

45/02

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DE BLIDA  
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

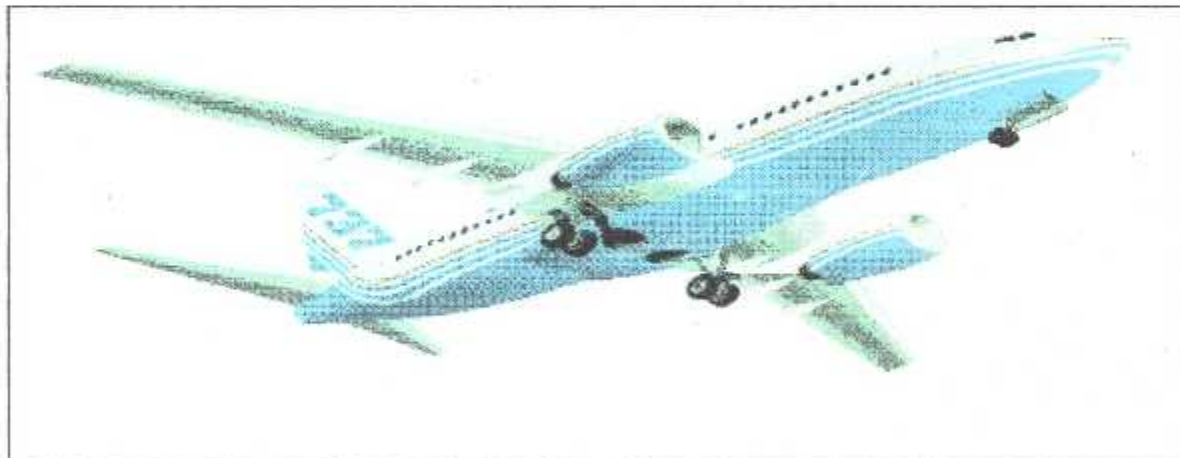


EN VUE CE TRAVAIL POUR L'OBTENTION D'UN DIPLOME TECHNICIEN  
SUPERIEUR EN AERONAUTIQUE

OPTION : propulsion

THEME :

EVALUATION DE LA PERTE DE PERFORMANCE DANS UN MOTEUR A  
REACTION EN VOL SUBSONIQUE ( $M_0=0.85$ )



Promoteur :

KIRAD ABDELKADER

Réalisé par :

HENNI DOUMA AHMED

BACHIR GUETTAOUI AISSA

PROMOTION :2001-2002

---

## **DEDICACES**

Je dédie ce modeste travail ,fruit de plusieurs années d'efforts à :

- Ma très chère mère qui m'a aidé par ses conseil et ses encouragement durant toutes mes études .
- Mon cher père pour ses sacrifier et son soutien moral .
- Mes frères et sœurs .
- Touts mes amis .

**HENNI DOUMA**

---

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail à toute ma famille en générale et ma mère et mon père en particulière qui m'ont donnés le courage pour contenir mes études universitaire, comme j'oublier pas mes frère mohamed et abd elkader et khelifa qui m'ont soutenis pendant mon formation.*

*Comme j'oublier pas les étudiants de 3<sup>o</sup>année aéronautique option propulsion et structure comme : henni chabra abd elaziz, Fouad, Saad, Ali, Nora(19).*

## REMERCIEMENT :

Je remercie tous qui est aidé de près ou de loin pour accomplir ce travail  
Et Surtout :

- Mon promoteur « KIRAD ».
- MOUGARI RACHID.
- BOUAZDIA SOFIAN.
- FIDALA HOCINE.

### Figures :

| Numéro de figure | Titre  | Page |
|------------------|--|------|
| 1-1              | Moteur à réaction.                             | 2    |
| 1-2              | Fusé.  | 3    |
| 1-3              | Turboréacteur simple flux.                     | 3    |
| 1-4              | Turboréacteur double flux.                     | 4    |
| 1-5              | Statoréacteur.                                 | 5    |
| 1-6              | Pulsoréacteur.                                 | 5    |
| 1-7              | Turboréacteur double flux double corps.        | 6    |
| 2-1              | Diagramme T-S.                                 | 14   |
| 3-1              | Entrée d'air.                                  | 20   |
| 3-2              | Entrée d'air en fonction divergent.            | 20   |
| 3-3              | Entrée d'air en fonction cylindrique.          | 21   |
| 3-4              | Entrée d'air en fonction convergent.           | 21   |
| 3-5              | Compresseur centrifuge.                        | 23   |
| 3-6              | Compresseur simple corps.                      | 24   |
| 3-7              | Compresseur double corps.                      | 25   |
| 3-8              | Diagramme de vitesse.                          | 28   |
| 3-9              | Diagramme P-T du compresseur.                  | 29   |
| 3-10             | Le phénomène de pompage.                       | 31   |
| 3-11             | Chambre de combustion tubulaire.               | 32   |
| 3-12             | Chambre de combustion annulaire.               | 34   |
| 3-13             | Chambre de combustion mixte.                   | 35   |
| 3-14             | Diagramme P-T du chambre de combustion.        | 37   |
| 3-15             | Diagramme de vitesse au niveau du turbine.     | 39   |
| 3-16             | Diagramme P-T au niveau du turbine.            | 41   |
| 3-17             | Canal d'éjection.                              | 42   |
| 3-18             | Diagramme (P-T) au niveau du canal d'éjection. | 44   |



---

## Les symboles :

- $\eta_d$  : Rendement diffuseur (entrée d'air).  
 $\eta_c$  : Rendement du compresseur.  
 $\eta_b$  : Rendement de la chambre de combustion.  
 $\eta_t$  : Rendement de la turbine.  
 $\eta_m$  : Rendement mécanique .  
 $\eta_n$  : Rendement de la tuyère.  
 $\eta_f$  : Rendement du fan.  
 $\eta_{nf}$  : Rendement du tuyère de la fan.  
 $C_{pc}$  : Chaleur spécifique au niveau du compresseur (avant la chambre de combustion).  
 $C_{pt}$  : Chaleur spécifique au niveau de la turbine (après de la chambre de combustion).  
 $\gamma_c$  : Rapport de la chaleur spécifique au niveau du compresseur .  
 $\gamma_t$  : Rapport de la chaleur spécifique au niveau du turbine .  
 $\tau_d$  : Rapport de la température totale au niveau du diffuseur (entrée d'air) .  
 $\tau_c$  : Rapport de température totale au niveau du compresseur .  
 $\tau_b$  : Rapport de la température totale au niveau du chambre de combustion .  
 $\tau_t$  : Rapport de la température totale au niveau du turbine .  
 $\tau_f$  : Rapport de la température totale au niveau du fan .  
 $\pi_d$  : Rapport de pression totale au niveau de l'entrée d'air .  
 $\pi_c$  : Rapport de pression totale au niveau du compresseur .  
 $\pi_b$  : Rapport de pression totale au niveau du chambre de combustion .  
 $\pi_t$  : Rapport de pression totale au niveau de la turbine .  
 $\pi_f$  : Rapport de pression totale au niveau du fan.  
 $f$  : le dosage de carburant dans la chambre de combustion.  
 $H_{pr}$  : pouvoir calorifique du carburant.  
 $Q$  : puissance calorifique .  
 $m_0$  : Débit de l'air à l'entrée d'air .  
 $m_c$  : Débit de l'air primaire .  
 $m_F$  : Débit de l'air secondaire .  
 $m_f$  : Débit de carburant dans la chambre de combustion.  
 $\alpha$  : Taux dilution.  
 $W_c$  : puissances au niveau du compresseur.  
 $W_t$  : puissance au niveau de la turbine.  
 $W_f$  : puissance au niveau du fan.  
 $V_9$  : Vitesse d'éjection de l'air.  
 $V_0$  : Vitesse de l'air à l'entrée d'air.  
 $V_{19}$  : Vitesse d'éjection de l'air dans la tuyère fan.  
 $R_c$  : constant des gaz au niveau du compresseur (avant la chambre de combustion).  
 $R_t$  : constant des gaz au niveau du turbine (après la chambre de combustion).  
 $F$  : la poussée .  
 $\frac{F}{m_0}$  : poussée spécifique .  
 $C_s$  : consommation spécifique.  
 $\eta_{th}$  : Rendement thermodynamique.
-

---

$\eta_p$  :Rendement propulsif.

$\eta_g$  :Rendement global.

$T_i$  :Température totale (suivant l'indice).

Par EXP :

$T_{i0}$  :Température totale à l'entrée d'air.

$P_t$  :Pression totale (suivant l'indice).

Par EXP :

$P_{t2}$  :Pression totale à l'entrée du compresseur.

$p$  :Pression statique (suivant l'indice).

Par EXP :

$P_9$  :Pression statique au niveau du canal d'éjection.

$T$  :Température statique (suivant l'indice).

Par EXP :

$T_0$  :Température statique dans l'entrée d'air.

---

## RESUME :

Les performances de turboréacteurs mono et double flux sont étudiées dans ce modeste travail . Ces études préliminaires , d'évolutions des performances de chaque type de moteurs sont réalisées et suivies par une comparaison exhaustive les résultats des deux cas .

Les performances globales d'un moteur sont faites sur la base de calcul de la poussée spécifique , par unité de débit massique d'air , de consommation spécifique (dosage par la poussée spécifique) ainsi que les différents rendements propulsif , thermique et global pour chaque cas , un calcul idéal est fait initialement pour faire ressortir les pertes occasionnées dans les situations réelle à partir de comparaisons des résultats des deux situation .

Les performances pour chaque élément constituant le moteur sont évaluées avec un intérêt particulier. Pour le compresseur responsable de pertes importantes dues aux conditions favorables d'écoulement qui le caractérise. Une discussion exhaustive sur l'écoulement précombustion (diffuseur + compresseur ) est faite.

Les problèmes liés au décollement dans le diffuseur et du pompage dans le compresseur sont discutés.

Les différents calculs étudiés sont fait pour différente situation de vol (décollage et croisière ) en vol subsonique. Une étude comparative des performances des deux types de moteurs mono et double flux est réalisée à partir de calculs sur mentionnés, les avantages et inconvénients de chaque cas sont discutés.



# Sommaire :

## Résumé.

### • Chapitre I : Generalites.

|  |    |
|--|----|
| I-1. Historique .....                                    | 1. |
| I-2. Principe de réaction .....                          | 1. |
| I-3. Classification des moteurs à réaction .....         | 2. |
| a) Moteur à réaction n'utilisant pas l'air ambiant ..... | 3. |
| b) Moteur à réaction utilisant l'air ambiant .....       | 3. |
| I-4. Stations .....                                      | 7. |
| I-5. Fonctionnement d'un turboréacteur .....             | 7. |
| 1) Fonctionnement d'un turboréacteur simple flux .....   | 7. |
| 2) Fonctionnement d'un turboréacteur double flux .....   | 7. |
| 3) .....   |    |

### • Chapitre II : performances globales d'un turboréacteur.

|  |     |
|--|-----|
| II-1. Introduction .....   | 9.  |
| II - 2 CAS DE MONO FLUX .....  | 9.  |
| II-2-1) POUSSEE SPECIFIQUE .....   | 9.  |
| II-2-2) CALCUL LE DOSAGE f .....   | 9.  |
| II-2-3) DETERMINATION DE LA VITESSE D'EJECTION DES GAZ<br>CHAUDS .....   | 10. |
| II-2-4) Condition de sortie du compresseur .....                         | 11. |
| II-2-4) CONDITION DE SORTIE DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION                  |     |
| II-2-5) CONDITION DE SORTIE DE LA TURBINE .....                          | 11. |
| II-2-6) CONDITION DE SORTIE DE LA TURBINE .....                          | 12. |
| II-2-7) CONSOMMATION SPECIFIQUE .....                                    | 13. |
| II-2-8) RENDEMENT D' UN TURBOREACTEUR .....                              | 13. |
| II-3) CAS DE DOUBLE FLUX .....   | 15. |
| II-3-1 description du moteur double flux « turbo fan » .....             | 15. |
| II-3-2) FONCTIONNEMENT DU DOUBLE FLUX .....                              | 15. |
| II-3-3 ) RAPPORT DE DERIVATION ( FLUX SECONDAIRE /FLUX<br>PRIMAIRE ..... | 16. |
| II-3-4) EXPRESSION DE LA POUSSEE SPECIFIQUE .....                        | 16. |
| II-3-5) DETERMINATION DE LA VITESSE D' EJECTION DES GAZ .....            | 16. |
| II-3-5 ) CONSOMMATION SPECIFIQUE .....                                   | 18. |
| II-3-6) Les rendements du moteur à réaction double flux .....            | 19. |

• **Chapitre III :** performances par éléments.

|   |     |
|---|-----|
| III-1. Entrée d'air.....  | 20. |
| III-1-1. Role.....  | 20. |
| III-1-2. Fonctionnement de l'entrée d'air.....                        | 21. |
| III-1-4. Performances de l'entrée d'air .....                         | 22. |
| III-2. Le compresseur.....  | 23. |
| III-2-1. Introduction .....   | 23. |
| III-2-2. Role du compresseur .....                                    | 23. |
| III-2-3. Constituant du compresseur .....                             | 23. |
| III-2-4. Description du compresseur .....                             | 23. |
| a) compresseur centrifuge.....  | 23. |
| b) compresseur axial .....  | 24. |
| III-2-5. Fonctionnement du compresseur .....                          | 25. |
| 1) compresseur centrifuge .....                                       | 25. |
| 2) compresseur axial .....  | 26. |
| III-2-6. Etude aérodynamique .....                                    | 27. |
| III-2-7. Etude thermodynamique .....                                  | 28. |
| III-2-8. Rendement du compresseur .....                               | 29. |
| III-2-9. Phénomène de pompage .....                                   | 29. |
| III-2-9-1. Lignes de pompage .....                                    | 30. |
| III-2-9-2. ligne d'adaptation .....                                   | 30. |
| III-2-9-3. Causes de pompage .....                                    | 31. |
| III-3. Chambre de combustion .....                                    | 32. |
| III-3-1. Role et description .....                                    | 32. |
| III-3-2. Exigence sur la chambre de combustion .....                  | 32. |
| III-3-3. Types de chambre de combustion .....                         | 32. |
| a) Chambre de combustion tubulaire ..                                 | 32. |
| b) Chambre de combustion annulaire .....                              | 34. |
| c) Chambre de combustion mixte .....                                  | 34. |
| III-3-4. Fonctionnement de la chambre de combustion .....             | 35. |
| III-3-5. L'injecteur .....  | 36. |
| III-3-6. La flamme .....  | 36. |
| III-3-7. Rendement de la chambre de combustion .....                  | 37. |
| III-3-8. Pertes de performances dans la chambre de combustion .....   | 37. |
| III-4. La turbine .....   | 38. |
| III-4-1. Role .....   | 38. |
| III-4-2. Description .....  | 38. |
| III-4-3. Fonctionnement .....   | 38. |
| III-4-4. Types de turbine .....                                       | 38. |
| III-4-5. Etude aérodynamique .....                                    | 38. |
| III-4-6. Matériaux utilisés .....                                     | 39. |
| III-4-7. Matériaux utilisés .....                                     | 40. |
| III-4-8. Refroidissement de la turbine .....                          | 40. |
| III-4-9. Etude thermodynamique .....                                  | 41. |
| III-5. Canal d'éjection .....   | 42. |
| III-5-1. Role et description .....                                    | 41. |
| III-5-2. Conception .....   | 42. |
| III-5-3. Description d'un canal d'éjection avec post combustion ..... | 42. |
| III-5-4. Rendement de la tyère.....                                   | 43. |

- Chapitre IV: Courbes et leurs interprétations.

**CONCLUSION**

**BIBLIOGRAPHI**

# ***Chapitre I***

## ***Généralités***



## I - GÉNÉRALITÉS :

### I - 1 - HISTORIQUE :

Au XVII<sup>e</sup> siècle Newton avait établi les possibilités offertes par la propulsion, à base de la dynamique égalisant l'action et la réaction.

Ce principe fut mis en application par la construction d'un engin à quatre roues, une chaudière cylindrique se trouvant placée au-dessus d'un foyer, à la partie supérieure d'un tuyau d'échappement était dirigé vers l'arrière, le système se déplaçait vers l'avant sous l'effet de réaction créée par le jet de vapeur, la vitesse était réglée par le conducteur à l'aide d'un robinet monté sur le tuyau de l'échappement.

En 1871, un anglais JOHN BARBER inventa une turbine à gaz. Le système proposé comprenait :

- un générateur de gaz
- un récepteur de gaz
- des compresseurs
- une chambre de combustion
- une roue de turbine
- un réducteur

Jusqu'au début de notre siècle, le vieux rêve de l'homme de 'voler' fut retardé par le manque de systèmes de propulsion sûrs avec un bon rendement, les machines à vapeur étaient trop lourdes et trop encombrantes, et le moteur à combustion interne faisait ses premiers pas.

Le premier vol fut réalisé par les frères Wright en 1903, pendant une très courte période, le moteur Gnome,

ingénieusement conçu et remarquablement réalisé satisfait les besoins et fit faire à l'aviation de gros progrès. Il représentait une combinaison des mouvements relatifs et alternatifs.

L'aviation étant devenue chose courante, on demanda des moteurs de plus en plus puissants, petits et légers. Les recherches sur les avions propulsés par des turbo-réacteurs avaient été considérables depuis l'époque (1929) où French Whittle avait commencé ses travaux sur la turbine à gaz, en proposant l'application de cette dernière à la propulsion des avions.

Après de nombreuses expériences et d'essais de moteur sur des avions, l'adoption définitive des moteurs à réaction fut annoncée le 7 janvier 1944.

### I - principe de la réaction :

Le principe d'un vol par réaction est obtenu par l'accélération d'un flux d'air. Il existe plusieurs possibilités : par hélice, turbo, stato, etc...

Dans le cas de la fusée, le flux est détendu à partir du repos (réservoir)

Illustration du processus à travers un turbo-réacteur, l'air pénètre par l'ouverture avant et sort par l'ouverture arrière à très grande vitesse, il est aspiré à travers un diffuseur et passe dans le compresseur. Le compresseur axial (rotatif) alimente à haute pression une chambre de combustion. Le carburant liquide est continuellement vaporisé dans la chambre de combustion, il est mélangé et brûlé continuellement avec une partie de l'air.

Le mélange air-gaz brûlé quitte la chambre de combustion à une pression relativement élevée et se présente à l'entrée de la turbine. L'air frais en excès est ajouté aux gaz, afin d'abaisser suffisamment la température pour que les ailettes de la turbine ne soient pas endommagées. En passant à travers la turbine, le mélange air-gaz crée de l'énergie



mécanique, il fait tourner le rotor, lequel entraîne le compresseur qui fournit plus d'air pour maintenir la combustion. les gaz brûlés quittent la turbine puis sortent par la tuyère d'éjection sous forme d'un jet à très grande vitesse. la réaction de ce dernier propulse l'avion.

### 1-3 classification des moteurs à réaction :

Les moteurs à réaction peuvent être classés en deux groupes :

- i) les moteurs à réaction sans compresseur d'air :  
La fusée, le statoréacteur et le pulsoréacteur.
- ii) les moteurs à réaction munis d'un compresseur :  
le turbo-réacteur et le turbopropulseur, intermédiaire entre le moteur à piston et turbo-réacteur.

L'emploi de ces réacteurs de l'un ou de l'autre groupe est imposé par les conditions d'utilisation.

L'utilisation des moteurs à réaction est généralisée aussi bien dans le domaine civil que militaire.

Des critères de performances, de rapidité, de manœuvrabilité et d'efficacité en consommation de carburant sont imposés chez les militaires alors que dans le civil, on recherche le moteur avec le minimum de consommation en carburant, un faible degré de pulsation et un bruit faible.

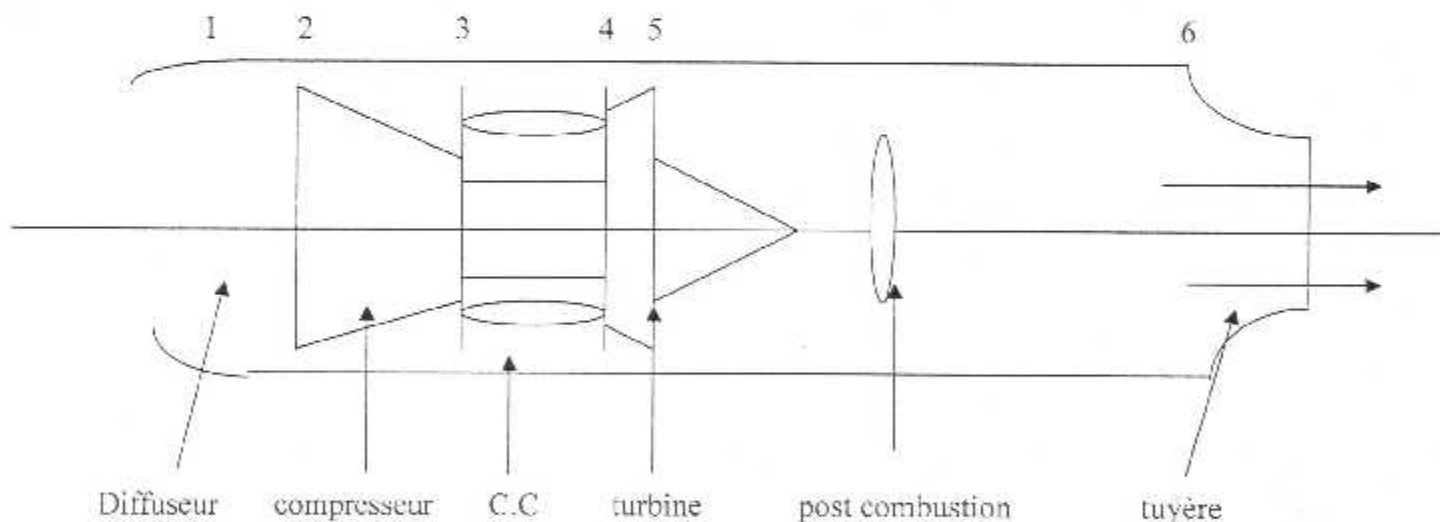


Fig.(1-1) Moteur à réaction.

On distingue deux types de moteurs à réaction :

- moteur à réaction n'utilisant pas l'air ambiant.
- moteur à réaction utilisant l'air ambiant.

### a) MOTEUR A REACTION N'UTILISANT PAS L'AIR AMBIANT :

Ces engins fonctionnent par éjection de gaz provenant de la combustion de ( sélection ) solide ou de liquide .

Après leur combustion , les gaz sont canalisés par une tuyère dont la forme permet d'obtenir le maximum de vitesse , les vitesses d'éjection sont très élevées et souvent supérieures à 2000 m/s .

Une fusée est caractérisée par le débit des gaz qu'elle émet et leur vitesse . Ces valeurs sont elles même déterminées par la pression dans la chambre de combustion et la forme de la tuyère .

La poussée obtenue est donnée par la relation :

$$\text{Poussée (N)} = \text{débit d'éjection (Kg/s)} \times \text{vitesse d'éjection (m/s)}$$

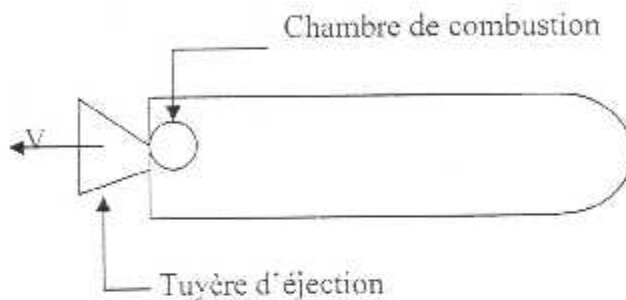


Fig.(1-2) Fusé.

### b) MOTEUR A REACTION UTILISANT L'AIR AMBIANT :

- turbo-réacteur simple flux
- turbo-réacteur double flux
- statoréacteur
- pulsoréacteur

#### b- 1 )TURBOREACTEUR SIMPLE FLUX :

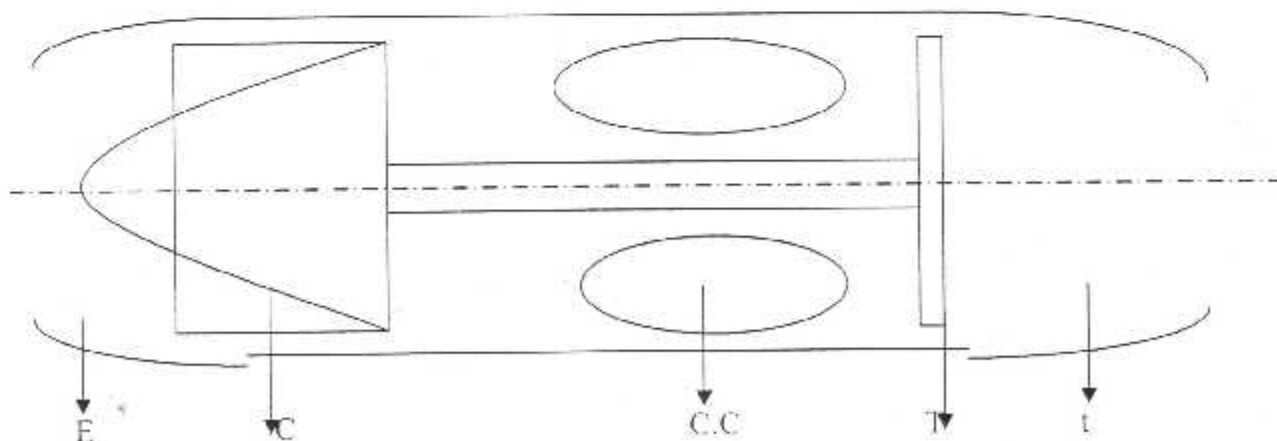


Fig.(1-3) Turboréacteur simple flux.

