

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE

OPTION : PROPULSION



# Mémoire de fin d'études

EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME  
DES ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUES

THEME

Recherche bibliographique  
sur  
les systèmes de propulsion

The background of the title section features a grayscale, halftone-style image of a jet engine. The text 'Recherche bibliographique' is written in a large, elegant cursive font across the top. Below it, the word 'sur' is written in a smaller, simpler font. At the bottom, 'les systèmes de propulsion' is written in the same large cursive font as the top line.

Réalisé par :

M<sup>lle</sup> .TERMELLIL FATIMA.

M<sup>lle</sup> .MEZHOUDI SIHEM.

Promoteur :

M<sup>r</sup>.BERGHEUL SAID.

Co-promoteur :

M<sup>r</sup> .BENTRAD HOCINE.



Année universitaire :

2001/2002

## Dédicaces:

Ce modeste de travail est dédié à :

- A mes très chers parents.
- A mon très chers frères et spécialement à **FARID**.
- A mon très chers sœurs : **HAYET ,BACHIRA ,FAIZA et SOUHILA**.
- A mon binôme **SIHEM** et sa famille.
- A mes promoteurs : **Monsieur BERGHEUL** et **Monsieur BENTRAD**.
- A toutes mes copines : **AKILA ,SALIHA,ASMA**.
- A tout mes amis : **KHALIL, ISMAIL, TARCKE**.
- A tout ma promotion **2001/2002** surtout l'option propulsion.

*FATIMA*

## Dédicaces:



Ce modeste de travail est dédiée à :

- A mes très chers parents.
- A ma grande mère **ZEHOR** que dieu la garde.
- A mon très chers frères : **HAMZA**.
- A mon binôme **FATIMA** et sa famille.
- A mes promoteurs : **Monsieur BERGHEUL** et **Monsieur BENTRAD**.
- A toutes mes copines : **AMINA ,RANIA,KARIMA ,NABILA**.
- A tout mes amis : **DJAMEL,SOFIANE,YACINE,MAJID**.
- A tout ma promotion **2001/2002** surtout l'option propulsion.

*SIHEM*

## Remerciements:

Nous remercions Dieu **ALLAH** le tout puissant de nous avoir accédé le courage et la patience pour finir cette étude.

Nous tenons à remercier tout particulièrement nos promoteurs **Monsieur BERGHEUL SAID** et **Monsieur BENTRAD HOCINE** pour leurs conseils et ses encouragements.

A tout personne de l'aéroport (**H400, CIP**) et celui d'institut d'aéronautique.

Nous tenons aussi à remercier nos parents qui nous soutenu jusqu'au bout et tous ceux qui ont contribue de prés ou de lions.



# Sommaire

Introduction .....	1
<b>Chapitre I : Généralité</b>	
1/Rappel mécanique.....	2
2/Rappel thermodynamique.....	5
3/Rappel propulsion.....	10
4/ Rappel gazodynamique.....	15
<b>Chapitre II : Technologie des turboréacteurs, turbopropulseurs</b>	
1/Entrée d'air.....	21
2/Compresseur.....	35
3/Chambre de combustion.....	46
4/Turbine.....	54
5/Canal d'éjection.....	60
6/Hélice et réducteur.....	69
<b>Chapitre III : Technologie des réacteurs fusées</b>	
1/Les fusées.....	74
1.1/Description.....	74
1.2/ Technologie des réacteurs fusées.....	75
1.3/Différents types des réacteurs fusées.....	80
1.4/Refroidissement.....	84
<b>Chapitre IV : Classification des propulseurs</b>	
1/Introduction.....	86
2/Les propulseurs à action.....	86
3/Les propulseurs à réaction.....	90
Conclusion.....	96
<i>Annexe</i>	

# *Introduction*

## Introduction:

L'étude présentée dans ce mémoire traite une recherche bibliographique des différents types de propulseurs.

En effet deux types de propulsion sont utilisés pour assurer la force de poussée d'un avion en vol.

La propulsion à action et la propulsion à réaction ces deux principes qui nous résulte notre classification ; le premier utilise un moteur à piston ou un turbopropulseur qui entraîne une hélice repoussant l'air vers l'arrière grâce à ses pales.

Dans le cas de la propulsion à réaction ; la poussée est fournie par l'éjection de gaz à haute vitesse à travers une tuyère dirigée vers l'arrière.

Le plan de travail adopté contourné quatre chapitres essentiels comportant :

- Généralités.
- Une synthèse sur la technologie des turboréacteurs, turbopropulseurs.
- Technologie sur les réacteurs-fusées.
- Classification des propulseurs.

Enfin une présentation explicative d'une réalisation maquette à titre :  
« **Systèmes de propulsions** ».

*Chapitre I*

*Généralité*



1/ Rappel mécanique :1.1 / La Force :

On appelle force ' F ' toute « cause » capable de modifier la vitesse d'un corps ou de provoquer sa déformation. Elle est caractérisée par son point d'application, son intensité, son sens et sa direction. L'unité de la force dans le S.I est le NEWTON. (voir figure L1)

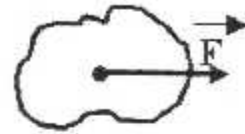


Fig.(L1)

1.2/ Les principes de NEWTON :a/ Le 1<sup>er</sup> principe :

Lorsque la force représente le poids d'un corps, (voir figure L2) l'accélération qui caractérise sa chute n'est autre que celle due à la pesanteur (ou l'attraction terrestre) ainsi le poids sera représenté par :

$$\vec{p} = m \cdot \vec{g}$$

avec :

$\vec{P}$  : Poids du corps en  $(\text{kg} \cdot \text{m} / \text{s}^2)$ .

M : Masse du corps en  $(\text{kg})$ .

$\vec{g}$  : L'attraction terrestre en  $(\text{m} / \text{s}^2)$ .

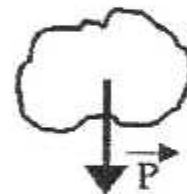


Fig.(L2)

b/ Le 2<sup>ème</sup> principe :

C'est la loi fondamentale de la dynamique, elle indique la proportionnalité entre la force 'F' qui crée le mouvement, la masse du corps 'm' et son l'accélération 'γ'. (voir figure L3)  
D'où :

$$\vec{F} = m \cdot \vec{\gamma}$$



Fig.(L3)

Sachant que :

$\vec{F}$  : Force du corps en (N).

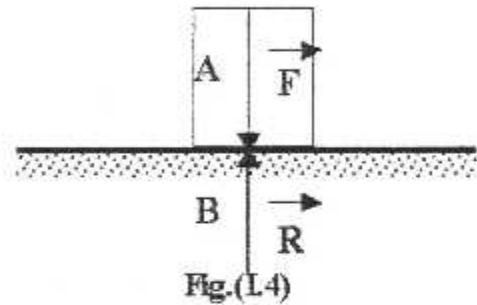
M : Masse du corps en (kg).

$\vec{\gamma}$  : L'attraction terrestre en ( $m/s^2$ ).

### Cl Le 3<sup>ème</sup> principe :

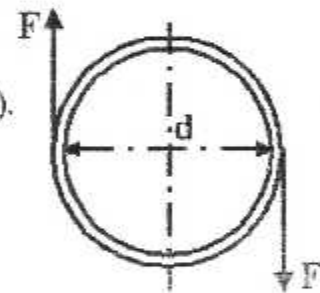
Lorsqu'un corps 'A' exerce une force 'F' sur un corps 'B' (voir figure I.4), ce dernier exerce de sa part une force 'R' sur le corps 'A' égale et opposée. On dit alors que l'action est réaction. D'où :

$$\vec{F} + \vec{R} = 0$$



### 1.3/Le Couple :

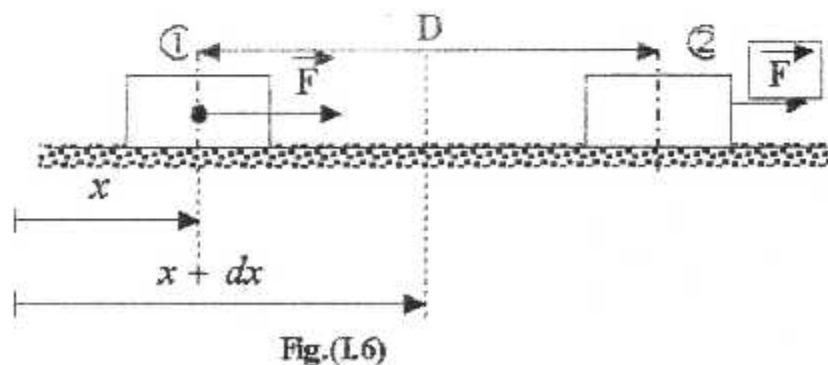
On appelle couple 'C' l'ensemble constitué par deux forces égales, parallèles et de sens opposé (voir figure I.5). La valeur du couple est égal au produit de l'une des forces 'F' par la distance qui les sépare 'd'. L'unité du couple dans le S.I. est le N.M.



D'où :

$$C = F \cdot d$$

### 1.4/Travail et puissance :



Le travail d'une force 'F' agissant sur un corps le long d'un déplacement 'dx', d'un point initial à un point final est défini comme étant l'intégral du produit de la force au déplacement. Ou en d'autre terme ; on a :

$$W = \int_1^2 F \cdot dx$$

Si l'effort de la force demeure constant durant l'intervalle, alors le travail est exprimer :

$$W_1^2 = F \cdot (x_2 - x_1) = F \cdot d$$

L'unité du travail dans le S.I. est le joule .(1J=1N.m)

La puissance distingue par le symbole 'P' est le travail effectué par unité du temps :

$$P = \frac{W}{t} = \frac{F \cdot D}{t}$$

Lorsque le déplacement est angulaire, la puissance est égale au produit du couple 'C' par la vitesse angulaire  $\theta$ (rad/s).

$$P = C \cdot \theta \quad \text{tel que} \quad \theta = \frac{2 \cdot \pi \cdot N}{60}$$

$$P = (F \cdot D) \cdot \frac{2 \cdot \pi \cdot N}{60}$$

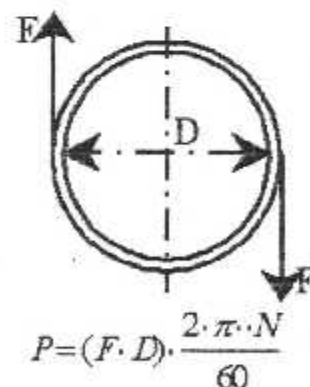
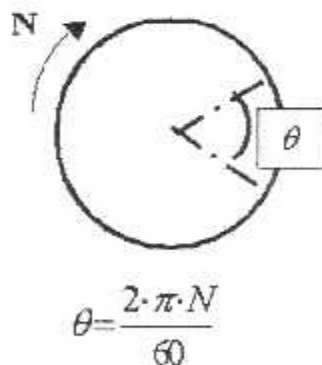


Fig.(I.7)

avec :

N : est le nombre de tour par minute.

L'unité de la puissance est le taux d'un joule par seconde c'est le watt(w) (1w=1j/s).

**2/Rappels thermodynamique :****2.1/La chaleur spécifique :**

La chaleur est une forme d'énergie transmise par un système ayant une température élevée vers un autre système ayant une température plus basse à travers une frontière d'échanges.

ainsi on définit la chaleur spécifique comme étant la chaleur échangée nécessaire pour élever la température d'un degré en 1 Kg de ce corps.

D'où :

$$C = \frac{Q}{m \cdot (t_1 - t_2)}$$

avec :

$Q$  : est la quantité de chaleur.

$m$  est la masse de système.

$t_1$  : la température basse.

$t_2$  : la haute température.

- Si la chaleur est échangée à volume constant.  
(voir figure L8) on définit la chaleur spécifique par :

$$C_v = \frac{Q}{m \cdot (T_2 - T_1)}$$

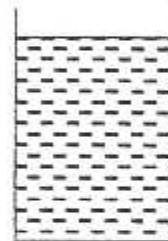


Fig. (L8)

- Autrement : si elle est échangée à pression constante,  
(voir figure L9) on parle alors de chaleur spécifique à pression constante :

$$C_p = \frac{Q}{m \cdot (T_2 - T_1)}$$

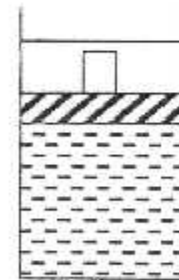


Fig. (L9)

Le rapport de la chaleur spécifique à pression constant et à volume constant est défini par :

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

Ou encore :

$$R = C_p - C_v$$

La combinaison des deux relations précédentes nous résulte les expressions suivantes :

$$C_p = \frac{\gamma \cdot R}{(\gamma - 1)} \quad \text{et} \quad C_v = \frac{R}{(\gamma - 1)}$$

avec :

$R$  : est la constante des gaz parfait.

$\gamma$  : est la constante isentropique.

### 2.2/ Equation d'un gaz parfait :

Elle établit la relation entre la pression ' $p$ ' le volume ' $v$ ' et la température absolue ' $T$ ' :

$$P \cdot V = n \cdot R \cdot T$$

ou :

$n$  : nombre de moles.

$R$  : constante de universel des gaz .

### 2.3/ premier principe de thermodynamique :

Le premier principe de la thermodynamique renferme l'idée de la conservation des énergies de chaleur- travail. En effet ; dans un système fermé la chaleur du travail échangée est équivalent à l'énergie interne du système.

D'ou :

$$W + Q = \Delta U$$

avec :

$W$  : travail.

$Q$  : l'énergie calorifique.

$\Delta U$  : l'énergie interne.



**2.4/ L'entropie :**

C'est une grandeur qui décrit le fonctionnement des systèmes notée: 'S' est définie par le rapport entre la variation de quantité de chaleur et la température entre deux états précis (1) et(2).

$$S_2 - S_1 = \int_{1-2} \frac{dQ}{T}$$

Pour un gaz parfait on a :

$$\Delta S = S_2 - S_1 = nC_v \cdot \ln \frac{T_2}{T_1} + R \cdot \ln \frac{V_2}{V_1} = nC_p \cdot \ln \frac{T_2}{T_1} - R \cdot \ln \frac{P_2}{P_1}$$

Si  $\Delta S = 0 \rightarrow$  le système est réversible.

Si  $\Delta S > 0 \rightarrow$  le système est irréversible.

L'unité de l'entropie est  $\frac{J}{K}$ .

**2.5/ Transformation d'état :**

C'est une évolution d'un système d'un état initial à un état final qui subit une transformation thermodynamique (voir figure L10) affectant l'une de ces propriétés thermodynamique ; pression , volume et température. on distingue alors les transformations suivantes :

Isobare : à pression = cte.

Isotherme à température = cte.

Isochore : à volume = cte.

Adiabatique: sans échange de chaleur avec l'extérieur.

Isentropique: adiabatique et réversible.

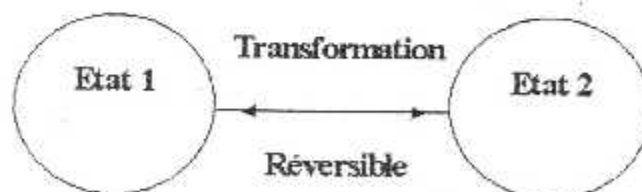


Fig.(L10)



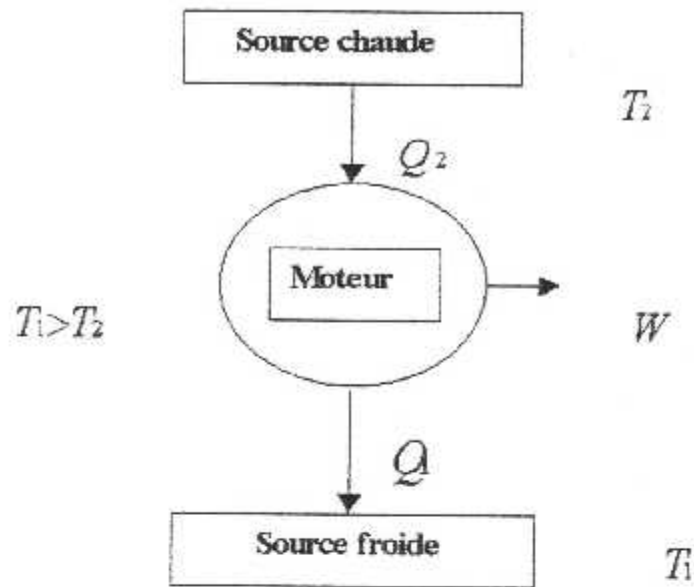


Fig.(L12)

Application du premiers principes :

$$W_u + Q_2 + Q_1 = 0$$

Or :

$$W_u < 0 \quad (\text{Travail fournis}).$$

$$Q_2 > 0 \quad (\text{Source chaude}).$$

$$Q_1 < 0 \quad (\text{Source froide}).$$

Soit :

$$-W_u + Q_2 - Q_1 = 0 \Rightarrow W_u = Q_2 - Q_1$$

$W_u$  : Puissance utile en watt .

Le rendement thermodynamique est exprimé par:

$$\eta_{th} = \frac{W_u}{Q_{fournie}} = \frac{W_u}{Q_2} = 1 - \frac{Q_1}{Q_2}$$

### 3/ Rappel propulsion :

#### 3.1/ Notation des stations :

Généralement, dans un turboréacteur ; chaque composant moteur sera identifier Par deux né muraux de station, station d'entrée et station de sortie respectivement. (voir figure I.13)

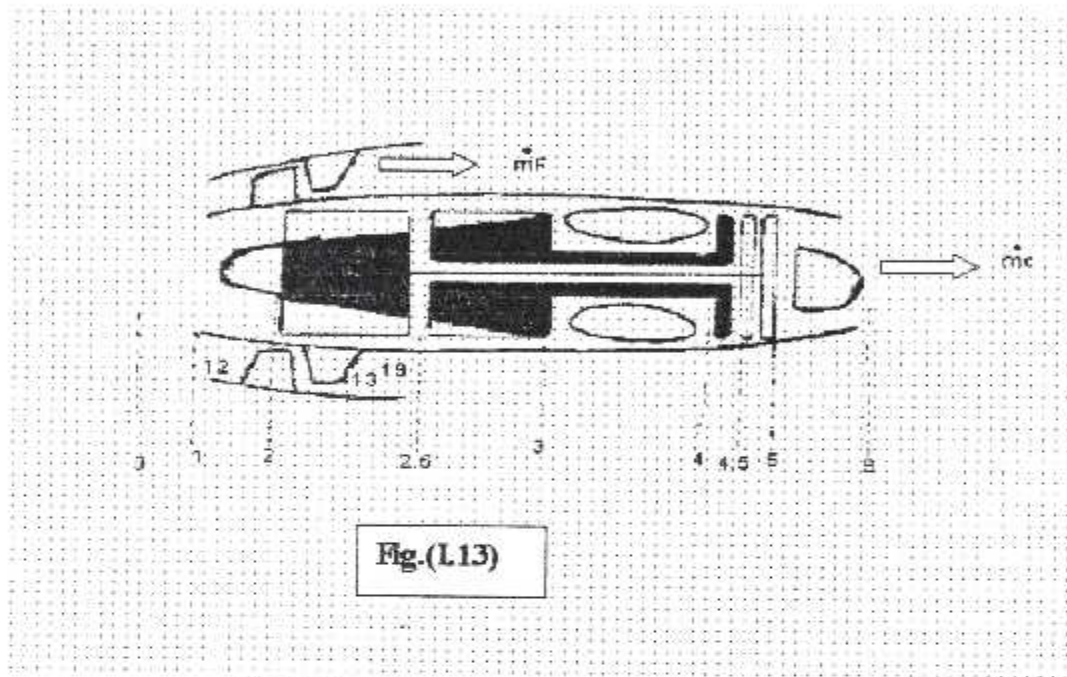


Fig.(I.13)

- (0):Infiniment amont.
- (1-2):Entée d'air.
- (2-2.5):Compresseur basse pression.
- (2.5-3):Compresseur haut pression.
- (3-4):Chambre de combustion.
- (4-4.5):Turbine haute pression.
- (4.5-5):Turbine base pression.
- (5-9):Tuyère d'éjection.
- 12:Entrée soufflante.
- 13:Sortie soufflante.
- 19:sortie tuyère d'éjection soufflante.

#### 3.2/Le taux d'illusion :

c'est un rapport qu'on peut le définir dans un turboréacteur double flux, en d'autre terme c'est une proportion entre le débit massique qui passe dans le générateur des gaz chauds (flux primaire )et débit d'air frais (flux secondaire).

Donc on peut définir le taux de dilution comme suit :

$$\alpha = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_C}$$

avec :

$\dot{m}_F$  : Débit soufflante.

$\dot{m}_C$  : Débit corps.

### 3.3/ La poussée :

La poussée est la performance essentielle d'un propulseur fournissant de l'énergie cinétique. On appelle « poussée » 'F' la force de réaction prenant naissance du fait de l'accélération d'une masse «G» (loi de Newton :  $F = G \cdot \gamma$ ) cette force, n'est que la résultante des forces internes de pression. (voir figure L14)

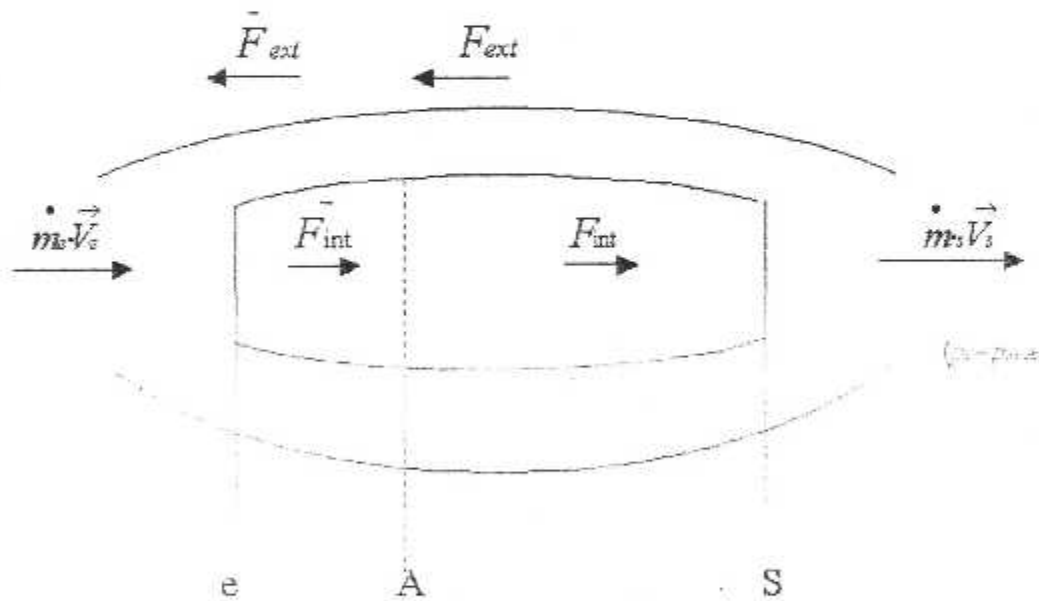


Fig. (L14)

On a :

$$\sum \vec{F} = \frac{dmV}{dt}$$



En appliquons la loi de variation de la quantité de mouvement nous obtenons :

$$\dot{m}_s V_s - \dot{m}_e V_e = F - (P_s - P_e) \cdot A_s$$

avec :

$$\vec{F} = (\dot{m}_s V_s - \dot{m}_e V_e) + (P_s - P_e) \cdot A_s$$

d'où :

$\vec{F}_{int}$  : Force de pression sur la paroi interne de la nacelle.

$\vec{F}_{int}$  : Force de pression sur la paroi interne de tube (e-a).

$\vec{F}_{ext}$  : Force de pression sur la paroi externe de la nacelle.

$\vec{F}_{ext}$  : Force de pression sur la paroi externe de tube (e-a).

$A_s$  : Section de la sortie.

E : L'écoulement libre.

A : Entrée du propulseur.

S : sortie du propulseur.

### 3.4/ La consommation spécifique :

La consommation spécifique ' $C_s$ ' représente la quantité de carburant consommée par unité de temps pour produire une poussée de 1 N.

$$C_s = \frac{\dot{m}_f}{F} \times 3600 \left( \frac{\text{kg}}{\text{h} \cdot \text{N}} \right).$$

avec :

$\dot{m}_f$  : Débit du carburant.

F : La poussée.

### 3.5/ Rendement :

#### a/ Thermodynamique :

Le rendement thermodynamique notée ' $\eta_{th}$ ' est le rapport de travail développé par le flux de gaz ( $W_{UTIL}$ ) à la quantité de chaleur ( $Q_{FOURNE}$ ) fournie par le combustible.

Il est défini par la relation suivant :

$$\eta_{th} = \frac{W_{utile}}{Q_{fournie}} = \frac{\dot{m}_s \cdot v_s^2 - \dot{m}_e \cdot v_e^2}{2 \cdot \dot{m}_f \cdot H_{pr}} (\%)$$

avec :

$\dot{m}_f$  : Débit de carburant.

$\dot{m}_s$  : Débit d'air a la sortie du propulseur.

$\dot{m}_e$  : Débit d'air a l'entrée du propulseur.

$v_s^2$  : La vitesse carré de la sortie du propulseur.

$v_e^2$  : La vitesse carré de l'entrée du propulseur.

H.p.r. : Pouvoir calorifique inférieur.

### b/ De propulsion :

Le rendement de propulsion notée : ' $\eta_p$ ' est le rapport de la puissance de propulsion ( $P_p$ ) a la puissance dynamique ( $P_d$ ).

Après calcul des performances d'un turboréacteur le rendement de propulsion est défini par la relation suivant :

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_d} = \frac{F \cdot v_e}{\frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_s \cdot v_s^2 - \dot{m}_e \cdot v_e^2)} (\%)$$

avec :

$\dot{m}_s$  : Débit d'air a la sortie du propulseur.

$\dot{m}_e$  : Débit d'air a l'entrée du propulseur.

$v_s^2$  : La vitesse carré de la sortie du propulseur.

$v_e^2$  : La vitesse carré de l'entrée du propulseur.

H.p.r. : Pouvoir calorifique inférieur.

F : La poussée.

### c/global :

Le rendement global notée : ' $\eta_g$ ' est le rapport de l'énergie produite a l'énergie libérée par le combustible.

$$\eta_g = \eta_{th} \cdot \eta_p$$

$$\eta_g = \frac{\dot{m}_s \cdot v_s^2 - \dot{m}_e \cdot v_e^2}{2 \cdot \dot{m}_f \cdot h_{pr}} \times \frac{F \cdot v_e}{\frac{1}{2} (\dot{m}_s \cdot v_s^2 - \dot{m}_e \cdot v_e^2)} = \frac{F \cdot v_e}{\dot{m}_f \cdot h_{pr}} (\%)$$

avec :

$\eta_{th}$  : Rendement thermodynamique.

$\eta_p$  : Rendement de propulsion.

$\dot{m}_f$  : Débit de carburant.

$\dot{m}_s$  : Débit d'air a la sortie du propulseur.

$\dot{m}_e$  : Débit d'air a l'entrée du propulseur.

$v_s^2$  : La vitesse carré de la sortie du propulseur.

$v_e^2$  : La vitesse carré de l'entrée du propulseur.

F : La poussée.

H.p.r. : Pouvoir calorifique inférieur.

4/ Rappel gazodynamique :4.1/ Nombre de Mach :

Le nombre de Mach 'M' est défini comme étant le rapport de la vitesse à la quelle vole un engin (v) à la célérité du son dans l'air (a).

Soit :

$$M = \frac{v}{a}$$

avec :

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

$\gamma$  : La constante isentropique.

R : La constante des gaz parfait.

4.2/ Relation entre vitesse et section :

Théorème d'HUGONIOT :

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dv}{v} \cdot (1 - M^2)$$

Théorème de BERNOULI :

$$\frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} \cdot v^2 = cte$$

Les deux relations précédentes montrent la relation entre la variation de la section et la vitesse pour un régime d'écoulement donné et la conservation de l'énergie totale l'interprétation de ces relations dans les deux régimes d'écoulement nous montre :

➤ Pour  $M < 1 \Rightarrow (1 - M^2) > 0$  :

• Si A augmente  $\frac{dA}{A} > 0 \Rightarrow \frac{dV}{V} < 0 \Rightarrow V$  diminue et P augmente.

• Si A diminue  $\frac{dA}{A} < 0 \Rightarrow \frac{dV}{V} > 0 \Rightarrow V$  augmente et P diminue.

➤ Pour  $M > 1 \Rightarrow (1 - M^2) < 0$  :

• Si A augmente  $\frac{dA}{A} > 0 \Rightarrow \frac{dV}{V} > 0 \Rightarrow V$  augmente et P diminue.

• Si A diminue  $\frac{dA}{A} < 0 \Rightarrow \frac{dV}{V} < 0 \Rightarrow V$  diminue et P augmente.

**4.3/Écoulement compressible et isentropique :**

Pour un écoulement compressible et isentropique on peut définir des relations permettant de relier les grandeurs physiques au nombre de Mach.

Ainsi on a :

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

avec :

$h_t$  : Enthalpie totale.

$h$  : Enthalpie.

$v$  : Énergie cinétique.

Pour un gaz parfait en écoulement isentropique on peut exprimer que :

$$h = c_p \cdot T$$

donc on définit :

**a/ La température totale :**

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

avec :

$T_t$  : Température totale.

$T$  : Température statique.

**b/ La pression totale :**

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

avec :

$P_t$  : Pression totale.

$P$  : Pression statique.



c/la masse volumique totale :

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

avec :

$\rho_t$  : Masse volumique totale.

$\rho$  : Masse volumique statique

d/Le rapport de section isentropique :

La conservation de débit nous permet d'exprimer le débit a une section donnée ou l'écoulement est sonique :

$$\dot{m} = \rho \cdot v \cdot A = \rho^* \cdot v^* \cdot A^*$$

Par combinaison des équations de pression totale et température totale et d'autres équations nous obtenons :

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

e/Paramètre de débit (MFP) :

Le MFP ( mass flow paramètre) est le paramètre qui relie le débit massique a la variation du nombre de Mach .

par définition :

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t \cdot A}$$

Notant que :

$$\frac{\dot{m}}{A} = \rho \cdot v = \frac{P \cdot v}{R \cdot T} = \frac{v}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}} \times \frac{R \cdot \sqrt{\gamma}}{\sqrt{R \cdot T}} = M \cdot \sqrt{\frac{\gamma \cdot P_t}{R \cdot T}}$$

En multipliant par  $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$  nous obtenons :

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_t}}{R \cdot A} = M \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \cdot \frac{P/R}{\sqrt{T/T_t}}$$

Si nous remplaçons les rapports (statique/totale) données par les équations précédentes (pression totale est température totale).

On obtient :

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

Donc :

$$MFP(M) = \frac{\dot{m}\sqrt{T_t}}{R \cdot A} = \frac{M \cdot \sqrt{\gamma}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \cdot M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

#### 4-4 / Régime d'écoulement :

- L'écoulement dit « **Laminaire** » si les filets fluides sont parallèles et réguliers ou les particules se déplacent sur une ligne droite disposée en couches .
- L'écoulement est dit « **turbulent** » lorsque les filets fluides prenant un mouvement désordonné tout en restant dans la même direction que l'écoulement laminaire .
- On appelle transition « T » la zone où l'écoulement passe de laminaire au turbulent.
- La couche limite est le film d'air où on note des variations de vitesse .
- Pour distinguer le régime d'écoulement on utilise un nombre sans dimension qui s'appelle « **nombre de REYNOLDS** », ce dernier est défini comme étant le rapport de la force dynamique et la force de frottement :

$$Re = \frac{\delta \cdot U \cdot L}{\mu}$$

avec :

- $\delta$  : l'épaisseur de la couche limite.
- $U$  : la vitesse d'écoulement.
- $L$  : Longueur de la couche limite.
- $\mu$  : Viscosité.

Suivant les valeurs de « REYNOLDS » ( $Re_x$ ) dans le cas d'une plaque plane on a :

- Pour une couche laminaire :

$$\frac{\delta}{x} = \frac{5,20}{\sqrt{Re_x}} \quad Re_x = 50000$$

- Pour une couche limite turbulente :

$$\frac{\delta}{x} = \frac{3,80}{(Re_x)^{0,20}} \quad \text{avec } 10^4 < Re_x < 10^6$$

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0,22}{(Re_x)^{0,167}} \quad \text{avec } 5 \cdot 10^6 < Re_x < 5 \cdot 10^8$$

#### 4-5/Onde de choc :

Une onde de choc implique un changement d'état extrêmement rapide et brutal en d'autre terme c'est discontinuité dans l'écoulement qui se traduit par une dégradation d'énergie .

On peut gérer deux types d'ondes :

- Onde de choc droites : (Normal Shock wave)

Où le changement d'état se produit dans un plan normal (voir figure I.15)

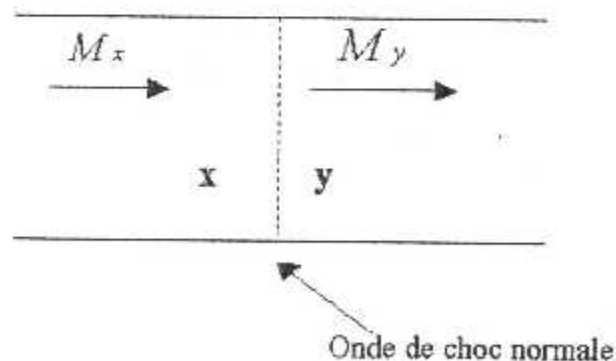


Fig.(I.15)

- Ondes de choc Obliques (Oblique shock)

Elle s'accompagnent d'une dégradation plus modéré ( voir figure L16) .

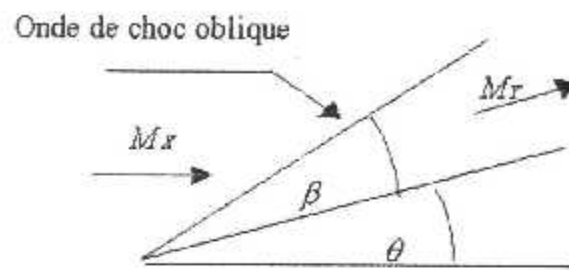


Fig.(L16)

# Chapitre II

Technologie des

turboréacteurs

turbopropulseurs

## 1/ L'entrée d'air :

### 1-1/ Rôle :

L'entrée d'air présente sous forme d'un conduit à section variable rattaché à la partie avant du moteur. Elle assure la captation et l'alimentation en air du moteur pour le délivrer à l'entrée du compresseur dans tous les régimes de fonctionnements et pour les meilleures conditions possibles.

### 1-2/ Description :

L'entrée d'air se compose généralement :

D'une manche d'entrée (1), à double paroi en alliage d'aluminium, d'un carter d'entrée au réacteur (2) et d'un cône de pénétration (3), voir figure (II.1).

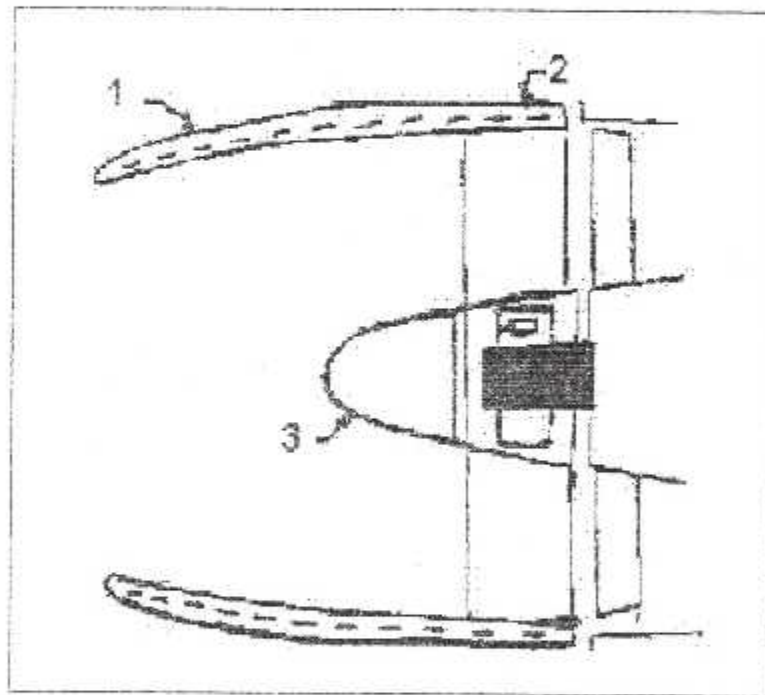


Fig.(II.1) :Schéma descriptif d'une entrée d'air.

