

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTRE DE L'ENSEGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA**

**FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR**

**DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE**

**PROJET DE FIN D'ETUDE POUR OBTIEN DU DIPLOME DE DUAE ENAERONAUTIQUE**

**OPTION : STRUCTURE &PROPULSION**

**Thème :**

**DÉTERMINATION DES PERFORMANCE DE  
TURBORÉACTEUR  
ET L'ÉTUDE SUR LA TURBINE  
AXIAL**

**Realiser par :**

- **HADADOUA Abd ellatif**
- **CHETOUANE Redouane**

**Encadre par :**

- \* **BEN NAMIA Ismail**

**PROMOTION :2007/2008**

## RESUME

L'objet de ce travail est de connaissance les différent moteur à reaction des avions ; et détermination des performances de moteur turbo réacteur.

Pour ce la nous avons manié une étude sur les différents composants de moteur turbo réacteur en vue de la détermination de leurs caractéristiques ; et nous avons pu tracer les courbe des performances.

## SUMMARY

The object of this work is the identify the different motor of reaction of aircraft and determination of the performances of turbojet.

For this we have conducted a study on the various components of the engines of turbojet; for the determination of their characteristics; and we could trace all their performances.

الهدف من هذا العمل هو التعرف على انواع المحركات النفاثة الخاصة بالطائرات و تحديد

. لهذا قمنا بدراسة لمختلف مكونات المحرك و التصميم الحراري الديناميكي

تحديد هذه الخصائص وهو ما مكننا في الاخير من معرفة هذه الخصائص و رسم منحنياتها البيانية .

## Remerciements

*Avant Tout, nous remercions notre Dieu qui nous a donné la force et le courage pour réaliser et suivre ce travail.*

*Nous remercions nos parents qui nous ont permis de poursuivre nos études dans les meilleures conditions possible, nous les remercions pour leurs encouragements et leurs soutiens, et toute la famille qui encourage nous pour arriver à ce là.*

*Nous remercions vivement les enseignants de département d'aéronautique de Blida qui nous ont enseigné et conseillé.*

*Nous remercions aussi notre promoteur M. Ben-namia Ismail pour avoir accepté la charge de nous encadrer.*

*Nos remerciements aussi, tout nos amis qui nous ont soutenues et encouragées dans notre travail,*

*Et en fin, nous remercions tout qui nous a aidé pour arriver à ce là.*

# SOMMAIRE

Intruduction generale

## CHAPITRE I : Généralités sur les turboréacteurs

I - Généralités sur les turboréacteurs .....	01
I .1-historique.....	01
I .2- Moteurs à réaction .....	02
I .2-1- Types de moteurs à réaction.....	03
-Turboréacteur.....	03
-Le turbofan (ou turboréacteur à double flux).....	04
-Turbopropulseur.....	04
-Statoréacteur.....	05
-Pulsoréacteur.....	06
I .2-2-les éléments de Turboréacteur .....	07
a)- Turboréacteur simple.....	07
- Composition.....	08
-Fonctionnement.....	12
b)-Turboréacteur à double flux.....	12
- Composition .....	12
- fonctionnement de Turbofan .....	13
I .2.3-le turbopropulseur.....	14
-Composition.....	14
-Fonctionnement.....	15
I .2.4-Pulsoréacteur (modèle -V1).....	16

-Composition .....	16
-Fonctionnement .....	16
1.2.5-Le statoréacteur.....	17
-Fonctionnement (Modèle de statoréacteur).....	17

## CHAPITRE II : Parametre & Performance de turboreacteur

II.1- Introduction.....	19
II.1.1-Les éléments d'un moteur d'avion.....	19
a)Cycle thermodynamique parfait.....	19.
1-Performances du moteur.....	21
2-Rendement thermique du moteur.....	21
3-Rendement de propulsion.....	24
3.1) Expression de F.....	24
3.2) Expression de $\eta_p$ .....	25
b)Cas non idéal.....	26
II-2 Cycle thermodynamique du Turboréacteur .....	28
II-2-1 Paramètres dans les différentes parties d'un turboréacteur .....	30
II-2-1-1/ 1 <sup>er</sup> partie (entre d'air ) .....	30
II-2-1-2 / 2 <sup>ème</sup> partie( compresseur) .....	32
a) Compresseur axial .....	32
b) Compresseur centrifuge.....	33
II-2-1-3/3 <sup>ème</sup> partie (chambre de combustion) .....	34
II-2-1-4 /4 <sup>ème</sup> partie (la turbine) .....	36

a) Turbine axiale .....	37
b) Turbine radiale (centripète) .....	37
II-2-1-5 /5 <sup>ème</sup> partie( tuyère d'éjection) .....	38
a) Tuyère convergent.....	38
b) Tuyère convergente divergente .....	40
II-2-2 Paramètre des performances du moteur .....	42
II-2-2-1 Poussée spécifique .....	42
II-2-2-2 Consommation spécifique .....	42
II-2-2-3 Rendements .....	42

### CHAPITRE III : Utude generale sur La Turbine axial

III.1.Introduction .....	44
III.2.Fonctionnement .....	44
III.2.1Diagramme des vitesses .....	44
III.2.3 Principe de fonctionnement de l'étage .....	46
III.3.Etude aérothermodynamique des composants .....	47
III.3.1Expressions du travail et de la puissance .....	47
III.3.2 Gradient de température de l'étage .....	48
III.3.3.Différents paramètres de conception .....	49
III.3.3.1. Coefficient de charge ou chute de température ( $\Gamma_E$ ) .....	49
III.3.3.2.Degré de réaction ( $u$ ) .....	49
III.3.3.3.Coefficient d'écoulement ou coefficient de débit ( $W$ ).....	50

III.3.4. Angles de la turbine en fonction des paramètres de conception.....	50
III.3.5. Paramètres dans chaque station .....	51
III.3.5.1 Station entrée stator.....	51
III.3.5.2. Station sortie stator entrée rotor.....	52
III.3.5.3. Station sortie rotor.....	53
III.3.6. Etude des pertes dans les aubes stator et rotor .....	56
III.3.6.1. Coefficient de pertes de profil $Y_p$ .....	56
III.3.6.2. Rendement isentropique de la turbine .....	57
III.3.6.3. Rendement isentropique théorique de la turbine .....	57
III.4. Etude des performances de l'étage .....	58
III.4.1 Coefficient de portance.....	58
III.4.2. coefficients de perte totale.....	59
III.4.3. Rendement isentropique expérimental.....	60

## CHAPITRE IV : Résultat et Comptaire

IV - 1 Performances du turboréacteur .....	61
IV -1 Turboréacteur En vol .....	61
IV -2 Turboréacteur Au Point fixe.....	66

## CONCLUSION

## BIBLIOGRAPHIE

## ANNEXES

# Tableaux des figures

## CHAPITRE I : Généralités sur les turboréacteur

Numéro du page	Titre de la figure	Numéro de la figure
02	Premier avion voler avec turboréacteur	<i>fig I .01</i>
03	Turboréacteur simple	<i>fig I .02</i>
04	Turboréacteur double flux (turbofan)	<i>fig I .03</i>
05	Turbo propulseur	<i>fig I .04</i>
06	Statoréacteur	<i>fig I .05</i>
07	pulsoréacteur	<i>fig I .06</i>
07	Schéma d'un turboréacteur	<i>fig I .07</i>
08	Entrée d'air	<i>fig I .08</i>
09	Compresseur	<i>fig I .09</i>
09	Représentation de partie fixe et partie mobile (stator/rotor)	<i>fig I .10</i>
11	Tuyère	<i>fig I .11</i>
12	Schéma de fonctionnement d'un turboréacteur simple corps/simple flux	<i>fig I .12</i>
14	Turbofane d'un CFM-56	<i>fig I .13</i>
15	Composition d'un turbo propulseur	<i>fig I .14</i>
17	Schéma de fonctionnement d'un pulsoréacteur	<i>fig I .15</i>
18	Schéma de fonctionnement d'un statoréacteur	<i>fig I .16</i>

## CHAPITRE II : Cycle thermique & Performance de turboréacteur

Numéro du page	Titre de la figure	Numéro de la figure
19	Les éléments de moteur d'avion	<i>fig II .01</i>
20	diagramme de Clapeyron	<i>fig II .02</i>
22	travail d'un moteur	<i>fig II..03</i>
23	diagramme de transformation (de Clapeyron)	<i>fig II..04</i>
27	diagrammes des transformations (des différent cas)	<i>fig II..05</i>
28	Schéma de différentes station d'un turboréacteur	<i>fig II..06</i>
29	Cycle thermodynamique d'un turboréacteur	<i>fig II..07</i>
30	schéma d'Entrée d'air	<i>fig II..08</i>



32	Compresseur axial	<i>fig II.09</i>
32	Compresseur centrifuge	<i>fig II.10</i>
34	chambre de combustion	<i>fig II.11</i>
36	Disque de turbine	<i>fig II.12</i>
37	Etage de turbine axial	<i>fig II.13</i>
37	Etage de turbine centrifuge	<i>fig II.14</i>
38	Tuyère convergente	<i>fig II.15</i>
41	Tuyère convergente divergente	<i>fig II.16</i>

### **CHAPITRE III :Etude générale sur la turbine axial**

<b>Numéro du page</b>	<b>Titre de la figure</b>	<b>Numéro de la figure</b>
45	Numérotation d'un étage axial de turbine	<i>fig III.01</i>
45	Diagramme de vitesse	<i>Fig III 02</i>
46	Distributeur de la turbine	<i>fig III .03</i>

## Liste des abréviations

f : dosage  
ma : débit d'air  
mf : débit de carburant  
NG : la vitesse rotation de turbine liée  
peq : puissance équivalente  
pa : puissance du turbine  
QR : pouvoir calorifique du carburant  
Ts : poussé spécifique  
va : vitesse axiale, vitesse absolue  
vr : : vitesse tangentielle  
yk : coefficient de perte d'espacement de pointe  
yp : : coefficient de perte de profile  
yr : coefficient de perte due au jeu d'extrémité  
yn : : coefficient de perte pour aubage stator  
ys : : coefficient de perte secondaire  
}  $\}_{CC}$  : Coefficient de chute de pression  
E : Coefficient de charge  
W : Coefficient de débit  
†<sub>C</sub> : Taux de compression du compresseur  
†<sub>D</sub> : Rapport de température à l'entre d'air  
Y<sub>D</sub> : Rendement de l'entre d'air  
...10 : La masse volumique des gaz à la sortie  
Y<sub>S</sub> : Rendement isentropique de la turbine  
y<sub>N</sub> : Rendement de la tuyère  
y<sub>p</sub> : Rendement de propulsion  
A<sub>10</sub> : La section de la sortie  
D<sub>10</sub> : Rayon de sortie

$y_{iST}$  : Rendement isentropique de détente.

$y_B$  : Rendement de combustion.

$y$  : Rendement globale

$y_{th}$  : Rendement thermique

$T_t$  : La température totale.

$T$  : Température statique.

$P_t$  : Pression totale.

$P$  : Pression statique.

$C_{p_C}$  : Capacité calorifique à pression constante dans le compresseur.

$C_{p_B}$  : Capacité calorifique à pression constante dans la chambre de combustion.

$C_{p_T}$  : Capacité calorifique à pression constante dans la turbine.

$C_s$  : La consommation spécifique.

$\chi_t$  : rapport des chaleur spécifique

$f_c$  : Rapport de compression

$\lambda_R$  : Coefficient de pertes pour l'aubage rotor.

$\lambda_N$  : Coefficient de pertes pour l'aubage stator.

$R_m$  : Le rayon moyen (mean).

$V_a$  : La vitesse absolue  $D$  : Le débit d'air.

$T_t$  : La température totale.

$T$  : Température statique.

$P_t$  : Pression totale.

$P$  : Pression statique.

$M$  : Nombre de mach.

$C_p$  : chaleur spécifique à pression constante

$\lambda_N$  : Coefficient de perte pour aubage stator.

$\lambda_R$  : Coefficient de perte pour aubage rotor.

$V_a$  : Vitesse axiale, Vitesse absolue.

$W_{ex}$  : Travail extérieur.

$Q_{ex}$  : Quantité de chaleur extérieure.

$\Delta T_{te} = \Delta T_{0s}$  : Gradient de température d'étage.

wa :travail sur l'arbre

2: angle de flux de rotor

3 : angle d'aube rotor

# Introduction générale

On général, les différent type des moteur à réaction sont fonctionner avec énergie thermique, et dans les moteurs à réaction en trouve plusieurs types des moteur.

Le turboréacteur est un des catégories de moteur aéronautique à réaction

Dans Ce travail on voir comment les déferant paramètre en vol (la vitesse, l'altitude ...) influencer dans les rendements de turboréacteur.

Le premier objectif est de définir les déferant types des moteurs à réaction en aéronautique

Le second objectif est de représenter le principe thermo- dynamique auxquels obéissent les différentes parties d'un moteur

Le troisième objectif est de voir le mode de fonctionnement de la turbine et représenter les diagrammes de vitesse

On représenter les objectifs précédents dans les chapitres suivants :

Le premier chapitre est consacré à l'étude générale sur les défirent moteur à réaction (turboréacteur, turbopropulseur, statoréacteur et pulsoréacteur), et la composition et fonctionnement de chaque type

Le deuxième chapitre représenter le cycle thermodynamique, et l'étude des performance des déferant partie de turboréacteur,et la construction des partie.

Le troisième chapitre est consacré à l'étude général sur la turbin axial

Le quatrième chapitre est représenter les diagrammes de résultat des performance de turboréacteur et commentaire sur les graphes.

Finalement, en représenter la conclusion générale pour avoir le but de notre travail

# CHAPITRE I

## Généralités sur les turboréacteurs

# CHAPITRE II

Cycle thermique & Performance de turboreacteur

# CHAPITRE III

Etude generale sur la turbine axial



# CHAPITRE IV

## Résultat et Comontaire

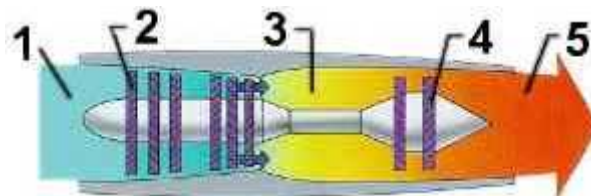
# ANNEXES

## II.1- Introduction:

Le but de cette partie est de présenter rapidement les principes thermodynamiques auxquels obéissent les différentes parties d'un moteur. Pour cela, nous allons tout d'abord décrire schématiquement un moteur (*fig II.01*). Par la suite, nous étudierons plus en détail chacune des branches du cycle thermodynamique de l'air qui traverse un moteur.

Et nous représenter aussi la Construction des différentes parties de moteur turboreacteur et sa performance

## II.2- Les éléments d'un moteur d'avion :



*fig II.01* : Les éléments d'un moteur d'avion

**1-Entrée d'air**

**2-Compresseur**

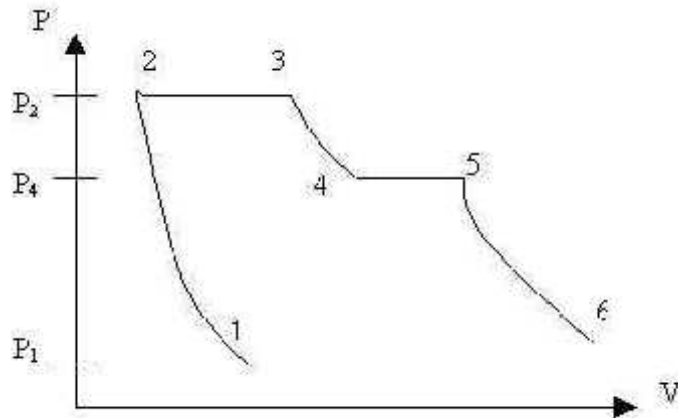
**3-La chambre de combustion**

**4-Turbine**

**5-Tuyère.**

## II.3-Cycle thermodynamique parfait:

On peut représenter l'évolution théorique des gaz dans le moteur par l'intermédiaire d'un diagramme de Clapeyron :



(fig II..02) : diagramme de Clapeyron

Dans ce diagramme, Représente la pression de l'air circulant dans le moteur et V son volume. D'autre part, les différentes parties actives sont symbolisées par des chiffres :

#### De 1 à 2

Le compresseur ou l'air passe de  $P_1 = 1$  bar,  $T_1 = 300$  K à  $P_2 = 5$  bar,  $T_2 = 475$  K en subissant une compression adiabatique réversible.

#### De 2 à 3

Une chambre de combustion supposée isobare qui fournit aux gaz un travail nul mais une quantité de chaleur importante. L'air sort à  $T_3 = 1100$  K.

#### De 3 à 4

La turbine ou l'air subit une détente adiabatique réversible jusqu'à  $P_4 = 2,3$  bar,  $T_4 = 880$  K.

#### De 4 à 5

Une deuxième chambre de combustion de laquelle l'air sort à  $T_5 = 1500$  K

**De 5 à 6.**

La tuyère ou l'air subir une détente adiabatique réversible de jusqu'à  $P_6 = P_1 = 1 \text{ bar}$ ,  
 $T_6$

Pour effectuer les calculs des températures et pressions des différentes parties, on a supposé que le débit massique était constant et valait  $D = 40 \text{ kg/s}$ . Ces calculs sont basés sur les relations de Laplace entre la température et la pression en début et en fin d'une transformation adiabatique réversible d'un gaz parfait. Par exemple, pour la transformation 1 -> 2 :

$$P_1 T_1^{(\gamma-1)/\gamma} = P_2 T_2^{(\gamma-1)/\gamma}$$

De plus, l'application du premier principe de la thermodynamique à la tuyère permet de calculer la vitesse des gaz en sortie du moteur. Si l'on suppose qu'à l'entrée de la tuyère la vitesse des gaz est approximativement  $200 \text{ m/s}$  alors leur vitesse de sortie est de :  $u = 800 \text{ m/s}$ .

Cette vitesse sortie est très importante car elle est directement reliée à la poussée du moteur qui est le paramètre que l'on cherche à maximiser. Ici, dans ce modèle, la poussée  $F$  est :

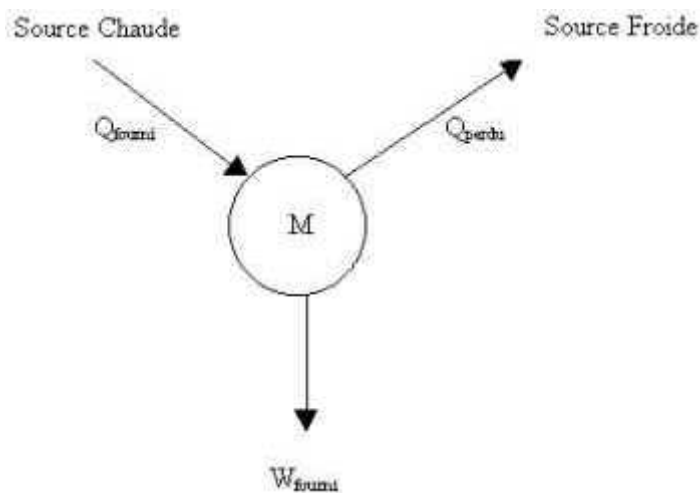
$$F = Du = 32000 \text{ N}$$

Cette valeur est trouvée sous nombre d'hypothèses contraignantes sur l'air et ses transformations dans le turboréacteur. Il est bien évident que les turboréacteurs réels ne suivent pas exactement ce cycle thermodynamique qui permet cependant de modéliser la réalité. Ce sont ces écarts à l'idéalité que nous allons maintenant étudier.