E : entrée d'air  
C : compresseur

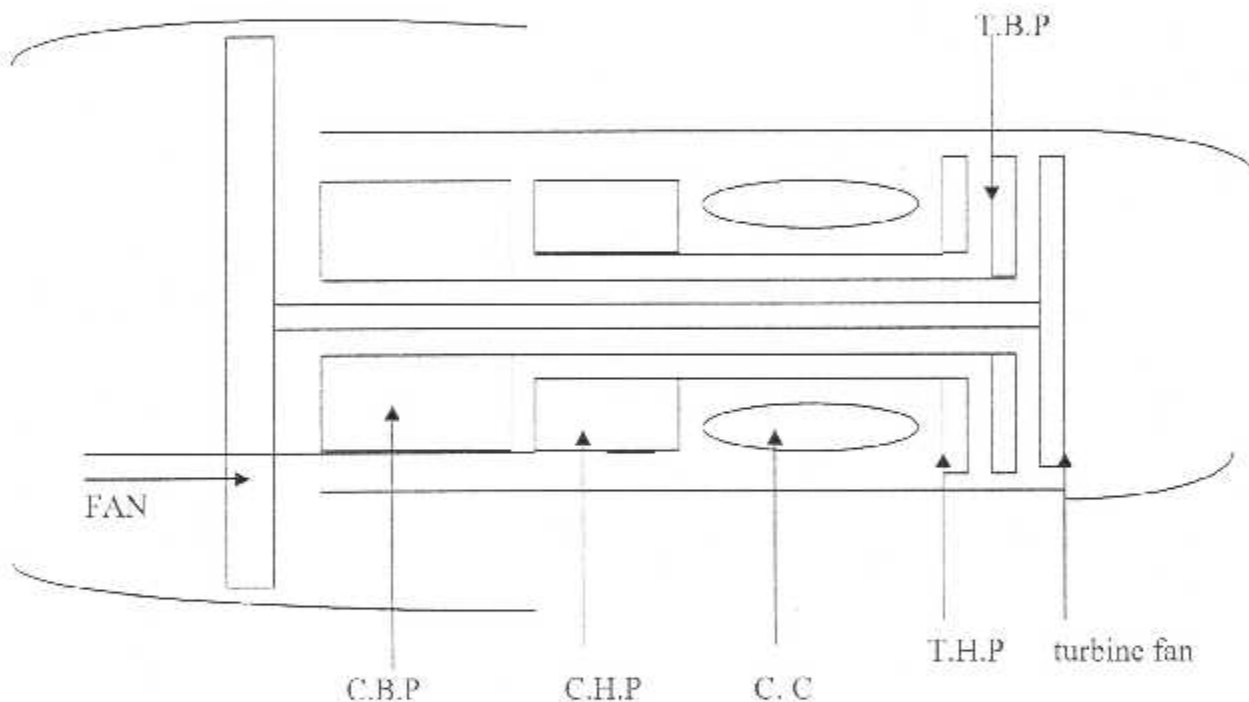
C.C :chambre de combustion  
 T : turbine  
 t :tuyère ou canal d'éjection

Dans un turbo-réacteur simple flux, l'énergie des gaz disponible dans la chambre de combustion est récupérée essentiellement sous forme de vitesse.

L'ensemble compresseur turbine est lié mécaniquement et constitue ce que l'on a coutume d'appeler l'étage compresseur-turbine.

### b- 2) TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX :

Dans ce type de réacteur l'énergie des gaz dans la chambre de combustion est récupérée en plus grande partie sur les turbines que dans la tuyère, cette énergie disponible sur les turbines sert à entraîner une soufflante (fan) . La soufflante accélérée un débit d'air secondaire et de ce fait fournir une poussée vers l'avant.



Fig(1-4) Turboréacteur double flux.

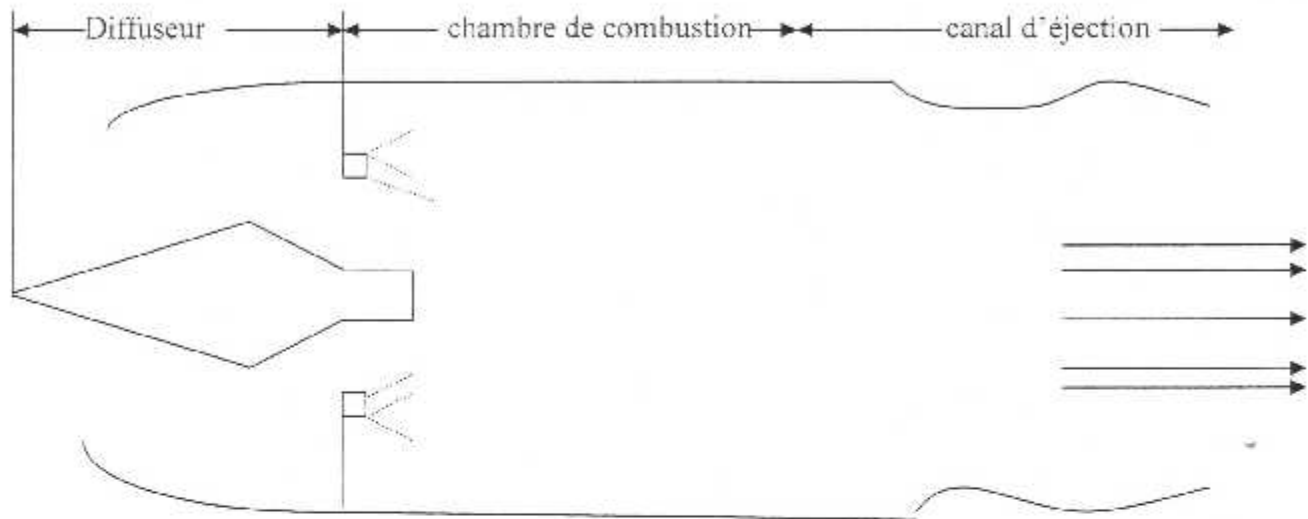
C.B.P : compresseur basse pression  
 C.H.P :compresseur haut pression  
 C.C : chambre de combustion  
 T.H.P :turbine haute pression  
 T.B.P :turbine basse pression

### b- 3) STATOREACTEUR :

Le statoréacteur représente la forme la plus simple d'un réaction bien, qu'il ne soit pas très facile à réaliser le statoréacteur ne comprend ni compresseur ni turbine.

La compression des gaz s'effectue par ralentissement de l'air à l'aide d'onde de choc (vol supersonique) et de la manche d'entrée d'air de forme divergente.

Le rapport de pression obtenue dans ces conditions dépend beaucoup du nombre de mach de vol.



#### **b- 4 )PULSOREACTEUR :**

Ce moteur est caractérisé par son fonctionnement à flux discontinu, d'ou le nom de pulsoréacteur.

Le pulsoréacteur se présente comme un long corps fuselé de faible diamètre et comprenant les éléments suivants (schéma ci-dessous) .

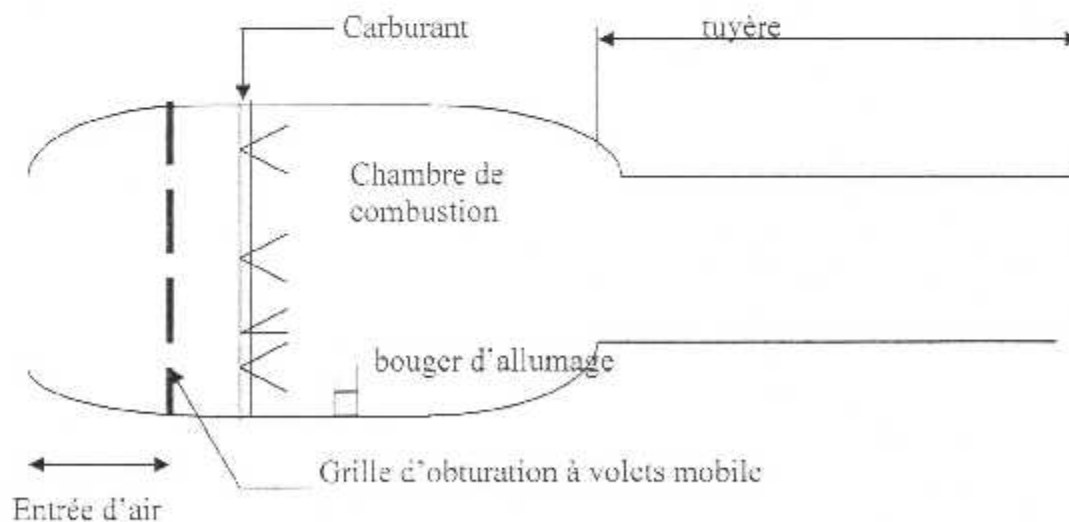


Fig.(1-6) Pulsoréacteur.



• **FONCTIONNEMENT :**

Pour mieux comprendre le fonctionnement, on peut imaginer l'air au repos dans la chambre de combustion, si on injecte du carburant, le mélange air-carburant ainsi formé s'enflamme grâce à l'étincelle de la bougie de démarrage, les volets étant fermés, les gaz brûlés s'éjectent par la tuyère créant une dépression dans la chambre de combustion, les volets s'ouvrent sous l'effet de cette dépression et de l'air frais est admis dans la pièce de combustion. Le même cycle recommence et peut se produire de 50 à 150 fois par seconde, chaque éjection de gaz vers l'arrière provoque une poussée et par conséquent une augmentation de la vitesse de l'engin. L'accroissement de vitesse provoque une augmentation de pression dans l'entrée d'air et de ce fait du rendement.

**I-4 STATION :**

Sur le plan d'utilisation des moteurs, il est intéressant de connaître les valeurs de certains paramètres en des points déterminés de réacteur, les paramètres retenus sont :

- la pression P
- la température T
- la vitesse V

Le réacteur est découpé en tronçons limités par des sections numérotées, les paramètres ci-dessus sont généralement mesurés aux niveaux des sections, et ils porteront en indice le numéro de la section considérée.

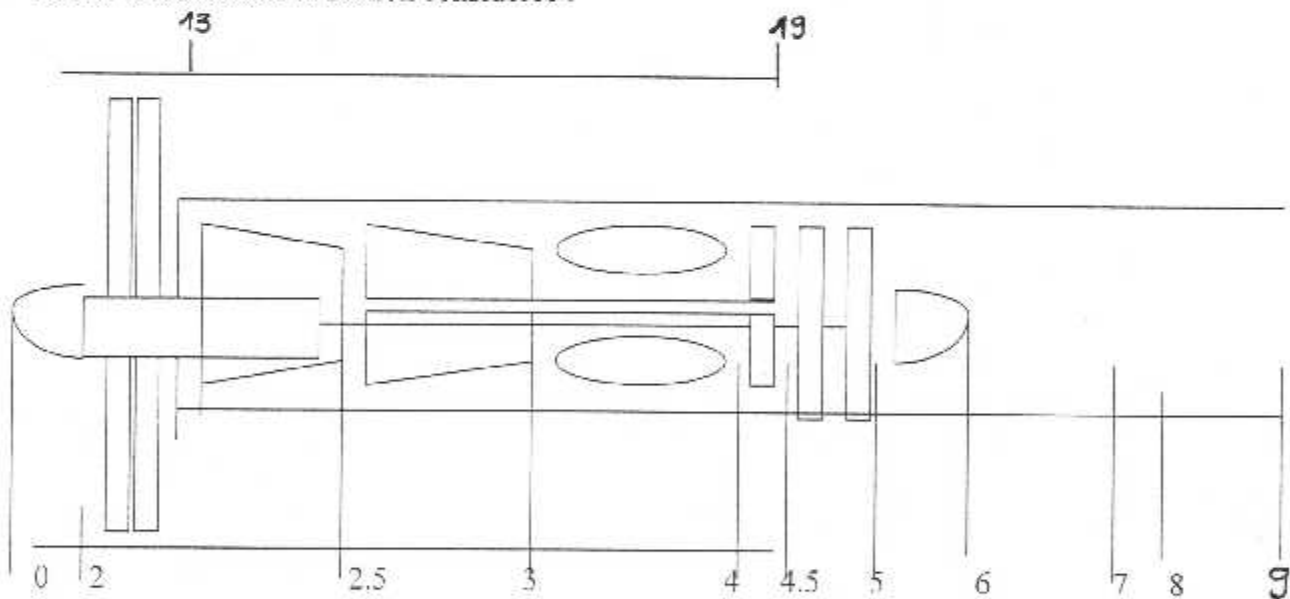


Fig.(1-7) Turboréacteur double flux double corps.



### **I-5- Fonctionnement d'un turboréacteur :**

Le turboréacteur est moteur à réaction qui transforme l'énergie chimique d'un combustible en énergie cinétique du jet de fluide moteur (gaz) dans la tuyère.

#### **1) Fonctionnement d'un turboréacteur simple flux :**

L'air est admis dans l'entrée d'air (diffuseur), dans le rôle est canalisé les filets d'air afin que ceux-ci se présente à l'entrée du compresseur dans les meilleures conditions possible.

Cet air est ensuite comprimé dans le compresseur ; cet air pénètre ensuite dans la chambre de combustion où il est mélangé finement avec du kérosène et enflammé de façon continue .

Les gaz chauds ayant acquis une énergie importante ,en cèdent une partie en traversant la turbine .L'énergie cédée par le fluide à la turbine sert à entraîner le compresseur et les accessoires .

La détente des gaz chauds se poursuit de la même façon dans le canal d'éjection ce qui a pour effet d'augmenter la vitesse d'écoulement des filets d'air ,cette vitesse est supérieure à celle que possédaient ces derniers à leur entrée dans le moteur .

Comme nous verrons plus tard, c'est cette différence de vitesse d'écoulement qui permet d'obtenir la force de propulsion appelée poussée.

#### **Fonctionnement d'un turboréacteur avec post combustion :**

Comme le cas du moteur précédent ,nous avons :

- admission dans l'entrée d'air .
- compression dans le compresseur .
- combustion dans la chambre de combustion .
- détente partielle dans la turbine .

Dans le cas d'un moteur avec post combustion ,les gaz ne continuent pas de se détente après avoir traversé la turbine .Nous avons vu précédemment que tout l'oxygène n'était pas utilisé dans la chambre de combustion ,nous disposons donc après la turbine ,de gaz contenant une partie non négligeable d'oxygène et qui présente la particularité d'être chauds et de posséder une certaine énergie de pression .

La post combustion se propose de réenflammer par un nouvel apport de carburants ,la combustion qui augmente la température permet d'accroître l'énergie des gaz ; ceux ci sont ensuite détendus dans une tuyère permettant d'accroître très fortement la vitesse des gaz et par conséquent la poussée du moteur .

#### **2) Fonctionnement d'un turboréacteur double flux :**

Dans ce type de moteur l'air admis dans l'entrée d'air se partager en deux (2) flux . Un débit interne ou flux chaud qui subit les mêmes évolutions thermodynamique que dans le cas d'un simple flux . D'autre turbine placée derrière la turbine entraînant le compresseur et prélevée de l'énergie pour entraîner un soufflante ou fan , ayant pour but de fournir de l'énergie au flux externe .

Un débit externe ou flux froid recevant l'énergie par le fan est accéléré dans une tuyère formée par le carénage du flux externe . La vitesse de sortie du fan est supérieure à la vitesse d'entrée tout en étant inférieure à celle des gaz chauds .

Ce type de moteur développe donc une poussée résultant de la mise en vitesse du flux chaud et de la vitesse du flux froid. Notons que ce type de réacteur équipe une très grande part les avions subsonique commerciaux.

# **Chapitre II**

## **Performances globale d'un turboréacteur**

## II – PERFORMANCE GLOBALE D' UN MOTEUR A REACTION :

### II-1 INTRODUCTION :

Les performances d'un moteur à réaction se basées sur l'études des différentes paramètres caractérisant ce moteur : La poussée spécifique, la consommation spécifique et les différents rendements : Propulsifs, thermique et globale pour l'ensemble du moteur et pour chaque élément.

### II-2 CAS DE MONO FLUX :

#### II-2-1) POUSSEE SPECIFIQUE :

On considère la poussée spécifique la poussée par unité de masse d'air, ce paramètre exprimé le rapport entre la poussée effective et la quantité d'air qu'il a fallut accélérer pour obtenir cette poussée.

Ainsi l'on peut très bien avoir une forte poussée avec une faible poussée spécifique, il suffit dans ce cas de débiter une très grande quantité d'air.

Le rapport de la poussée spécifique nécessite la détermination au préalable de l'expression de la poussée  $F$ .

On a :

$$F = m_9 \times V_9 - m_0 \times V_0 \dots\dots\dots(II-1).$$

Avec :  $m_9 = m_f + m_0$

$m_0$  : débit d'air

$m_f$  : débit fuel.

Soit :  $f = \frac{m_f}{m_0}$

Alors :  $F = m_0 \times ((1 + f) \times V_9 - V_0) \dots\dots\dots(II-2).$

l'expression finale de la poussée spécifique est :

$$\frac{F}{m_0} = (1 + f) \times V_9 - V_0 \dots\dots\dots(II-3).$$

Leur unite:  $\frac{N}{Kg} \times S$

$V_9$  : Vitesse de la sortie des gaz d'échappement dans la tuyère.

$V_0$  : vitesse d'entrée l'air

La poussée spécifique nécessite la connaissance de  $F$  et la vitesse d'éjection  $V_9$ .

#### II-2-2)CALCUL LE DOSAGE f :

Au niveau de la chambre de combustion, il y a production d'énergie sous forme de chaleur provenant de la combustion d'un mélange d'air plus combustible, le bilans thermique au niveau de cette partie est :



$$\eta b = \frac{Q_{réel}}{mf \times H_{pr}} \dots\dots\dots(II-4).$$

$$Q_{réel} = (m_0 + mf) \times C_{pt} \times T_{t4} - m_0 \times C_{pc} \times T_{t3} \dots\dots\dots(II-5).$$

On a donc :  $\eta b \times H_{pr} \times f = m_0 \times (1 + f) \times C_{pt} \times T_{t4} - C_{pc} \times T_{t3}$ .

L'expression finale de f est :  $f = \frac{C_{pt} \times T_{t4} - \frac{T_{t3}}{C_{pc}}}{\eta b \times H_{pr} - C_{pt} \times T_{t4}} \dots\dots\dots(II-6).$

Puisque nous avons dans le cas idéal : le rendement est égale à 1.  
Et donc l'expression devient :

$$f = \frac{C_{pt} \times T_{t4} - \frac{T_{t3}}{C_{pc}}}{H_{pr} - C_{pt} \times T_{t4}} \dots\dots\dots(II-7).$$

**II-2-3) DETERMINATION DE LA VITESSE D'EJECTION DES GAZ CHAUDS :**

Au niveau de la tuyère, l'évolution du gaz est adiabatique ( pas de travail ), il y a donc conservation de l'énergie totale des gaz ( $Q_{ext} = W_{ext} = Q$ ).

On aura donc après la première loi de la thermodynamique :  
Le rendement de la tuyère  $\eta_n$  s'exprime par :

$$\eta_n = \frac{h_{t7} - h_{t9}}{h_{t7} - h_{t9s}} = \frac{V_{t9}}{V_{t9s}} \dots\dots\dots(II-8).$$

donc:

$$V_{t9} = \eta_n \times V_{t9s}$$

L'expression finale de  $V_{t9}$  est :

$$V_{t9} = \sqrt{\frac{2 \times \eta_n \times \gamma \times R_{t9} \times T_{t9} \times (1 - \frac{P_{t9}}{P_{t9s}})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots(II-9).$$

Pour le cas idéal :  $\eta_n = 1$ .  
Et donc  $V_{t9}$  devient :

$$V_{t9} = \sqrt{\frac{2 \times \gamma \times T_{t9} \times (1 - \frac{P_{t9}}{P_{t9s}})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots(II-10).$$



Pour la détermination de la vitesse d'éjection  $V_9$ , on doit d'abord déterminer la température totale des gaz à la sortie de la turbine ( $T_{t5} = T_{t5}$ ) ainsi que la pression totale ( $P_{t6} = P_{t5}$ )

Pour ce la, on doit passer par le calcul des différents paramètres, pressions et températures à l'entrée et à la sortie de chaque élément constituant le moteur à étudier, les paramètres à déterminer sont :

$$T_{t1} = T_{t2}, T_{t3}, T_{t4}, T_{t5} = T_{t6} = T_{t7}, T_{t3s}, T_{t5s}, P_{t1}, P_{t2}, P_{t3}, P_{t4}$$

À partir des conditions de vol.

On peut calculer les paramètres :

$$P_1 = P_r \times \delta$$

$$T_1 = T_r \times \theta$$

À partir de la première loi de thermodynamique on a :

$$T_2 = T_0 \times \left( 1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \times M_0^2 \right)$$

Sachant que :

$$\frac{P_{t2}}{P_0} = \left( 1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \times M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots(\text{II-11})$$

Pour le cas réel le rendement diffuseur est différent de 1.

Donc :

$$\frac{P_{t2}}{P_0} = \left( 1 + \eta_d \times \left( \frac{T_{t2}}{T_0} - 1 \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots(\text{II-12})$$

**II-2-4) Condition de sortie du compresseur :**

En générale le rapport de pression de stagnation  $P_{t3} / P_{t2}$  est spécifique. On peut alors déterminer la pression de sortie :  $P_{t3}$ .

On déduit alors la température de stagnation de sortie :

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \pi^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \dots\dots\dots(\text{II-13})$$

Pour le cas réel :

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \left( 1 + \frac{1}{\eta_c} \times \left( \pi^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right) \right) \dots\dots\dots(\text{II-14})$$

Avec  $\gamma_c$  : Rapport des chaleurs spécifique de compression.

**II-2-5) CONDITION DE SORTIE DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION :**

La pression totale diminue dans la chambre de combustion a cause des pertes dues aux frottements, les pertes sont estimées à 5 et 7, la pression totale à la sortie de la chambre de combustion est :  $P_{t4} = \pi_b \times P_{t3}$ .

Tel que :  $\pi_b$  :Rapport de pression dans la chambre de combustion.

**II-2-6) CONDITION DE SORTIE DE LA TURBINE :**

Etant donné que la turbine doit fournir la puissance requise par le compresseur, on a pour un écoulement permanent adiabatique :

$$\eta_m = \frac{W_c}{W_t}$$

donc :  $W_c = W_t \times \eta_m$

$$m_0 \times C_{pc} \times (T_{t3} - T_{t2}) = \eta_m \times (m_0 - mf) \times C_{pt} \times (T_{t4} - T_{t5}) \dots\dots\dots(II-15).$$

Et donc

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \pi = 1 - \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \times \frac{T_{t2}}{T_{t4}} \times \frac{1}{\eta_m \times (1+f)} \times (\pi_c - 1) \dots\dots\dots(II-16).$$

$\pi$  : Rapport de température au niveau du turbine.

$\pi_c$  : Rapport de température au niveau du compresseur.

Pour le cas idéal  $\eta_m = 1$ .

Donc l'expression devient :

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = 1 - \left( \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \times \frac{T_{t2}}{T_{t4}} \times \frac{1}{(1+f)} \right) \times (\pi_c - 1) \dots\dots\dots(II-17).$$

Les débits ne sont pas les mêmes ( en quantité ) à l'entrée du compresseur et à la turbine, étant donné que le carburant est ajouté est une partie du flux d'air est extraite du compresseur pour refroidir la chambre de combustion et la turbine.

De plus les chaleurs spécifiques ne sont pas strictement les mêmes, pour les taux de refroidissement modeste, on peut donc faire l'approximation :

$$(m_0 \times C_{pc}) = (mf + m_0) \times C_{pt}$$

Ce qui donne :

$$(T_{t4} - T_{t5}) = (T_{t3} - T_{t2}).$$

$$T_{t5} = T_{t4} - (T_{t3} - T_{t2}) .$$

On peut aussi évaluer la pression de stagnation de sortie à partir de la définition du

Rendement adiabatique de la turbine.

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left( \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots(II-18).$$

$$\pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \text{ (Rapport de pression au niveau du turbine) .}$$

Pour le cas réel on a l'expression suivant :

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left( 1 - \frac{1}{\eta_t} \times \left( 1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots(II-19).$$

$\gamma$  :: rapport de chaleur spécifique dans la turbine

### II-2-7) CONSOMMATION SPECIFIQUE $C_s$ :

La consommation spécifique est le débit de combustible consommé par unité de poussée. Elle est noté «  $C_s$  ».

$$\text{On pose } f = \frac{mf}{m0}$$

$$\frac{F}{m0} = (1+f) \times V9 - V0$$

$$C_s = \frac{f}{\frac{F}{m0}} \dots\dots\dots(\text{II-20})$$

### II-2-8) RENDEMENTS D' UN TURBOREACTEUR :

#### a ) RENDEMENT THERMODYNAMIQUE $\eta_{th}$ :

C'est le rapport entre la variation d'énergie cinétique entre l'entrée et la sortie, et l'énergie totale consommée.

$$\eta_{th} = \frac{(1+f) \times V9^2 - V0^2}{2 \times f \times Hpr \times \eta_b} \dots\dots\dots(\text{II-21})$$

Dans le cas idéal :  $\eta_b=1$

Donc l'expression devient :

$$\eta_{th} = \frac{(1+f) \times V9^2 - V0^2}{2 \times f \times Hpr} \dots\dots\dots(\text{II-22})$$

Plus qu'on s'approche du cycle réel, le rendement thermodynamique augmente, c'est à dire qu'il faut diminuer les pertes interne de la machine ainsi que les pertes dues à la source froide ( quantité de chaleur des gaz chauds d'éjection ).

#### b ) RENDEMENT PROPULSIF ( $\eta_p$ ):

Le rendement propulsif représente le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance dynamique.

$\eta_p$  = puissance propulsive / puissance dynamique .

$P_p$  : puissance propulsive

$$P_p = F \times V0$$

$$\eta_p = \frac{2 \times F \times V0}{m0 \times (V9^2 - V0^2)} \dots\dots\dots(\text{II-23})$$

Le rendement propulsif diminue si le rapport des vitesses de sortie à la vitesse de vol ( $V9 / V0$ ) augmente, c'est à dire que la vitesse d'éjection augmente.