Selon les régimes d'évolution des engins en subsonique ou supersonique, on rencontre différents types d'entrée d'air que l'on peut classer, selon leurs fonctions et leurs formes.



### 1.3/ Entrée d'air divergente :

L'entrée d'air divergente était la première adoptée pour l'alimentation des moteurs évoluant en régime subsonique ( $M \leq 1$ ). Géométriquement elle se présente sous forme d'une conduite à section variable, dont la section d'entrée  $S_1$  est inférieure à la section de sortie  $S_2$  (voir figure (II.2)). Selon les relations du capitaine HUGONIOT et de BERNOULI, en régime subsonique l'entrée d'air divergente réalise un freinage successif de l'air de l'entrée à la sortie qui entraîne dans ce cas une augmentation de pression. Dans le cas générale l'entrée d'air assure une alimentation du compresseur à une vitesse ne dépassant pas un nombre de Mach de l'ordre à 0,5.

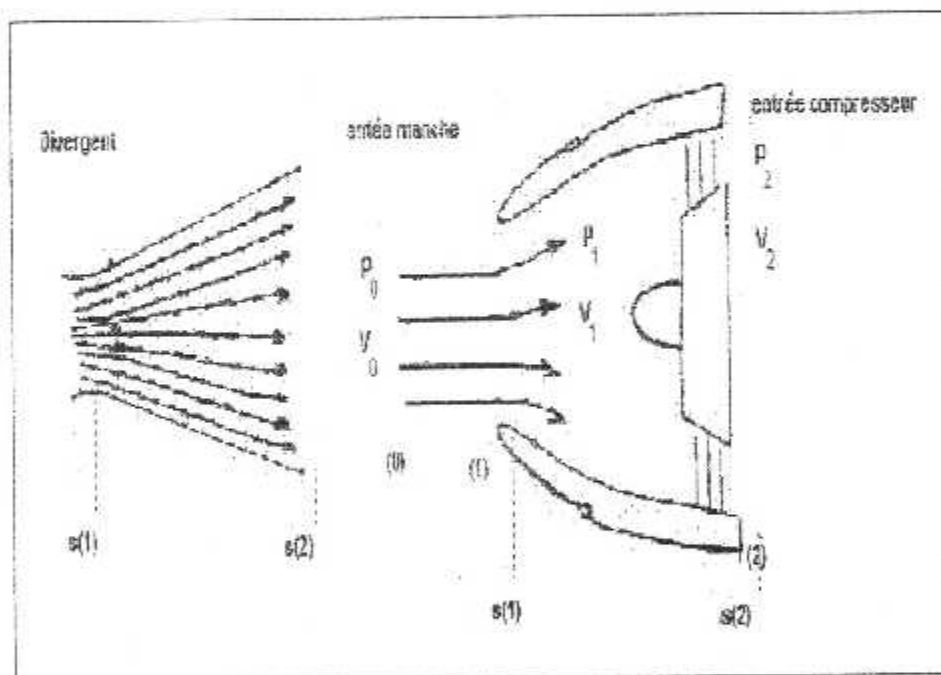


Fig.(II.2): Fonctionnement d'un divergent aérodynamique.

#### 1.3.1/- Fonctionnement en régime subsonique :

Pour les différents régimes moteurs, l'entrée d'air présente un fonctionnement dépendant de la vitesse de l'écoulement libre  $V_0$  on rencontre ce cas trois modes d'alimentation de l'entrée Présentant :

a/ un Convergent aérodynamique :

En effet, si la vitesse  $V_0$  est faible, l'écoulement de l'air vers l'entrée se réalise n suivant un convergeant aérodynamique, ce qui va causer une accélération puis une décélération ce pendant la section de l'air à l'entrée se trouve rétracte ce qui va diminuer la quantité d'air. Pour remédier à ce problème ; des portières sont disposés au tour du carénage de l'entrée pour aspirer une quantité d'air additif. ces derniers sont on plein ouverture au décollage puis se referment au fur et à mesure la vitesse  $V_0$  augmente. voir figure(II.3)

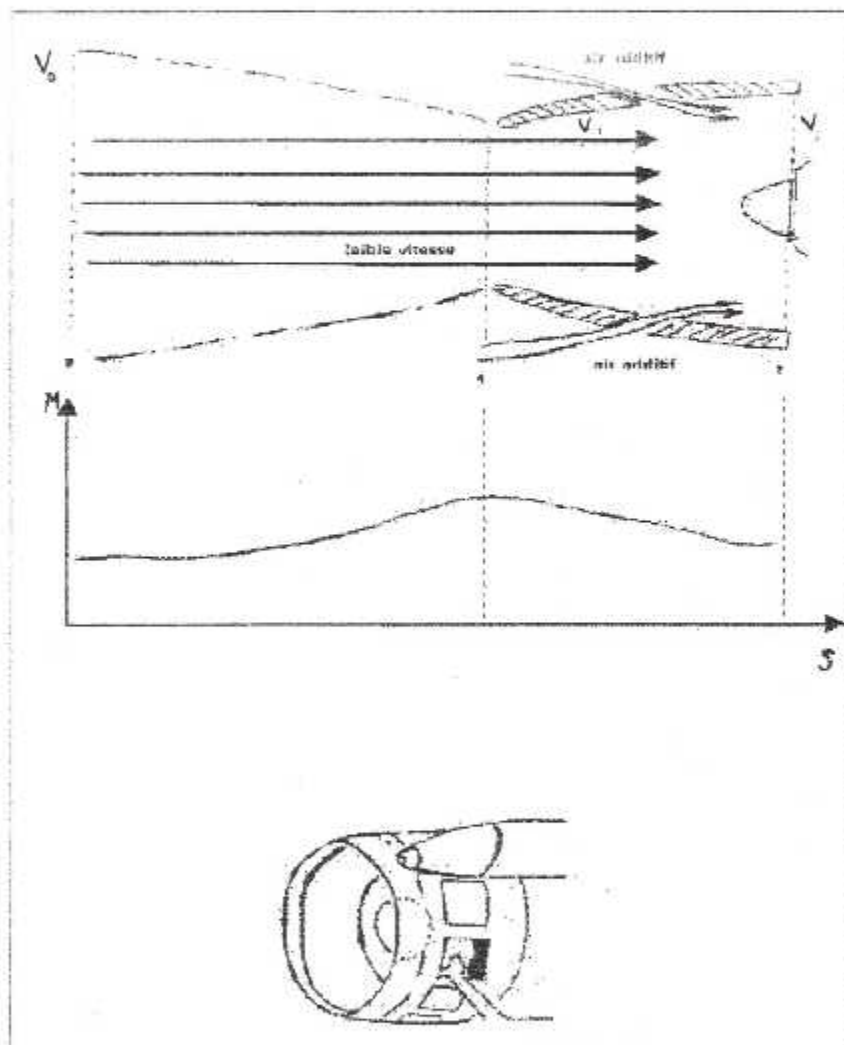


Fig.(II.3) : Fonctionnement d'un convergent aérodynamique.

**b/ cylindrique (croisière) :**

Si la vitesse  $V_0$  de l'écoulement continue à augmenter à voisinant  $M=0,8$ , la section d'alimentation du tube prend la forme d'un tube d'air cylindrique. Dans ce cas le moteur reçoit la quantité d'air nécessaire, c'est le cas optimal de fonctionnement d'alimentation de l'entrée, voir figure(II.4).

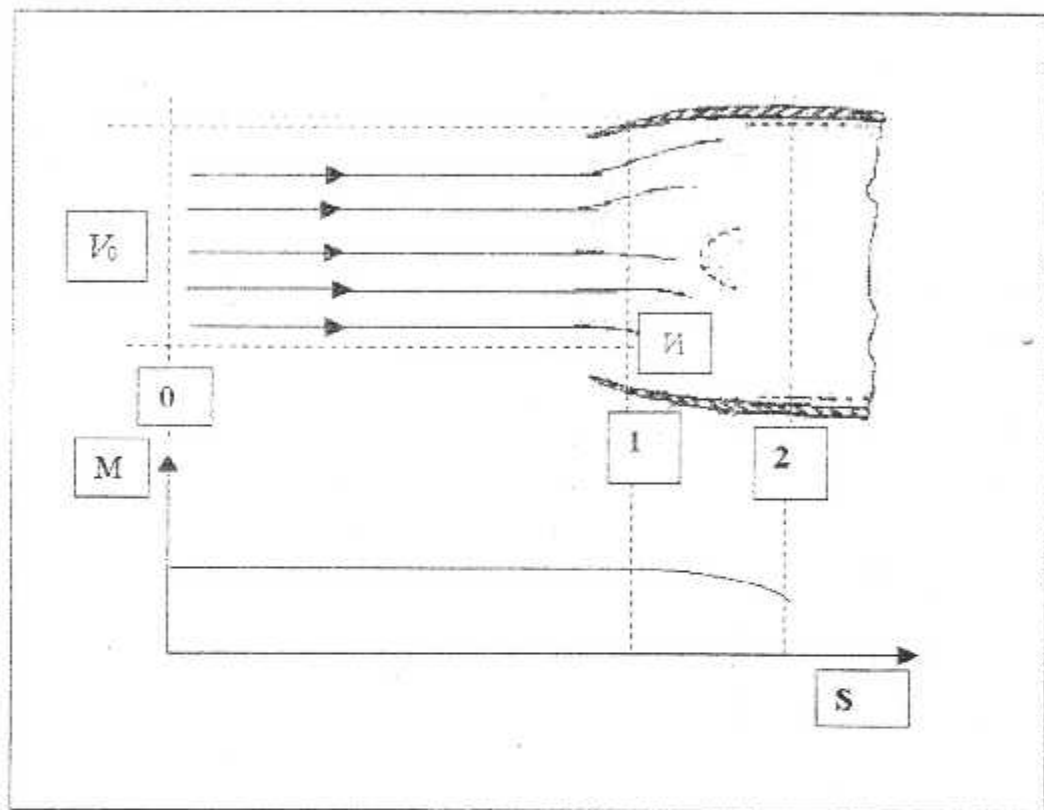


Fig.(II.4) : Entrée d'air à écoulement cylindrique.

**c/Divergent aérodynamique :**

L'accélération du fluide rend la vitesse de l'écoulement  $V_0$  trop grande ce qui conduit à la formation d'un divergent aérodynamique, qui se raccorde à l'entrée d'air, voir figure(II.5).

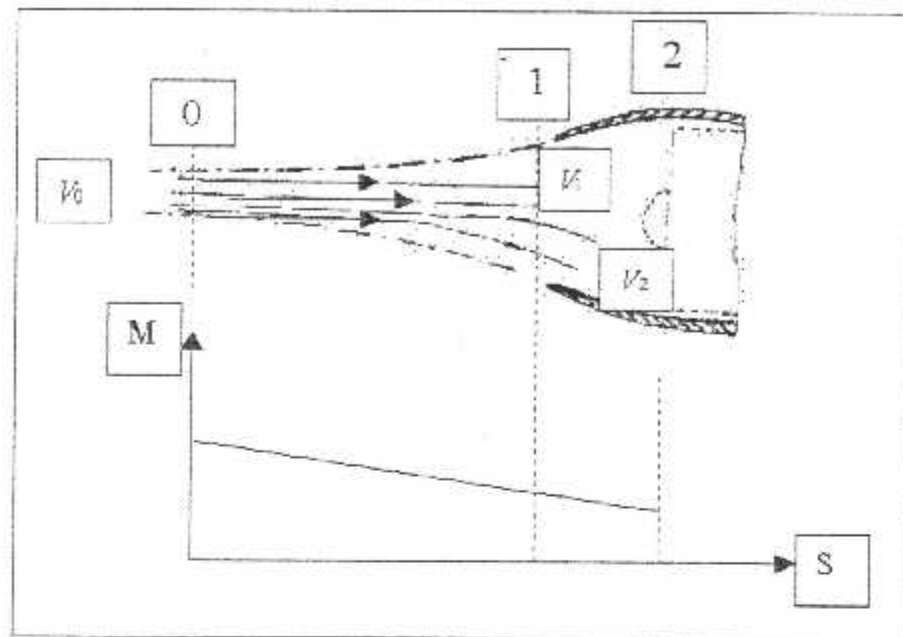


Fig.(II.5) : Fonctionnement d'un convergent aérodynamique.

### 1.3.2/ Fonctionnement en régime supersonique :

Si la vitesse de l'écoulement à l'amont de l'entrée d'air est très importante on touche alors dans ce cas le régime supersonique. A ce régime l'entrée d'air divergente devient inefficace et nuisible au compresseur. La création d'une onde de choc permet alors de relier l'écoulement supersonique à l'entrée d'air en le ramenant au régime de fonctionnement subsonique.

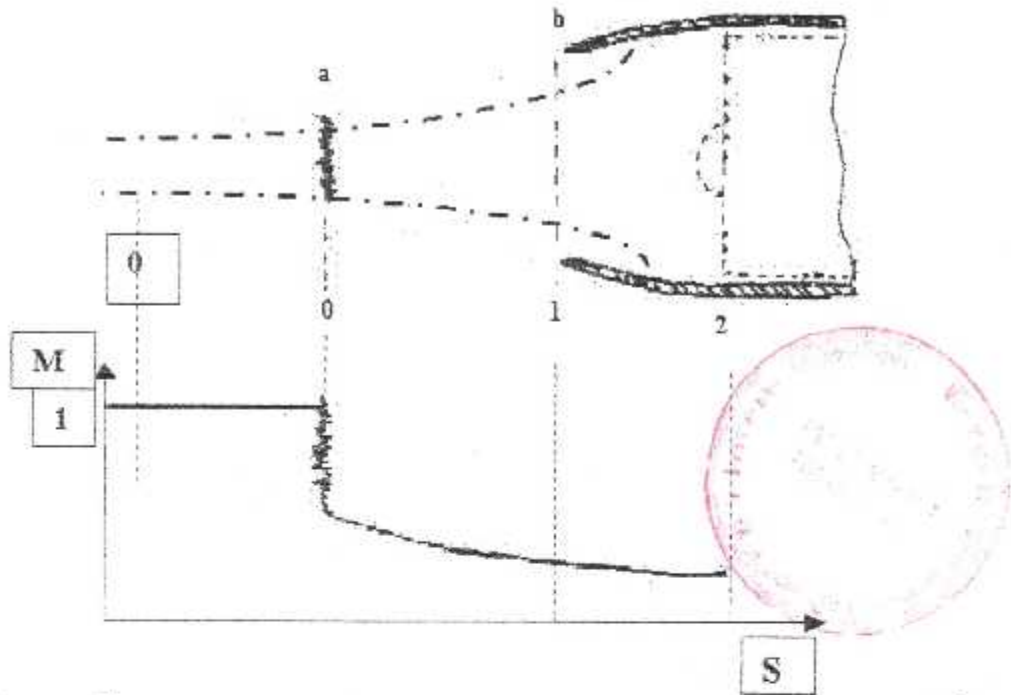
#### a / Onde de choc droit :

Selon la position de l'onde de choc on rencontre différents modes de fonctionnement de l'entrée d'air :

##### 1 / Le régime subcritique :

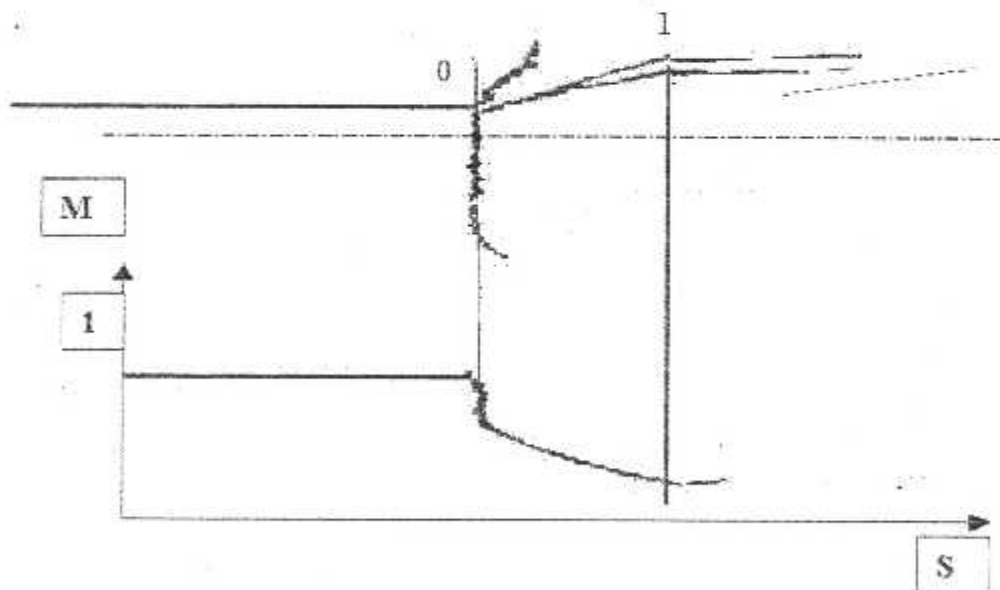
Si une onde de choc à la naissance entre l'écoulement amont supersonique et les lèvres de l'entrée d'air le régime d'alimentation de l'entrée est dit subcritique. A cette effet la vitesse se trouve accéléré avant la frontière de l'onde puis décéléra dans le régime subsonique après l'onde jusqu'à l'entrée d'air. D'autant est grand l'éloignement (a-b) de l'onde de choc à l'entrée est la traînée additive induite par ce type de fonctionnement, figure ci- dessous :





### 2 / Régime critique :

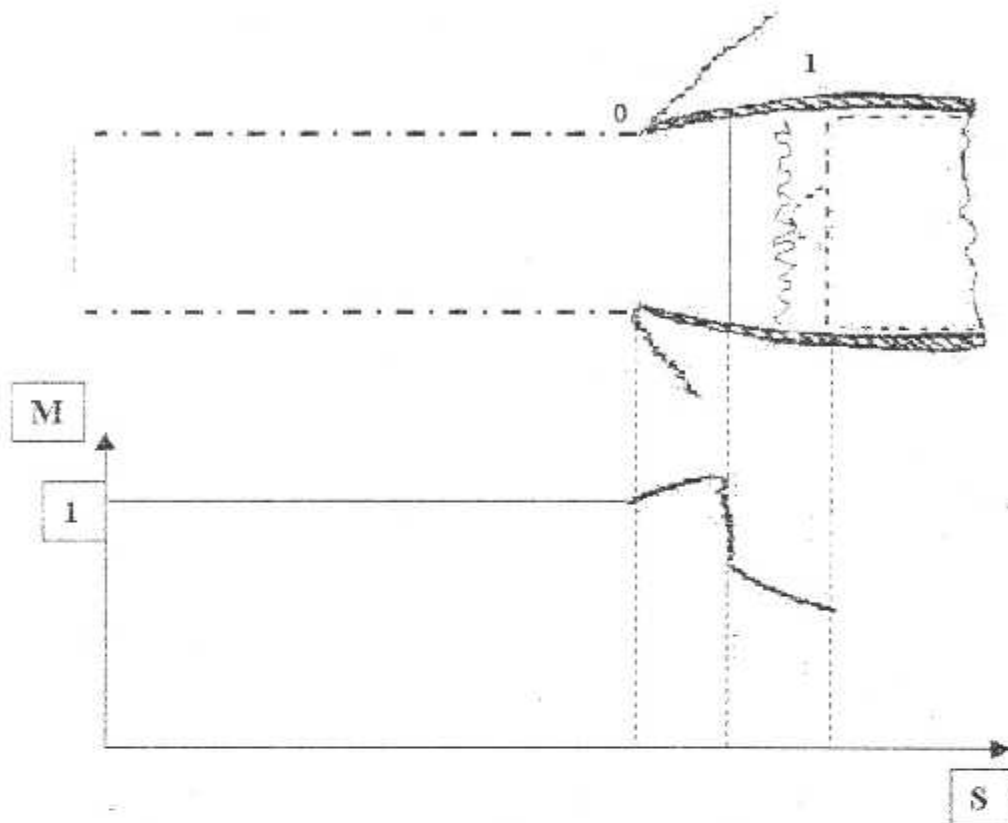
L'onde de choc se rattache au lèvre ou partie alors si du au régime critique correspond au fonctionnement optimal, la traînée additive est nulle, figure ci-dessous :



### 3 / Régime supercritique :

L'onde de choc pénètre dans ce cas à l'intérieur de l'entrée et perturbe l'alimentation d'air mais l'écoulement en avant du choc étant du au compresseur,

le choc se rapproche de l'entrée compresseur, on a d'autant l'hétérogénéité des vecteurs vitesses plus divergente, figure ci-dessous :



#### 1.4 / L'entrée d'air avec corps central :

L'entrée d'air divergente équipée d'un corps central est utilisée pour alimenter les engins évoluant dans le supersonique. Ainsi le corps central ou couramment appelé « la souris » c'est autre qu'un cône qui se déplace axialement de l'intérieur vers l'extérieur et vis versa pour créer une onde de choc type oblique qui sera plus efficace que la précédente.

L'entrée divergente évoluant en régime supersonique présente l'apparition d'une onde de choc qui peut être nuisible si elle se rapproche de l'entrée du compresseur. Cependant l'efficacité et le rendement de la compression restent médiocre dans le cas d'une onde de choc droite.

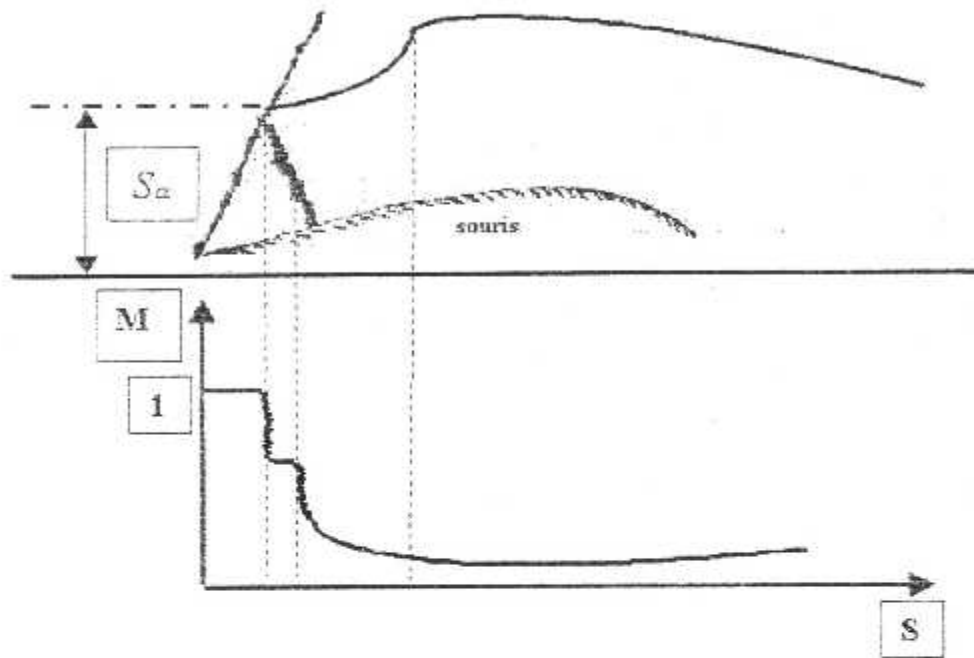
L'utilisation d'un corps central en forme d'un cône dans un divergent permettant la création d'une onde de choc oblique en régime supersonique.

L'onde choc est d'autant efficace si elle est accrochée aux lèvres de l'entrée d'air, c'est pourquoi le corps central est mobile sa commande est assurée par des systèmes asservis.

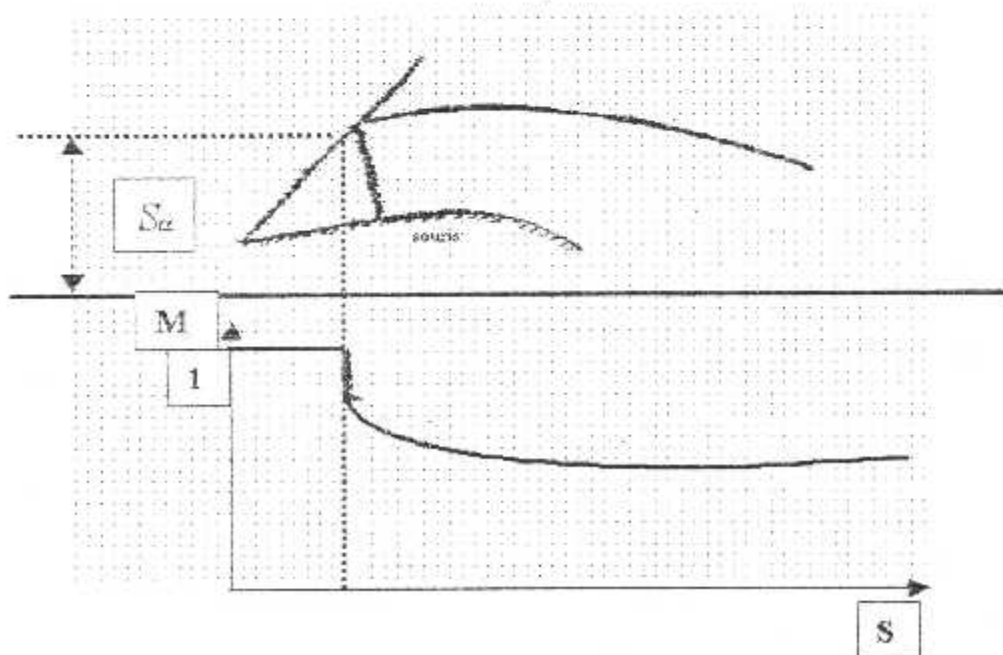


dépendant des contraintes de vol.

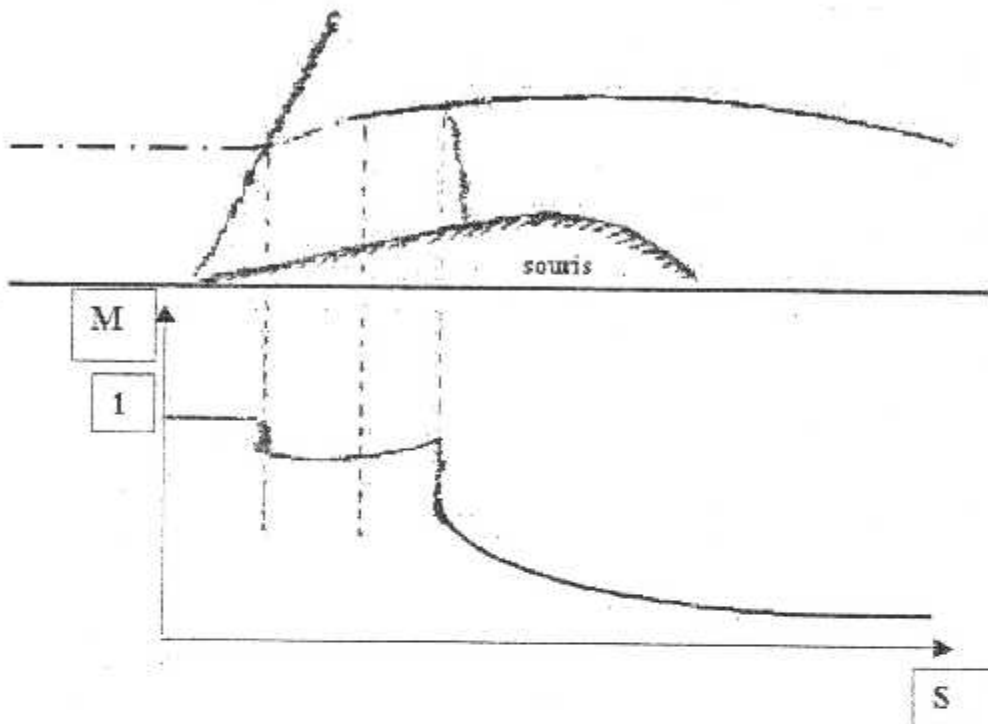
L'entrée d'air est dite subcritique si l'onde se forme loin des lèvres de l'entrée ce qui favorise l'augmentation de la fariner additive ,figure ci -dessous :



cependant, si l'onde est accrochée aux lèvres ou est en fonctionnement critique c'est le cas optimal, en effet la traînée additive est nulle ,figure ci-dessous :



si cette onde se déplace à l'intérieur la supercritique d'onde de choc devient nuisible est perturbe les filet d'écoulement qui peuvent détériorer les éléments compresseurs ,figure ci-dessous :



**1.5/ Entrée d'air convergente-divergente :**

Dans le cas ou des vitesses supersoniques sont envisagées la conception de la Manche d'entrée se complique du fait du comportement différent de l'écoulement.

**En effet :**    ▲ En subsonique :

Dans un diverge       l'air ralenti

Dans un converge       l'air est accéléré

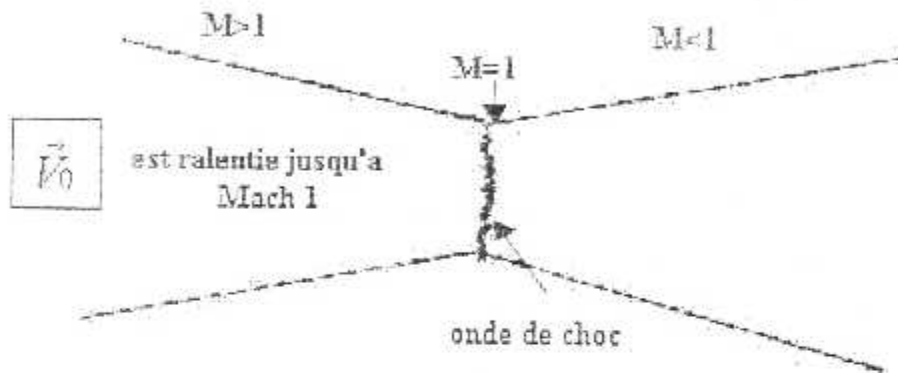
▲ En supersonique :

Dans un diverge       l'air est accéléré

Dans un converge       l'air ralentit

On pourra donc utiliser une manche d'entrée convergente-divergente lors d'un vol supersonique, la vitesse est relative alors jusqu'à  $Mach = 1$  dans le convergent, puis jusqu'à une vitesse admissible  $M=0,5$  dans le divergent.

Ce type de manche est bien adapté pour une vitesse de vol de fixée, figure ci-dessous :



L'idée est de combinée une multitude de situation géométrique on utilisant une forme d'entrée d'air à section variable .Ce qui nous permet de réaliser un canal divergent an subsonique et un convergent ajustable en vol supersonique .

### 1.6 / Entrée d'air a section rectangulaire ( Type concorde) :

C'est une entrée d'air de forme particulière optimisée pour la croisière a Mach 2.2. Afin de réduire la traînée au minimum, le constructeur a rassemblé les moteurs deux a deux séparé par une aube. Ceux-ci étant accolés a l'intrados de l'aile. L'entrée d'air est composée d'une carène recevant une porte faisant office de trappe additionnelle et de porte de décharge.(voir figure(II.6))

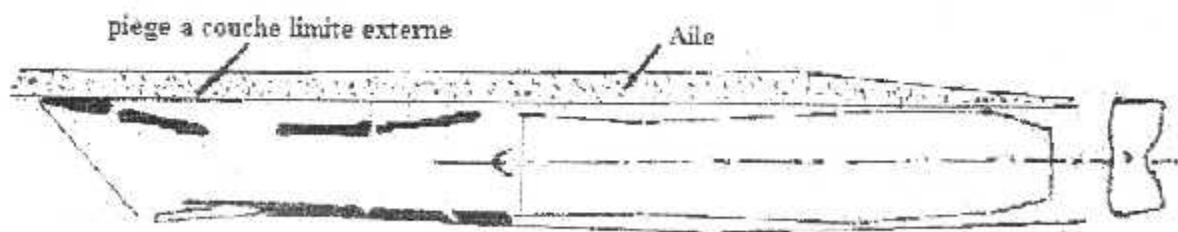
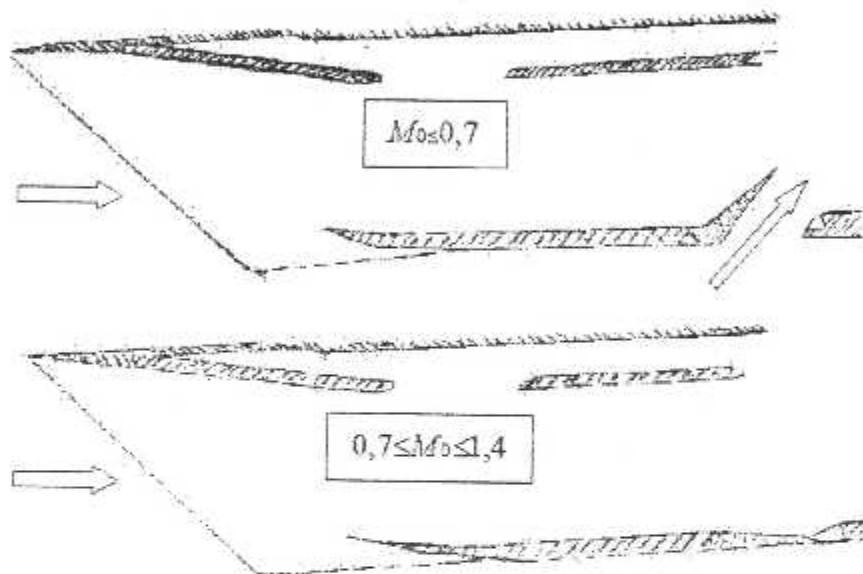


Fig.(II.6):Schéma descriptif d'une entrée d'air type concorde.

### 1.6.1/ Fonctionnement aux basse vitesse :

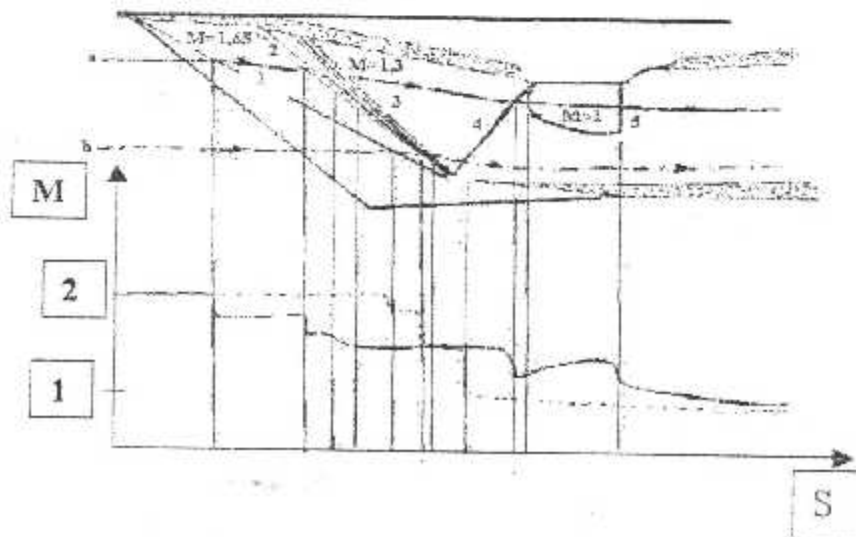
Etant optimisée pour les croisière à Mach 2, il s'est avéré qu'aux basses vitesses, la section de captation insuffisante pour alimenter correctement le moteur.

