



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère de l'enseignement supérieur  
Et de la recherche scientifique  
Université AKLI Mohand Oulhadj  
De Bouira



**Faculté des sciences et des sciences appliquées**

## **MEMOIRE DE FIN DE D'ETUDES**

*En Vue de l'Obtention du Diplôme de Master en Génie Mécanique  
Spécialité : Energétique*

### **THEME**

***Analyse de l'influence du taux de dilution sur les performances d'un turboréacteur double flux double corps***

Réalisé par :

**Mr. Chermali Khaled.**

**Mr. Hassani Moussa**

Encadré par :

**Mr. LEKHAL Rachid.**

**Soutenu le - / - / 2022 devant le jury composé de :**

Président : Mr. ABERKANE SOFIANE

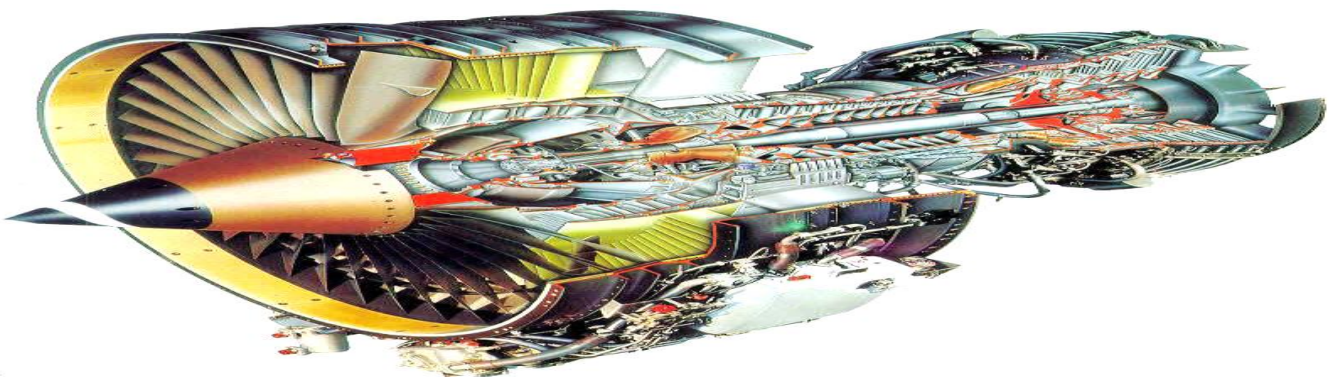
Examineur 1 : Mem. BAGHDADI FAIZA

Encadreur : Mr. LEKHAL Rachid

MAA, UAMO de Bouira

MAA, UAMO de Bouira

MAA, UAMO de Bouira



BOUIRA 2021/2022

## Remerciements

*Au terme de ce travail nous tenons à remercier en premier lieu, le bon dieu (Allah) qui nous a donné la force, la volonté et le courage pour terminer ce projet de fin d'étude*

*Nous adressons également nos remerciements à notre encadreur **Mr. Lekhal Rachid** pour son soutien, ses conseils pertinents et son aide précieuse, ainsi que la confiance qu'il nous a toujours témoignée tout au long de notre projet.*

*Nous voudrions également exprimer nos vifs remerciements aux membres de jury pour avoir accepté d'évaluer notre travail et pour le temps et les orientations accordées*

*Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département de Génie mécanique et aux responsables de la promotion*

*2021-2022*

*Nous tenons aussi à témoigner nos sincères gratitude à tous ceux qui nous ont assistés de près ou de loin, par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.*

## Dédicaces

*Je dédie ce mémoire*

*A mon père et ma très chère maman, qui m'ont  
Éclairé le chemin en me donnant la main tout au*

*Long de mes années d'étude*

*A mes frères*

*A mes sœurs.*

*A tous mes amis sans exception*

*A tous mes maîtres*

*A tous ceux qui me sont chers*

*A mon binôme moussa*

## Dédicaces

*Du fond cœur, je dédie ce modeste travail*

*À Mes chers parents, qui m'ont poussé vers le succès. Merci pour*

*Votre aide.*

*Vous êtes toujours les plus importants dans Ma vie. Qu'Allah me*

*Les garde Durant toute ma vie.*

*A mon frère*

*A mes sœurs*

*Tous mes Amis de la promotion 2021-2022*

*Tous ceux qui sont proches de mon Cœur et qui M'encouragent*

*À donner le meilleur de Moi même*

*Tous mes enseignants du Département génie Mécanique.*

*A mon binôme khaled*

*Moussa*

## Résumé

Le turboréacteur est un élément indispensable des avions modernes, il fait l'objet de critiques sur la pollution sonore et atmosphérique qu'il génère. Aujourd'hui, l'objectif est de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants des avions, au même temps, maximiser la poussée.

Ce Travail consiste en l'analyse de l'influence du taux de dilution sur la performance d'un turboréacteur double flux et double corps. On a réalisé un programme de calcul sous le logiciel MATLAB pour faire ressortir par la voie de plusieurs simulations les graphiques qui traduisent leurs variations. L'analyse montre que la poussée et la consommation spécifique sont très influencées par le taux de dilution et le nombre de Mach de vol

Mots clé : turboréacteur ; taux dilution ; la poussée spécifique ; la consommation spécifique

## ملخص

المحرك التوربيني النفاث عنصر أساسي في الطائرات الحديثة، فهو موضوع انتقادات للضوضاء والتلوث الجوي الذي يولده. اليوم، الهدف هو تقليل استهلاك الوقود وبالتالي انبعاثات الغازات الملوثة من الطائرات قدر الإمكان، مع زيادة الدفع يتكون هذا العمل من تحليل تأثير معدل الالتفافية على أداء المحرك التوربيني المزدوج التدفق والجسم. في نفس الوقت لإخراج الرسوم البيانية التي تترجم اختلافاتهم عن طريق MATLAB المزدوج. تم تنفيذ برنامج حسابي تحت برنامج عدة عمليات محاكاة. يوضح التحليل أن الاتجاه والاستهلاك المحدد يتأثران بشدة بمعدل الالتفافية وعدد ماخ للرحل

الكلمات الرئيسية: نفاث؛ معدل التخفيف؛ الاتجاه المحدد؛ استهلاك محدد

## Abstract

Turbojet engine is an essential element of modern aircraft; it is the subject of criticism on the noise and atmospheric pollution it generates. Today, the objective is to reduce fuel consumption and therefore polluting gas emissions from aircraft as much as possible, while at the same time, maximizing thrust.

This work consists to analyses the influence of bypass flow rate on the performance of turbojet double spool engine. A calculation program was carried out under the MATLAB software to bring out through several simulations the graphs which reflect their variations. The analysis shows that the thrust and the specific consumption are very influenced by the bypass rate and the Mach number of flight

Keywords: turbojet; dilution rate; specific thrust; specific consumption

## Table des matières

|  |    |
|--|----|
| <b>Introduction générale</b> .....   | 1  |
| <b>Chapitre I Généralité sur les moteurs à réaction</b>                                |    |
| I.1 Principes de Propulsion.....   | 5  |
| I.1.1 Action réaction .....  | 5  |
| I.1.2 Types de propulseurs à réaction .....  | 6  |
| I.2 Groupe turboréacteurs (G.T.R) .....  | 7  |
| I.2.1 Définition.....  | 7  |
| I.2.2 Historique de turboréacteurs.....  | 8  |
| I.2.3 Principe de fonctionnement d'un turboréacteur .....                              | 10 |
| I.2.4 Cycle thermodynamique du turboréacteur.....                                      | 11 |
| I.3 Les différents types de turboréacteur .....  | 12 |
| I.3.1 Turboréacteur a compresseur centrifuge .....                                     | 12 |
| I.3.2 Turboréacteurs à compresseur axial .....   | 13 |
| I.3.2.1 <i>Turboréacteurs</i> simple flux mono-corps .....                             | 13 |
| I.3.2.2 Turboréacteurs simple flux, double corps.....                                  | 14 |
| I.3.2.3 Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC.....                            | 14 |
| I.3.2.4 Turboréacteur double flux mélangés .....                                       | 15 |
| I.3.2.5 Turboréacteur double flux avec soufflante .....                                | 16 |
| I.3.2.6 Turboréacteur double flux avec grande soufflante .....                         | 16 |
| I.3.2.7 Nouveaux turboréacteurs .....  | 17 |
| I.4 Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant.... | 18 |
| I.4.1 Le diffuseur.....  | 18 |
| I.4.2 La soufflante .....  | 19 |
| I.4.3 Les compresseurs.....  | 20 |
| I.4.4 La chambre de combustions .....  | 21 |
| I.4.5 La Turbine .....   | 22 |
| I.4.6 La Tuyère d'éjection .....   | 24 |

|   |    |
|---|----|
| I.4.6.1 Les inverseurs de poussée .....                 | 26 |
| I.4.7 Les boitiers d'accessoires .....                  | 27 |
| I.5 Les autres types de propulseurs .....               | 28 |
| I.5.1 Les statoréacteurs .....                          | 28 |
| I.5.2 Les Pulsoréacteurs .....                          | 29 |
| I.5.3 Moteurs a fusée .....                             | 30 |
| I.5.4 Les Turbopropulseurs .....                        | 31 |
| I.5.5 Les moteurs à pistons .....                       | 32 |
| I.6 Le domaine d'utilisation des Turboréacteurs .....   | 32 |
| I.7 Avantages et inconvénients des Turboréacteurs ..... | 33 |
| I.8 Conclusion .....                                    | 34 |

## **Chapitre II**

### **Analyse des performances thermodynamiques d'un Turboréacteur**

|  |    |
|--|----|
| II.1 Introduction .....  | 36 |
| II.2 Caractéristiques générales des Systèmes principaux de turboréacteur ..... | 36 |
| II.2.1 Système de lubrification .....  | 36 |
| II.2.1.1 Réservoir d'huile .....   | 38 |
| II.2.1.2 La pompe à huile .....  | 38 |
| II.2.1.3 Filtre à huile .....  | 39 |
| II.2.2 Les circuits de refroidissement .....                                   | 39 |
| II.2.3 Le système de régulation .....  | 40 |
| II.2.4 Système d'air interne .....   | 41 |
| II.2.5 Système de démarrage .....  | 41 |
| II.2.6 Système d'allumage .....  | 42 |
| II.3 Schéma et cycle (T-S) d'un turboréacteur .....                            | 43 |
| II.3.1 Cycle thermodynamique .....   | 43 |
| II.4 Les Paramètres de performances d'un turboréacteur .....                   | 44 |
| II.4.1 La Force de Poussée .....   | 45 |

|  |    |
|--|----|
| II.4.2 La poussée spécifique.....  | 45 |
| II.4.3 Consommations horaires et Consommations spécifique.....                                     | 45 |
| II.4.3.1 Consommation massique horaire (CH) .....  | 45 |
| II.4.3.2 Consommation spécifique (Csp) .....   | 46 |
| II.4.5 Le taux de dilution.....  | 46 |
| II.4.6 Le dosage de la chambre de combustion.....  | 46 |
| II.4.7 Les puissances .....  | 46 |
| II.4.7.1 Puissance Calorifique .....   | 46 |
| II.4.7.2 Puissance thermodynamique ou thermique théorique .....                                    | 47 |
| II.4.7.3 Puissance thermique réelle .....  | 47 |
| II.4.7.4 Puissance de Propulsion .....   | 47 |
| II.4.8 Les Rendements .....  | 48 |
| II.4.8.1 Le rendement thermodynamique (thermique) théorique .....                                  | 48 |
| II.4.8.2 Rendement Interne.....  | 48 |
| II.4.8.3 Rendement thermique réel.....   | 48 |
| II.4.8.4 Rendement de Propulsion.....  | 48 |
| II.4.8.5 Rendement Global .....  | 48 |
| II.5 Thermodynamique de turboréacteur .....  | 49 |
| II.5.1 L'entrée d'air (le diffuseur).....  | 49 |
| II.5.1.1 Bilan énergétique .....   | 49 |
| II.5.2 La soufflante.....  | 51 |
| II.5.2.1 Le rendements isentropique de soufflante .....  | 51 |
| travail recut dans la transformation isentropiquetravail recut dans la transformation polytropique |    |
| .....  | 51 |
| II.5.3 Le compresseur .....  | 51 |
| II.5.3.1 Bilan énergétique .....   | 52 |
| II.5.3.2 Rendement poly tropique du compresseur .....  | 53 |
| II.5.3.3 Compresseur à plusieurs étages .....  | 54 |



|  |    |
|--|----|
| II.5.4 La chambre de combustion.....   | 57 |
| II.5.5 La turbine .....  | 58 |
| II.5.5.1 Rendement isentropique de la turbine .....  | 60 |
| II.5.5.3 Expression du travail de détente en fonction de $\eta_{is}$ , $c$ , $\tau$ et $\pi_t$ ..... | 60 |
| II.5.5.4 Rendement polytropique de la turbine.....   | 61 |
| II.5.5.5 Turbine à plusieurs étages .....  | 62 |
| II.5.6. La tuyère d'éjection .....   | 62 |
| II.5.6.1 Rendement isentropique de la tuyère.....  | 64 |
| II.5.6.2 Vitesse d'éjection de la tuyère .....   | 64 |
| II.5.7 Rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine compresseur.....                    | 65 |
| II.6 Conclusion .....  | 66 |

### **Chapitre III présentation la méthode de calcule**

|   |    |
|---|----|
| III.1 Introduction .....  | 68 |
| III.2 Définition de logiciel MATLAB.....  | 68 |
| III.3 La méthode de calcule.....  | 69 |
| III.3.1 L'entrée de diffuseur (1) .....   | 69 |
| III.3.2 La sortie de diffuseur et l'entrée de la soufflante (2).....                              | 70 |
| III.3.3 La sortie de la soufflante l'entrée de compresseur bas pression (3) .....                 | 71 |
| III.3.4 La sortie de compresseur base pression l'entrée de compresseur haut pression (4)<br>..... | 71 |
| III.3.5 La sortie de compresseur haute pression l'entrée de diffuseur amont (5) .....             | 72 |
| III.3.6 La sortie de diffuseur amont l'entrée de la chambre de combustion (6).....                | 72 |
| III.3.7 La sortie de la chambre de combustion l'entrée de la turbine haut pression (7)....        | 72 |
| III.3.8 La sortie de la turbine haut pression l'entrée de la turbine base haut pression (8)       | 73 |
| III.3.8 La sortie de la turbine base pression l'entrée de mélangeur point (9) .....               | 74 |
| III.3.9 La sortie de mélangeur et l'entrée de la tuyère point (10) .....                          | 75 |
| III.3.10 La sortie de la tuyère point (11).....   | 76 |
| III.4 Les Paramètres de performances d'un turboréacteur double flux double corps .....            | 77 |

|  |     |
|--|-----|
| III.4.1 La Force de Poussée.....   | 77  |
| III.4.2 La poussée spécifique en fonction du taux de dilution .....  | 77  |
| III.4.3 Consommation spécifique (Csp) en fonction de taux du dilution.....   | 77  |
| III.4.4 Les Rendements .....   | 78  |
| III.4.4.1 Rendement thermique réel en fonction de taux du dilution .....   | 78  |
| III.4.4.2 Rendement de Propulsion en fonction de taux du dilution .....  | 78  |
| III.4.4.3 Rendement Global en fonction de taux du dilution.....  | 79  |
| III.5 Organigramme du programme de calcul .....  | 79  |
| III.6 Conclusion .....   | 81  |
| <b>Chapitre IV     analyse et interprétation des résultats</b>   |     |
| IV.1 Introduction .....  | 83  |
| IV.2 Résultats des performances d'un turboréacteur double courps double flux (mélange)<br>dans le domaine subsonique .....                   | 83  |
| IV.3 Analyse des figure .....  | 83  |
| IV.3.1 La variation de taux du dilution ( $\lambda$ ), de nombre de mach de vol (M1) et de rapport<br>de pression totale de compresseur..... | 83  |
| IV.3.2 La variation de température de la chambre de combustion $T_{i7}$ .....  | 92  |
| IV.4 Conclusion.....   | 99  |
| <b>Conclusion générale</b> .....   | 101 |
| <b>Bibliographie</b> .....   | 104 |