**C ) RENDEMENT GLOBAL :**

Est le produit des rendements, thermique et propulsif.

$$\eta_g = \eta_p \times \eta_{th} \dots\dots\dots(\text{II-24}).$$

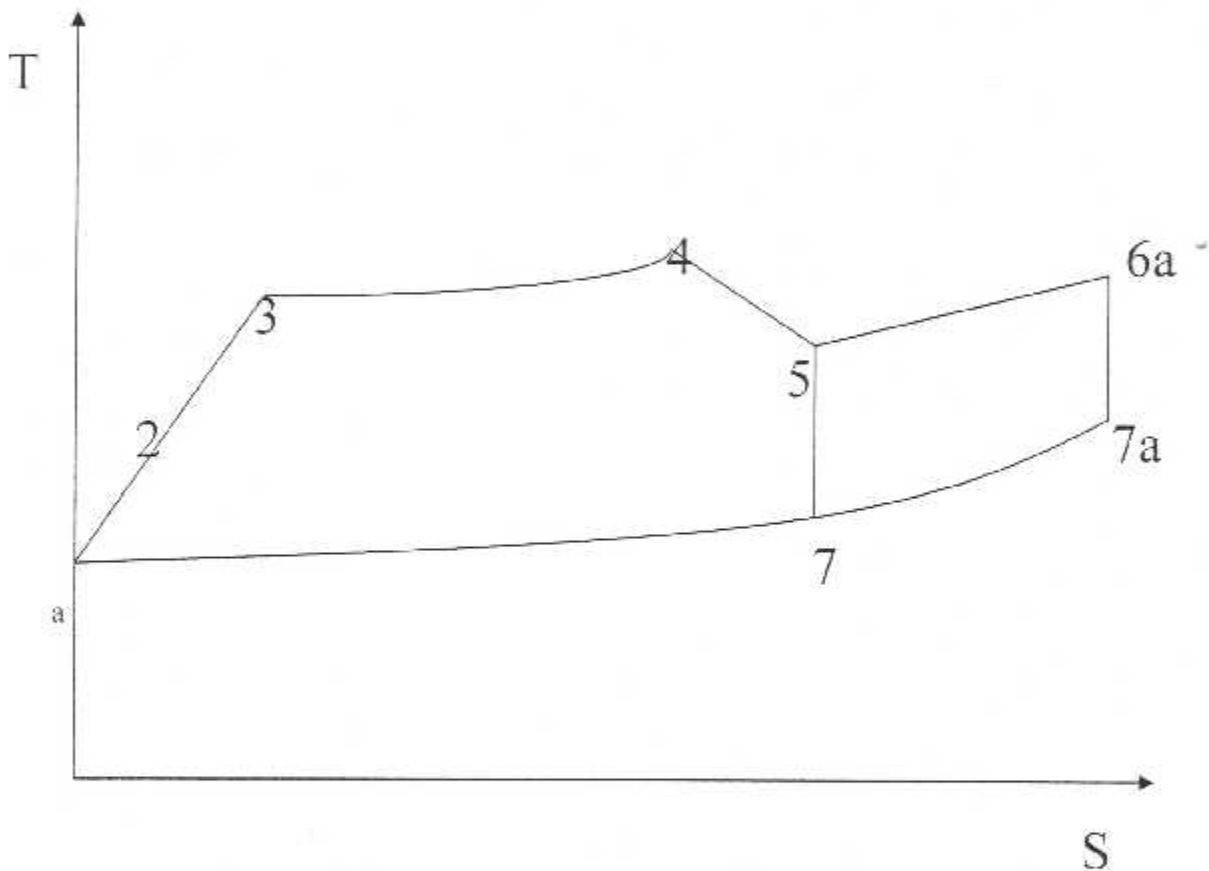


Diagramme T-S

Dans le cas réel aucune composante de moteur n'est réversible quoique l'on peut assurer qu'il soit adiabatique.

De plus la composition de fluide change durant la combustion.

Les vitesses dans la chambre de combustion ne sont pas négligeables cela sont imposé pour la stabilisation de la flamme.

Les débits de gaz sont déferents dans la turbine et le compresseur puisque le fuel est ajouté et l'air peut être détourné pour le refroidissement.

Le diagramme T-S pour le cas réel pour un rapport de compression donné ci-dessus, avec et sans préchauffage  $P_9 = P_0$  dans les deux cas  $h_0, P_0$ , enthalpie de pression ambiante



(atmosphérique) par vertu de la vitesse relative entre l'air et le moteur, l'air est un enthalpie de stagnation supérieur à  $h_{a0}$ ,  $h_{t0} > h_0$ .

(a)  $\longrightarrow$  (2)  $h_{t0} = \text{constante} = h_{t2}$

(a)  $\longrightarrow$  (1) l'air est décéléré : processus isothermique (sauf dans le cas de la présence d'un choc)  $P_{t0} = P_{t1}$

(2) décélération avec une augmentation en  $S$  due au frottement et une diminution dans la pression de stagnations.

(2)  $\longrightarrow$  (3) compression irréversible avec une augmentation de  $S$  (3) état de stagnation à la sortie des compresseurs

(3)  $\longrightarrow$  (4) mélange air- fuel combustion strictement il y a changement dans la composition et le chemin devrait être différent  $P_{t4}$  et  $P_{t3}$  à cause du frottement et à l'addition de chaleur à vitesse constante,  $T_{t4}$  et max. (Tolérée par le matériaux).

(4)  $\longrightarrow$  (5) détente dans la turbine, pour l'entraînement du compresseur et les pertes mécaniques.

(5)  $\longrightarrow$  (6) pas de travail ni de transfert de chaleur  $P_{t5} = P_{t6}$ .

Etat : (6) dépend de la géométrie mais en générale  $P_{t6} = P_{t5}$ .

(6)  $\longrightarrow$  (7)  $P_7 = P_0$  en générale (sauf si  $V_9$  supersonique).

Si l'état (7) est connu on peut calculer  $V_7$  dans le cas l'utilisation du préchauffage. la température est élevé à l'état 6A et le détente de la tuyère à 7A :

### II-3) CAS DE DOUBLE FLUX :

#### II-3-1 description du moteur double flux « turbo fan » :

Le moteur turbo fan est essentiellement constitué de deux ensembles :

- une turbine à gaz
- une soufflante (fan) entraîné par une turbine

#### a) turbine à gaz :

la turbine à gaz comprend :

- Un compresseur à fort taux de compression
- Une chambre de combustion annulaire dans lequel l'air est porté à haute température.
- Une turbine qui fournit la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur haut pression ( turbine haute pression )
- Une prise de force sur l'aube compresseur - turbine fournit la puissance nécessaire aux accessoires moteur et avion.

#### b) fan et turbine basse pression :

Le fan à l'avant, n'est autre qu'un compresseur à un étage à faible taux de compression et grand débit, entraîné par une turbine basse pression, compresseur basse pression : Destiné à pré-comprimer l'air à fournir au générateur de gaz.

#### II-3-2) FONCTIONNEMENT DU DOUBLE FLUX :

Dans ce type de moteur l'air admis dans l'entrée se partage en deux flux :

- a) un débit interne ou flux chaud qui subit les transformations suivantes :
- Compression
  - Combustion
  - Détente dans les turbines.
  - détente au niveau de la tuyère

Une turbine basse pression prélève de l'énergie pour entraîner la soufflante ayant pour but de fournir l'énergie au flux externe.

- b) Un débit externe ou flux froid recevant de l'énergie par le fan (soufflante) est accélérée dans une tuyère formée par le canin age du flux externe. La vitesse de sortie du fan est supérieure à la vitesse d'entrée, tout en étant inférieur à celle des gaz chauds.

Ce type de moteur développe donc une poussée résultant de la mise en vitesse du flux chaud et la mise en vitesse du flux froid. Ce type de propulsion équipe les avions commerciaux.

### II-3-3 ) RAPPORT DE DERIVATION ( FLUX SECONDAIRE /FLUX PRIMAIRE :

Les turbo fans sont caractérisés généralement par leur rapports de dérivations, le rapport de l'écoulement d'air qui s'écoule autour du corps à l'écoulement d'air qui passe à travers le corps.

### II-3-4) EXPRESSION DE LA POUSSEE SPÉCIFIQUE :

Les équations de la conservation de masse et la conservation de la quantité de mouvement nous donne :  $\frac{F}{m\dot{0}} = \frac{(1+f) \times V_9 - V_0 + \alpha \times (V_{19} - V_0)}{(1+\alpha)}$  .....(II-25).

### II-3-5) DETERMINATION DE LA VITESSE D' EJECTION DES GAZ :

L'évolution du débit d'air secondaire se fait adiabatique met sans échange de chaleur avec le milieu extérieure, et pas de travail.

D'après le 1ere principe de la thermodynamique :

$$h_{t9} = h_9 + \frac{V^2}{2}$$

Soit le rendement de cette tuyère défint par :

$$\eta_n = \frac{(h_{t7} - h_9)}{(h_{t7} - h_{9s})} \dots\dots\dots(II-26).$$

A laide de ces deux relation on aura :

$$V_9 = \sqrt{\frac{2 \times \eta_m \times \gamma \times R_t}{\gamma - 1} \times T_{t9} \times \left(1 - \left(\frac{P_9}{P_{t9}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right)} \dots\dots\dots(\text{II-27}).$$

Pour le cas idéal le  $\eta_m=1$ , donc l'expression de la vitesse est devient :

$$V_9 = \sqrt{\frac{2 \times \gamma \times R_t}{\gamma - 1} \times T_{t9} \times \left(1 - \left(\frac{P_9}{P_{t9}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right)} \dots\dots\dots(\text{II-28}).$$

On suppose que les propriétés de l'air restent constantes, et en faisant intervenir le rapport de détente isentropique :

la vitesse d'éjection du flux secondaire est donné par la formule suivant :

$$V_{19} = \sqrt{\frac{2 \times \eta_{mf} \times \gamma \times R_c}{\gamma - 1} \times T_{t19} \times \left(1 - \left(\frac{P_{19}}{P_{t19}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right)} \dots\dots\dots(\text{II-29}).$$

Pour le cas idéal nous avons  $\eta_{mf}=1$ , donc l'expression devient

$$V_{19} = \sqrt{\frac{2 \times \gamma \times R_c}{\gamma - 1} \times T_{t19} \times \left(1 - \left(\frac{P_{19}}{P_{t19}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right)} \dots\dots\dots(\text{II-30}).$$

:

Détermination de la température totale du débit d'air secondaire à la sortie de la soufflante et

et

A l'entrée de la soufflante on à :

$$\frac{T_{t13}}{T_{t2}} = \pi_f^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \dots\dots\dots(\text{II-31}).$$

La puissance produit par la turbine est consommée par la soufflante et le compresseur, on faisant un bilans d'énergie.

On aura :

$$\eta_m \times W_t = W_f + W_c$$

$$\begin{aligned} W_f + W_c &= m_c \times C_{pc} \times (T_{t3} - T_{t2}) + m_f \times C_{pc} \times (T_{t13} - T_{t2}) \\ &= \eta_m \times (m_c + m_f) \times C_{pt} \times (T_{t4} - T_{t5}) \end{aligned} \dots\dots\dots(\text{II-32}).$$

Donc :

$$\tau_t = 1 - \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \times \frac{T_{t2}}{T_{t4}} \times \frac{((\tau_c - 1) + \alpha \times (\tau_f - 1))}{\eta_m \times (1 + f)} \dots\dots\dots(\text{II-33}).$$

Pour le cas idéal  $\eta_m = 1$

Donc la formule (II-34) devient :

$$\tau t = 1 - \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \times \frac{T_{t2}}{T_{t4}} \times \frac{((\tau c - 1) + \alpha \times (\tau f - 1))}{(1 + f)} \dots\dots\dots(\text{II-34}).$$

Tel que :  $\tau t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}}$  (Rapport de température au niveau du turbine)..

La relation des rapports isentropique (pression et température )

$$\frac{p_{t5}}{p_{t4}} = (1 - \frac{1}{\eta t} \times (1 - \tau t)) \frac{\gamma}{(\gamma - 1)} \dots\dots\dots(\text{II-35}).$$

Le rendement de la turbine est donné par :

$$\eta t = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5s}} \dots\dots\dots(\text{II-36}).$$

### II-3-6) CONSOMMATION SPECIFIQUE ( Cs ) :

La consommation spécifique représente la quantité de carburant consommé par unité de temps pour produire une poussé de 1 newton.

Leur unité :  $\frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{h}}$

$$C_s = \frac{f \times m_0}{F \times (1 - \alpha)} \dots\dots\dots(\text{II-37}).$$

### II-3-7) Les rendements du moteur à réaction double flux:

#### a) rendement propulsif « $\eta_p$ » :

$$\eta_p = \frac{2 \times \frac{F}{m_0} \times V_0}{(1 + f) \times V_9^2 - V_0^2 + \alpha \times (V_{19}^2 - V_0^2)} \dots\dots\dots(\text{II-38}).$$

#### b) RENDEMENT THERMIQUE ( $\eta_{th}$ ) :

$$\eta_{th} = \frac{((1 + f) \times V_9^2 - V_0^2 + \alpha \times (V_{19}^2 - V_0^2))}{2 \times H_{pr} \times f \times \eta_b} \dots\dots\dots(\text{II-39}).$$

Pour le cas idéal le idéal  $\eta_b = 1$ .

Donc la formule de rendement thermique devient :



$$\eta_{th} = \frac{((1+f) \times V_9^2 - V_0^2 + \alpha \times (V_{19}^2 - V_0^2))}{2 \times H_{pr} \times f} \dots\dots\dots(\text{II-40}).$$

C) RENDEMENT GLOBAL ( $\eta_g$ ) :

$$\eta_g = \eta_{th} \times \eta_p \dots\dots\dots(\text{II-41}).$$

# ***Chapitre III***

## ***performances par éléments***

**Chapitre III : performances par élément :****III-1/ entrée d'air :**

**III-1-1/Rôle :** Elle a pour mission de fournir à l'entrée du compresseur un débit d'air uniforme, la conception de l'entrée d'air doit être faite selon les critères suivants :  
Eviter le décollement de la couche limite sur les parois externes et internes.  
Uniformité du profil de vitesse à l'entrée du compresseur.

**III-1-2/ Fonctionnement de l'entrée d'air :**

Soit une entrée d'air alimentée par un tube de courant.

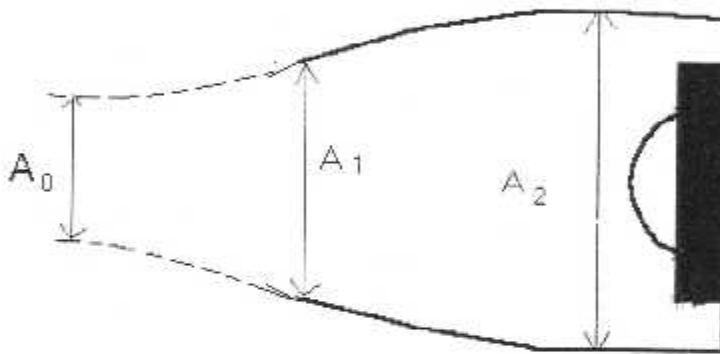


Fig.(3-1).Entrée d'air.

a) Fonctionnement divergent :  $M_0 > M_1$

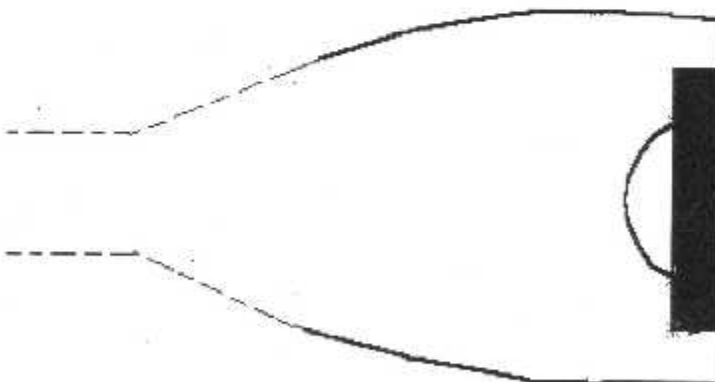


Fig.(3-2).Entrée d'air en fonction divergent.

On note que l'entrée d'air fonction en subsonique divergent aérodynamique

b) Fonctionnement cylindrique :  $M_0 = M_1$

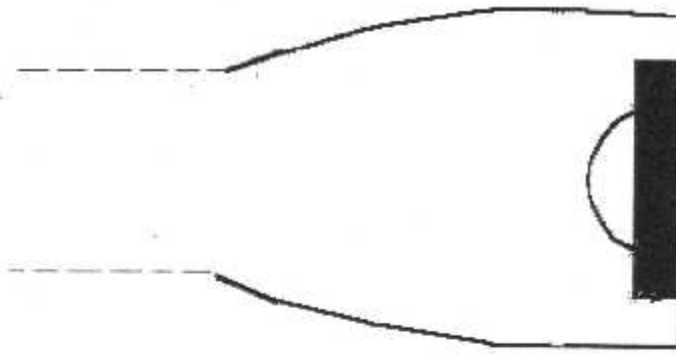


Fig.(3-3).Entrée d'air en fonction cylindrique .

c) fonctionnement convergent :  $M_0 < M_1$

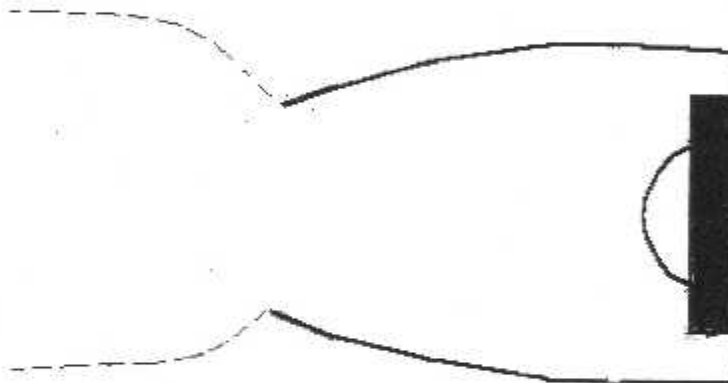


Fig.(3-4).Fonction de l'entrée d'air en fonction convergent.

#### Régulation :

il est nécessaire d'actionner les volets d'air auxiliaires afin d'assurer un débit d'air suffisant pour alimenter le réacteur et pour éviter l'augmentation des pertes.

#### III-1-3/ Ecoulement dans l'entrée d'air :

##### a)Ecoulement interne :

L'écoulement dans l'entrée d'air subit une décélération, l'écoulement dans l'entrée d'air dépend largement du type de variation de la section de l'entrée d'air . Si la section de l'entrée d'air n'augmente pas rapidement suivant le sens d'écoulement de la couche limite se développe. Le gradient de pression défavorable tend à retarder le mouvement des fluides près des parois.

D'autre part, si le gradient de pression n'est pas important les forces de frottement se manifestent dans le mouvement ralenti du fluide et le conduit à l'état de stagnation . Sous ces conditions l'écoulement relativement uniforme.



**b)Écoulement externe :**

Il est souhaitable d'avoir un écoulement ralenti le long des surfaces externe des pièces du moteur, résultant des traînées élevés. Une réduction des performances globales est causée par ces traînées.

La solution optimale ainsi demandée est un compromis entre les inconvénients des écoulements interne et externe.

Dans l'écoulement sur la périphérie de l'entrée l'écoulement externe est accéléré jusqu'à de grande vitesse, autant que l'écoulement est accéléré au dessus des surfaces d'aspiration portantes.

Si la section d'écoulement diverge largement, l'écoulement peut être caractérisé par des zones peu stables de décollement.

**III-1-4/ Performances de l'entrée d'air :**

L'évolution de la température totale est fournie par le premier principe.

$$\left( \frac{w + q}{t} \right)_0^2 = \dot{m} \cdot c_p \cdot (T_{t_2} - T_{t_0})$$

$$(w)_0^2 = 0$$

pas de travail

l'échange de chaleur avec l'extérieur est considéré nul d'où :

$$(Q)_0^t = 0$$

par contre les frottements dus à la viscosité nous entraînent à une diminution de la pression totale dans l'entrée d'air.

le rendement de l'entrée d'air est défini par :

$$\eta_d = \frac{P_{t_2}}{P_{t_0}}$$

la grandeur du rendement est au voisinage de 0,98

## III-2 - LE COMPESSEUR :

### III-2-R1- INTRODUCTION :

Dans les turboréacteurs, avant que l'air entre à la chambre de combustion, il faut qu'il soit comprimé par compresseur. Ce dernier est une machine, qui a pour rôle de comprimer l'air provenant de l'entrée

Sous une certaine valeur de température et de pression à une autre valeur plus élevée, il est entraîné par la turbine est généralement accouplé directement à l'arbre turbine.

### III-2-2- ROLE DU COMPRESSEUR :

Le compresseur a pour rôle de comprimer de l'air de façon convenable régulier pour le refouler à haute pression et à haute température dans la chambre de combustion.

### III-2-3- CONSTITUTION DU COMPRESSEUR :

Un compresseur est constitué d'une partie fixe appelée "stator" à l'intérieur de laquelle tourne une partie mobile appelée "rotor". Le rôle du rotor est de fournir de l'énergie cinétique au fluide. Le stator transforme

Cette énergie en énergie de pression. Il existe deux types de compresseurs :

Le compresseur axiale.

Le compresseur centrifuge.

### III-2-4-DESCRIPTION DU COMPRESSEUR :

#### a) compresseur centrifuge :

Il est composé d'un rotor souvent appelé "rouet" et d'un stator ou diffuseur.

Nous en donnons le schéma ci-dessous : (fig.1)

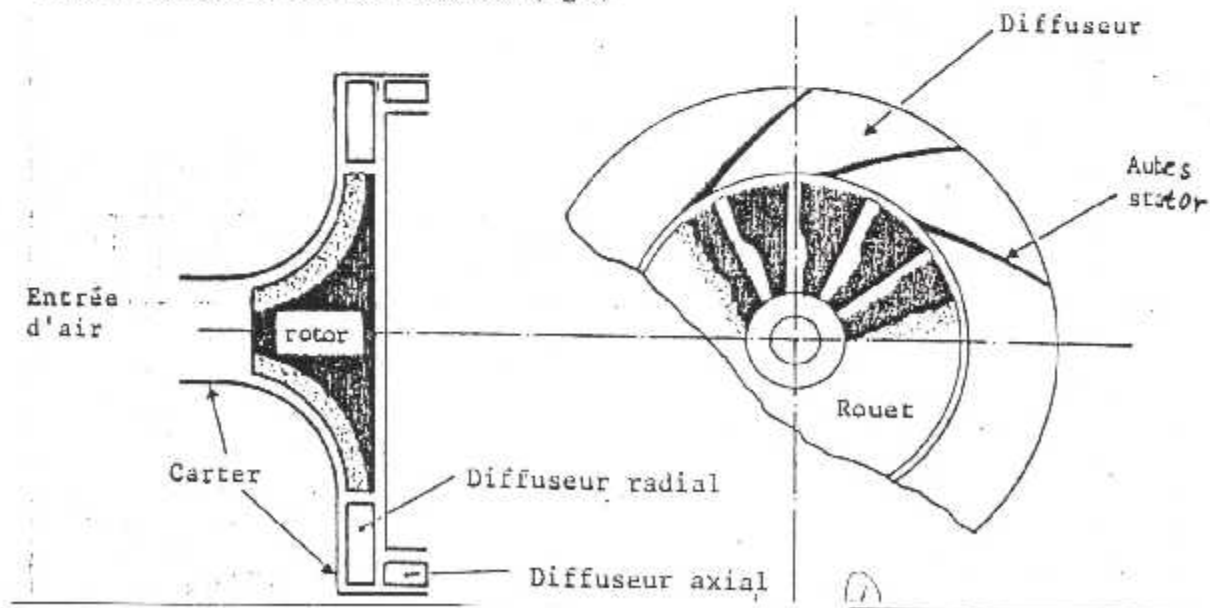


Fig.( 3-5 ) Compresseur centrifuge.

Remarquons le passage divergent entre les aubes radiales rotor et les aubes stator.  
 En regardant le schéma, constate que l'entrée de l'air se fait par la partie centrale du rotor et que par conséquent, du moteur sera nettement supérieur à la section d'entrée d'air. Il s'agit là d'un inconvénient non négligeable du compresseur centrifuge.  
 Autre inconvénient de ce type de compresseur : Son taux de compression généralement faible.

### **b) compresseur axial :**

Le compresseur axial est constitué de :

- un rotor formé d'un empilage de disque à la périphérie desquels sont fixées des aubes.
- un stator qui est le carter du compresseur et l'intérieur duquel sont fixées des rangées circulaires d'aubes.

Les aubes sont constituées de profil aérodynamique. Chaque disque du Rotor avec ces aubes est appelé une grille d'aubes rotor.

L'ensemble comprenant une grille d'aube rotor suivie d'une grille d'aube stator, s'appelle un étage compresseur.

Nous donnons ci-dessous le schéma d'un compresseur simple corps et d'un compresseur double corps.