## II.4-Performances du moteur

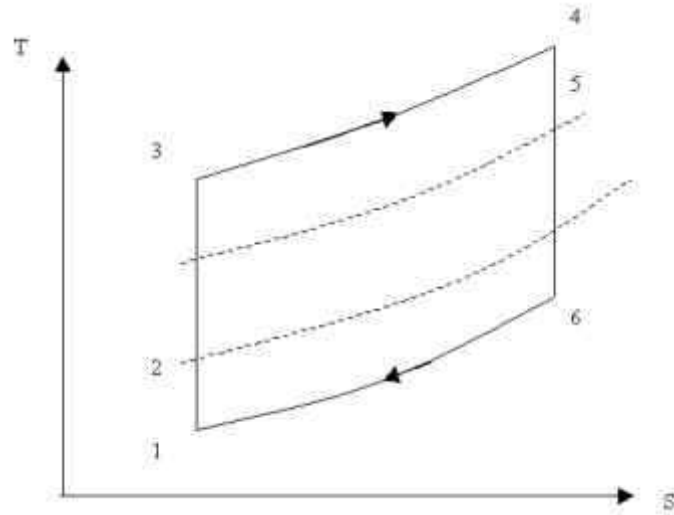
### II.4.1-Rendement thermique du moteur:

On considère le moteur d'un point de vue thermique. Celui-ci est en contact avec une source chaude qui lui fournit de la chaleur et une source froide (extérieur), ce qui lui permet de fournir un travail  $W$  (*fig II.03*).



(*fig II.03*) :travail d'un moteur

Dans cette première approche, le moteur est supposé idéal: le gaz est supposé parfait, ses coefficients  $\gamma$  et  $C_p$  étant pris constants. Durant le cycle du moteur, les transformations sont supposées en plus adiabatiques, avec en plus les conditions suivantes (*fig II.04*) :



(fig II.04) : diagramme de transformation (deClapeyron)

### De 1 à 3

Transformation adiabatique réversible (**isentropique**):

$$\boxed{\Pi_1 = (\tau_1)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \text{----- (1)}$$

### De 3à4

Transformation Isobare :

$$\boxed{\Pi_3 = 1} \text{----- (2)}$$

### De 4à6

Transformation Isentropique:

**Le rendement thermique du moteur est par définition :**

$$\eta_{th} = \frac{W}{Q_3} = 1 + \frac{Q_6}{Q_3} = 1 - \frac{c_p(T_6 - T_1)}{c_p(T_4 - T_3)} = 1 - \frac{T_1}{T_3} \quad (3)$$

Donc :

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_1}{T_3} \quad (4)$$

Le rendement thermique augmente avec  $T_3$ . Pour le CFM-56 en régime de croisière, on a :

$$T_1 = 245 \text{ K}$$

$$T_2 = 680 \text{ K}$$

$$\eta_{th} = 0.64$$

#### II.4.2-Rendement de propulsion:

Par définition, nous avons :

$$\eta_p = \frac{P \text{ déli } \text{ée a } m}{P \text{ méc } p \text{ p } l i m} \quad (5)$$

Si  $u_1$  est la vitesse d'entrée,  $u_6$  la vitesse de sortie du flux primaire,  $u_6'$  la vitesse de sortie du flux secondaire,  $F$  la force de poussée à calculer et  $\dot{m}$  le débit massique, il vient :

$$\eta_p = \frac{F \cdot \dot{m}_1}{0,5 \cdot \dot{m} \cdot (u_6^2 - u_1^2)} \quad (6)$$

L'expression de  $F$  dépend évidemment du type de moteur que l'on étudie. Celui-ci peut être à simple flux, ou double flux.



### II.4.2.1) Expression de F

a) Moteur simple flux:

$$F = \dot{m} \cdot (u_6 - u_1) \quad \text{----- (7)}$$

b) Moteur double flux:

Si l'on note:

$$\alpha = \frac{\dot{m}_{6'}}{\dot{m}_6} \quad \text{----- (8)}$$

le rapport entre les deux débits massiques en sortie, il vient

$$F = \dot{m}_6 \cdot (u_6 - u_1) + \dot{m}_{6'} \cdot (u_{6'} - u_1) \quad \text{----- (9)}$$

Soit :

$$F = \dot{m} \cdot \frac{u_1}{1+\alpha} \cdot \left[ \left( \frac{u_6}{u_1} - 1 \right) + \alpha \cdot \left( \frac{u_{6'}}{u_1} - 1 \right) \right] \quad \text{----- (10)}$$

### II.4.2.2) Expression de $\eta_p$ :

a) Moteur simple flux :

$$\eta_p = 2 \cdot \frac{u_1}{u_1 + u_6} \quad \text{----- (11)}$$

b) Moteur double flux :

$$\eta_p = 2 \cdot \frac{u_6 - u_1 + \alpha \cdot (u_{6'} - u_1)}{u_6^2 - u_1^2 + \alpha \cdot (u_{6'}^2 - u_1^2)} \quad \text{----- (12)}$$

**Remarque :**

- Pour augmenter le rendement mécanique, il faut diminuer  $u_6$  donc utiliser une hélice de grand diamètre et optimiser  $a$ .
- Pour améliorer le moteur, il est possible de mélanger les deux flux sortants.

**II.5-Cas non idéal**

Pour le cas non idéal, nous adoptons en deuxième approximation la modélisation suivante :

- Les transformations sont supposées adiabatiques.
- Le gaz est parfait avec les caractéristiques :  $\gamma_c$ ,  $C_{pc}$  jusqu'en sortie du compresseur et  $\gamma_t$ ,  $C_{pt}$  après le foyer.

Si  $\eta_c$  est l'efficacité polytropique de la turbine et  $\eta_t$  celle du compresseur, toutes deux inférieures à 1, il vient:

**De 1à3**

Transformation polytropique:

$$\Pi_c = (\tau)^{\frac{\gamma_c}{(\gamma_c-1) \cdot \eta_c}} \quad \text{----- (13)}$$

**De 3à4**

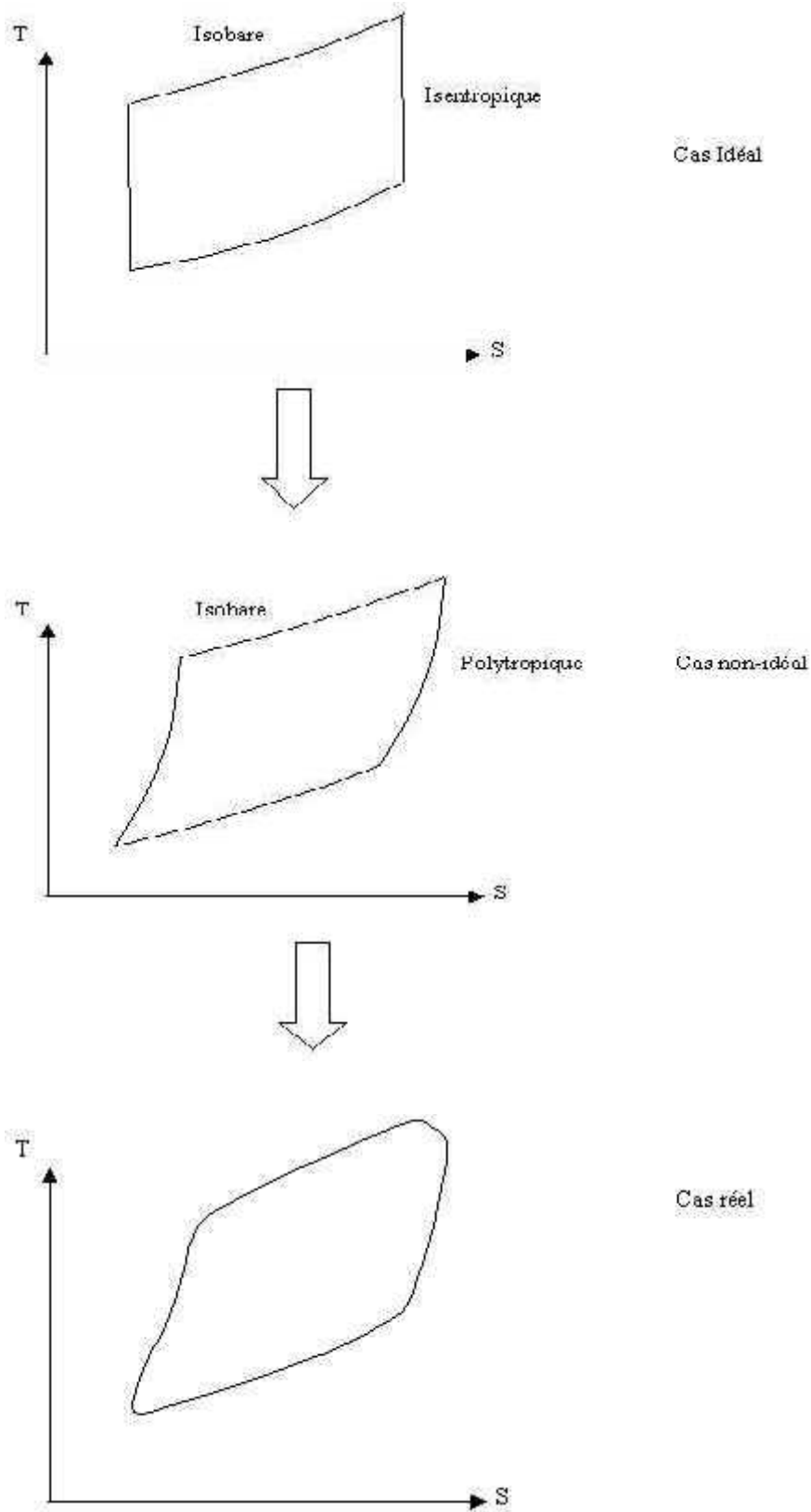
Transformation isobare

**De 4à6**

Transformation polytropique:

$$\Pi_t = (\tau_t)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1) \cdot \eta_t}} \quad \text{----- (14)}$$

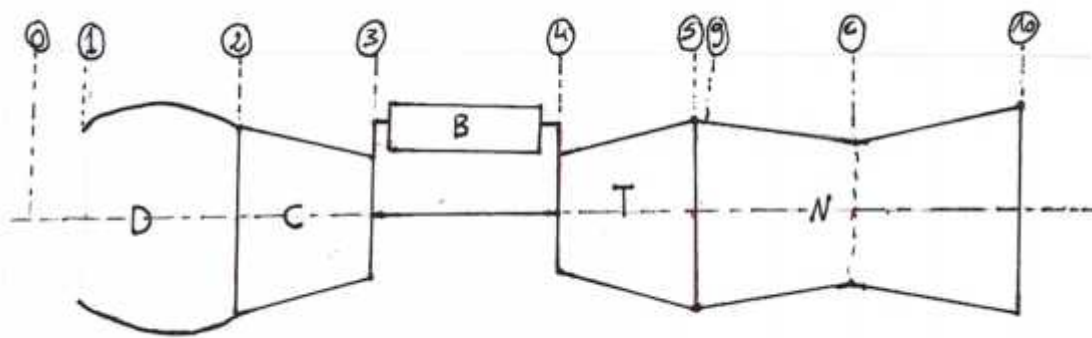
On obtient les diagrammes suivants montrant la modélisation tendant vers le cas réel :



(fig II.05) : diagrammes des transformations (des differant cas)

## II-2 Cycle thermodynamique du Turboréacteur

Tous les turboréacteurs travaillent suivant le cycle de JOULE ou cycle de turbine à gaz. Ce cycle est composé de trois phases à savoir la compression, la combustion et la détente. Cependant la détente se produit dans la turbine ou dans la tuyère ou dans les deux et le schéma suivante discute les différent stations d'un turboréacteur.



(fig. II. 06) : Schéma de différent station d'un turboréacteur

**Station 0** : Ecoulement avant l'entrée d'air du turboréacteur.

Les caractéristiques thermodynamiques de l'air restent inchangées.

### (1-2) .Entrée d'air :

Il y a deux cas présenté :

- soit le moteur travaille à l'état statique et la pression totale est inférieure à la pression atmosphérique
- soit le moteur travaille en vol et l'augmentation de pression est dite la pression dynamique.

**(2-3).Compresseur :**

La transformation de la compression est réel, la pression et la température totale augmente, donc le volume spécifique diminue.

**(3-4) .Chambre de combustion :**

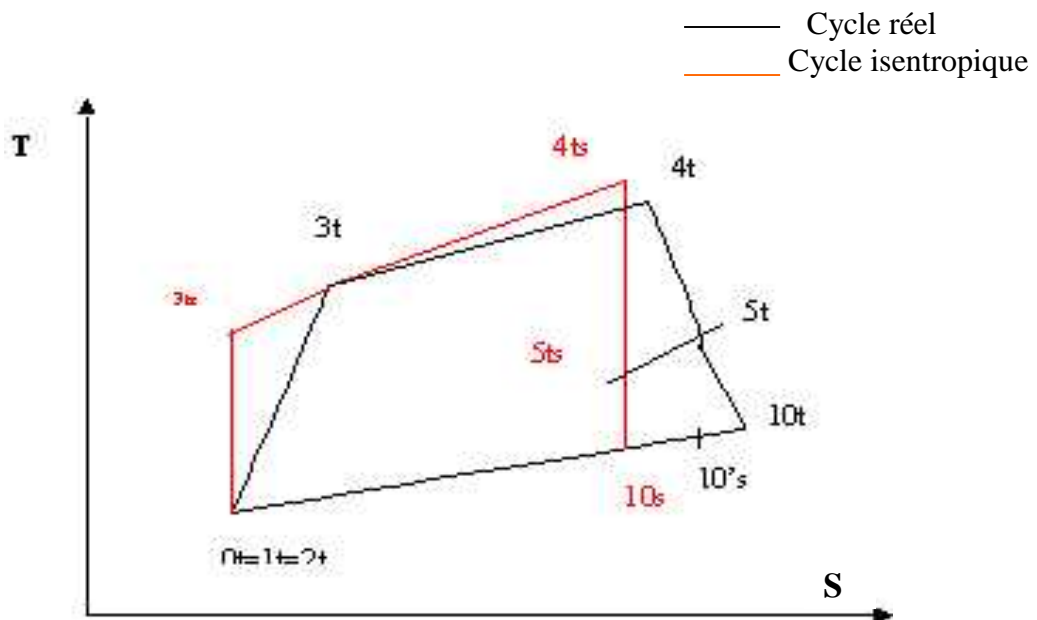
La combustion se fait à pression constante, l'enthalpie des gaz augmente au cours de cette période.

**(4-5) .Turbine :**

Le compresseur est alimenté par la turbine qui transforme une partie de l'énergie des gaz sous forme de travail sur l'arbre.

**(5-10) .Tuyère d'éjection :**

A l'entrée de la tuyère, la pression et la température sont haute, la tuyère à une section convergente ou convergente divergente, la pression statique peut être égale ou supérieur à la pression atmosphérique. Si elle est égale, on dit que la tuyère est adaptée. Si elle est supérieure on dit que la détente est incomplète.



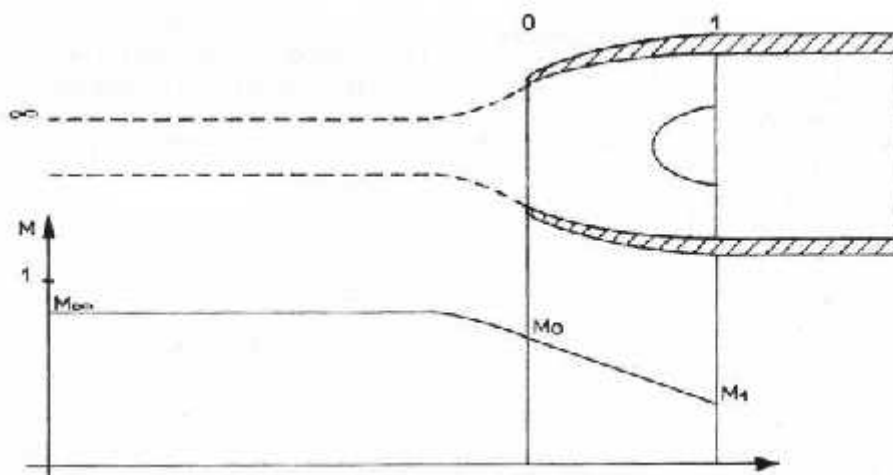
(fig. II. 07) : Cycle thermodynamique d'un turboréacteur

## II-2-1 Paramètres dans les différentes parties d'un turboréacteur [10]

### II-2-1-1/ 1<sup>er</sup> partie (entre d'air) :

#### Entrée d'air

Conditionne le bon écoulement d'air et augmenter autant que possible la pression a l'entrée du compresseur tout en assurant un débit suffisant. Le cône de pénétration abrite souvent le démarreur. L'entrée d'air est dégivrée. Les phénomènes d'onde choc a l'approche de la vitesse du son imposent des entrées d'air différentes pour les vols subsoniques et supersoniques. Au décollage, la diminution de pression entraînée par la transformation vitesse/pression (la mise en vitesse de l'air aspiré crée une dépression) peut nécessiter l'ouverture des trappes latérales d'alimentation d'air supplémentaires. En croisière, une pression se produit dans l'entrée d'air ( $V$  de translation  $>$   $V$  écoulement dans la manche). En croisière, l'avion "va vers l'air" et la plus faible vitesse d'écoulement dans la manche crée cette fois une pression.



(fig II.08) :schéma d'Entree d'air

La transformation de l'air dans cette partie du moteur n'est pas isentropique et donc on peut définir efficacité  $f_D$  et le rendement  $\gamma_D$  par :

$$f_D = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \dots\dots\dots (II-1)$$

$$\gamma_D = \frac{T_{t2S} - T_0}{T_{t2} - T_0} \dots\dots\dots (II-2)$$

le nombre de mach :

$$M_0 = \frac{V_0}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0}} \dots\dots\dots (II-3)$$

$\dagger_D$  : Rapport de température à l'entre d'air :

$$\dagger_D = \frac{T_{t2}}{T_0} = 1 \dots\dots\dots (II-4)$$

$$f_D = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} = \left( \frac{1 + \gamma_D \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots (II-5)$$

$$P_{t2} = P_0 \cdot f_r \cdot f_D \dots\dots\dots (II-6)$$

$$T_{t2} = T_0 \cdot \dagger_r \cdot \dagger_D \dots\dots\dots (II-7)$$

Avec :

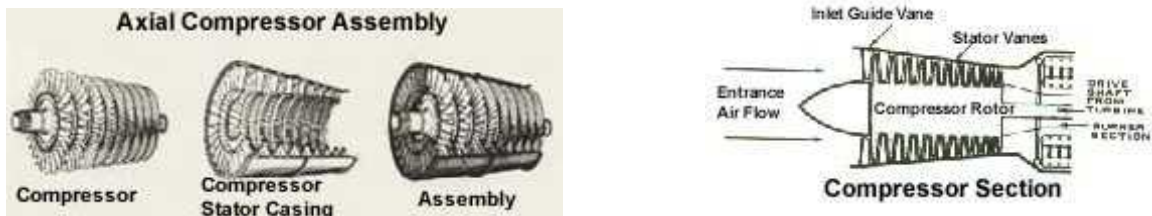
$$\left( \dagger_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2 \quad \text{et} \quad f_r = \dagger_r^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right)$$

**II-2-1-2 / 2<sup>ème</sup> partie( compresseur) :**

**a) Compresseur axial**

Un compresseur axial est constitué des éléments suivants :

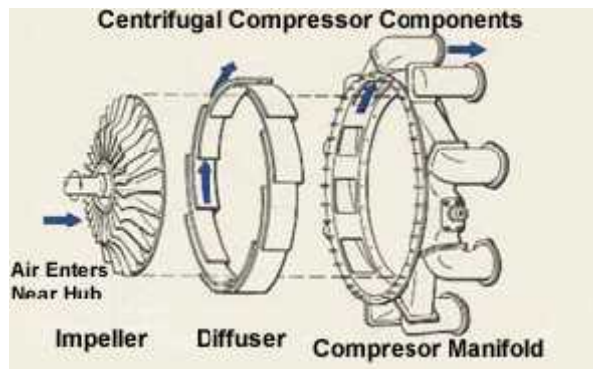
- un rotor de forme cylindrique formé par un empilage de disques qui porter des grill des ailettes (aubes) mobile.
- un stator de deux partie de carter inferieur et supérieur porter des aubes, l'ensemble des ces aubes représenter le grill d'ailettes fixe.