Du point fixe  $M_0 = 0$  à  $M = 1,4$ , les rampes sont relevées au maximum, la trappe additive se fermant sous l'effet des charges aérodynamiques à partir de  $M_0 = 0,7$ , figure ci-dessous :



### 1.6.2/ Ecartement en croisière a Mach 2 :

A Mach 2 et en croisière, le débit d'air traversant la manche est réparti ainsi =94% pour le moteur, 5% sont évacués par le piège a couche limitée interne (cet air sert au refroidissement externe du moteur) et 1% est capté par l'intermédiaire de petite porte qui permet le refroidissement du conditionnement d'air, figure ci-dessous :

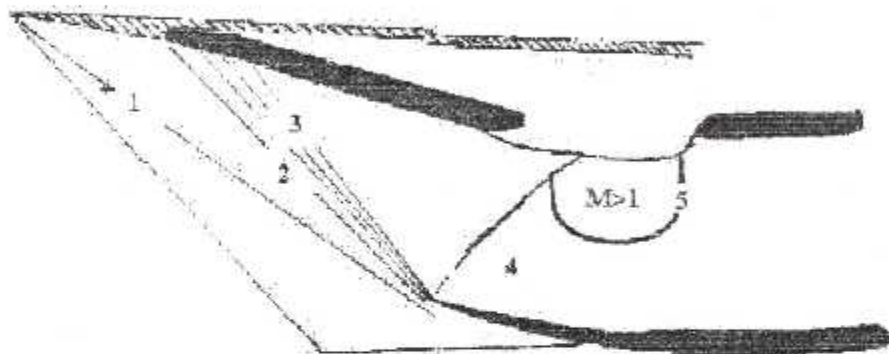




1.6.3/ Régime critique, subcritique, supercritique :a/Régime critique :

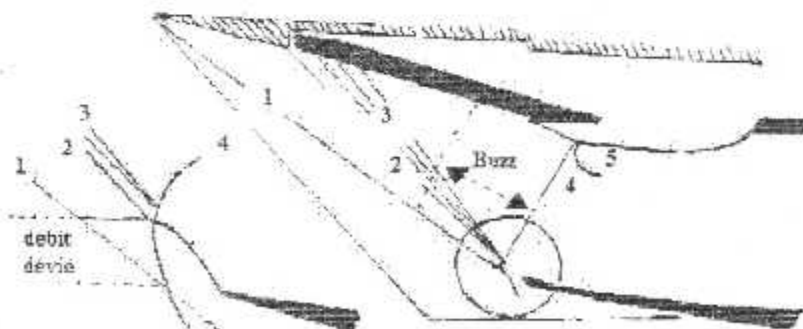
Le régime critique est caractérisé par la position des chocs 1,2,3 et 4,5 permettant à l'entrée d'air de fonctionner avec un minimum de distorsions (champ de vitesse équipollents) et une efficacité maximale.

Si à partir de ce régime on fait varier le demande de débit moteur le régime devient subcritique ou supercritique, figure ci-dessous :

B/Régime subcritique :

Si le régime moteur (débit moteur diminue, l'écoulement en aval du choc 4 se ralentit, le dernier se redresse en se décollant de la carène l'étendue de la zone supersonique diminue. C'est le cas d'un régime faiblement supercritique l'efficacité globale ne varie pas beaucoup.

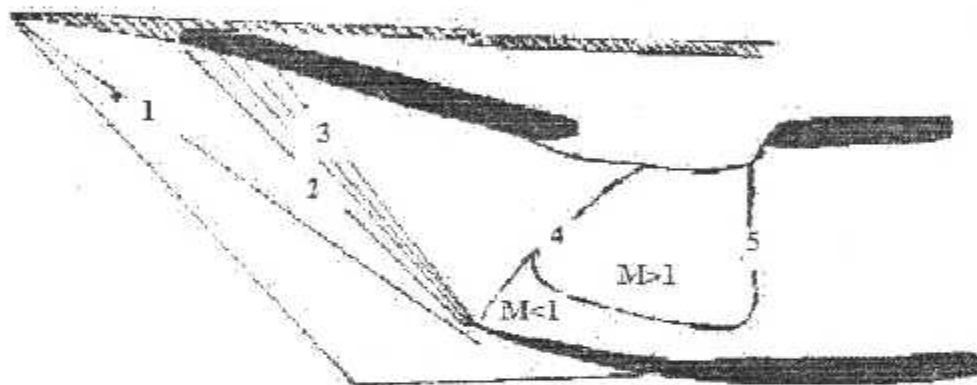
Si le régime décroît encore le choc de carène (4) se décolle fortement et devient instable (Buzz) et augmente la traînée additive, c'est le cas d'un régime fortement subcritique, figure ci-dessous :



C/Le régime supercritique :

Si à partir du régime critique, le demande débit moteur croit, l'écoulement en aval du choc de carène (4) s'accélère, ce dernier s'incurve d'avantage, entraînant une extension de la zone d'écoulement supersonique c'est le cas d'une régime peu supercritique.

L'efficacité globale étant le produit des efficacités des chocs 4 et 5, le choc 4 s'incurvant son efficacité augmente, le choc 5 devenant plus fort, son efficacité diminue, lorsque le régime est peu supercritique, l'efficacité globale se conserve. Lorsque le régime devient trop supercritique, l'efficacité diminue fortement, les distorsions augmentent fortement, celles-ci peuvent provoquer un pompage moteur, figure ci-dessous :

1.7/ Limitation liées a l'entrée d'air :a/ Phénomène vibratoire :

Les études précédentes ont été simplifiées, nous avons volontairement négligé l'existence des couches limitées. Les résultats précédents restent à condition de remplacer les sections théoriques par les sections efficaces. Des essais ont montré que la couche limitée s'épaissit fortement au pied du choc droit, si l'entrée d'air est équipée d'une «souris» celle-ci va se déplacer afin de rétablir la surface efficace, mais en se déplaçant, le choc droit recule, ce qui traduit l'instabilité du choc droit créant une variation des pressions à une fréquence dépendant de la géométrie. La manche ayant ses propres vibrations, on montre que lorsque ces fréquences entrent en résonance leur couplage peut dans certains cas occasionner la rupture d'un élément, ce phénomène d'instabilité porte le nom de «Buzz» et se rencontre en fonctionnement



subcritique, le choc droit étant en amont des lèvres.

### b/ Autres limitations :

Sur les avions supersoniques, toute variation brutale du débit masse d'air peut entraîner une limitation propre au compresseur que nous verrons dans le prochain chapitre appelé pompage, c'est le cas lorsque l'avion fait une ressource rapide ou lorsque a une assiette très cabrée ou lorsqu'il dérape fortement (surface efficace très faible).

## 1.8/ Influence de l'efficacité :

### a/ sur la poussée :

L'efficacité n'a aucune influence ni sur le débit masse d'air, ni sur la vitesse d'éjection, par contre, l'efficacité est fonctionnée de la pression d'impact réellement mesuré et à un Mach donné (ou la vitesse donné et a la même altitude) celle-ci varie comme la pression statique.

Plus cette efficacité sera meilleure, plus le terme  $P_s$  sera élevé donc meilleure sera la poussée, donc si  $\delta \uparrow \Rightarrow F \uparrow$ .

### b/ sur la consommation spécifique :

La consommation horaire étant inchangée dans les mêmes conditions, si l'efficacité  $\delta$  croît, si CH est constants, la poussée augmentant, cela entraîne une consommation spécifique plus faible (Rappelons-nous que la plus faible signifie la même vitesse avion un meilleur rendement global du propulseur)

$$\text{si } \delta \uparrow \Rightarrow C_{sp} \downarrow$$

En résumé nous dirons que si

$$\delta \uparrow \Rightarrow F \uparrow \text{ et } C_{sp} \downarrow$$

## 2/Compresseur :

### 2.1/ Rôle :

Le compresseur a pour fonction d'élever la pression d'air traversée dont le but d'amener le mélange Air-carburant dans les conditions minimales d'inflammation lors de la combustion.

### 2.2/Description :

Un compresseur est toujours composé d'une partie fixe : 'le stator' son rôle est de transformer l'énergie cinétique en énergie de pression, voir figure(II.7).

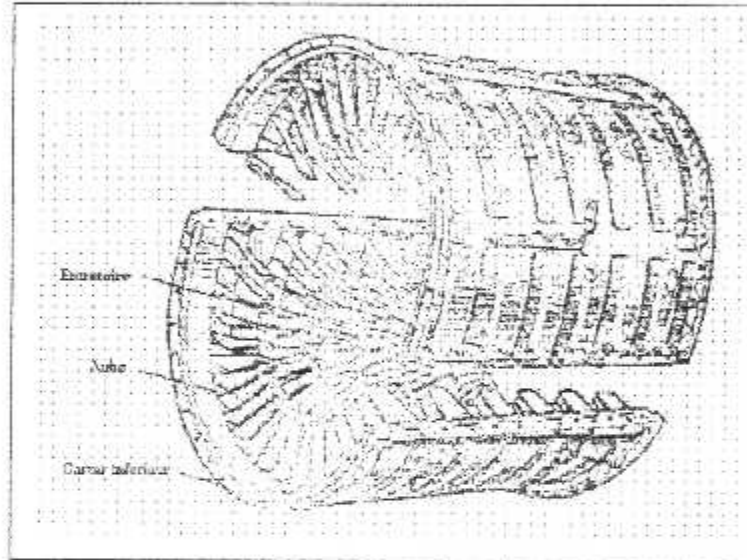


Fig.(II.7) :Schéma descriptif d'un stator.

à l'intérieure duquel tourne une partie mobile : 'le Rotor ' son rôle est de fournir de l'énergie cinétique au fluide le traversant, voir figure(II.8).

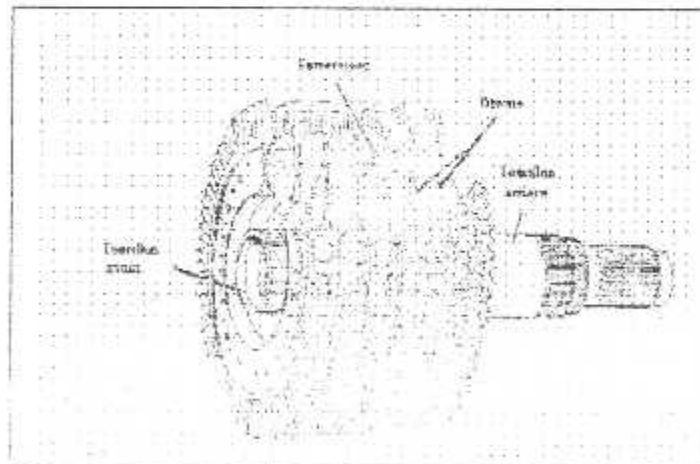


Fig.(II.8) :Schéma descriptif d'un rotor.

Généralement on rencontre deux types de compresseurs :

- Le compresseur centrifuge.
- Le compresseur axial.

### 2.3 / Compresseur centrifuge :

Il est composé d'un 'Rotor' souvent appelé 'Rouet' radial et d'un 'stator' ou 'Diffuseur' axial pour diriger l'écoulement vers l'axe de la chambre de combustion, voir figure (II.9).

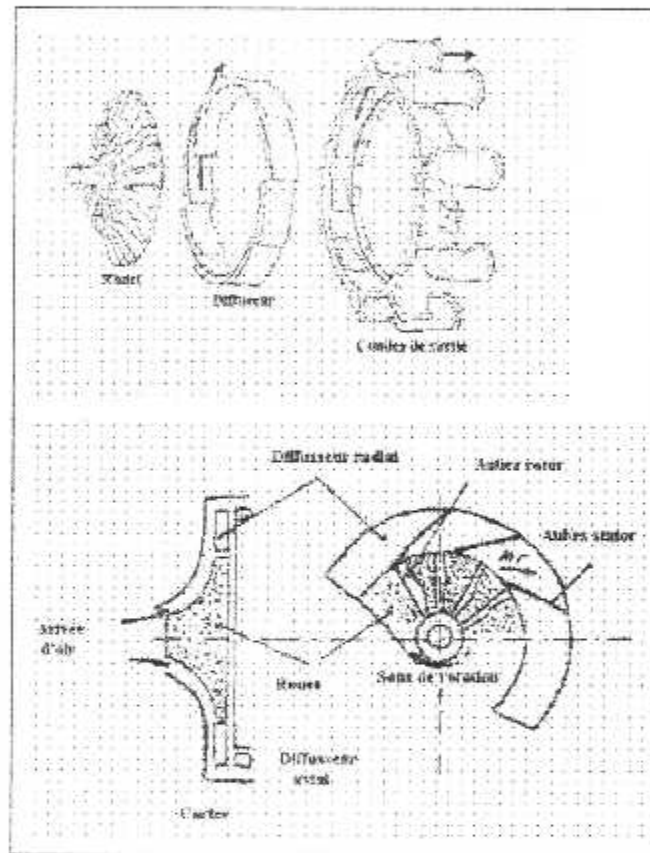


Fig.(II.9) : Schéma descriptif d'un compresseur centrifuge.

#### a/Fonctionnement :

L'air arrive par la partie centrale du rotor, sous l'effet de la vitesse du rouet, il est accéléré vers la périphérie, d'où il gagne l'énergie cinétique de l'air. En regardant le schéma du rotor, nous voyons que la section de passage entre aubes rotor est divergente, nous aurons donc un début de transformation d'énergie de pression.

Ensuite, les filets d'air pénètrent dans les passages divergents du stator et achèvent leur transformation d'énergie cinétique en énergie de pression. La vitesse augmente de l'ordre de 20000 à 40000 Tr/mN du fait de l'accélération centrifuge et de pression ainsi que la section divergente entre les aubes, voir figure(II.10).

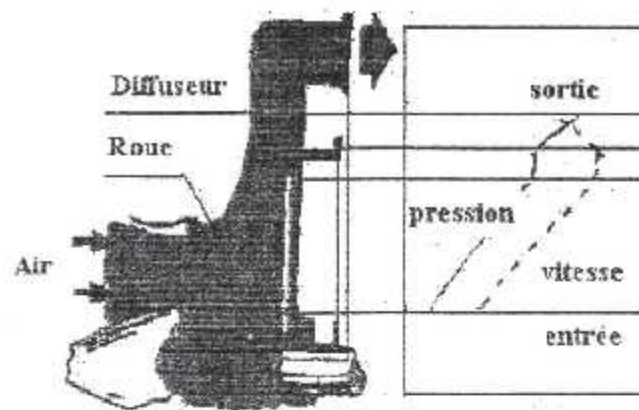


Fig.(II.10) : Schéma fonctionnel d'un compresseur centrifuge.

Le compresseur centrifuge est intéressant à plus d'un titre (simplicité, robustesse, bon rendement) mais son taux de compression est limité à une valeur relativement faible. Il est surtout utilisé dans les turbo-machines de faibles puissances.

#### 2.4/ Compresseur axial :

Le compresseur axial est composé :

##### D'un 'rotor' :

Le rotor est formé d'un empilage de disques à la périphérie desquels sont fixés des aubes, disposées radialement à la périphérie d'un tambour, les ailettes de premier étage sont souvent en alliage acier /nickel/chrome.

##### D'un 'stator' :

Le stator est le centre du compresseur à l'intérieur duquel sont fixées des rangées circulaires d'aubes, elles sont généralement en alliage à base Titane.

Chaque disque de rotor avec ses aubes est appelé une grille d'aube rotor et chaque anneau de stator avec ses aubes s'appelle une grille d'aubes stator.

Le rotor est installé à l'intérieur du stator de façon que l'on rencontre successivement de l'avant à l'arrière: une grille d'aubes mobile, une grille d'aubes fixe, une grille d'aube mobile, etc. ...

##### 2.4.1/ Définition d'un étage :

Un étage est un ensemble formé d'une grille d'aube mobile suivie d'une grille d'aubes fixe, voir figure(II.11)



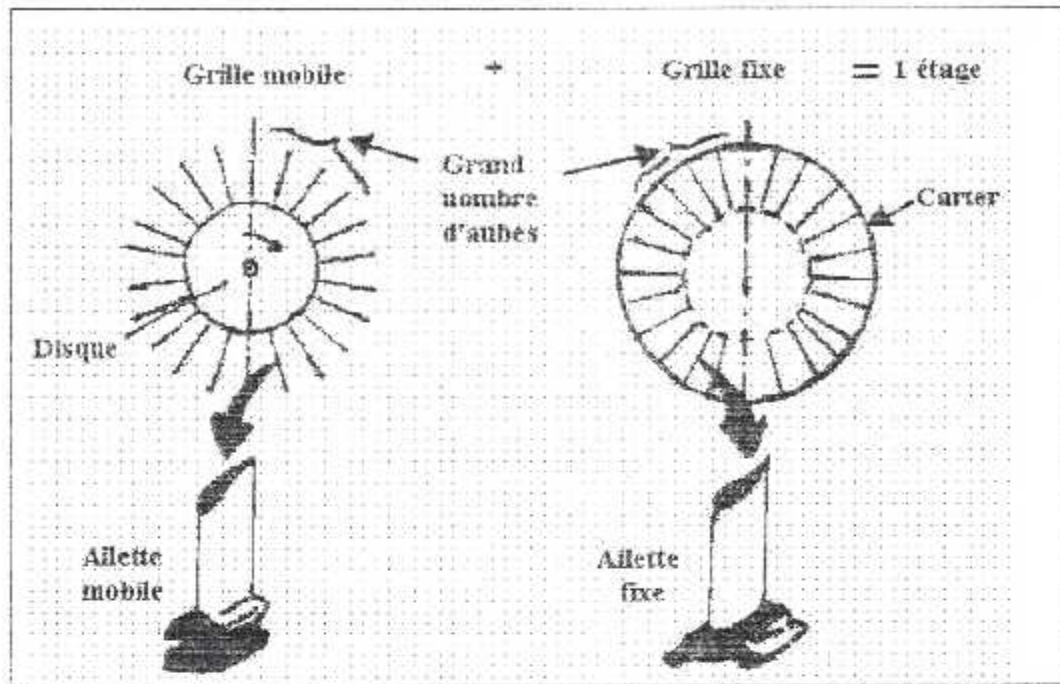
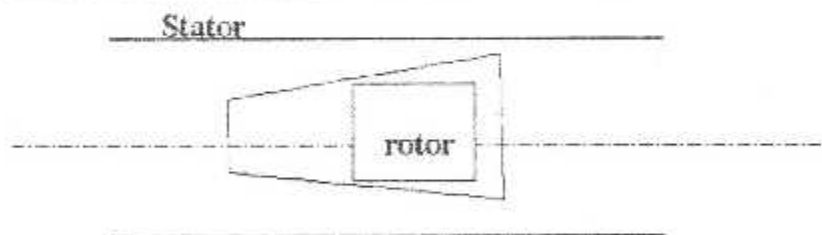


Fig. (II.11) : Schéma descriptif d'un étage avec le principe d'installation. Afin d'éviter des erreurs d'interprétation, nous rappelons qu'un compresseur commence toujours par une grille d'aubes rotor.

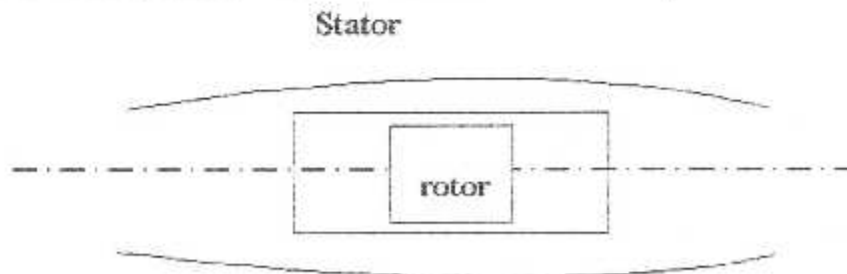
**2.4.2/ Les différents variations de sections :**

Plusieurs solutions sont utilisées pour la réalisation de ce passage convergent :

- Stator cylindrique avec rotor conique :

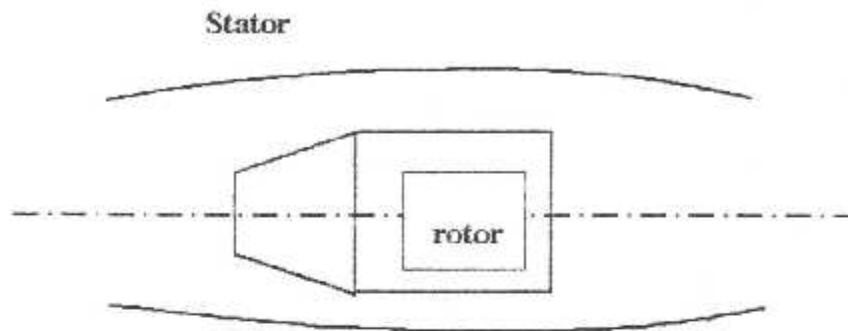


- Stator conique avec rotor cylindrique :



- Combinaison des deux solution ci-dessus :

Appelé hybride ou rotor et stator cylindro-conique :



La convergence du passage est nécessaire du fait que nous devons avoir :

- Une compression.
- Une conservation de débit masse.

➤ Remarque :

- La vitesse axiale sortie compresseur est sensiblement égale à la vitesse axiale entrée compresseur. La conservation de la vitesse axiale est comme nous le verrons nécessaire pour ne pas perturber l'écoulement et éviter le pompage du compresseur.
- Chaque étage réalise une phase complète de compression.  
Plus le nombre d'étage constituant le compresseur est grand, plus le taux de compression du moteur est élevé.

$$\pi = \frac{\text{pression sortie}}{\text{pression entrée}} \quad \text{avec : taux de compression}$$

### 2.4.3/Fonctionnement de compresseur axial :

Expliquons maintenant la phase élémentaire de compression dans l'étage compresseur.

L'énergie cinétique tangentielle communiquée à l'air par le rotor se trouve transformée en énergie de pression dans le stator. D'après la figure(II.12)on illustre l'augmentation de la pression est la variation brusque de vitesse.



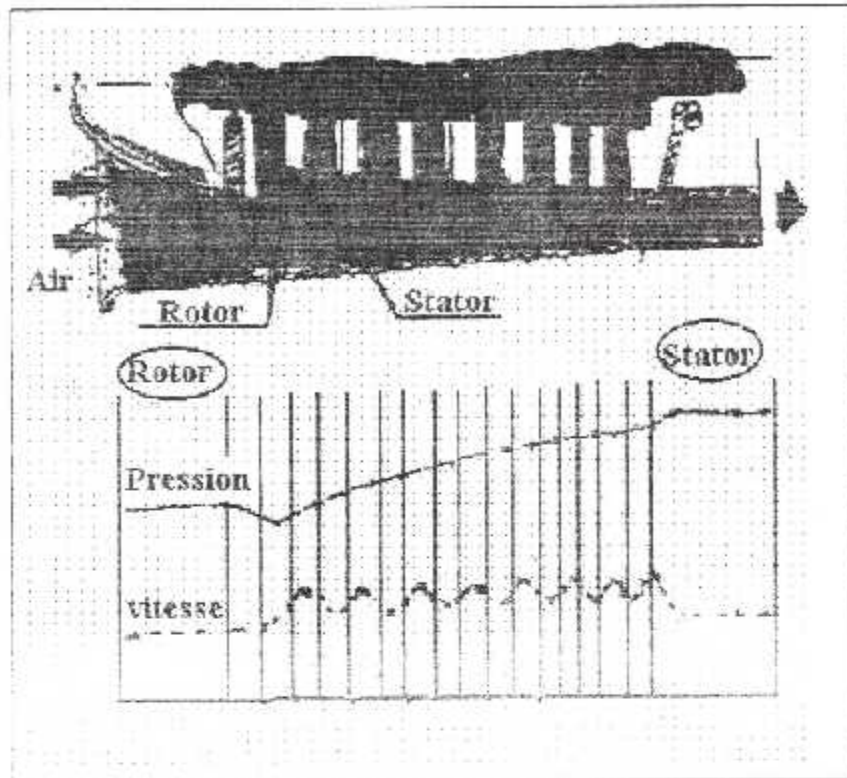


Fig. (II.12) : Schéma fonctionnel d'un compresseur axial.

## 2. 5/ Avantages et inconvénients avec le compresseur axial :

### 2.5.1/ Compresseur centrifuge :

#### Avantages :

- Relativement facile à réaliser.
- Robuste.
- Léger.

#### Inconvénients :

- Diamètre très important.
- Débit limité.
- Rapport manométrique limité max. 4 à 5/1.

### 2.5.2/ Compresseur axial :

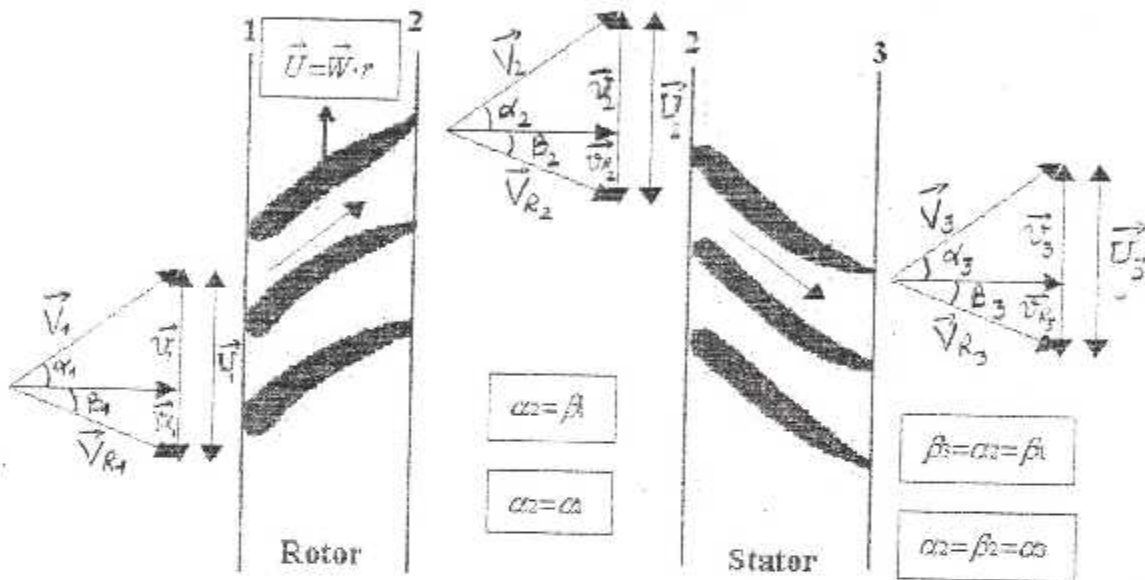
L'avantage par rapport au compresseur centrifuge :

- Rapport manométrique plus important.
- Rendement thermique meilleur.
- Rendement global meilleur.
- Consommation spécifique faible.

- Débit d'air plus élevé.
- Poussée plus importante.
- Le prélèvement d'air possible au cours de compression.

2.6/ Diagramme de vitesse :

Le fonctionnement d'un étage de compresseur peut se résumer comme suit :



- $\vec{U}$  : Vitesse d'entraînement.
- $\vec{v}$  : Vitesse absolue.
- $\vec{V}_R$  : Vitesse relative.
- $\vec{v}_R$  : Vitesse relative.
- $\vec{V}$  : Vitesse absolue.
- $\vec{u}$  : Vitesse axiale.
- $\beta$  : Angle que fait la vitesse relative avec l'horizontale.
- $\alpha$  : Angle que fait la vitesse absolue avec l'horizontale.

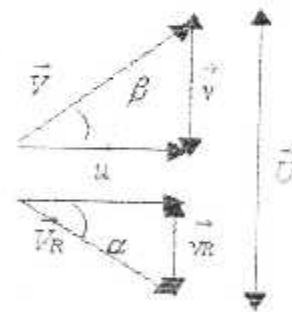


Fig.(II.13) : Diagramme général.

L'augmentation de la vitesse de l'air par entraînement dans le rotor implique une augmentation de pression dans le stator par effet de divergent des canaux formés par la grille mobile. Aussi considérons une section cylindrique de rayon moyen que nous développons nous appelons (1) la section d'entrée rotor, (2) la section de sortie rotor entrée stator, (3) la sortie stator.

Nous rassemblons ces deux diagrammes en un diagramme général représentant le fonctionnement de l'étage, voir figure (II.13).

D'après l'étude de ce diagramme de vitesse dans un étage pris en rayon moyen,

On a :

$$\vec{V} = \vec{W} \cdot r$$

Avec :

$r$  : rayon moyen.

D'après la figure (II.13) on conclut :

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

$$\vec{V} = u + v$$

$$\vec{U} = v_R + v$$

$$\sin \alpha = \frac{v}{V}, \quad \cos \alpha = \frac{u}{V}, \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{v}{u}$$

$$\sin \beta = \frac{v_R}{V_R}, \quad \cos \beta = \frac{u}{V_R}, \quad \operatorname{tg} \beta = \frac{v_R}{u}$$

D'après le diagramme on remarque que :

- $V_2 > V_1$  C.a. d. gain de l'énergie cinétique.
- $V_{R2} < V_{R1}$  : une perte de l'énergie cinétique qui engendre un gain d'énergie de pression.

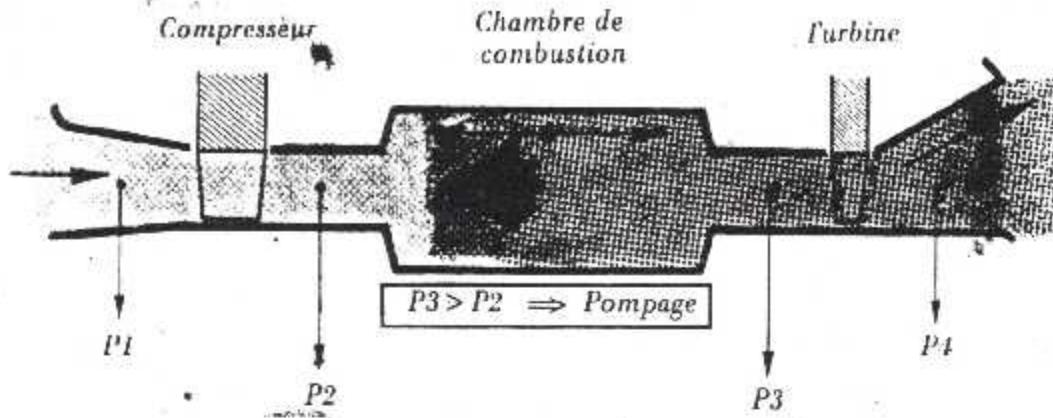
## 2.8/ Limitations de fonctionnement :

### 2.8.1/ Pompage compresseur :

Le pompage compresseur est un écoulement anormal pulsative du au décrochage aérodynamique sur l'aubage rotor.

### 2.8.2/ Description du phénomène :

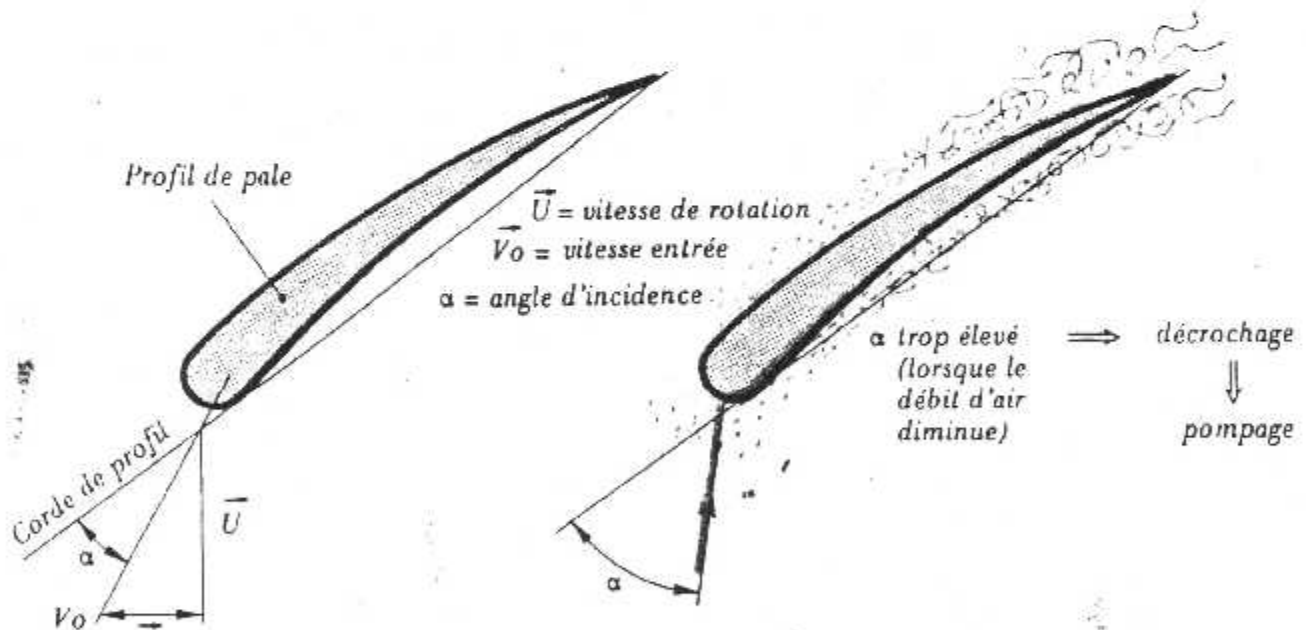
Le compresseur «sbite dans un circuit » constitué par la chambre, la turbine et le dispositif d'échappement, le circuit est représenté schématiquement sur la figure ci-dessous :



Si la pression du circuit avale devient supérieure à la pression de refoulement de compresseur, la détente des gaz s'effectue non seulement vers l'arrière, mais aussi vers l'avant. Dans ce cas le débit devient nul, la pression chambre chute et le compresseur débite à nouveau jusqu'à ce que la condition initiale soit retrouvée. Ce phénomène se produit de façon cyclique (cycle par seconde) et il peut avoir des conséquences fâcheuses.

On réalité, le phénomène prend naissance dans le compresseur lorsqu'il y a décrochage des filets d'air sur les pales.

Le schéma ci-dessous nous montre un profil et pale et le diagramme d'écoulement :



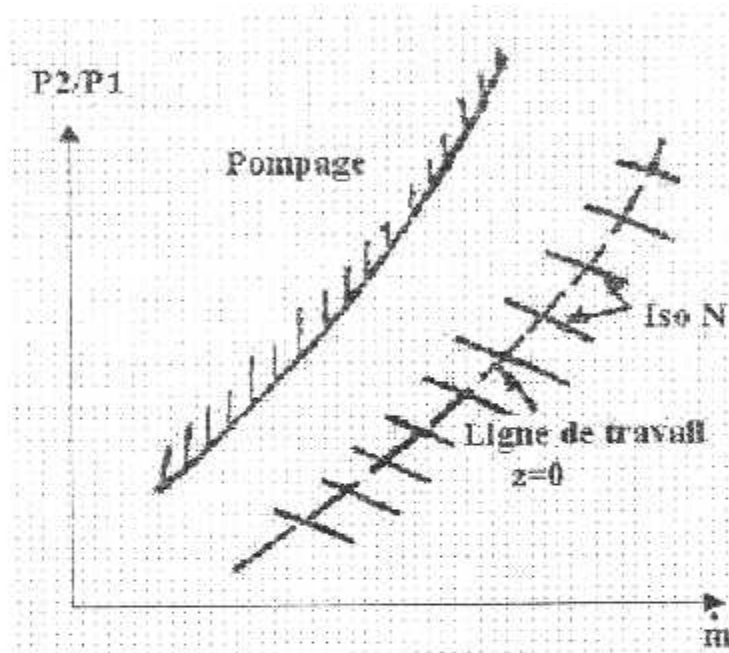
- Le décrochage apparaît lorsque l'angle d'incidence est trop élevé.
- Le décrochage peut n'affecter qu'une partie de la grille et se déplacer en sens inverse de la rotation (décrochage dit tournant).



### 2.8.3/ La ligne de pompage :

La ligne de pompage apparaît dans le diagramme champ compresseur. Elle détermine les conditions ( $P_2/P_1$  et  $\dot{m}$ ) dans lesquelles les pompes se produisent.

La ligne de travail des régimes stabilisés est la ligne au moins proche de la ligne de pompage. Selon les points (vitesse de rotation) et les conditions de fonctionnements on obtiendra le diagramme suivant :



### 2.8.4/ Causes de pompage :

Un moteur, est en principe conçu pour fonctionner sans pompage dans le domaine d'utilisation prévu. Cependant on peut le rencontrer en explorant les limites ou en cas d'anomalie. Le pompage peut être dû à :

- Un faible régime.
- Une accélération brusque.
- Une augmentation brusque de température ; ce qui diminue le débit.
- Les conditions de vol (température, pression, vitesse).

### 2.9 / Dispositifs anti-pompage (les remèdes) :

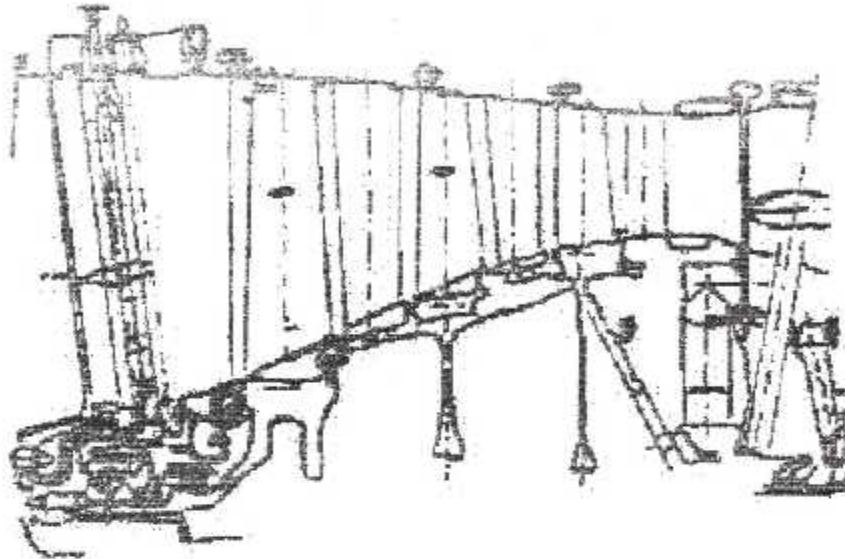
Lorsque le pompage est rencontré, il faut manœuvrer pour sortir de la condition de pompage et ultérieurement vérifier le moteur.