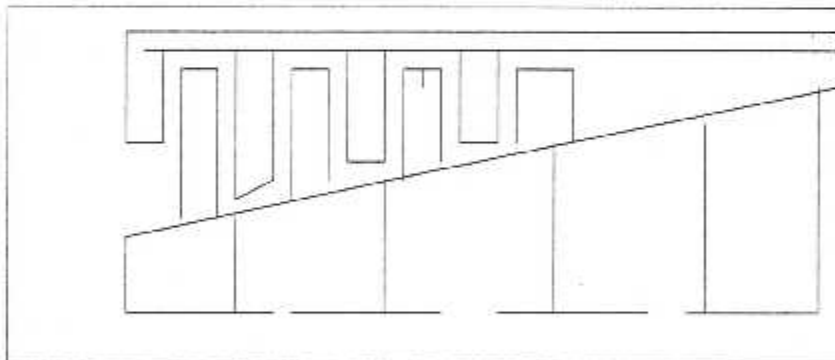


Fig.(3-6) Compresseur simple corps

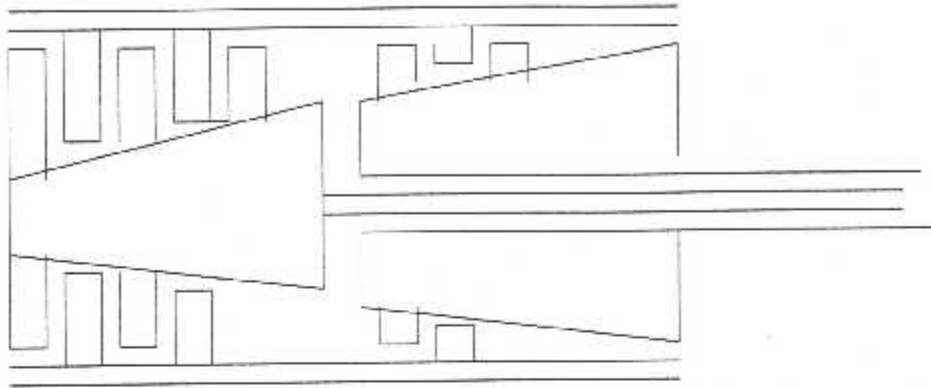


Fig.(3-7) Compresseur double corps

Le compresseur double corps présente les avantages suivants :

- démarrage du réacteur plus facile parce que la rotation de N2entraîne simplement le

- C.H.P.
- accélération et décélération plus rapide.
- poussé de ralentie plus faible.
- meilleur rendement de compression faible régime.

### III-2-4-FONCTIONNEMENT DU COMPRESSEUR :

#### 1)compresseur centrifuge :

Le principe de fonctionnement de ce type de compresseur est le suivant l'air arrive par la partie centrale du rotor sous l'effet de la vitesse du rouet, il est accéléré vers la périphérie, d'ou gain d'énergie cinétique de l'air, la section de passage de l'air entre les aubes radiales rotor et les aubes stator sont divergentes. Ce là induit un début de transformation d'énergie cinétique en énergie de pression.

En suite, les filets d'air attaquant les aubes du stator, ces dernières continuent à transformer l'énergie cinétique restante à la sortie du rotor, en énergie de pression.

La relation de « szydowski » régit le fonctionnement de se type de compresseur.

$$C_p.(T_3-T_2)=u.U^2$$

$C_p$  : chaleur massique à pression constante.

$T_3$  :température sortie compresseur .

$T_2$  : température entrée compresseur.

$u$ :coefficient constant pour un compresseur .

$U$  : vitesse lénierie d'un point du rotor.



## 2) compresseur axial :

Expliquons maintenant comment se fait la compression dans un étage de compresseur.

Rappelons qu'un étage de compresseur est constitué d'une grille d'aube rotor suivie d'une grille stator.

### a) compression dans le rotor :

la mise en vitesse est l'impact de l'air par les aubes rotor qui permet l'accélération de l'air, on voit que la section de passage délimité entre l'intrados et l'extrados d'une aube et l'extrados de l'aube adjacente est divergent ( $s_1 < s_2$ )

L'écoulement subsonique va donc provoquer une perte de vitesse et une augmentation de sa pression statique en compression.

Comme conclusion on a : une mise en vitesse due à l'impact par la roue mobile et une augmentation de la pression ainsi qu'une diminution correspondante de la vitesse.

la conservation du débit massique d'air donne :

$$p_1.v_1.s_1 = p_2.v_2.s_2$$

avec :

$s_1$  : la section d'entrée compresseur .

$p_1$  : pression statique d'entrée compresseur.

$v_1$  : la vitesse absolue à l'entrée compresseur.

$s_2$  : la section de sortie compresseur.

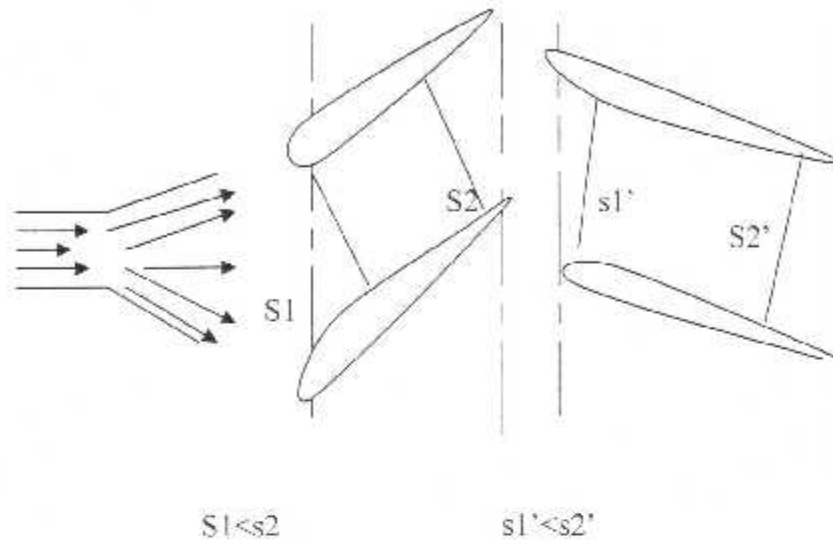
$p_2$  : pression statique de sortie compresseur.

$v_2$  : la vitesse absolue à la sortie compresseur.

b) compression dans le rotor :

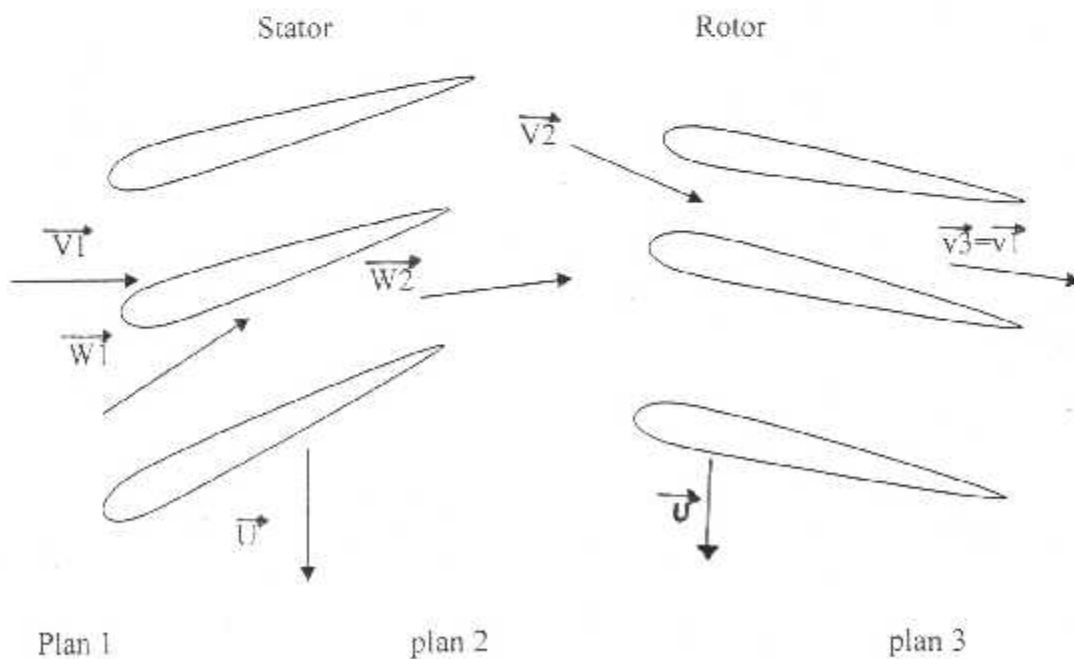
de même manière que pour le rotor ,le passage offert entre les aubes fixes est également divergent ,d'ou une diminution de la vitesse de l'écoulement et un nouveau accroissement de la pression statique .

par résumons :le rotor apporte toute l'énergie ,il augmente la pression et la vitesse de l'air . le stator augmente la pression en diminuant la vitesse de l'écoulement et ramène l'écoulement dans l'axe .



**III-2-6- étude aérodynamique :**

On va voir comment l'air s'écoule dans un étage de compresseur et comment évoluent les vitesses le long de cette étage. si on fait une coupe cylindrique d'un étage, on obtient une grille plane :



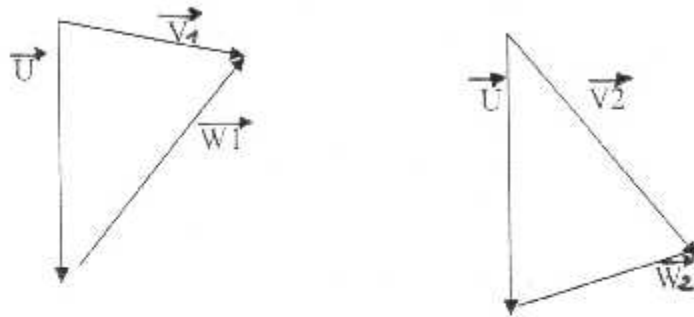


Fig.(3-8) Diagramme de vitesse.

L'air entrant au compresseur, et passe par les aubage de pré rotation ensuite, il arrive à l'entrée du premier étage compresseur avec une vitesse absolue  $v_1$  plus ou moins dévié par rapport à la vitesse axiale.

Une section d'aube rotor est animée d'une vitesse circonférence "U"

tel que :  $\vec{V} = \vec{W} - \vec{U}$   
 Avec :  $\vec{V}$  : Vitesse absolue.

$\vec{U}$  : vitesse d'entraînement.  
 $\vec{W}$  : vitesse relative.

Nous voyons que les filets d'air attaquent les profils d'aubes rotor avec une vitesse relative (W) et un angle d'incidences (alfa) dont la section de passage d'entrée est (s1). Ensuite, la vitesse (W1) va dévier à cause de la forme des profils d'aubes et prendra la déviation (W2).

On constate que pour une section de passage de l'air à la sortie du rotor (s2) supérieure à la section d'entrée (s1), on a une vitesse absolue ( $v_2$ ) supérieure à  $v_1$ , et une vitesse relative ( $w_2$ ) inférieure à  $w_1$ . on conclut que :

- le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air ( $v_2 > v_1$ ).
- gain de l'énergie de pression dans le rotor ( $w_2 < w_1$ ).

Après la grille d'aube rotors, l'air pénètre dans la grille d'aubes stator avec une vitesse absolue ( $v_2$ ), par une section (s2). La direction de ( $v_2$ ) sera modifier grâce la forme des profils d'aubes et sortira avec une vitesse ( $v_3 = v_2$ ).

### III-3-7-étude thermodynamiques :

En réalité la transformation n'est pas réversible (pertes par frottements se traduisant en chaleur), l'air n'est pas rigoureusement assimilable à un gaz parfait, la transformation est poly tropique.

Le diagramme :

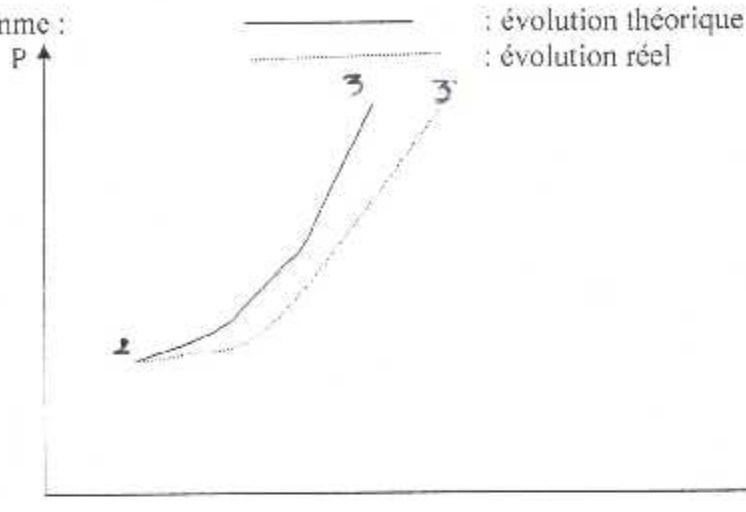


Fig (3-9) Diagramme P-T du compresseur.

**III-2-8- rendement du compresseur :**

$$N_c = (\text{puissance théorique} / \text{puissance réelle}) = (m \cdot c_{pc} \cdot (T_2 - T_1)) / (m \cdot c_{pc} \cdot (T_2' - T_1'))$$

Donc :  $N_c = (T_3 - T_2) / (T_3' - T_2)$ .

Avec : m : Débit d'air.

$c_{pc}$  : chaleur spécifique du compresseur.

**III-2-9-phénomène de pompage :**

Le phénomène de pompage est caractérisé par un décrochage de l'écoulement d'air autour de l'aube rotor. Il se traduit par une inversion de l'écoulement liée en réalité à la conception du compresseur et à l'entrée de l'air.

Le pompage crée en générale des détonations, et augmentation de la température d'entrée turbine et des vibrations interne du moteur.

Lors du fonctionnement de compresseur à un régime donné, le débit est réduit à une faible quantité. La vitesse absolue va chuter d'une façon très importante de  $(v_1)$  à  $(v_2)$  (FIG 1), nous constatons alors que la vitesse relative change l'angle d'incidence à une valeur plus importante qui engendre un décollement autour de la surface de l'extrados, (FIG 2) L'écoulement autour de la surface de l'extrados (fig. 3-10), cela entraîne une forte variation de la pression à la sortie compresseur accompagnée par des détonations.



Ailette ROTOR

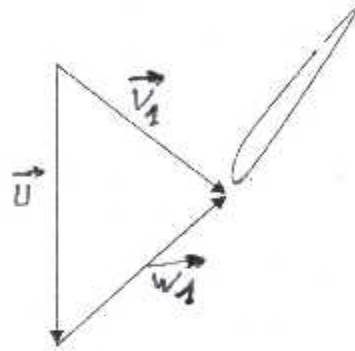


FIG. 1

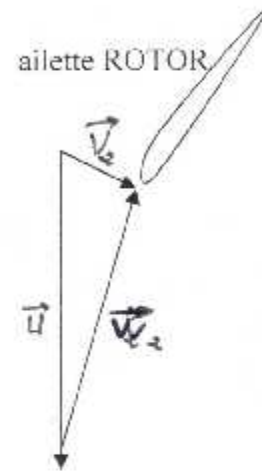


FIG.2

Fig.(3-10) Le phénomène de pompage.

### III-2-8-1-lignes de pompage :

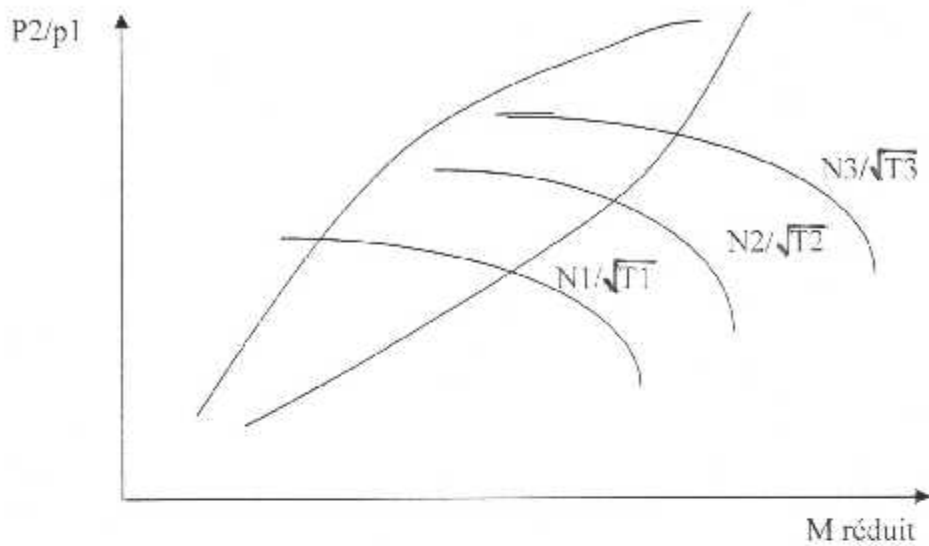
Pour chaque régime du compresseur, ce genre de phénomène est rencontré pour un couple de débit et de pression, ce type de comportement est à éviter dans le fonctionnement du moteur.

En joignant les points définissant le décrochage dans chaque régime, nous obtenons une ligne dite ligne de pompage, cette courbe représente la limitation d'utilisation du compresseur.

### III-2-8-2-ligne d'adaptation :

Sur les turboréacteurs, le compresseur est entraîné par une ou deux étages de turbine. En effet, le débit d'air traversant le compresseur est fonction du débit d'air traversant l'étage de turbine, en nous rappelant que le but de la turbine est d'entraîner le compresseur et les accessoires du moteur, pour chaque régime moteur nous pouvons définir un couple de valeurs (débit et taux de compression) pour lequel le couple de puissance est satisfait, c'est-à-dire que la puissance turbine égale à la puissance compresseur plus la puissance prélevée par les accessoires.

En reliant ces points nous définissons la ligne d'adaptation compresseur-turbine; et pour une section de tuyère donnée (fixe) elle se présente comme suit :



Le phénomène de décrochage

Lorsque le moteur est équipé d'une section de tuyère variable, nous obtenons plusieurs lignes d'adaptation se présentant de la manière suivante :

### III-2-8-3- causes de pompage :

On ce qui concerne les causes du pompage, on distingue essentiellement les causes suivant :

- Faible régime.
- Le pompage sur reprise ou obstruction thermique.
- Condition de vol.

### **III-3/chambre de combustion :**

#### **III-3-1/ Rôle et description :**

La chambre de combustion est un élément où se réalise la réaction de combustion, en d'autres termes, c'est l'endroit où le fluide venant du compresseur à pression  $p_3$ , reçoit une quantité de chaleur pour augmenter son énergie, afin de pouvoir récupérer le maximum d'énergie pour entraîner l'attelage turbine et accélérer les gaz d'échappement.

La réalisation d'une chambre de combustion est très complexe, il n'y pas de théorie satisfaisante pour la contrôlée, généralement on se penche au méthode expérimentale et aux essais.

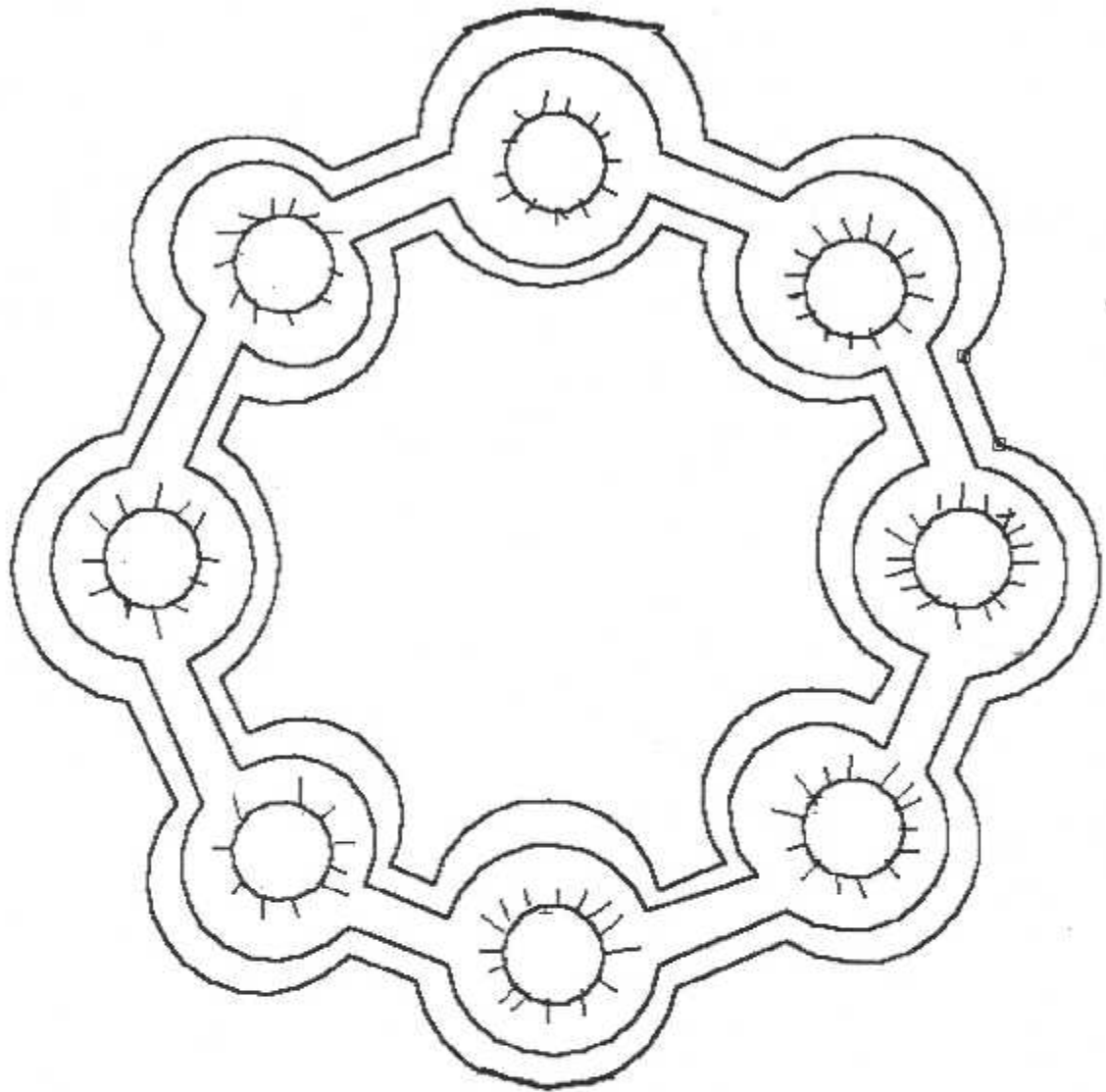
#### **III-3-2/ Exigences sur la chambre de combustion :**

Dans la pratique les constructeurs étudient les formes des chambres de combustion et les dimensions pour répondre aux exigences ci-dessous :

- Encombrement minimum
- La chambre de combustion doit assurer une combustion du carburant la plus complète possible.
- Eviter les dépôts du carbone sur les parois et le brûleur
- Réduire les pertes de charge
- Eviter les déformations à la suite du champ thermique
- La forme de la chambre de combustion doit assurer sur l'aubage de turbine.

#### **III-3—3/ Les types de chambres de combustion :**

##### **a) chambre de combustion tubulaire(séparée) :**



**Fig.(3-11).Chambre de combustion tubulaire.**

Les chambres de combustion tubulaires sont reliées par une rampe d'intercommunication. Cette rampe permet au démarrage la propagation de la flamme à toutes les chambres de combustion.

Ce type de chambre fût le premier à être adopté, car la mise au point de la chambre de combustion de petite dimension est plus aisée. Ce dispositif permet l'interchangeabilité des chambres, mais il présente l'inconvénient de mal occuper le volume disponible. Ces chambres de combustion sont encore utilisées sur des réacteur équipés d'un compresseur centrifuge. En effet, les compresseurs centrifuges ont l'inconvénient d'avoir un maître couple important d'où une plus grande facilité pour loger les chambres de combustion.

**b) Chambre annulaire :**

Ces deux enveloppes sont cylindriques concentriques et leur axe longitudinal est confondu avec l'axe du réacteur.

L'avantage de ce type de chambre de combustion est qu'il occupe tout l'espace disponible dans le moteur et leur inconvénient est la difficulté de réalisation, ainsi que celle de maintenance.

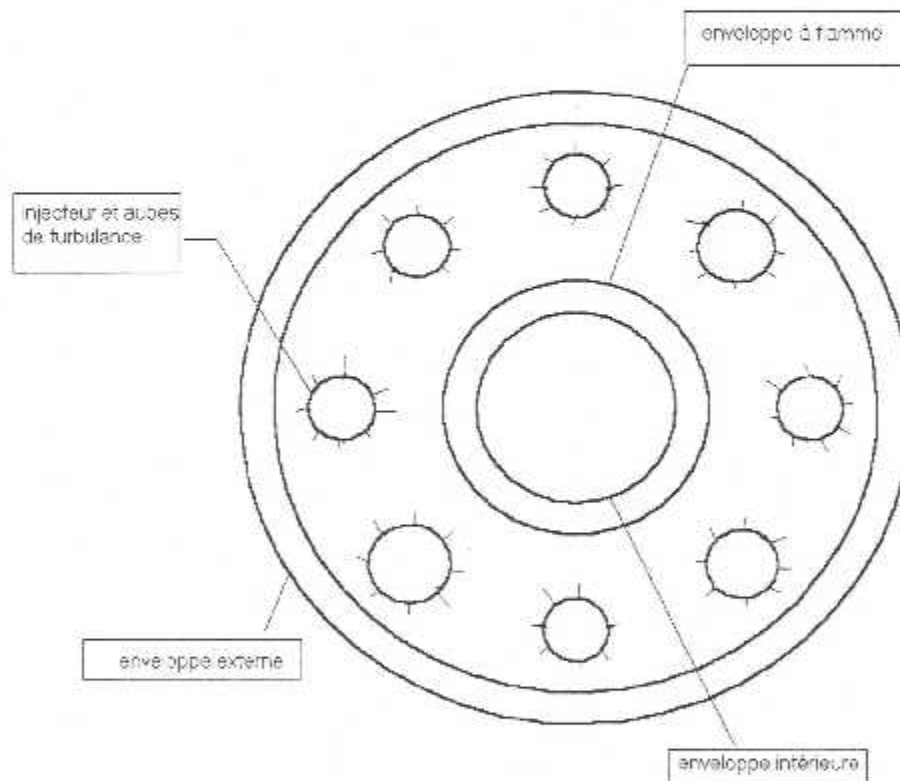
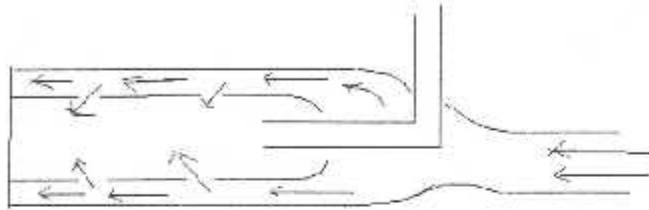


Fig.(3-12)Chambre de combustion annulaire.