(fig II.09 ) : Compresseur axial

**b) Compresseur centrifuge**

Il est composé d'un partie mobil (rotor) appelé 'rouet 'et d'un diffuseur (stator) et un compresseur varié (manifold)



(fig II.10) :Compresseur centrifuge

$$\dagger_c = \frac{f_c \left( \frac{x_c - 1}{x_c} \right) - 1}{y_c} + 1 \dots\dots\dots (II-8)$$



$$f_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \dots\dots\dots (II-9)$$

$$\dagger_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \dots\dots\dots (II-10)$$

Le rendement d'un compresseur est défini par le rapport de l'augmentation d'enthalpie isentropique ment sur l'augmentation d'enthalpie réelle.

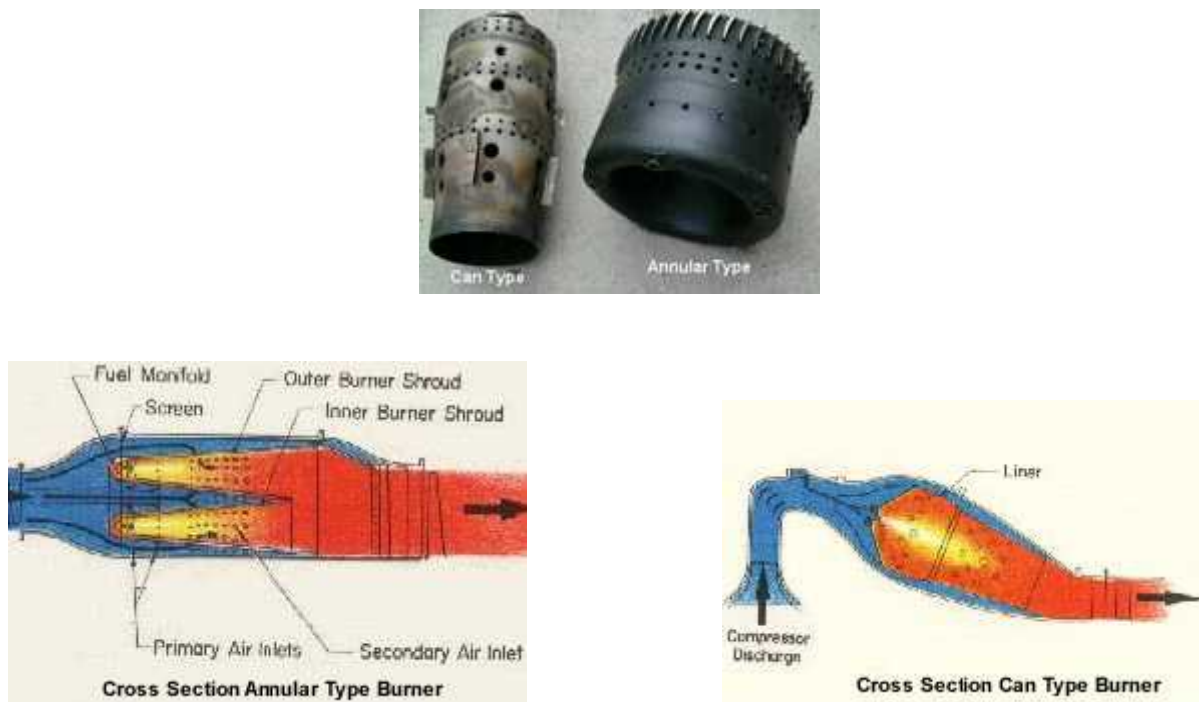
$$y_{i,sc} = \frac{f_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{f_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1} = \frac{f_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{\dagger_c - 1} \dots\dots\dots (II-11)$$

### II-2-1-3/3<sup>ème</sup> partie (chambre de combustion) :

Mélange maintenu turbulent pour assurer l'homogénéité et la constance de la flamme (par retour de la flamme dans la zone de vaporisation).

Annulaire: La totalité de la masse d'air sortant du compresseur est traité dans un "anneau à flamme". La chambre annulaire est caractérisée par une difficile mise au point mais présente un encombrement minimum et des pertes de charge très faible pour un poids peu important. Son rendement puissance thermique / volume est le plus élevé de toutes les chambres de combustion.

Afin de réduire la température, le mélange air/carburant est fortement appauvri (mélange idéal : 1/15, turbine : 1/50 a 1/70). Pour maintenir une combustion, l'air est divisé en flux primaire (air de combustion) et flux secondaire (air de dilution). Il faut donc considérer 2 dosages; dans la zone de flamme (1/15) et dans toute la chambre (1/50 - 1/70)



(fig II.11) chambre de combustion

L'écoulement des gaz subit une chute de la pression totale à travers la chambre de combustion. On définit alors un coefficient } appelé coefficient de chute de pression

$$\}_{CC} = \frac{P_{t_2} - P_{t_3}}{P_{t_2}} \quad (\text{Exprimée en \%})$$

le dosage :

$$f = \frac{\left( \frac{\ddagger_B - \frac{C_{pc}}{C_{pb}}}{\ddagger_B} \right)}{\left( \frac{y_B \cdot Q_R}{C_{pb} \cdot T_{\max}} \right) - 1} \dots\dots\dots (\text{II-12})$$

la température  $T_{t4}$  de la sortie de chambre de combustion:

$$T_{t4} = \frac{T_{\max}}{\ddagger_D} \dots\dots\dots (II-13)$$

$$\ddagger_B = \frac{T_{\max}}{T_{t3}} = \frac{T_{t4}}{T_0 \cdot \ddagger_r \cdot \ddagger_C} \dots\dots\dots (II-14)$$

$$f_B = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = 1 - \frac{\Delta P_{tB}}{P_{t3}} \dots\dots\dots (II-15)$$

Le rendement de combustion est défini comme étant le rapport de l'augmentation d'enthalpie réelle sur le pouvoir calorifique du carburant. Si le débit de carburant n'est pas négligeable.

$$y_B = \frac{[(m_a + m_f) \cdot h_{t4} - m_a \cdot h_{t3}]}{mf \cdot Q_R} \dots\dots\dots (II-16)$$

Avec :  $f = \frac{mf}{ma}$

QR: pouvoir calorifique du carburant.

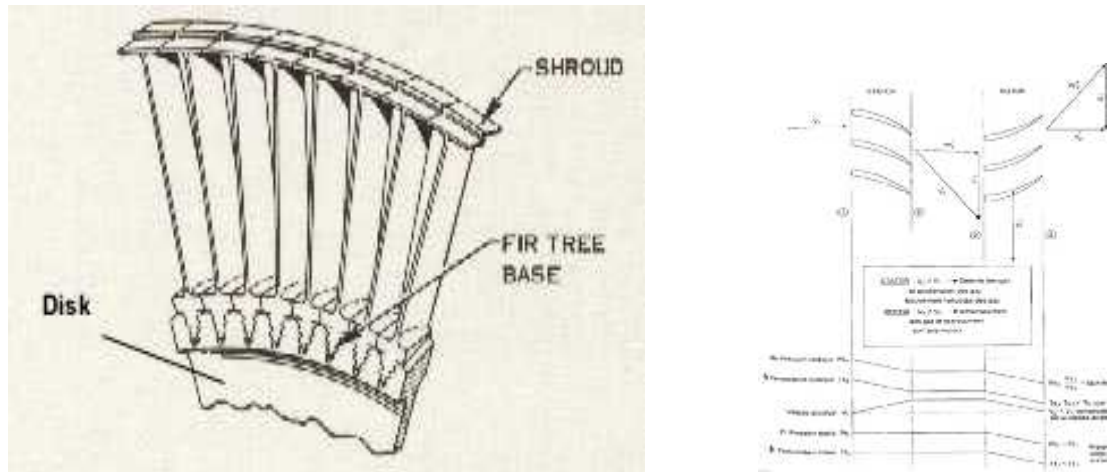
#### II-2-1-4 /4<sup>ème</sup> partie (la turbine) :

Assure l'entraînement du compresseur et des accessoires en prélevant de l'énergie aux gaz sortants de la chambre de combustion. Est composé d'un distributeur (grille fixe) suivis d'une roue de turbine (grille mobile). La turbine est limitée en température ( $T^\circ$  max. en sortie de chambre). A chaque  $T^\circ$  correspond une durée de vie de la turbine. La  $T^\circ$  est mesurée en sortie de turbine ( $T_4$ ). Les profils de la grille mobile et fixe sont convergents

Turbine à action - Turbine à réaction :

**Action** (stator) : Toute la détente nécessaire est effectuée dans le stator.  
 $V$  des gaz en sortie de stator est très élevée et perte de rendement.

**Réaction** (rotor) : La détente est répartie entre le stator et le rotor.  
 Si le degré de réaction est  $> 0$  on dit que la turbine est à réaction.



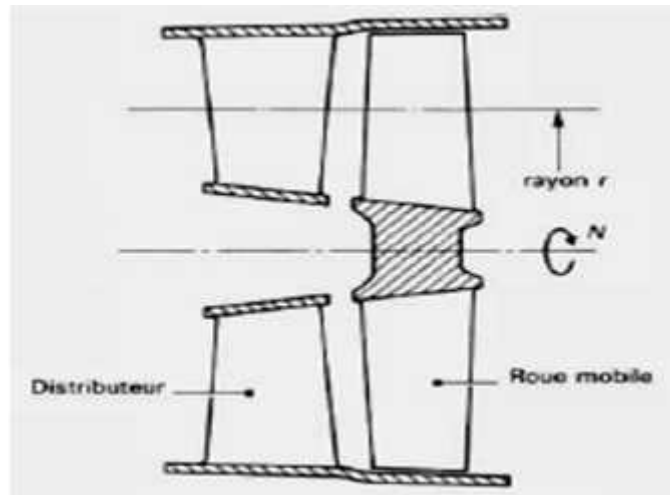
(fig II.12) Disque de turbine

Et on détermine deux types de turbine.

- turbine axiale ;
- turbine radiale (centripète) .

### a) Turbine axiale

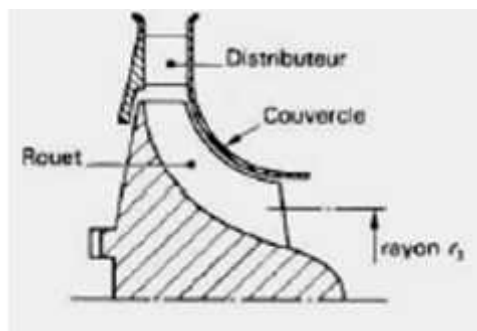
Un étage de turbine axiale est composé d'une grille d'aubes fixes (distributeur) et d'une grille d'aubes mobiles (roue).



(fig II.13) : Etage de turbine axial

**b) Turbine radiale (centripète)**

Elle est également constituée de deux éléments, le distributeur et la roue.



(fig II.14) : Etage de turbine centrifuge

$$\zeta_T = 1 - \frac{C_p \cdot (\zeta_C - 1)}{(1+f) \cdot y_m \cdot C_p \cdot \zeta_C \cdot \zeta_B} \dots\dots\dots (II-17)$$

$$f_T = \left[ \frac{\zeta_T - 1}{y_T} + 1 \right]^{\frac{x_T}{x_T - 1}} \dots\dots\dots (II-18)$$

$$T_{t5} = T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_D \cdot \tau_C \cdot \tau_B \cdot \tau_T = T_{t4} \cdot \tau_T \dots \dots \dots (II-19)$$

$$P_{t5} = P_0 \cdot f_r \cdot f_D \cdot f_C \cdot f_B \cdot f_T = P_{t4} \cdot f_T \dots \dots \dots (II-20)$$

Le rendement isentropique de la turbine est défini :

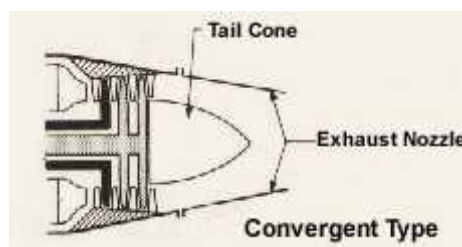
$$y_{isT} = \frac{f_T^{\frac{\gamma_T - 1}{\gamma_T}} \cdot y_{PR} - 1}{f_T^{\frac{\gamma_T - 1}{\gamma_T}} - 1} \dots \dots \dots (II-21)$$

**II-2-1-5 /5<sup>ème</sup> partie( tuyère d'éjection) :**

$$T_{t9} = T_{t5} \quad \text{et} \quad P_{t9} = P_{t5} \dots \dots \dots (II-22)$$

**a) Tuyère convergent**

La section elle diminue progressivement engendrant une augmentation de vitesse, et une diminution de la pression



(fig II.15) : Tuyère convergente

$y^N$ : Le rendement de la tuyère

$$y_N = \frac{h_{t9} - h_{t10}}{h_{t9} - h_{t10s}} = \frac{T_{t9} - T_{t10}}{T_{t9} - T_{t10s}} \dots\dots\dots (II-23)$$

- Nombre de Mach à la sortie :

$$M_{10} = \left[ \frac{2}{\gamma_N - 1} \cdot \left( \frac{y_N \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{t10}}{P_{t9}}\right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}}\right)}{1 - y_N \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{t10}}{P_{t9}}\right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}}\right)} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots (II-24)$$

Si non :

$$f_N = \frac{P_{t10}}{P_{t9}} \dots\dots\dots (II-25)$$

$$M_{10} = \left[ \frac{2}{\gamma_N - 1} \cdot \left( f_N \cdot \left(\frac{P_{t9}}{P_{t10}}\right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots (II-26)$$

- Température statique  $T_{10}$

$$T_{10} = \frac{T_{t10}}{1 + \frac{\gamma_N - 1}{2} \cdot M_{10}^2} \dots\dots\dots (II-27)$$

- La vitesse d'éjection  $V_{10}$  :

$$V_{10} = M_{10} \cdot \sqrt{\gamma_N \cdot R \cdot T_{10}} \dots\dots\dots (II-28)$$

- La masse volumique des gaz à la sortie ...<sup>10</sup> :

$$\rho_{10} = \frac{P_{10}}{r \cdot T_{10}} \dots\dots\dots (II-29)$$

La section de la sortie  $A_{10}$  :

$$A_{10} = \frac{m_a \cdot (1+f)}{\rho_{10} \cdot V_{10}} \dots\dots\dots (II-30)$$

Rayon de sortie  $R_{10}$  :

$$R_{10} = \sqrt{\frac{A_{10}}{f}} \dots\dots\dots (II-31)$$

Ñ La tuyère est critique donc :  $M_{10}=1$

$$\frac{P_{t9}}{P_{10}} = \left[ 1 - \frac{1}{\gamma_N} \cdot \left( \frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N + 1} \right)^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} \right] < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots\dots\dots (II-32)$$

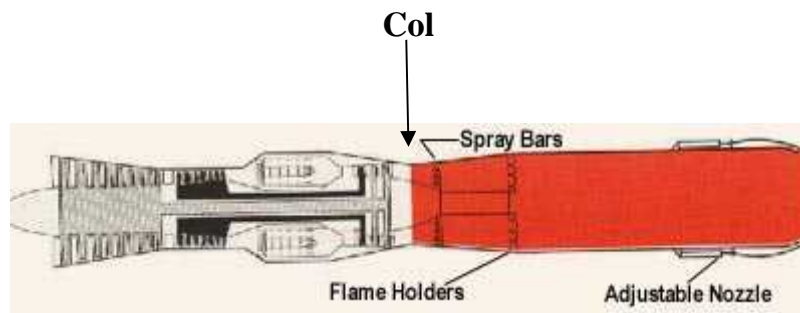
Ou bien :

$$\frac{P_{t9}}{P_{10}} = \frac{P_{t9}}{P_c} = f_N^{-1} \cdot \left( \frac{\gamma_N + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots\dots\dots (II-33)$$

**b) Tuyère convergente divergente :**

La partie divergente accélère l'écoulement jusqu'à des vitesses supersonique en contenant la dilatation des gaz de façon que cette dilatation, effectuée seulement en partie dans le canal convergent, se fasse vers l'arrière.





(fig II.16) : Tuyère convergente divergente.

$$\frac{P_{t9}}{P_C} = \left[ 1 - \frac{1}{\gamma_N} \cdot \left( \frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N + 1} \right)^{\frac{-\gamma_N}{\gamma_N - 1}} \right] < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots\dots\dots (II-34)$$

On distingue trois types de fonctionnement de la tuyère supersonique :

- Tuyère adaptée ou  $P_{10} = P_0$  :  $(\frac{P_0}{P_{10}} = 1)$
  
- Tuyère sous détendue, ou  $P_{10} < P_0$  :  $(\frac{P_0}{P_{10}} > 1)$
  
- Tuyère sur détendue, ou  $P_{10} > P_0$  :  $(\frac{P_0}{P_{10}} < 1)$

La détente des gaz chauds dans la tuyère est accompagnée par une chute de pression totale. Les gaz quitteront la tuyère à une température plus élevée que la température si la détente était idéale. On définit alors un rendement de tuyère ( $Y_N$ ) par :

$$y_N = \frac{T_{t6} - T_{t10}}{T_{t5} \cdot \left( 1 - \left( \frac{P_{t5}}{P_{t0}} \right)^{\frac{1-x}{x}} \right)} \dots\dots\dots (II-35)$$

## II-2-2 Paramètre des performances du moteur

### II-2-2-1 Poussée spécifique

$$T_S = \frac{T}{ma} = (1 + f) V_{10} - V_0 + \frac{P_{10} \cdot A_{10}}{ma} \left( 1 - \frac{P_0}{P_{10}} \right) \dots\dots\dots (II-36)$$

### II-2-2-2 Consommation spécifique :

La consommation spécifique est le rapport de dosage sur la poussée spécifique

$$C_s = \frac{f}{T_S} \dots\dots\dots (II-37)$$

### II-2-2-3 Rendements

Par définition, le rendement d'une machine thermique est le rapport de la puissance de sortie sur la puissance d'entrée.