On rencontre les dispositifs anti-pompage suivants :



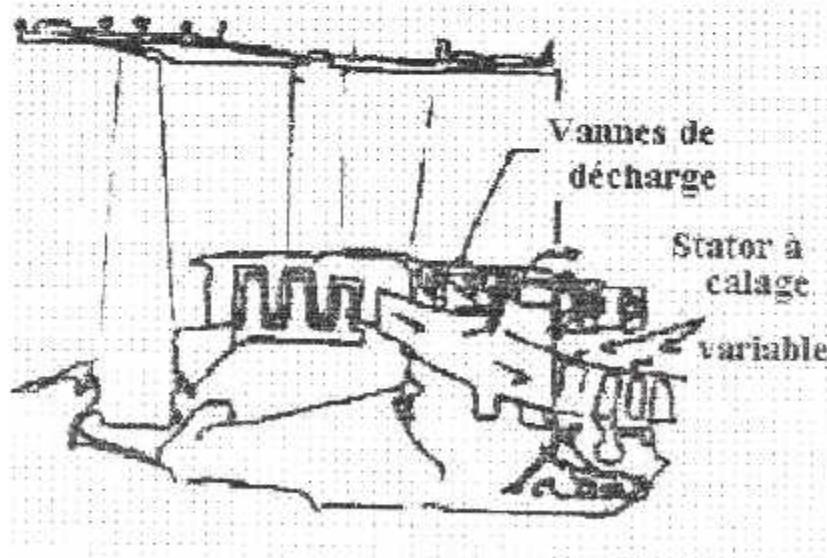
### 2.9.1/Aubage de prérotation :

Ils sont utilisés dont le but de modifier la direction du vecteur vitesse réel(V) sans changer le module afin de rétablir le bon fonctionnement aux bas régimes, illustré sur la figure ci-dessous :



### 2.9.2/stator a calage variable et les vannes de décharge:

- Le stator à calage variable est un dispositif qui permet de faire varier l'orientation des aubes fixes de certains étages de compresseur.
- Les vannes de décharge sont situées à un niveau moyen de compresseur, elles sont ouvertes au bas régime de rotation ce qui évite le freinage de l'écoulement, par contre aux régimes élevés, ces dernières sont fermées.



### 3/Chambre de combustion :

#### 3.1/Rôle :

Le rôle de la chambre de combustion consiste à brûler un mélange Air /Carburant et à délivrer les gaz issus de la combustion vers la turbine par une transformation de l'énergie potentielle en énergie calorifique.

#### 3.2 / Description :

Elle se compose généralement :

- ◆ D'un carter de raccordement à la veine d'air du compresseur dans lequel se trouvent les éléments apportant le Kérosène appelé injecteurs.
- ◆ D'un ou plusieurs tube a flamme dans le ou lesquels séjournera la flamme.
- ◆ D'une enveloppe externe et une enveloppe interne dans laquelle passe l'arbre compresseur turbine.
- ◆ D'un carter de raccordement au premier étage de turbine.

(voir figureII.14).

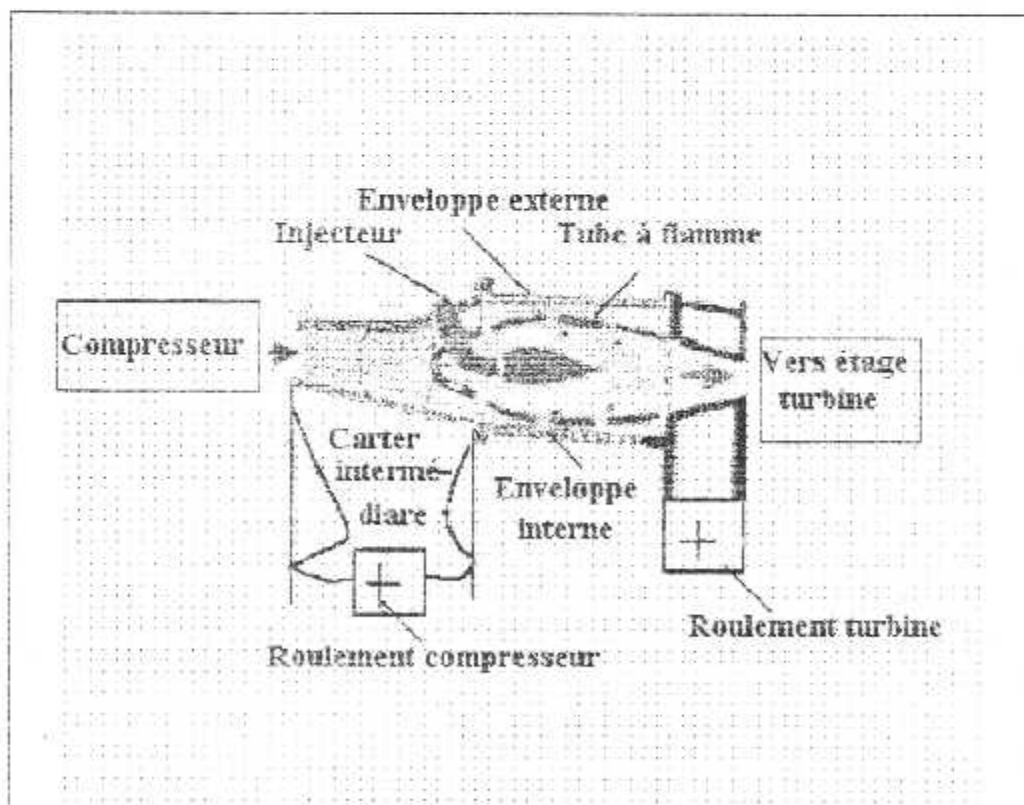


Fig.(II.14) :schéma descriptif d'une chambre de combustion.

La réalisation des chambres de combustion est d'une grande complexité. Généralement on a recours aux méthodes expérimentales et aux essais pratiques pour une bonne mise au point, donc il faut avoir :

- Un encombrement minimum.
- Assurer une combustion la plus complète possible dans tout le domaine d'utilisation du G.T.R.
- Eviter les dépôts de carbone sur les brûleurs et les parois.
- Réduire les pertes de charge.
- Eviter les déformations et les criques à la suite d'un choc thermique subis par les parois.
- Assurer sur les aubes turbine une répartition de température compatible avec une bonne tenue mécanique des aubes.

parmi les différentes conceptions de chambres rencontrées en classe trois types de chambres utilisées :

- Chambre individuelles (séparées).
- Chambre annulaire.
- Chambre mixte.

### 3.3 / Chambres individuelles :

Les chambres individuelles sont un ensemble de tubes réparties autour de l'axe longitudinal du réacteur.

Elles sont reliées entre eux par une rampe d'intercommunication qui permet la propagation de la flamme au démarrage, car seules deux chambres sont équipées d'allumeurs. Ces derniers sont généralement en position (4 heure, 8 heure). Un drain relie le point bas des chambres à l'intérieur reste ouvert pendant le cycle de démarrage.

Nous voyons à l'aide de la coupe longitudinale, que l'air se sépare en entrant dans le tube à flamme en deux débits, nous distinguerons plus particulièrement le débit d'air pénétrant dans les aubages de turbulence. (voir figure II.15)

Ce type de chambre fut l'un des premiers à être adapté, car la mise au point de chambres de petites dimensions est plus aisée. En outre, ce dispositif permet sans l'interchangeabilité.



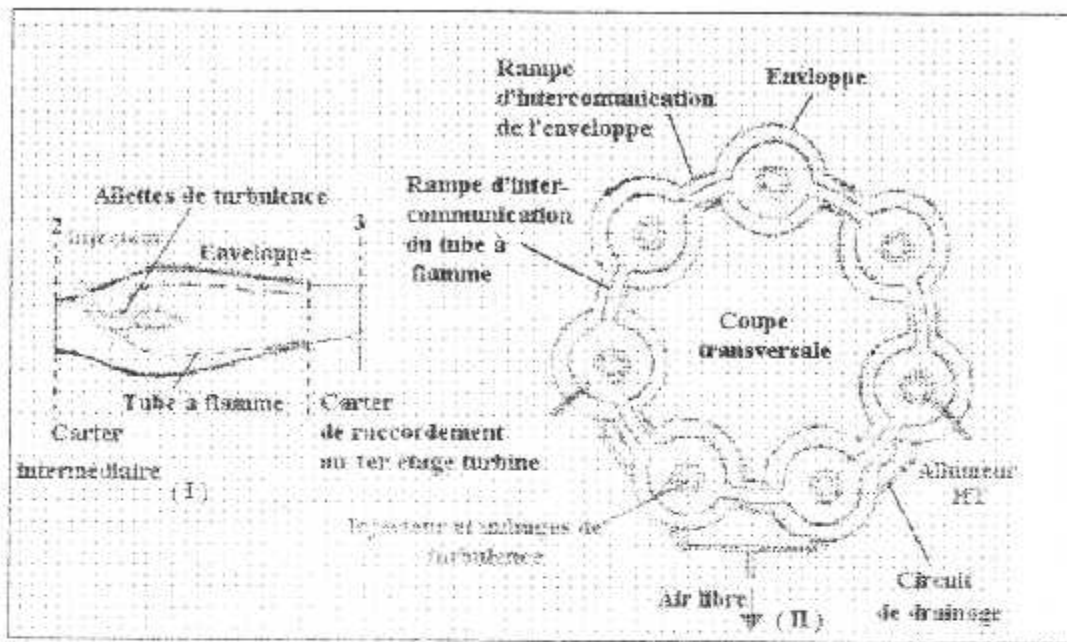


Fig.(II.15) : LDemi-coupe longitudinale d'un tube à flamme.

II.Coupe transversale.

### 3.4 / Chambre Annulaire :

Ce type de chambre ne comporte qu'une enveloppe interne et une enveloppe externe qui se pressentent sous la forme de deux cylindres concentriques .

Le tube à flamme se pressente sous la forme de deux tôles cylindriques, concentrées et contrées a l'avant par l'intermédiaire de porte-injecteurs appelés brûleurs.

Les chambres annulaires possèdent un meilleur rendement et utilise au mieux le volume disponible pour la combustion, mais nécessite une mise au point très délicate.

(voir figureII.16)

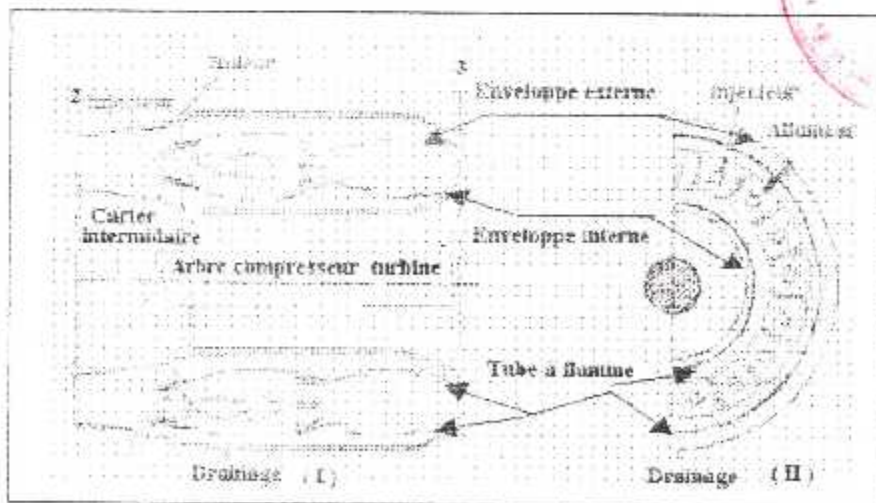


Fig.(II.16) : LDemi-coupe longitudinale d'un tube à flamme.

II.Demi-coupe transversale

### 3.5 / Chambre Mixte :

Ce type de chambre résulte d'un compromis effectué entre les deux types précédents. En effet, les tubes à flamme étant de petites dimensions, la mise au point s'en trouve facilitée et les deux enveloppes étant communes à tous les tubes à flamme, le refroidissement est bien meilleur que pour les chambres individuelles.

Ce type de chambre se distingue aux chambres individuelles car tous les tubes à flamme ont une enveloppe externe et interne commune. (voir figure II.17)

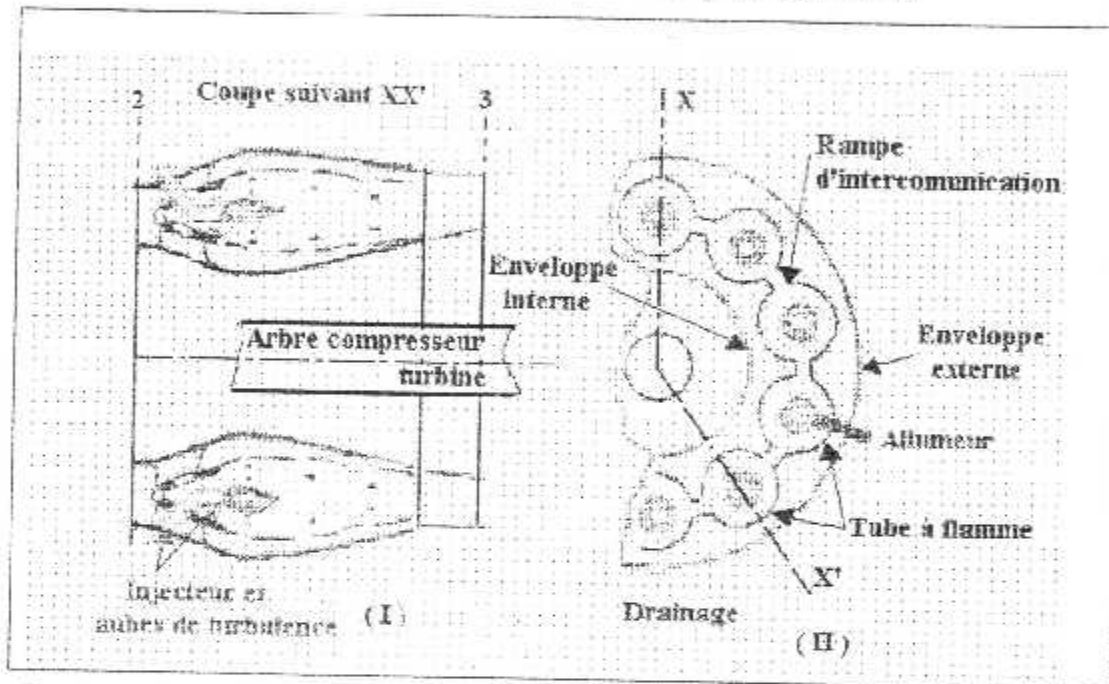


Fig.(II.17) : I Demi-coupe longitudinale d'un tube à flamme.

II Demi-Coupe transversale.

### 3.6/ Les carburéacteurs :

Un carburant est caractérisé par différentes propriétés. En principe, une première comparaison se fait avec les températures pour lesquelles se produisent :

- La congélation du carburant( point de congélation).
- L'inflammation en présence d'une étincelle( point d'éclair).

Parmi les carburants les plus employés, citons :

#### A/ Kérosène JET A<sub>1</sub>/JET A/JP<sub>1</sub> ou TRO :

Les carburéacteur du type Kérosène sont obtenus par distillation directe.

- Point éclair supérieure à 38°C.
- Point de congélation inférieure à -40°C.



**B/ Le JET B/JP4 ou TR4 :**

Les carburéacteurs type JET B/JP4 à large coupe de distillation sont des produits intermédiaires entre le Kérosène et l'essence.

- Point d'éclair a l'intérieur d'une plage -25 a 15°C

**C /Le JP5 :**

Ce type de carburéacteur est uniquement employé par l'aviation embarquée. Il est à haut point d'éclair dans la mesure où un maximum de sécurité est nécessaire à bord des navires porte-avions. Il est obtenu par distillation directe.

- point d'éclair supérieur a 60°C

Ces carburéacteurs, sont tous des hydrocarbures, obéissent à des normes qui garantissent leurs propriétés pratique (corrosion, pureté, viscosité, tendance a flamme...)

**3.7/ La propagation de la flamme :**

La combustion commence dans un mélange combustible, air, lorsqu' une partie de ce mélange est pointée à sa température d'inflammation spontanée ( ex : Par un allumeur).

Une partie du mélange étant enflammée, la chaleur dégagée par cette combustion chauffe la couche voisine qui brûle à son tour en chauffant une nouvelle couche et la flamme se propage ainsi de proche en proche dans toute la masse combustible.(voir figure II.18)

Lorsque les combustions a lieu dans un gaz animé d'un mouvement de translation, la flamme ne peut se stabiliser à un certain niveau que si sa vitesse de propagation est égale de à celle du gaz.

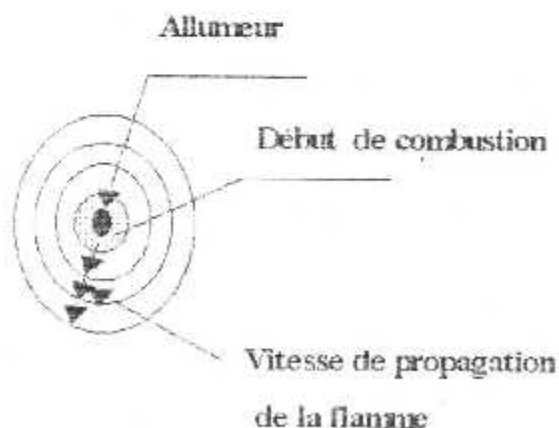


Fig.(II.18) :Phénomène de la propagation de la flamme

### 3.8/ Fonctionnement de la chambre de combustion :

Avant d'entamer le fonctionnement de la chambre de combustion, il faut définir quelques paramètres :

#### ➤ Le dosage :

C'est le rapport de la masse de carburant à la masse d'air qui lui est mélangé pour effectuer la combustion. Lorsque tout l'oxygène de l'air a été utilisé pour brûler complètement tout le Kérosène du mélange, on dit qu'on a un dosage stoechiométrique.

Pour assurer une combustion complète au mélange il faut que le dosage stoechiométrique correspondant au mélange d'un gramme de carburant et d'environ 15

grammes d'air, on le notera :  $d_s$  ( $d_s = \frac{1}{15} = 0,067$ )

Donc la réaction chimique qui a lieu correspondant :



#### ➤ La richesse :

C'est le rapport du dosage réel au dosage stoechiométrique que l'on notera

« r » :

$$r = \frac{d_r}{d_s}$$

avec :

$d_r$  : dosage réel.

$d_s$  : dosage stoechiométrique.

- Si  $r > 1$  : on a un mélange riche et tout le carburant ne peut pas brûler.
- Si  $r < 1$  : on a un mélange pauvre et tout le carburant peut brûler.

#### ➤ La température du mélange :

Plus le mélange est éloigné de sa température d'inflammation spontanée, plus il faut de temps pour le porter à cette température à l'aide de la chaleur dégagée par la couche qui brûle. La flamme prend un délai plus grand pour passer d'une couche à une autre.

#### ➤ La turbulence :

L'agitation du mélange contribue largement à la propagation de la flamme en augmentant la surface de contact entre les gaz en combustion et les gaz frais.

➤ La pulvérisation :

Plus la pulvérisation est fine, plus le délai de vaporisation est court, et plus la flamme se propage rapidement.

▪ Description de fonctionnement :

L'air provenant du compresseur se trouve décéléré dans le carter intermédiaire et divisé en deux parties à l'entrée de la chambre de combustion.

1/L'air secondaire :

C'est la quantité qui passe entre les deux enveloppes, elle représente 75% de la quantité d'air totale. Il est utilisé pour refroidir l'enveloppe interne et externe de la chambre.

2/L'air primaire :

C'est la quantité qui passe dans le tube à flamme, elle représente 25% de la quantité d'air totale.

Le débit primaire est entraîné à travers un tourbillonneur à l'intérieur de l'enveloppe interne où il est injecté du carburant pulvérisé sous pression.

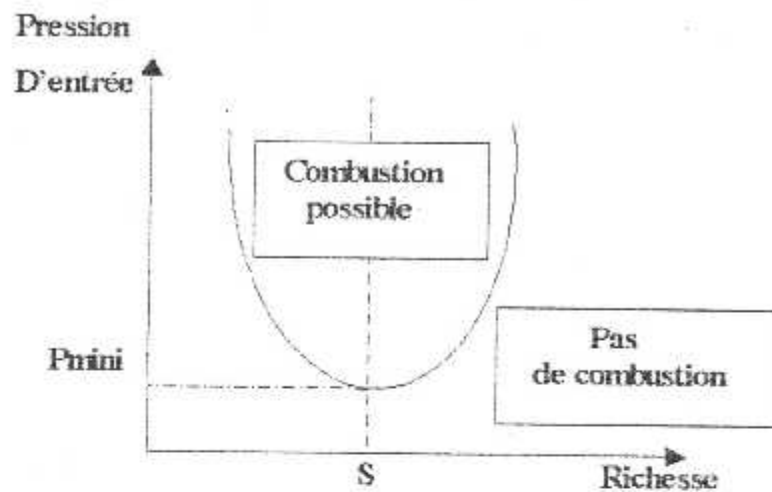
Le mouvement de tourbillonneur de l'air autour de l'injecteur assure un bon mélange d'air/carburant.

Une fois le mélange est enflammé la combustion doit être entretenue dans des conditions optimales.

### 3.9 / Paramètres limitatifs de la combustion :

❖ Pression minimale d'inflammation :

L'influence de la pression sur la combustion est aussi importante que celle de la température. Cette dernière a été étudiée expérimentalement. On recherche le domaine pression-richesse, pour lequel, indépendamment de la vitesse on observe une combustion stable. La courbe obtenue a l'allure suivante :



Plus la pression diminue, plus la plage de combustion possible (dosage en richesse) diminue : il existe une pression minimale, en dessous de laquelle la combustion est impossible.

#### ❖ Vitesse d'écoulement :

Pour que la combustion soit possible, il faut que la vitesse d'écoulement ne soit pas supérieure à la vitesse de propagation de la flamme, afin que celle-ci puisse s'entretenir. Dans le cas contraire, nous assisterons au soufflage de la flamme donc extinction.

C'est pour cette raison que la chambre est raccordée au compresseur par un divergent qui ralentit l'écoulement à des vitesses compatibles avec la combustion.

### 3.10/ Facteurs régissant la combustion :

La combustion est liée à trois facteurs importants

- ✦ Le temps de séjour nécessaire pour que puisse se faire la réaction chimique.
- ✦ La température nécessaire pour maintenir la flamme.
- ✦ La pulvérisation de carburant pour une homogénéisation du mélange.

#### 4/ La turbine :

##### 4.1/ Rôle :

La turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur et les accessoires par une transformation de l'énergie disponible dans le fluide actif en énergie mécanique.

##### 4.2/ Description :

La turbine est constituée :

- Des aubes fixes ou stator.
- Des aubes mobiles ou rotor.
- D'un arbre d'accouplement turbine-compresseur.
- Des paliers supportant l'arbre d'accouplement.

( voir figure II.19)

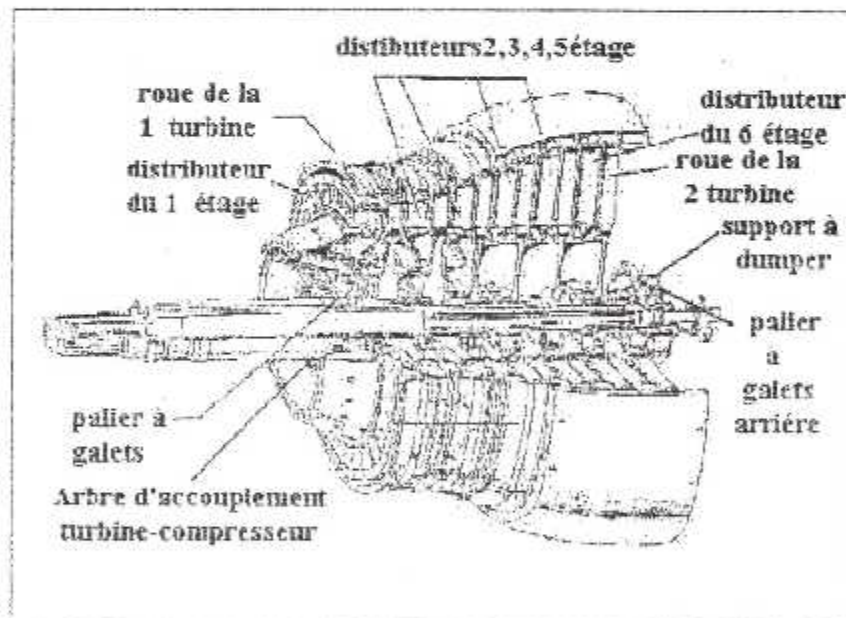


Fig.(II.19) :Schéma descriptif d'un turbine.

Il existe deux types turbines : turbine libres et liées. Cette dernière se trouve relié directement aux étages correspondant du compresseur. Tandis que la turbine libre à des étages indépendants.

En générale les turbines rencontrées sur les turboréacteurs sont de type axiale où centrifuge. La plus répandue est la turbine axiale où l'écoulement est parallèle a l'axe du moteur.



### 4.3/ La turbine axiale :

Un étage de turbine axiale se compose d'une grille d'aubes stator ou distributeur suivi d'une grille d'aubes rotor ou roue (voir figure II.20).

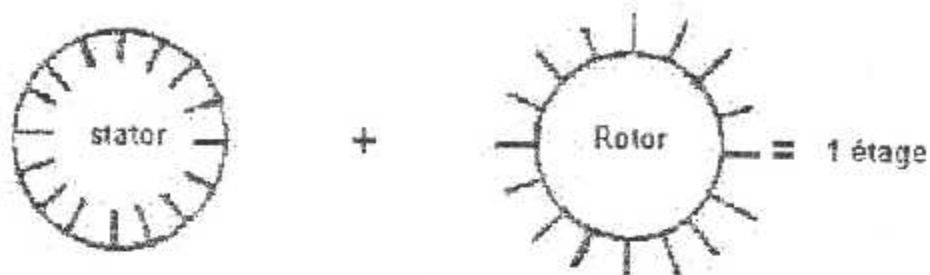


Fig.(II.20) : Un étage turbine .

#### ❖ Le stator(distributeur):

Il est constitué par des aubes fixes montés à l'intérieur d'un carter est formant une série de canaux convergent.

Le distributeur a pour rôle de transformer une partie de l'énergie de pression délivrée par la chambre de combustion en énergie cinétique.

#### ❖ Le rotor (roue) :

Il est constitué d'un disque ou à la périphérie du quel sont montées des aubes. Ce disque est solidaire de l'arbre accouplé au compresseur.

Le rotor transforme l'énergie cinétique acquise en énergie mécanique pour entraîner le compresseur et les accessoires.

### 4.4/Diagramme de vitesses :

Dans un étage turbine, on peut établir le diagramme de vitesse comme il est illustrée sur la figure ( II.21).

Le schéma représente un étage de turbine, mais il est bien évident qu'un moteur peut comporter plusieurs étages. Il faut aussi noter que le calage, le nombre et la longueur peuvent varier d'un étage à un autre.

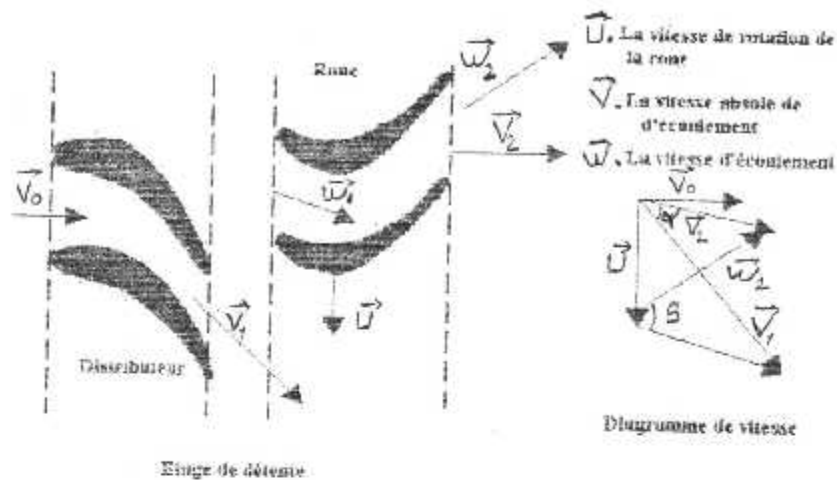


Fig.(II.21) : Le diagramme de vitesse.

**4.5/ Fonctionnement d'un étage turbine (stator+rotor):**

Le fonctionnement d'une turbine présente beaucoup d'analogie à celui d'un compresseur.

**4.5.1/Le stator :**

Les filets d'air sortent de la chambre de combustion et attaquent les aubages stator avec une vitesse  $\vec{V}_1$  parallèle à l'axe longitudinal du moteur avec un angle  $\alpha$  :

(  $\alpha \approx 0$  ) .A l'entrée du distributeur,(voir figure.II.22).

Le régime est subsonique(0.4 jusqu'à 0.7) mais à la sortie le régime devient supersonique (1-1,1-1,2).

Le distributeur dévie l'écoulement d'un angle  $\alpha_2$  de l'ordre  $60^\circ$  et  $70^\circ$

avec une vitesse  $\vec{V}_2$  telle que  $\vec{V}_2 > \vec{V}_1$  .

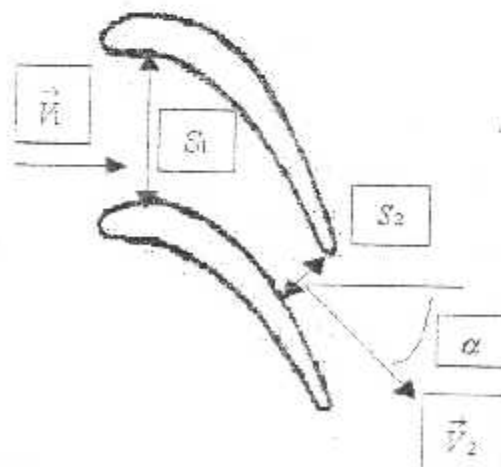


Fig.(II.22) ; Schéma fonctionnel d'un stator.

Par effet de convergence ( $S_2 < S_1$ ) l'accélération de l'écoulement ainsi obtenue s'accompagne d'une diminution de pression et de température.

#### 4.5.2/Le rotor :

Les filets d'air sortent du distributeur avec une vitesse absolue  $\vec{V}_2$  et un angle  $\alpha_2$  pénètrent dans la roue (voir figure II.23) La détente et la déviation de l'écoulement entraînent une distribution inégale des pressions sur l'extrados et l'intrados des aubes mobile telle que la pression sur l'intrados est supérieure à celle d'extrados.

De cet écart, il s'ensuit une force résultante  $R$  dirigé de l'intrados vers l'extrados. Cette force peut se décomposer en deux composantes :

- Une force axiale  $F_x$ .
- Une force tangentielle  $F_t$ .

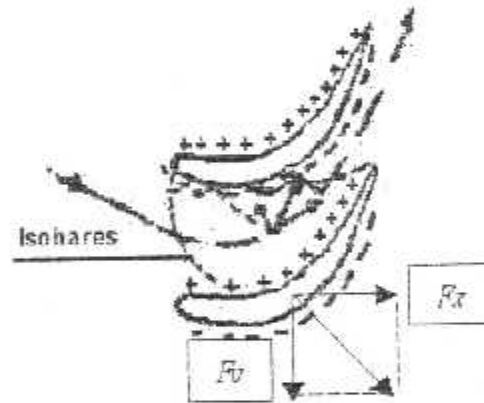


Fig.(II.23) :Schéma fonctionnel d'un rotor.

#### 4.6/ Refroidissement de la turbine :

Le refroidissement de la turbine est obtenu par circulation d'air qui provenant de compresseur.

On distingue deux procédés essentiels :

I/ convection interne.

II / film protecteur.

### I / Par convection interne :

Le refroidissement de la paroi de l'aube est assuré par l'échange thermique entre les gaz chauds extérieurs à la paroi et les gaz frais circulant à l'intérieur de l'aubage est rejetés vers le bord de fuite, notons aussi que ces aubes doivent être nécessairement creuses.

Suivant la réalisation du conduit interne et la réalisation des gaz frais, on distingue plusieurs systèmes :

- ♦ Le chemisage
- ♦ Les canaux
- ♦ Les cavités.

#### A / Le chemisage :

Dans ce type, on a une chemise métallique placée à l'intérieur de l'aube par des picots. Elle crée un espace laminaire entre la paroi et la chemise, c'est au niveau de ce dernier ou l'air de refroidissement sera admis par des trous percés sur le bord d'attaque. Après avoir refroidi les parois, l'air est éjecté sur le bord de fuite.

(voir figure II.24)

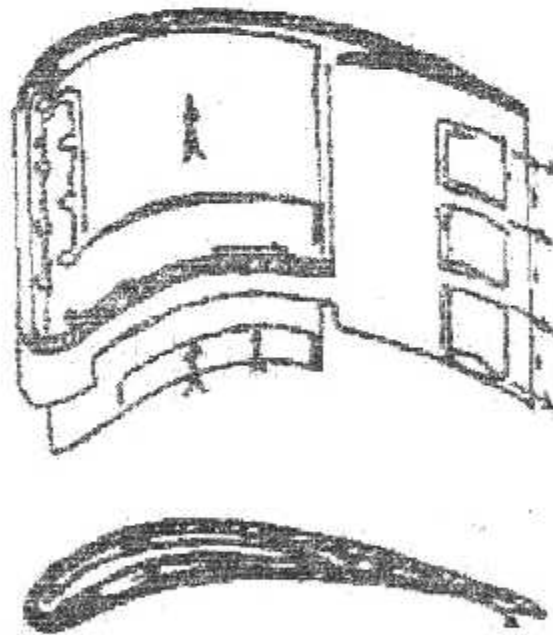


Fig.(II.24) :Ailette refroidie par procédé de chemisage.

#### B / Les cavités :

les conduits de refroidissement sont logés à l'intérieur de l'aube obtenue par procédé de fonderie (fabrication onéreuse).



Cette dernière peut comporter une ou plusieurs cavités. Ce type de refroidissement assure un grand transfert de chaleur entre les gaz frais et les gaz chauds à travers les parois de l'aube. ( voir figure II.25).

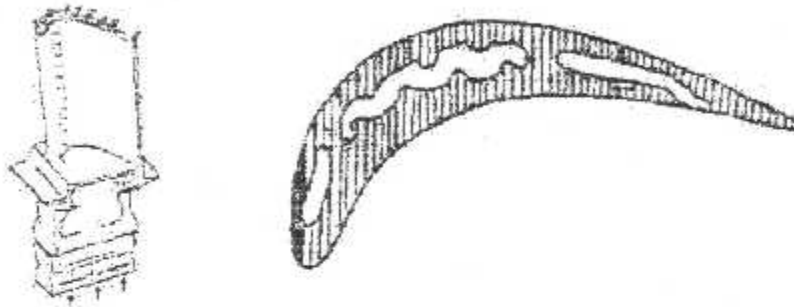


Fig.(II.25) : Ailette refroidie par procédé de cavités.

### C/ Les canaux :

On adopte ce type lorsque les contraintes centrifuges sont très élevées. Les canaux sont des petites cavités (tubes) de forme cylindrique implantées sur toute la hauteur de l'aube, l'air arrivant de la base vers le sommet puis éjecté vers la périphérie de l'aube comme le montre la figure (II.26).

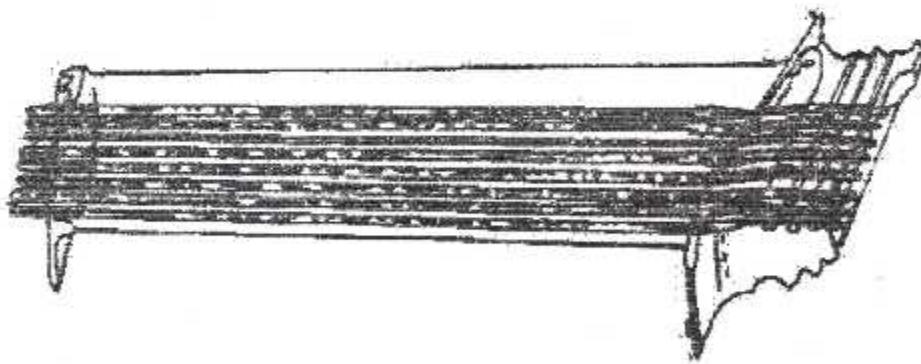


Fig.(II.26) : Ailette refroidie par canaux.