**c) Chambres de combustion mixte :**



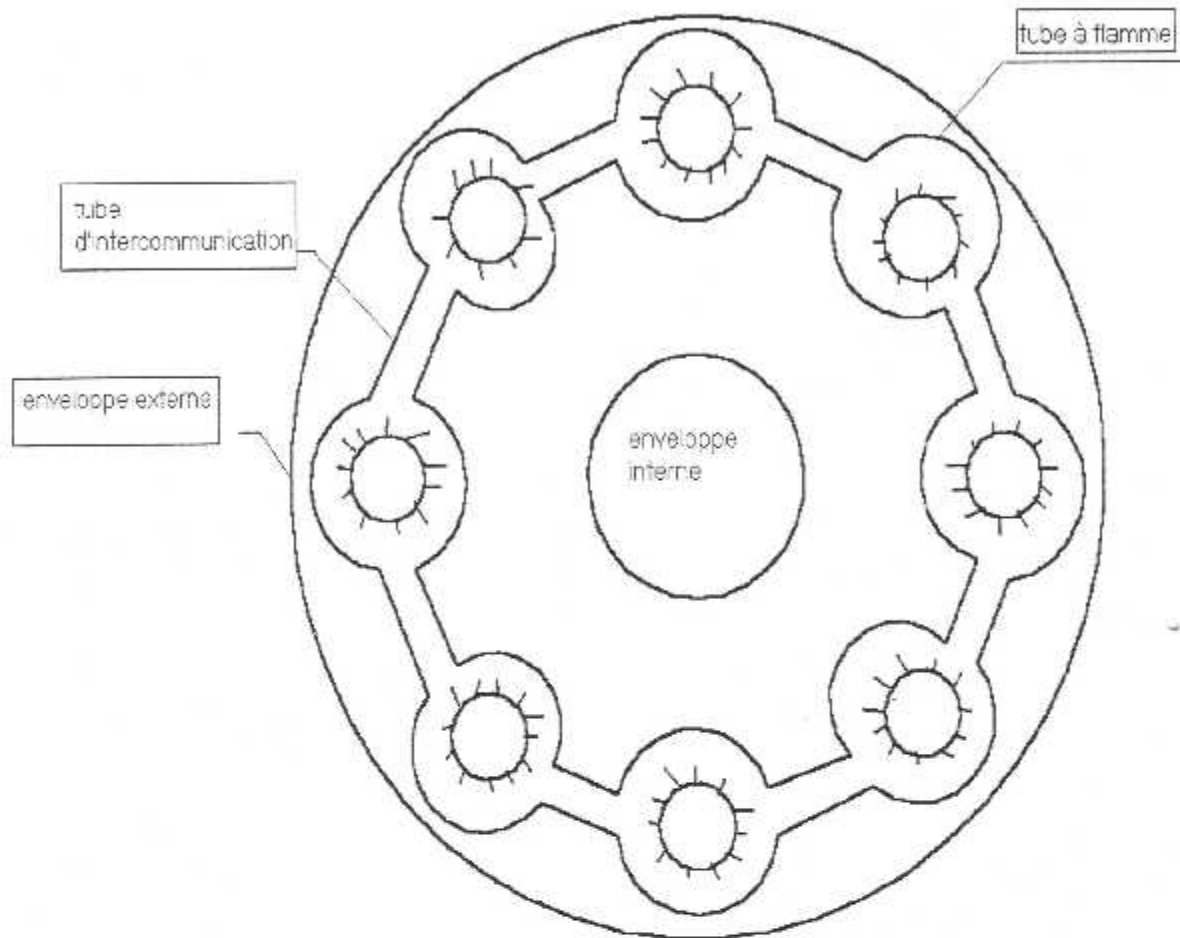


Fig.(3-13).Chambre de combustion mixte.

Ce type de chambre de combustion est une composition des deux types précédents, ce type de chambres de combustion présentent l'avantage d'une mise au point plus facile e une bonne utilisation du volume disponible.

La chambre de combustion mixte est constituée d'une enveloppe externe et interne entre lesquelles sont placés plusieurs tubes à flammes d'intercommunication.

### III-3-3/ Fonctionnement de la chambre de combustion :

- L'air qui provient du compresseur est divisé en deux parties à l'entrée de la chambre de combustion ;
- L'air primaire c'est la quantité d'air qui entre dans le tube à flamme. il représente 75% de la quantité d'air totale.
- L'air secondaire : c'est la quantité d'air qui passe entre l'enveloppe interne et externe. il représente 25% de la quantité d'air totale.
- L'air secondaire est utiliser pour refroidir l'enveloppe interne et externe de la chambre de combustion, tandis que l'air primaire est entré à travers le tube interne,

le carburant est injecté sous forme pulvérisée. Le mouvement turbillonnaire de l'air autour de l'injecteur assure un bon mélange air/carburant.

Pour assuré une combustion complète le mélange air/kérosène doit correspondre au taux suivant : 1 gramme de kérosène à environs 15 gramme d'air.

### **III-3-4/ L'injecteur :**

L'injecteur a pour rôle d'assurer l'alimentation continue en carburant. Ils sont alimentés à partir d'une pompe de refoulement du carburant qui assure le débit de carburant.

### **III-3-5/ La flamme :**

#### **a) la vitesse de propagation de la flamme :**

Soit un élément du front de flamme amorçant la combustion, une réaction chimique qui chauffera les molécules autour de l'élément d'amorçage jusqu'à une température à laquelle la réaction chimique se déclenchera spontanément.

La propagation s'effectue à une vitesse qui dépend de la richesse, la pression et la température du mélange.

#### **b) Température d'inflammation :**

La température d'inflammation c'est la température à laquelle se déclenche la flamme.

#### **c) Stabilisation de la de flamme :**

D'une manière générale un front de flamme se stabilise en une point donné de l'espace, si ce point satisfait trois conditions essentielles qui sont les suivantes :

- Concentration en combustible est comprise dans les limites d'inflammabilité qui sont déterminées expérimentalement.
- L'énergie disponible est suffisante pour déclencher la flamme
- La vitesse de propagation est égale et opposée à la vitesse du mélange frais

### **III-3-6/ Rendement de la chambre de combustion :**

Le combustible qui brûle dans la chambre de combustion fournit une énergie qui est récupérée au cours de la détente des gaz à travers la turbine et la tuyère. L'énergie de combustion  $U_1$  est une énergie théoriquement dégagée par la combustible,  $U_2$  l'énergie développée dans la chambre de combustion.

$$\eta_{cc} = \frac{U_2}{U_1}$$

Il atteint 0.95 à 0.97

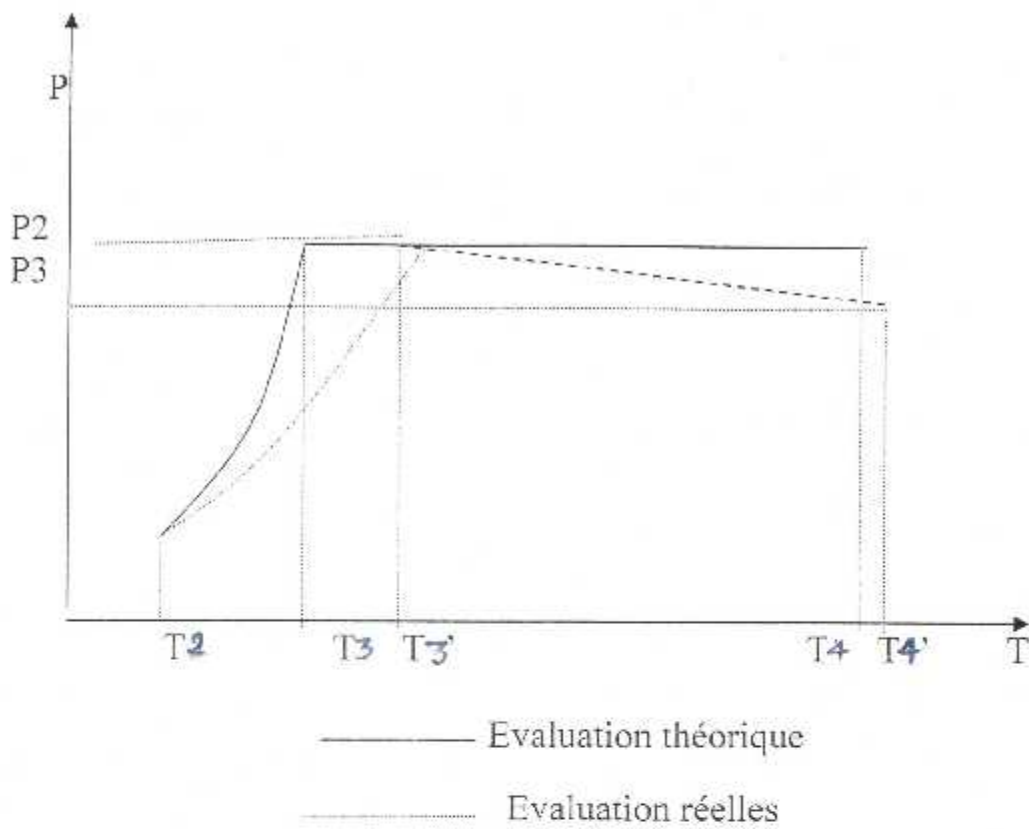


Fig.(3-14) Diagramme P-T du chambre de combustion.

**III-3-7-Pertes de performances dans la chambre de combustion :**

- pertes de pression due au frottement .
- pertes de l'nergie par combustion incomplète .
- pertes de chaleur par conduction .

### III-4/ La turbine :

#### III-4-1/ Rôle :

La turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur et les équipements par transformation d'une partie de l'énergie accumulée dans les gaz chauds lors de la combustion, cette énergie de pression est transformée en énergie cinétique puis la transformée en énergie mécanique à la roue de la turbine. Elle est constituée d'une partie fixe « le stator » et d'une partie mobile « le rotor » (roue de turbine).

#### III-4-2/ Description :

La turbine peut être à écoulement radial (centrifuge), ou à écoulement axial la plus répandue. On observe toujours dans une turbine une succession de grille stator puis rotor d'amont en aval, l'ensemble de grilles stator/rotor forme un étage de la turbine. D'autre part on constate que la section de pompage est divergente. La masse volumique décroît et pour satisfaire la loi de conservation du débit, il faudrait augmenter la vitesse d'amont en aval.

#### III-4-3/ Fonctionnement :

Les gaz chauds arrivent de la chambre de combustion en traversant la première grille du stator et ils se détendent polytropiquement dans un passage convergent. Leur vitesse à la sortie du stator sera donc accrue et ils viendront attaquer la grille d'aubes rotor créant ainsi un couple moteur qui permettra d'entraîner la compresseur et les accessoires.

#### III-4-4/ Types de turbines :

Il y a deux types de turbines.

- La turbine est dite à action si toute la détente se réalise au niveau du stator.
- La turbine est dite à réaction si la détente est partagée entre le stator et le rotor.

#### III-4-5/ Etude aérodynamique :

Les gaz chauds arrivent de la chambre de combustion à la vitesse absolue  $V_1$  et pénètrent dans le distributeur de turbine par la section de passage  $S_\alpha$ . On suit maintenant l'évolution de la vitesse dans les étages de la turbine.

**Stator :** Les filets de gaz sortent de la chambre de combustion et attaquent les aubages du distributeur à une vitesse  $V_1$ , parallèles à l'axe longitudinal du moteur. Les canaux du stator étant convergents, les filets d'air sortent de stator avec une vitesse  $V_2$ .

**Rotor :** Les filets de gaz sortent de la chambre de combustion vers le stator avec une vitesse  $V_2$ , le rotor étant animé de la vitesse périphérique  $U$ , les filets d'air se présenteront à l'entrée du rotor à la vitesse relative  $W_2$  tel que :



$$\vec{V}_2 = \vec{U} + \vec{W}_2$$

les canaux du rotor étant à section convergente, les filets d'air sortent du rotor avec la vitesse relative  $W_3$  tel que :

$$|\vec{W}_3| > |\vec{W}_2|$$

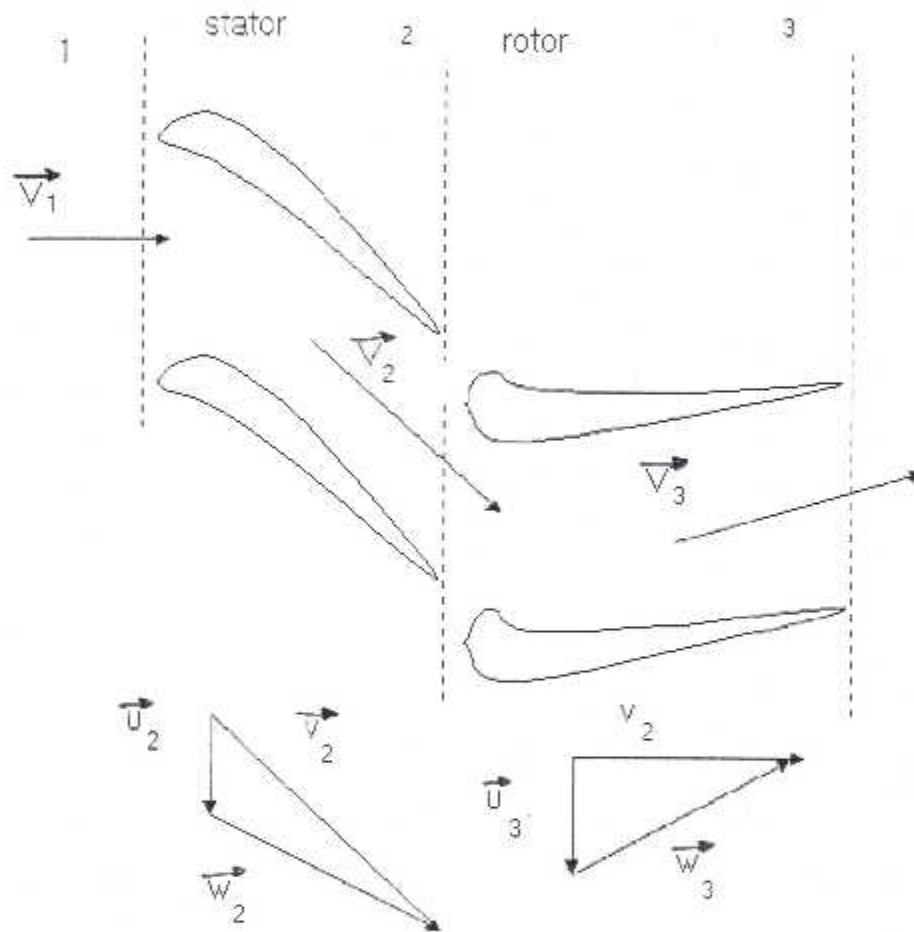


Fig.(3-15).Diagramme de vitesse aux niveau de la turbine.

#### III-4-6/ Matériaux utilisés :

La turbine est l'élément du réacteur qui travaillent dans les conditions les plus sévères qui sont :

Les efforts centrifuges, une haute température, atmosphère gazeux oxydante.

Les matériaux utilisés sont des matériaux « réfractaires ». Ces matériaux contiennent tous du Nickel. En effet l'augmentation du pourcentage de nickel (en général par



addition sous forme de solution solide) en diminuant la déformation permet d'accroître la résistance au fluage. On trouve aussi du Cobalt (K) qui améliore la tenue thermique du matériau et du Chrome pour la résistance à la corrosion.

### **III-4-7/Matériaux utilisés couramment :**

#### **a) Distributeur de turbine :**

(Peu d'effort mécanique, mais forte tenue thermique), c'est un acier au Cobalt et au Nickel.

**Exemple :** KC25WN

Les pourcentages massiques sont d'environ :

K(cobalt)=50%, C(carbone)= 20%, W(tinguestène)=9 à 11%, N(nickel)=14 à 16%.

#### **b) Disque de turbine :**

Partie massive de la roue, elle est généralement en acier spécial. CDV5, acier au Chrome, Molybdène (Cr de 0,8 à 1,2, Mo= 0,25%, traces de vanadium.

#### **c) Ailettes de turbine :**

**Exemple :** NK18CDAT

C(chrome) = 15 à 20%. D(Molybdène), A(aluminium)=3%, T(Titane)=3%

### **III-4-8/ Refroidissement de la turbine :**

Trois types de refroidissement de la turbine :

#### **a) refroidissement par canaux :**

il est utilisé dans la roue mobile qui est sollicitée à de très fortes contraintes, les canaux sont de petites cavités importées sur la hauteur de l'aube ou l'air de refroidissement circule de la base vers le sommet puis éjecté vers la périphérie de l'étanchéité au sommet de l'aube est assurée par le jeu de la garniture d'étanchéité.

#### **b) Refroidissement par cavités :**

Le refroidissement par cavité assure un grand transfert de chaleur entre l'air frais et les gaz chauds à travers les parois de l'aube en effet les gaz de refroidissement suivent un labyrinthe creusé à l'intérieur de l'aube qui augmente la température de résidence et la surface d'échange obtenus par fonderie, la réalisation des cavités est assurée par la cire.

### c) refroidissement par film :

Le refroidissement par film se réalise en créant un film d'air protecteur entre les gaz chauds et les gaz frais de refroidissement, le film d'air est créé autour de la surface externe de l'aube, on prélève de l'air sur de petits orifices disposés autour des points les plus sollicités par les gaz chauds. Ce procédé de refroidissement est le plus utilisé.

#### Remarque :

La réduction de consommation des quantités de carburant est liée directement à la température d'entrée turbine, ce qui permet de réduire la quantité de carburant embarquée et augmente le rayon d'action.

La combinaison de ces types de refroidissement permet d'augmenter la durée de vie de l'aube.

### III-4-9/ Etude thermodynamique :

Pour le même taux de détente la température finale de détente est supérieure à la

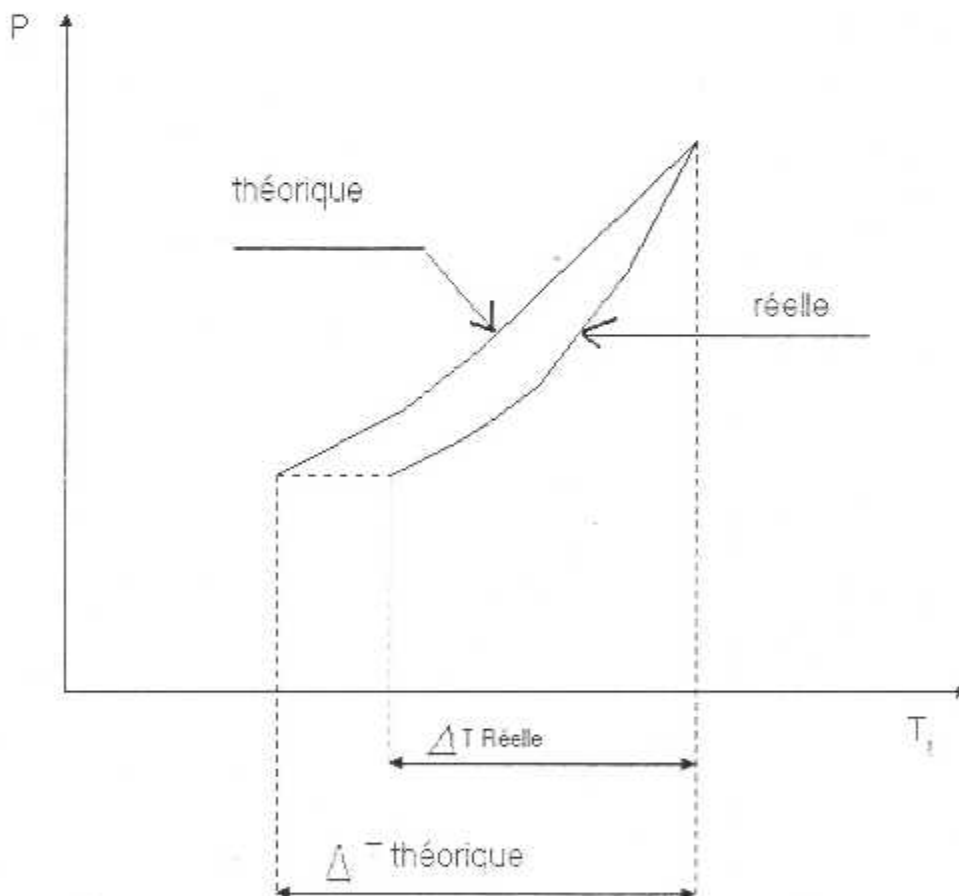


Fig.(3-15).Diagramme (P – T) aux niveaux de la turbine.

température finale de détente théorique.

### III-5/ Canal d'éjection :

#### III-5-1/ Rôle et description :

Le canal d'éjection est un conduit permettant l'échappement et la transformation de l'énergie de pression des gaz chauds en énergie cinétique. C'est dans le canal d'éjection qu'a lieu la détente utile à la propulsion.

Tous les réacteurs double flux actuels ont une tuyère à section constante.

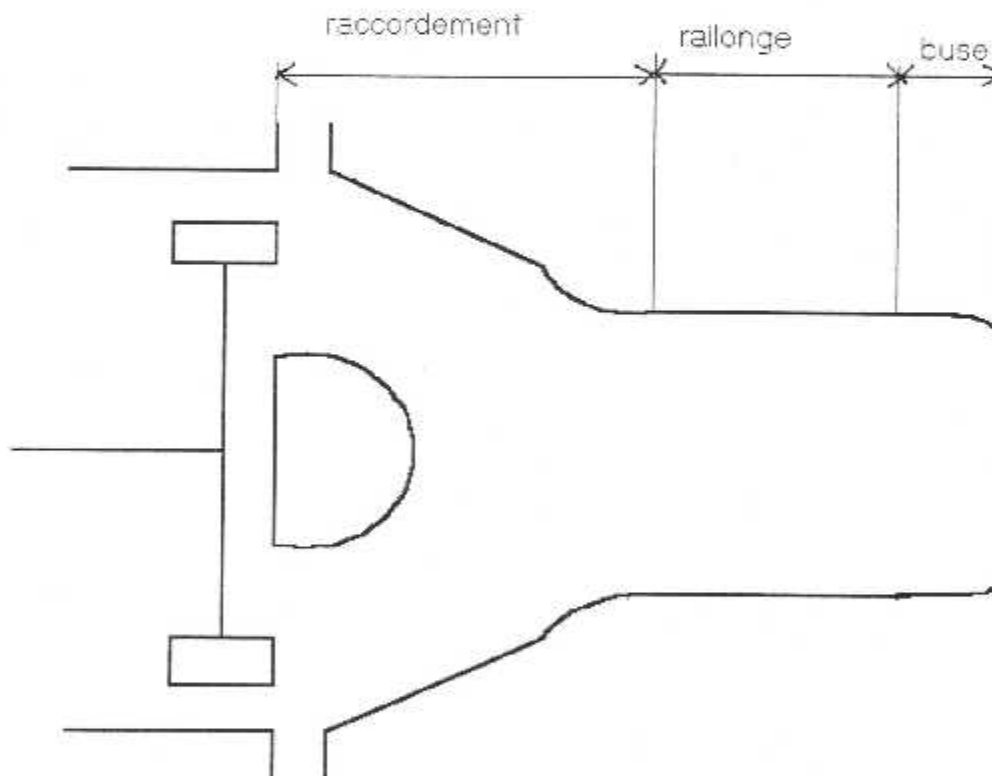


Fig.(3-17).Canal d'éjection.

#### III-5-2/ Conception :

Le canal d'éjection se compose d'un carter d'échappement qui permet le raccordement de la tuyère et la turbine d'une part et le redressement de l'écoulement vers la direction axiale de l'autre part.

#### III-5-3/ Description du canal d'éjection d'un moteur avec post de combustion :

La chambre du poste de combustion se compose des éléments suivants :

- D'un cône de raccordement dont la partie arrière à une section divergente afin de diminuer la vitesse des gaz pour assurer une bonne stabilité.
- D'un canal post-combustion avec un tube à flamme.
- D'une buse qui est obligatoirement à section variable qui se compose généralement d'une tuyère primaire canalisant les gaz chauds et d'une tuyère secondaire canalisant les gaz de refroidissement du tube à flamme.
- De rampe d'injection pulvérisant le carburant à contre courant tandis que des accroches flammes créent une zone dépressionnaire permettant une bonne stabilisation de la flamme.

### III-5-3-1/ But du post de combustion :

Nous avons vu que les matériaux de l'étage turbine limitaient l'apport de carburant dans la chambre de combustion et que pour le refroidissement de la chambre et de la turbine nous avons utilisé environs 70% de l'air total admis par le compresseur.

La poussée étant proportionnelle à la vitesse d'éjection, si l'on augmente la température des gaz entre la turbine et la tuyère la vitesse et la poussée seront accrues. C'est ce que réalise le poste de combustion en enflammant après mélange avec du carburant une partie des gaz non brûlés utilisés pour le refroidissement. N'ayant aucune partie mobile, l'apport de carburant peut être important, on atteint des températures élevées avoisinantes 1800°K.

### III-5-4/ Rendement de la tuyère :

La détente réelle au niveau de la tuyère s'effectue avec un gain d'enthalpie dû au frottement, c'est à dire que la détente n'est pas complète.