#### a) Rendement de propulsion

Le rendement propulsif est rapport de la puissance de propulsion sur la puissance thermique réelle :

$$y_P = \frac{T_s \cdot V_0}{\frac{1}{2}(1+f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 + (1+f) \cdot r \cdot T_{10} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right)} \dots\dots\dots (\text{II-38})$$

### b) Rendement thermique

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique sur la puissance calorifique :

$$y_{th} = \frac{\frac{1}{2}(1+f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 + (1+f) \cdot r \cdot T_{10} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right)}{f \cdot Q_R} \dots\dots\dots (\text{II-39})$$

### c) Rendement global

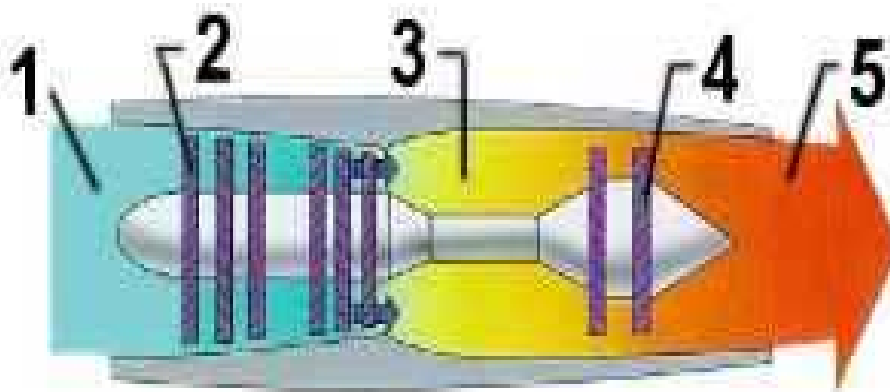
Le rendement global est le produit des deux rendements propulsif et thermique :

$$y = y_P \cdot y_{th} \dots\dots\dots (\text{II-40})$$

## II .1- Introduction:

Le but de cette partie est de présenter rapidement les principes thermodynamiques auxquels obéissent les différentes parties d'un moteur. Pour cela, nous allons tout d'abord décrire schématiquement un moteur (*fig. 01*). Par la suite, nous étudierons plus en détail chacune des branches du cycle thermodynamique de l'air qui traverse un moteur.

## II .2-Les éléments d'un moteur d'avion :



(*fig. II. 01*) : Les éléments de moteur d'avion

**1-Entrée d'air**

**2-Compresseur**

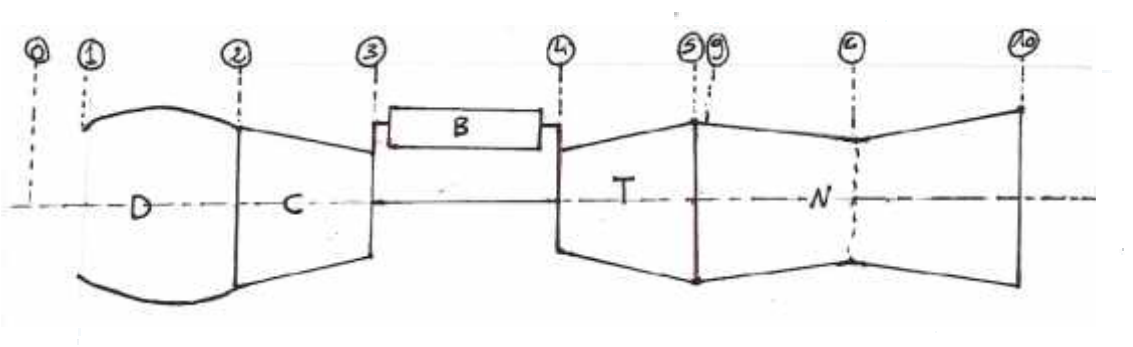
**3-La chambre de combustion**

**4-Turbine**

**5-Tuyère.**

## II-2 Cycle thermodynamique du Turboréacteur

Tous les turboréacteurs travaillent suivant le cycle de JOULE ou cycle de turbine à gaz. Ce cycle est composé de trois phases à savoir la compression, la combustion et la détente. Cependant la détente se produit dans la turbine ou dans la tuyère ou dans les deux et le schéma suivante discute les différent stations d'un turboréacteur.



(fig. II. 02) : Schéma de différent station d'un turboréacteur

**Station 0** : Ecoulement avant l'entrée d'air du turboréacteur.

Les caractéristiques thermodynamiques de l'air restent inchangées.

**(1-2) .Entrée d'air :**

Il y a deux cas présenter :

- soit le moteur travaille à l'état statique et la pression totale est inférieure à la pression atmosphérique
- soit le moteur travaille en vol et l'augmentation de pression est dite la pression dynamique.

**(2-3).Compresseur :**

La transformation de la compression est réel, la pression et la température totale augmente, donc le volume spécifique diminue.

**(3-4) .Chambre de combustion :**

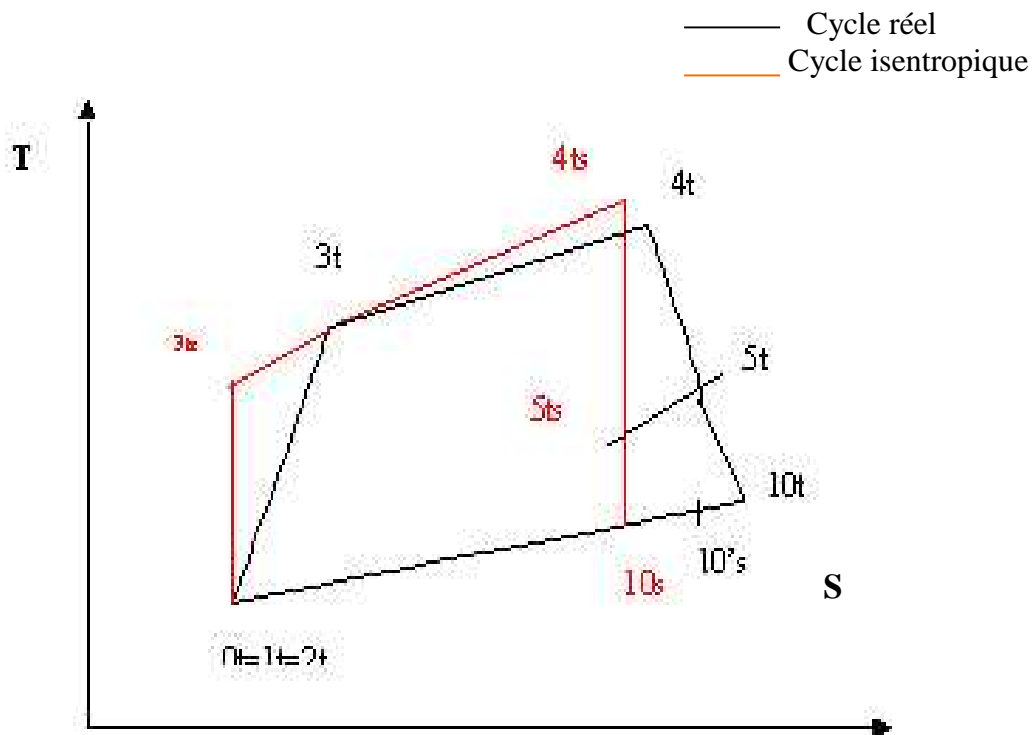
La combustion se fait à pression constante, l'enthalpie des gaz augmente au cours de cette période.

**(4-5) .Turbine :**

Le compresseur est alimenté par la turbine qui transforme une partie de l'énergie des gaz sous forme de travail sur l'arbre.

**(5-10) .Tuyère d'éjection :**

A l'entrée de la tuyère, la pression et la température sont haute, la tuyère à une section convergente ou convergente divergente, la pression statique peut être égale ou supérieur à la pression atmosphérique. Si elle est égale, on dit que la tuyère est adaptée. Si elle est supérieure on dit que la détente est incomplète.



(fig. II. 03) : Cycle thermodynamique d'un turboréacteur

**II-2-1 Paramètres dans les différentes parties d'un turboréacteur [ref 7 ]**

**II-2-1-1/ 1<sup>er</sup> partie (entre d'air) :**

La transformation de l'air dans cette partie du moteur n'est pas isentropique et donc on peut définir efficacité  $f_D$  et le rendement  $y_D$  par :

$$f_D = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \dots\dots\dots (II-1)$$

$$y_D = \frac{T_{t2s} - T_0}{T_{t2} - T_0} \dots\dots\dots (II-2)$$

le nombre de mach :

$$M_0 = \frac{V_0}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0}} \dots\dots\dots (II-3)$$

$\dagger_D$  : Rapport de température à l'entre d'air :

$$\dagger_D = \frac{T_{t2}}{T_{t0}} = 1 \dots\dots\dots (II-4)$$

$$f_D = \frac{P_{t2}}{P_0} = \left( \frac{1 + y_D \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots (II-5)$$

$$P_{t2} = P_0 \cdot f_r \cdot f_D \dots\dots\dots (II-6)$$

$$T_{t2} = T_0 \cdot \dagger_r \cdot \dagger_D \dots\dots\dots (II-7)$$

Avec :

$$\left( \dagger_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2 \text{ et } f_r = \dagger_r^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right)$$

**II-2-1-2 / 2<sup>ème</sup> partie( compresseur) :**

$$\dagger_C = \frac{f_C^{\frac{\chi_C-1}{\chi_C}} - 1}{\gamma_C} + 1 \dots\dots\dots (II-8)$$

$$f_C = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \dots\dots\dots (II-9)$$

$$\dagger_C = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \dots\dots\dots (II-10)$$

Le rendement d'un compresseur est défini par le rapport de l'augmentation d'enthalpie isentropique ment sur l'augmentation d'enthalpie réelle.

$$y_{isc} = \frac{f_C^{\frac{\chi_C-1}{\chi_C}} - 1}{f_C^{\chi_C \cdot \gamma_{PC}} - 1} = \frac{f_C^{\frac{\chi_C-1}{\chi_C}} - 1}{\dagger_C - 1} \dots\dots\dots (II-11)$$

**II-2-1-3/3<sup>ème</sup> partie (chambre de combustion) :**

L'écoulement des gaz subit une chute de la pression totale à travers la chambre de combustion. On définit alors un coefficient } appelé coefficient de chute de pression

$$\}_{CC} = \frac{P_{t2} - P_{t3}}{P_{t2}} \quad \text{(Exprimée en \%)}$$

le dosage :

$$f = \frac{\left( \dagger_B - \frac{C_{pc}}{C_{pb}} \right)}{\dagger_B} \left[ \frac{\left( \frac{y_B \cdot Q_R}{C_{pb} \cdot T_{max}} \right) - 1}{\dots\dots\dots} \right] \dots\dots\dots (II-12)$$



la température  $T_{t4}$  de la sortie de chambre de combustion:

$$T_{t4} = \frac{T_{\max}}{\tau_D} \dots\dots\dots (II-13)$$

$$\tau_B = \frac{T_{\max}}{T_{t3}} = \frac{T_{t4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_C} \dots\dots\dots (II-14)$$

$$f_B = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = 1 - \frac{\Delta P_{tB}}{P_{t3}} \dots\dots\dots (II-15)$$

Le rendement de combustion est défini comme étant le rapport de l'augmentation d'enthalpie réelle sur le pouvoir calorifique du carburant. Si le débit de carburant n'est pas négligeable.

$$y_B = \frac{[(m_a + m_f) \cdot h_{t4} - m_a \cdot h_{t3}]}{mf \cdot Q_R} \dots\dots\dots (II-16)$$

Avec :  $f = \frac{mf}{ma}$

QR: pouvoir calorifique du carburant.

**II-2-1-4 /4<sup>ème</sup> partie (la turbine) :**

$$\tau_T = 1 - \frac{C_p \cdot (\tau_C - 1)}{(1+f) y_m \cdot C_p \tau_C \tau_B} \dots\dots\dots (II-17)$$

$$f_T = \left[ \frac{\tau_T - 1}{\gamma_T} + 1 \right]^{\frac{\chi_T}{\chi_T - 1}} \dots\dots\dots (II-18)$$

$$T_{t5} = T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_D \cdot \tau_C \cdot \tau_B \cdot \tau_T = T_{t4} \cdot \tau_T \dots\dots\dots (II-19)$$

$$P_{t5} = P_0 \cdot f_r \cdot f_D \cdot f_C \cdot f_B \cdot f_T = P_{t4} \cdot f_T \dots\dots\dots (II-20)$$

Le rendement isentropique de la turbine est défini :

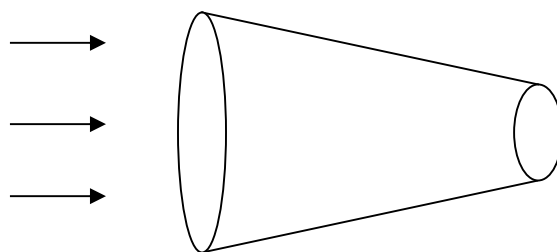
$$\eta_{isT} = \frac{f_T^{\frac{\chi_T - 1}{\chi_T}} \cdot y_{PR} - 1}{f_T^{\frac{\chi_T}{\chi_T - 1}} - 1} \dots\dots\dots (II-21)$$

**II-2-1-5 /5<sup>ème</sup> partie( tuyère d'éjection) :**

$$T_{t9} = T_{t5} \quad \text{et} \quad P_{t9} = P_{t5} \dots\dots\dots (II-22)$$

**a) Tuyère convergent**

La section elle diminue progressivement engendrant une augmentation de vitesse, et une diminution de la pression



**(fig. II. 04) : Tuyère convergente**

$y_N$ : Le rendement de la tuyère

$$y_N = \frac{h_9 - h_{10}}{h_9 - h_{10s}} = \frac{T_{t9} - T_{10}}{T_{t9} - T_{10s}} \dots\dots\dots (II-23)$$

- Nombre de Mach à la sortie :

$$M_{10} = \left[ \frac{2}{\gamma_N - 1} \cdot \left( \frac{y_N \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{10}}{P_{t9}}\right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}}\right)}{1 - y_N \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{10}}{P_{t9}}\right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}}\right)} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots (II-24)$$

Si non :

$$f_N = \frac{P_{t10}}{P_{t9}} \dots\dots\dots (II-25)$$

$$M_{10} = \left[ \frac{2}{\gamma_N - 1} \cdot \left( f_N \cdot \left(\frac{P_{t9}}{P_{10}}\right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots (II-26)$$

- Température statique  $T_{10}$

$$T_{10} = \frac{T_{t10}}{1 + \frac{\gamma_N - 1}{2} \cdot M_{10}^2} \dots\dots\dots (II-27)$$

- La vitesse d'éjection  $V_{10}$  :

$$V_{10} = M_{10} \cdot \sqrt{\gamma_N \cdot R \cdot T_{10}} \dots\dots\dots (II-28)$$

- La masse volumique des gaz à la sortie  $\rho_{10}$  :

$$\rho_{10} = \frac{P_{10}}{r \cdot T_{10}} \dots\dots\dots (II-29)$$

La section de la sortie  $A_{10}$  :

$$A_{10} = \frac{m_a \cdot (1 + f)}{\rho_{10} \cdot V_{10}} \dots\dots\dots (II-30)$$

Rayon de sortie  $R_{10}$  :

$$R_{10} = \sqrt{\frac{A_{10}}{f}} \dots\dots\dots (II-31)$$

Ñ La tuyère est critique donc :  $M_{10}=1$

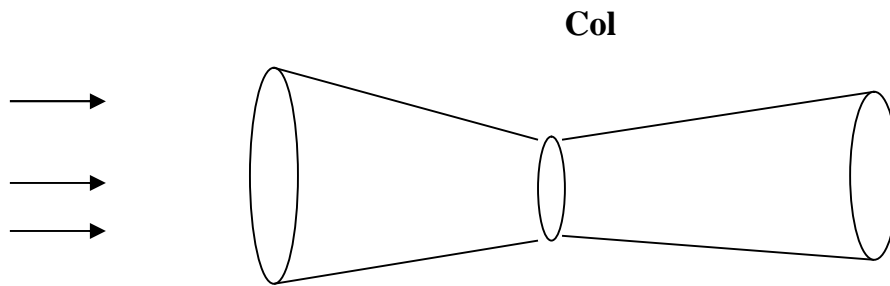
$$\frac{P_{t9}}{P_{10}} = \left[ 1 - \frac{1}{\gamma_N} \cdot \left( \frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N + 1} \right)^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} \right] < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots\dots\dots (II-32)$$

Ou bien :

$$\frac{P_{t9}}{P_{10}} = \frac{P_{t9}}{P_c} = f_N^{-1} \cdot \left( \frac{\gamma_N + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_N}{\gamma_N - 1}} < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots\dots\dots (II-33)$$

**b) Tuyère convergente divergente :**

La partie divergente accélère l'écoulement jusqu'à des vitesses supersonique en contenant la dilatation des gaz de façon que cette dilatation, effectuée seulement en partie dans le canal convergent, se fasse vers l'arrière.



(fig. II. 05) : Tuyère convergente divergente.

$$\frac{P_{t9}}{P_C} = \left[ 1 - \frac{1}{\gamma_N} \cdot \left( \frac{\chi_N - 1}{\chi_N + 1} \right)^{\frac{-\chi_N}{\chi_N - 1}} \right]^{\frac{-\chi_N}{\chi_N - 1}} < \frac{P_{t9}}{P_0} \dots \dots \dots (II-34)$$

On distingue trois types de fonctionnement de la tuyère supersonique :

- Tuyère adaptée ou  $P_0 = P_0$  :  $(\frac{P_0}{P_0} = 1)$
  
- Tuyère sous détendue, ou  $P_{10} < P_0$  :  $(\frac{P_0}{P_{10}} > 1)$
  
- Tuyère sur détendue, ou  $P_{10} > P_0$  :  $(\frac{P_0}{P_{10}} < 1)$

La détente des gaz chauds dans la tuyère est accompagnée par une chute de pression totale. Les gaz quitteront la tuyère à une température plus élevée que la température si la détente était idéale. On définit alors un rendement de tuyère ( $\gamma_N$ ) par :

$$\gamma_N = \frac{T_{t6} - T_{t10}}{T_{t5} \cdot \left( 1 - \left( \frac{P_{t5}}{P_{t0}} \right)^{\frac{1-\chi}{\chi}} \right)} \dots \dots \dots (II-35)$$

## II-2-2 Paramètre des performances du moteur

### II-2-2-1 Poussée spécifique

$$T_s = \frac{T}{ma} = (1+f)V_{10} - V_0 + \frac{P_{10} \cdot A_{10}}{ma} \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right) \dots \dots \dots \text{(II-36)}$$

### II-2-2-2 Consommation spécifique :

La consommation spécifique est le rapport de dosage sur la poussée spécifique

$$C_s = \frac{f}{T_s} \dots \dots \dots \text{(II-37)}$$

### II-2-2-3 Rendements

Par définition, le rendement d'une machine thermique est le rapport de la puissance de sortie sur la puissance d'entrée.

#### a) Rendement de propulsion

Le rendement propulsif est rapport de la puissance de propulsion sur la puissance thermique réelle :

$$y_p = \frac{T_s \cdot V_0}{\frac{1}{2}(1+f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 + (1+f) \cdot r \cdot T_{10} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right)} \dots \dots \dots \text{(II-38)}$$

#### b) Rendement thermique

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique sur la puissance calorifique :

$$y_{th} = \frac{\frac{1}{2}(1+f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 + (1+f) \cdot r \cdot T_{10} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}}\right)}{f \cdot Q_R} \dots\dots\dots (II-39)$$

**c) Rendement global**

Le rendement global est le produit des deux rendements propulsif et thermique :

$$y = y_P \cdot y_{th} \dots\dots\dots (II-40)$$

### III.1. Introduction

Comme pour le cas du compresseur, il y a deux types de base de turbine : à écoulement radial et axial. La turbine radiale est efficace pour le cas de faible débit tels que pour les applications cryogéniques et les turbo charges. De plus elle est moins encombrante et plus rigide.