## Liste des figures

|  |    |
|--|----|
| <b>Figure I.1:</b> exemple du principe d'action réaction.                                    | 5  |
| <b>Figure I.2 :</b> organigramme des types de propulseurs                                    | 7  |
| <b>Figure I.3 :</b> Vue en coupe du CFM56-7B, le moteur d'avion civil le plus vendu au monde | 8  |
| <b>Figure I. 4 :</b> Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1)                          | 9  |
| <b>Figure I.5 :</b> Le Junkers Jumo 004  | 10 |
| <b>Figure I.6 :</b> Fonctionnement d'un Turboréacteur  | 11 |
| <b>Figure I.7 :</b> cycle thermodynamique d'un turboréacteur.                                | 12 |
| <b>Figure I.8:</b> Turboréacteur à compresseur centrifuge                                    | 13 |
| <b>Figure I.9:</b> Turboréacteurs simple flux avec compresseur axiale.                       | 13 |
| <b>Figure I.10:</b> Turboréacteur simple flux double corps                                   | 14 |
| <b>Figure I.11:</b> Turboréacteur avec post combustion                                       | 15 |
| <b>Figure I.12 :</b> Turboréacteur double flux mélangés                                      | 15 |
| <b>Figure I.13 :</b> Turboréacteurs double flux avec soufflante                              | 16 |
| <b>Figure I.14 :</b> le PW 1000G de Pratt & Whitney  | 18 |
| <b>Figure I.15 :</b> Open rotor (Propfan)  | 18 |
| <b>Figure I.16 :</b> Coupe longitudinal d'un réacteur double flux double corps               | 19 |
| <b>Figure I.17 :</b> exemple d'une soufflante (CFM56)  | 20 |
| <b>Figure I.18:</b> compresseur centrifuge.  | 21 |
| <b>Figure I.19:</b> Compresseur axiale.  | 21 |
| <b>Figure I.20 :</b> Chambre de combustion   | 22 |
| <b>Figure I.21 :</b> Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion        | 22 |
| <b>Figure I.22 :</b> Vue en coupe d'une turbine  | 23 |
| <b>Figure I.23:</b> Schéma de passage du flux d'air à travers un étage d'une turbine         | 24 |

|  |    |
|--|----|
| <b>Figure I.24</b> : Turbine centripète  | 24 |
| <b>Figure I.25</b> : Tuyère d'un turboréacteur double flux mélangés                  | 25 |
| <b>Figure I.26</b> : exemple Tuyère de MD 83   | 26 |
| <b>Figure I.27</b> : Tuyère d'un turboréacteur à double flux séparés                 | 26 |
| <b>Figure I.28</b> : la tuyère du réacteur Trent XWB de l'A380                       | 26 |
| <b>Figure (I.29)</b> : schéma d'inverseur à obstacle.                                | 27 |
| <b>Figure (I.30)</b> : Inverseurs à obstacle   | 27 |
| <b>Figure (I.31)</b> : Schéma d'inverseur à porte.                                   | 27 |
| <b>Figure I.32</b> : Inverseurs à portes   | 27 |
| <b>Figure I.33</b> : Boîtiers d'accessoires (Accessory Gearbox)                      | 28 |
| <b>Figure I.34</b> : Schéma de principe d'un Statoréacteur                           | 29 |
| <b>Figure I.35</b> : exemple des avions militaire équiper d'un statoréacteur         | 29 |
| <b>Figure I.36</b> : Schema de Principe d'un Pulsoréacteur                           | 30 |
| <b>Figure I.37</b> : Le moteur fusée RS-25 de la Navette spatiale américaine         | 30 |
| <b>Figure I.38</b> : exemple Le moteur fusée RS-25 de la Navette spatiale américaine | 31 |
| <b>Figure I.39</b> : Schéma de principe de fonctionnement d'un Turbopropulseur       | 32 |
| <b>Figure I.40</b> : L'Europop International TP400-D6-                               | 32 |
| <b>Figure II.1</b> : Système de lubrification des paliers                            | 37 |
| <b>Figure II.2</b> : les circuits de refroidissement                                 | 40 |
| <b>Figure II.3</b> : Schéma de la régulation d'un moteur militaire (M88 de Sn. Mo.). | 41 |
| <b>Figure II.4</b> : Schéma explicatif du turboréacteur (cas générale )              | 43 |
| <b>FigureII.5</b> : Cycle thermodynamique d'un turboréacteur                         | 44 |
| <b>Figure II.6</b> : Organigramme de différents puissances et rendements             | 48 |
| <b>Figure II.7</b> : Diagramme (T-S) de diffuseur                                    | 49 |
| <b>Figure II.8</b> : Schéma d'un diffuseur.  | 49 |
| <b>Figure II.9</b> : Diagramme (T-S) de la soufflante                                | 51 |

|  |    |
|--|----|
| <b>Figure II.10</b> :La soufflante   | 51 |
| <b>Figure II.11</b> : Diagramme (T-S) du compresseur   | 52 |
| <b>Figure II.12</b> : le compresseur   | 52 |
| <b>Figure II.13</b> : schéma et Diagramme (T-S) de compresseur   | 55 |
| <b>Figure II.14</b> : Diagramme (T-S)  | 57 |
| <b>Figure II.15</b> : la chambre combustion  | 57 |
| <b>Figure II.16</b> : Diagramme T-S de la turbine  | 59 |
| <b>Figure II.17</b> : schéma de la turbine   | 59 |
| <b>Figure II.18</b> : diagramme (T-S) de la tuyère   | 63 |
| <b>Figure II.19</b> : schéma de la tuyère  | 63 |
| <b>Figure III.1</b> : Schéma explicatif du turboréacteur double flux double corps (Flux mélange)   | 69 |
| <b>Figure III.2</b> : Organigramme du programme de calcul  | 80 |
| <b>Figure IV.1</b> : Variation de la consommation spécifique en fonction de nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.                    | 83 |
| <b>Figure IV.2</b> : Variation de la poussé spécifique en fonction de nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.                          | 84 |
| <b>Figure IV.3</b> : Variation de dosage de la chambre de combustion (f) en fonction de nombre de mach de vol.   | 85 |
| <b>Figure IV.4</b> : Variation de rendement thermique en fonction de nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution                            | 85 |
| <b>Figure IV.5</b> : Variation de rendement de propulsion en fonction de nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.                       | 86 |
| <b>Figure IV.6</b> : Variation de rendement globale en fonction de nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.                             | 87 |
| <b>Figure IV.7</b> : Variation de nombre de mach à la sortie de la tuyère (M11) en fonction de nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution. | 88 |
| <b>Figure IV.8</b> : Variation de la poussé spécifique en fonction rapport de pression totales du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution.        | 89 |
| <b>Figure IV.9</b> : Variation de la consommation spécifique en fonction rapport de pression totales du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution.  | 90 |

---

|  |    |
|--|----|
| <b>Figure IV.10 :</b> Variation de dosage de la chambre de combustion ( $f$ ) en fonction de rapport de pression totales du compresseur  | 91 |
| <b>Figure IV.11:</b> Variation de poussé spécifique en fonction de nombre de mach de vol pour différentes températures de chambre de combustion et pour une valeur donnée de taux du dilution $\lambda$        | 92 |
| <b>Figure IV.12 :</b> Variation de consommation spécifique en fonction de nombre de mach de vol pour différentes températures de chambre de combustion et pour une valeur donnée de taux du dilution $\lambda$ | 93 |
| <b>Figure IV.13 :</b> Variation de rendement thermique en fonction de nombre de mach de vol pour différentes températures de chambre de combustion et pour une valeur donnée de taux du dilution $\lambda$     | 94 |
| <b>Figure IV.14 :</b> Variation de rendement de propulsion en fonction de nombre de mach de vol pour différentes températures de chambre de combustion et pour une valeur donnée de taux du dilution $\lambda$ | 95 |
| <b>Figure IV.15 :</b> Variation de rendement de globale en fonction de nombre de mach de vol pour différentes températures de chambre de combustion et pour une valeur donnée de taux du dilution $\lambda$    | 95 |
| <b>Figure IV.16 :</b> Variation de dosage en fonction de nombre de mach de vol pour différentes températures de chambre de combustion et pour une valeur donnée du taux de dilution $\lambda$                  | 96 |

## Listes des tables

|   |    |
|---|----|
| <b>Tableaux III.1</b> : les donnees d'entree.   | 68 |
| <b>Tableaux IV.1</b> : Indicateurs des performances d'un turboréacteur pour différentes valeurs du taux de dilution | 97 |

## Symboles

|             |   |
|-------------|---|
| D           | Diffuseur   |
| Souf        | La soufflant.   |
| C           | Compresseur.  |
| CBP         | Compresseur basse pression.                                   |
| CHP         | Compresseur haute pression.                                   |
| Dif amnt    | Diviseur amont.   |
| CC          | Chambre de combustion.  |
| T           | Turbine.  |
| TBP         | Turbine basse pression.                                       |
| THP         | Turbine haute pression.                                       |
| m           | Mélangeur.  |
| HP          | Haute pression.   |
| BP          | Basse pression.   |
| N           | L'ensemble compresseur et turbine.                            |
| N1          | Attelage Basse Pression.                                      |
| N2          | Attelage Haute Pression.                                      |
| F           | La force de poussée (N).                                      |
| P0          | La pression statique atmosphérique de l'air (Pa).             |
| P11         | La pression des gaz en sortie de tuyère (Pa).                 |
| T0          | La température statique de l'atmosphère (K).                  |
| T11         | La température statique des gaz à la sortie de la tuyère (K). |
| V1          | Vitesse d'entrée d'air (ou la vitesse de l'avion) (m/s).      |
| V11         | Vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère (m/s).         |
| $\dot{m}_p$ | Débit massique de l'air traversant le turboréacteur (kg/s).   |
| $\dot{m}_c$ | Débit massique du carburant de la chambre combustion (kg/s).  |
| $\dot{m}_s$ | Débit secondaire (kg/s).                                      |
| Fsp         | Poussée spécifique (N.s/kg).                                  |
| CH          | Consommation horaire (kg/h.)                                  |
| Csp         | Consommations spécifique (kg/h.N).                            |
| Pcal        | Puissance calorifique (W).                                    |
| PCI         | Le pouvoir calorifique inférieur de carburant (J/kg).         |
| Pth,t       | Puissance thermodynamique ou thermique théorique (W).         |
| Cp          | La capacité calorifique massique (J/kg.K).                    |



|                |   |
|----------------|---|
| $P_{th,r}$     | Puissance thermique réelle (W).   |
| $P_p$          | Puissance de Propulsion (W).  |
| $\eta_{th}$    | Rendement Thermodynamique.  |
| $\eta_i$       | Rendement Interne.  |
| $\eta_{th,r}$  | Rendement Thermique.  |
| $\eta_p$       | Rendement de Propulsion.  |
| $\eta_g$       | Rendement Global.   |
| $\eta_{is,d}$  | Le rendement isentropique du diffuseur.                                   |
| $\eta_m$       | Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine-compresseur. |
| $h_i$          | L'enthalpie total (J/kg).   |
| $h$            | L'enthalpie statique (J/kg).  |
| $T_i$          | La température total (K).   |
| $T$            | La température statique (K).  |
| $C_{pa}$       | La capacité calorifique massique de l'air (J / kg.K).                     |
| $T_{rd}$       | La température réduite de diffuseur.                                      |
| $\Pi_d$        | Le rapport de pression total de diffuseur.                                |
| $\Gamma_a$     | Le rapport des chaleurs massiques de l'air à pression et volume constant. |
| $\eta_{is,c}$  | Le rendement isentropique du compresseur.                                 |
| $\pi_c$        | Le rapport de pression total au niveau de compresseur.                    |
| $\pi_m$        | Le rapport de pression total au niveau de compresseur.                    |
| $\tau_c$       | Le rapport de température total au niveau de compresseur.                 |
| $\eta_{s,j}$   | Le rendement isentropique de l'étage " j ".                               |
| $\pi_{s,j}$    | Le rapport de pression total pour le pour l'étage " j ".                  |
| $\tau_{s,j}$   | Le rapport de température total pour l'étage " j ".                       |
| $\pi_s$        | Le rapport de pression total par étage.                                   |
| $\Pi_s$        | Le rendement isentropique par étage.                                      |
| $\eta_{th,cc}$ | Le rendement thermique de la chambre de combustion pour les gaz parfaits. |
| $C_{pg}$       | La capacité calorifique massique des gaz brulés (J / kg.K).               |
| $f$            | Le dosage de la chambre de combustion.                                    |
| $\eta_{is,t}$  | Le rendement isentropique de la turbine.                                  |
| $\pi_t$        | Le rapport de pression total au niveau de la turbine.                     |
| $\tau_t$       | Le rapport de température total au niveau de la turbine.                  |
| $\eta_{p,t}$   | Le rendement polytropique de la turbine.                                  |

|                |   |
|----------------|---|
| $C_{p,cc}$     | La capacité calorifique massique des gaz brûlés de la post- combustion<br>(J / kg.K). |
| Tyr            | Tuyère.   |
| $\eta_{is,ty}$ | Le rendement isentropique d'une tuyère.   |
| $\pi_{ty}$     | Le rapport de pression total au niveau de la tuyère .                                 |
| $\tau_{r,thy}$ | La température réduite au niveau de la tuyère .                                       |
| M1             | Le nombre de mach de l'avion.   |
| M11            | Le nombre de mach à la sortie de la tuyère d'éjection.                                |
| $\Pi_r$        | Taux de la perte de pression total due aux ondes de choc M supérieur à 1.             |
| $\tau_{r,d}$   | La température réduite du diffuseur.  |
| $\pi_{r,d}$    | La pression réduite du diffuseur..  |
| $\eta_{p,c}$   | Le rendement polytropique du compresseur.   |

## Les abréviations

|      |   |
|------|---|
| UPA  | (unité de puissance auxiliaire).  |
| AGB  | ( accessory gearbox) boîtier d'accessoires.                                     |
| CIAM | (Central Institute of Aviation Motors) Institut central des moteurs d'aviation. |
| OKB  | (Опытное конструкторское бюро) Bureau de conception.                            |
| GTR  | Groupe Turbo Réacteur.  |

## Remarque

Dans le chapitre (III) et (IV) les équations de chaque élément sont tirées des références [19] et [20].

# **Introduction générale**

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Les moteurs d'avion sont des organes sensibles, car très complexes car il est en évolution permanente d'autant plus qu'il fait appel à diverses technologies de pointe (mécanique, métallurgie, électronique,..)

Par ailleurs, l'industrie aéronautique est très compétitive, elle s'intéresse surtout aux turboréacteurs double flux doubles corps en vue de leur rendement et leur fiabilité, ils sont considérablement améliorés depuis leurs débuts, cependant leur coût est très important, et représente en général pour un avion civil le tiers du coût total de l'appareil.

L'idée du turboréacteur est née, en 1928 (Frank Whittle). Breveté en 1930. Tournant au banc d'essai le 12 avril 1937. Parallèlement, un ingénieur allemand, Hans Joachim PABST VON OHAIN, inventait le premier turboréacteur allemand. Son premier réacteur le HES 1, comparable à celui de l'anglais Whittle, avait tourné au banc en septembre 1937. Le 27 août 1939, une version améliorée, le HES 3B permettait le décollage du premier avion à turboréacteur du monde : le Heinkel He-178 expérimental.

L'écologie actuellement, fait rage, le développement durable devient un enjeu capital. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets des gaz polluants des avions. Pour cela, les ingénieurs et chercheurs travaillent activement sur ce moteur dans le but de protéger l'environnement.

Notre travail consiste sur l'étude d'un turboréacteur double flux double corps ayant comme objectifs l'analyse des différentes performances énergétiques, tel que l'influence deux taux de dilution sur les rendements, la consommation spécifique, la poussé spécifique et l'influence des différents paramètres, comme le taux de compression et la température de combustion, sur ces performances.

Notre travail est divisé en quatre chapitres : On a débuté avec une revue bibliographique dans le premier chapitre où on traite aussi les éléments composants du turboréacteur et son principe de fonctionnement. Dans le deuxième chapitre, nous allons traiter les différents systèmes du turboréacteur pour un bon fonctionnement et aussi on a déterminé les expressions analytiques des paramètres de performances d'un turboréacteur

Le troisième chapitre est consacré pour la présentation des méthodes de calculs qui élaboré sur un programme MATLAB

Dans le quatrième chapitre. On va faire une analyse et discussion sur les courbes obtenues

En fin, nous termineront notre travail par une conclusion générale.

# **Chapitre I Généralités sur les moteurs à réaction**

## I.1 Principes de Propulsion

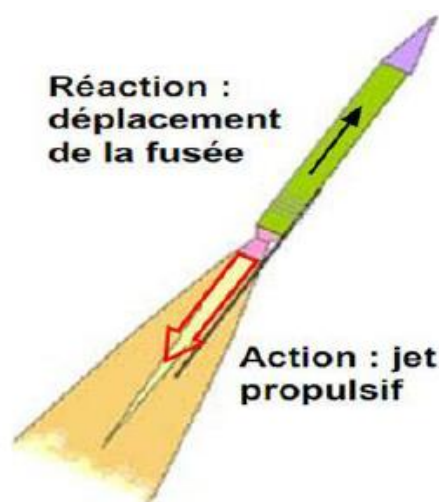
La propulsion à réaction c'est la mise en mouvement d'un corps, obtenue en produisant une force de poussée pour les aéronefs cette poussée est obtenue par l'intermédiaire d'un moteur.

La propulsion des avions à réaction s'appuie principalement sur deux branches de la science physique :

- **La mécanique** : avec le principe de « l'action réaction ».
- **L'aérodynamique** : qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. [7]

### I.1.1 Action réaction

Le principe de propulsion à réaction et une technique permettent de faire avancer un avion, est basé sur le principe d'action réaction de Newton en 1687, « la réaction est la conséquence de l'action ». Par exemple les fusées des feux d'artifice sont propulsées grâce à l'injection des gaz sous pression qui résultant de la réaction chimique interne d'un mélange solide de « carburant » et de « comburant », les gaz qui s'échappent de la fusée créant une action, la fusée se déplace par réaction. [7]



**Figure I.1:** exemple du principe d'action réaction

### I.1.2 Types de propulseurs à réaction

Les propulseurs sont des machines composées d'un moteur thermique qui fournit l'énergie Nécessaire à la propulsion de l'avion et à l'entraînement des équipements et des servitudes a bord de l'avion (production d'électricité, air)

On distingue principalement deux types de propulsions :

- ❖ Propulsion a réaction directe : Les propulseurs directs, produisant une force dirigée vers l'avant, appelée poussée opposée à la traînée. Dans ces moteurs se trouve la famille des turboréacteurs ainsi que des moteurs fusés.
- ❖ Propulsion a réaction indirecte : pour lesquels la force, appelée traction est produite par un organe intermédiaire : l'hélice. Celui-ci transforme l'énergie mécanique d'un moteur thermique en énergie propulsive. [9]

On peut classer sur un organigramme les types de propulsion comme suivant :