### II / Par film protecteur :

Ce refroidissement se réalise par la création d'un film protecteur entre les gaz chauds et les gaz frais, ce dernier est créé autour de la surface externe de l'aube.

En prélevant l'air sur des petits orifices disposés autour des surfaces les plus sollicitées par les gaz chaud (au bord d'attaque) voir figure(II.27).



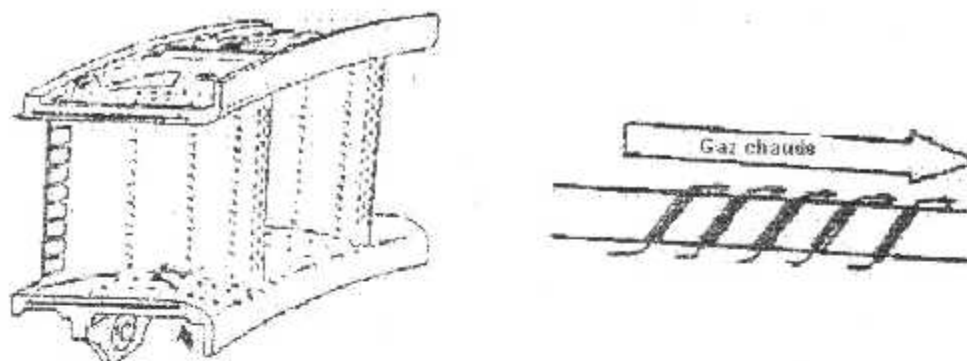


Fig.(II.27) : Refroidissement par film protecteur.

#### 4.7/ Limitations de fonctionnement :

La turbine est un élément qui travaille dans les conditions les plus sévères telles que :

- ♦ Les hautes températures ( $930^{\circ}\text{C}$  a  $1337^{\circ}\text{C}$ ) a la sortie de la chambre de combustion .
- ♦ Les efforts centrifuges importants.
- ♦ Des contraintes thermiques élevées en cas d'une extinction de la chambre de combustion.
- ♦ Atmosphère oxydante :

Il importe donc de choisir judicieusement les matériaux constituant les aubes de distributeur et la roue.

Généralement le disque de la turbine est constitué a partir d'un acier spécial a base de chrome, molybdène et quelques traces de Vanadium.

En ce qu'il concerne les ailettes turbine, elles sont constituées de divers composants telles que :

Composant	Teneur(%)
Carbone	0,07
Magnésium	0,3
Chrome	59,00
Cobalt	16
Titane	0,45
Aluminium	1,45
Brome	0,003
zirconium	0,06

**5 / Le canal d'éjection :**

**5.1/ Rôle :**

Le canal d'éjection est chargé d'assurer l'échappement et l'accélération des gaz, en effet, l'énergie de pression est transformé en énergie cinétique, c'est cet élément qui assure la propulsion de l'engin par effet de réaction.

**5.2/ Description :**

Le canal d'éjection se compose :

- ◆ D'un cône de raccordement qui permet d'accorder la tuyère et la turbine, et de redresser l'écoulement dans la direction axiale.
- ◆ D'une rallonge sous forme d'un canal cylindrique dont la longueur varie suivant la position du réacteur sur l'avion.
- ◆ D'une buse à section fixe. (voir figure II.28)

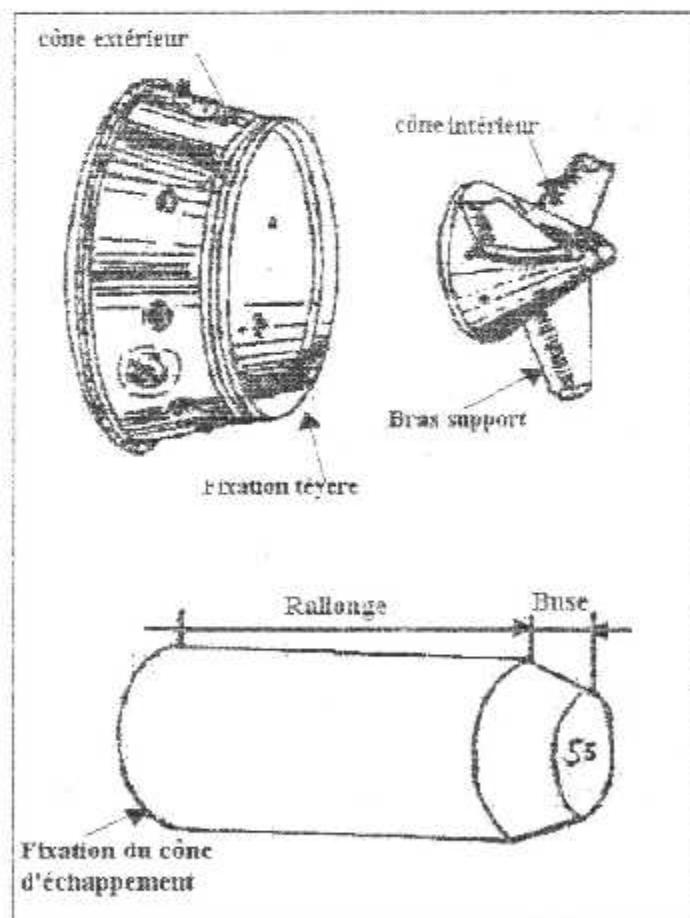


Fig.(II.28) :Schéma descriptif d'un canal d'éjection.

On rencontre les types suivants :

**5.3 / Tuyère convergente- divergente :**

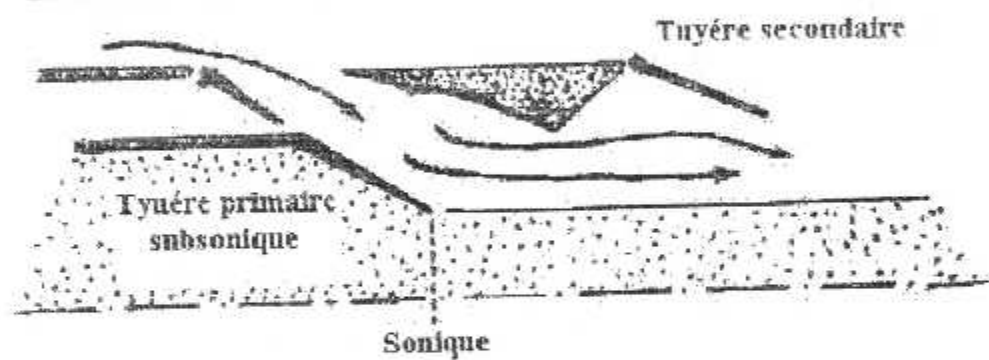
Après la turbine le régime est subsonique, la tuyère est toujours a la forme d'un convergent ,qui permet d'obtenir une vitesse sonique, une détente incomplète donc un éclatement du moteur.

Pour cela :

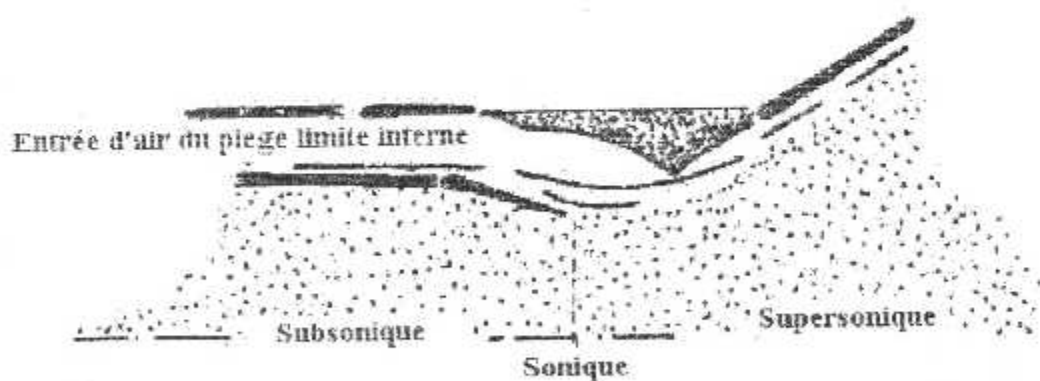
On accole au convergent un canal divergent le col étant sonique, l'écoulement en aval du col est accéléré. C'est que ce réalise la tuyères convergente- divergente qui permet d'obtenir des vitesse d'éjection après le col supersonique.

Suivant la Mach d'utilisation, la tuyère secondaire ( réalisant la forme divergente) prend donc les positions ci-dessous :

❖ Fonctionnement en subsonique et transsonique  $M_0 \leq 1.2$



❖ Fonctionnement en régime supersonique  $M_0 > 1.2$



Ce type de tuyères permet d'avoir une bonne adaptation dans tout le domaine de vol ,mais nécessite une régulation complexe agissant sur la position des tuyères primaire et secondaire.

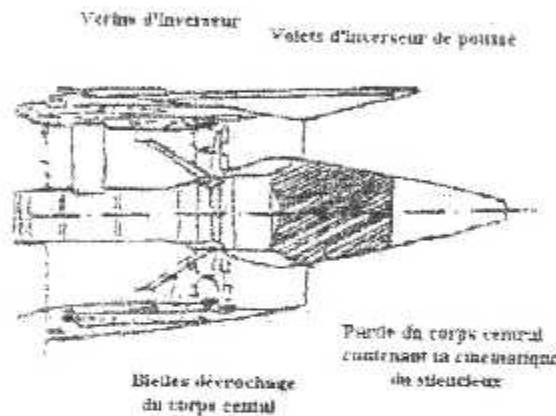
**5.5/ Tuyère a section variable :**

Comme le fonctionnement optimal est obtenu pour une tuyère adaptée (pression au col = pression atmosphérique), il peut être intéressant d'adapter la section de la tuyère à chaque fonctionnement moteur, on aura alors des tuyère a section variable. Où les pressions du fluide employé pour le déplacement de la tuyère sont élevées.

Dans ce type de tuyères en rencontre plusieurs dispositifs :

**a / Tuyère a corps central :**

Ce dispositif permet de modifier la section de sortie par translation du corps central.(voir figure ci-dessous)



L'inconvénient majeur de ce système est le suivant :

lorsque le fluide doit être amené à la périphérie du moteur, il traverse le flux d'air chaud donc les canalisations soumises aux vibrations du canal d'éjection d'où risque d'incendie. A cet effet ce système est rarement utilisé .

**b / Tuyère à striction :**

De l'air sous pression, prélevé au niveau du compresseur chemine dans les tuyauteries épousant la forme de la tuyère et éjecté au col dans un collecteur circulaire concentrique à la buse(voir fig. ci-dessous). En effet ce dispositif présente l'inconvénient de prélever l'air sur le compresseur donc de diminuer les performances du moteur.





**C/ Tuyères à volet (paupières) :**

Deux volet qui pivotent autour d'un axe perpendiculaire a l'axe moteur.  
 Ces dernier sont commandés par des vernis double effet hydraulique.



**5.5/ Fonctionnement :**

La rallonge doit amener les gaz de propulsion a la buse déjection avec un minimum de perte d'énergie ,pour cela le canal est calorifugé .A cet effet, la buse transforme l'énergie de pression en énergie de vitesse.

**5.6/ Le système « post combustion » (P.C) :**

**5.6.1/ Rôle :**

Afin d'augmenter l'énergie calorifique des gaz ,une seconde combustion se réalise après la turbine pour augmenter l'énergie des gaz .l'énergie cinétique de la tuyère accélère les gaz de sortie.

Dans ce type de dispositif la tuyère présente une section de sortie variable pour ajuster l'écoulement a la sortie de la tuyère.

**5.6.2/ Description :**

La chambre de post-combustion se compose :

- ◆ D'un diffuseur dont le rôle est de diminuer la vitesse des gaz pour assurer un temps de séjour suffisant pour permettre la combustion et une bonne stabilité de la flamme .
- ◆ D'un système d'injection de carburant.
- ◆ D'un tube a flamme a parois refroidies.(voir figure II.29)

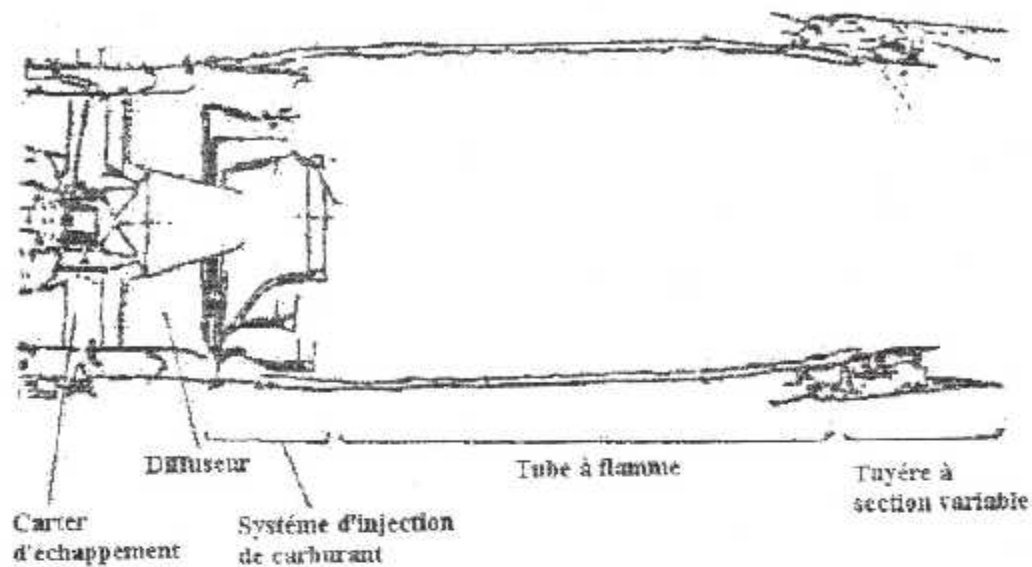


Fig.(II.29):Schéma descriptif poste de combustion.

### 5.6.3/ Description du canal d'éjection d'un moteur avec P.C :

Le canal des moteurs possédant un système de post-combustion se compose de :

- Un carter d'échappement.
- Un système de post-combustion.
- Une tuyère a section variable (obligatoire).

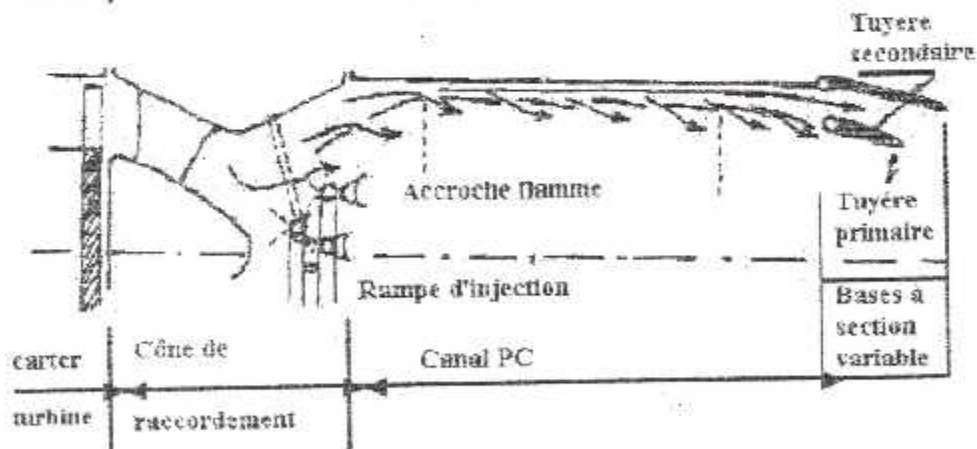


Fig.(II.30) :Schéma descriptif d'une canal d'éjection avec P.C.

#### ➤ Fonctionnement :

L'énergie cinétique récupérée dans la tuyère accélère les gaz de sortie.

Dans ce type de dispositif la tuyère représente une section de sortie variable pour ajuster l'écoulement à la sortie.

Ce dispositif autorise au sol un accroissement de poussée de l'ordre de 40% Pour un mono flux, 80% pour un double flux.

5.7/ Dispositifs spéciaux :

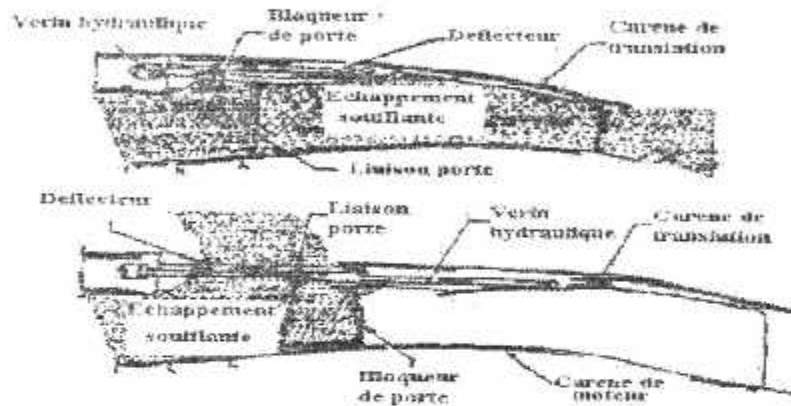
❖ Inverseur de poussée :

5.7.1/ Rôle :

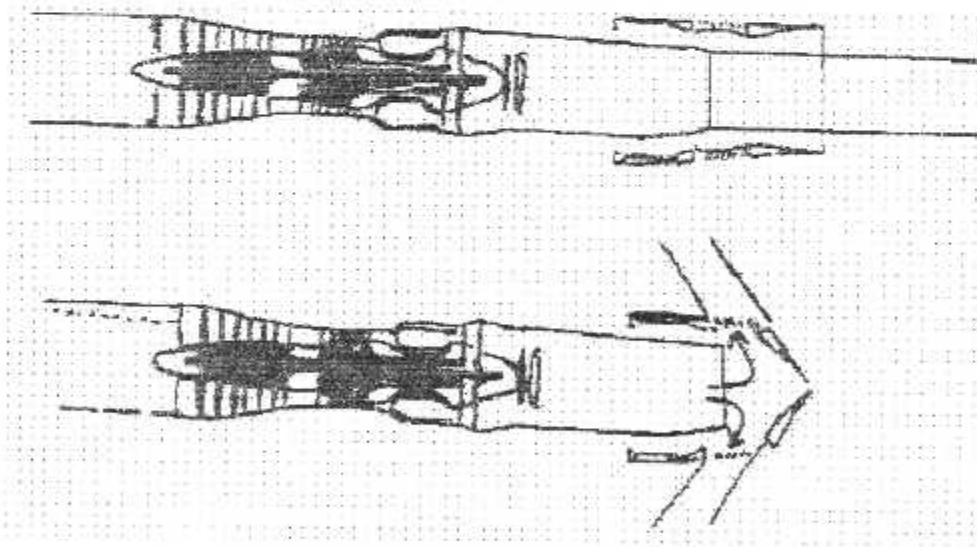
Est un dispositif qui permet l'inversion de flux lors de l'atterrissage pour réduire la distance de freinage.

5.7.2/ Technologie :

a / Inverseur a grille sur flux secondaire (type CVMH56) :



b / Inverseur a obstacle ( type concorde) :



**5.3.3/ Commandes, sécurités, contrôles, limitations :**

La commande d'inversion est couplée a celle de poussée par des dispositifs de sécurité limitant les fausses manœuvres.

- ♦ Passage en poussée inverse lorsque la manette de poussée est sur ralenti.
- ♦ Possibilité d'augmenter la poussée négative que si les coquilles sont bien fermées.
- ♦ Le retour d'inversion en ramenant la manette en position normale, l'augmentation de poussée ne sera permise que si les coquilles sont en position normale (ouvertes).
- ♦ En cas de fonctionnement des inverseurs vers l'inversion, ou vers la normale : réduction automatique de la poussée.
- ♦ Le contrôle est généralement optique, des voyants permettent de connaître la bonne position des coquilles a tout moment du vol.

L'inverseur de poussée ne doit pas être utilisé en dessus d'une certaine vitesse limité fixée par les consignes. Opérationnelles a cause du souffle et d'autres paramètres qui peuvent provoquer un pompage ou une surcharge.

❖ **Atténuateurs de bruit :**

Au décollage le bruit émis par les réacteurs est considérablement, celui-ci est d'autant important que la vitesse d'éjection est élevée, notons que ce n'est pas la seule source de bruit, en effet, chaque fois qu'une aube compresseur pousse devant le bras support de paleur de roulement avant, cela engendre un bruit analogue a une sirène.

Alors que le bruit dû au sillage est combattu par l'installation de panneaux insonorisants, celui causé par la vitesse d'éjection est abaissé en augmentant la surface de contact des gaz chauds (grands vitesse) avec les gaz frais améliorant la dilution.

Notons que cette dernière amélioration s'effectue au détriment de la poussée (perte d'environ 2%) et nécessite des matériaux réfractaire et lourdes. Comme réalisation technologique, nous citons le dispositif marguerite, tuyaux d'orgue et lobes.



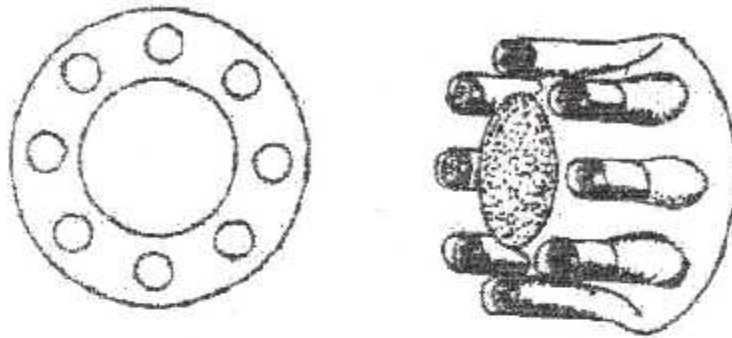


Fig.(II.31):Dispositif tuyaux d'orgue.

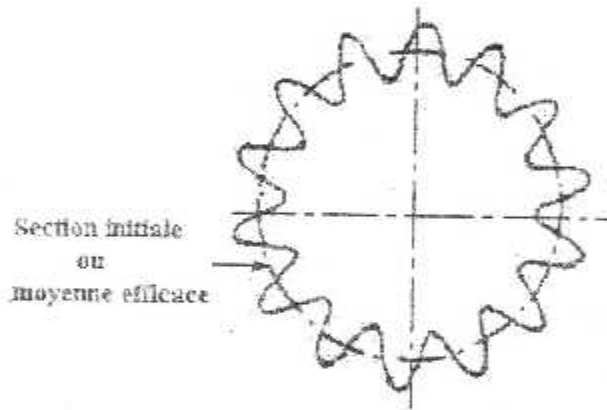


Fig.(II.32):Dispositif marguerite.

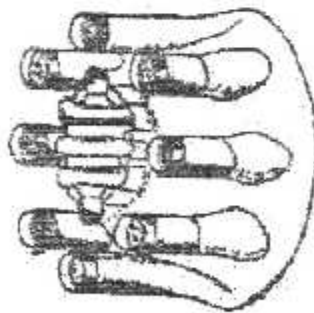


Fig.(II.33):Combinaison, Marguerite, Tuyaux d'orgue.

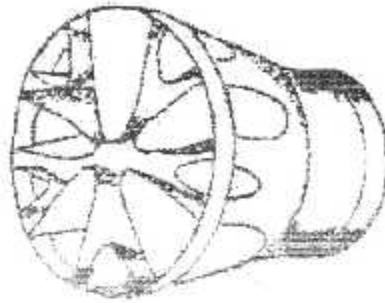


Fig (U.34) :Silencieux a loïtes.

Ces réalisations sont toutes basées sur les même principes, a partir de la section initiale de la tuyère, sans changer la section efficace, augmenter la surfaces de contact entre les gaz chaud et froids.



## 6 / Hélice et Réducteur :

### 6.1/Hélice :

#### 6.1.1/Rôle :

L'hélice d'avion est l'organe qui assure la transformation de l'énergie mécanique, fournie sous forme de couple de rotation en force de traction. Elle est obtenue par un processus aérodynamique ayant une grande similitude avec celui d'une aile d'avion.

#### 6.1.2/Description :

Une hélice se compose généralement :

- D'un axe de l'hélice : l'axe de rotation du moteur.
- D'un axe de pale : une droite de référence invariablement liée au pale.
- D'un moyeu : c'est la partie centrale permettant la fixation sur le moteur.

(voir figure II.35)

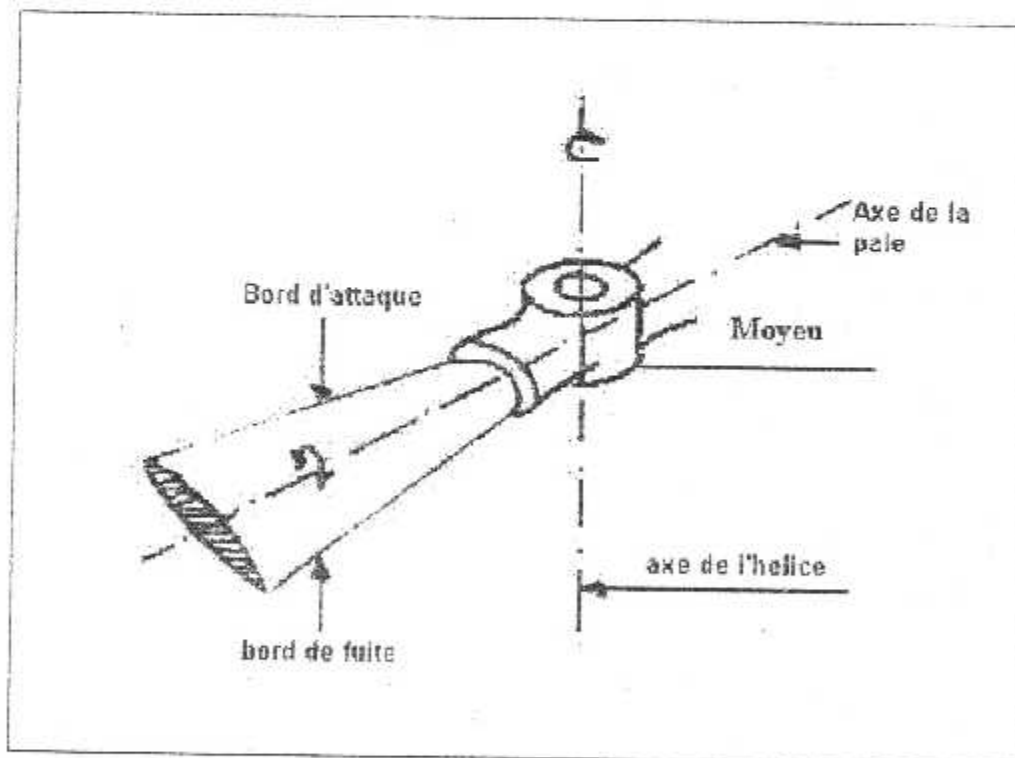


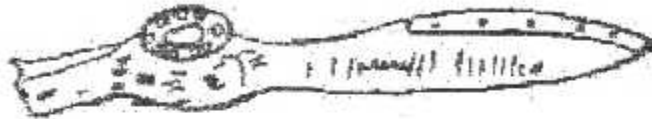
Fig.(II.35):Schéma descriptif d'une hélice.

On distingue plusieurs types d'hélices qui peuvent se classer en :

### 6.1.3 / Hélices à pas fixe :

#### A/ Hélice bois :

Utilisé seulement sur avion léger à faible performances.



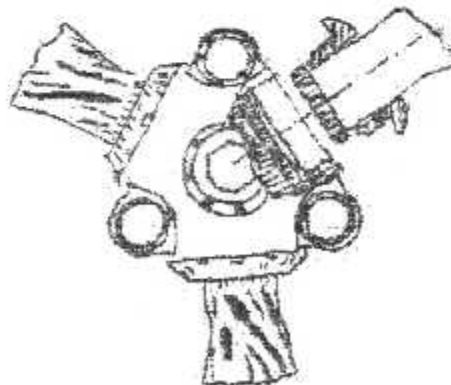
#### B/ Hélice métallique :



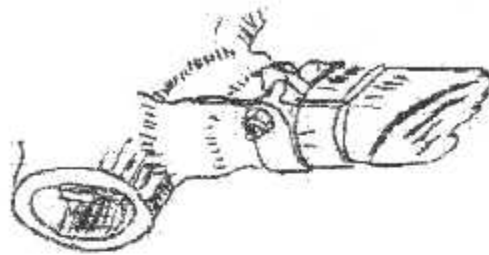
### 6.1.4 / Hélices à pas réglable au sol :

Les pieds de pales possédant une détente fixe permettant un réglage précis L'hélice à pas réglable est fixé par :

#### A/ Ecrou :





**B/ Sangle :**

Les hélices à pas fixe ou à pas réglable au sol sont adaptées à une vitesse de vol horizontal à une seule altitude et à un seul régime de vol, pour les quels le calage des pales assure un régime normal du moteur, à pleine ouverture des gaz et à une puissance nominale. Pour toute autre condition de vol le rendement diminue beaucoup en particulier au décollage et l'atterrissage.

**6.1.5/ Hélice à pas variable en vol :**

L'introduction du réglage du calage des pales en vol, permet une utilisation correcte de l'hélice à toutes les vitesses de vol, surtout pour les avions modernes possédant un grand écart de vitesse au décollage, en vol normal et à l'atterrissage.

**6.2/Réducteur :****6.2.1/Rôle :**

Le réducteur est un composant essentiel du turbopropulseur, il est installé entre les turbines de puissance et l'hélice pour permettre la transmission de puissance tout en réduisant le régime de rotation.

**6.2.2/Description :**

Le réducteur est composé :

- D'un arbre porte-hélice.
- D'un arbre intermédiaires d'accessoires.
- Des pignon intermédiaires.
- D'un pignon primaire lié au générateur.

Voir figure(II.36)

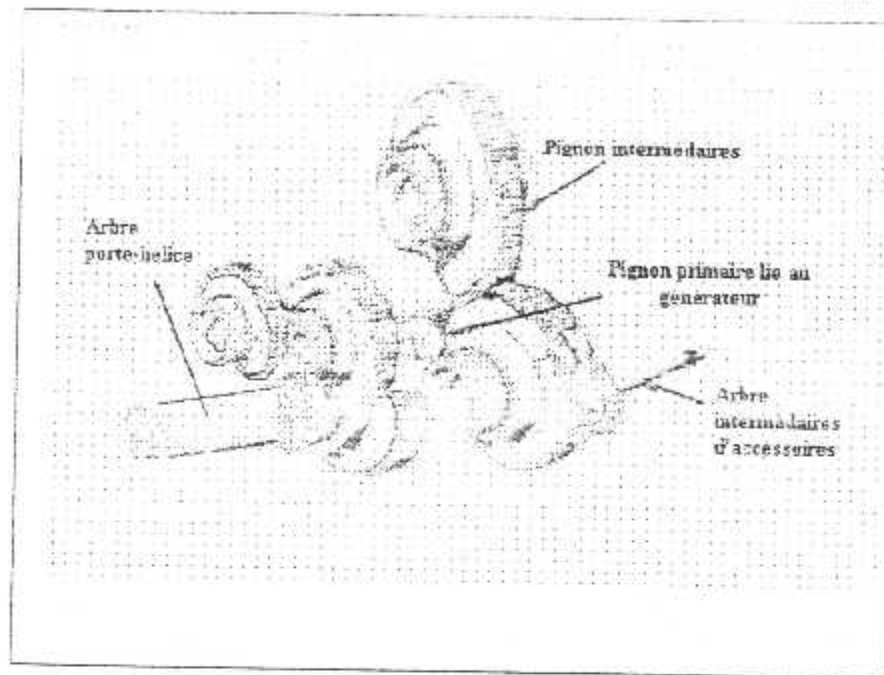


Fig.(IL36): Schéma descriptif d'un réducteur.

On distingue deux types essentiels de réducteur :

### 6.2.3/Réducteur à planétaires :

Ce type de réducteur est le plus utilisé ; le nombre de planétaires dépend de couple à transmettre en générale de trois à quatre. (voir figure IL.37)

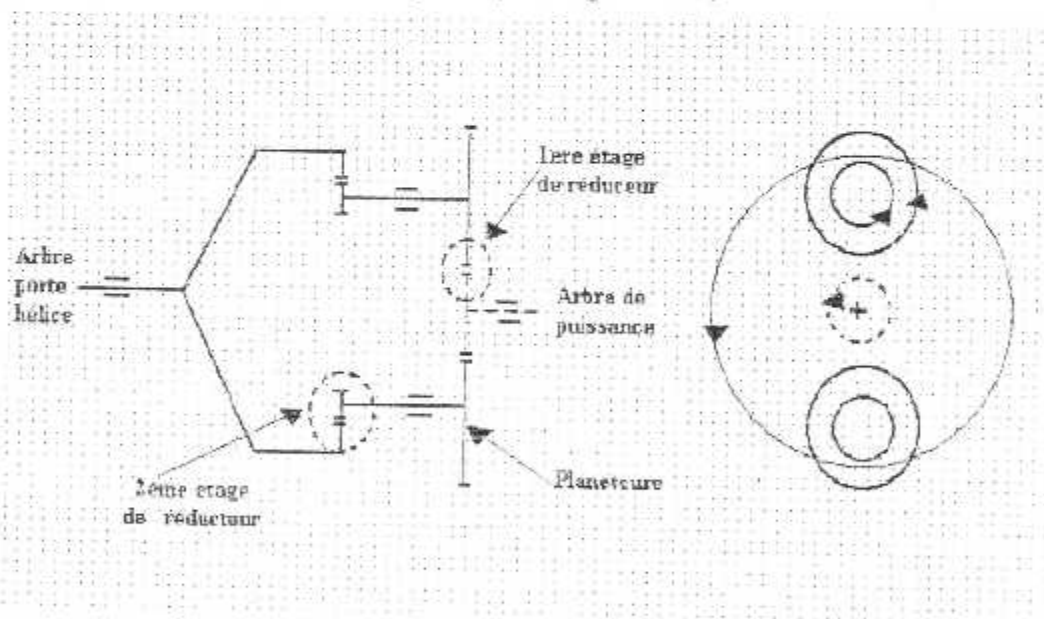


Fig.(IL37): Schéma fonctionnel d'un réducteur à planétaire.

6.2.4/Réducteur épicycloïdal :

Dans ce type, le pignon moteur entraîne les satellites tournant à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter, le mouvement de rotation des axes des satellites est récupéré par une flasque recevant l'arbre porte-hélice (voir figure II38)

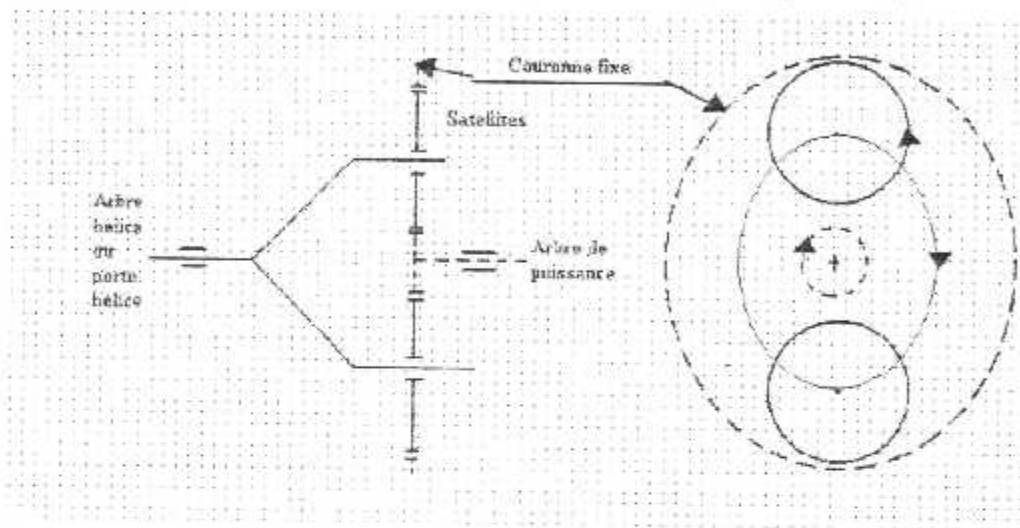


Fig.(II38):Schéma fonctionnel d'un réducteur épicycloïdal.

