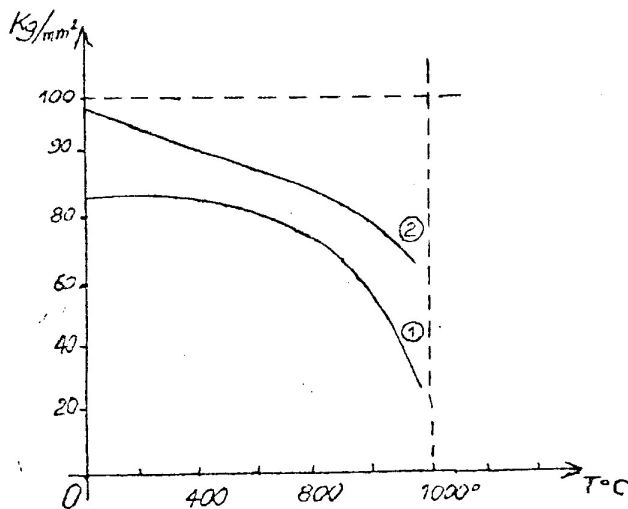


SILENCIEUX A LOBES



# ANNEXE

- COMPOSITION ET CARACTERISTIQUES MECANQUES -	
A : Milieu céramique	B : Constituant métallique
<u>Nitrures</u> : TiN .....	Ni
<u>Silicures</u> : MoSi <sub>2</sub> .....	Ni, Co, Pt, Fe, Cr
<u>Borures</u> : TiB <sub>2</sub> .....	Fe, Ni, Co
ZrB <sub>2</sub> .....	
Cr <sub>3</sub> B <sub>2</sub> .....	Ni
<u>Carbures</u> : SiC .....	Ag, Si, Co, Cr
TiC .....	Mo, W, Fe, Ni
<u>Oxydes</u> : ZrO <sub>2</sub> .....	Zr
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> .....	Al, Be, Co, Fe
Cr <sub>2</sub> O <sub>3</sub> .....	Cr
MgO .....	Al, Be, Co, Fe, Mg



VARIATION DE LA RESISTANCE A LA RUPTURE INSTANTANEE SOUS CHARGE STATIQUE DE CERAMTS, EN FONCTION DE LA TEMPERATURE T

- ① 80% TiC et 20% Co
- ② TiC seul

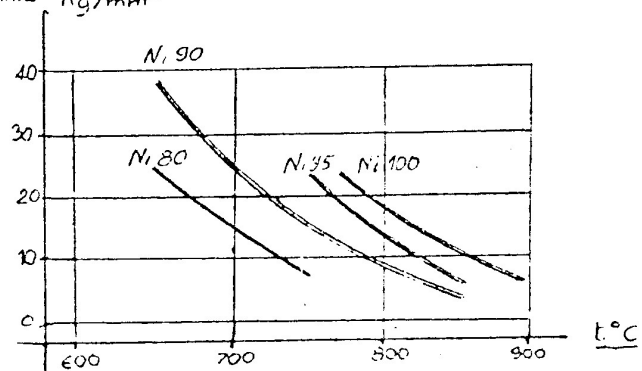


TABLEAU DE COMPOSITION

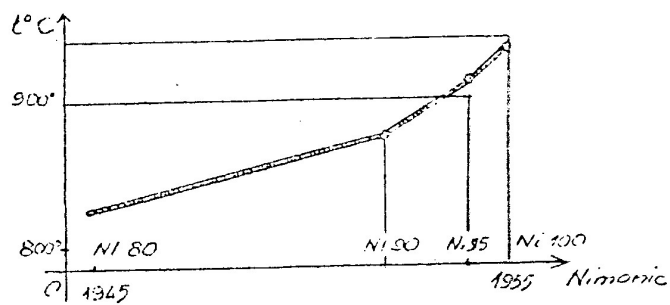
Composants ‰	Ni 80	Ni 90	Ni 95	Ni 100
C	0,1 max	0,1 max	0,15 max	0,3 max
Ti	1,8 à 2,7	1,8 à 3	2,3 à 3,5	1 à 2
Cr	18 à 21	18 à 21	18 à 21	10 à 12
Al	0,5 à 1,8	0,8 à 2	1,4 à 2,5	4 à 6
Mo				4,5 à 5,5
Fe	5 max	5 max	5 max	2 max
Co	2 max	15 à 21	15 à 21	18 à 22
Ni	Reste	Reste	Reste	Reste