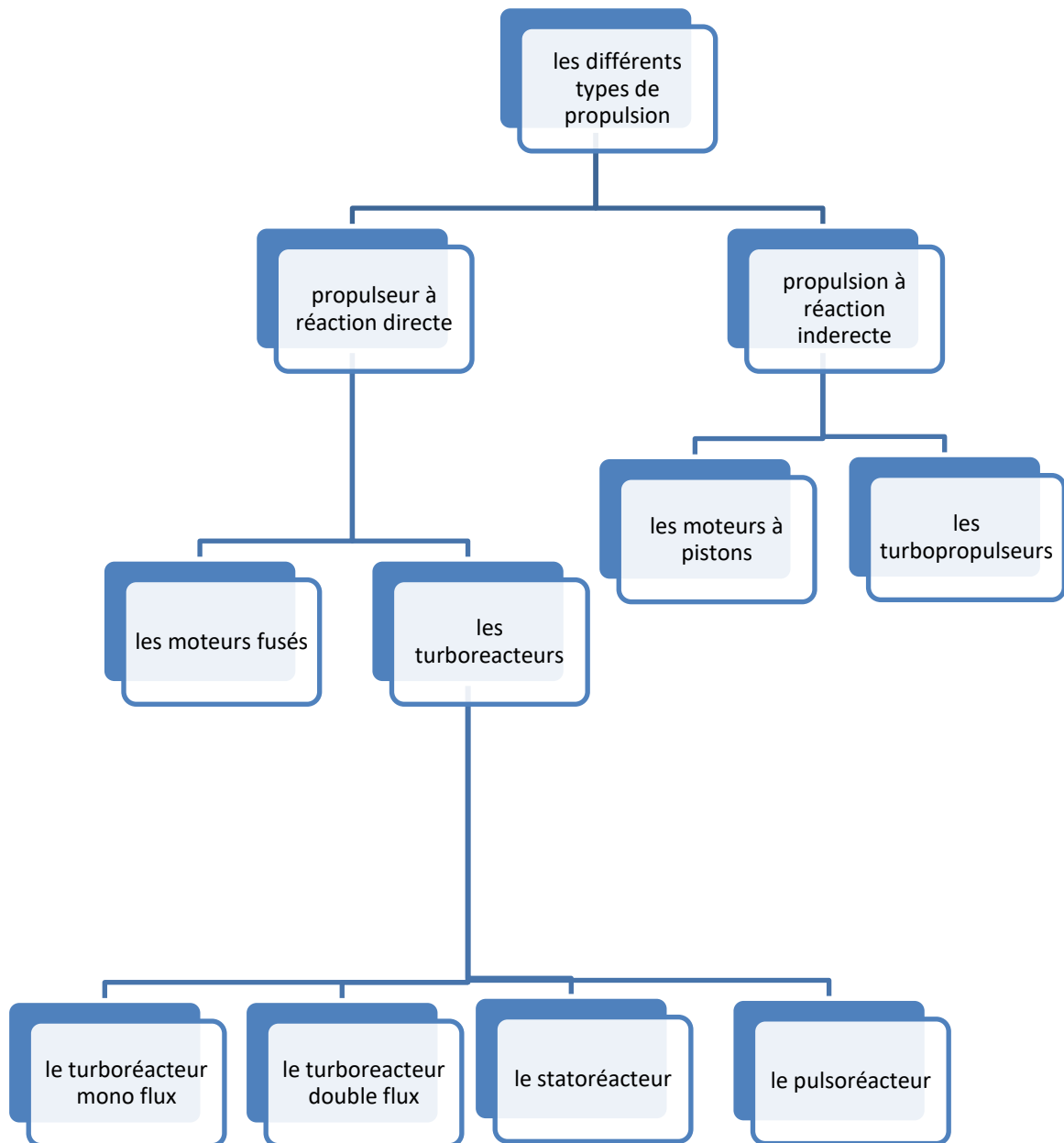


Figure I.2 : organigramme des types de propulseurs

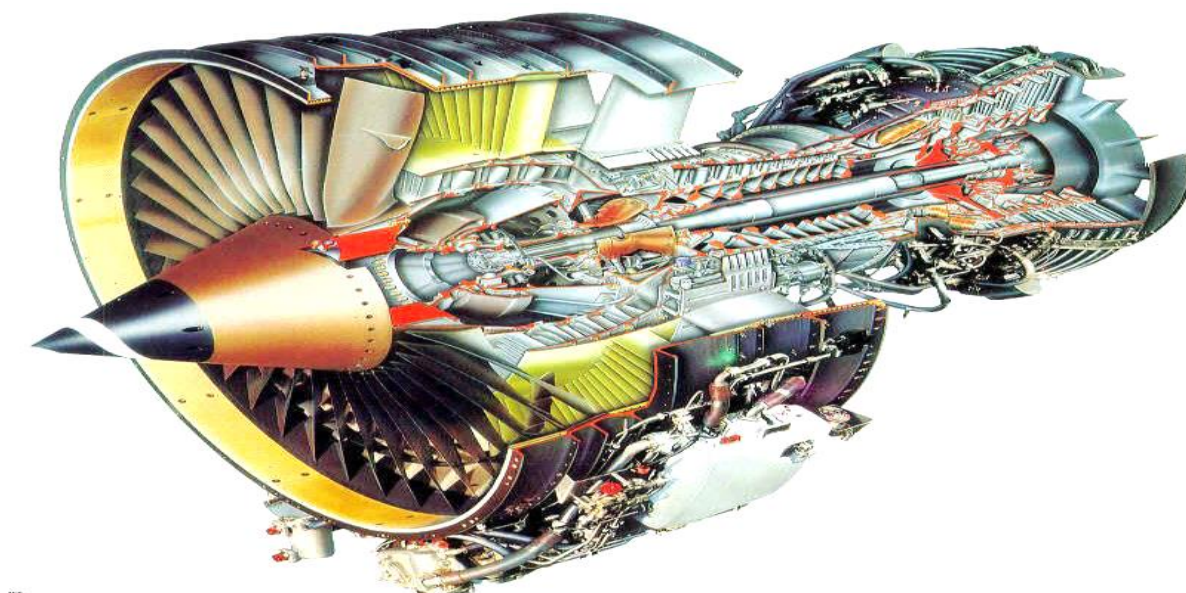
## I.2 Groupe turboréacteurs (G.T.R)

### I.2.1 Définition

Le turboréacteur ou bien ce qu'on appelle souvent le moteur d'avion est une machine de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant qui est généralement du kérosène associé à l'air ambiant qui représente le comburant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans un milieu élastique opposée au sens

d'éjection. La poussée générée résulte de l'accélération d'une certaine quantité d'air entre l'entrée (diffuseur) et la sortie (tuyère d'éjection)

Afin d'injecter une quantité d'air suffisante en masse, un accroissement de la pression à vitesse à peu près constante est assuré par le compresseur d'entrée. Le contact de l'air chaud avec le carburant injecté au niveau de la chambre de combustion provoque la combustion qui génère une quantité importante d'énergie sous forme des gaz chauds. Une partie de cette énergie produite est récupérée par une turbine située juste après la chambre de combustion pour entraîner certains accessoires, dont le compresseur fait partie. L'autre partie du flux chaud produit la poussée ou une partie de cette poussée (selon le type de réacteur) par détente dans la tuyère d'éjection. [1]



**Figure I.3 :** Vue en coupe du CFM56-7B, le moteur d'avion civil le plus vendu au monde

### **I.2.2 Historique de turbo-réacteurs**

Dans les années 1930, grâce à l'ingénieur britannique Frank Whittle et l'inventeur allemand Hans von Ohain le monde a connu des nouveaux types de moteur d'avion, il s'agit donc des turbo-réacteurs. A l'âge de 22 ans, Frank Whittle imagine qu'un avion peut propulser pour la première fois sans hélices et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée. Il persiste alors seul dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air. En 1935, grâce à des dons privés, il

construit le premier prototype de turboréacteur (Le W1) afin de le tester à travers un banc d'essai en avril 1937. [2]



**Figure I. 4 :** Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1)

En 1934 l'inventeur et le physicien allemand Hans von Ohain fait appel à l'Université de Göttingen pour développer un nouveau type de propulseur aéronautique, il s'agit d'un moteur dont la combustion se fait selon un cycle continu, ce moteur est similaire à celui de Whittle sur le dessin, mais différent sur les éléments internes. Von Ohain fait voler le premier turboréacteur sur un « Heinkel He 178 » en 1939, premier aéronef conçu pour être propulsé par ce type de moteurs

Les premiers turboréacteurs dessinés par Whittle et Von Ohain sont conçus sur la technologie des compresseurs centrifuges. Ces turboréacteurs nécessitent un moteur de grand diamètre à l'entrée pour pouvoir comprimer correctement l'air, un inconvénient qui pénalise leurs performances, en particulier leur vitesse maximale. En 1940, Anselm Franz développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte ce qui a permis d'avoir un rendement meilleur. Il construit en 1944 Le « Junkers Jumo 004 », qui devient après non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit aéronautique en série. [3]

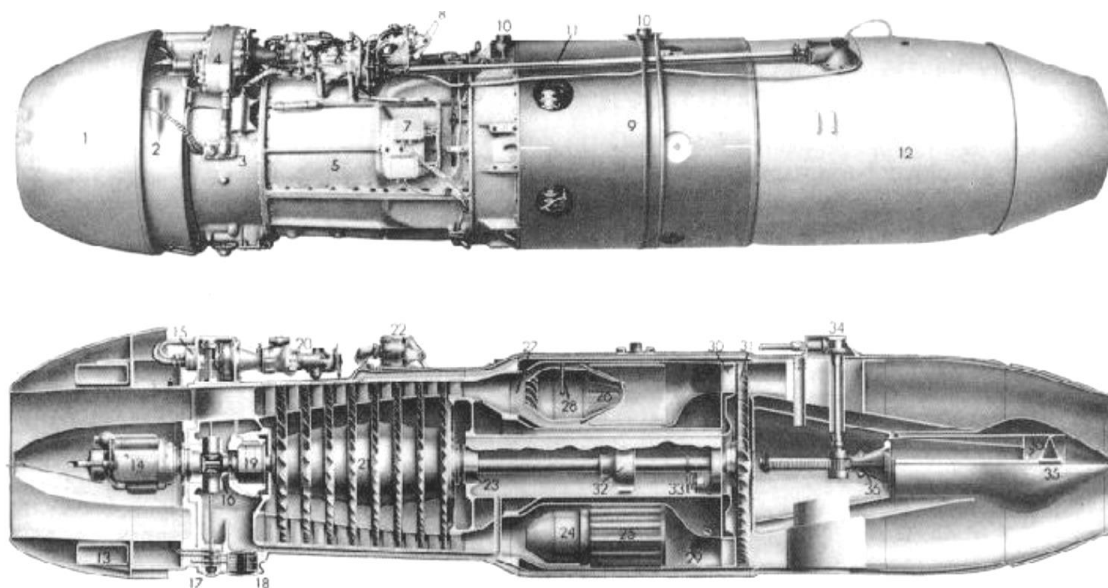


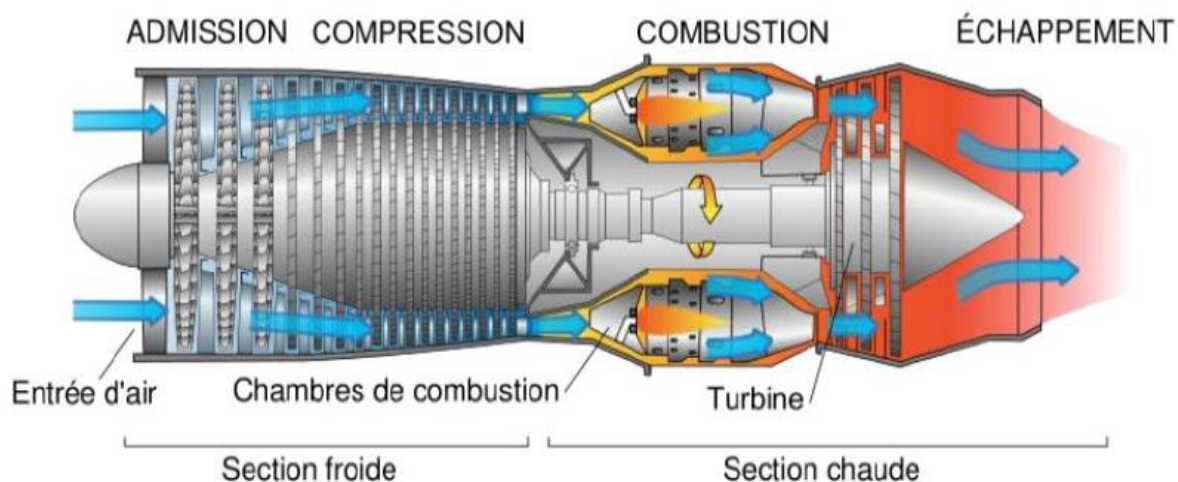
Figure I.5 : Le Junkers Jumo 004

### I.2.3 Principe de fonctionnement d'un turbo-réacteur

Un turbo-réacteur est formé d'un tube à l'intérieur duquel sont disposés, d'avant en arrière, un Compresseur à aubes comportant plusieurs étages, une chambre à combustion disposée sur le même axe, une turbine à gaz et une tuyère de sortie. [9]

Le turbo-réacteur s'appuie sur le principe d'action-réaction : il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures de turbo-réacteurs reposent sur les 3 mêmes étapes, à savoir : Compression - Combustion - Détente. Lorsque l'air traverse ces divers éléments, sa pression, sa température et sa vitesse varient. Ces variations produisent les forces dont la résultante est la force de propulsion de l'avion. Au démarrage, de l'air comprimé fourni par l'UPA (unité de puissance auxiliaire) ou par un groupe pneumatique au sol, met en rotation un compresseur qui aspire et comprime l'air ambiant pour l'envoyer vers les chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier d'accessoires ou AGB accessory gearbox (en anglais) injecte du carburant (kérosène). Ce mélange (air comprimé/carburant) est enflammé dans ces chambres par une bougie d'allumage, ce qui permet de dilater fortement les gaz. Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur etc...) , ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente (ou convergente-divergente pour les vitesses supersonique) afin de les

accélérer en sortie. Lorsque la vitesse de rotation du moteur est supérieure à un certain point, grâce au système de démarrage (le régime de rotation est suffisant), le moteur de démarrage est désaccouplé et la bougie éteinte. Le moteur peut alors fonctionner de façon autonome pour atteindre son régime de ralenti. [7]



**Figure I.6 :** Fonctionnement d'un Turboréacteur

### 1.2.4 Cycle thermodynamique du turboréacteur

Le cycle thermodynamique de turboréacteur comprend quatre temps :

- L'admission.
- La compression.
- La combustion.
- La détente

On distingue de point 0 à 1 : la compression à base pression au niveau de diffuseur, de point 1 à 2 : la compression à haute pression au niveau de compresseur, De 2 à 3 : la combustion au niveau de la chambre de combustion, après de 3 à 4 : une détente dans la turbine et de 4 jusqu'à 5 : une autre détente dans la tuyère propulsive. [12]



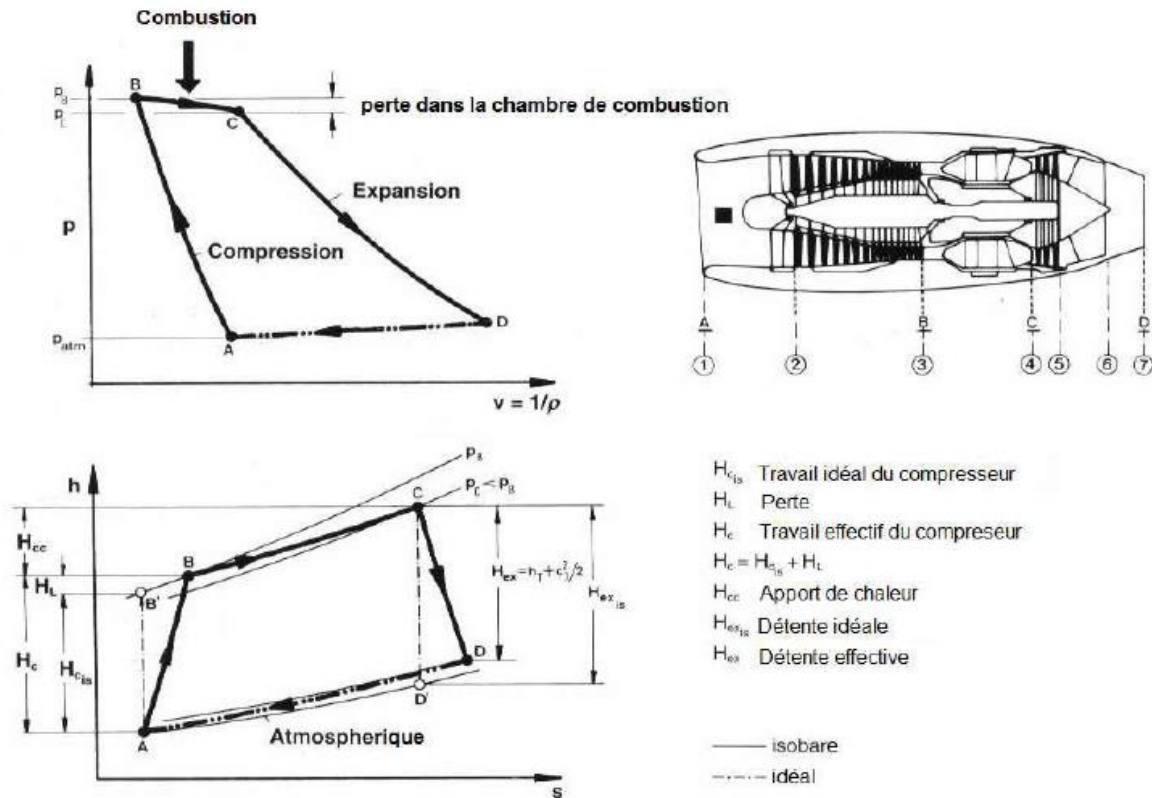
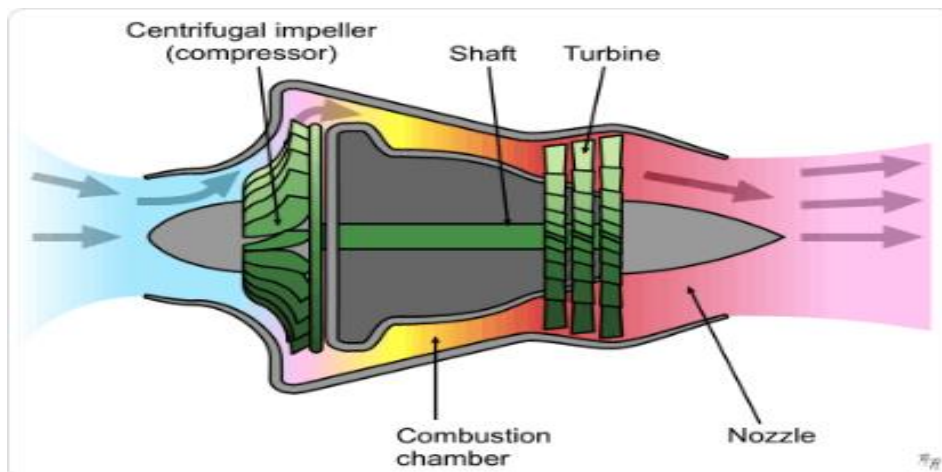


Figure I.7 : cycle thermodynamique d'un turboréacteur.

### I.3 Les différents types de turboréacteur

#### I.3.1 Turboréacteur a compresseur centrifuge

Les premiers turboréacteurs, conçus à partir du prototype mis au point par Whittle, Ce type de turboréacteur comprend un compresseur centrifuge lié mécaniquement par un arbre à une turbine, il offre l'avantage d'être simple à fabriquer (un seul étage de compression, un seul arbre reliant turbine et compresseur). Sa faible longueur malgré son grand diamètre, a fait que ce type devient un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Le turboréacteur à compresseur centrifuge est moins performant que celle à compresseur axial, la raison pour laquelle, il est rarement utilisé pour les avions. [15]



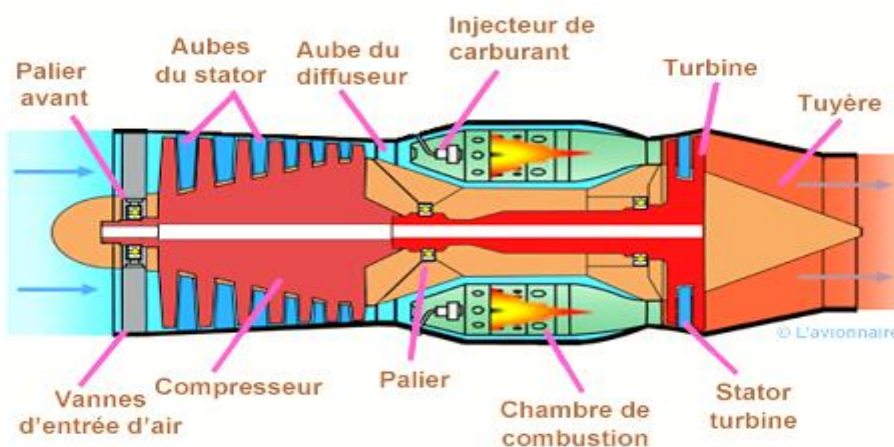
**Figure I.8:** Turboréacteur à compresseur centrifuge

### I.3.2 Turboréacteurs à compresseur axial

#### I.3.2.1 Turboréacteurs simple flux mono-corps

Un turboréacteur est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval et dit mono corps si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps où l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles.