On définit le rendement de la tuyère comme étant le rapport entre la perte réelle d'enthalpie et la perte isentropique du fluide traversant l'engin.

il est compris entre 0,95 à 0,98

$$0,95 \leq \eta_n \leq 0,98$$

$$\eta_n = \frac{[h_{t_7} - h_{t_9}]}{[h_{t_7} - h_{9_s}]} = \frac{(T_{t_7} - T_{t_9})}{(T_{t_7} - T_{9_s})}$$



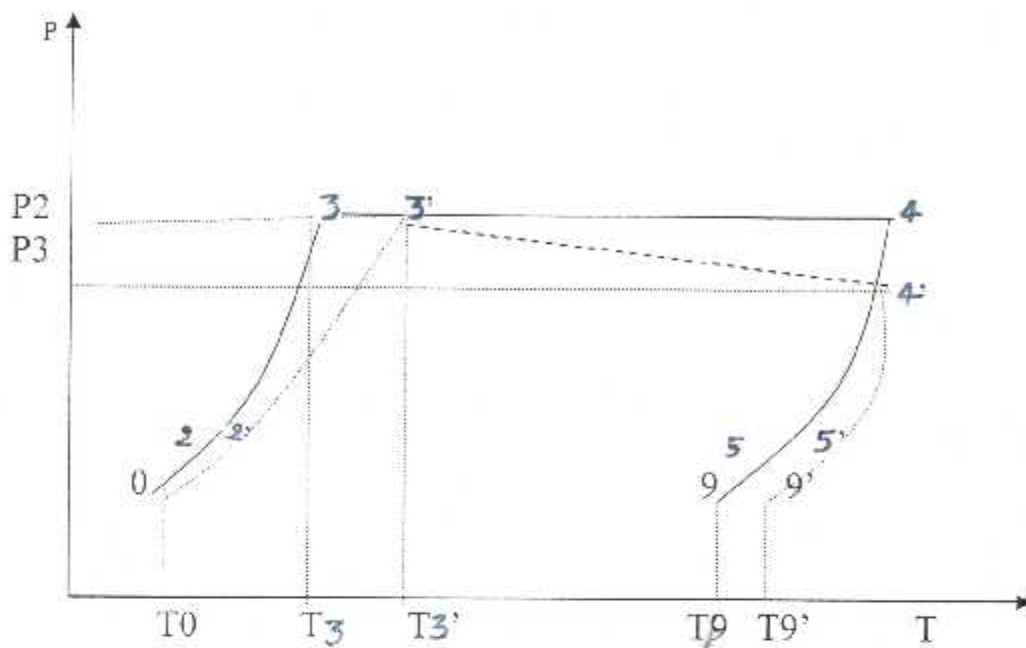


Fig.(318) Diagramme P-T au niveau du canal d'éjection.

————— Evaluation théorique

..... Evaluation réelles

### Evolution théorique :

De :

- ❖ 0 à 2 : compression isentropique de la manche à air .
- ❖ 2 à 3 : compression isentropique mécanique dans le compresseur .
- ❖ 3 à 4 : combustion isobare .
- ❖ 4 à 5 : détente isentropique dans la turbine .
- ❖ 5 à 9 : détente isentropique dans la tuyère , si celle ci est adaptée  $P_9 = P_0$ .
- ❖ 9 à 0 : Le cycle se referme à l'infinie aval lorsque la température du fluide atteint  $T_0$ .

### Evolution réelles :

De :

- ❖ 0' à 2' : compression polytropyque dans l'entrée d'air .
- ❖ 2' à 3' : compression polytropyque mécanique du compresseur ( $T_2' > T_2$ ) .
- ❖ 3 à 4' : pertes de charge dues au refroidissement , combustion presque isobare ( $T_3' > T_3$ ) .
- ❖ 4' à 5 : détente polytropyque dans la turbine ( $T_4' > T_4$ ) .

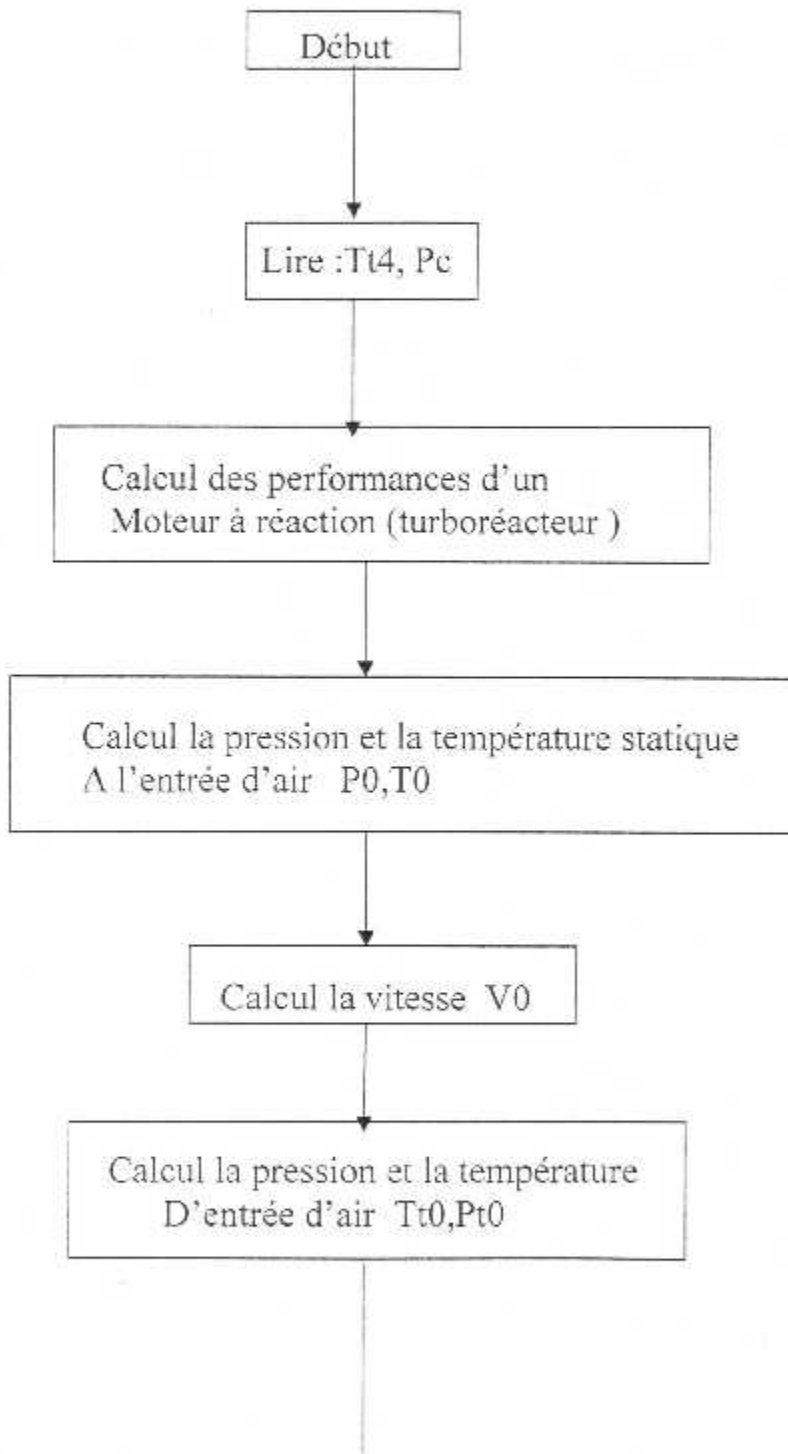


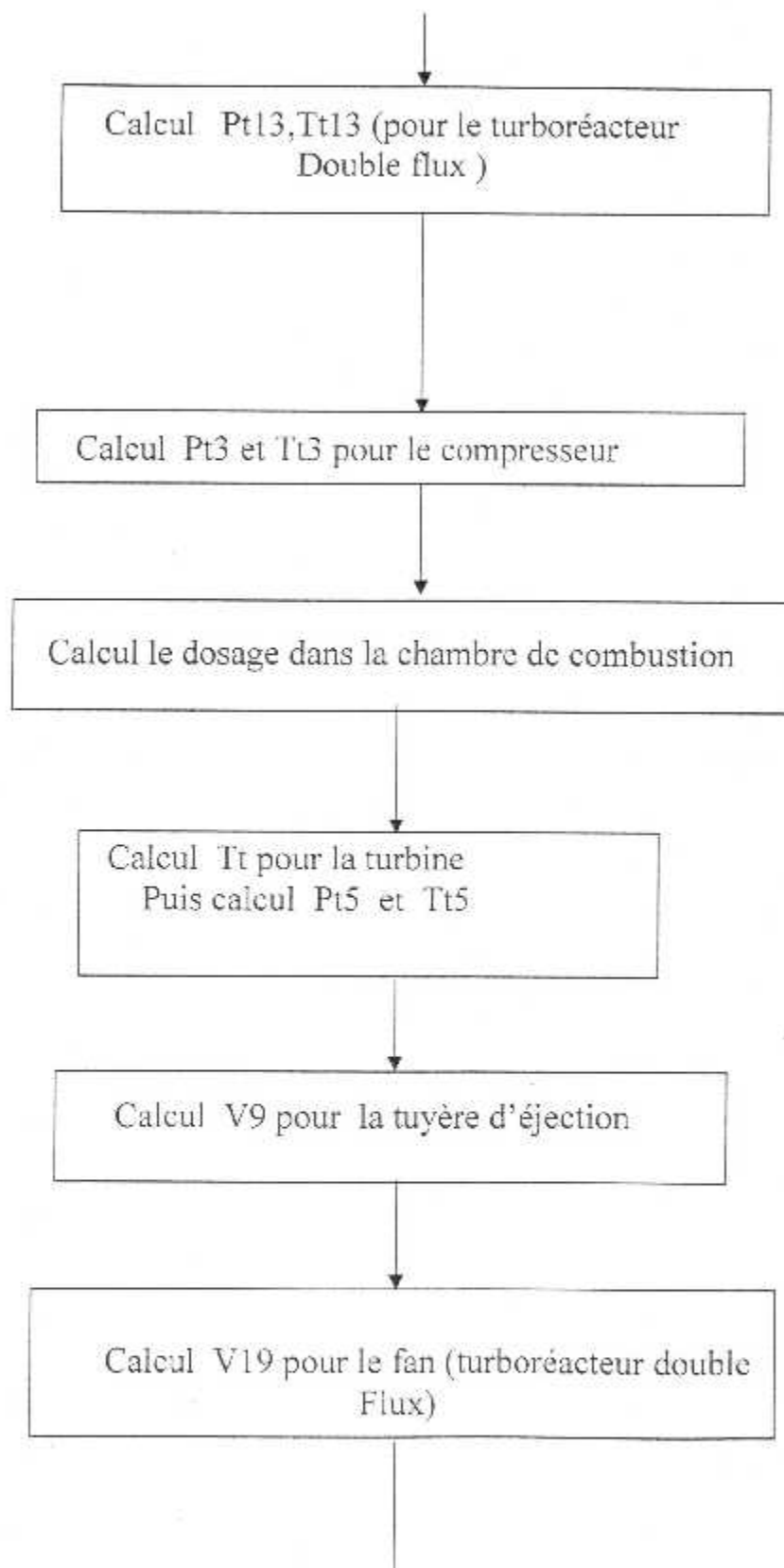
- ❖  $5^*$  à  $9^*$  : détente polytropyque dans la canal d'éjection ( $T_{9^*} > T_9$ ).
- ❖  $9^*$  à  $0$  : le cycle se referme à l'infinie aval lorsque la température du fluide atteint  $T_0$ .

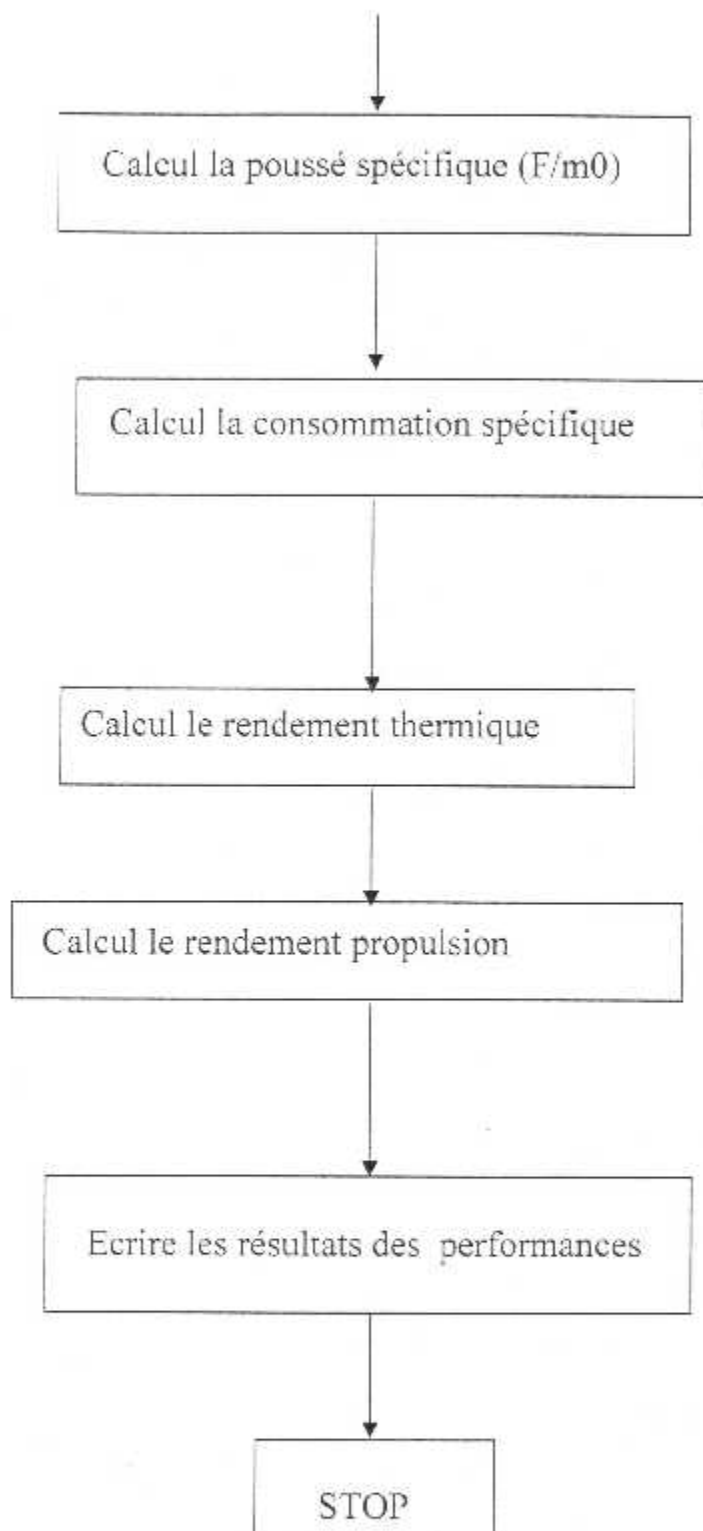
**Chapitre IV**  
**courbes et l'interprétation**

---

## L'organigramme









## EXPLICATION DE L'ORGANIGRAMME :

Premièrement en doit fixé les donnes du moteur comme les rendements (rendement diffuseur ,compresseur ,fan pour le double flux, chambre de combustion, turbine ,mécanique et de la tuyère d'éjection du fan et corps),les rapport de pression dans le fan et dans la chambre de combustion .

Puis en faisant varies la température totale dans la chambre de combustion ( $T_{t4}$ ) et le rapport de compression et en faisant registres les résultats des performances pour chaque valeurs de ( $T_{t4}$ ) et ( $\pi_C$ ).

Dexiément en faisant calcules les paramètres de chaque élément du moteur comme pression totale , températures totale ,pression statique , température statique et la vitesse de l'air. En commençant par l'entrée d'air, le fan (pour le moteur double flux) ,le compresseur ,la chambre de combustion ,la turbine et finalement la tuyère d'éjection (pour le moteur double flux deux canal d'éjection ), et dans la chambre de combustion en calculant aussi le dosage du carburant .

Finalement déterminons les performances du moteur en commençons par la poussée spécifique ,consommation spécifique ,le rendement thermique et le rendement propulsion .

## Les courbes et leurs interprétations :

### Interprétation des courbes :

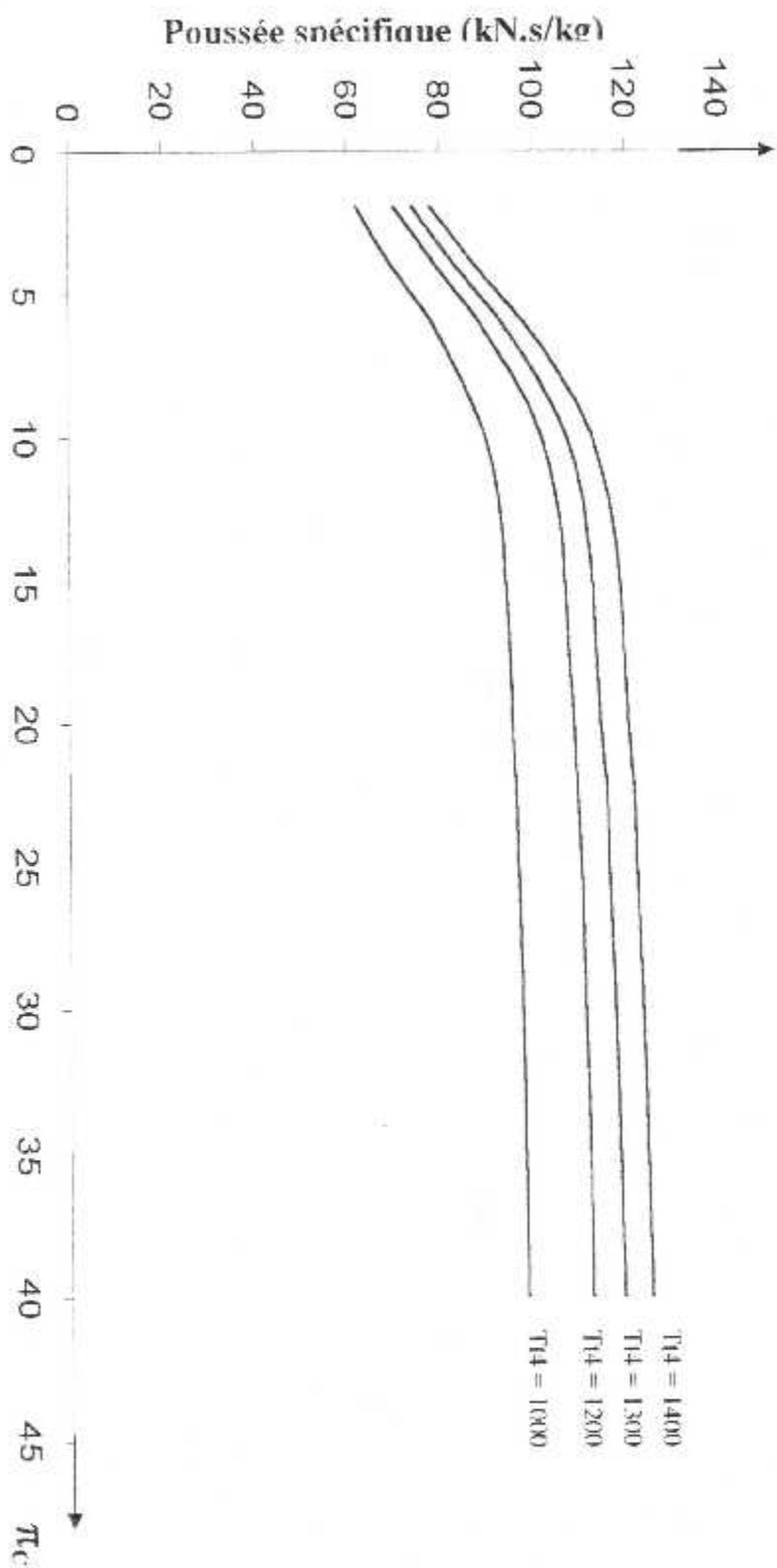
#### Les figures (IV-1) et (IV-2) :

Les figures (IV-1) et (IV-2) la variation de la poussée spécifique d'un turboréacteur mono flux et double flux en fonction du rapport de compression et de la température totale de la chambre de combustion ( $Tt4$ ).

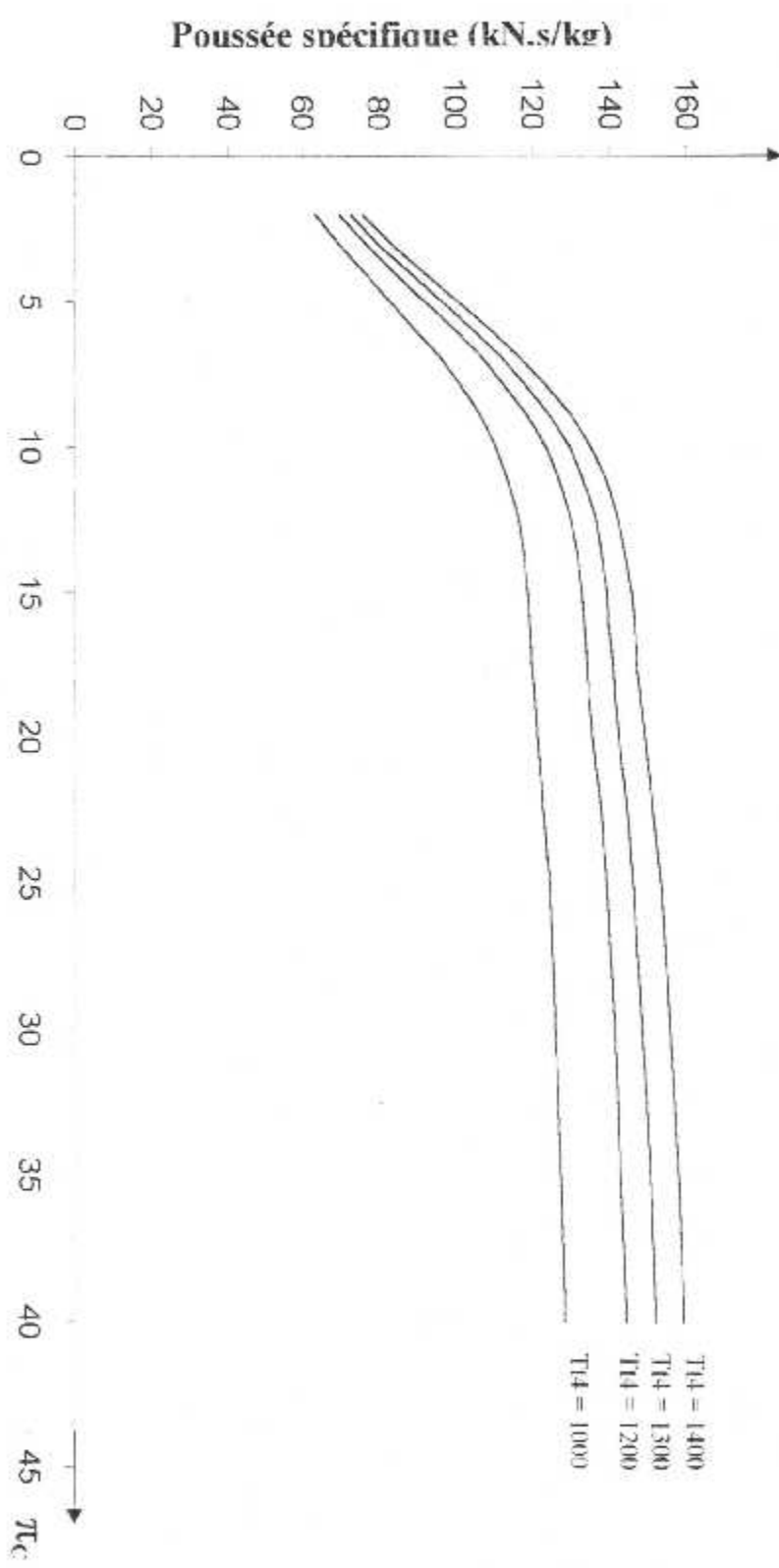
On remarque que la poussée spécifique augmente avec l'élévation du taux de compression ( $\pi_c$ ) et de la température totale dans la chambre de combustion  $Tt4$ .

A faible taux de compression ( $\pi_c$ ), on a besoin e plus de carburant pour faire brûler l'air dans la chambre de combustion jusqu'à une température maximale qui dépend des caractéristiques mécaniques des matériaux utilisés dans la chambre de combustion.

On constate que la poussée augmente et atteint son sommet à un taux de compression ( $\pi_c$ ) compris entre [ 7 et 20], puis elle devient à peu près stable.



**Fig. (IV.1) : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur simple-flux**



**Fig. (IV.2) : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de compression  
dans un turboréacteur double-flux**

**Les figures (IV-3) et (IV-4) :**

Les deux figures montrent que la consommation spécifique des turboréacteurs simple flux et double flux en fonction du taux de compression et de la température totale dans la chambre de combustion ( $Tt4$ )

De la première vue ; on constate que la consommation spécifique est inversement proportionnelle à la poussée spécifique.

$$C_s = \frac{\text{dosage}}{\left( \frac{F}{m_0} \right) (1 + \alpha)}$$

Pour le turboréacteur double flux .

$$C_s = \text{dosage} / (F/m_0)$$

pour le turboréacteur simple flux.