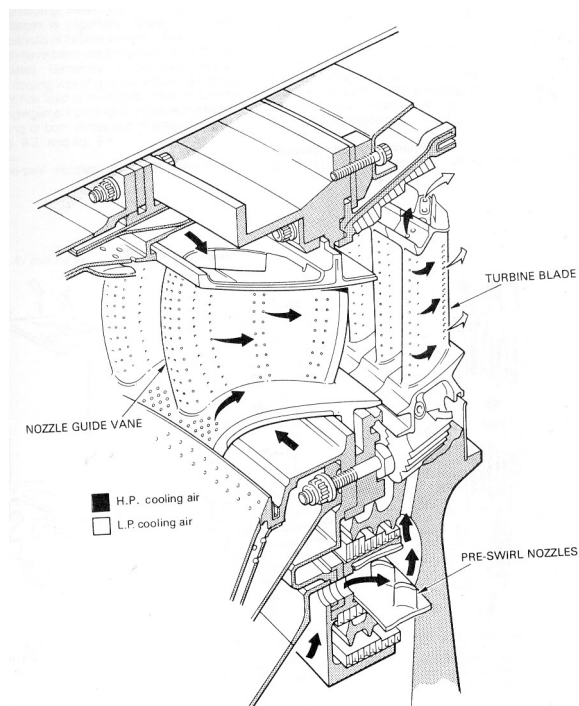
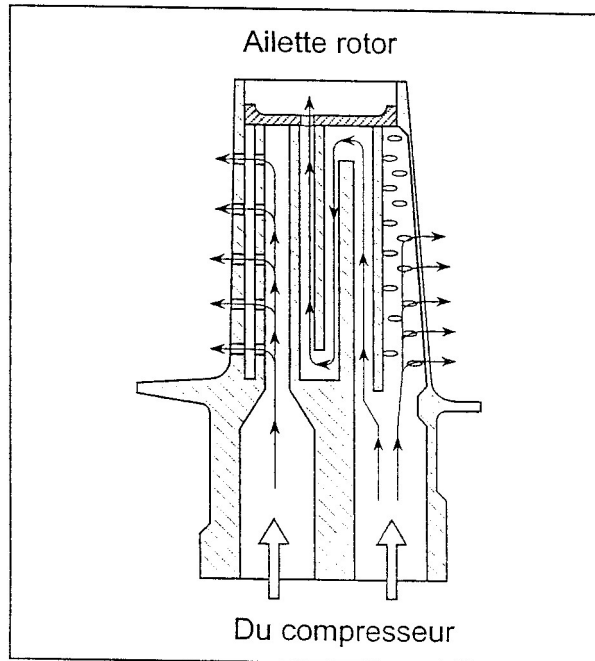
- FLUAGE DES "NIMONIC" : 0,2% POUR 1000 HEURES -

Contraintes Kg/mm<sup>2</sup>



- TEMPERATURES T<sub>3</sub> MAXIMA ADMISSIBLES AU DECOLLAGE (°C) -





# **Références**

- 1) ENAC, Technologie des turboréacteurs
- 2) Matingly ,Elements of Propulsion
- 3) Brian J. Cantwell, Aircraft and Rocket Propulsion
- 4) Saeed Farokhi Aircraft Propulsion
- 5) Jack D Matingly Aircraft engine design
- 6) Ahmed F El Sayed Fundamental of aircraft and rocket propulsion