Ce cas est le plus simple elle constitue d'Un compresseur à plusieurs étages est lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire. [11]



**Figure I.9:** Turboréacteurs simple flux avec compresseur axiale.

### I.3.2.2 Turboréacteurs simple flux, double corps

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble turbine HP, compresseur HP constitue l'attelage haute pression. L'ensemble turbine BP, compresseur BP constitue l'attelage basse pression. Les deux attelages sont liés par des arbres d'entraînement différents et ont des vitesses de rotation différentes. [14]

À noter que l'arbre de l'attelage BP passe à l'intérieur de l'arbre de l'attelage HP.

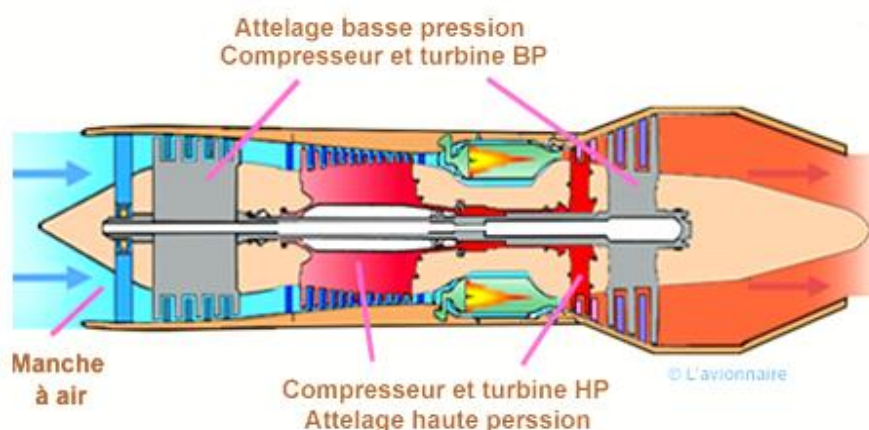


Figure I.10: Turboréacteur simple flux double corps

### I.3.2.3 Turboréacteur double flux, double corps, avec PC

Après la combustion normale du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. Du carburant (Kérosène) injecté en fines gouttes se vaporise et se mélange dans l'écoulement à forte vitesse qui sort de la tuyère du turboréacteur, et qui contient encore environ un tiers de l'oxygène de l'air initial. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur sillage. Une poussée élevée est ainsi obtenue au détriment du potentiel des mobiles tournants.

Les postcombustions peuvent être installées sur les turboréacteurs simple flux et double flux. Il n'est actuellement utilisé que dans les avions militaires supersoniques, principalement pour les avions de combat rapides. Seuls deux avions civils l'utilisent, le Concorde franco-britannique et le Tupolev Tu-144 russe. [15]



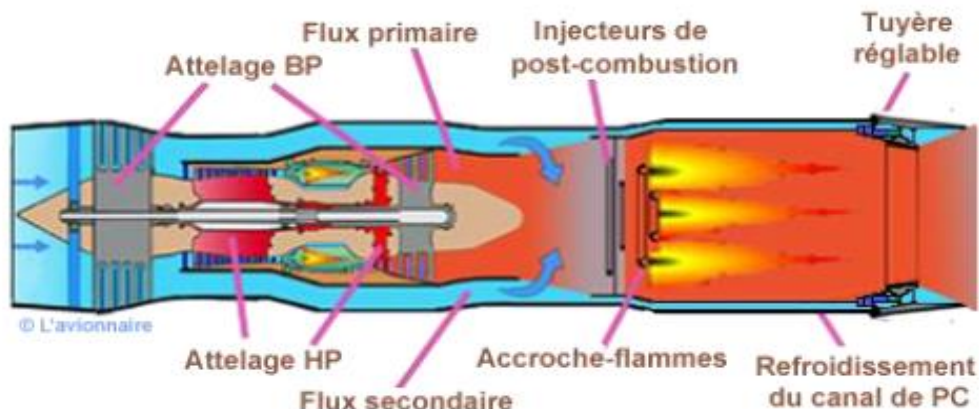


Figure I.11: Turboréacteur avec post combustion

**I.3.2.4 Turboréacteur double flux mélangés**

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire.

Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur. Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid (en bleu) contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés. [11]

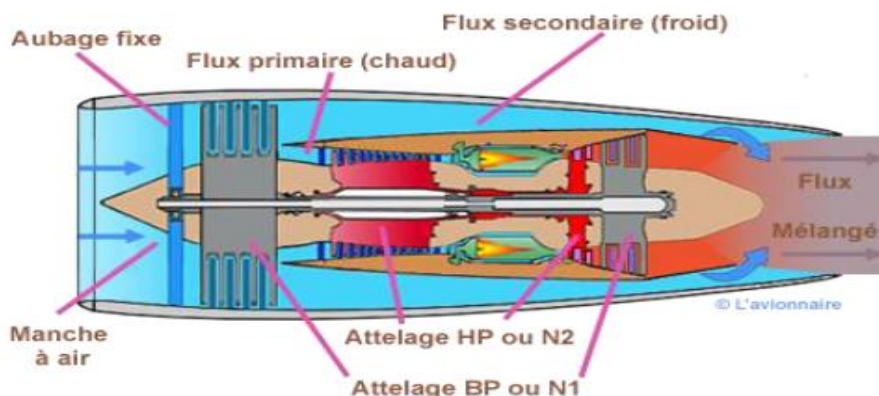


Figure I.12 : Turboréacteur double flux mélangés

Sur certains réacteurs pour favoriser le mélange air secondaire (froid)/air primaire (air chaud), un mélangeur (mixer) est rajouté au début de la tuyère. Ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale.

### I.3.2.5 Turboréacteur double flux avec soufflante

Sur ce type de turboréacteur une soufflante (ou fan en anglais) d'un diamètre bien supérieur au compresseur BP est rajoutée à l'avant de celui-ci. Ce qui permet d'obtenir du flux secondaire un maximum de poussée. Cette soufflante est entraînée par le même arbre que le compresseur BP. [11]

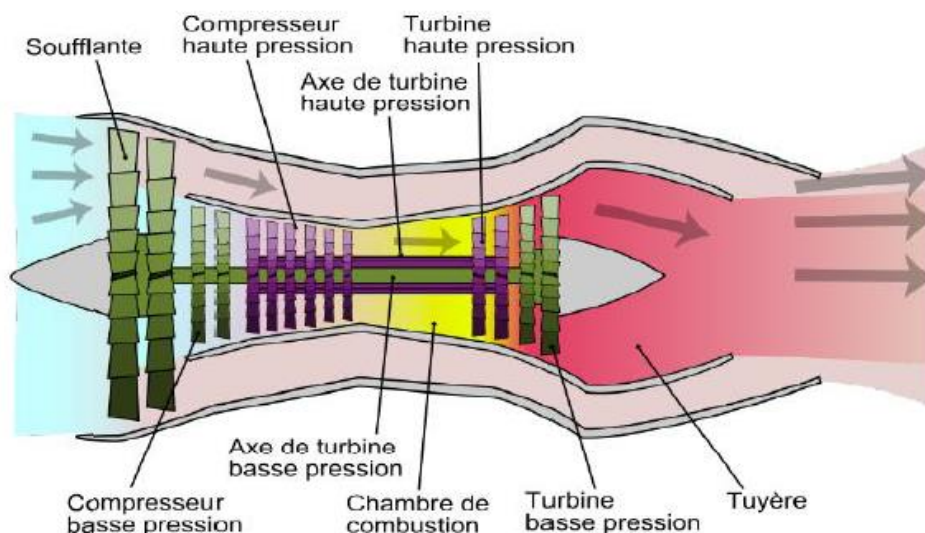


Figure I.13 : Turboréacteurs double flux avec soufflante.

### I.3.2.6 Turboréacteur double flux avec grande soufflante

La soufflante qui reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions. La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire.

Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire. Dans un turboréacteur à simple flux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important.

En revanche dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le flux secondaire est faiblement accélérée et vient "gagner" le flux primaire fortement accéléré d'où

une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite. [11]

### I.3.2.7 Nouveaux turboréacteurs

Le PW 1000G

Pour augmenter le rendement d'un turboréacteur il faut accroître la température dans la chambre de combustion, accélérer la vitesse de rotation de la turbine donc du compresseur tout en réduisant les masses. Comme il est inutile d'augmenter le débit d'air dans la chambre de combustion et que la vitesse de rotation de la soufflante a ses limites, l'idée est de diminuer la vitesse de la soufflante en l'équipant d'un réducteur. Ce moteur sera donc plus économe et moins bruyant. [15]

Mais ce système n'a pas que des avantages et génère aussi des inconvénients : augmentation du poids et complexité du réducteur.

Ci-dessous le PW 1000G de Pratt & Whitney en cours d'essai



**Figure I.14** : le PW 1000G de Pratt & Whitney

Une autre option envisagée est un moteur de type "open rotor" c'est-à-dire avec une ou deux soufflantes (hélices) non carénées qui consommeraient de 20 à 25 % de kérosène en moins grâce à un rendement très élevé. Mais ce concept ne sera pas prêt avant 2020 à 2025. Ci-dessous un moteur open rotor à deux soufflantes contrarotatives appelées également Propfans. [15]



Source : Snecma photo/dessin

Figure I.15: Open rotor (Propfan)

## I.4 Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant

La conception d'un turboréacteur est très complexe, passant par plusieurs étapes, aboutissant à l'assemblage des différents éléments que l'on distingue essentiellement : diffuseur ; soufflante (ventilateur) ; compresseur ; chambre de combustion ; turbine ; tuyère d'échappement ; palier et paddocks ; accessoire boîtes, systèmes de réglemmentation. [16]

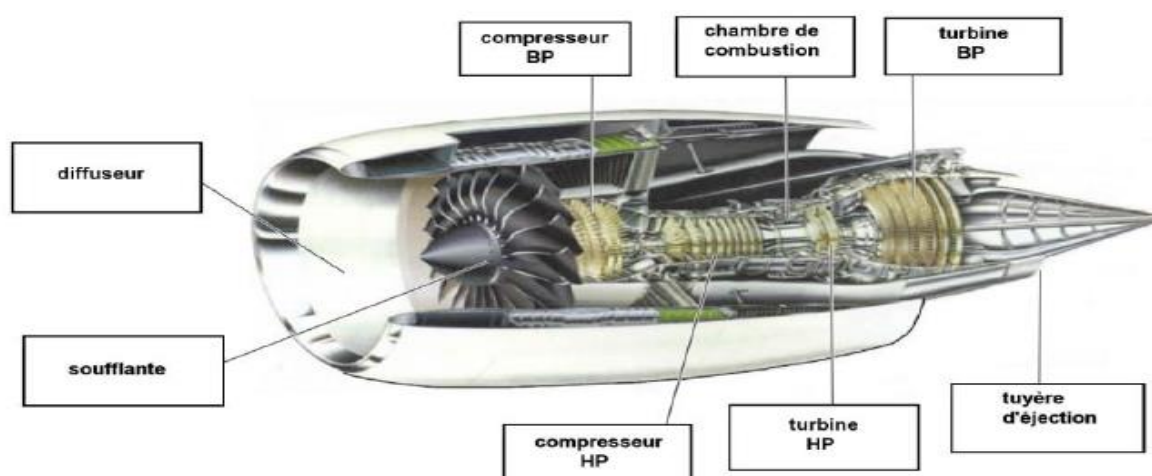


Figure I.16 : Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps

### I.4.1 Le diffuseur

Aussi appelé "manchon d'admission", généralement constitué d'un matériau qui absorbe le bruit, le diffuseur représente le premier composant qui se connecte directement au flux d'air. Son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions pour rendre normal le flux d'air devant le ventilateur FAN du premier compresseur. Il est conçu en fonction du type de turbine. Une

prise d'air de turboréacteur sera complètement différente d'une prise d'air de turbopropulseur. Ces entrées axiales sont dégivrées par de l'air chaud, généralement issu d'un compresseur haute pression. Si des ailettes de guidage d'admission d'air sont utilisées, elles auront également un système d'antigivrage. L'admission d'air contient également un matériau antibruit qui absorbe le bruit du ventilateur et contribue à rendre le moteur plus silencieux. [16]

#### I.4.2 La soufflante

Dans la plupart des turboréacteurs à double flux, une soufflante est placée à l'avant du compresseur basse pression. Elle est constituée de pales de grandes dimensions dont l'incidence varie du pied de pale au bout de pale.

Son rôle est d'assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur, ce flux va être séparé en deux. La majeure partie appelée flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. L'autre partie appelée flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Sur la soufflante du turboréacteur GE 90 (photo ci-dessus), on voit nettement le redresseur (aubages fixes) du flux secondaire, ainsi que le redresseur aubages fixes du flux primaire. [14]

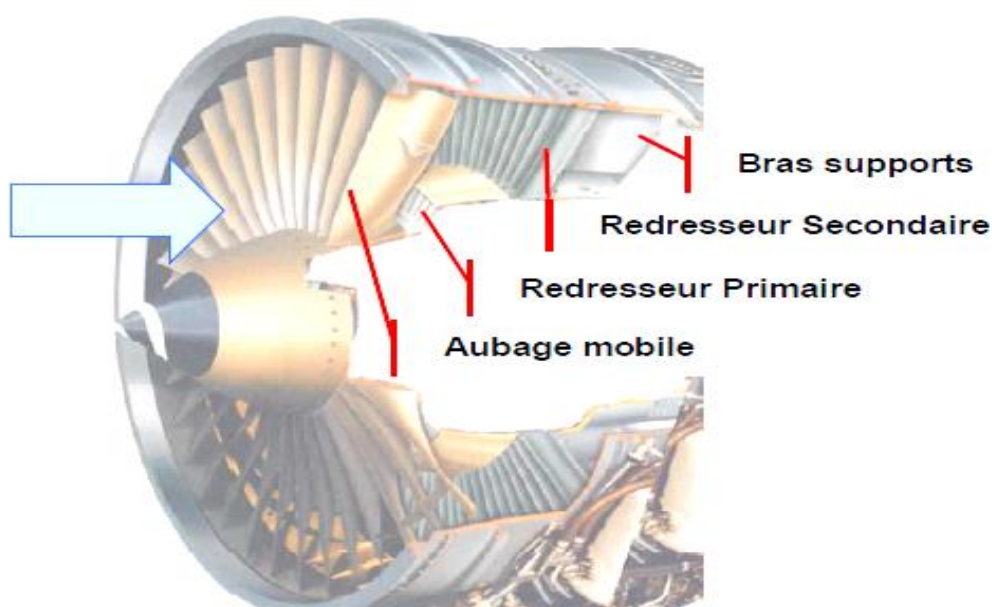


Figure I.17 : exemple d'une soufflante (CFM56)

### I.4.3 Les compresseurs

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des : vitesse, pression et température optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

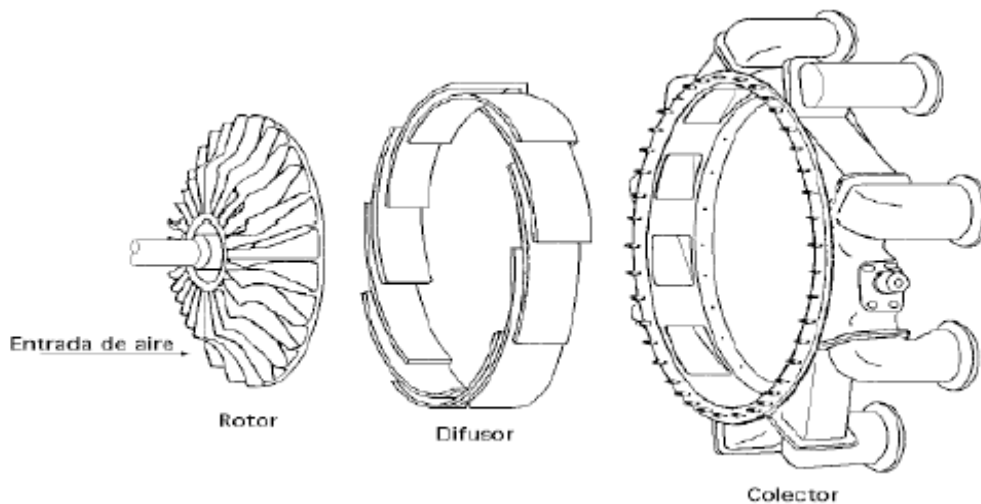
Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- les compresseurs centrifuges
- les compresseurs axiaux

Il y a également une solution mixte : le compresseur « axialo-centrifuge ». [17]

- **Les compresseurs centrifuges**

Un compresseur centrifuge est composé d'un rouet (roue) à palettes radiales qui aspire l'air axialement et de deux diffuseurs. L'arbre du rouet tourne dans des roulements à billes ou à rouleaux et soit commun à l'arbre de la turbine, soit divisé en son centre et relié par un accouplement, qui est généralement conçu pour être facilement détachable. [14]



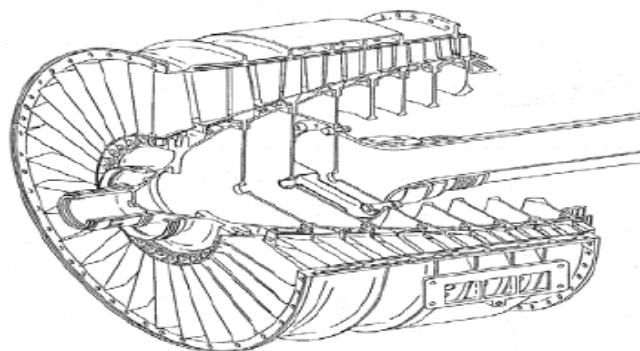
**Figure I.18:** compresseur centrifuge.