Pour les applications aéronautiques, la nécessité de puissance et de rapport de pression élevés rend la turbine axiale plus souhaitable malgré son encombrement et sa sensibilité relative aux pressions et températures élevées.

### III.2. Fonctionnement

Le principe de fonctionnement d'une turbine est le suivant :

Les gaz, arrivant de la chambre de combustion, traversent la première grille stator et se détendent polytropiquement dans un passage convergent. Leur vitesse sortie stator sera donc accrue et ils viendront attaquer la grille d'aube rotor créant ainsi un couple moteur qui permettra d'entraîner l'arbre et l'hélice.

#### III.2.1 Diagramme des vitesses

En rappelant qu'un étage de turbine débute contrairement à celui du compresseur par un stator, examinons comment évoluent les vitesses dans l'étage en considérant une section développée au rayon moyen  $r_m$  de l'étage ( Fig.( II-1) )

Soient :

- (1) la section d'entrée stator
- (2) la section commune stator et rotor
- (3) la section de sortie rotor



Représentation de Numérotation d'un étage de turbine et Digramme de vitesse :

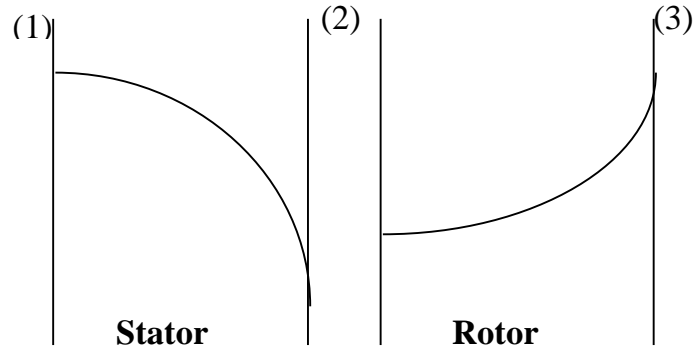


Fig. (III-1) : Numérotation d'un étage axial de turbine

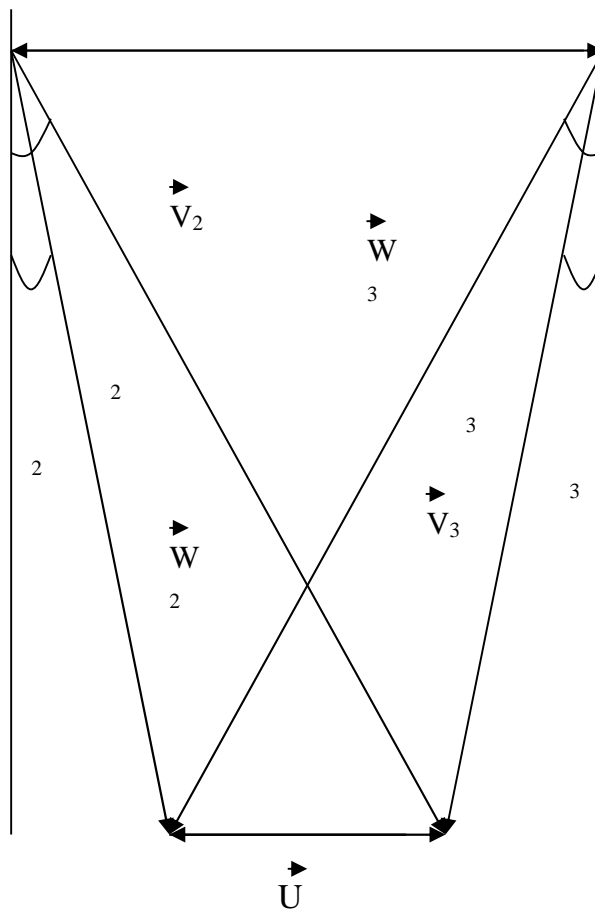


Fig.(III-2) : Digramme de vitesse

$V_1$  : Vitesse absolue à la station (1)

$V_2$  : Vitesse absolue à la station (2)

$V_3$  : Vitesse absolue à la station (3)

$V_{2a}$  et  $V_{3a}$  : les composantes axiales respectives des vitesses  $V_2$ , et  $V_3$

$V_{2U}$  et  $V_{3U}$  : les composantes tangentielles respectives des vitesses  $V_2$ , et  $V_3$

$W_2$  et  $W_3$  : les vitesses relatives respectives des stations (2) et (3)

$W_{2a}$  et  $W_{3a}$  : les composantes axiales relatives correspondantes

$W_{2U}$  et  $W_{3U}$  : les composantes tangentielles relatives correspondantes

$U$  : Vitesse d'entraînement du rotor de l'étage correspondant

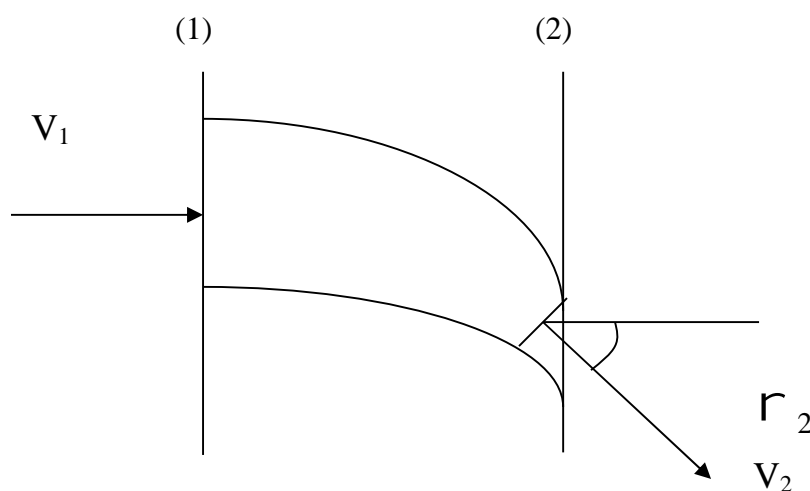
### III.2.3 Principe de fonctionnement de l'étage :

#### a) stator

L'air arrive de la chambre de combustion à la vitesse absolue  $V_1$  et pénètre dans le Distributeur de turbine par la section de passage  $A_1$ .

La forme des profils d'aubes stator entraîne une déflexion de l'écoulement et en sortie, nous aurons les gaz qui passeront par la section  $A_2 > A_1$  et par conséquent, leur vitesse absolue sera accrue ( $V_2 > V_1$ ).

Les sections à prendre en compte sont évidemment les sections perpendiculaires aux vecteurs vitesses.



**Fig. (III-3) : Distributeur de la turbine**

**b) rotor**

L'air arrive ensuite à l'entrée de la roue de turbine dont le profil d'aube considéré tourne à une vitesse circonférentielle  $U$ . Considérons le triangle des vitesses satisfaisant la relation :

$V_2 = U + W_2$ . Nous voyons alors que les filets d'air pénètrent dans le rotor à la vitesse Relative  $W_2$  par la section  $A_2$ . La forme des aubes va les en faire sortir par la section  $A_3 > A_2$

Et donc à une vitesse  $W_3 > W_2$ . La forme des profils d'aubes est telle qu'en construisant ; Le triangle des vitesses  $V_3 = U + W_3$  en sortie rotor ; nous obtenons à peu près  $V_3 = V_1$ .

L'augmentation de vitesse absolue dans la grille stator et l'augmentation de vitesse relative dans la grille d'aubes rotor nous montre que l'on a eu détente, c'est – à – dire perte d'énergie de pression, dans le rotor et dans le stator.

**III.3. Etude aérothermodynamique des composants [07]**

**III.3.1. Expressions du travail et de la puissance**

L'application du théorème d'EULER à un tube de courant à travers la grille de rotor montre que la variation de la quantité de mouvement angulaire est équivalente à la puissance récupérée dans l'étage.

$$C = m_a \cdot (r_{m2} \cdot V_{2u} + r_{m3} \cdot V_{3u}) \dots\dots\dots(III-1)$$

La puissance fournit par la turbine sera donc :

$$P_a = C \cdot \check{S} = m_a \cdot (U_2 \cdot V_{2u} + U_3 \cdot V_{3u}) \dots\dots\dots(III-2)$$

Avec  $S$  : la vitesse de rotation

La géométrie du diagramme des vitesses nous donne immédiatement les relations suivantes :

$$\frac{U}{V_a} = (tg\alpha_2 - tg\alpha_3) = (tg\alpha_3 - tg\alpha_2) \dots\dots\dots(III-3)$$

La puissance  $P_a$  avec la considération que  $U_2 = U_3 = U$  sera alors :

$$P_a = m_a \cdot U \cdot V_a \cdot (tg\alpha_2 + tg\alpha_3) = m_a \cdot U \cdot V_a \cdot (tg\alpha_2 + tg\alpha_3) \dots\dots(III-4)$$

Le travail sur l'arbre sera alors donné par :

$$W_a = \frac{P_a}{m_a} \dots\dots\dots(III-5)$$

$$W_a = U \cdot V_a \cdot (tg\alpha_2 + tg\alpha_3) \dots\dots\dots(III-6)$$

On peut avoir l'expression du travail sur l'arbre en faisant une étude thermodynamique ; cependant d'après le premier principe de la thermodynamique nous avons :

$$uQ_{ex} + uW_a = dH_t \dots\dots\dots(III-7)$$

L'écoulement étant adiabatique alors  $uQ_{ex} = 0$

$uW_a = dH$  Alors :

$$W_a = \Delta H_t = Cp \cdot \Delta T_{0S} \dots\dots\dots(III-8)$$

**III.3.2 Gradient de température de l'étage**

On peut calculer le gradient de température de l'étage on donne une valeur initiale au rendement isentropique de la turbine et pour accepter les paramètres de sortie cette valeur de rendement sera comparée avec celle qui sera calculé en fonction des pertes de

l'étage et tant que la convergence n'est pas vérifiée on est pas autorisé à poursuivre les calculs.

$$\Delta T_{0s} = \gamma_s \cdot T_{01} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_{03}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma_s - 1}{\gamma_s}} \right] \dots\dots\dots(III-9)$$

**III.3.3. Différents paramètres de conception**

**III.3.3.1. Coefficient de charge ou chute de température ( $\xi$ )**

Ce coefficient exprime la capacité de travail de l'étage : il est défini par :

$$\xi = \frac{2 \cdot C_p \cdot \Delta T_{0s}}{U^2} = 2 \cdot \frac{V_a}{U} (tgS_2 + tgS_3) \dots\dots\dots (III-10)$$

**III.3.3.2. Degré de réaction ( $u$ )**

C'est le rapport de l'énergie de pression perdue par les gaz dans le rotor, à l'énergie de pression perdue dans tout l'étage.

Il exprime la fraction d'expansion dans le rotor, et il est défini en terme de chute d'enthalpie au lieu de chute de pression.

$$u = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3} \dots\dots\dots(III-11)$$

Pour  $V_{a2} = V_{a3} = V_a$  et  $V_3 = V_1$  on aura :

$$C_p \cdot (T_1 - T_3) = C_p (T_{01} - T_{03}) = U \cdot V_a \cdot (tgS_2 + tgS_3) \dots\dots\dots (III-12)$$

$$C_p \cdot (T_2 - T_3) = \frac{1}{2} (W_3^2 - W_2^2) = \frac{1}{2} V_a^2 (\cos^2 S_3 - \cos^2 S_2) \dots\dots(III-13)$$

Finalemment :

$$u = \frac{V_a}{2 \cdot U} (tgS_3 - tgS_2) \dots\dots\dots(III-14)$$

**III.3.3.3.Coefficient d'écoulement ou coefficient de débit : (W )**

IL est défini par :

$$W = \frac{V_a}{U} \dots\dots\dots(III-15)$$

$$V_{a2} = U \cdot W \dots\dots\dots(III-16)$$

**III.3.4.Angles de la turbine en fonction des paramètres de conception**

$$S_2 = arctg \left[ \frac{1}{2 \cdot W} \left( \frac{1}{2} \Gamma - 2 \cdot u \right) \right] \dots\dots\dots(III-17)$$

$$S_3 = arctg \left[ \frac{1}{2 \cdot W} \left( \frac{1}{2} \Gamma + 2 \cdot u \right) \right] \dots\dots\dots(III-18)$$

$$r_2 = arctg \left[ tgS_2 + \frac{1}{W} \right] \dots\dots\dots(III-19)$$

$$r_3 = arctg \left[ tgS_3 - \frac{1}{W} \right] \dots\dots\dots(III-20)$$

$$V_2 = \frac{V_{a2}}{\cos r_2} \dots\dots\dots(III-21)$$

La vitesse axiale :

$$V_{a1} = \frac{V_{a2}}{\cos \Gamma_3} \dots\dots\dots (III-22)$$

$$V_1 = V_3 = V_{a1} \quad ; \quad T_{02} = T_{01} \dots\dots\dots (III-23)$$

**III.3.5. Paramètres dans chaque station**

**III.3.5.1 Station entrée stator**

Avec la donnée de la température totale  $T_{01}$  on peut avoir directement celle statique  $T_1$  :

$$T_1 = T_{01} - \frac{V_1^2}{2 \cdot Cp} \dots\dots\dots (III-24)$$

Avec la donnée de la température totale  $P_{01}$  on peut avoir directement celle statique  $P_1$  par la relation :

$$P_1 = P_{01} \cdot \left( \frac{T_1}{T_{01}} \right)^{\frac{x}{x-1}} \dots\dots\dots (III-25)$$

La masse volumique est alors calculée par :

$$\rho_1 = \frac{P_1}{r \cdot T_1} \dots\dots\dots (III-26)$$

Section annulaire :

$$A_1 = \frac{m_a}{\rho_1 \cdot V_{a1}} \dots\dots\dots (III-27)$$

La hauteur :

$$h_1 = \frac{A_1 \cdot N}{U} \dots\dots\dots (III-28)$$

Rayon moyen :

$$r_m = \frac{U}{2 \cdot f \cdot N} \dots\dots\dots (III-29)$$

Le rayon (tip) :

$$r_{t1} = r_m + \frac{h_1}{2} \dots\dots\dots (III-30)$$

Le rayon (root) :

$$r_{r1} = r_m - \frac{h_1}{2} \dots\dots\dots (III-31)$$

Le Mach (M) :

$$M_1 = \frac{V_{a1}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_1}} \dots\dots\dots (III-32)$$

**III.3.5.2. Station sortie stator entré rotor**

Avec la donnée de la température totale  $T_{02}$  on peut avoir directement celle statique  $T_2$  :

$$T_2 = T_{02} - \frac{V_2^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (III-33)$$

La température statique isentropique sera alors :

avec  $\zeta_N = 0.05$  : perte stator

$$T_2' = T_2 - \frac{\zeta_N \cdot V_2^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (III-34)$$

Avec la donnée de la température totale  $P_{01}$  on peut avoir directement celle statique  $P_2$  par la relation :

$$P_2 = \frac{P_{01}}{\left( \frac{T_{01}}{T_2'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots\dots\dots (III-35)$$



La masse volumique est alors calculée par :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{r \cdot T_2} \dots\dots\dots (III-36)$$

Section annulaire :

$$A_2 = \frac{m_a}{\rho_2 \cdot V_{a2}} \dots\dots\dots (III-37)$$

La hauteur :

$$h_2 = A_2 \cdot \frac{N}{U} \dots\dots\dots (III-38)$$

Le rayon (tip) :

$$r_{t2} = r_m + \frac{h_2}{2} \dots\dots\dots (III-39)$$

Le rayon (root) :

$$r_{r2} = r_m - \frac{h_2}{2} \dots\dots\dots (III-40)$$

Le Mach (M) :

$$M_2 = \frac{V_{a2}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_2}} \dots\dots\dots (III-41)$$

**III.3.5.3. Station sortie rotor :**

Avec cette donnée on calcul la température totale à la sortie de la grille rotor  $T_{03}$  :

$$T_{03} = T_{01} - \Delta T_{0S} \dots\dots\dots (III-42)$$

Avec le donnée de la température totale  $T_{03}$  on peut avoir directement celle statique  $T_3$  :

$$T_3 = T_{03} - \frac{V_3^2}{2 \cdot C_p} \dots\dots\dots (III-43)$$

Avec la donnée de la température totale  $P_{03}$  on peut avoir directement celle statique  $P_3$  par la relation :

$$P_3 = \frac{P_{03}}{\left(\frac{T_{01}}{T_{12}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots\dots\dots (III-44)$$

La masse volumique est alors calculée par :

$$\rho_3 = \frac{P_3}{r \cdot T_3} \dots\dots\dots (III-45)$$

Section annulaire :

$$A_3 = \frac{m_a}{\rho_3 \cdot V_{a3}} \dots\dots\dots (III-46)$$

La hauteur :

$$h_3 = A_3 \cdot \frac{N}{U} \dots\dots\dots (III-47)$$

Le rayon (tip) :

$$r_{t3} = r_m + \frac{h_3}{2} \dots\dots\dots (III-48)$$

Le rayon (root) :

$$r_{r3} = r_m - \frac{h_3}{2} \dots\dots\dots (III-49)$$

$$W_3 = \frac{V_{a3}}{\cos S_3} \dots\dots\dots (III-50)$$

Le mach (M) :

$$M_3 = \frac{V_{a3}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_3}} \dots\dots\dots (III-51)$$

$$T_3 = \frac{T_2}{\left(\frac{P_2}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \dots\dots\dots (III-52)$$

Nombre de Mach relative à l'extrémité de l'aube rotor ( $M_{v2}r$ ) :

$$V_{2r} = \frac{V_{a2}}{\cos(\alpha_{2r})} \dots\dots\dots(III-53)$$

$$W_{2r} = \frac{V_{a2}}{\cos(\alpha_{2r})} \dots\dots\dots(III-54)$$

$$T_{2r} = T_{02} - \frac{V_{2r}^2}{2 \cdot c_p} \dots\dots\dots(III-55)$$

$$(M_{v2})_r = \frac{W_{2r}}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_{2r}}} \dots\dots\dots(III-56)$$

-Pour le stator :

$$C = \left(\frac{C}{h}\right)_N \cdot \frac{h_1 + h_2}{2} \dots\dots\dots(III-57)$$

-Pour le rotor :

$$C = \left(\frac{C}{h}\right)_R \cdot \frac{h_2 + h_3}{2} \dots\dots\dots(III-58)$$

Où :  $\left(\frac{C}{h}\right)$  est un rapport choisi. ; Telle que  $3 \leq \frac{h}{c} \leq 4$

La corde :

Pour le stator :

$$\frac{h_N}{4} \leq C_N \leq \frac{h_N}{3} \dots\dots\dots(III-59)$$

Pour le rotor :

$$\frac{h_R}{4} \leq C_R \leq \frac{h_R}{3} \dots\dots\dots(III-60)$$

Telle que :

$$h_N = \frac{1}{2} \cdot (h_1 + h_2) \dots\dots\dots(III-61)$$

$$h_R = \frac{1}{2} \cdot (h_1 + h_3) \dots\dots\dots(III-62)$$

L'espace entre deux l'aubes :

Pour le stator :

$$S_N = C_N \cdot CT_N \dots\dots\dots(III-63)$$

Pour le rotor :

$$S_R = C_R \cdot CT_R \dots\dots\dots(III-64)$$

Les constants  $CT_N$  et  $CT_R$  sont déterminé expérimentalement :

Nombre d'aubes :

Pour le stator :

$$N = \frac{2 \cdot f \cdot r_m}{S_N} \dots\dots\dots(III-65)$$

Pour le rotor :

$$N = \frac{2 \cdot f \cdot r_m}{S_R} \dots\dots\dots(III-66)$$

### III.3.6. Etude des pertes dans les aubes stator et rotor :

Les aubes du rotor doivent avoir la forme qui répond au mieux à l'incidence du gaz sur le bord d'attaque, et le dévier à travers les angles d'entrée et de sortie exigés avec un minimum de pertes.