6.2.5/Rapport de réduction :

Le réducteur est caractérisé par son rapport de réduction défini ainsi :

$$r = \text{rapport de réduction} = N_{\text{sortie}} / N_{\text{entrée}}$$

Quel que soit le type de turbopropulseur, le régime de sortie est toujours celui de l'hélice ( $N_H$ ) alors que l'arbre moteur pour un groupe turbopropulseur (G.TP) liée est l'arbre compresseur turbine soit générateur ( $N_G$ ), tandis que pour un G.TP libre, l'arbre d'entrée est celui des turbines libres ( $N_{TL}$ ), nous avons donc :

- G.TP liée :  $\frac{N_H}{N_G}$  .
- G.TP libre :  $\frac{N_H}{N_{TL}}$  .

*Chapitre III*  
*Technologie des*  
*réacteurs-fusées*



## 1/ Les Fusées :

On dit qu'un mobile est propulsé par une fusée où encore qu'il est autopropulsé, lorsque la force propulsive qui lui est appliquée est obtenue par l'éjection d'une partie de sa propre masse ; à une certaine vitesse relative.

Ce type de propulseur est aujourd'hui utilisé essentiellement sur les lanceurs des satellites et missiles.

Une fusée utilise un mélange chimique essentiellement appelé propergol, le propergol brûle sans utiliser l'oxygène de l'air et produit une grande quantité de gaz chaud utilisé pour la propulsion.

### 1.1/ Description :

Une fusée thermo-chimique comprend essentiellement ; des réservoirs de propergol et une chambre propulsive comportant d'une part, une chambre de combustion qui représente le foyer dans le quel les propergols réagissent pour donner des gaz à haute température. D'autre part, une tuyère de détente dans laquelle les gaz de combustion acquièrent une vitesse relative nécessaire à l'effet propulsif.

Le transfert de Propergol des réservoirs à la chambre de combustion est assurée par un système d'alimentation qui comporte essentiellement des pompes et vannes cependant pour les cas du solide le réservoir et la chambre son unique.

(voir figure III.1)

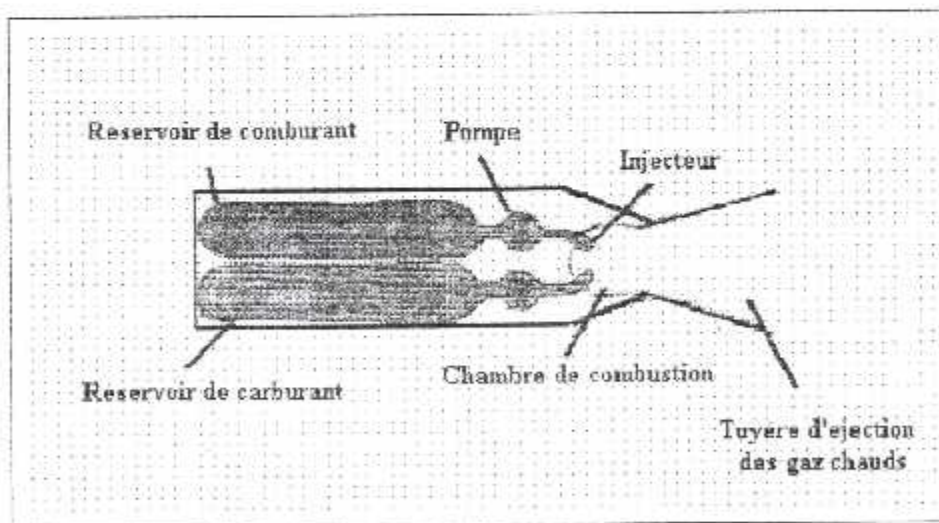


Fig.(III.1):Schéma descriptif d'un réacteur -fusées .

La description précédente présente un seul étage propulsif, puisque il n'y pas d'aspiration d'air extérieur et le carburant nécessaire a la combustion est emporté au bord du véhicule.

L'application du théorème des quantités de mouvement nous permet de déterminer la poussée par :

$$F = \varphi V_e + (P_e - P_a)$$

- ❖  $V_e$  : étant la vitesse d'éjection des gaz.
- ❖  $\varphi$  : est le débit de masse de fluide intéressé.
- ❖  $P_e$  : est la pression extérieure ambiante.

Lorsque  $R = R_e$  la tuyère est dite adaptée la poussée est déterminée par,

$$F = \varphi V_e \text{ ou } (V_e > V_c)$$

- ❖ La vitesse d'éjection des gaz de combustion est directement proportionnelle a la racine carrée de la température dans la chambre de combustion. donc on est tenter de faire appel a des réaction chimique impliquant une température très élevée.

Par suite, le rendement de propulsion est exprimer par :

$$\eta_P = \frac{2V_e V_0}{(V_e^2 + V_0^2)}$$

## 1.2/Technologie des réacteurs- fusées :

### 1.2.1/ Réservoir :

C'est l'élément qui assure le stockage du carburant et du combustible pour le fonctionnement du Réacteur. Les réservoirs sont des cylindres fermés par des fonds de forme généralement ellipsoïdale. Dans la plupart des cas les deux réservoirs de comburant et de combustible sont superposés. Cependant les deux ergols sont logés dans le même réservoir divisé en deux parties par un fond intermédiaire. On cherche évidemment a rendre les réservoirs les plus légers possible, ce qui conduits a utiliser des matériaux a hautes caractéristiques mécanique, présentant en outre une bonne résistance a l'action chimique des ergols et une soudabilité aisée.

Tel que le cas des aciers faiblement alliés, comme le vacsojet 1000 (Acier Chrome - Vanadium) et le maraging (acier au Nickel - Cobalt - Molybdène).

### 1.2.2/ Chambre de combustion :

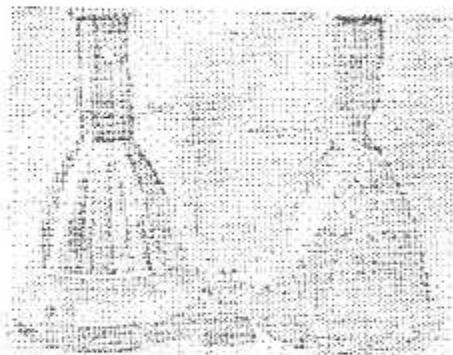
La chambre de combustion doit présenter un volume suffisant pour que les ergols aient le temps de brûler et de s'y vaporiser complètement. Ce pendant on rencontre deux type principaux de chambre de combustion :

#### A/ Chambre a double enveloppe :

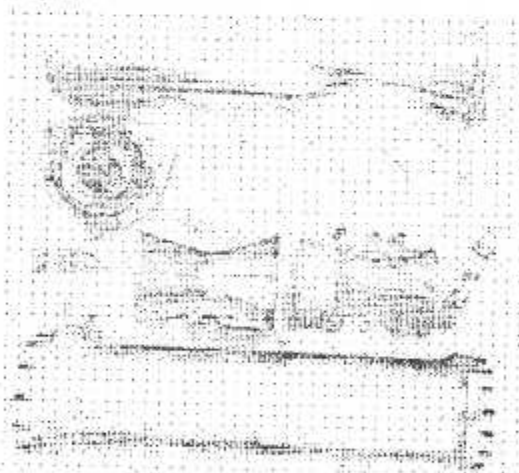
Ce type de chambre est constitué de deux enveloppes concentriques ménageant entre elles un espace annulaire dans lequel circule le refroidisseur.

Dans la chambre a double enveloppes, les efforts de pression sur l'enveloppe interne résultent entre la différence de la pression statique du refroidisseur et celle des gaz dans la chambre, cette différence est d'autant plus grande que l'on se rapproche de la sortie de la tuyère ou la pression des gaz est faible.

Le domaine d'emploi des chambres a double enveloppes est limité aux faibles poussées.



**Fig.(III.2):**  
Chambre propulsive  
à  
double enveloppe.



**Fig.(III.3):**  
Chambre propulsive  
à  
double enveloppe.



**B/ Chambre Tubulaire :**

Les chambres Tubulaires sont constituées de canaux meridiens indépendants assemblés ou un faisceau étanche, le plus souvent les canaux sont des tubes.

La figure ci-dessous représente le schéma d'une chambre à circuit de refroidissement :

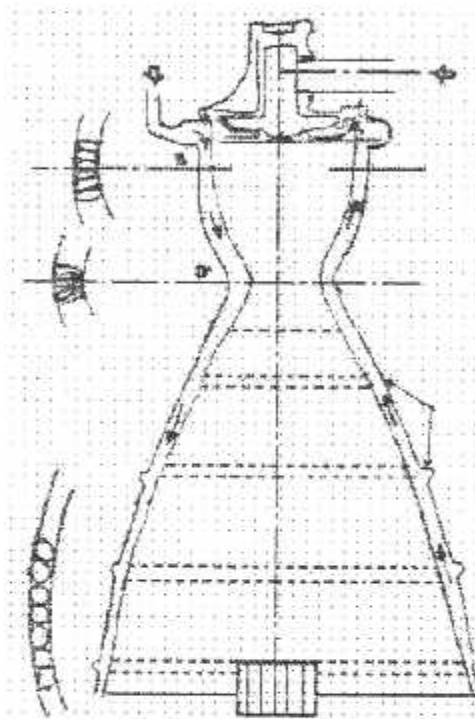


Fig.(III.4):Chambre propulsive tubulaire.

Le fluide refroidisseur qui circule dans les canaux est toujours un des ergols utilisés dans le moteur, sa pression totale dans le circuit de refroidissement est donc supérieure à la pression de combustion de la valeur de la surpression d'injection et de la perte de charge.

Les chambres tubulaires sont bien adaptées aux fortes poussées. C'est la forme la plus utilisée.

**C/Fonctionnement de la chambre de combustion:**

Les différentes phases aboutissent à la combustion du propergol injecté, se traduisent comme suit :

- 1) Pulvérisation ou atomisation des jets au nappes d'ergols et mélange des gouttelettes de combustible et de comburant.



- 2) Vaporisation des gouttelettes d'ergols dans le foyer, ces derniers reçoivent de la chaleur, chaque gouttelette est entourée d'un film de vapeur, de même une partie du flux thermique reçu est absorbé par la vapeur dont il augmente la température.
- 3) Réaction chimique établissant des équilibres ; les vapeurs des ergols diffusent et la combustion proprement dite intervient, dans certains cas une partie de la réaction s'effectue en phase liquide de ces différentes phases, c'est celle de la vaporisation qui nécessite beaucoup plus de temps.

### 1.2.3/L'injecteur :

L'injecteur est chargé d'assurer un mélange des ergols de façon aussi homogène que possible de telle sorte que la combustion se produise par tout au rapport de mélange nominal.

Plusieurs types d'injection sont rencontrés sur les moteurs fusées :

- **Les injecteur a trous :** ( ou orifices cylindriques )

Ce sont les plus utiliser à cause de leur facilité de fabrication on peut distinguer parmi eux :

- 1\* Les injecteurs a jets parallèles
- 2\* Les injecteurs a jets concourants.

#### 1\* **Les injecteurs a jets parallèles:**

Appelés injecteur «tête a douche » ils sont caractérisés par:

- Des jets parallèles a l'axe de la chambre.
- La pulvérisation des jets et le mélange des ergols sont médiocres est les volumes de la chambre soit importants.
- Une bonne tenue thermique ,puisque la combustion ne s'effectue pas au voisinage de la force d'injecteur.

#### 2\* **Les injecteurs a jet courants :**

Sont les plus utilisés car il donnent lieu à des performances supérieures, parmi eux on distingue :

1/**Les injecteur doublets :** qui peuvent être de type :

- Doublets formés de jets d'un même ergol.
- Doublets formés d'un jets de combustible rencontrant un jet d'oxydant.

Ces derniers donnant une bonne pulvérisation et un bon mélange.  
On trouve encore des injecteurs à triplets constitués d'un jet de combustible (ou oxydant).

- Les injecteurs à doublets et triplets formés sont peu employés dans les grosses chambres car ils semblent favoriser les instabilités de combustion à haute fréquence.

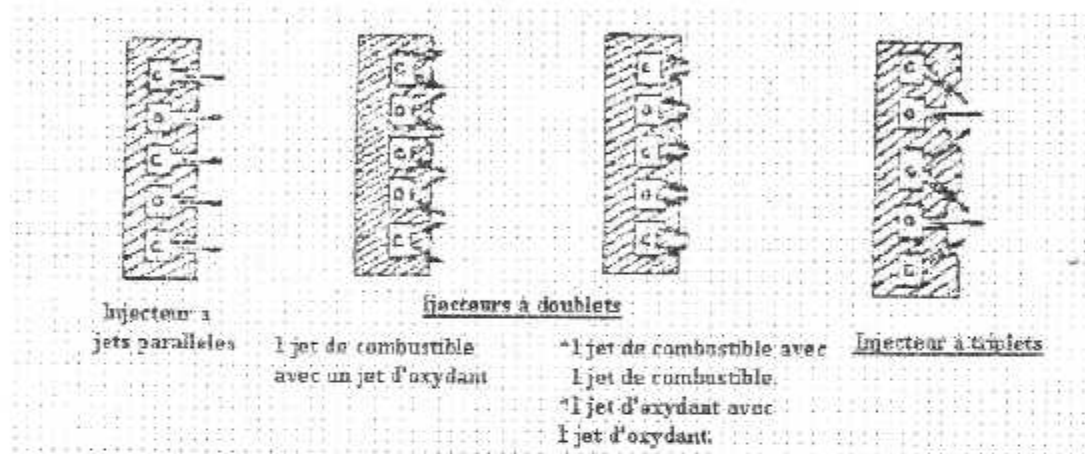


Fig.(III.5): Quelque types d'injecteurs.

#### 1.2.4/ La tuyère :

Comme pour les turboréacteur, une tuyère de forme déterminé n'est adaptée que pour une altitude bien définie, les conditions de fonctionnement du moteur fusée étant données par ailleurs, si l'on veut que la tuyère soit adoptée à différentes altitudes, il faut pouvoir modifier la géométrie de la tuyère.

La tuyère a pour rôle de détendre les gaz de combustion en transformant l'énergie thermique en énergie cinétique en passant par la phase intermédiaire d'énergie de pression.

La tuyère fusée se distingue des tuyères des réacteurs par l'importance du taux de détente du aux pressions élevées de combustion des poudres et des mélanges réactifs, et aussi à la trajectoire éventuelle. A haute altitude, ou la pression externe est très basse, si non nuls (cas des Fusées dans l'espace). Les plus évoluées ayant des formes profilées assurant à la sortie des vitesses d'injection pratiquement parallèles à l'axe de la tuyère. (c'est une condition d'obtention de la poussée maximale)

Dans les fusées à hydrogène et oxygène liquides, le refroidissement de tuyère est parfois assuré en réalisant les parois de celle-ci par un assemblage de tubes, dans lesquels l'hydrogène circule avant d'être injecté dans la chambre de combustion.

Dans d'autres cas, Ces matériaux ablatifs sont utilisés pour assurer la tenue de la région du col. De la tuyère qui est soumise à des flux thermiques intenses.

La tuyère se présente sous une forme Convergente – Divergente avec un col ou la section passe par un minimum.

La partie convergente est généralement assez court, la partie divergente est constituée par un tronc de cône d'angle au sommet compris entre 15 et 20 degrés, d'autant plus long que la pression a la sortie de la tuyère est plus basse, ce qui correspond à un rapport de détente plus élevé.

### 1.2.5/Systèmes d'alimentation des moteurs - fusées :

Deux grandes catégories de Systèmes d'alimentation peuvent être envisagées:

- Les Systèmes d'alimentation par présentation des réservoirs.
- Les Systèmes d'alimentation par pompes.

#### A/ Alimentation par pressurisation :

De nombreux systèmes de pressurisation ont été réalisés, nous ne nous intéresserons ici qu'à ceux qui ressemblent entre eux et nous les classerons en deux catégories :

- Suivant le gaz de pressurisation qui est stocké à l'état gazeux.
- Gaz est généré par réaction chimique à partir des solides ou des liquides.

#### B/ Alimentation par pompes :

Parmi les nombreux types de pompes existant, la pompe centrifuge est en général, la mieux adaptée au pompage des ergols dans les moteurs- fusées. elle est simple, efficace, son poids et ses dimensions sont relativement faibles. Le plus souvent, elles peuvent être obtenues séparément au lieu de constituer une et possède une grande souplesse de fonctionnement à des vitesses variant de 30 000 à plus de 60 000 tr/min.

### 1.3/ Différents types des réacteurs – fusées:

Il existe principalement deux types de fusées, les fusées à propergol liquide et les fusées à propergol solide (propulseur à poudre).

Les premières sont essentiellement destinées aux engins de petit tailles et aux accélérateurs de véhicule spatiaux alors que les secondes sont utilisées sur des engins plus imposants.

### 1.3.1/ Les fusées à propergol liquide :

Dans ce type de moteur, les ergols sont un mélange carburant d'une part, et de combustible d'autre part, ils sont introduit sous pression dans une chambre de combustion où ils donnent lieu à une réaction chimique fortement exothermique.

La structure d'un étage de propulsion à liquide se compose essentiellement d'un réservoir et d'un injecteur, aux quels il convient d'ajouter quelques organes électriques, hydrauliques et pneumatiques, dont le nombre est variable ; qui ont pour objet d'assurer la mise en œuvre du propulseur.

Les carburants les plus utilisés actuellement sont : l'oxygène liquide, l'acide nitrique et le peroxyde d'azote (N<sub>2</sub>O<sub>2</sub>).

Ainsi que les carburants, ils comprennent l'hydrazine liquide, le kérosène et l'UDMH (Dimethyl hydrazine dissymétrique).

En réalité, on caractérise plutôt une combinaison propergolique par son impulsion spécifique qui est le rapport de la poussée à la consommation spécifique d'une fusée utilisant le mélange considéré. Elle s'exprime en seconde.

Les principales combinaisons de propergols liquide sont classées dans le tableaux ci-dessous par ordre d'impulsions spécifiques croissantes :

Propergols liquide	Impulsion spécifique
N <sub>2</sub> O <sub>2</sub> - UDMH	285 S
Oxygène liquide - kérosène	300 S
O <sub>2</sub> liquide - H <sub>2</sub> liquide	410 S

#### A/ Fonctionnement de la fusée à propergol liquide:

Ce type de moteur utilisé non pas un propergol simple mais un carburant et un comburant distincts et stockés indépendamment dans deux réservoirs. (voir figure III 6)

Le comburant peut par exemple être de l'oxygène liquide et le carburant de l'hydrogène liquide. Le comburants et le combustibles sont aspirés par des pompes à haute pression qui sont injectés dans une chambre de combustion où ils sont brûlés et



ils produisent ainsi une grande quantité des gaz chauds éjectés par la tuyère.

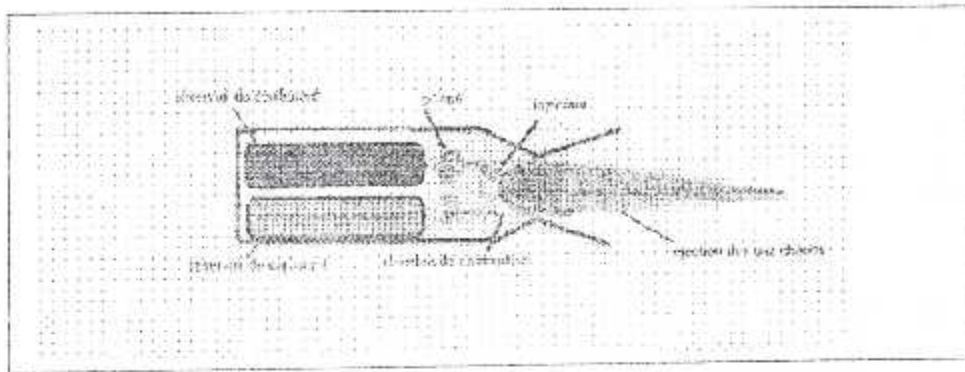


Fig.(II.6) : Fonctionnement d'une fusée à propergol liquide.

### 1.3.2/ Les fusées à propergols solides :

Dans ce type de moteurs, l'énergie propulsive provient de la combustion d'un bloc de poudre qui englobe le carburant et le combustible.

On distingue deux classes de propergols solides: Les propergols à double composés base et les propergols.

- Les premiers se caractérisent par le fait qu'il constitue une phase solide unique. Ils sont généralement composés de nitrocellulose et de nitroglycérine dans le rapport variant de 70/30 à 50/50, auxquels on ajoute de faibles quantités de stabilisants, leurs emploi est spécifique à des blocs de faible poussée .
- Les propergols composés , qui sont au contraire utilisés pour les fusée puissantes, incorporent le carburant et le combustible sous forme de deux phases distinctes . le carburant est généralement un perchlorate alcalin ( d'ammonium ou de potassium ) et le combustible un polyuréthane , auquel on associe souvent de l'Al en poudre et des adjuvants pour faciliter la coulée et la stabilité de la combustion (voir figure III.7)

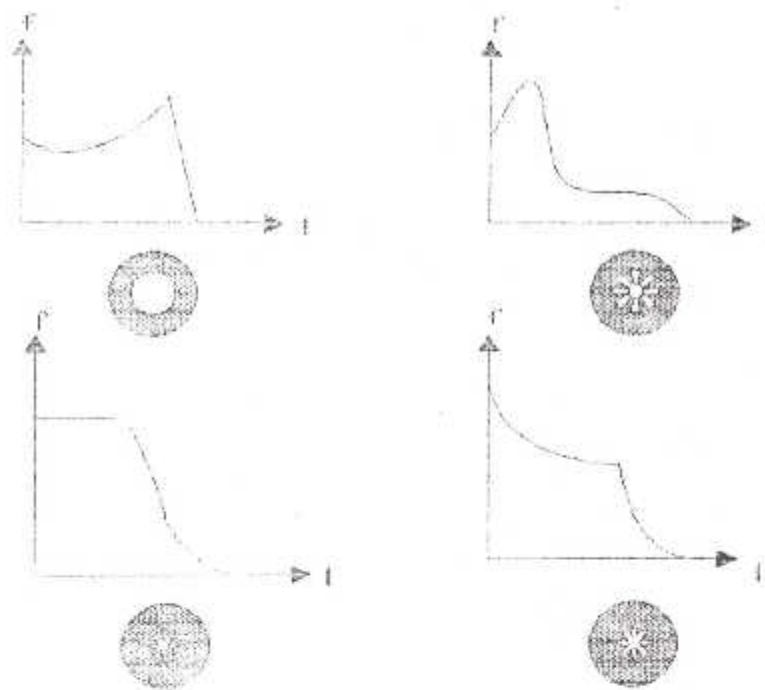


Fig. (III.7): Courbe poussée/temps correspondant à différents sections du cylindre de poudre.

Le premier domaine d'utilisation était le domaine militaire en ce qui concerne les structures métalliques, la réalisation de corps de propulseur fait appel aux mêmes technologies que celle des réservoirs d'ergol pour fusées à liquide.

#### Al Fonctionnement de la fusée à propergol solide:

La fusée se présente comme un conteneur creux contenant une certaine quantité de propergol sous forme pulvérulente (poudre) assimilable à un explosif. Ce propergol est brûlé dans une tuyère, une grande quantité de gaz chauds qui sont éjectés avec force vers l'arrière de la fusée entraînant sa propulsion vers l'avant. (voir figure III.8)

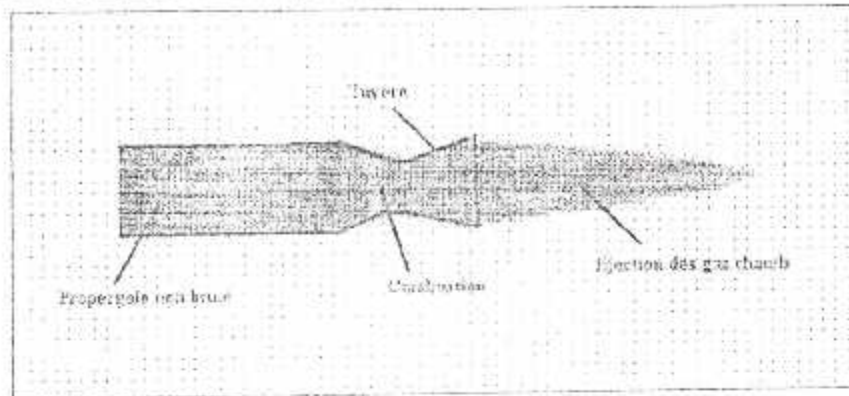


Fig.(III.9) : Fonctionnement d'un réacteur fusée à propergol solide.

La proximité d'un combustible et d'un carburant présente de très grands risques d'explosion. L'accident le plus fréquent sur ce type de moteur est la rupture des réservoirs entraînant rapidement une explosion.

En général, les réservoirs sont simplifiés quelque heures avant le lancement de manière à limiter les risques.

Les fumeroles que l'on peut observer à cette occasion sont dues aux très basses températures des ergols ( $-253^{\circ}\text{C}$  pour l'hydrogène liquide et  $-183^{\circ}\text{C}$  pour l'oxygène liquide).

Les performances des propulseurs à propergol liquides sont très bonnes mais demandent de très lourdes infrastructures compatibles avec la gamme des températures atteintes.

#### 1.4/ Refroidissement:

Les éléments des moteurs-fusées, soumis aux échanges thermiques doivent être maintenus à une température compatible avec leurs tenue mécanique. Il est donc nécessaire de les refroidir. Divers procédés sont employés, certains très liés au type de moteur.

##### 1.4.1/ Refroidissement par circulation de propergol:

Ce procédé très utilisé dans les chambres de combustion des moteurs à propergols liquide consiste à faire circuler l'un des ergols le long de la surface externe de l'enveloppe interne de la chambre, cette circulation peut s'effectuer dans un canal annulaire entre deux enveloppes concentriques ou dans des tubes placés les uns à côté des autres et braqués ensemble pour assurer l'étanchéité aux gaz de combustion. Le fluide refroidisseur s'écoule en général suivant des meridiennes, dans le cas des enveloppes concentriques on peut lui imposer une circulation hélicoïdale pour

augmenter les vitesses locales en plaçant dans l'espace annulaire des guides disposés en hélice.

#### 1.4.2/ Refroidissement par puits de chaleur:

Quand on ne dispose pas d'un corps renouvelable, donc il est capable de pomper la chaleur, on utilise la capacité calorifique des corps constituent les parties chaudes. la température des matériaux évolue au cours du fonctionnement peut atteindre des valeurs très élevées.

- Ce procédé est très utilisé dans les tuyères et les parties chaudes des propulseurs à poudre.

#### 1.4.3/ Refroidissement par film et par transpiration:

Ces deux modes de refroidissement consistent à réduire les échanges de chaleur entre les gaz de combustion et les parois en interposant un film fluide de combustible ou l'oxydant formant une couche limite relativement froide.

Lorsque l'ergol est injecté liquide il se vaporise puis participe à la combustion avec un rapport de mélange local très éloigné du rapport stoechiométrique auquel correspond une température de combustion relativement basse, dans le refroidissement par transpiration. Le fluide est admis uniformément sur la surface interne de la chambre.

Ces modes de refroidissement sont quelque fois utilisés seuls mais ils sont associés le plus souvent au refroidissement par circulation.

Ces procédés est utilisé dans les tuyère de fusées à poudre avec du graphite ou du tungstène d'argent ou d'étain.

#### 1.4.4/ Refroidissement par rayonnements:

Dans ce mode de refroidissement, la paroi de la chambre rayonne vers l'extérieur une puissance égale à celle qui lui est transmise à l'intérieur par convection et rayonnement par les gaz de combustion.

Ce mode est surtout utilisé pour les extrémités de divergent de la tuyère, est aussi pour les chambre complètes d'étages supérieurs d'engins spatiaux fonctionnant à faible pression de combustion.



*Chapitre IV*  
*Classification*  
*des propulseurs*

I/Introduction :

Le groupe moto-propulseur (moteur à hélice) se révèle inapte à propulser des engins à des vitesses supérieures à 800 Km/h environ.

Les demandes sans cesse croissantes d'élévation de vitesse, ont amené les ingénieurs à utiliser un nouveau mode de propulsion.

Les techniciens se sont orientés vers un principe déjà très ancien : la réaction, donc les propulseurs fonctionnant selon deux principes sont généralement appelés « moteurs à action » et « moteurs à réaction » : qui sont utilisés pour assurer la force de poussée d'un avion en vol.

A/ Les moteurs à action :

La production de la force de propulsion est réalisée par un organe intermédiaire hélice, en fournissant de l'énergie mécanique égale la puissance du moteur. Sont rassemblés dans cette catégorie, les turbopropulseurs et les moteurs à piston (motopropulseur).

B/ Les moteurs à réaction :

Ce sont des propulseurs délivrant directement une force ou fournissant de l'énergie mécanique égale la poussée du moteur. Sont rassemblés dans cette catégorie tous les turbo-réacteurs, les statoréacteurs, les pulso-réacteurs et les moteurs-fusées.

- C'est deux types de propulseurs utilisant un gaz embarqué sous forme de combustible et de carburant solide ou liquide, on distingue parmi ceux-ci :

- Les réacteur fusées.

Et les propulseurs utilisant l'air ambiant, on distingue parmi ceux-ci :

- Les motopropulseurs.
- Les turbopropulseurs.
- Les turbo-réacteurs.
- Les statoréacteurs.
- Les pulso-réacteurs.

Parmi les différents types des propulseurs on a :

2/ Les propulseurs à action :I/Le turbopropulseurs :

Un turbopropulseur est généralement constitué (voir figure IV.1) :

- D'une entrée d'air.
- D'une hélice.
- D'un réducteur.
- D'un compresseur.
- D'une chambre de combustion.
- D'une turbine.
- D'une tuyère.

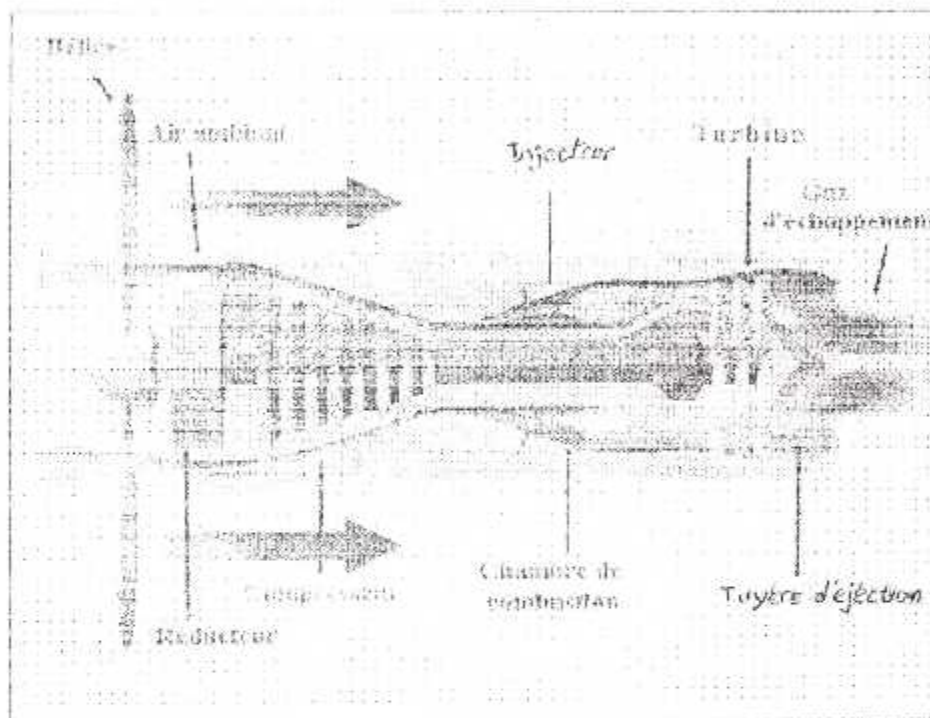


Fig. (IV.1) : Schéma descriptif et fonctionnel d'un turbopropulseur.

• Fonctionnement :

Le générateur de gaz est associé à des turbines dont le rôle est de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique, généralement l'hélice est entraînée par l'axe commun entre la turbine et le compresseur.

L'air de la sortie de la chambre de combustion se détend presque complètement dans la turbine qui fournit l'énergie à l'hélice.

C'est au niveau de cette dernière où le travail mécanique se traduit en énergie propulsive. Le couple développé par les turbines étant relativement faible, pour cela un réducteur est utilisé pour accroître le couple hélice et réduire son régime de rotation.

Suivant le mode d'accouplement entre les turbines générateur et les turbines de puissance, on distingue trois grandes types de turbopropulseurs :

- Les turbopropulseurs à turbines liées.
- Les turbopropulseurs à turbines libres.
- Les turbopropulseurs mixte.

#### A/ Les turbopropulseurs à turbines liées :

Dans ce type de moteur, la ou les turbines de travail liées à l'hélice sont solidaires de l'ensemble turbine-compresseur du générateur à gaz. Le régime de fonctionnement du générateur est donc lié à la vitesse de rotation de l'hélice. (voir figure IV.2 )

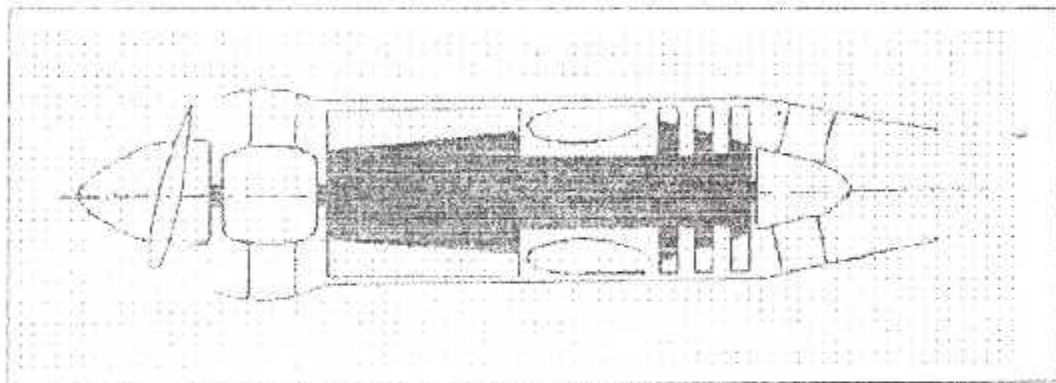


Fig.(IV. 2): Turbopropulseur à turbines liées.

#### B/ Les turbopropulseurs à turbines libres :

La ou les turbines de travail liées à l'hélice sont indépendantes du générateur à gaz. Dans ces conditions, le générateur fonctionne comme un turbo-réacteur indépendant ; son fonctionnement n'est pas influencé par la vitesse de rotation de l'hélice.

Sur ce type on a un turbopropulseur simple corps à turbine libre et un turbopropulseur double corps à turbine libre. (voir figure IV. 3,4 )

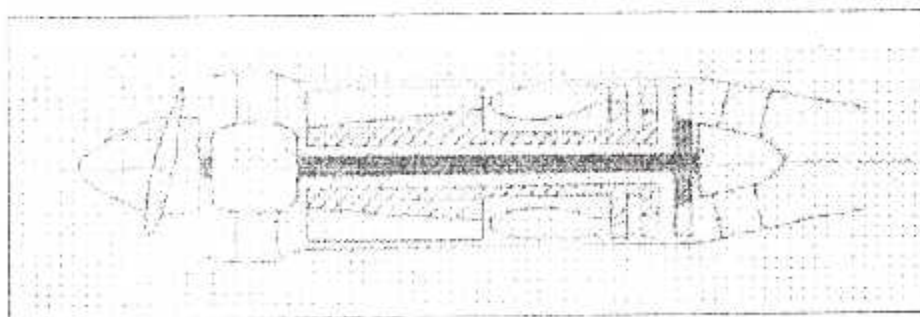


Fig.(IV.3): Turbopropulseur simple corps à turbine libre.



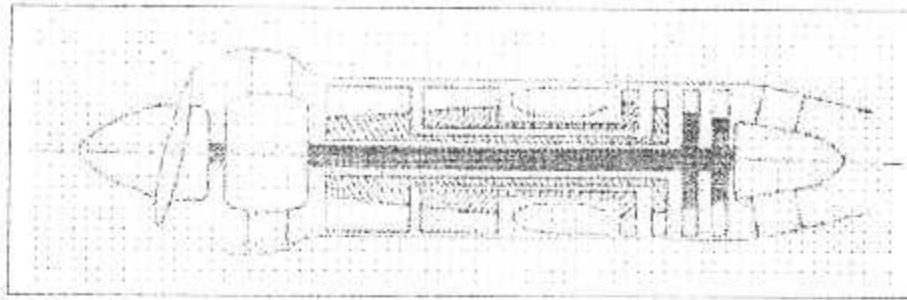


Fig.(IV.4): Turbo-propulseur double corps à turbine libre.