- **Les compresseurs axiaux**

Un turboréacteur est généralement composé :

- d'un compresseur basse pression
- d'un compresseur haute pression

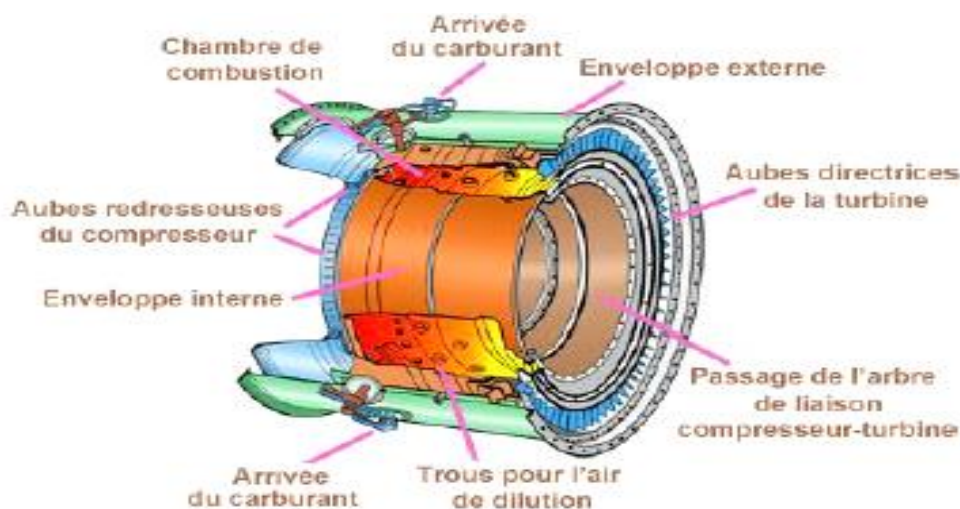




**Figure I.19:** Compresseur axiale. [14]

#### I.4.4 La chambre de combustions

Située entre le compresseur HP et la turbine HP, la chambre de combustion est destinée alors à chauffer l'air qui sort du dernier étage de compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à l'éjection.



**Figure I.20 :** Chambre de combustion

Il est bien évident que le fonctionnement d'une chambre de combustion varie d'un constructeur à un autre, mais le fonctionnement général reste relativement identique. L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une grande partie passe par la tête du foyer pour alimenter les systèmes d'injection et donc contribuer à la combustion, tandis que l'autre partie la contourne. L'air de contournement sert à la fois au refroidissement des parois, à diluer et à bien mélanger l'écoulement dans le foyer (voir le schéma ci-dessous). La chambre de combustion peut être partagée en trois zones thermiques : une zone primaire, une zone

secondaire et une zone de dilution. La température varie aux alentours de  $2000^{\circ}\text{C}$  entre la zone primaire et la zone secondaire pour arriver à la sortie de la chambre avec une valeur d'environ de  $1200^{\circ}\text{C}$ . [4]

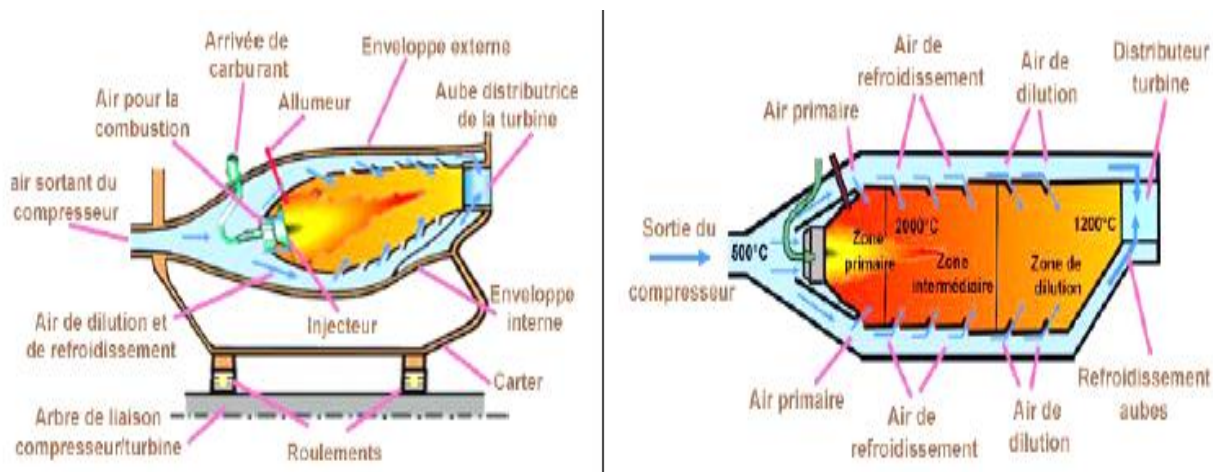


Figure I.21 : Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion

#### I.4.5 La Turbine

La turbine fournit le couple nécessaire pour entraîner le compresseur et d'autres systèmes qui sont connectés comme les boîtiers d'accessoires. En prélevant une partie d'énergie au jet de gaz sortant de la chambre de combustion. Le reste sert à produire la propulsion.

La turbine est actionnée par les gaz chauds en explosion de la chambre de combustion. L'explosion provoque une vitesse élevée du gaz en direction de la turbine et à cause de cela, elle commence à tourner. Toute l'énergie de la chambre de combustion n'est pas utilisée pour faire tourner la turbine, une autre partie est utilisée pour fournir la poussée. La plupart du temps 80 à 90% de l'énergie fournie par la chambre de combustion est utilisée pour entraîner la turbine et seulement 10% reste pour la poussée. [10]

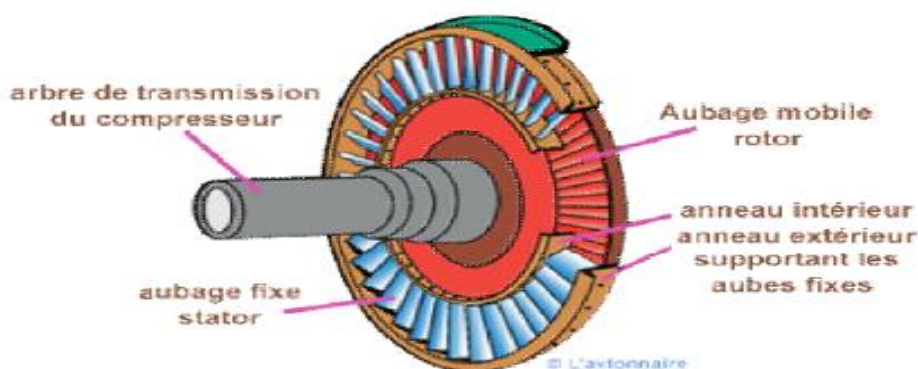
Sur de nombreux nouveaux turboréacteurs, il existe deux type de turbines différentes :

- Les turbines axiales : solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs.
- Les turbines centripètes ou centrifuges, très peu utilisées et uniquement pour le réacteur de faibles puissances.

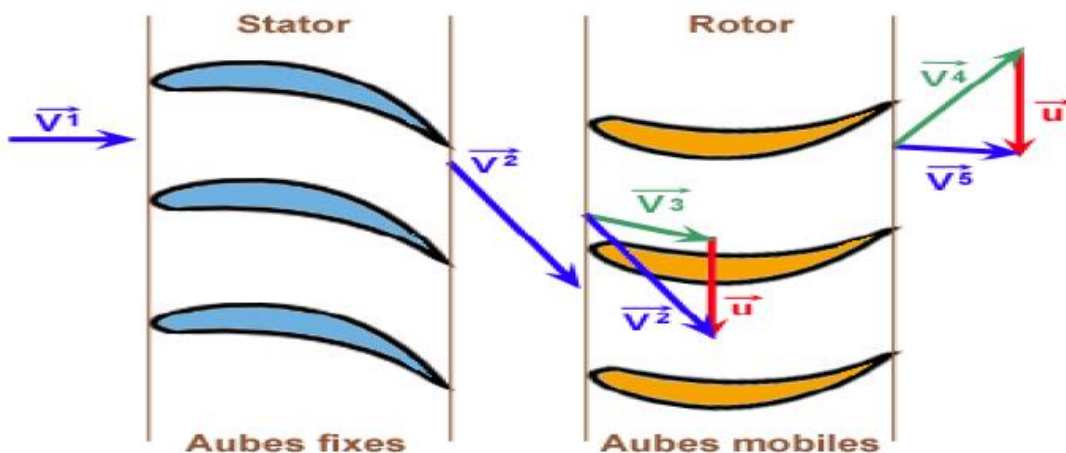


**5-1) Les turbines axiales**

Une turbine axiale peut comporter un ou plusieurs étages selon les besoins en énergie, un étage est constitué d'un aubage fixe (distributeur ou stator) suivi d'un aubage mobile (roue mobile ou rotor). Sortant de la chambre de combustion les gaz de fin de combustion vont se détendre dans le distributeur, ce qui va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement la roue mobile tourne. [16]



**Figure I.22 :** Vue en coupe d'une turbine

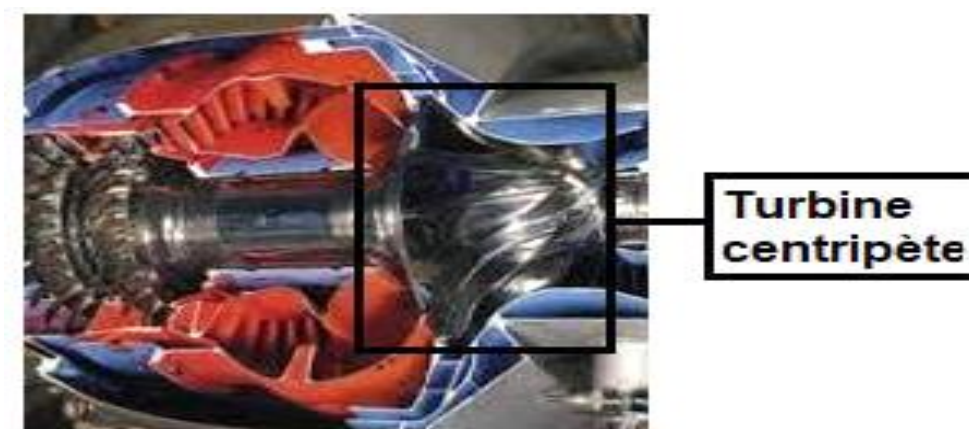


**Figure I.23:** Schéma de passage du flux d'air à travers un étage d'une turbine

**5-2) Les turbines centrifètes**

Une turbine centrifète comporte, en suivant le sens d'écoulement des gaz de fin de combustion : un distributeur, une roue mobile et un diffuseur. Le rôle du distributeur est d'orienter et d'accélérer le flux des gaz chauds. La roue doit être centrifète ou hélico-centrifète mais toujours ouverte afin de diminuer sa masse et son moment d'inertie. Elle doit être calculée pour qu'au

point d'adaptation le fluide sort axialement afin d'entrer convenablement dans le diffuseur qui relie entre la turbine et la tuyère d'éjection. [7]



**Figure I.24 :** Turbine centripète

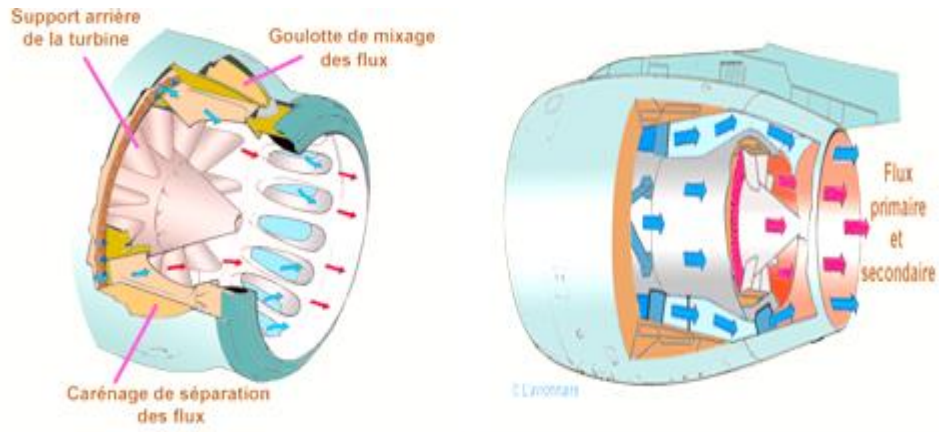
#### **I.4.6 La Tuyère d'éjection**

C'est un dispositif d'échappement qui fait passer les gaz de décharge de la turbine à l'atmosphère et dans la direction requise pour générer la poussée. Les variations de la vitesse et de la pression des gaz d'échappement créent la poussée dans le turboréacteur mais dans un turbopropulseur les gaz d'échappement participent à la génération de la poussée vue que la majeure partie de l'énergie est absorbée par la turbine pour entraîner le propulseur. La conception du dispositif d'échappement, exerce donc une influence considérable sur la performance du moteur. [7]

#### **Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés**

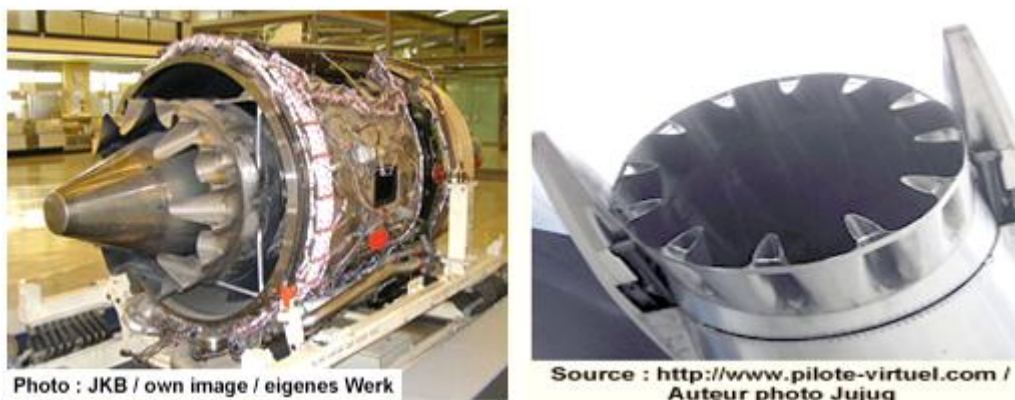
Le système d'échappement doit être capable de résister aux températures élevées des gaz et est donc fabriqué en nickel ou en titane. Il est également nécessaire d'empêcher tout transfert de chaleur à la structure de l'avion qui l'entoure. Pour ce faire, on fait passer de l'air de ventilation autour du tuyau d'éjection.

Les flux air secondaire air froid et air primaire air chaud se retrouvent dans la tuyère de manière à assurer un mélange complet des deux flux. [17]



**Figure I.25** : Tuyère d'un turboréacteur double flux mélangés

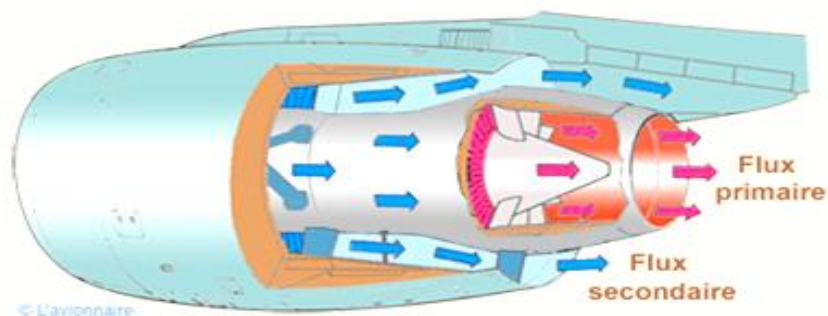
Sur certains réacteurs à double flux, pour favoriser ce mélange air froid / air chaud, un mélangeur mixer est rajouté au début de la tuyère, ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale. [17]



**Figure I.26** : exemple Tuyère de MD 83

### Tuyère pour turboréacteur à double flux séparés

Les flux étant séparés chaque flux sont éjectés par une tuyère. Dans la figure si dessous En bleu la tuyère du flux secondaire et en rouge la tuyère du flux primaire. [17]



**Figure I.27** : Tuyère d'un turboréacteur à double flux séparés



**Figure I.28** : la tuyère du réacteur Trent XWB de l'A380

#### I.4.6.1 Les inverseurs de poussée

Le rôle d'un inverseur de poussée lors de l'atterrissage d'un avion est de diminuer la distance de freinage en redirigeant vers l'avant une partie de la poussée générée par le turboréacteur. Ils peuvent être classés en trois catégories principales inverseurs à obstacles, inverseurs à portes, inverseurs à grilles et un autre inverseur à cascade, on peut expliquer. [14]

- **Inverseur à obstacles**

Cet inverseur est utilisé sur des turboréacteurs à double flux mélangés. Il a une efficacité supérieure aux inverseurs agissant uniquement sur le flux secondaire.



L'inverseur actif, les portes dévient le flux d'air vers l'avant

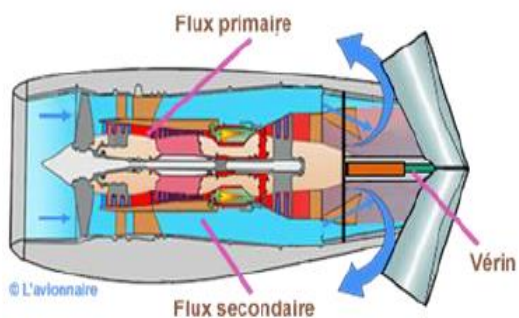


Figure (I.29) : schéma d'inverseur à obstacle.



Figure (I.30) : Inverseurs à obstacle

• Inverseurs à porte

Ce type d'inverseur n'agit que sur le flux secondaire. Il a une conception simple et modulable, et adaptable à tout type de turboréacteur.

L'inverseur est actif, la porte dévie le flux d'air vers l'avant

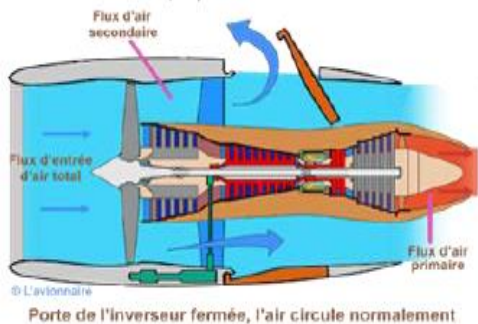


Figure (I.31) : Schéma d'inverseur à porte.



Figure (I.32) : Inverseurs à portes

I.4.7 Les boîtiers d'accessoires

Chaque turboréacteur possède un ou plusieurs boîtiers d'accessoires ou AGB (Accessory Gearbox). Ce boîtier est entraîné par le moteur à l'aide d'un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires. [10] tels que :

- Les générateurs électriques ;
- Les pompes mécaniques pour l'hydraulique ;
- Les pompes de carburant haute pression ;
- Les pompes pour lubrification.