Cependant les pertes sont la somme :

- des pertes de profil telles qu'on peut les déterminer par des essais de grilles cylindriques (ou par l'étude théorique de l'écoulement d'aube à aube).
- des pertes secondaires dues aux écoulements secondaires.
- Des pertes dues au jeu en bout d'aube (qu'on peut avec une approximation convenable estimer en calculant le débit non travaillant) qui sont isolées des autres pertes secondaires.

Cependant la méthode qui sera décrite ici est celle due à ANLEY et MATHIESON qui estiment les performances sur les conditions d'écoulements au diamètre moyen de l'anneau.

**III.3.6.1.Coefficient de pertes de profil  $Y_P$**

$Y_P$  : est calculé à l'aide de la formule d'interpolation. Un début est fait en utilisant les deux corrélations pour le coefficient de perte de profil  $Y_P$  obtenu à partir des données de cascade, qui sont montrées dans la figure (III-3) ceux-ci se rapportent aux aubes du distributeur ( $S_2 = 0$ ) et aux aubes rotor ( $S_2 = S_3$ ) pour un profil

conventionnel ayant un rapport d'épaisseur / corde de 0.2 et un rapport épaisseur / espacement de 0.02 du bord de fuite.

Coefficient de perte rotor :

$$\}R = \frac{(T_3 - T_3'') \cdot 2 \cdot Cp}{W_3^2} \dots\dots\dots (III-67)$$

$$Y_p = \left\{ Y_p(S_2=0) + \left( \frac{S_2}{S_3} \right)^2 \cdot [Y_p(S_2=S_3) - Y_p(S_2=0)] \right\} \cdot \left( \frac{t/c}{0.2} \right)^{\frac{S_2}{S_3}} \dots(III-68)$$

On niveau des cols , des que le nombre Mach dépasse l'unité une correction sera nécessaire au niveau du calcul de coefficient de perte de profile et cette correction sera

$$Y_p = \left\{ Y_p(S_2=0) + \left( \frac{S_2}{S_3} \right)^2 \cdot [Y_p(S_2=S_3) - Y_p(S_2=0)] \right\} \cdot [1 + 60 \cdot (M - 1)^2] \dots(III-69)$$

**III.3.6.2.Rendement isentropique de la turbine**

Le rendement isentropique d'une turbine est défini comme étant le travail réel sur le travail isentropique :

$$y_s = \left( \frac{h_{01} - h_{03}}{h_{01} - h_{03}'} \right) = \left( \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{03}'} \right) \dots\dots\dots (III-70)$$

**III.3.6.3.1 Rendement isentropique théorique**

En fonction des coefficients de pertes stator et rotor on obtient :

$$y_{sth} = \frac{1}{1 + \frac{\left[ \}R \cdot \left( \frac{W_3^2}{2 \cdot Cp} \right) + \left( \frac{T_3}{T_2} \right) \cdot \}N \cdot \left( \frac{V_2^2}{2 \cdot Cp} \right) \right]}{(T_{01} - T_{03})} \dots\dots\dots (III-71)$$

**III.4. Etude des performances de l'étage**

Hypothèses :

- Ecoulement permanent
- Les paramètres de chaque station du moteur sont des paramètres calculés au rayon moyen de la section de passage de l'écoulement
- L'air est un gaz parfait :

Le débit réduit est :

$$D_r = \frac{D \cdot \sqrt{T_t}}{P} \dots\dots\dots (III-72)$$

**Partie expérimentale**

**III.4.1 Coefficient de portance**

Définit le coefficient de portance :

$$C_L = 2 \cdot \left( \frac{S}{C} \right) (\tan(S_2) + \tan(S_3)) \cdot \cos(S_m) \dots\dots\dots (III-73)$$

$$S_m = \arctg \left[ \frac{(tg S_3 - tg S_2)}{2} \right] \dots\dots\dots (III-74)$$

$$\frac{C_L}{\frac{S}{c}} = 2 \cdot (tg S_2 + tg S_3) \cdot \cos S_m \dots\dots\dots (III-75)$$

$$r_m = \arctg \left[ \frac{(tg r_2 - tg r_1)}{2} \right] \dots\dots\dots (III-76)$$

**Stator:**

$$\left( \frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_N = 2 \cdot (tg r_1 + tg r_2) \cdot \cos r_m \dots\dots\dots (III-77)$$

$$[Y_S + Y_K]_N = \left( \frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_N^2 \cdot \frac{\cos^2 r_2}{\cos^2 r_m} \dots\dots\dots (III-78)$$

**Rotor :**

$$\left( \frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_R = 2 \cdot (tg s_3 + tg s_2) \cdot \cos s_m \dots\dots\dots (III-79)$$

$$[Y_S + Y_K]_R = \left( \frac{C_L}{\frac{s}{c}} \right)_R^2 \cdot \frac{\cos^2 s_3}{\cos^2 s_m} \dots\dots\dots (III-80)$$

**III.4.2. coefficients de perte totale**

Les coefficients de perte totale deviennent :

Pour le stator:

$$Y_N = (Y_P)_N + [Y_S + Y_K]_N \dots\dots\dots (III-81)$$

Pour le rotor:

$$Y_R = (Y_P)_R + [Y_S + Y_K]_R \dots\dots\dots (III-82)$$

Le rendement de l'étage peut être calculé maintenant en utilisant les équations des pertes.

Nous calculons d'abord les coefficients équivalents de perte définis en termes de température.

Pour le stator nous aurons :

$$\} _N = \frac{Y_N}{\frac{T_{02}}{T_2'}} \dots\dots\dots (III-83)$$

$$T_{03\ rel} = T_3 + \frac{W_3^2}{2 \cdot Cp} \dots\dots\dots (III-84)$$

Pour le rotor nous aurons :

$$\} _R = \frac{Y_R}{\frac{T_{03\ rel}}{T_3''}} \dots\dots\dots (III85)$$

**III.4.3.Rendement isentropique experimental**

En fonction des coefficients de pertes stator et rotor on obtient :

$$y_{S\ exp} = \frac{1}{1 + \frac{\left[ \} _R \cdot \left( \frac{W_3^2}{2 \cdot Cp} \right) + \left( \frac{T_3}{T_2} \right) \cdot \} _N \cdot \left( \frac{V_2^2}{2 \cdot Cp} \right) \right]}{(T_{01} - T_{03})} \dots\dots\dots (III-86)$$



#### IV -1 Performances du turboréacteur :

- Rapport de pression :  $f_c = 6$ .
- Débit d'air :  $m_a = 3 \text{ kg/s}$ .

Caractéristiques	Entrée d'air	Compresseur	Chambre de combustion	Turbine liée
$\dagger_t$	1	1.664	2.294	0.8287
$\gamma$	0.98	0.85	0.98	0.92
$T_t$ (°k)	288.15	288.15	1100	911.6
$f$	1	6	0.96	2.66

Performances	Turboréacteur
$\gamma_{th}$	0.3491
$T$ : Poussée(N)	2299.2
$C_s$ : Consommation spécifique(kg/h/kw)	0.08014

(fig.IV.01) : Tableaux des caractéristiques des déferant station

#### IV -2 Turboréacteur En vol

• *Les figes IV-2 ,3,4et5* : représente la variation des rendements d'un turboréacteur en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures ( $T_{max}$ ) données, on remarque une augmentation des rendements (thermique et global) avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de rendement maximum), puis commence à diminuer légèrement et devient pratiquement constant par contre le rendement propulsive diminue et à partir d'une certaine valeur devient constant. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance utile.

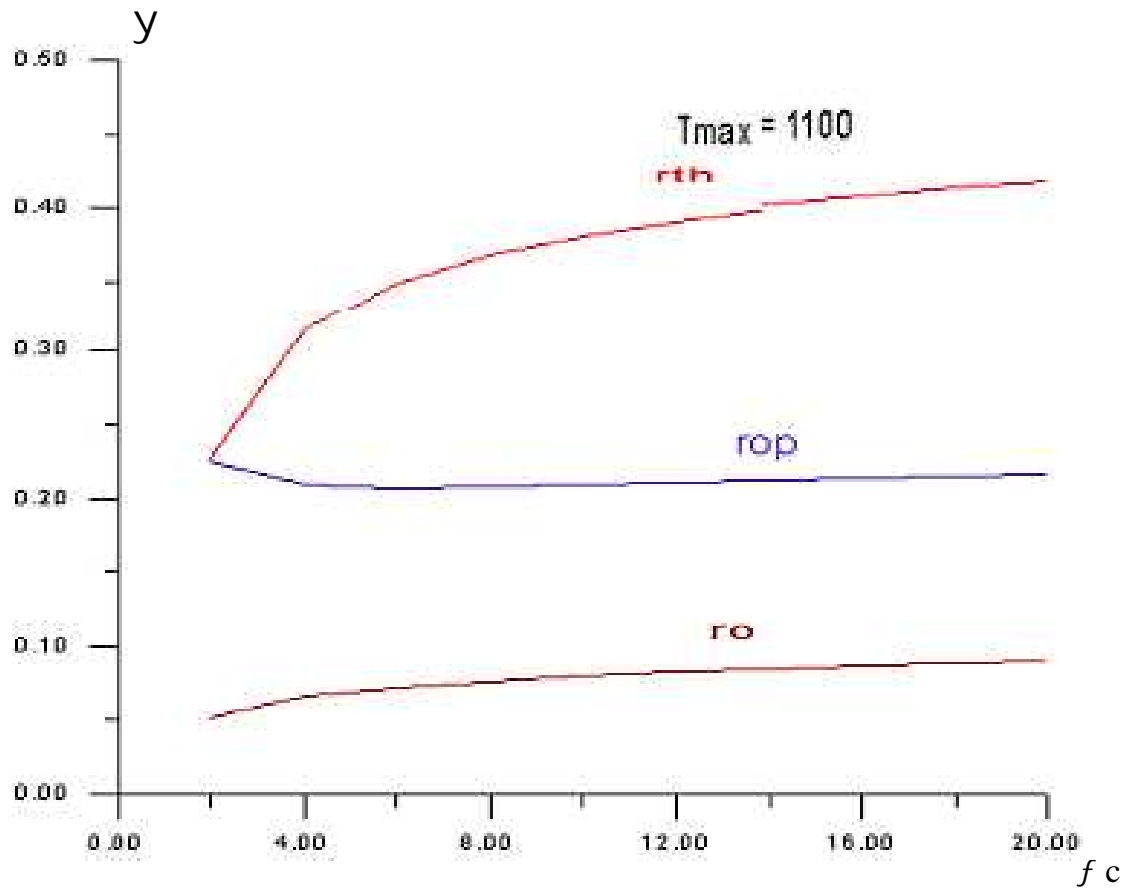
• *La fig IV -6*: représente la variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures ( $T_{max}$ ) données, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de

compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de poussée spécifique maximum), puis commence à diminuer l'égerment. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de débit d'air.

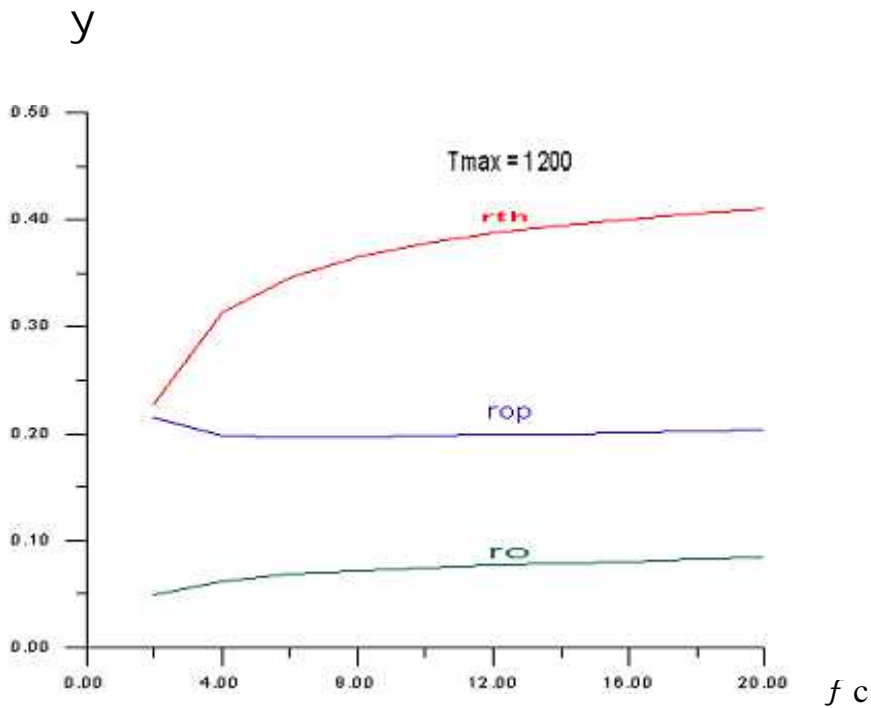
- **La fig. IV -7** : représente la variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour différentes températures ( $T_{max}$ ) données, on remarque une diminution de la consommation spécifique avec l'augmentation du rapport de pression de compresseur dans le sens contraire. Cette diminution correspondant l'augmentation de poussée spécifique.

- **La figure IV -8** : représente la variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour une température ( $T_{max}$ ) donnée, on remarque une augmentation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur dans le même sens jusqu'à un maximum (point de poussée spécifique maximum), puis commence à diminuer l'égerment.

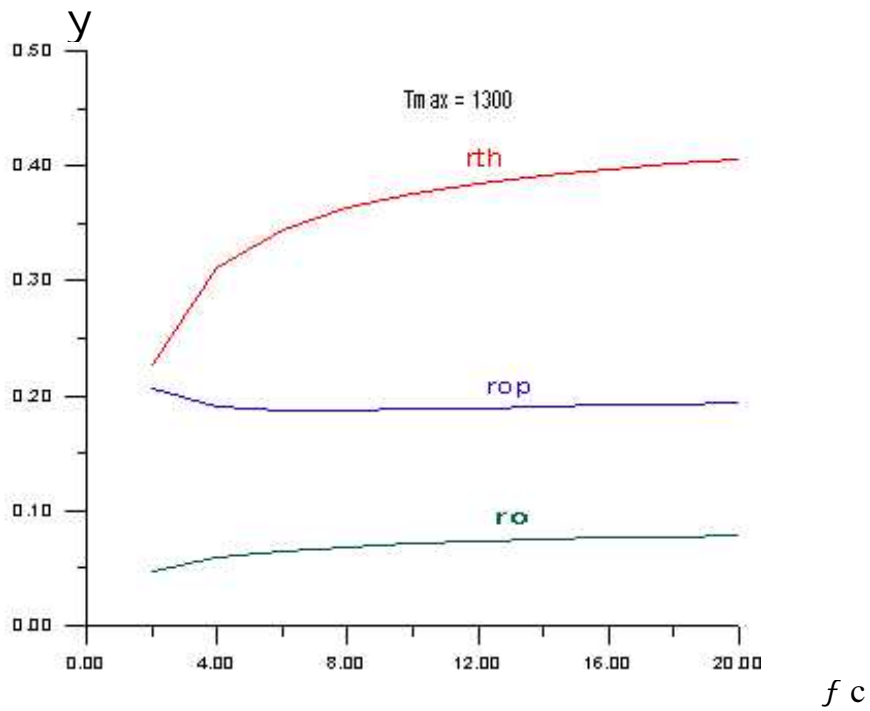
- **La figure IV -9** : représente la variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur. Pour une température ( $T_{max}$ ) donnée, on remarque une diminution de la consommation spécifique avec l'augmentation du rapport de pression de compresseur dans le sens contraire.



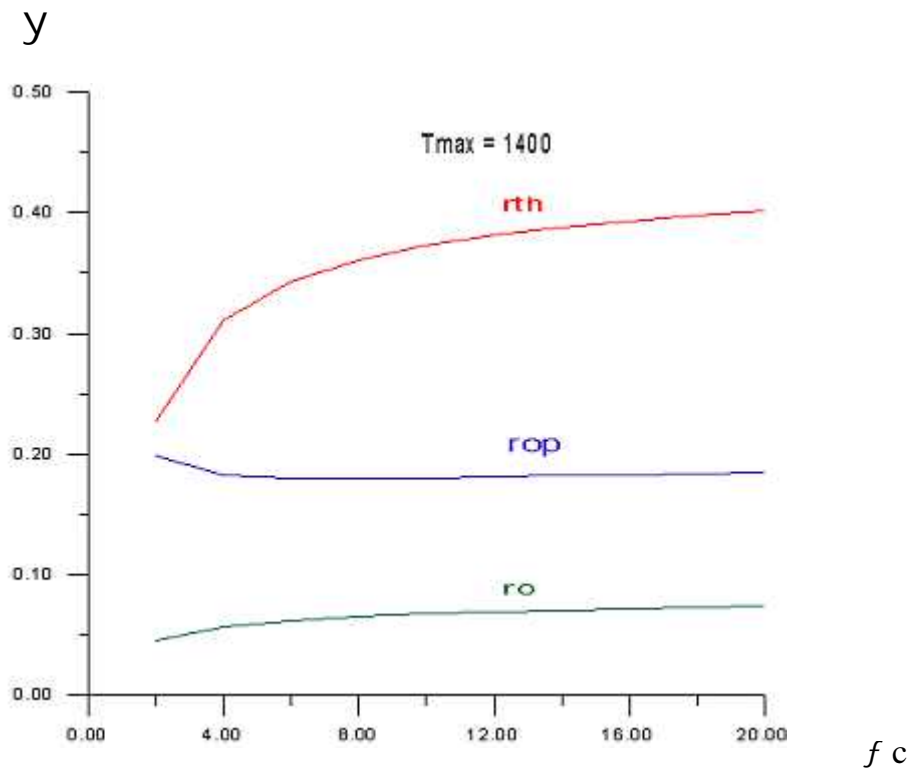
(fig.IV.02) : La variation des  $y$  en fonction du rapport de compression ( $f_c$ ) en vol



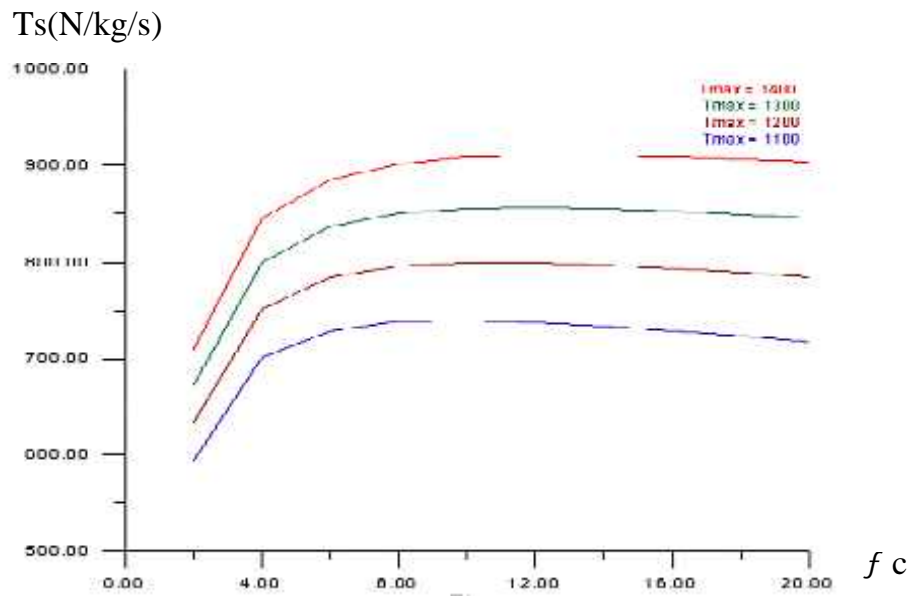
(fig.IV.03) : La variation des  $y$  en fonction du rapport de compression ( $f_c$ ) en vol