### C/ Les turbo-propulseurs mixtes :

Ceux-ci diffèrent des précédents par l'adjonction sur l'arbre d'entraînement de l'hélice d'un premier compresseur alimentant le compresseur du turbomoteur à gaz. Le turbomoteur fonctionne toujours comme un moteur indépendant mais les conditions à l'entrée du compresseur ne sont plus les conditions ambiantes comme dans le cas précédent. Ces conditions dépendent de la vitesse de rotation de l'hélice et des conditions

à l'entrée du premier compresseur (voir figure IV.5)

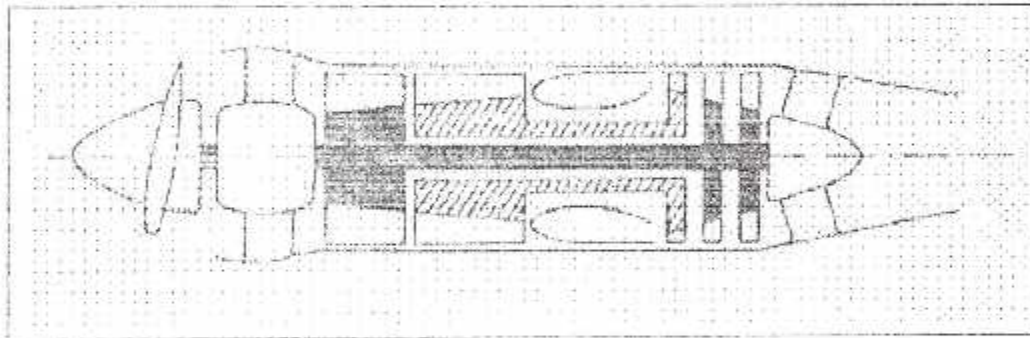


Fig.(IV.5): Turbo-propulseur mixte.

### III/ Les motopropulseurs :

Un motopropulseur est généralement constitué(voir figure IV.6) :

- D'une entrée d'air.
- D'une hélice.
- D'un réducteur.
- D'un compresseur .
- D'une chambre de combustion.(piston+cylindre)
- D'une turbine.
- D'une tuyère.

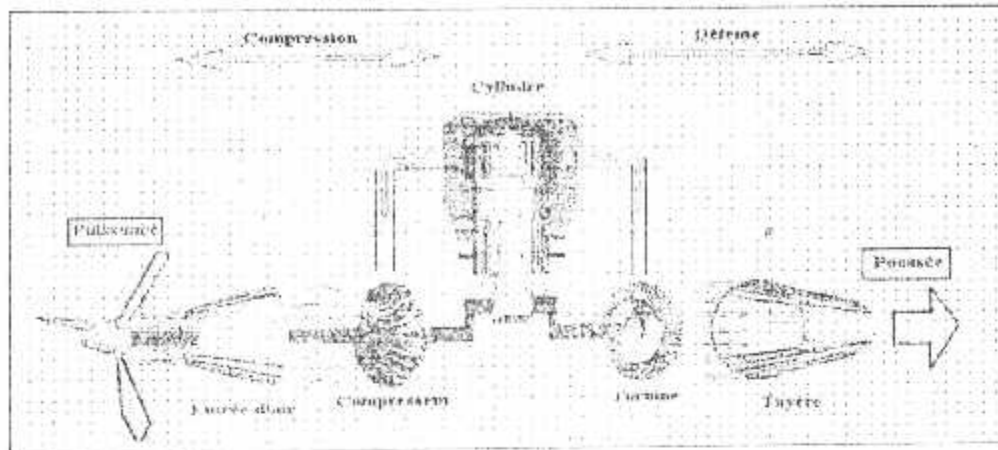


Fig.(IV.6) :Schéma descriptif et fonctionnel d'un motopropulseur.

• Fonctionnement :

Ces moteurs sont construits sur le même principe que ceux des automobiles, étant, sans exception, refroidis à l'air. Ils sont de types « inversé », avec les cylindres en ligne, suspendus, tête ou bas, sous leur carter. Cette solution plaçait l'axe de l'hélice en haut du leur capot-moteur, et permettait, tout en conservant la garde au sol nécessaire, d'abaisser le fuselage, rendant l'accès de la cabine plus facile aux passagers.

3/ Les propulseurs à réaction :

1/ Le statoréacteur :

Un statoréacteur comprend (voir figure IV.7) :

- Une entrée d'air.
- Des accroches flamantes.
- Une rampe d'injection.
- Une chambre de combustion.
- Une tuyère.

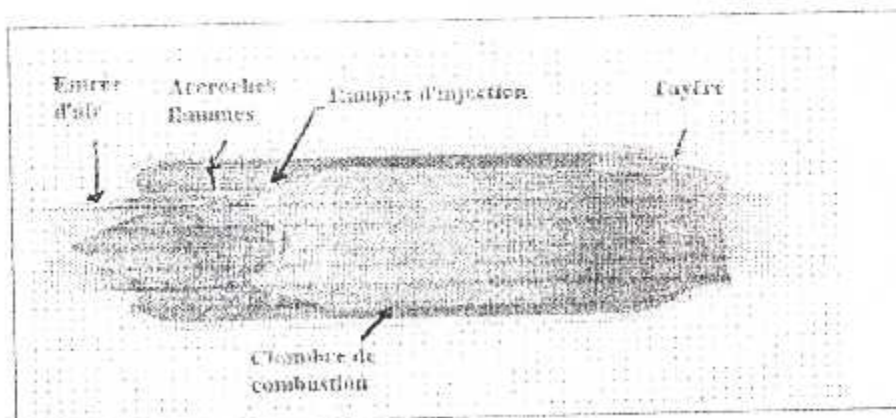


Fig.(IV.7):Schéma descriptif et fonctionnel d'un statoréacteur.

- Fonctionnement :

L'air entrant dans le divergent d'entrée perd sa vitesse ; corrélativement sa pression augmente. Ceci permet de brûler du carburant. Le gaz (air / gaz de combustion) s'échauffe, son énergie s'est accrue. Comme le volume offert au gaz augmente proportionnellement à la température, il n'y a pas d'augmentation de pression. Les gaz chauds comprimés s'échappent donc continuellement vers l'arrière et fournissent la force de réaction vers l'avant qui est recherchée. L'air est détendu dans une tuyère, ce qui permet d'obtenir des vitesses d'éjection beaucoup plus fortes et d'atteindre ainsi des vitesses de vol plus élevées.

## II/Le pulsoréacteur :

Un pulsoréacteur comprend (voir figure IV.8)

- Une entrée d'air.
- Des volets mobiles.
- Un accroche à flamme.
- Une rampe de d'injection.
- Une chambre de combustion
- Une tuyère.

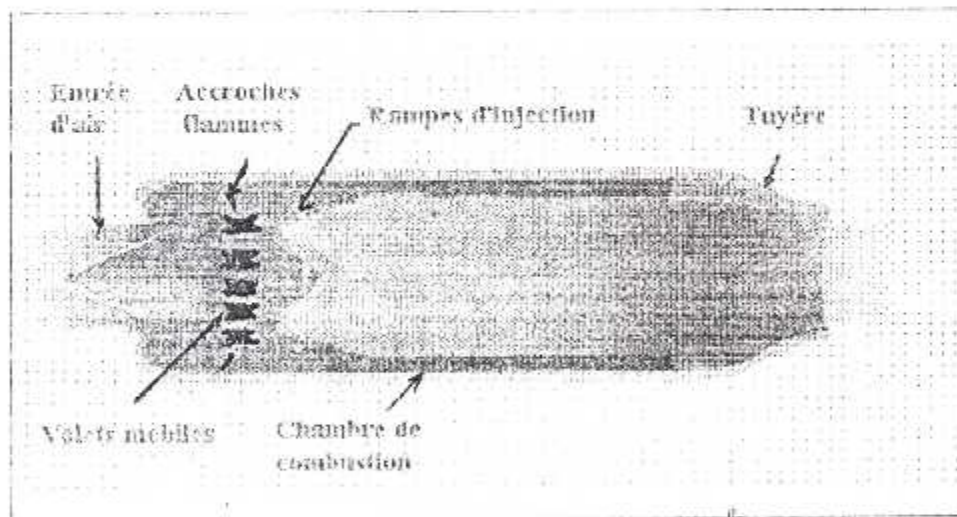


Fig.(IV.8):Schéma descriptif et fonctionnel d'un pulsoréacteur.

- Fonctionnement :

Est de principe différent. Il est autonome, contrairement au statoréacteur. Il utilise une succession de combustion intermittentes. Des clapets à ressort laissent entrer l'air. Lorsque la combustion air-carburant se produit, l'accroissement de pression force ces clapets à se fermer. Les gaz chauds



comprimés s'échappent vers l'arrière. La dépression consécutive permet au clapets de se ré-ouvrir, et le cycle recommence.

### III/ Les fusées :

Une fusée est constituée (voir figure IV.9) :

- D'un réservoir (carburant/comburant).
- D'une chambre de combustion.
- D'une tuyère.

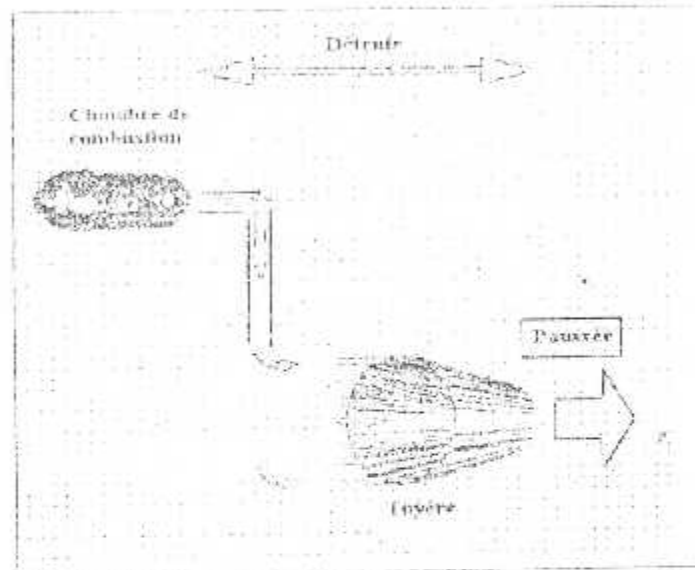


fig. (IV.9) : Schéma descriptif et fonctionnel d'une fusée.

#### • Fonctionnement :

Après avoir le stockage de carburant et de comburant, le mélange sera brûlé après sa pulvérisation ou établie une réaction chimique, cette dernière sera éjectée par la tuyère qui va donner à la fusée l'énergie de réaction chimique passant par la phase intermédiaire d'énergie de pression. Il existe principalement trois types des fusées :

- A/ Les fusées à propergol liquide.
- B/ Les fusées à propergol solide.
- C/ Les fusées à propergol mixte.

#### A/ Les fusées à propergol liquide :

Ce type de moteur utilise un propergol simple mais un carburant et un comburant distincts et stockés indépendamment dans deux réservoirs. (voir figure IV.10)



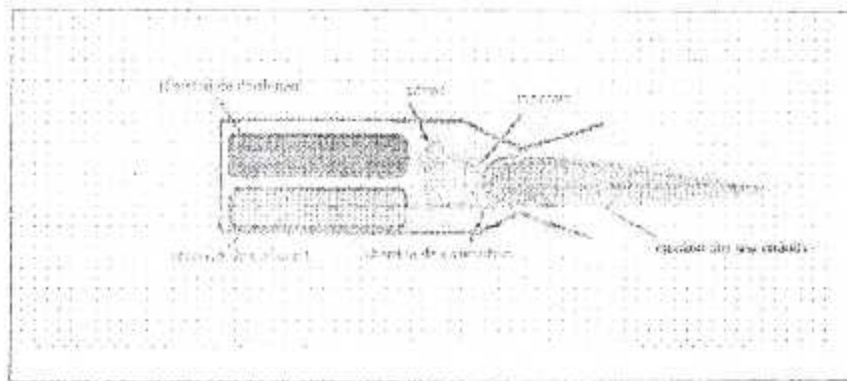


Fig.(IV.10) : Fonctionnement d'une fusée à propergol liquide.

### B/ Les fusées à propergol solide :

La fusée se présente comme un conteneur creux contenant une certaine quantité de propergol sous forme ou pulvérulente (poudre) assimilable à un explosif.  
(voir figure IV.11 )

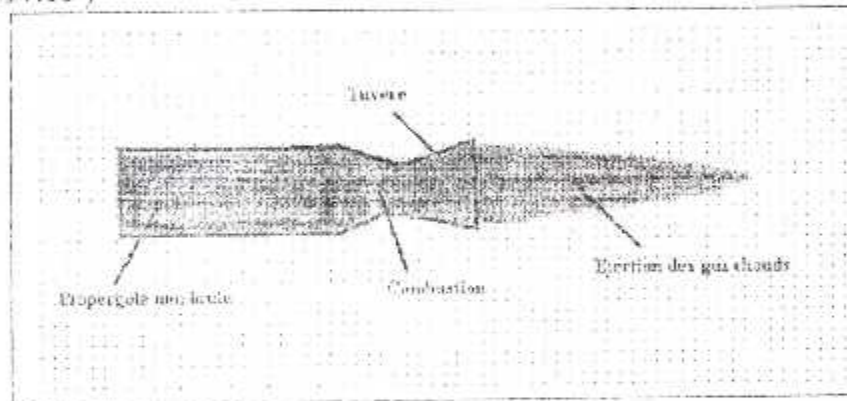


Fig.(IV.11) : Fonctionnement d'un réacteur fusée à propergol solide.

### C/ Les fusées à propergol mixte :

C'est une combinaison des types précédents (voir figure IV.12)



Fig.(IV.12) : Fonctionnement d'un réacteur fusée à propergol mixte.

IV/ Les turboréacteurs :

Un turboréacteur est constitué (voir figure IV.13) :

- D'une entrée d'air.
- D'un compresseur.
- D'une chambre de combustion.
- D'une turbine.
- D'une tuyère.

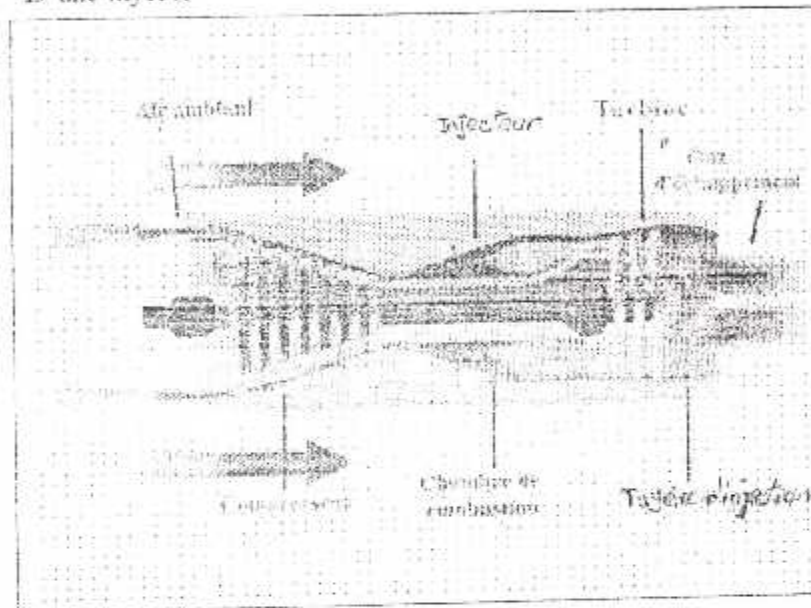


Fig. (IV.13): Schéma descriptif et fonctionnel d'un turboréacteur.

e. Fonctionnement :

Un compresseur formé de multiple ailettes, ou aubes, ou pales, avale un débit d'air important, et comprime. Après l'injection de carburant à l'air comprimé ; Ou le carburant sera brûler dans une chambre de combustion. Pour entraîner ce Compresseur, l'énergie mécanique nécessaire est fournie par une turbine qui est mue par les gaz s'échappant vers l'arrière éjectés par la tuyère.

D'après l'écoulement d'air ; Les turboréacteurs est composée en deux grandes classes :

- A/ Les turboréacteurs simple flux.
- B/ Les turboréacteurs double flux.

A/ Les turboréacteurs simple flux :

Un turboréacteur est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval.  
Il est 'sec' s'il n'est pas équipé de la post combustion (P.C), et «**mono corps**» si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps ou l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles.

B/ Les turboréacteurs double flux :

Ce moteur est dénommé ainsi car deux le traversent : un flux chaud ou interne et un flux froid ou externe.

• Remarque :

En général, les deux type cités si-dessus se composent d'autre type qui sont classifiés selon leur corps et dans l'anneau.