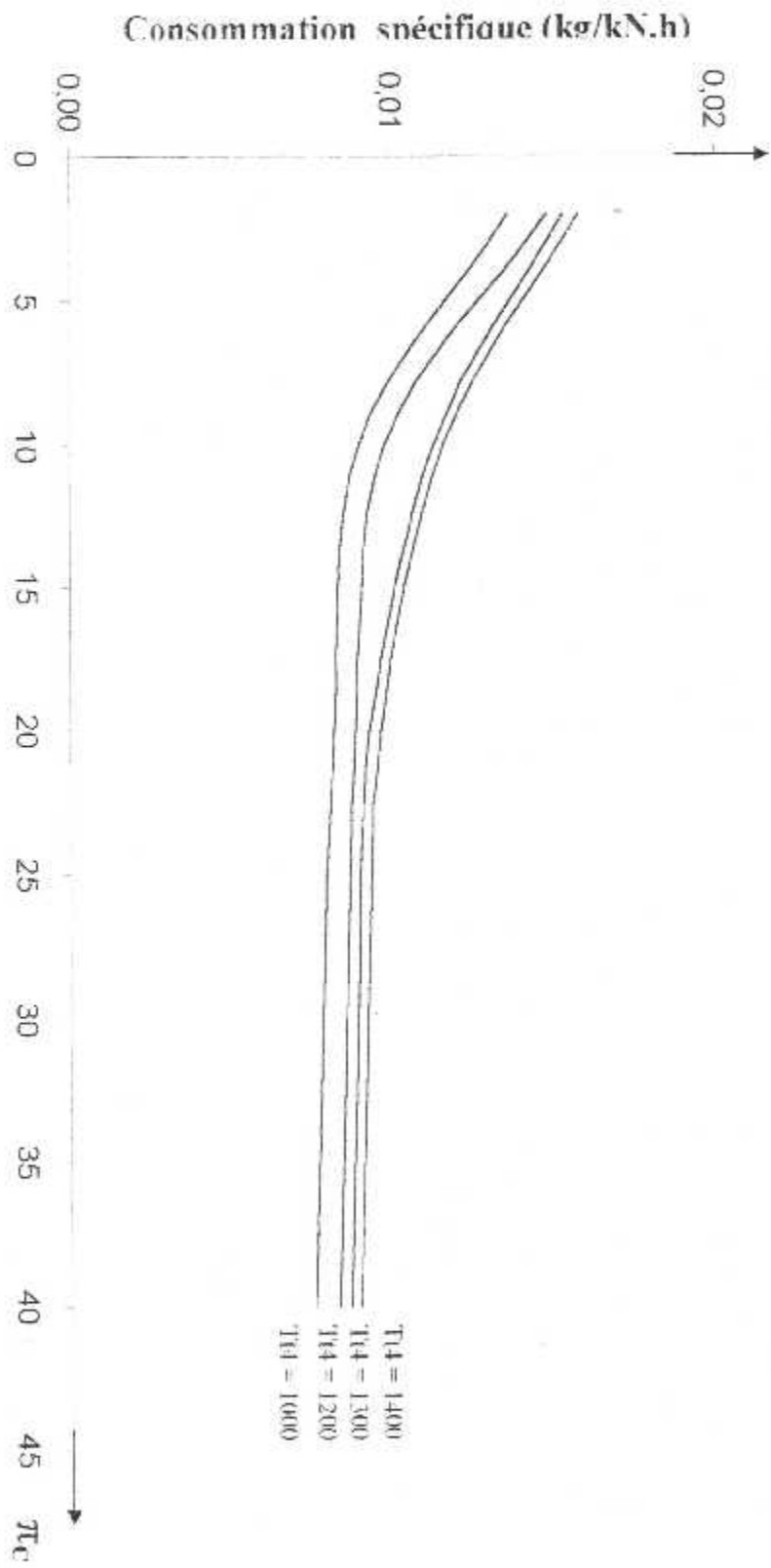
On constate que la consommation spécifique diminue pour les raisons suivantes :

\* taux de compression ( $\pi_c$ ) compris entre [ 2 et 7], il y a une grande perte de consommation spécifique ; puisque la poussée augmente, donc la quantité d'énergie dans la chambre de combustion a besoin d'un supplément de carburant pour une combustion disons complète.

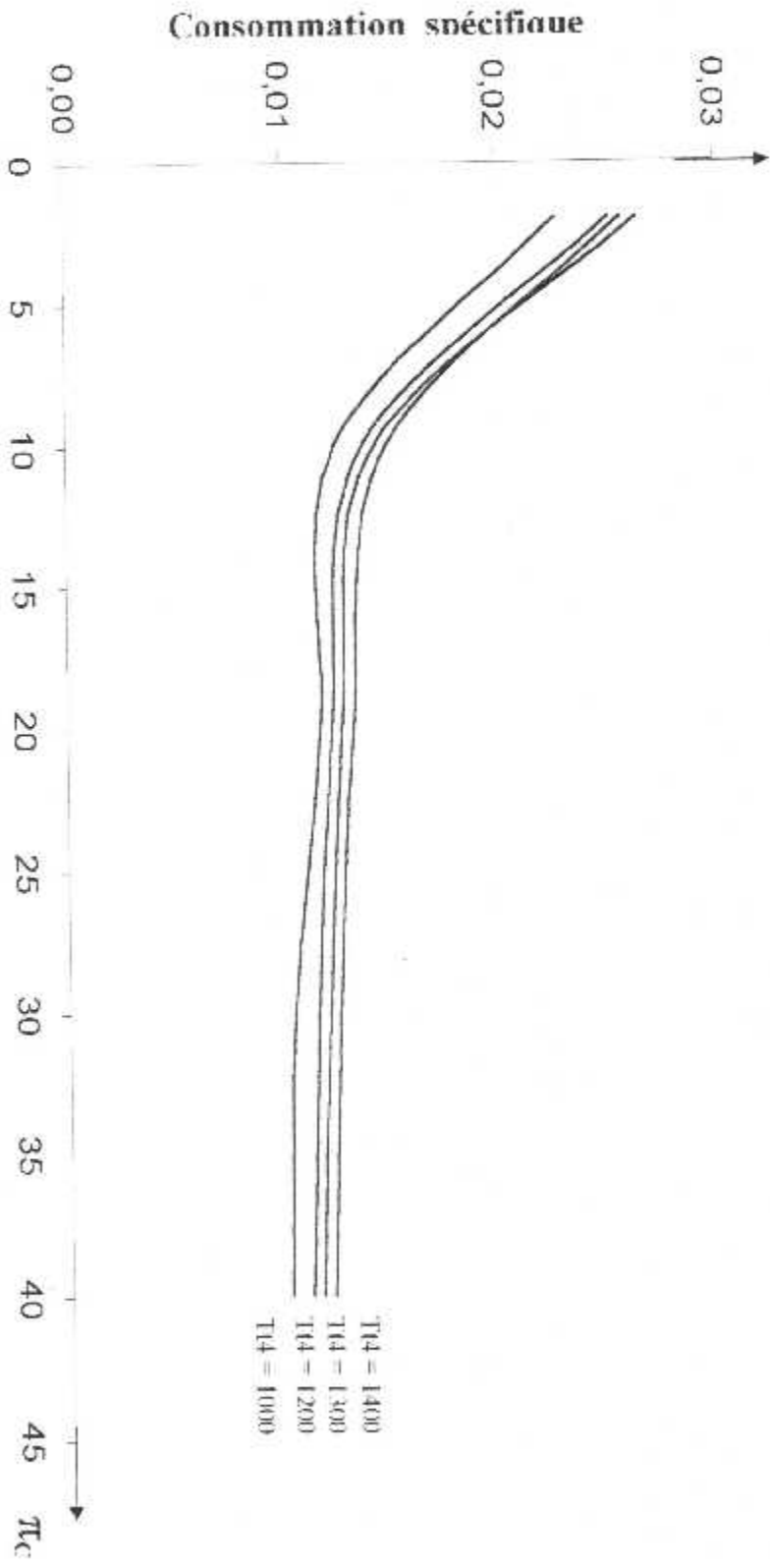
\* D'un autre coté, la consommation spécifique évolue dans le même sens de la température totale de la chambre de combustion ( $Tt4$ ).

\* Taux de compression compris entre [10 et 40], on observe qu'il y a une légère diminution puis la consommation devient presque stable . Pour le bon fonctionnement de moteur le constructeur choisit ce plan pour avoir une poussée optimale avec une moins de consommation, ce qui nous montre pour un turboréacteur double flux ou mono flux, on choisit un taux de compression où la poussée spécifique et la consommation spécifique sont optimales.





**Fig. (IV.3) : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur simple-flux**



**Fig. (IV.4) : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur double-flux**

**Les figures (IV-5) et (IV-6) :**

Les deux courbes représentent la variation du rendement de propulsion du turboréacteur double flux et mono flux en fonction du rapport de compression et de la température totale de la chambre de combustion ( $Tt4$ ).

On constate que le rendement de propulsion diminue pour les raisons suivantes :

\* taux de compression compris entre [ 2 et 10], on observe qu'il y a une diminution de rendement de propulsion, puisque la puissance dynamique devient plus importante.

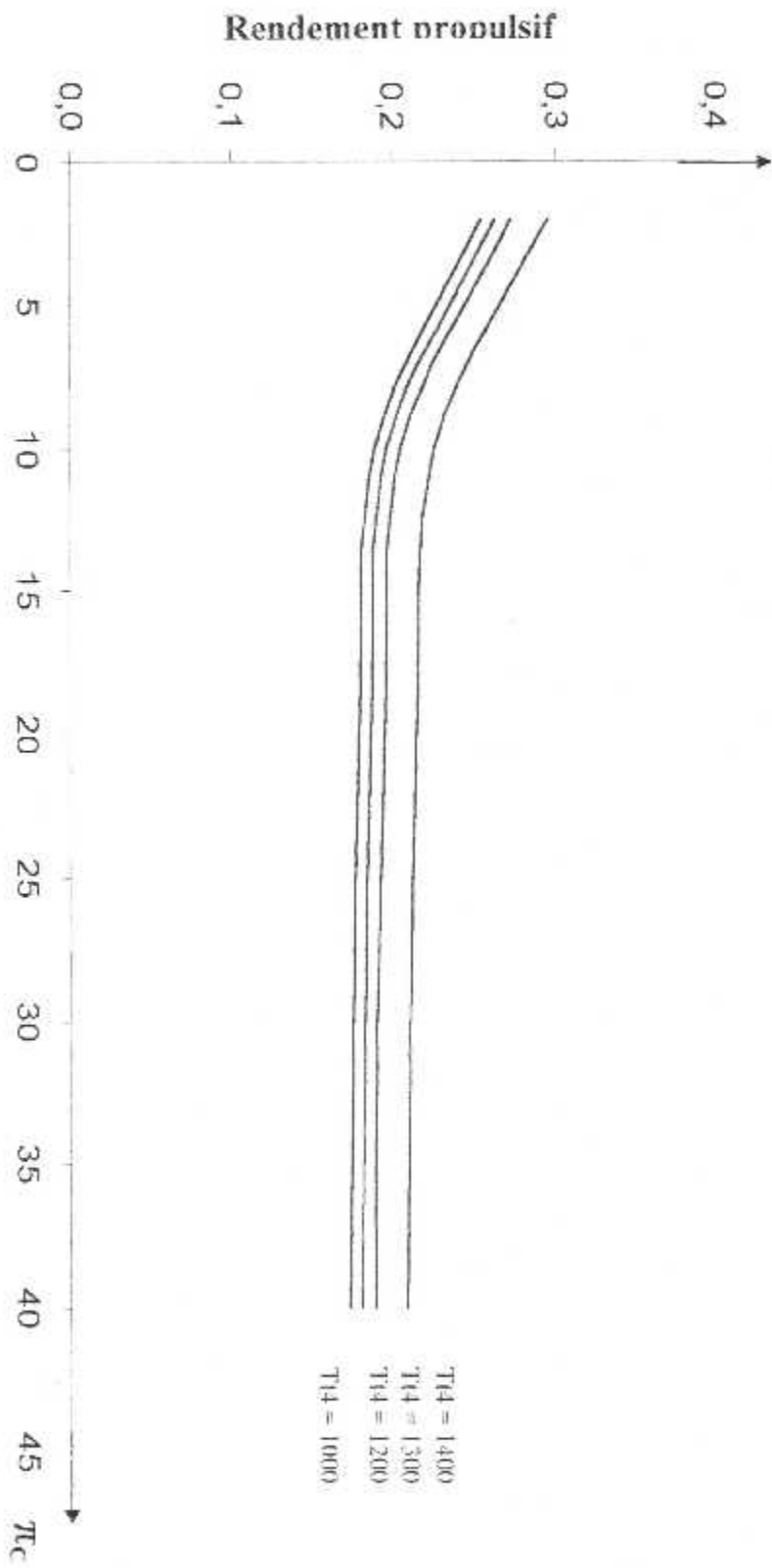
Pour le réacteur double flux, la puissance dynamique est égale à :

$$\frac{1}{2} \left( (1 + \text{dosage}) V_9^2 - V_0^2 \right) + \alpha \left( V_{19}^2 - V_0^2 \right)$$

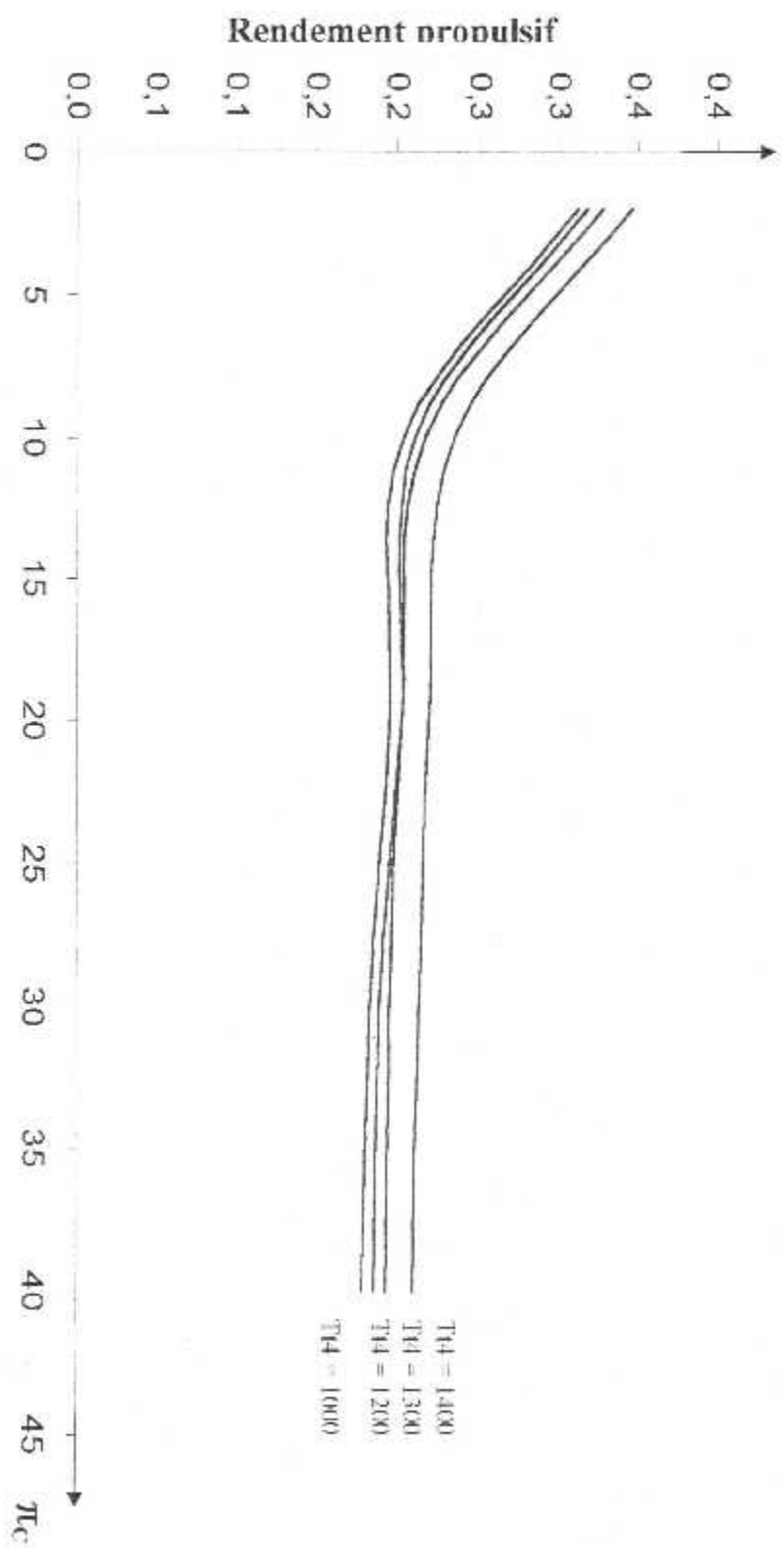
Pour le réacteur simple flux : la puissance dynamique est égale à :

$$\frac{1}{2} \left( (1 + \text{dosage}) V_9^2 - V_0^2 \right)$$

\* taux de compression compris entre [10 et 40], le rendement de propulsion diminue légèrement puis devient presque stable.



**Fig. (IV.5) : Variation du rendement propulsif en fonction du taux de compression dans un turbo réacteur simple-flux**



**Fig. (IV.6) : Variation du rendement propulsif en fonction du taux de compression  
dans un turboréacteur double-flux**

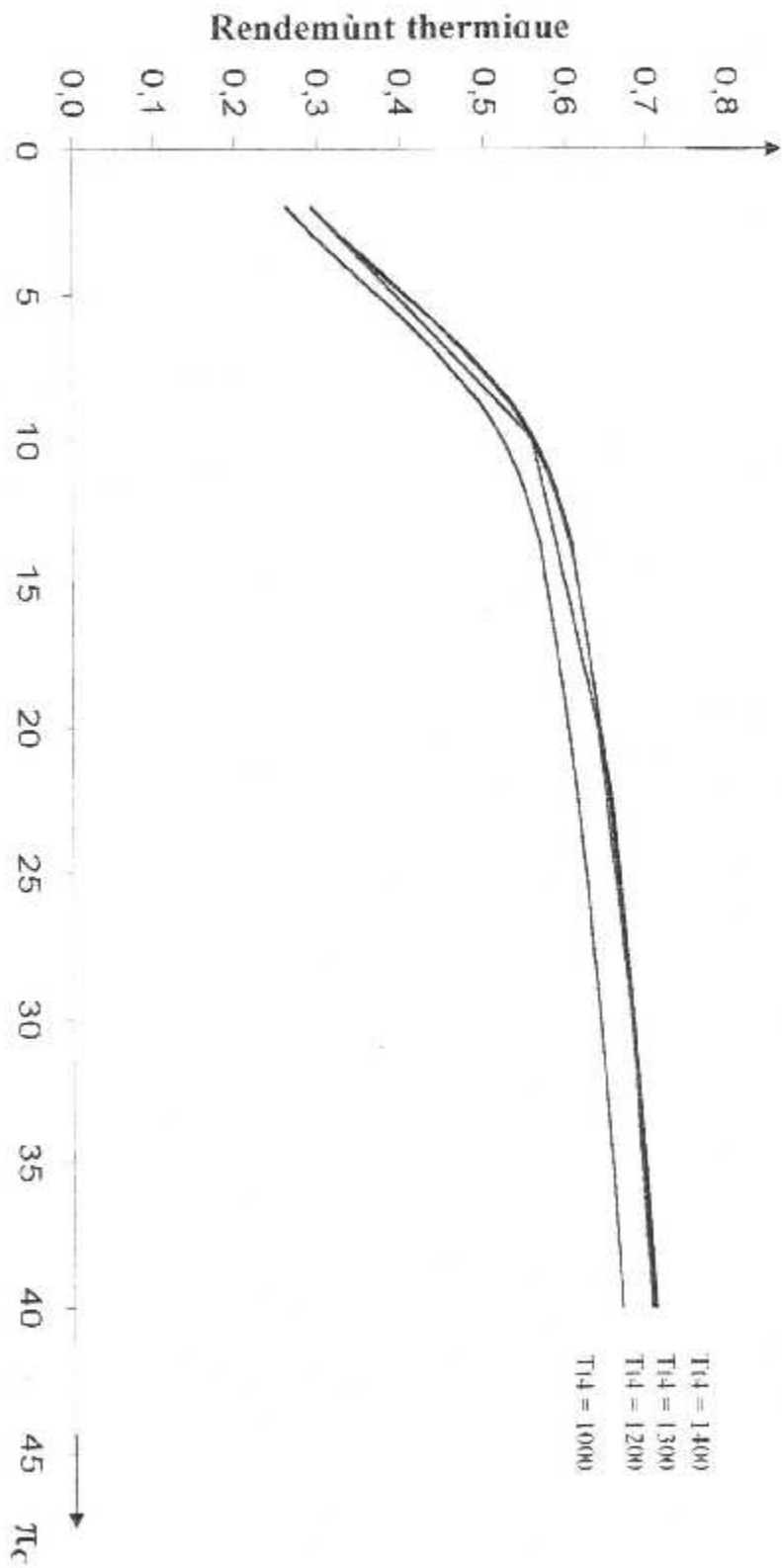


**Les figures (IV-7) et (IV-8):**

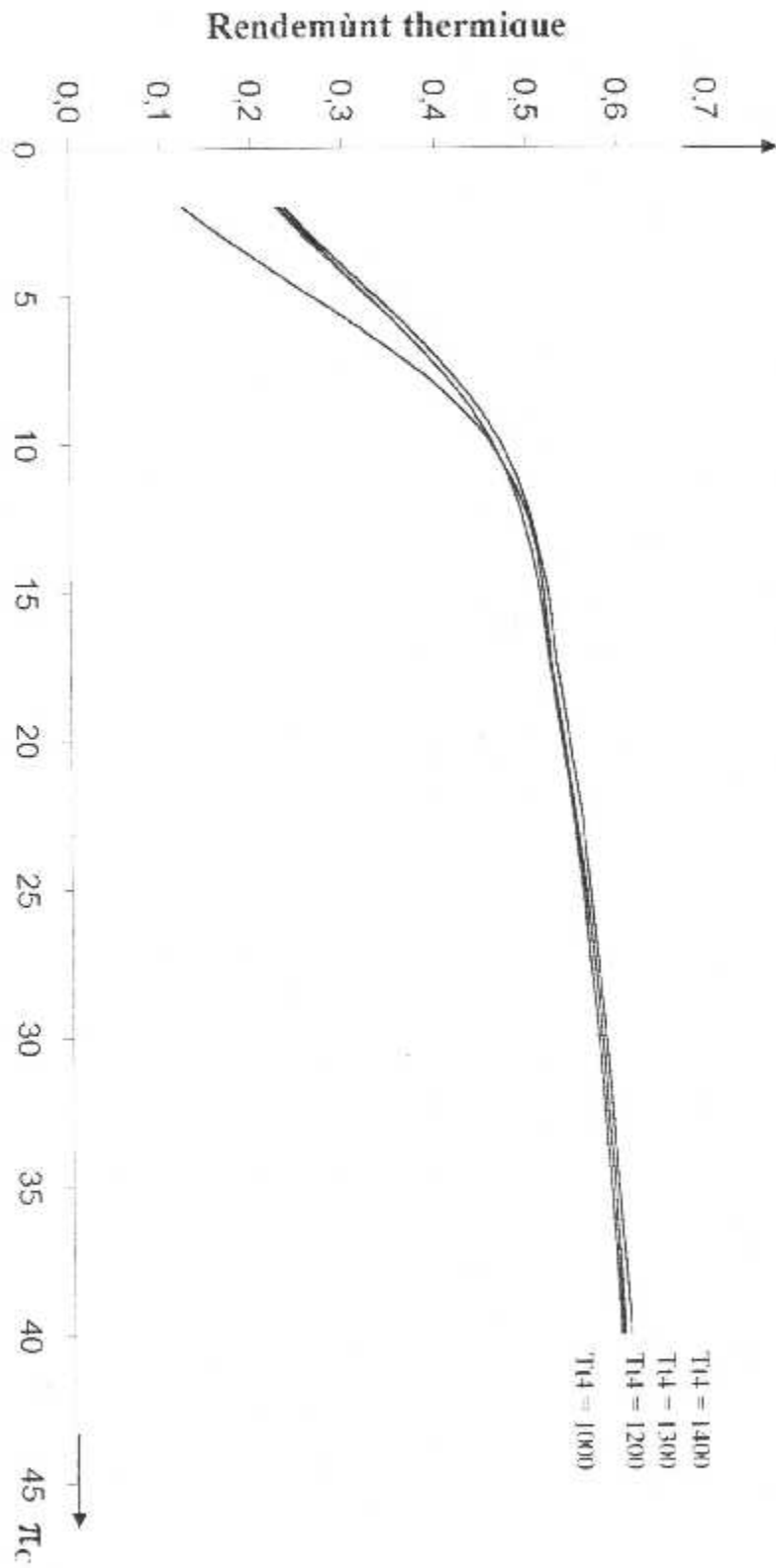
Les deux figures représentent la variation du rendement thermique des turboréacteur mono flux et double flux en fonction du taux de compression et de la température totale de la chambre de combustion ( $Tt4$ ).

Le rendement thermique dépend de la puissance dynamique et il indique l'augmentation du taux de compression due à l'augmentation de la puissance dynamique.

$$\eta_{th} = \frac{\text{puissance dynamique}}{HPR \cdot \eta_b \cdot f}$$



**Fig. (IV.7) : Variation du rendement thermique en fonction du taux de compression dans un turboéacteur simple-flux**



**Fig. (IV.8) : Variation du rendement thermique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur double-flux**

**La figure (IV- 9) :**

Cette figure représente la variation de la poussée spécifique d'un turboréacteur double flux ou mono flux en fonction du taux de compression  $\pi_c$ .

On remarque que la poussée spécifique du turboréacteur double flux a augmenté presque de 60% par rapport à celui du mono flux.

$$F/m_0(\text{double flux}) = 160 \text{ K.N.S/Kg}$$

$$F/m_0(\text{mono flux}) = 100 \text{ K.N.S/Kg}$$

Nous avons :

$$160 - 100 = 60$$

$$160 \text{-----} \rightarrow 100\%$$

$$60 \text{-----} \rightarrow x$$

$$\text{d'ou } X = F/m_0 = 60\%$$

puisque dans le réacteur double flux on a deux(2) débit d'air primaire et secondaire se qui implique plus d'air qui rentre par rapport au simple flux.

**La figure (IV-10) :**

Elle représente la variation de la consommation spécifique d'un turboréacteur double flux mono flux en fonction du taux de compression.

On constate que la consommation spécifique du turboréacteur double flux augmente de 34% par rapport au mono flux.