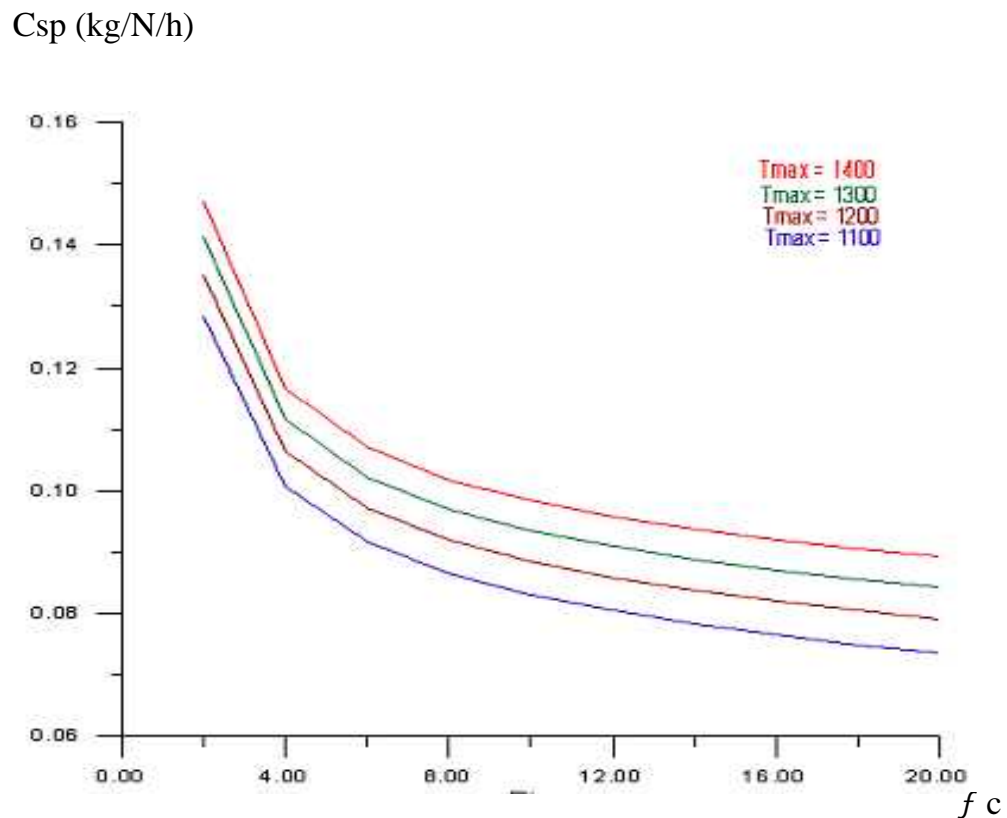
(fig.IV.04) : La variation des  $y$  en fonction du rapport de compression ( $f_c$ ) en vol



(fig.IV.05) : La variation des  $y$  en fonction du rapport de compression ( $f_c$ ) en vol

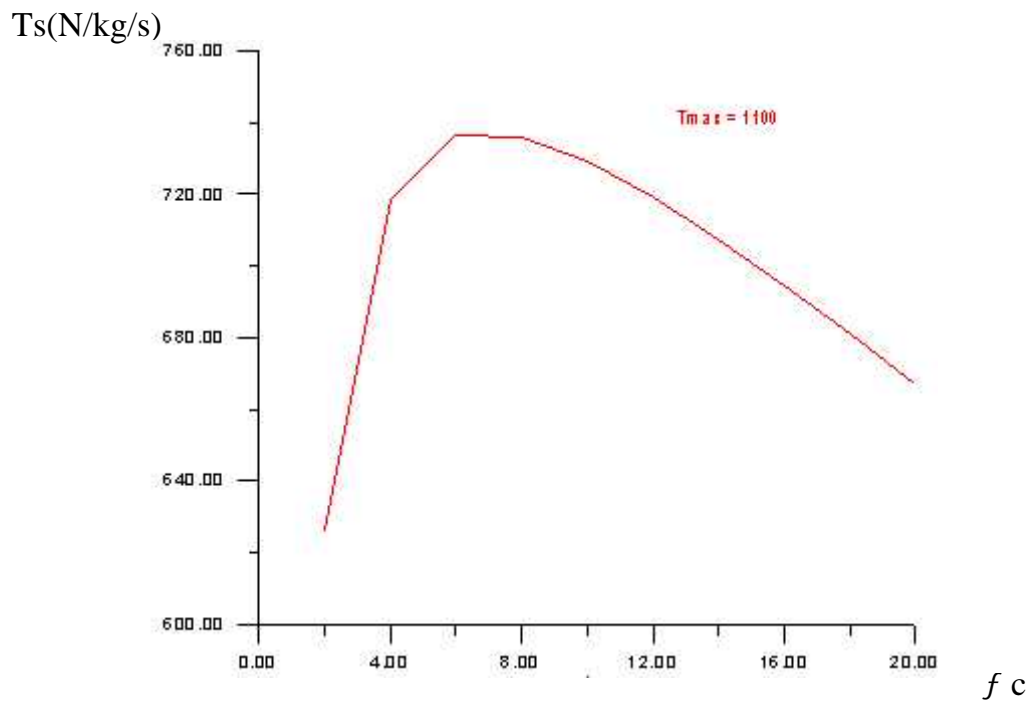


(fig.IV.06) : La variation des Ts en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) pour différente température en vol

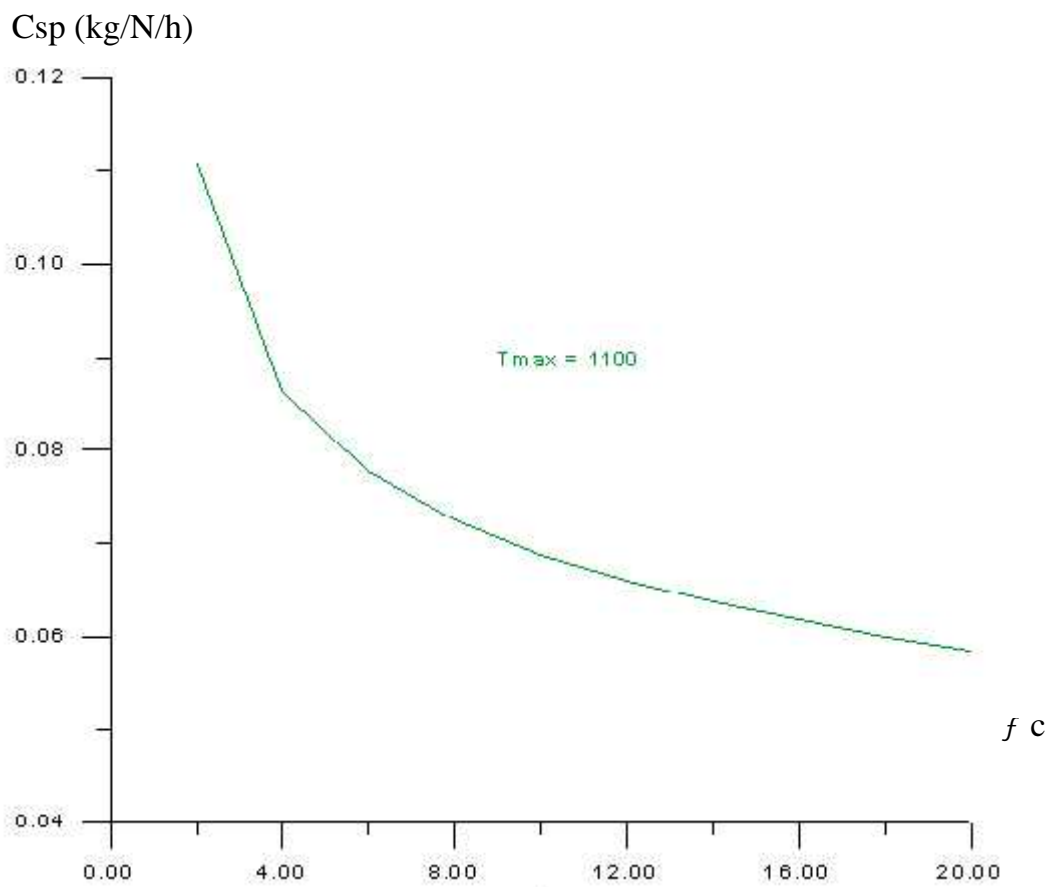


(fig.IV.07) : La variation des Csp en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) pour différente température en vol

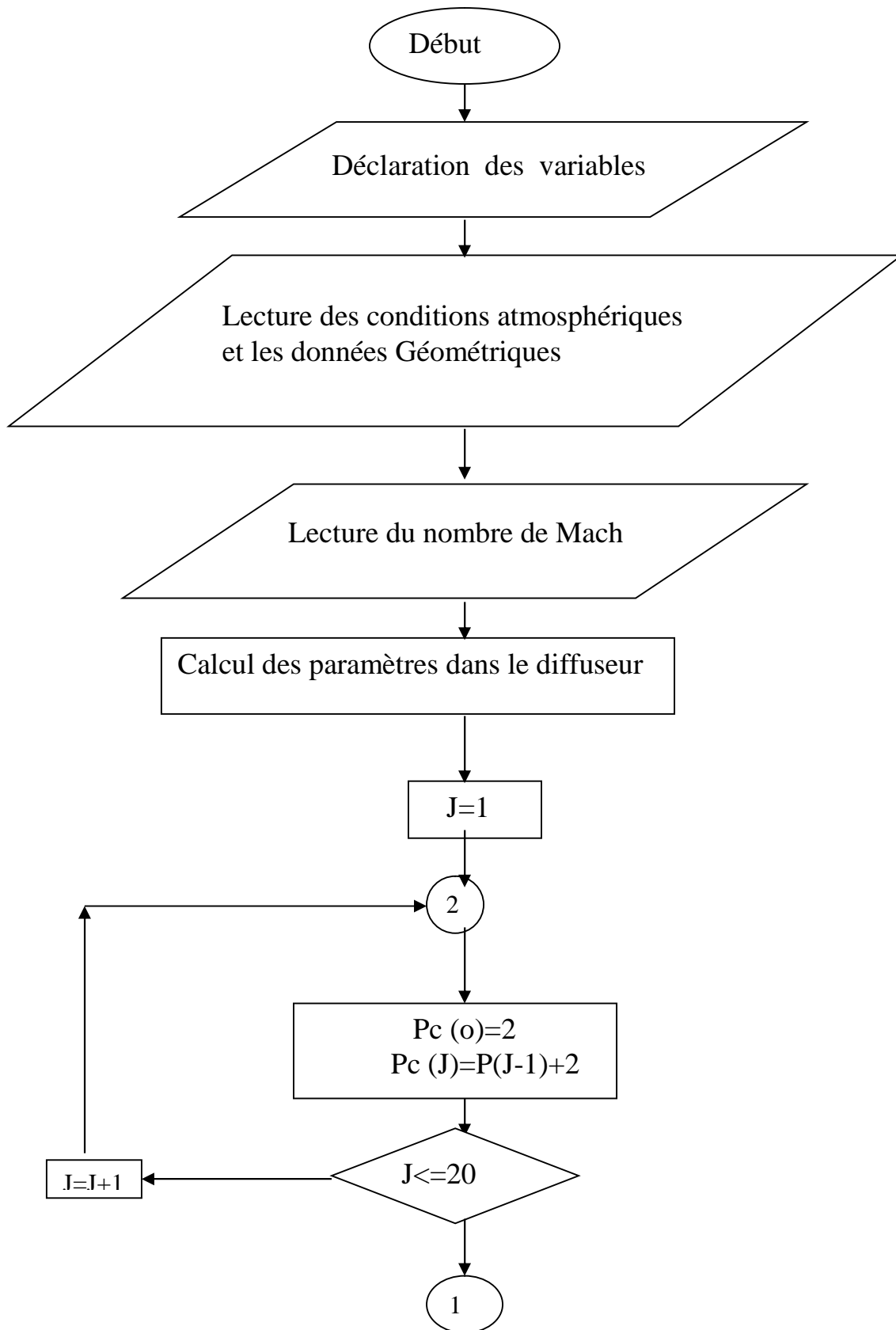
IV -3 Turboréacteur Au Point fixe

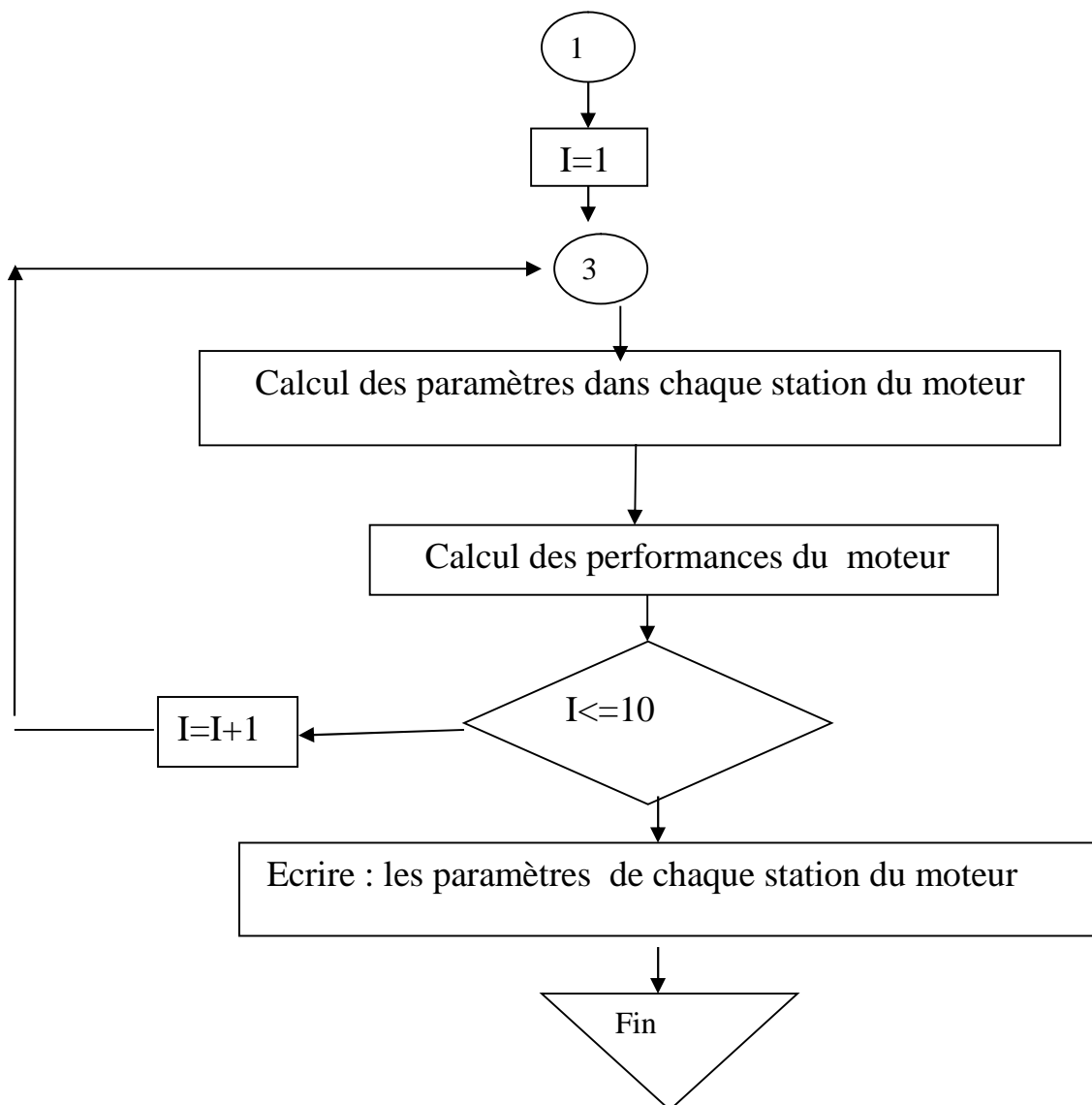


(fig.IV.08):La variation des  $T_s$  en fonction du rapport de compression( $f_c$ ) au point fixe



(fig.IV.09):La variation des  $C_{sp}$  en fonction du rapport de compression ( $f_c$ ) au point fixe

**Organigramme** : Calcul des performances du moteur turboréacteur





## CHAPITRE IV : Résultat et Comontaire

Numéro du page	Titre de la figure	Numéro de la figure
61	Tableaux des caractéristiques des déferant station	<i>fig . IV.01</i>
63	La variation des $\gamma$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) en vol	<i>fig IV.02</i>
63	La variation des $\gamma$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) en vol	<i>fig IV.03</i>
64	La variation des $\gamma$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) en vol	<i>fig IV.04</i>
64	La variation des $\gamma$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) en vol	<i>Fig IV.05</i>
65	La variation des $T_s$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) pour différente température en vol	<i>fig IV.06</i>
65	La variation des $C_{sp}$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) pour différente température en vol	<i>fig IV .07</i>
66	La variation des $T_s$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) au point fixe	<i>fig IV .08</i>
66	La variation des $C_{sp}$ en fonction du rapport de compression ( $f c$ ) au point fixe	<i>fig IV .09</i>

## **Conclusion :**

Suite aux études nous sommes arrivés à distinguer deux sortes de turbo réacteurs :

-turbo réacteur simple

-turbo propulseur

Les avantages de ce travail nous ont amenés à savoir les constituants et son fonctionnement.

Et les difficultés que nous avons rencontrées durant cette recherche due au manque de documentation.

## **REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES**

**[01]**- Les textes et images présents dans nos espaces sont protégés par la loi du 1er juillet 1992.

Aérostories : Enregistrement CNIL n° 758687

Responsable légal : Philippe Ballarini

**[02]**- <http://accrodavion.jexiste.be/Accrodavions/index.html>

Site créé par : Alain Roland, adresse : 12, rue du bois de

gonrieux, 5660 Cul des sarts, BELGIQUE

**[03]**-- [http://climber.chez-alice.fr/avions/les\\_avions](http://climber.chez-alice.fr/avions/les_avions).

Mon petit web, Enseignement des sciences physiques et informatique, Bruno Brolis, 1997-2006.

**[04]**-- [www.invention-conception.com/pulsoreacteurhyb....](http://www.invention-conception.com/pulsoreacteurhyb....)

Pour tout complément d'information : [bernardbastita@yahoo.fr](mailto:bernardbastita@yahoo.fr) [bernard.bastita@laposte.net](mailto:bernard.bastita@laposte.net)

**[05]**-- [aerostories.free.fr/.../leduc/page4.html](http://aerostories.free.fr/.../leduc/page4.html).

**[06]**- MICHAL PLUVIOSE - CHRISTELLE PERILHON

Techniques de l'ingénieur traite mécanique et chaleur B 4411

**[07]**- H.COHEN- G.F.C .RoGERS

H.I.H SARAVANAMUTTOO Gaz Turbine théorie .