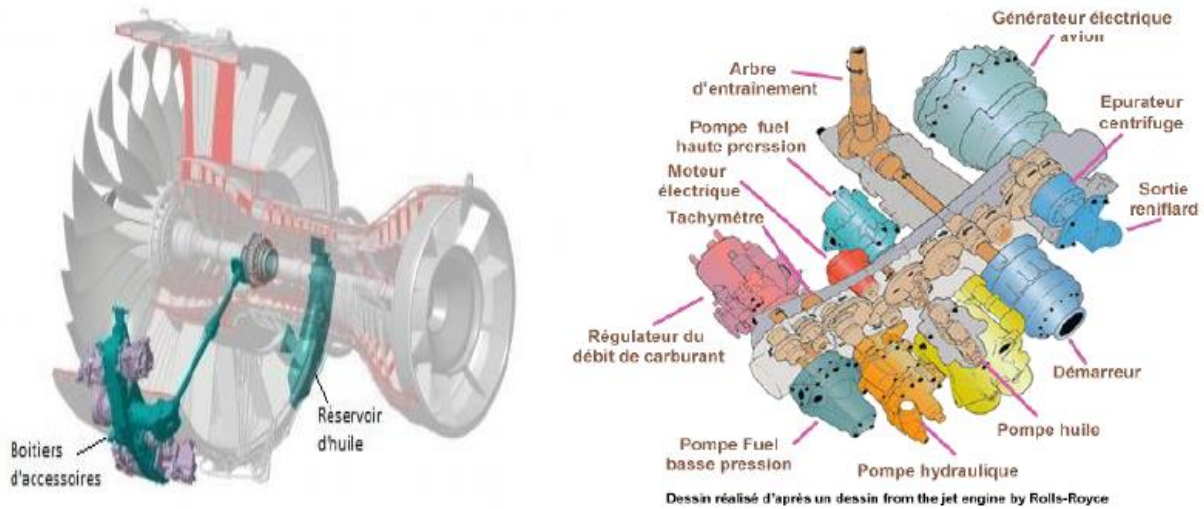


Figure I.33 : Boîtiers d'accessoires (Accessory Gearbox)

## I.5 Les autres types de propulseurs

### I.5.1 Les statoréacteurs

Sont basés sur le même principe de fonctionnement que les turboréacteurs, avec les 3 phases « compression-combustion-détente » mais avec une différence fondamentale : ils ne comportent pas de pièces mobiles. Il n’y a donc pas de compresseur ni de turbine. La compression est assurée par la seule manche d’entrée, à condition que le statoréacteur soit en mouvement. Un statoréacteur se présente comme un gros tuyau occupé en son centre par la chambre de combustion.

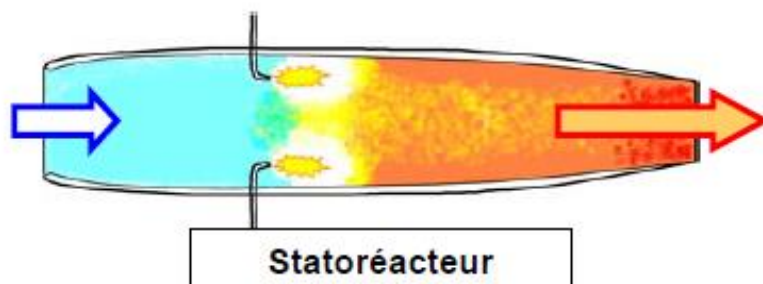


Figure I.34 : Schéma de principe d'un Statoréacteur

Ce type de propulseur ne peut donc pas démarrer au point fixe. Il faut l’amener à une certaine vitesse d’avancement (environ 200 km/h) pour qu’il puisse commencer à

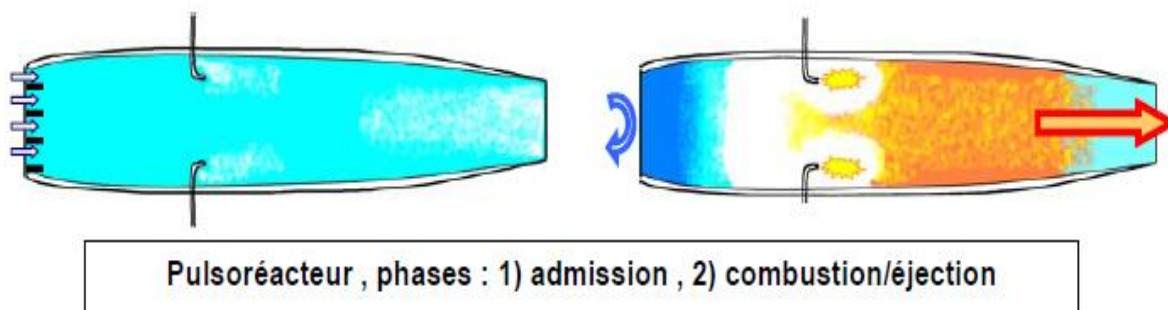
fonctionner. En revanche, il est très bien adapté aux très grandes vitesses ( $Mach > 1$ ), quoique gourmand en carburant [4].



Figure I.35 : exemple des avions militaire équipé d'un statoréacteur

### I.5.2 Les Pulsoréacteurs

Les pulsoréacteurs évitent cet inconvénient de ne pouvoir démarrer seul, en alternant une phase d'admission, une phase de combustion et une phase d'éjection. Cette alternance est en général animée par des volets mobiles ouvrant puis fermant l'arrivée d'air. On peut aussi utiliser le principe de la résonance acoustique dans le tuyau (qui constitue l'essentiel de la structure du pulsoréacteur), comme c'était le cas de l'Escopette de Snecma, il y a près de cinquante ans. Ces propulseurs ne sont pratiquement pas utilisés sauf sur certains engins. Ils présentent l'inconvénient majeur d'être très bruyants (en plus d'être gourmands). [4]



Pulsoréacteur , phases : 1) admission , 2) combustion/éjection

Figure I.36 : Schéma de Principe d'un Pulsoréacteur



### I.5.3 Moteurs à fusée

Les moteurs fusés sont prévus pour fonctionner aussi bien hors de l'atmosphère terrestre qu'au niveau du sol ou de la mer. Pour ce faire, ils embarquent leur comburant en plus de carburant une fusée utilise un mélange chimique appelé propergol, le propergol brûle sans utiliser l'oxygène de l'air et produit une grande quantité de gaz chauds utilisés pour la propulsion.

Il existe principalement deux types de fusées, les fusées à propergol liquide et les fusées propergol solide. [13]



**Figure I.37 :** Le moteur fusée RS-25 de la Navette spatiale américaine



**Figure I.38 :** exemple Le moteur fusée RS-25 de la Navette spatiale américaine



### I.5.4 Les Turbopropulseurs

Le terme turboprop vient de l'anglais turbo et propeller (hélice) elle utilise les mêmes « générateurs de gaz » que les turbo réacteurs, peuvent être considérés, soit comme le cas limite des turbo réacteurs à très grands taux de dilution, mais sans carénage de la « soufflante », Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice qui fournit de l'énergie de propulsion.

Malheureusement cette énergie n'est pas totalement récupérée, il reste une poussée résiduelle d'échappement des gaz de l'ordre de 10% environ. Pourtant la poussée produite par l'hélice a un rendement supérieur à celle d'un turbo réacteur classique. Cette turbine à gaz peut être soit à compresseur axiale, soit à compresseur centrifuge, soit à compresseur axiale-centrifuge

Le turbopropulseur est efficace pour les avions de petite taille et de taille moyen qui volent à des vitesses inférieures pour les avions à 750km/h

Il y a deux flux dont l'un sert à brûler le carburant mais le taux de dilution est très important car ce n'est pas la détente dans une tuyère qui propulse l'avion mais une hélice

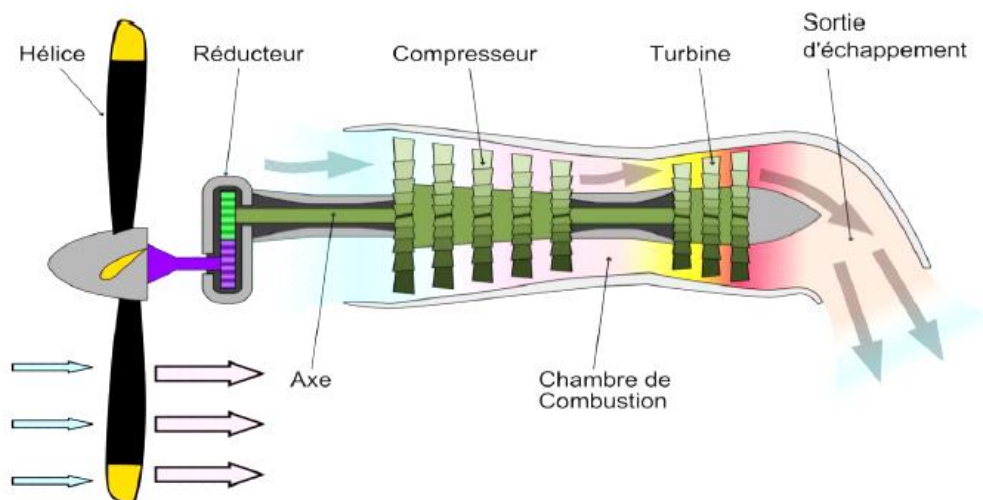


Figure I.39: Schéma de principe de fonctionnement d'un Turbopropulseur



**Figure I.40** : L'Europrop International TP400-D6-

### **I.5.5 Les moteurs à pistons**

Ce sont des moteurs équivalent à ceux des voitures avec le même principe faire tourner un axe en se disposant d'un piston dans lesquels procède une explosion qui actionne une hélice Appelé aussi les moteurs à quatre temps parce que la transformation de l'énergie chimique du mélange carbure en énergie mécanique s'opère en deux allés/retours de piston.

Ces quatre cycles sont comme suivants : l'admission, la compression, la mise a feux, et L'échappement. En aéronautique, l'arrive du turboréacteur a mis fin au moteur à piston. Ce dernier occupe que les avions légers et les hélicoptères de sport et divertissement.

### **I.6 Le domaine d'utilisation des Turboréacteurs**

Les turboréacteurs sont utilisés sur tous les avions civils moyen et gros porteurs, car ils sont les seuls à pouvoir atteindre des vitesses transsoniques (entre mach 0,8 et mach 1) de manière économique Seuls les petits avions de tourisme et les ULM sont encore équipés de moteurs à explosion à pistons.

Dans l'aviation militaire, l'utilisation du turboréacteur s'est généralisée. Elle a permis de dépasser le mur du son. Les turbopropulseurs équipent des avions d'entraînement et quelques appareils de transport logistique peu rapides, mais capables de se passer de vraies pistes d'atterrissage. [10]

## I.7 Avantages et inconvénients des Turboréacteurs

### ➤ Les avantages

- Maintenance à cout bas ;
- Un bon fonctionnement car la poussée produite est continue ;
- La vitesse de vol n'est pas limitée et peut avoir des valeurs très élevée ;
- Des combustibles à faible pouvoir calorifique peuvent être utilisé (kérosène, paraffine ...). Cela réduit le cout du combustible ;
- La possibilité d'augmente la poussée par la présence de la postcombustion.
- Rapport puissance / poids très élevé par rapport aux moteurs alternatifs.
- Se déplace dans une seule direction, avec beaucoup moins de vibrations.
- Moins de pièces mobiles que les moteurs alternatifs.
- Faible pression de fonctionnement.
- Faible coût et consommation d'huile lubrifiante.

### ➤ Les inconvénients

- L'économie de carburant à faible vitesse de fonctionnement est extrêmement pauvre ;
- Le coût est beaucoup plus élevé que pour un moteur alternatif de taille similaire car les matériaux doivent être plus solides et plus résistants à la chaleur.
- Les opérations d'usinage sont également plus complexes ;
- Habituellement moins efficace que les moteurs alternatifs, surtout au ralenti ;
- Réponse retardée aux modifications des paramètres d'alimentation ;
- Très bruyant.

## **I.8 Conclusion**

À l'issu de ce chapitre, on a pris connaissance des différents types et classification du propulseur aussi que de turboréacteur et nous pouvons comprendre le système turboréacteur ces composent et son principe de fonctionnement ainsi que nous avons également vu les avantages et les inconvénients du turboréacteur avec ses applications.

Pour s'avoir en plus sur l'aspect thermodynamique de chaque composant de turboréacteur nous aborder cet aspect des choses pour un Turboréacteur double flux double corps dans le chapitre suivant.

## **Chapitre II**

# **Analyse des performances thermodynamiques d'un Turboréacteur**

## II.1 Introduction

Pour avoir un meilleur rendement les ingénieurs ont placé de différents systèmes qui permettent l'augmentations de ses performances. Dans ce chapitre en va traiter ces déférent system aussi nous allons aborder l'aspect thermodynamique du fonctionnement d'un turboréacteur double corps double flux (mélanger). Les cycles thermodynamiques aussi les bilans énergétiques de ces éléments.

## II.2 Caractéristiques générales des Systèmes principaux de turboréacteur

Les ingénieurs ont placé de différents systèmes qui permettent l'augmentations de ses performances Pour avoir un meilleur rendement d'un turboréacteur, à savoir :

- Système de lubrification
- Système de carburant et de régulation.
- Système d'air interne.
- Système de démarrage.
- Système d'allumage.

### II.2.1 Système de lubrification

La lubrification et le refroidissement est très importante, en particulier les roulements, qui deviennent chauds lorsqu'ils tournent et doivent être refroidis. L'huile empêche également l'oxydation des composants du système de lubrification. Chaque roulement dispose d'un raccord d'alimentation en huile et d'un raccord de retour d'huile pour la lubrification. En raison du faible frottement, la lubrification des roulements est moins importante que leur refroidissement. [10]

Il existe 3 principaux systèmes de lubrification :

- Système d'alimentation d'huile.
- Système de récupération d'huile.
- Système respiratoire.

Les turboréacteurs sont lubrifiés en circuit fermé par un système d'alimentation en huile sous pression qui comprend des réservoirs, des pompes, des échangeurs de chaleur (refroidisseurs et réchauffeurs d'huile), des filtres, des vannes et diverses commandes et protections du système

et un compteur. Huile de lubrification des paliers principaux des turboréacteurs (évite le contact métal sur métal en formant un film d'huile). Il fournit également de l'huile, de l'huile d'arrêt et de l'huile de démarrage au système hydraulique.

La tâche du système de récupération d'huile est de renvoyer l'huile du roulement vers le réservoir. Avant d'atteindre le réservoir d'huile, il passe d'abord par le système respiratoire, où l'air et l'huile mélangés dans le roulement sont à nouveau séparés. [10]

En prenant comme un exemple la lubrification d'un palier Une chambre-palier est conçue d'un puisard (appelé "cavité humide") avec des joints de type labyrinthe dans les zones chaudes, celle-ci est généralement entourée d'une "cavité sèche" qui est également scellée par des joints de type labyrinthe. On obtient ainsi une double paroi. L'air sous pression pénètre dans la cavité sèche et se déplace de l'extérieur vers l'intérieur de la cavité humide pour retenir l'huile dans le joint à labyrinthe. L'air se mélange avec l'huile dans la chambre (cavité humide), produisant un Brouillard d'huile (mélange d'air et d'huile).

Une pompe de récupération permet par l'intermédiaire d'un conduit de récupérer ce brouillard d'huile et de l'acheminer jusqu'à un séparateur centrifuge huile-air, après l'avoir refroidi dans un dispositif de refroidissement approprié. À la sortie du séparateur, le liquide de lubrification est ramené dans le réservoir d'huile, alors que l'air est évacué directement à l'extérieur par un orifice d'échappement. La séparation de l'huile et de l'air est nécessaire car en séparant l'huile et l'air, la quantité d'huile qui est évacuée à l'extérieur du moteur (drain) est minimisée. [17]

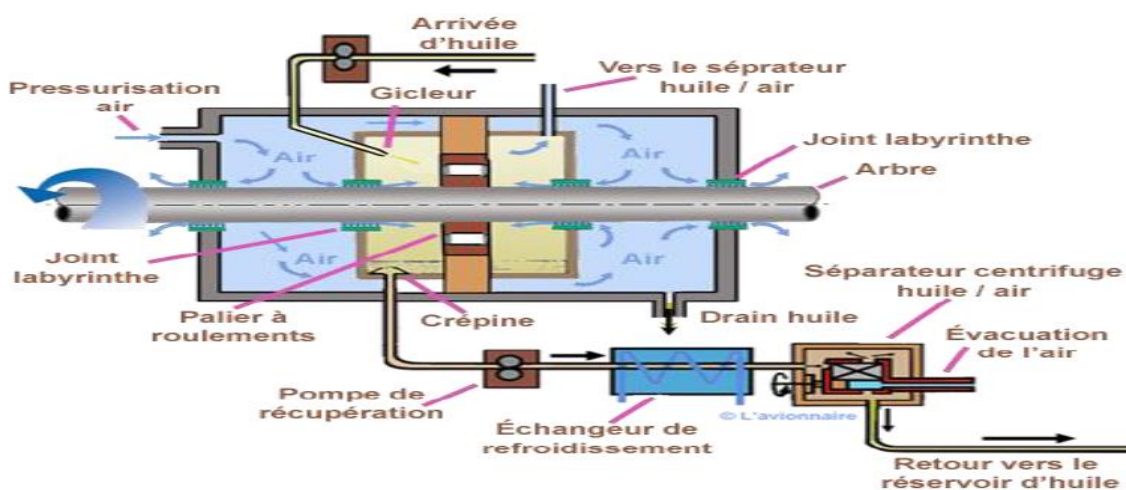


Figure II.1 : Système de lubrification des paliers

### II.2.1.1 Réservoir d'huile

L'huile du système de lubrification est stockée dans un réservoir. Le réservoir est monté sur la structure externe du moteur et est très accessible. Si nécessaire, il peut être rempli grâce à un petit bouchon de remplissage de carburant sur le capot. Sur les petits turboréacteurs, le réservoir de carburant est remplacé quelque part dans la boîte à accessoires. Ce réservoir est installé contre la structure extérieure du moteur et est très facile d'accès. Il peut être rechargé si nécessaire grâce à un petit bouchon de remplissage dans le capot moteur. Il est très important que le réservoir d'huile soit rempli jusqu'au bon niveau, si le réservoir est trop rempli, un débordement est possible car l'huile se dilate à mesure que la température augmente. Par conséquent, le réservoir d'huile n'est jamais rempli jusqu'au sommet. Pour vérifier le niveau pendant le remplissage, une jauge est utilisée ou il y a une indication sur le réservoir lui-même. Certains réservoirs ont des connexions spéciales pour un chariot de service d'huile sous pression, cette connexion est située sur le réservoir d'une manière telle qu'il est impossible de trop remplir le réservoir. Trop d'huile retourne directement au chariot de service. Il est bon de savoir qu'il est important de mesurer le niveau d'huile au bon moment, la plupart du temps cela signifie peu de temps après l'arrêt du moteur. En effet, l'huile disparaît dans les roulements lorsque le moteur est à l'arrêt, c'est ce qu'on appelle la dissimulation d'huile. [13]

### II.2.1.2 La pompe à huile

La pompe à huile elle est important dans le system de lubrification elle pompe d'huile du réservoir vers les roulements. Ces pompes sont entraînées par l'une des connexions du boîtier d'accessoires.