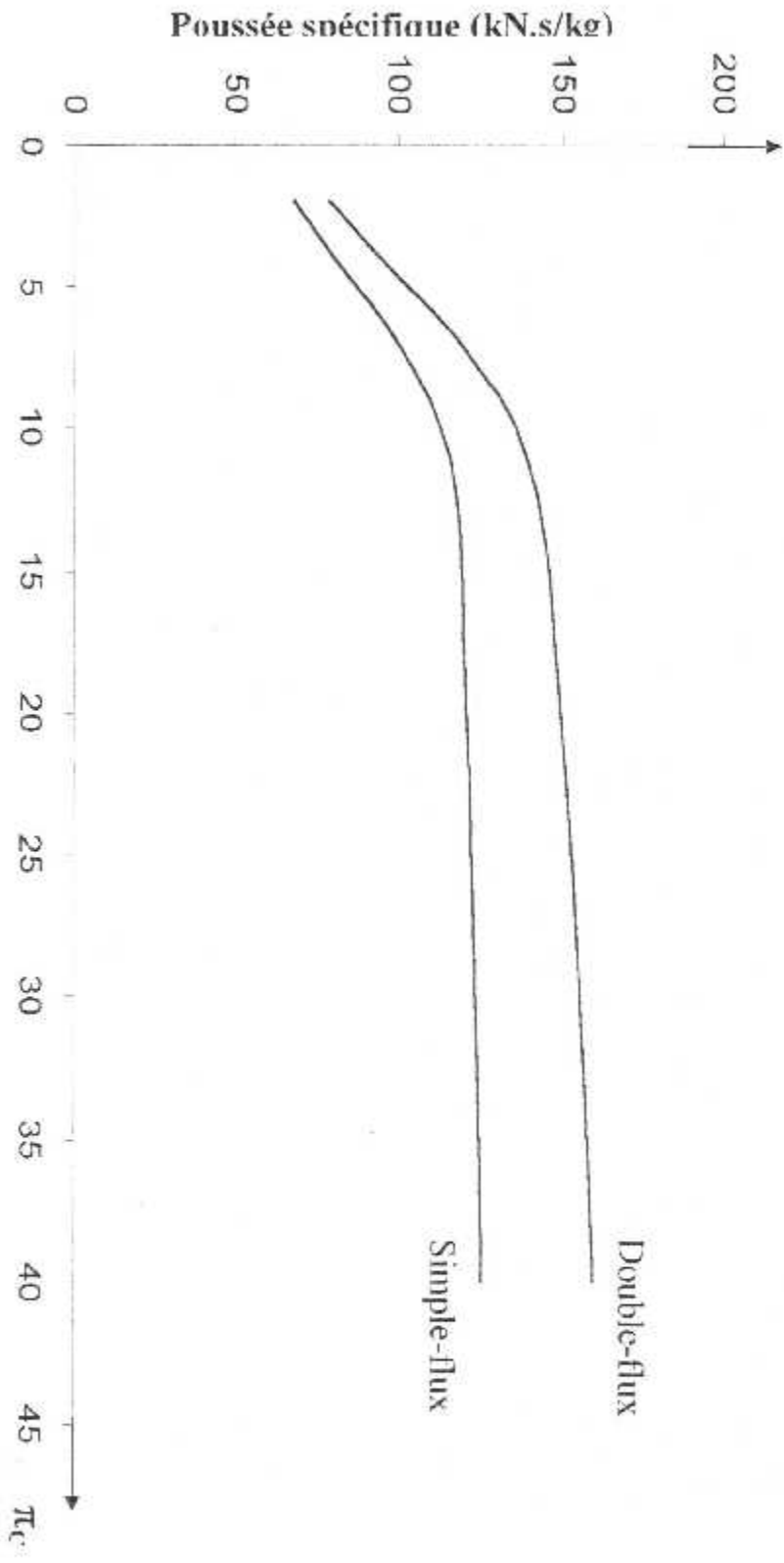
$$C_s(\text{double flux}) = 1,33 \times 10^{-2} \text{ (Kg/K.N.h)}$$

$$C_s(\text{mono flux}) = 0,964 \times 10^{-2} \text{ (Kg/K.N.h)}$$

$$\text{Tel que : } 1,33 \cdot 10^{-2} - 0,964 \cdot 10^{-2} = 0,336 \cdot 10^{-2}$$

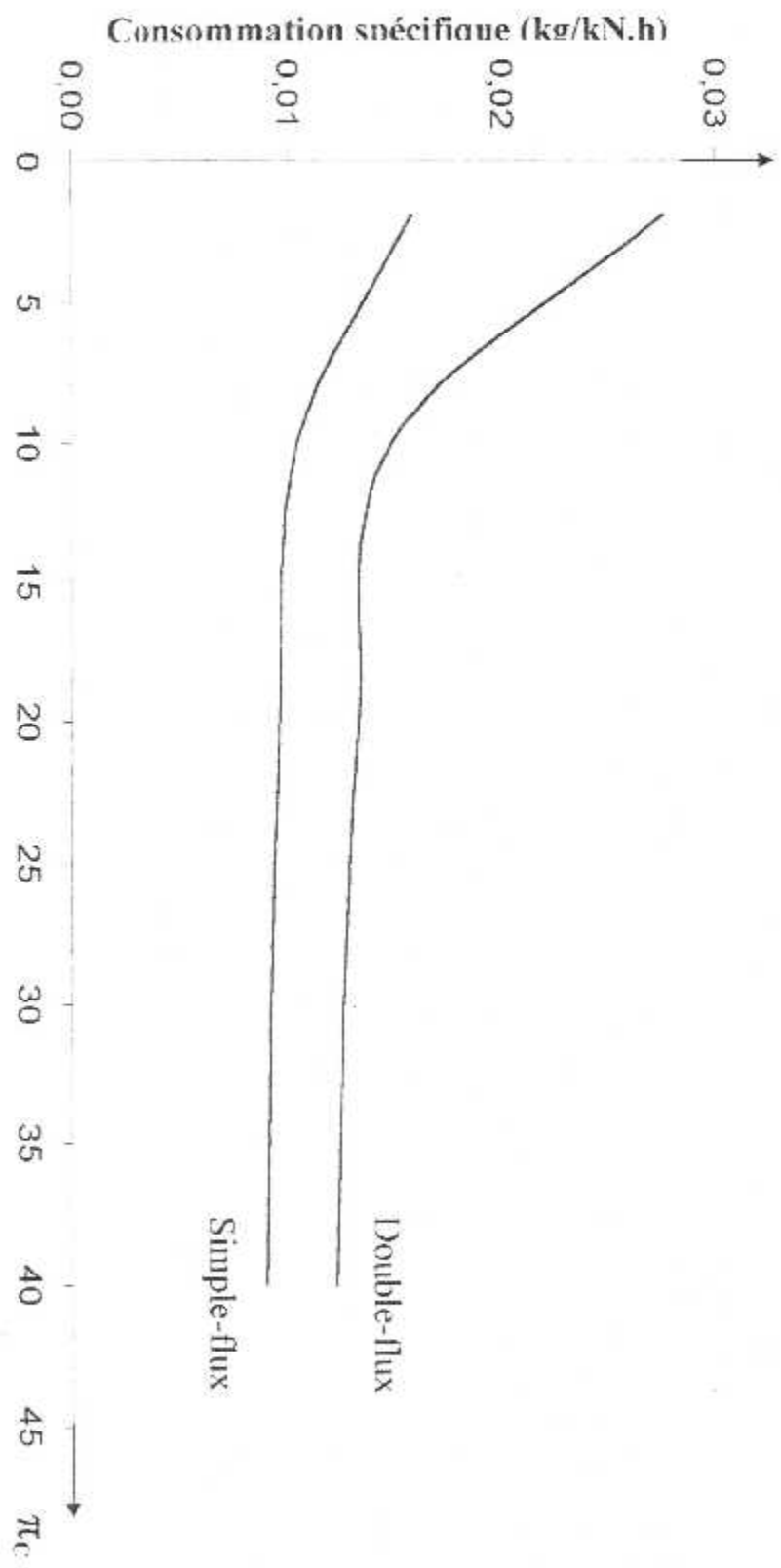
$$\text{Nous avons : } Y = 34\%$$

Puisque on a poussée considérer dans le double flux, on a besoin d'une quantité de carburant introduite dans la chambre de combustion.



**Fig. (IV.9) : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur double-flux et simple-flux**





**Fig. (IV.10) : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur double-flux et simple-flux**

**La figure (IV-11) :**

Cette figure illustre la variation du rendement de propulsion dans un turboréacteur double flux ou mono flux en fonction du taux de compression.

L'augmentation du rendement de propulsion double flux est de 28% par rapport au mono flux.

$$\eta_p(\text{double flux}) = 1,78 \cdot 10^{-1}$$

$$\eta_p(\text{mono flux}) = 1,73 \cdot 10^{-1}$$

d'où  $Z = 28\%$

puisque la poussée dans un double flux est plus importante par rapport au mono flux.

**La figure (IV-12) :**

Cette figure illustre la variation du rendement thermique dans un turboréacteur double flux et mono flux en fonction du taux de compression.

L'augmentation du rendement thermique d'un double flux est de 27% par rapport au mono flux.

$$\eta_{th}(\text{double flux}) = 0,87$$

$$\eta_{th}(\text{mono flux}) = 0,68$$

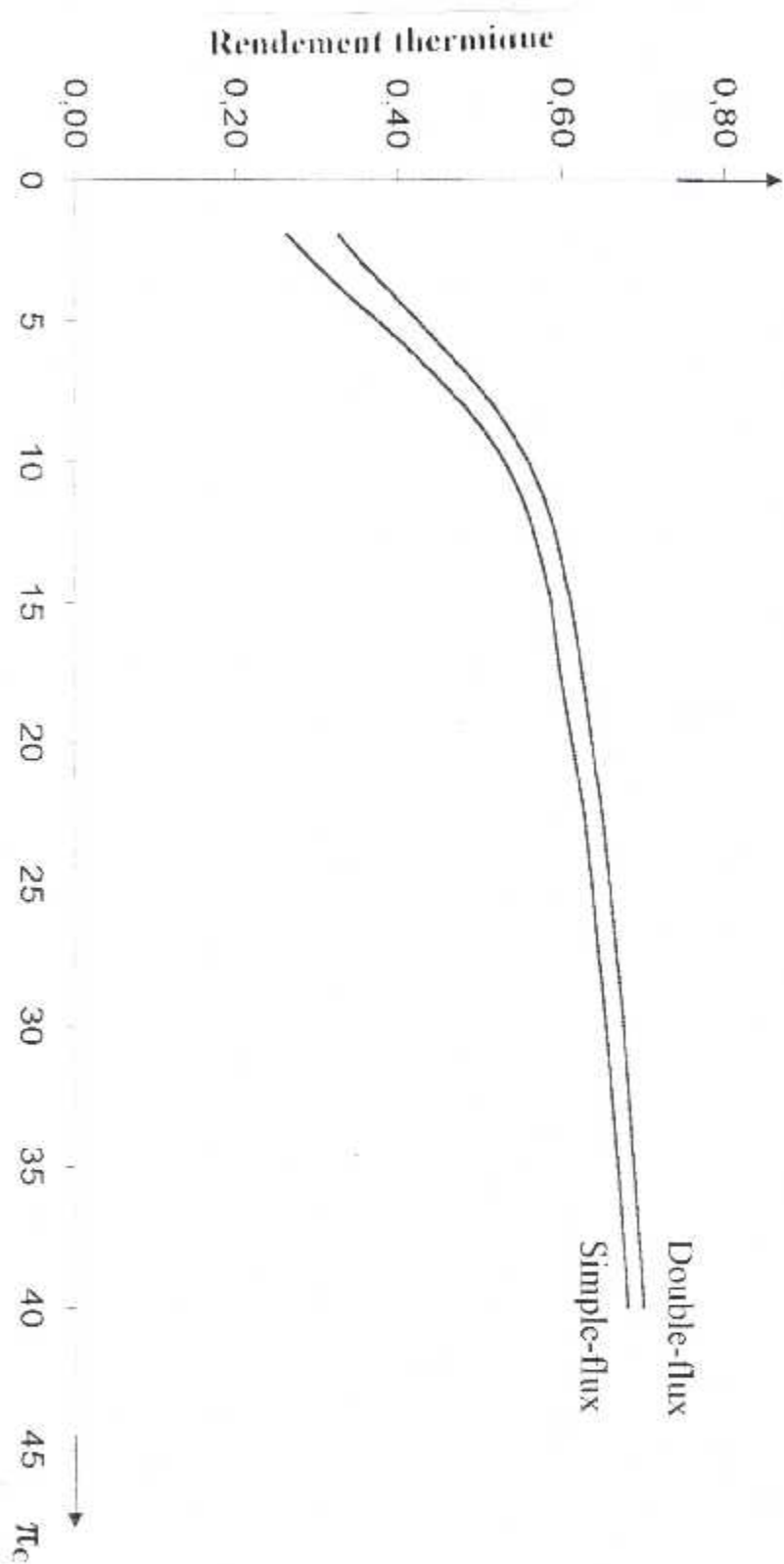
$$\text{tel que : } 0,87 - 0,68 = 0,19$$

$$\text{nous avons : } 0,68 \text{ -----} \rightarrow 100\%$$

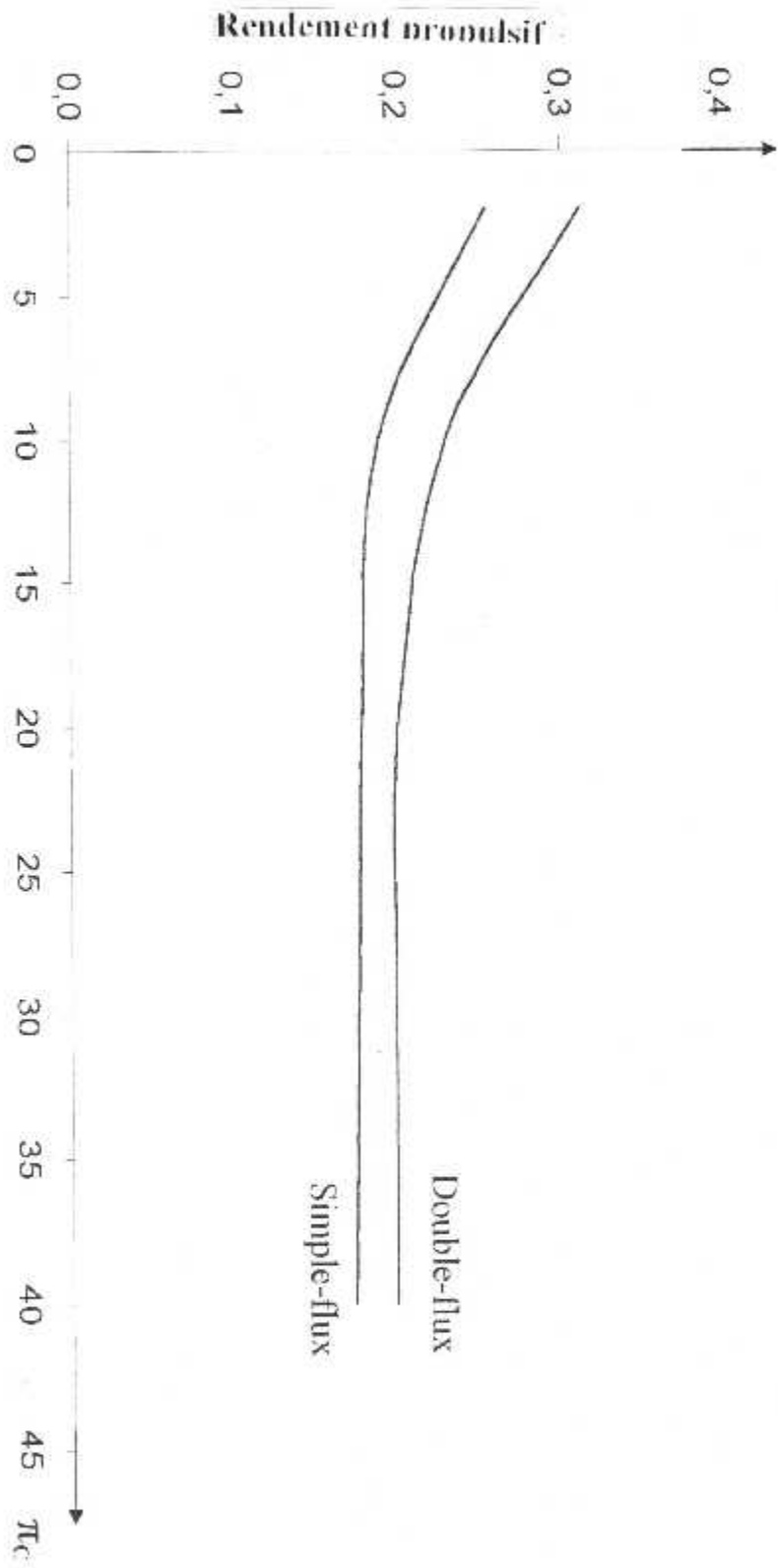
$$0,19 \text{ -----} \rightarrow \lambda$$

d'où  $\lambda = 27\%$

puisque dans le réacteur double flux on a une puissance dynamique plus élevée par rapport au mono flux.



**Fig. (IV.11) : Variation du rendement propulsif en fonction du taux de compression dans un turboréacteur double-flux et simple-flux**



**Fig. (IV.12) : Variation rendement thermique en fonction du taux de compression dans un turboréacteur double-flux et simple-flux**

# ***Conclusion***



---

## **CONCLUSION :**

A l'issue de cette étude, nous avons vu que les moteurs à réaction sont l'aboutissement de plusieurs années d'expérimentation de recherche et de perfectionnement qui permettent finalement la fabrication d'un moyen de réaction efficace.

Par conséquent, l'intervention d'un moteur à réaction double flux plus efficace que le moteur à réaction simple flux ; Grâce à un système de réaction plus évaluer.

Ainsi que l'étude de l'évaluation des pertes de performances dans des moteurs à réaction (simple et double flux ) conduisent les résultats suivants :

- Elaboration d'un programme qui permet le calcul les différents paramètres de performances d'un moteur à réaction.
- Constituant d'une base de comparaison entre différents types des moteurs à réaction.
- Confirmation les résultats et ont fait ressortir les avantages et les inconvénients de chaque type de moteur.

# ANNEXES

---

## Légende :

- ❖  $R_c$  : Constante des gaz au niveau du compresseur .
  - ❖  $R_t$  : Constante des gaz au niveau du turbine .
  - ❖  $M_0$  : Nombre de mach .
  - ❖  $C_{pc}$  : chaleur spécifique du compresseur .
  - ❖  $C_{pt}$  : chaleur spécifique au niveau du turbine .
  - ❖  $N_d$  : Rendement du diffuseur (entrée d'air) .
  - ❖  $N_c$  : Rendement du compresseur .
  - ❖  $N_b$  : Rendement du chambre de combustion .
  - ❖  $N_t$  : Rendement de la turbine .
  - ❖  $N_n$  : Rendement de la tuyère .
  - ❖  $N_f$  : Rendement du fan .
  - ❖  $N_{nf}$  : Rendement du tuyère de fan .
  - ❖  $f$  : Rapport de pression statique et pression référence .
  - ❖  $d$  : Rapport de température statique et température de référence .
  - ❖  $g$  : Rapport du chaleur spécifique à pression constant .
  - ❖  $g_1$  : pour le compresseur .
  - ❖  $g_2$  : pour la turbine .
  - ❖  $t_r$  : température de référence .
  - ❖  $p_r$  : pression de référence .
-

```
c*****
c*****
c*****
```

```
c PROGRAMME DE CALCULE LES PERFORMONCES D'UN
c TURBOREACTEUR SIMPLE FLUX
```

```
c*****
c*****
c*****
c*****
```

```
real k,m,nd,n,nc,nb,nt,nn,nm,g1,g2,w,Nth,Np,b,pt5
write(*,*)alt='
read(*,*)alt
alt=12000
write(*,*)pc='
read(*,*)pc
pb=0.95
write(*,*)f='
read(*,*)f
f=0.1915
write(*,*)d='
read(*,*)d
d=0.7519
data m,nd,nc,nb,nt,nn,nm/0.85,0.9,0.87,0.97,0.89,0.95,0.98/
hpr=44200000
write(*,*)tt4='
read(*,*)tt4
cpc=1004
cpt=1069
rc=287
rt=265.24
g1=1.4
g2=1.3
tr=288.2
pr=101.3
```

```
c *****ECOLEMENT LIBRE *****
```

```
T0=tr*f
p0=pr*d
v0=M*(g1*rc*t0)**(0.5)
tt0=t0*(1.+((g1-1.)/2.)*M**2)
g1m1=g1/(g1-1.)
pt0=p0*(1.+((g1-1.)/2.)*M**2)**g1m1
pt2=p0*(1.-nd*(t0/t0-1.))**g1m1
u2=tt0
```

```
c *****COMPRESSEUR*****
```

```

pt3=pc*pt2
tt3=tt2*(1.-(pc**(1./g1m!)-1.)/nc)
pt4=pt3*pb

```

c \*\*\*\*\*CHAMBRE DE COMBUSTION\*\*\*\*\*

c le dosage  
dosage=(cpt\*tt4-tt3\*cpc)/(nb\*hpr-cpt\*tt4)

c \*\*\*\*\*TURBINE\*\*\*\*\*

```

Tc=tt3/tt2
Tt=1.-(cpc*tt2*(tc-1.))/(cpt*tt4*nm*(1.+dosage))
b=g2/(g2-1)
n=(1/nt)*(1-Tt)
pt5=((1.-n)**b)*pt4
tt5=Tt*tt4

```

c \*\*\*\*\*CANAL D'JECTION\*\*\*\*\*

```

pt9=pt5
k=1-(p0/pt9)**((g1-1)/g1)
v9=((2*nm*g2*tt5)/(g2-1))**k**0.5

```

c \*\*\*\*\*POUSSEE SPESIFIQUE\*\*\*\*\*

```

ps=(1+dosage)*v9-v0
w=(1+dosage)*(v9**2)-(v0**2)

```

c \*\*\*\*\*RENDEMENT THERMIQUE\*\*\*\*\*

```

Nth=w/(2*hpr*dosage*nb)

```

c \*\*\*\*\*RENDEMENT DE PROPULSION\*\*\*\*\*

```

Np=(2*ps*v0)/w

```

c \*\*\*\*\*CONSOMATION SPESIFIQUE\*\*\*\*\*

```

cs=(dosage)/ps*3600
write(*,*)'les résultats des performances'
10 write(*,*)'dosage=',dosage
write(*,*)'cs=',cs
write(*,*)'Nth=',Nth
write(*,*)'Np=',Np
stop
end

```

```
c*****
c*****
```

```
c PROGRAMME DE CALCUL LES PERFORMANCES D'UN
c TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX
```

```
c*****
c*****
```

```
real m0,w,nd,nc,nb,nt,nn,nf,nm,nnf,g1,g2,Nth,Np,pc
c les caractéristiques
c write(*,*)alt='
c read(*,*)alt
alt=12000
c write(*,*)pc='
c read(*,*)pc
c write(*,*)f='
c read(*,*)f
f=0.1915
c write(*,*)d='
c read(*,*)d
d=0.7519
data m0,nd,nc,nb,nt,nn,nf,nm,nnf/0.85,0.9,0.87,0.97,0.89,
-0.95,0.85,0.98,0.98/
pf=1.7
hpr=44200000
write(*,*)tt4='
read(*,*)tt4
alfa=5.5
cpc=1.004E3
cpt=1.069E3
pb=0.85
rc=287
rt=265.24
g1=1.4
g2=1.3
tr=288.2
pr=101.3
t0=tr*f
p0=pr*d
v0=m0*(g1*rc*t0)**(0.5)
tt0=t0*(1.+((g1-1.)/2.)*M**2)
g1m1=g1/(g1-1.)
pt0=p0*(1.-((g1-1.)/2.)*M**2)**g1m1
pt2=p0*(1.+nd*(tt0/t0-1.))**g1m1

c ***** FAN*****
c*****

pt13=pf*pt2
tt2=tt0
```



```

tt13=tt2*(1+(pf**(1/g1m1)-1)/nf)
c*****COMPRESSEUR*****
c*****
pt3=pc*pt2
tt3=tt2*(1+(pc**(1/g1m1)-1)/nc)
c ***** CHAMBRE DE COMBUSTION*****
c*****
pt4=pt3*pb
c le dosage
dosage=(cpt*tt4-tt3*pc)/(nb*hpr-cp1*tt4)
c *****TURBINE*****
c*****
Tc=tt3/tt2
Tf=tt13/tt2
Tt=1-(epc*tt2*(alfa*(tf-1)-(tc-1))/(cpt*tt4*nm*(1+dosage)))
pt5=(1-(1/nt)*(1-Tt)**(g2/(g2-1)))*pt4
tt5=Tt*tt4
c *****TU YER D'EJECTION*****
c*****
v9=((2*nm*g2*rt*tt5)/(g2-1))*(1-(p0/pt13)**((g1-1)/g1))**(0.5)
v19=((2*nnf*g1*rc*tt13)*(1-(p0/pt13)**((g1-1)/g1))/(g1-1)**(0.5)
c pousse spécifique
ps=((1+dosage)*(v9-v0)+alfa*v19-v0)/(1+alfa)
w=(1+dosage)*(v9**2)-(v0**2)+alfa*(v19**2-v0**2)
c rendement thermique
Nth=w/(2*hpr*dosage*nb)
c rendement de propulsion
Np=(2*ps*v0)/w
c consommation spécifique
cs=(dosage)/(ps*(1+alfa))*3600
write(*,*)'les r,sultats desperformances'
10 write(*,*)'dosage=',dosage
write(*,*)'cs=',cs
write(*,*)'Nth=',Nth
write(*,*)'Np=',Np
write(*,*)'ps=',ps
stop
end

```

## BIBLIOGRAPHIE :

- turboréacteur théorie D .BERNARD .
- technologie des turboréacteurs (LEHMANI ET LEPOURRY).
- Cours de technologie des moteurs (HOCINE BENTRAD INSTITUT D'AERONAUTIQUE UNIVERSITE DE BLIDA )
- Cours de propulsion (HOCINE BENTRAD INSTITUT D'AERONAUTIQUE UNIVERSITE DE BLIDA )
- Le moteur d'avion (complément de thermopropulsion ) (J.P.DEGRAEVE ).
- Technique des avions propulsion (ANDRE MAUMUS )