Thèse « Etude De Conception Aérodynamique D'un Turbopropulseur Adapté Au Turboréacteur

Prototype De Laboratoire GLSK »

Mr. Badereddine Aïmed-eddine

-[www.onera.fr](http://www.onera.fr)

-[modelixsite.free.fr/aero/turbine.html](http://modelixsite.free.fr/aero/turbine.html).

- <http://fr.wikipedia.org/wiki/Turboréacteur>.

- P .LEPOURRY et R .CIRYCI Propulseurs aéronautiques .

- RENE BIDARD- JACQUES BONSSIN- G.DORRIEUS

Energétique et turbomachines EDITION 1979.

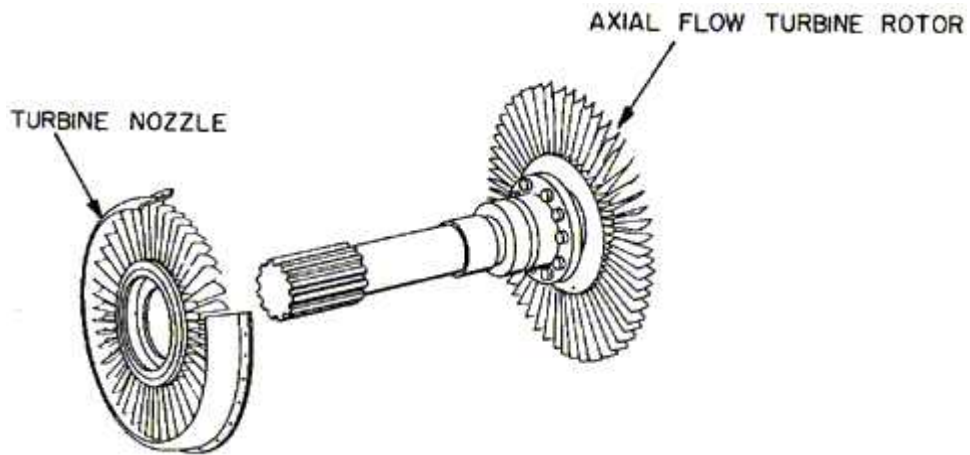


Figure 1.21. Axial-flow Turbine Rotor.

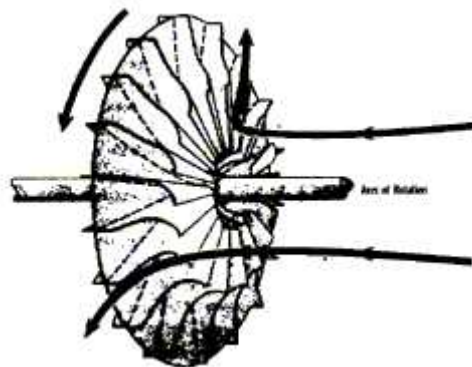


Figure 1.22. Radial Inflow Turbine.

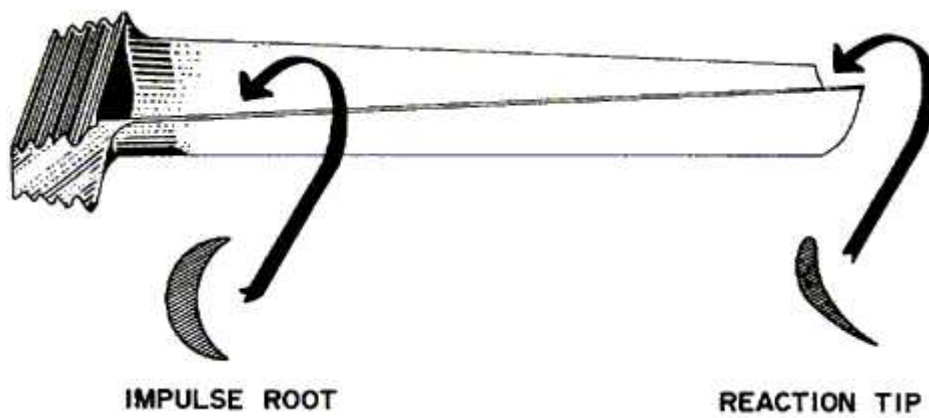
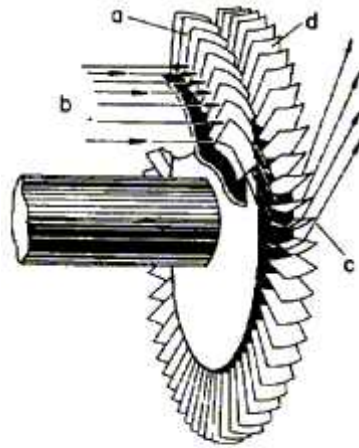
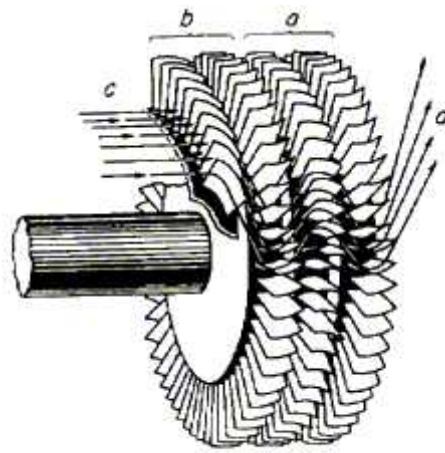


Figure 1.23. Impulse-Reaction Turbine Blade.



A. NOZZLE      C. GASES  
B. GASES      D. TURBINE WHEEL

Figure 1.24. Single-rotor, Single-stage Turbine.



A. SECOND STAGE      C. GASES  
B. FIRST STAGE      D. GASES

Figure 1.25. Multiple-rotor, Multiple-stage Turbine.

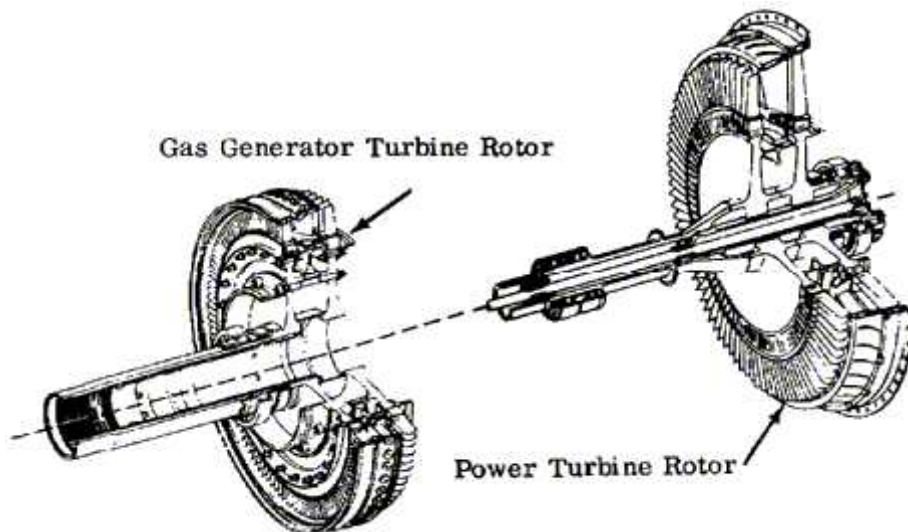
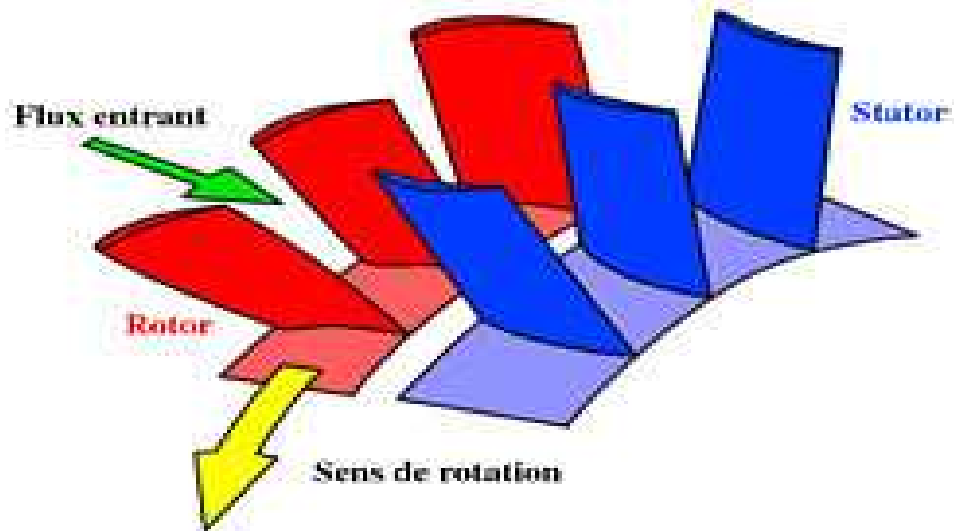


Figure 1.26. Multirotor - Multistage Turbine.



Un étage de compresseur

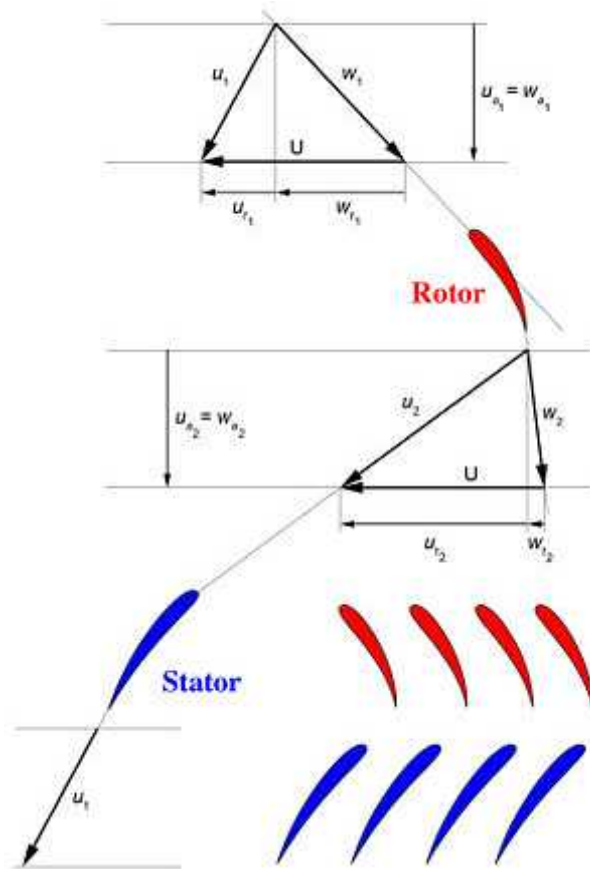
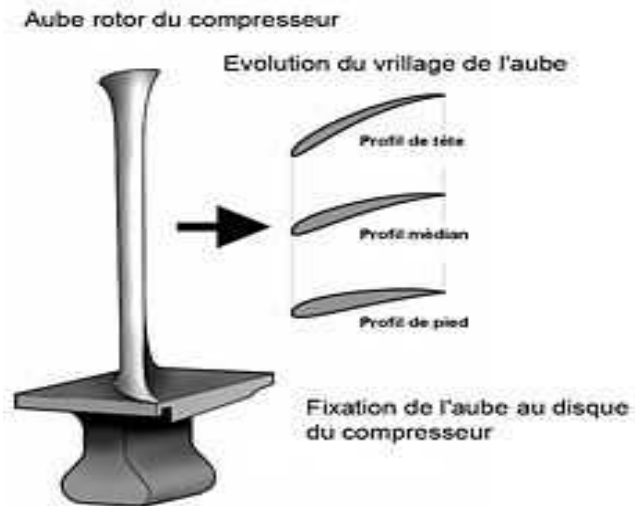
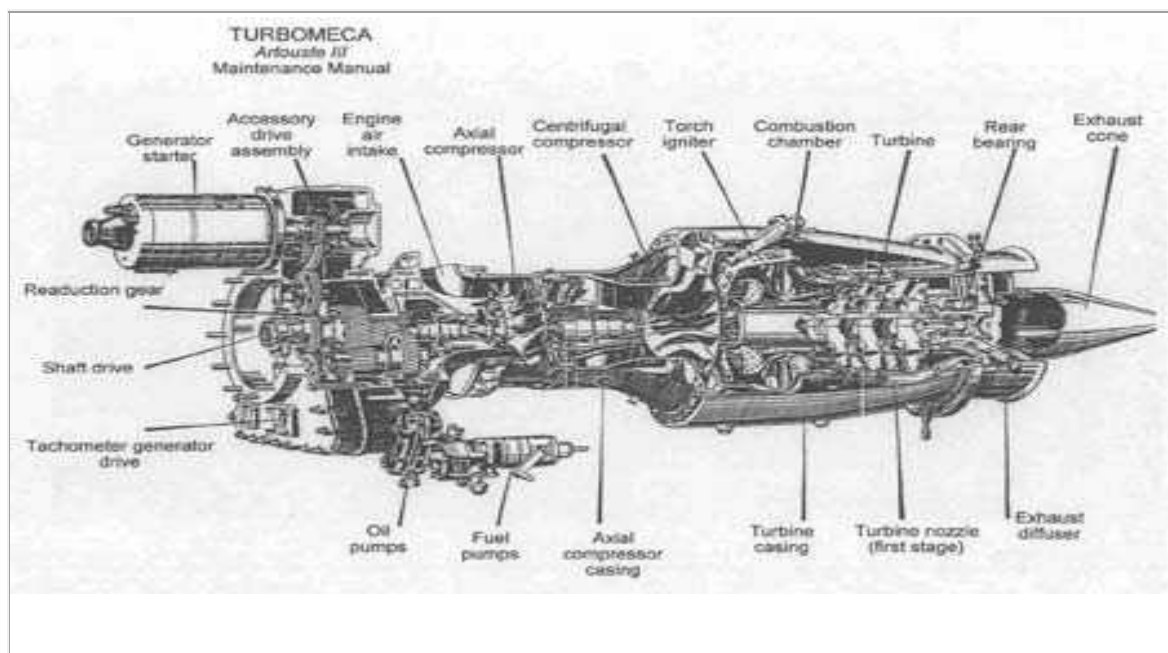


Diagramme des vitesses



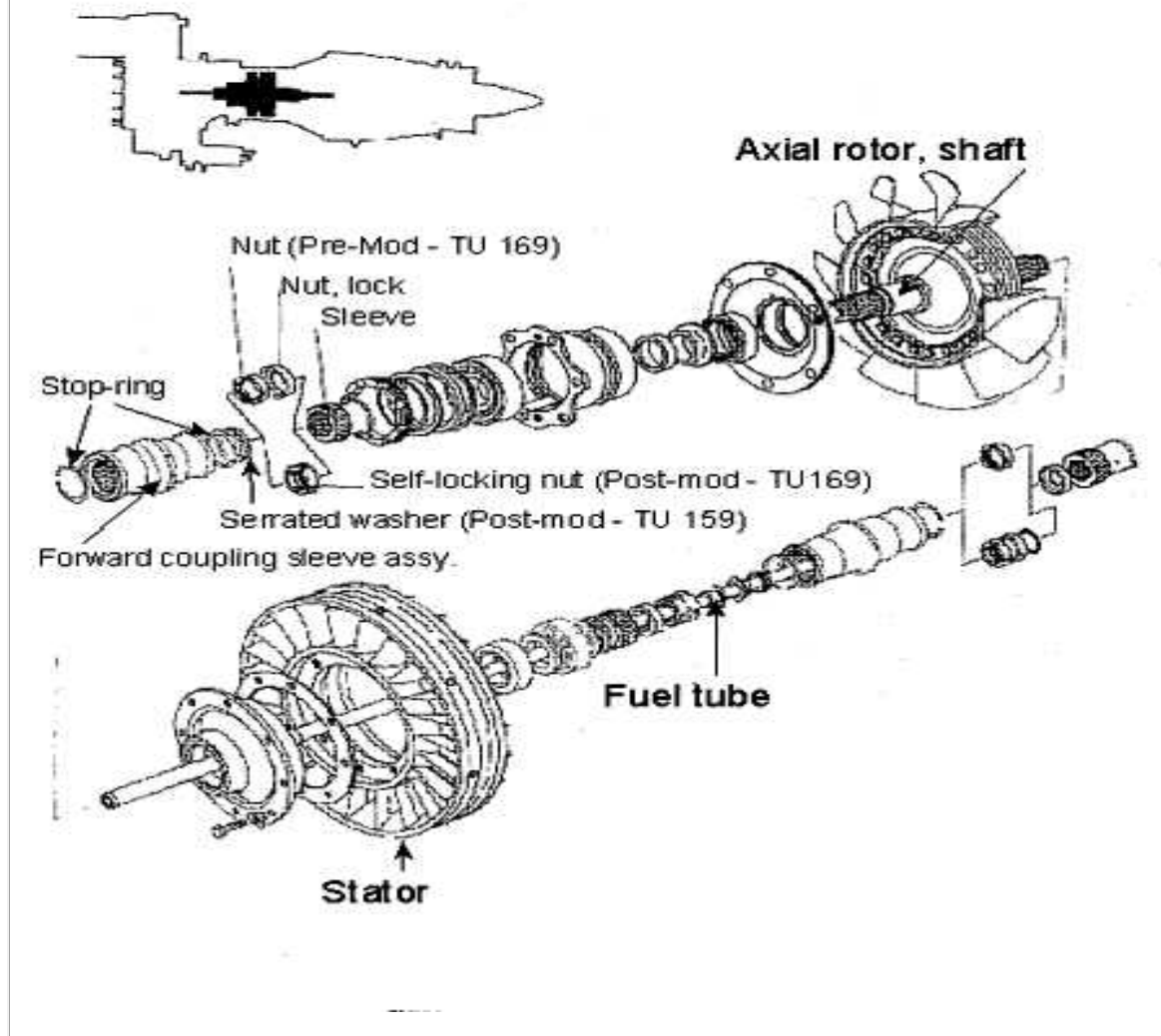
Le profil des aubes de l'étage du compresseur.



Vue en coupe de l'Artouste III\*(**figureA**)

\* Voir le vocabulaire anglais-français à la fin\*

# TURBOMECA ARTOUSTE III



Vue éclatée du rotor axial et du stator (**figureB**)

\* Voir le vocabulaire anglais-français suivant



## C -Vocabulaire anglais-français des figure A et B

accessory drive assembly	prise d'entraînement des accessoires
axial compressor	compresseur axial
axial compressor casing	carter du compresseur axial
axial rotor, shaft	arbre de rotor axial
centrifugal compressor	compresseur centrifuge
combustion chamber	chambre de combustion
engine air intake	entrée d'air moteur
exhaust cone	cône d'échappement
exhaust diffuser	diffuseur d'échappement
forward coupling sleeve	assy. manchon d'accouplement avant
fuel pumps	pompes carburant
fuel tube	tube d'injection de carburant
generator starter	démarrateur-alternateur
nut	écrou
nut, lock	contre-écrou, écrou auto-freiné
oil pumps	pompes à huile
rear bearing	palier arrière
reduction gear	engrenage réducteur
self-locking nut	écrou auto-freiné
serrated washer	rondelle dentée
shaft drive	entraînement de l'arbre
sleeve	manchon (nez d'arbre)
stator	stator
stop-ring	anneau de retenue
tachometer generator drive	entraînement de genérateur du tachymètre
torch igniter	bougie d'allumage
turbine	turbine
turbine casing	carter de la turbine
turbine nozzle (first stage)	tuyère (premier étage)