*Annexe*

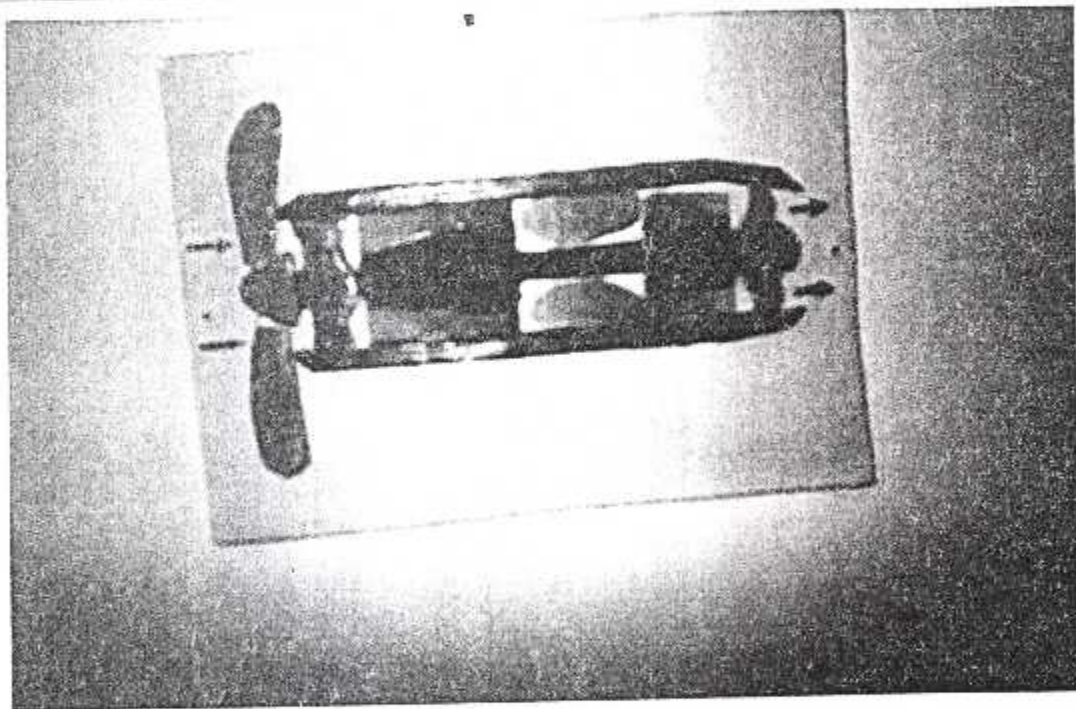


*Les  
propulseurs  
à  
action*

*Les*  
*turbopropulseurs*

*I/A turbine liées*

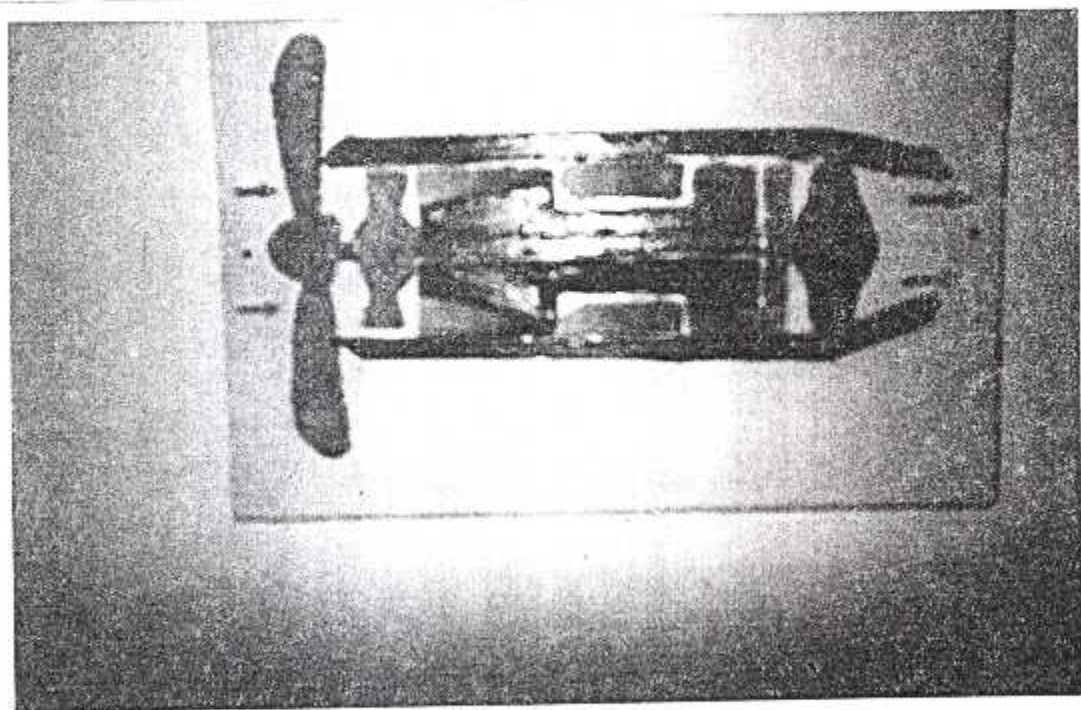
*Turbopropulseurs à turbine liées*



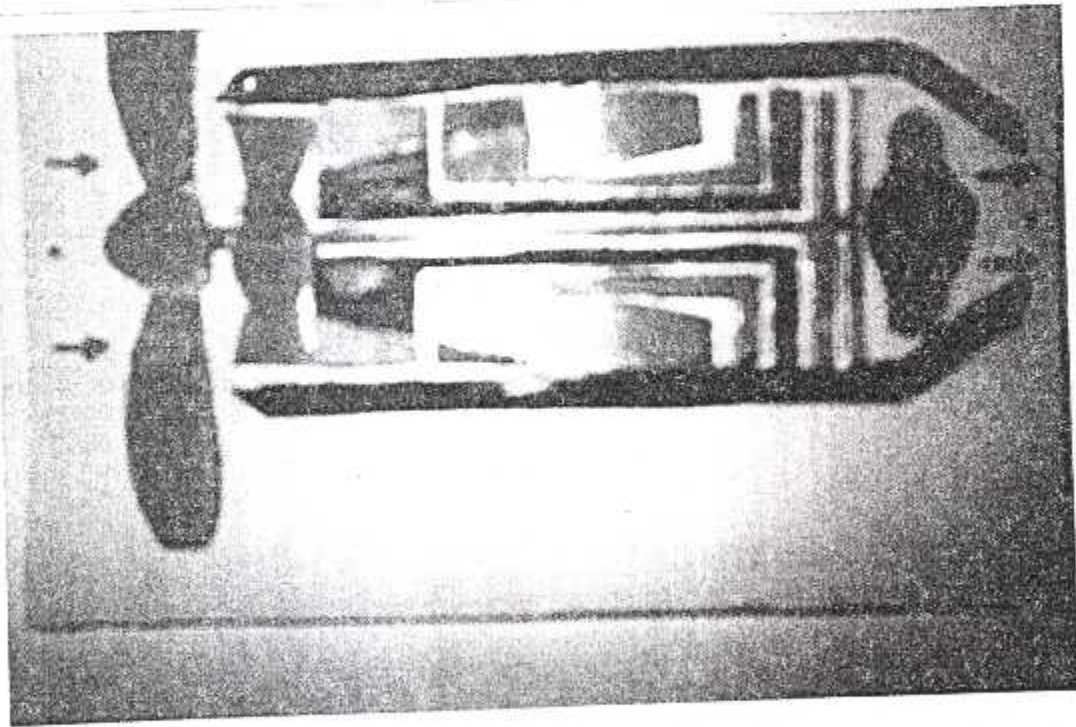


*II/A turbine libre*

1/Turbopropulseurs simple corps



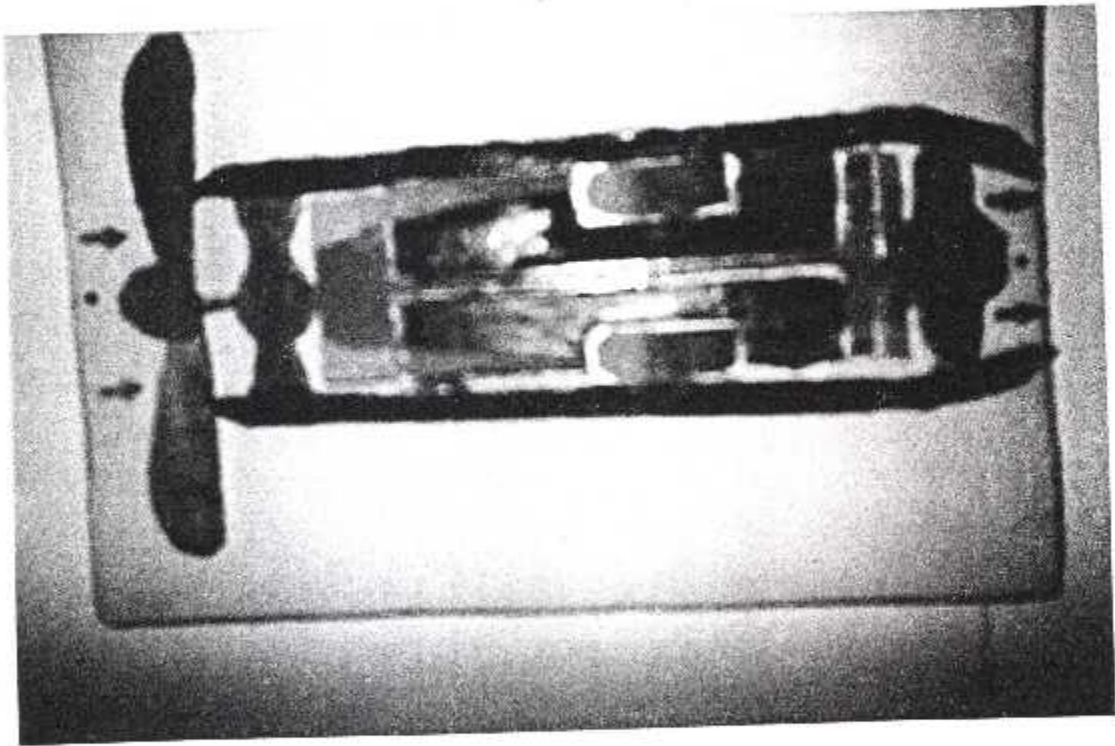
*2/Turbopropulseurs double corps*



*III/Mixte*

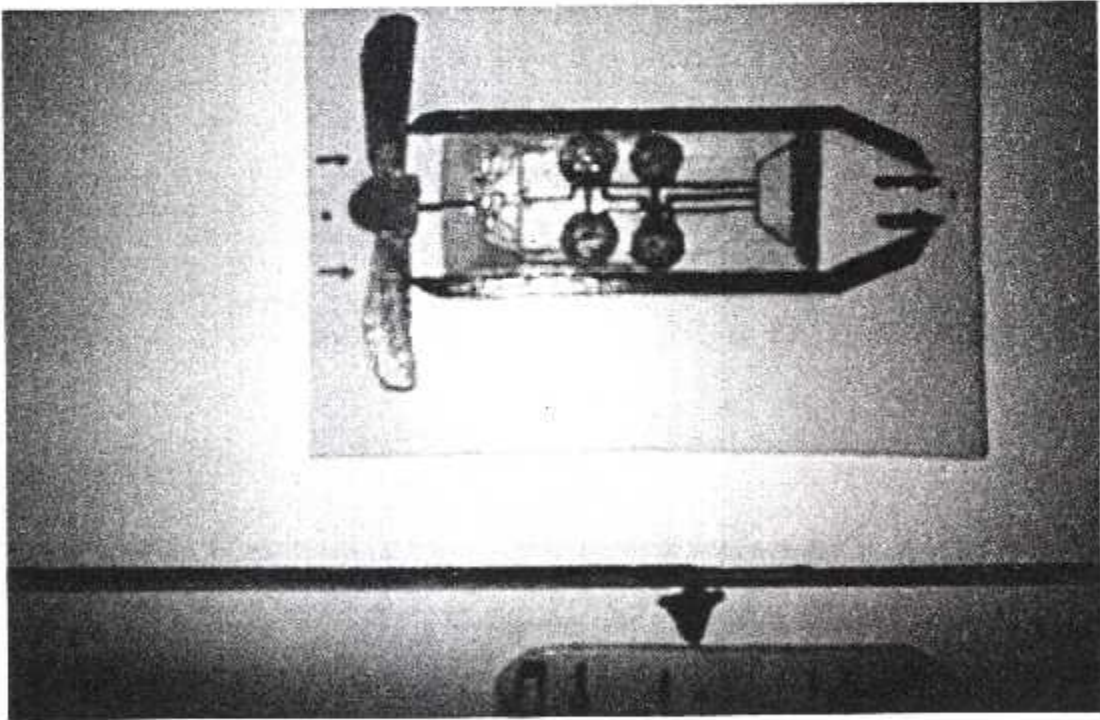


*Turbopropulseurs mixte*



*Les*  
*Motopropulseurs*

*Motopropulseurs*

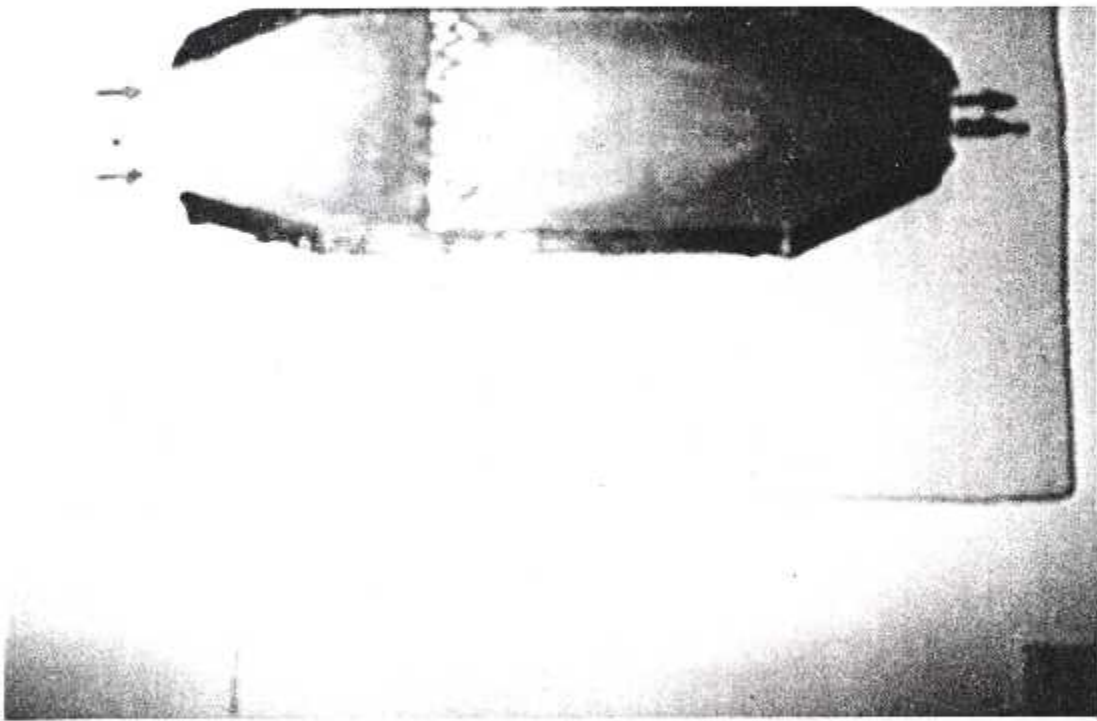


*Les  
propulseurs  
à  
réaction*



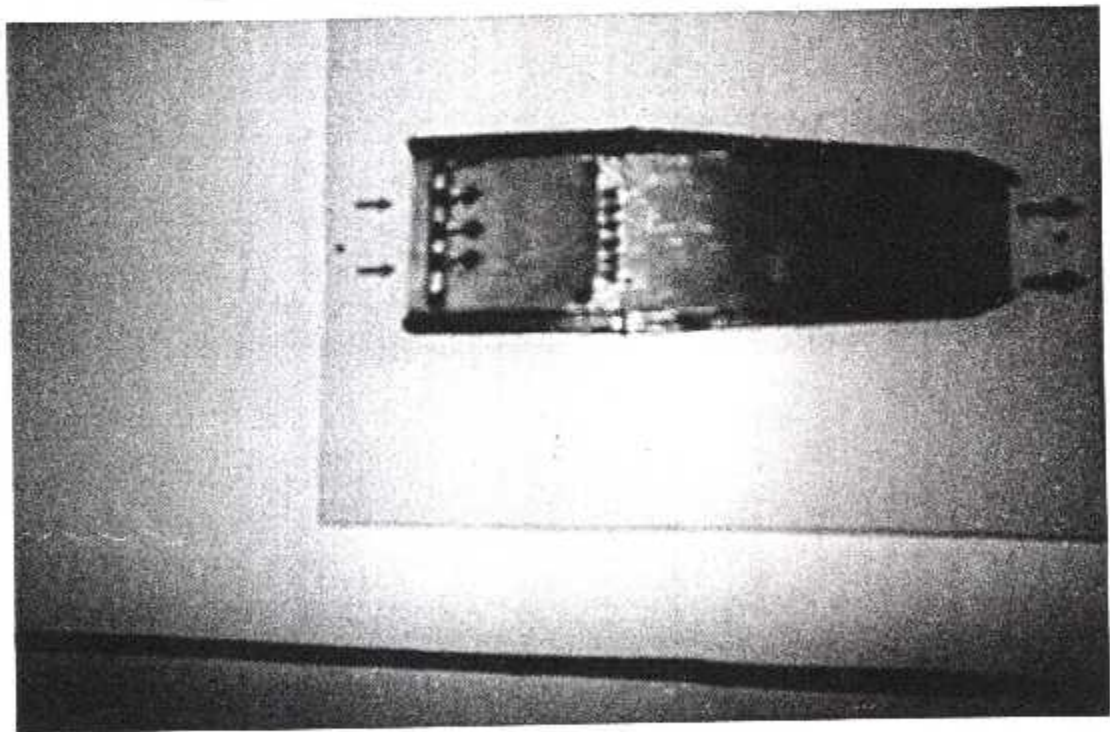
*Les  
statoréacteurs*

*statoréacteurs*



*Les  
Pulsoréacteurs*

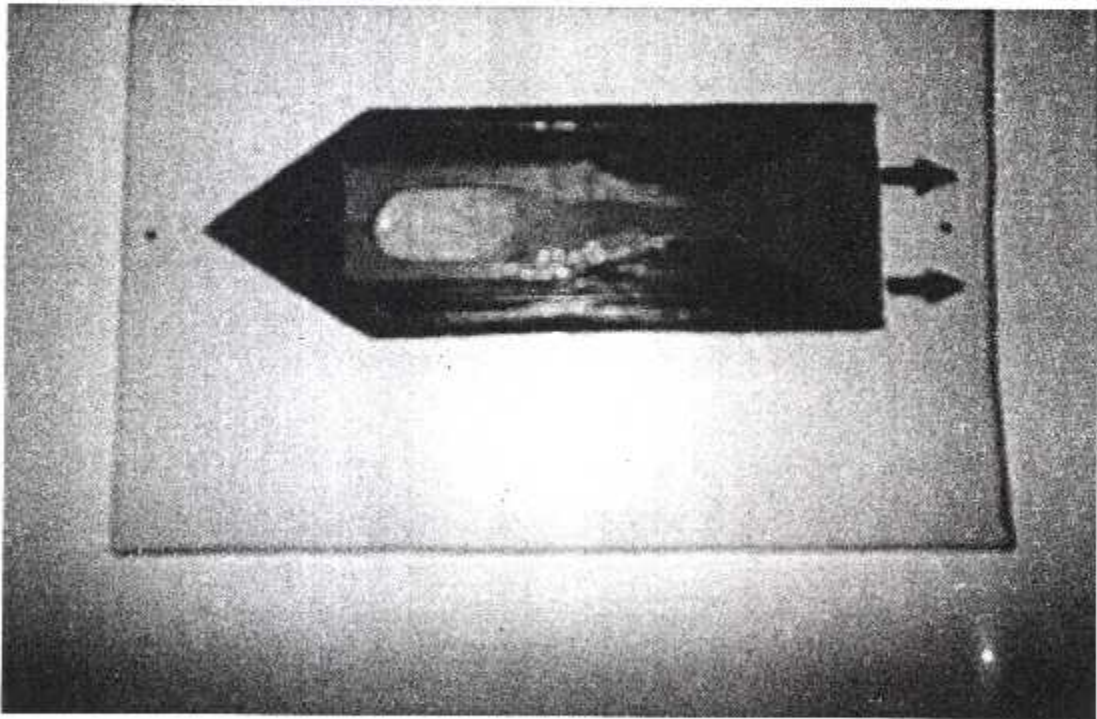
*Pulsoréacteurs*



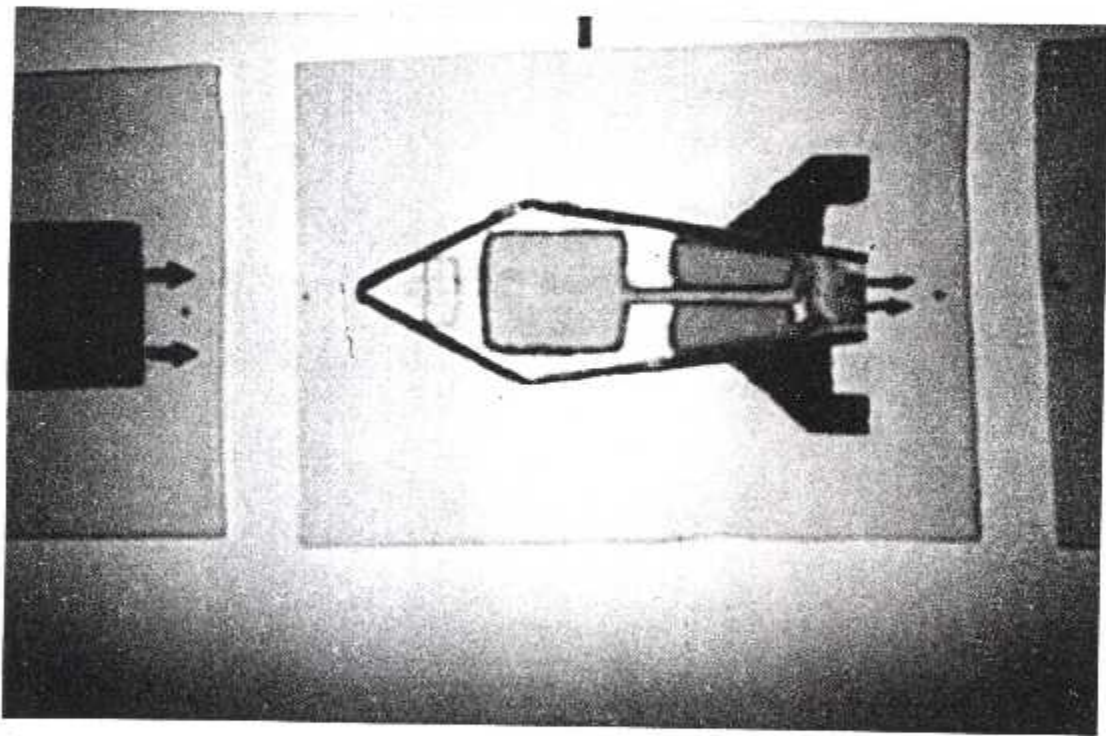


# *Les fusées*

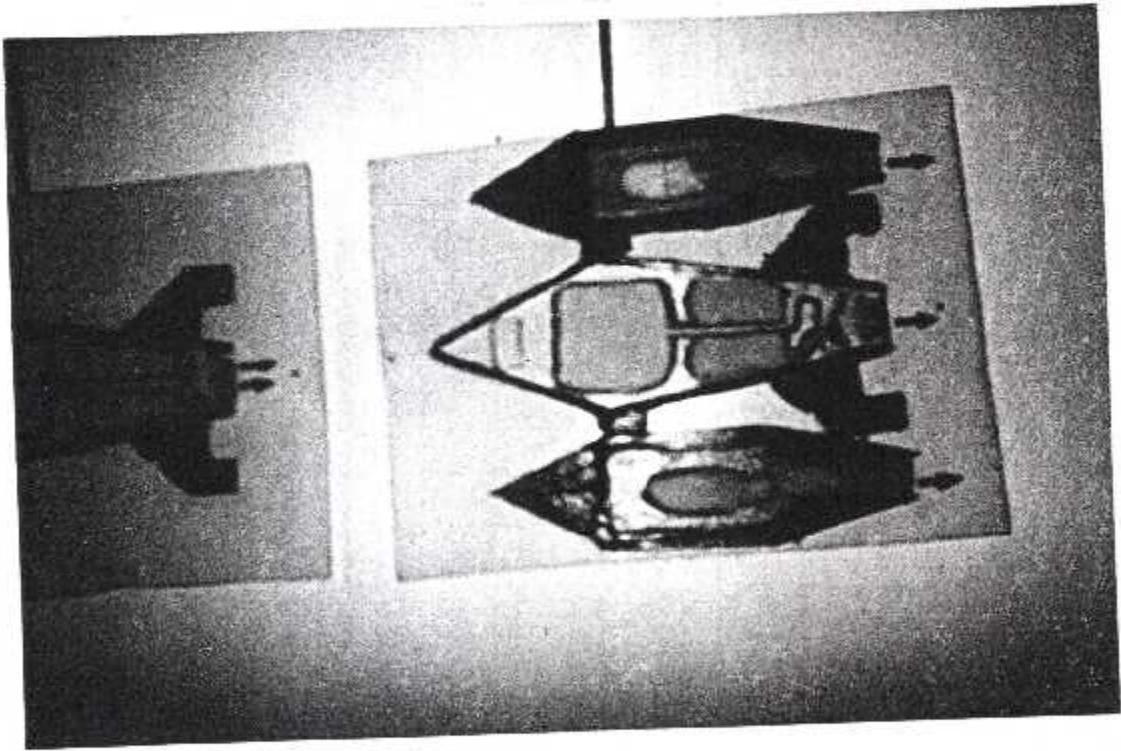
*1/A propergol solide*



*2/A propergol liquide*



3/A propergol mixte



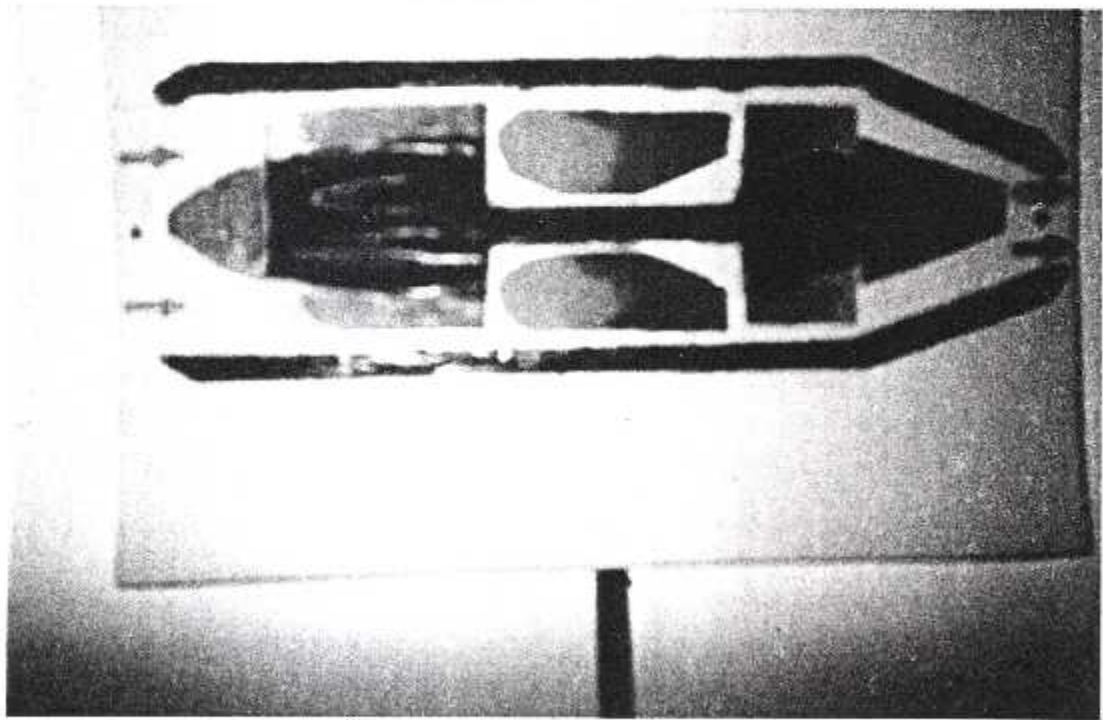
*Les  
turboréacteurs*



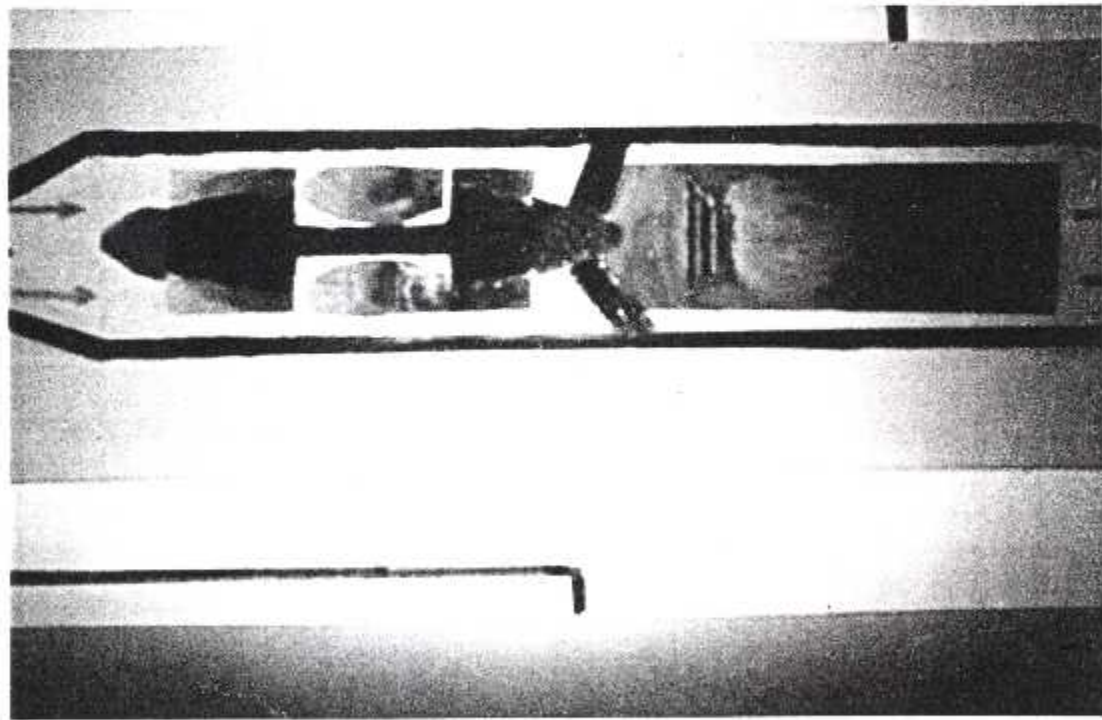
*1/Simple flux*

*A/Simple corps*

➤ *Simple corps sans poste de combustion*



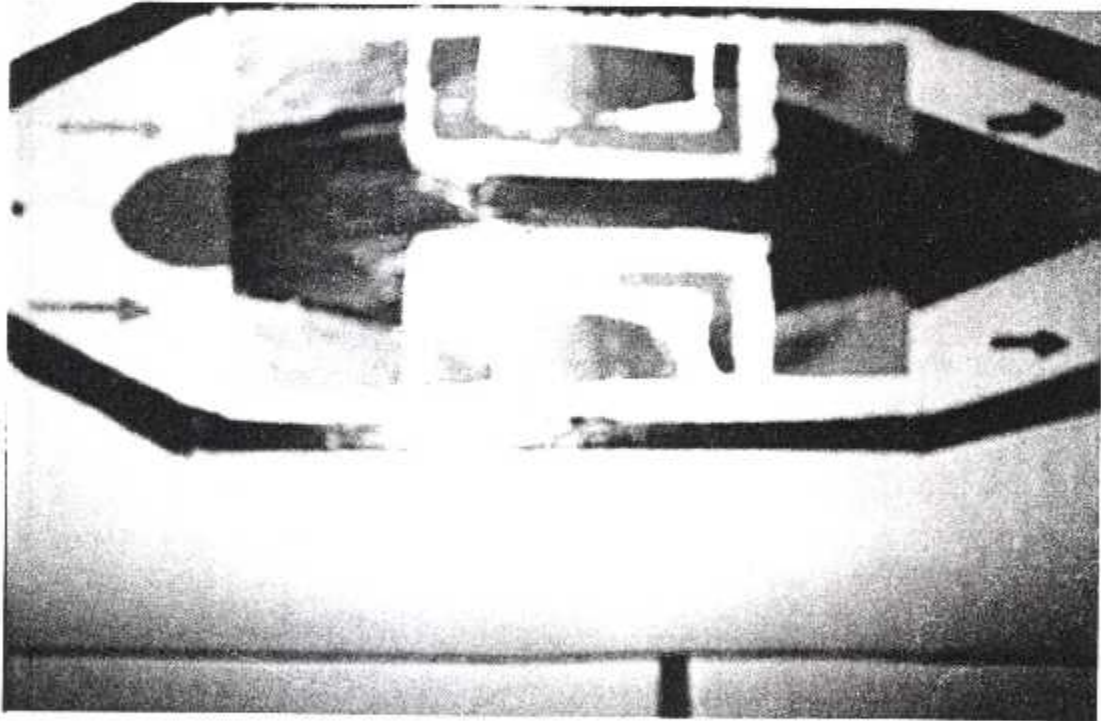
➤ *Simple corps avec poste de combustion*



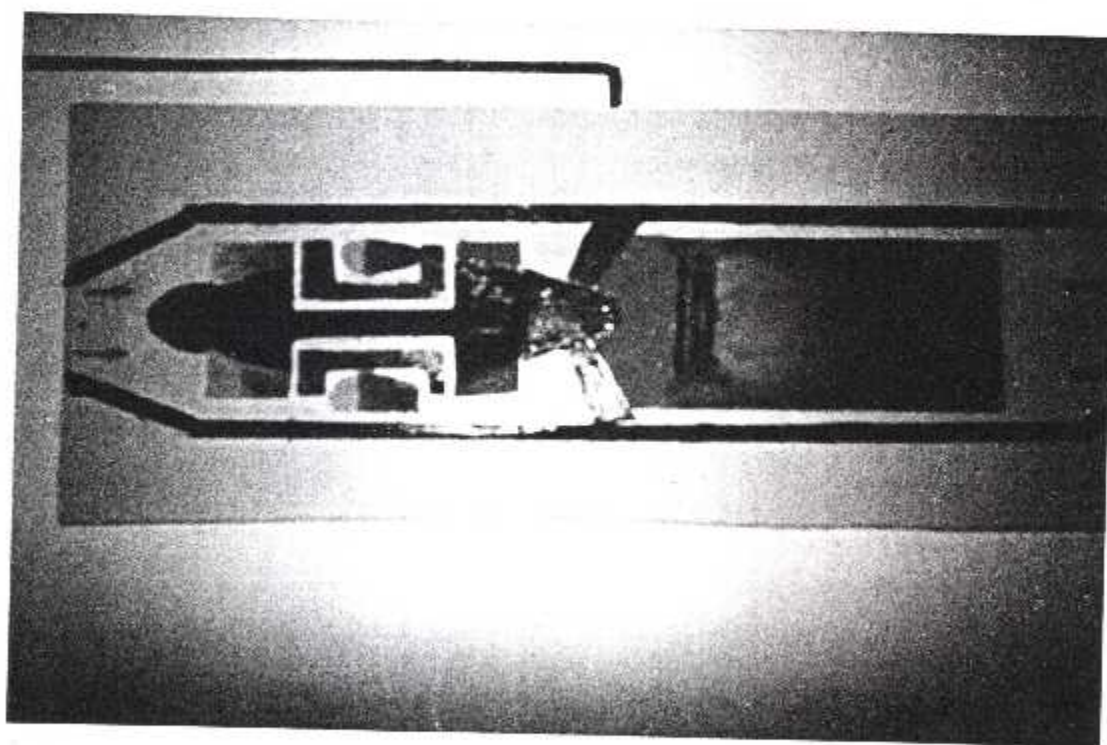
*B/Double corps*



➤ *Double corps sans poste de combustion*



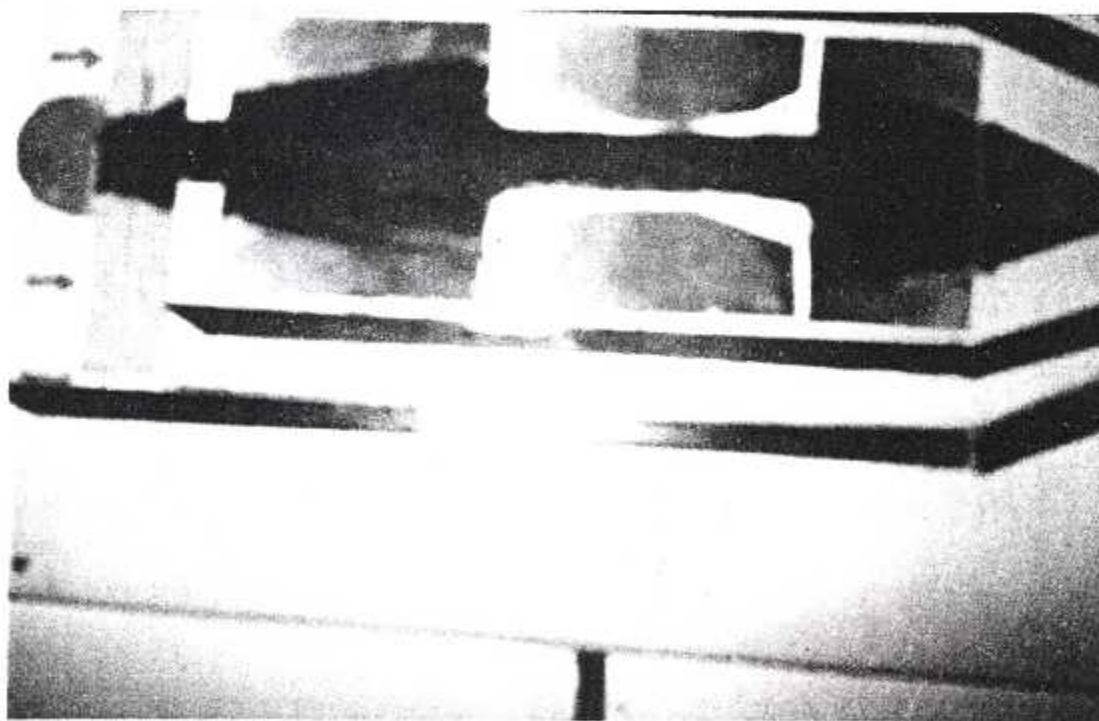
➤ *Double corps avec poste de combustion*



*2/Double flux*

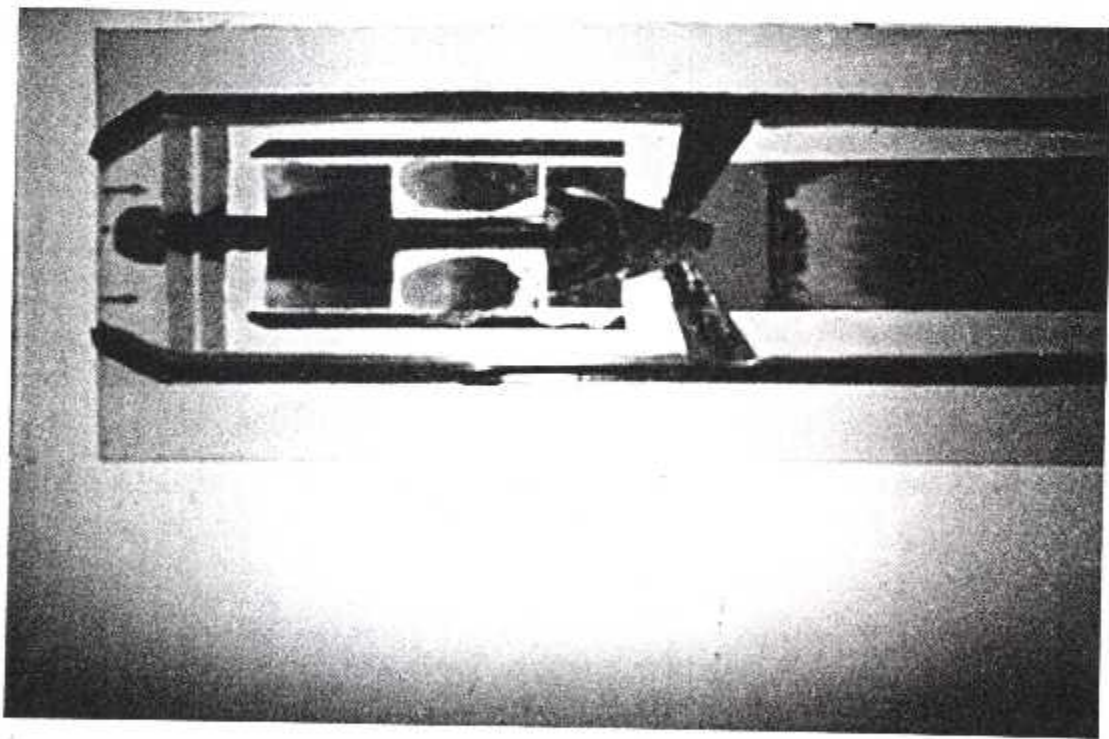
*A/Simple corps*

➤ *Simple corps sans poste de combustion*





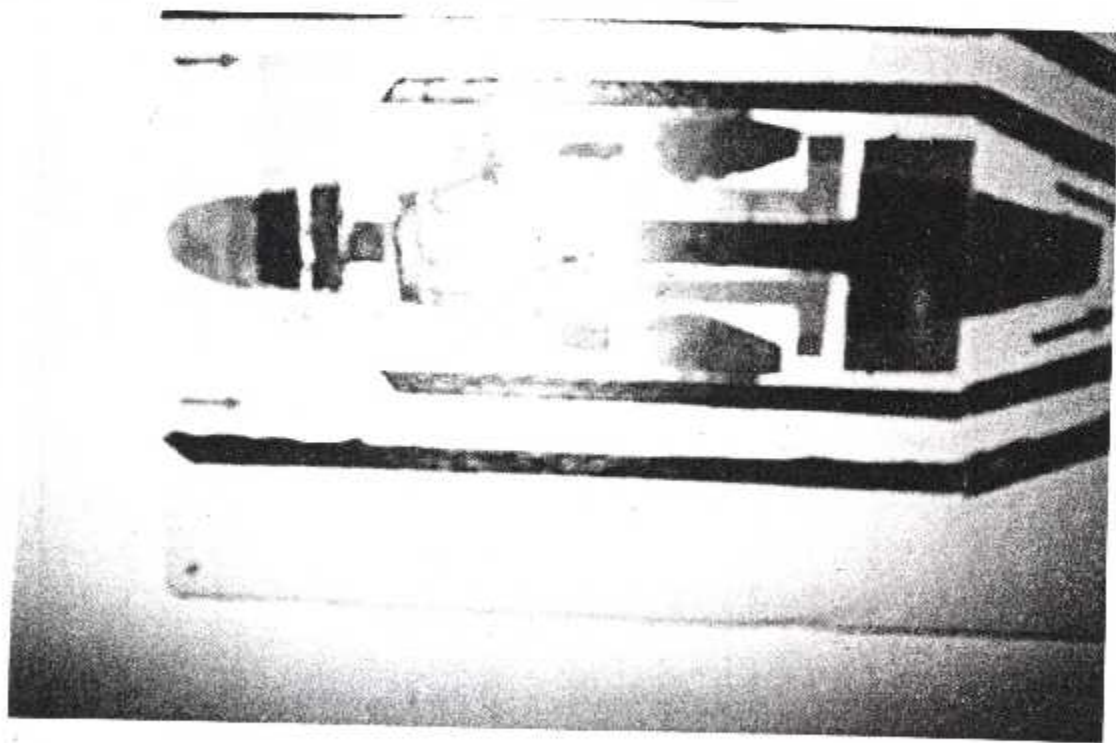
➤ *Simple corps avec poste de combustion*



*B/Double corps*

*a/A faible taux d'élution*

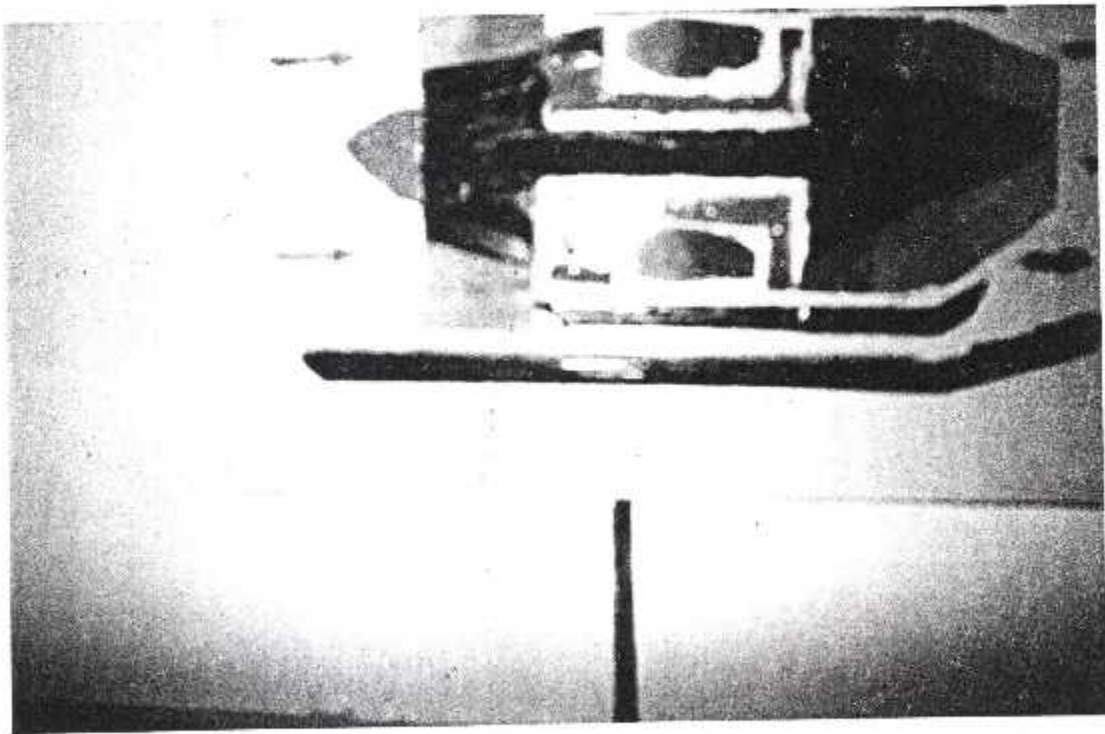
*1/A flux séparé*



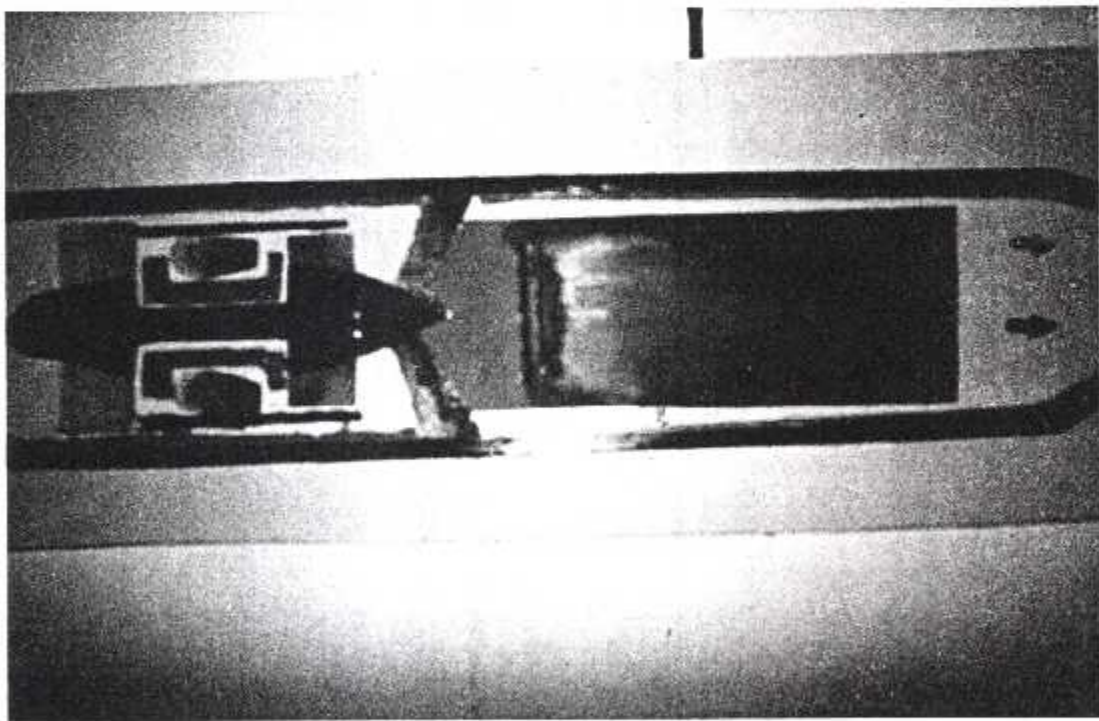
2/A flux mixte



➤ *A flux mixte sans poste de combustion*

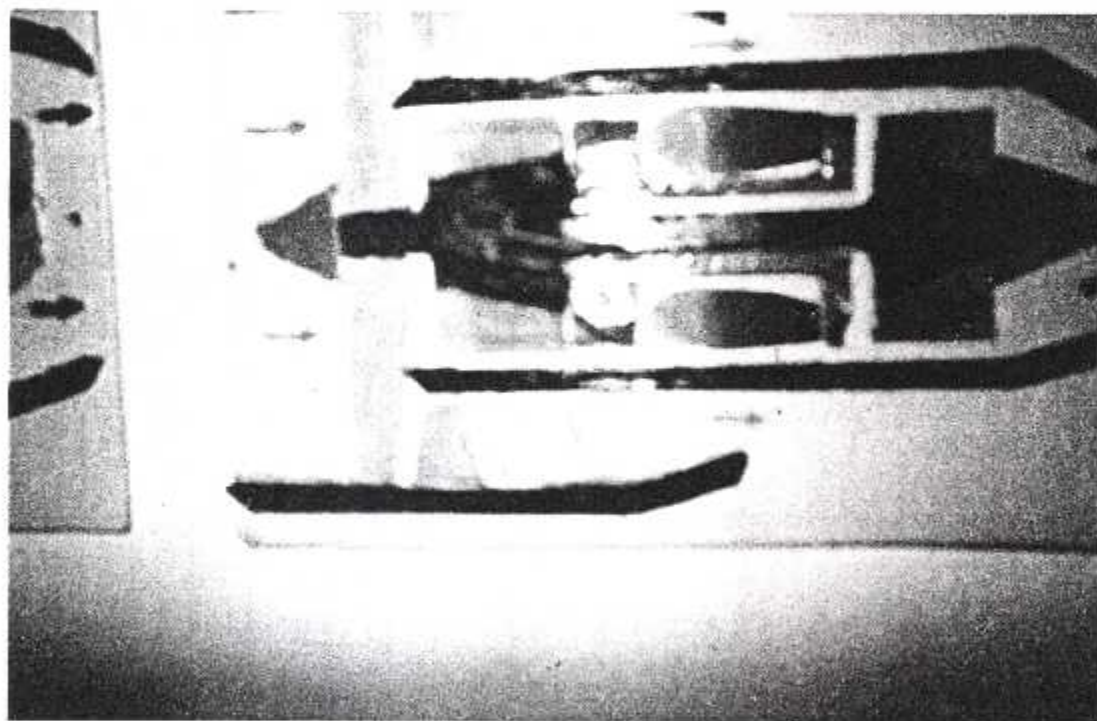


➤ *A flux mixte avec poste de combustion*



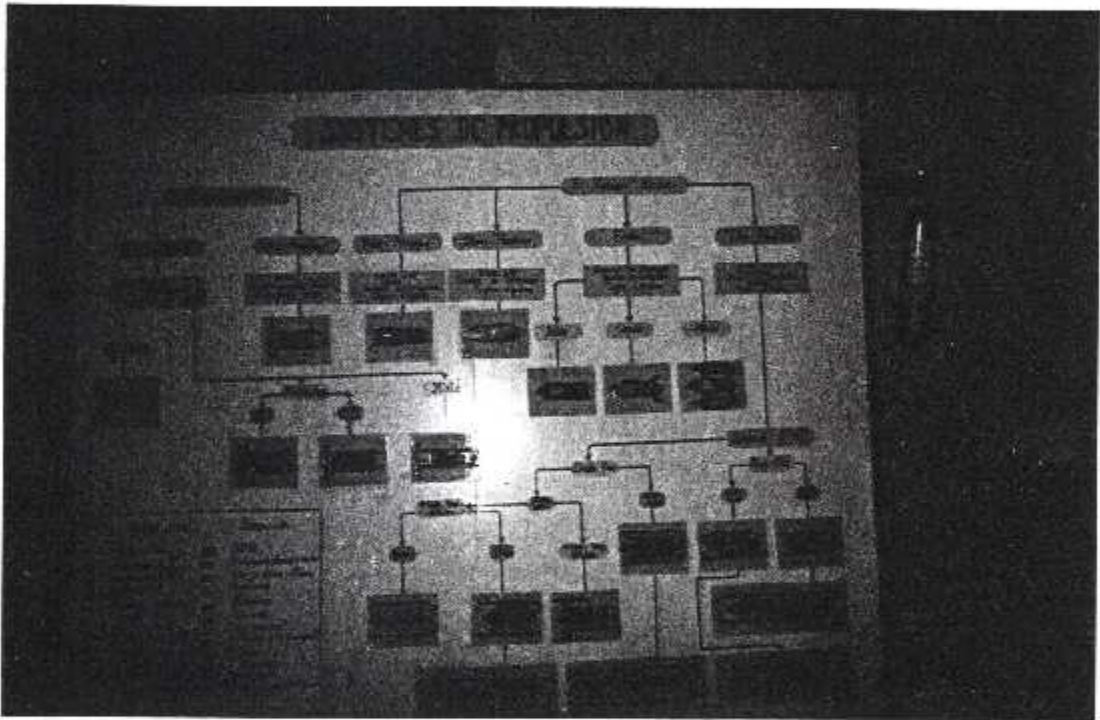
*6/A forte taux d'élution*

*Double flux à forte taux d'élution*



# *La maquette*





# Conclusion

## Conclusion :

A l'issu de notre travail nous avons eu l'opportunité de construire un document qui expose sous une forme simple les diverses informations nécessaire à la compréhension du sujet.

En effet, il peut détermine le « **support** » de la partie cours, mais il peut aussi constituer comme un document de rappel et de consultation permanente.

En perspective, nous espérons qu'une suite à notre étude pour les améliorations feront l'objet d'un nouveau sujet. Par ailleurs, il est bien évident qu'il ne peut être considéré comme une source d'information sur un type donné de moteur.

## *Bibliographie*

- (1)-Manuel d'instruction prémilitaire      CHARLES LA VAUSELLE
- (2)-Les turbines a gaz      Centre d'instruction sav Turbo- Meca
- (3)-Technologie moteur d'avion      Direction de l'aviation militaire
- (4)-Thermopropulsion et technologie      Direction de l'aviation militaire
- (5)-Technologie des turbo réacteur      LEHMANN et LEPOURRY
- (6)-Les turbopropulseurs      PATRIK LE POURRY
- (8)-Initialisation à la thermopropulsion      S. BOUDIGUES
- (9)-Réacteurs fusées :
- Tome I ,tome II      J.DARDARE  
J.MERIGUET  
J.VAILHE
- (10)- manuels d'air Algérie:
- JT 8D
  - ALLISON T56
  - CFM 56-7B