Il existe trois types de pompes à huile :

- Pompes à engrenages.
- Pompes Gerotor.
- Pompes à palettes rotatives.

Les pompes à engrenages et Gerotor sont utilisées pour alimenter l'huile en roulements afin qu'elles soient situées dans la conduite d'alimentation du système de lubrification. Il existe également des pompes qui sont utilisées dans la ligne de récupération du système, ces pompes aspirent l'huile des roulements et la pompent vers le réservoir d'huile. Les pompes les plus



utilisées dans cette partie sont les pompes Gerotor et Rotary vane. Une pompe à engrenages se compose de deux engrenages qui s'accrochent l'un à l'autre. La pompe est entraînée par le boîtier d'accessoires et est capable de faire pression sur l'huile, cela est nécessaire pour injecter l'huile dans les roulements. Une pompe à palettes rotative n'est pas capable de hautes pressions, mais très utilisée dans la ligne de récupération du système. C'est très bien car il peut transporter de grandes quantités d'huile là où il n'est pas nécessaire que la pression soit très élevée.

Dans de nombreux cas, la pompe de récupération et d'alimentation sont situées dans le même boîtier. Dans la plupart des systèmes de lubrification, ils fonctionnent avec le principe du « libre écoulement ». Cela signifie qu'il n'y a pas de pression d'huile constante, cela dépend de la vitesse de rotation du moteur ou des rotations par minute. Plus le régime est élevé, plus le débit d'huile et la pression sont importants. [18]

### II.2.1.3 Filtre à huile

Les filtre à huile généralement installés derrière chaque pompe d'alimentation elle est de but d'empêcher les petites particules métalliques, souvent à cause de l'usure, dans les roulements fragiles du système de lubrification. Le boîtier du filtre se compose d'une base de filtre et d'un couvercle sur le dessus du filtre. À l'intérieur du boîtier, il y a une unité de filtrage. L'unité de filtrage peut être en différents matériaux, parfois en papier, ces unités de filtrage sont remplacées après un certain temps ou lorsqu'elles sont bouchées. D'autres unités de filtrage peuvent exister en métal, ces unités peuvent être nettoyées en cas de besoin. [18]

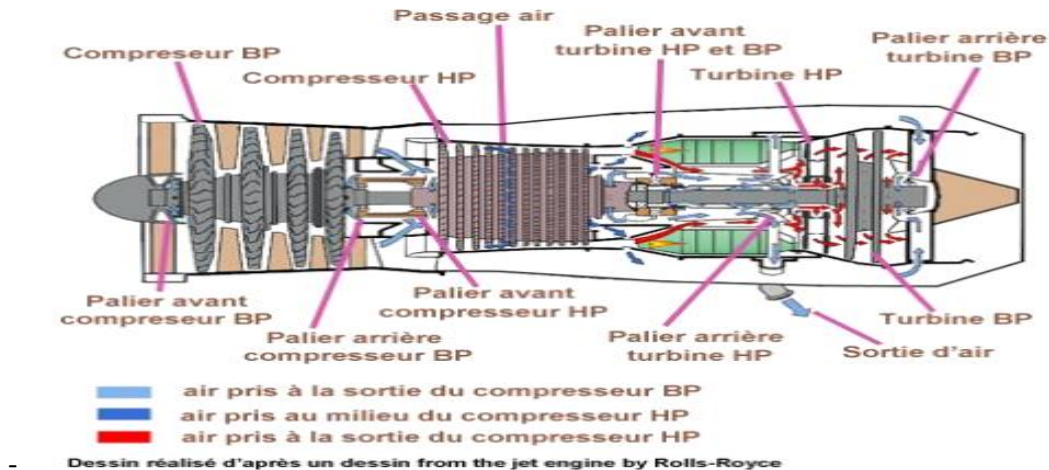
### II.2.2 Les circuits de refroidissement

L'amélioration des performances et des rendements des turboréacteurs passe par l'augmentation de la température des gaz dans la chambre de combustion. Il est donc nécessaire de refroidir les pièces sollicitées thermiquement, telles que tous les éléments de turboréacteur besoin de refroidissement Chaque type de turboréacteur avec ce system de refroidissement mais le principe général pour le reste le même sur le dessin ci-dessous. [9]

- l'air provenant du compresseur BP sert à refroidir les cavités du moteur et à refroidir et pressuriser les paliers.
- l'air provenant du cinquième étage du compresseur HP sert à refroidir une autre partie du moteur.

- l'air sortant du compresseur HP va refroidir les distributeurs hauts et basse pression ainsi que les ailettes des turbines hautes et basse pression.

- A noter que d'autres prélèvements d'air sont utilisés pour la climatisation de la cabine passagère, du poste de pilotage, des soutes à bagages et pour le dégivrage de la cellule



**Figure II.2** : les circuits de refroidissement

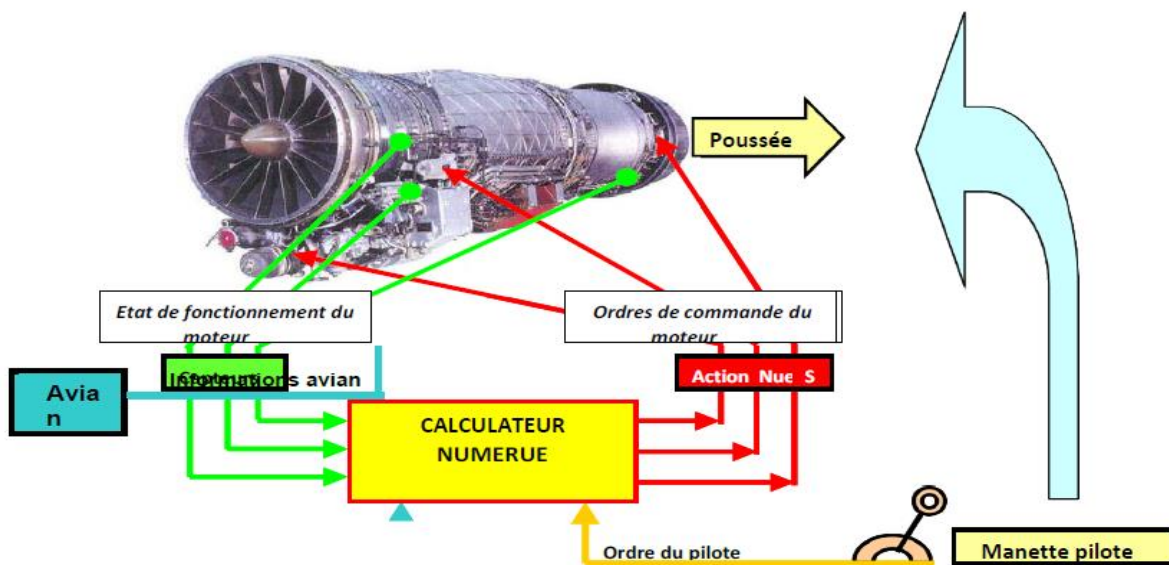
### II.2.3 Le système de régulation

C'est le système qui permet d'obtenir la poussée demandée sans toutefois franchir les limites de la sécurité ce système gère bien évidemment l'arrivée du combustible. « Un système de régulation équipé d'un calculateur électronique règle le débit de carburant fourni par une pompe entraînée par le moteur. Pour donner le bon débit, il mesure quelques paramètres clefs tels que les régimes de rotation, les pressions et températures en différents points, etc. Il doit éviter que le moteur n'entre en survitesse ou dans des domaines de températures trop élevées ou encore dans des domaines de dysfonctionnement aérodynamique (décrochages, pompage du compresseur, etc....). Ce réglage est également fonction du domaine de vol (pression et température extérieures, vitesse de vol) »

Le système de régulation peut aussi gérer les systèmes à géométrie variable de la machine (section de tuyère, calages variables des aubes fixes du compresseur et de la turbine, ...).

La régulation a pour but d'éviter en priorité. [4]

- les survitesses des arbres transmission.
- les surchauffes au niveau des turbines et de la chambre de combustion.
- les zones de fonctionnement dangereuses ou aléatoires.
- les baisses imprévues de poussée.



**Figure II.3** : Schéma de la régulation d'un moteur militaire (M88 de Sn. Mo.).

#### II.2.4 Système d'air interne

L'air pour le système aérodynamique est principalement fourni par les moteurs, qui peuvent être collectés à partir de la centrale électrique au sol lorsque l'avion est au sol. Parfois, il y a des unités de puissance auxiliaires, qui sont de petits moteurs installés sur certains gros avions de ligne qui produisent également de l'électricité. L'air sous pression produit par le moteur est utilisé dans de nombreuses applications dans les aéronefs, telles que l'antigivrage, la climatisation ou encore les systèmes de démarrage des moteurs. Les systèmes d'avion utilisent non seulement l'air, mais aussi le moteur lui-même. Le contrôle actif du déclenchement du turbo, les inverseurs de poussée, la ventilation dans et autour du moteur en font partie. Au cours de plusieurs étapes du compresseur, certains points sont localisés. [18]

#### II.2.5 Système de démarrage

Le système de démarrage d'un turboréacteur est constitué d'un moteur de démarrage. Le moteur est relié au boîtier d'accessoires pour entraîner la turbine et le compresseur du turboréacteur.

Lorsque le régime moteur est supérieur à un certain point, le démarreur est déconnecté et la bougie s'éteint. Le moteur peut alors tourner de manière autonome pour atteindre son régime de ralenti. Il existe différents types de moteurs de démarrage :

- Moteurs à démarrage électrique ;
- Moteurs / générateurs à démarrage combiné ;
- Moteurs à démarrage pneumatique.

Les deux premiers sont principalement utilisés sur les petits moteurs comme les arbres de turbocompresseurs et les hélices. Le pneumatique est utilisé sur les petits et les gros turboréacteurs. Il est entraîné par une petite turbine, le vent entraîne cette turbine et crée une vitesse élevée. La boîte de vitesses convertit la vitesse élevée en une vitesse plus petite avec un couple élevé. Cela suffit pour entraîner le compresseur du moteur et la turbine. [18]

### **II.2.6 Système d'allumage**

Dès que le moteur est entraîné par le moteur de démarrage, le système d'allumage est activé. Le travail du système d'allumage est d'enflammer le mélange carburant-air pendant le démarrage et en vol, car parfois la flamme peut s'éteindre. Cela peut se produire lorsque l'avion est dans de fortes turbulences ou de fortes pluies. L'allumage est produit par des bougies d'allumage scintillantes très puissantes, et lorsque le processus de combustion commence, il n'est plus nécessaire de continuer à scintiller car il s'agit d'un processus de combustion continu. Pour plus de redondance, le système est dupliqué afin que deux bougies d'allumage et unités soient installées. [18]

### II.3 Schéma et cycle (T-S) d'un turboréacteur

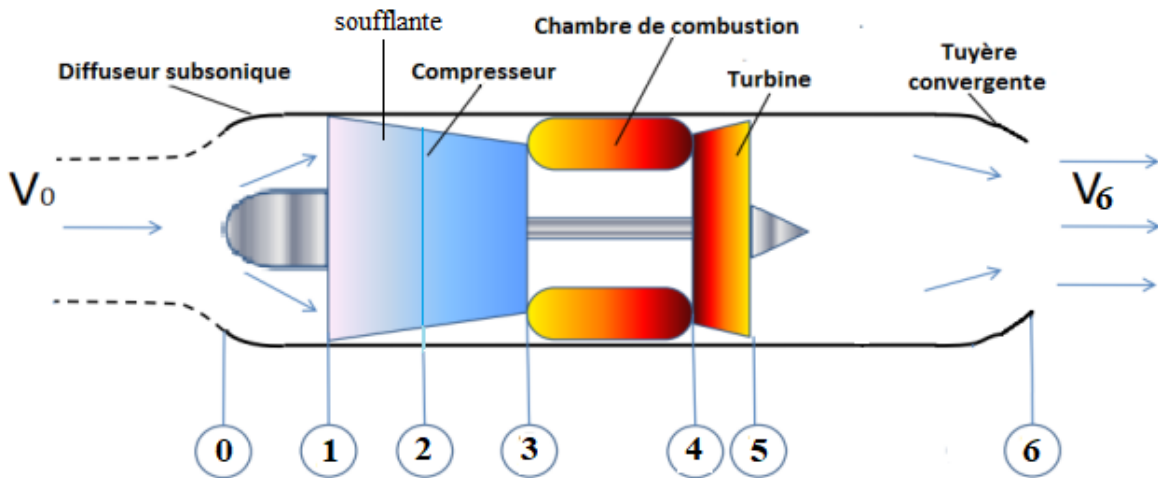


Figure II.4 : Schéma explicatif du turboréacteur

(cas générale)

#### Les différentes sections du turboréacteur double flux double corps

0-1 : Diffuseur

1-2 : soufflante

2-3 : Compresseur

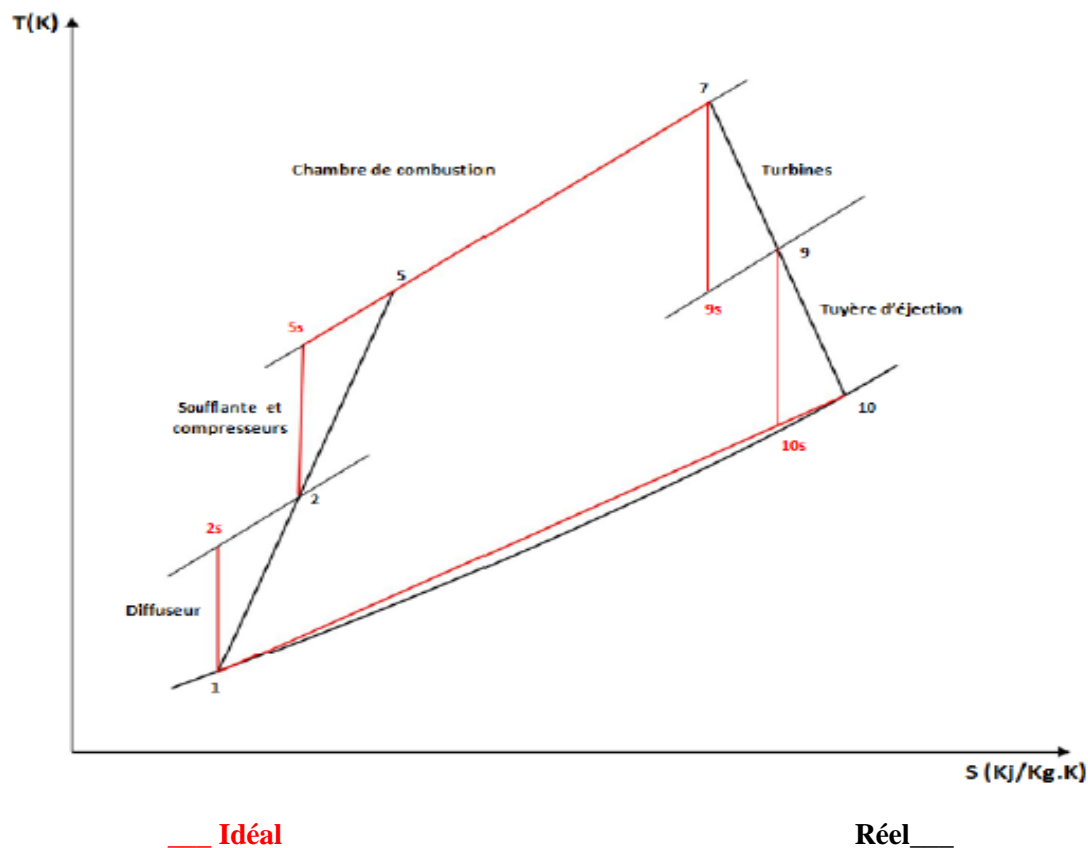
3-4 : Chambre de combustion

4-5 : Turbine

5-6 : Tuyère d'éjection

#### II.3.1 Cycle thermodynamique

Le cycle thermodynamique d'un turboréacteur est similaire au cycle de Brayton. Comme il est représenté dans la fig. (II.2) en diagramme T-S



**Figure II.5 :** Cycle thermodynamique d'un turboréacteur

## II.4 Les Paramètres de performances d'un turboréacteur

Les paramètres de performances varient relativement d'un turboréacteur à un autre selon le type (simple flux, simple flux avec postcombustion, double flux séparé, double flux mélangé) on distingue les paramètres de performance suivants :

- La Force de Poussée.
- La poussée spécifique.
- Consommation horaire et Consommations spécifique.
- Le taux de dilution
- Les Puissances.
- Les Rendements

### II.4.1 La Force de Poussée

➤ **Pour le flux primaire**

$$F_P = \dot{m}_p(V_S - V_a) + \dot{m}_c V_S + S_S(P_S - P_a) \quad (\text{II.1})$$

➤ **Pour le flux secondaire**

$$F_S = \dot{m}_s(V_S - V_a) + S_S(P_S - P_a) \quad (\text{II.2})$$

**Remarque :** Si la tuyère est adaptée ( $P_S = P_a$ ), alors

**La Force de Poussée :**

$$F = F_P + F_S \quad \text{en (N)}$$

$$F = (\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_S - V_a) + \dot{m}_c V_S \quad (\text{II.3})$$

**Avec**

$\dot{m}_p$  : Débit massique de l'air traversant le turboréacteur (primaire) en (kg/s).

$\dot{m}_s$  : Débit d'air secondaire en (kg/s).

$\dot{m}_c$  : Le débit massique du carburant en (kg/s).

$V_S$  : Vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère en (m/s).

$V_A$  : Vitesse d'entrée d'air (ou vitesse de l'avion) en (m/s).

### II.4.2 La poussée spécifique

C'est la poussée par unité de débit massique du gaz éjecté par le réacteur.

$$F_{SP} = \frac{F}{\dot{m}_p + \dot{m}_s + \dot{m}_c} \quad \text{en (N.s/kg)}$$

### II.4.3 Consommations horaires et Consommations spécifique

#### II.4.3.1 Consommation massique horaire (CH)

Caractérise la consommation du carburant par heure. C'est un débit massique de consommation horaire en kg/h.

$$CH=3600.\dot{m}_c \quad \text{en (kg c/h)}$$

### II.4.3.2 Consommation spécifique (Csp)

C'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée du moteur.

$$C_{SP} = \frac{CH}{F} = \frac{3600\dot{m}_c}{F} \quad \text{en (kg combustible/N.h)}$$

En remplace F dans l'équation de  $C_{sp}$

$$C_{SP} = \frac{3600 \dot{m}_c}{(\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_s - V_a) + \dot{m}_c V_s} \quad \text{(II.4)}$$

### II.4.5 Le taux de dilution

Par définition le taux de dilution et le rapport de débit massique d'aire secondaire (fan) sur le débit de masse d'aire primaire (corps)

$$\lambda = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \quad \text{(II.5)}$$

### II.4.6 Le dosage de la chambre de combustion

Par définition le dosage de la chambre de combustion et le rapport de débit carburant ( $\dot{m}_c$ ) sur le débit de masse d'aire primaire ( $\dot{m}_p$ )

$$f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_p} \quad \text{(II.6)}$$

### II.4.7 Les puissances

Dans les turboréacteurs, on utilise 4 sortes de puissance qui permettent de faire apparaître les différentes pertes d'énergie.

#### II.4.7.1 Puissance Calorifique

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée parfaite débité dans la chambre de combustion.

$$P_{cal} = \dot{m}_c . P_{CI} \quad \text{en (W)}$$



Avec :

$P_{Cl}$  : le pouvoir calorifique du combustible.

#### II.4.7.2 Puissance thermodynamique ou thermique théorique

On suppose la machine fonctionne suivant le cycle théorique (idéal). La puissance thermodynamique serait la fraction de la puissance calorifique transformée en énergie mécanique. Cette puissance est équivalente à la puissance calorifique diminuée de la puissance de chaleur théorique perdue vers la source froide de température  $T_0$  (environnement).

$$P_{th,t} = P_{cal} - \dot{m} \cdot C_p(T_s - T_0) \quad \text{en (W)} \quad (\text{II.7})$$

Avec :

- $C_p$  : La capacité calorifique massique en (J/kg.K)
- $\dot{m}$  : débit massique du mélange air + carburant ( $\dot{m} = \dot{m}_p + \dot{m}_c$ )
- $T_s$  : température des gaz à la sortie du réacteur.
- $T_0$  : température de l'atmosphère dans laquelle se diluent les gaz chauds.

#### II.4.7.3 Puissance thermique réelle

En réalité, la machine ne fonctionne pas suivant le cycle théorique. Nous avons des pertes à l'intérieur de la machine et la puissance thermique réelle est la fraction de la puissance calorifique réellement transformée en énergie mécanique.

Elle est représentée en pratique par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans le réacteur.

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} (\dot{m}_p + \dot{m}_s) (V_s^2 - V_a^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_s^2 \quad \text{en (W)} \quad (\text{II.8})$$

#### II.4.7.4 Puissance de Propulsion

C'est le travail de la poussée par unité de temps. Autrement dit, c'est la force de poussée  $F$  multipliée par la vitesse de l'avion.

$$P_p = F \cdot V_0 \quad \text{en (W)} \quad (\text{II.9})$$

**II.4.8 Les Rendements**

**II.4.8.1 Le rendement thermodynamique (thermique) théorique**

$$\eta_{th} = \frac{P_{th,t}}{P_{cal}} \tag{II.10}$$

**II.4.8.2 Rendement Interne**

$$\eta_i = \frac{P_{th,r}}{P_{th,t}} \tag{II.11}$$

**II.4.8.3 Rendement thermique réel**

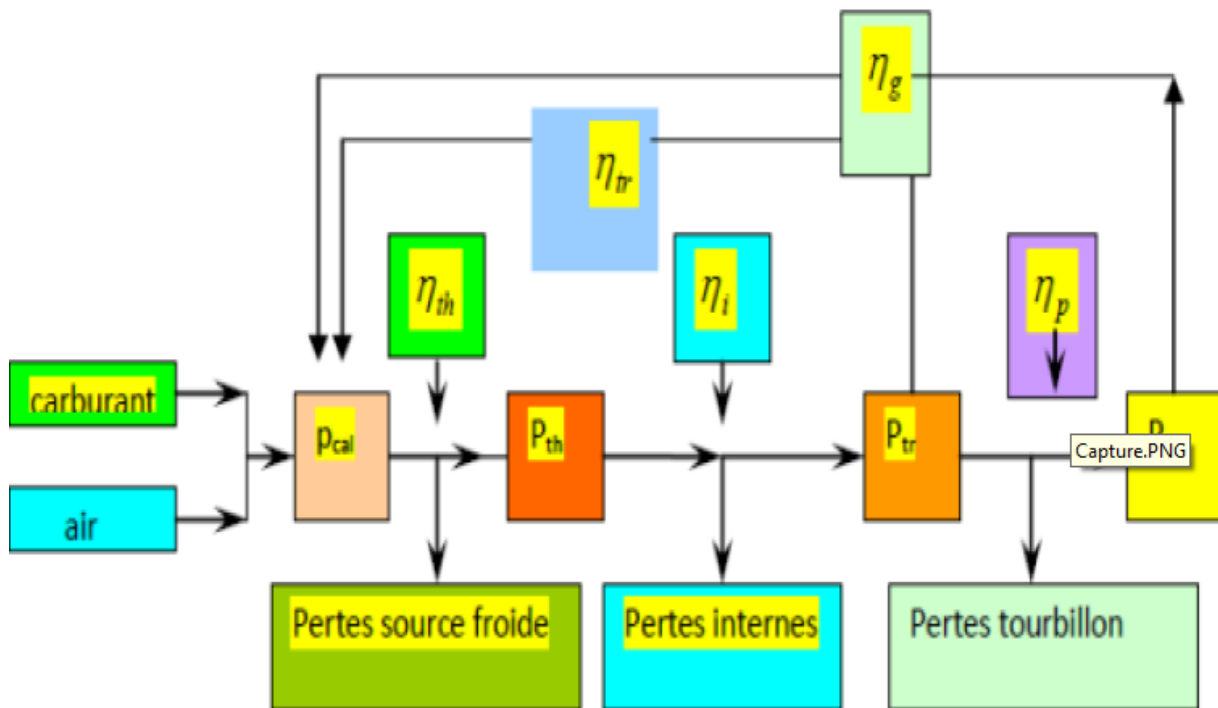
$$\eta_{tr} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} \tag{II.12}$$

**II.4.8.4 Rendement de Propulsion**

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} \tag{II.13}$$

**II.4.8.5 Rendement Global**

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \tag{II.14}$$



**Figure II.6 :** Organigramme de différents puissances et rendements

## II.5 Thermodynamique de turboréacteur

### II.5.1 L'entrée d'air (le diffuseur)

L'entrée d'air transforme l'énergie cinétique en énergie potentielle par ralentissement de l'écoulement. C'est un processus de compression adiabatique irréversible à cause des frottements engendrés par l'écoulement du fluide.

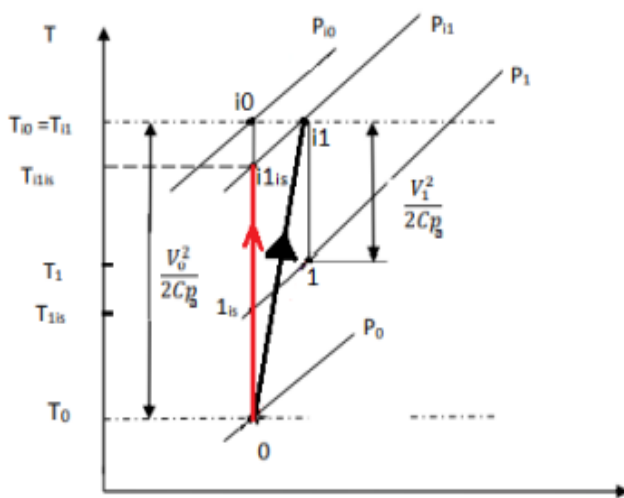


Figure II.7 : Diagramme (T-S) de diffuseur

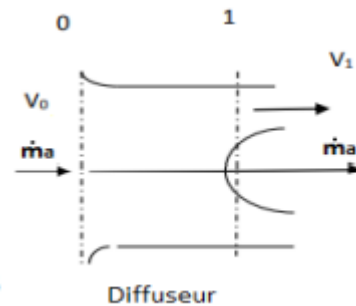


Figure II.8 : Schéma d'un diffuseur.

#### II.5.1.1 Bilan énergétique

L'application du 1er principe de la thermodynamique sur le système délimité par les deux sections d'entrée 0 et de sortie 1 ainsi que les parois latérales de l'entrée d'air (fig.II.5), en régime permanent, donne :

$$\dot{Q} + \dot{W}_t = \sum_j \dot{m}_j (h_j + \frac{V_j^2}{2} + g z_j) - \sum_i \dot{m}_i (h_e + \frac{V_e^2}{2} + g z_e) \quad (II.15)$$

Où l'indice (j) représente les sorties et l'indice (i) les entrées

Donc 
$$\dot{Q} + \dot{W}_t = \dot{m}_a (h_1 + \frac{V_1^2}{2} + g z_1) - \dot{m}_a (h_0 + \frac{V_0^2}{2} + g z_0) \quad (II.16)$$

$$\text{Puisque : } \begin{cases} \dot{W}_t = 0 \text{ (pas de puissance technique)} \\ \dot{Q} = 0 \text{ (parois adiabatique)} \\ Z_1 = Z_0 \text{ (pas de dénivellation)} \end{cases}$$

$$\text{Alors} \quad h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_0 + \frac{v_0^2}{2} = h + \frac{v^2}{2} = h_i = \text{cst} \quad (\text{II.17})$$

Où  $h_i$  est l'enthalpie totale massique.

$$h_{i1} = h_{i0}$$

Le rendement isentropique du diffuseur est défini comme

$$\eta_d = \frac{h_{i1is} - h_0}{h_{i1} - h_0} \quad (\text{II.18})$$

$$\text{On a : } h = C_p \cdot T \quad \text{donc} \quad \eta_d = \frac{T_{i1is} - T_0}{T_{i1} - T_0} \quad (\text{II.19})$$

Ce rendement peut être lié avec  $\tau_d$  et  $\pi_d$  pour donner

$$\eta_d = \frac{\tau_{rd} \pi_d^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\tau_{rd} - 1} \quad (\text{II.20})$$

Avec :

$$\tau_{rd} = \frac{T_{i1}}{T_0} : \text{La température réduite du diffuseur.}$$

$$\pi_d = \frac{P_{i1}}{P_{i0}} : \text{Le rapport de pression totale du diffuseur.}$$

$\gamma_a$  : Le rapport des chaleurs massiques de l'air à pression et volume constants.

### II.5.2 La soufflante

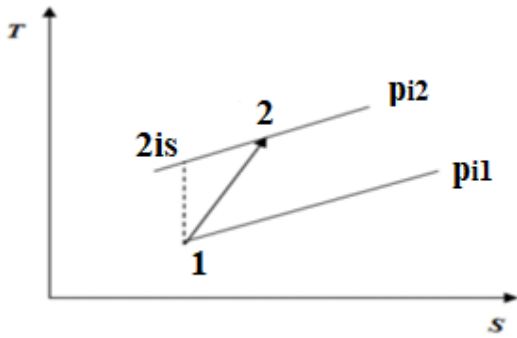


Figure II.9 : Diagramme (T-S) de la soufflante

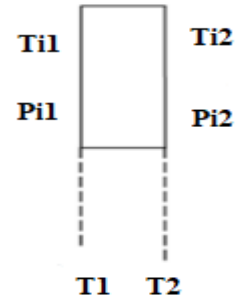


Figure II.10 : La soufflante.

#### II.5.2.1 Le rendements isentropique de soufflante

$$\eta_{is,f} = \frac{\text{travail recut dans la transformation isentropique}}{\text{travail recut dans la transformation polytropique}}$$

$$\eta_{is,f} = \frac{W_{souf.is}}{W_{souf}} = \frac{T_{2is} - T_1}{T_2 - T_1} = \frac{\frac{T_{i2is} - 1}{T_1}}{\frac{T_{i2} - 1}{T_1}} = \frac{\tau_{soufis} - 1}{\tau_{souf} - 1} \quad (II.21)$$

Avec :

$\tau_{f,is}$  est le rapport de température totale dans le cas isentropique, est relié au rapport du pression totale par

$$\frac{T_{i2}}{T_1} = \left( \frac{P_{i2}}{P_{i1}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} \quad (II.22)$$

### II.5.3 Le compresseur

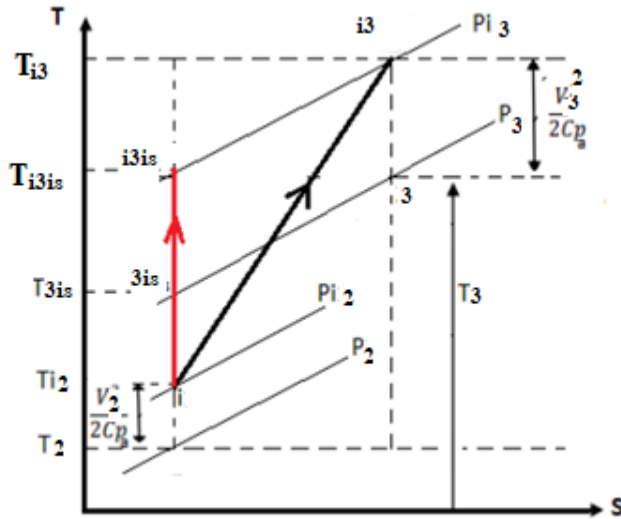


Figure II.11 : Diagramme (T-S) du compresseur

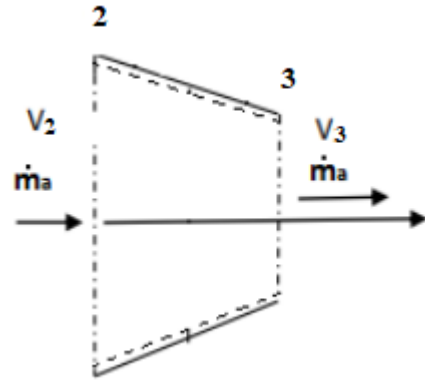


Figure II.12 : le compresseur

### II.5.3.1 Bilan énergétique

L'application du 1er principe de la thermodynamique sur le système délimité en pointillés (figure.II.9), en régime permanent, donne

$$\dot{Q} + \dot{W}_t = \dot{m}_a \left( h_3 + \frac{V_3^2}{2} + g z_3 \right) - \dot{m}_a \left( h_2 + \frac{V_2^2}{2} + g z_2 \right) \quad (II.23)$$

$$\text{Avec } \begin{cases} \dot{Q} = 0 \text{ (parois adiabatique)} \\ z_3 = z_2 \text{ (pas de dénivellation)} \end{cases}$$

Rendement isentropique du compresseur

$$\eta_{is.c} = \frac{\text{travail de compression idéal(isentropique)}}{\text{travail de compression réel}}$$

$$\eta_{c.is} = \frac{W_{c.is}}{W_c} \quad (II.24)$$

Et on a :

$$W_{cis} = h_{i4is} - h_{i3} = c_{pa} (T_{i4is} - T_{i3}) \quad (II.25)$$

$$W_c = h_{i3} - h_{i2} = c_{pa}(T_{i3} - T_{i2}) \quad (\text{II.26})$$

Pour le rapport de compression  $\pi_c = \frac{p_{i3}}{p_{i2}}$

Avec :

- $\tau_{c, is} = \frac{T_{i3is}}{T_{i2}}$ , le rapport de températures totales pour le chemin isentropique.
- $\tau_c = \frac{T_{i3}}{T_{i2}}$ , le rapport de températures totales pour le chemin réel.

Donc

$$\eta_{c, is} = \frac{h_{i3is} - h_{i2}}{h_{i3} - h_{i2}} = \frac{c_{pa}(T_{i3is} - T_{i2})}{c_{pa}(T_{i3} - T_{i2})} = \frac{T_{i3is} - T_{i2}}{T_{i3} - T_{i2}} \quad (\text{II.27})$$

En utilisant les deux rapports définis précédemment, on arrive à

$$\eta_{c, is} = \frac{\tau_{c, is} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II.28})$$

Et :

$$\tau_{c, is} = \pi_{c, is}^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} = \pi_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}$$

$$\eta_{c, is} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II.29})$$

### II.5.3.2 Rendement poly tropique du compresseur

Le rendement poly tropique précède les autres rendements et s'exprime par une variation élémentaire.

$$\eta_{p, c} = \frac{\text{travail élémentaire isentropique}}{\text{travail élémentaire réel}}$$

$$\eta_{p, c} = \frac{dW_{c, is}}{dW_c} = \frac{dh_{i, is}}{dh_i} = \frac{dT_{i, is}}{dT_i} \quad (\text{II.30})$$

Pour une compression idéale, on a

$$T_{i, is} = P_{i, is}^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} \cdot \text{cte}, \text{ en différenciant cette expression,}$$



on obtient :

$$\frac{dT_{i, is}}{dT_i} = \frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a} \frac{dp_i}{p_i}$$

$$\eta_{p,c} = \frac{\frac{dT_{i, is}}{T_i}}{\frac{dT_i}{T_i}} = \frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a} \frac{\frac{dp_i}{p_i}}{\frac{dT_i}{T_i}} \quad (\text{II.31})$$

Supposant que  $\eta_{p,c}$  est constant :

$$\frac{dT_i}{dT_i} = \frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \eta_{p,c}} \frac{dp_i}{p_i} \quad (\text{II.32})$$

En intégrant entre "i2" et "i3", on obtient :

$$\ln \left( \frac{T_{i2}}{T_{i3}} \right) = \frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \eta_{p,c}} \ln \left( \frac{P_{i2}}{P_{i3}} \right) \quad \frac{T_{i2}}{T_{i3}} = \left( \frac{P_{i2}}{P_{i3}} \right)^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \eta_{p,c}}} \quad (\text{II.33})$$

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \eta_{p,c}}}$$

En remplaçant l'expression de  $\tau_c$  dans la relation du rendement isentropique

$$\eta_{p,c} = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a} - 1}}{\pi_c^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \eta_{p,c}} - 1}} \quad (\text{II.34})$$

### II.5.3.3 Compresseur à plusieurs étages

Pour un compresseur à plusieurs étages, chaque étage (ensemble rotor et stator) aura un rendement isentropique. Soit " $\eta_{s,j}$ " le rendement isentropique de l'étage "j". Par analogie avec la relation du rendement isentropique on écrit :

$$\eta_{s,j} = \frac{\pi_{s,j}^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a} - 1}}{\tau_{s,j} - 1} \quad (\text{II.35})$$

Avec :

$\pi_{s,j} = \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}$  : Le rapport de pression total pour l'étage " j ".

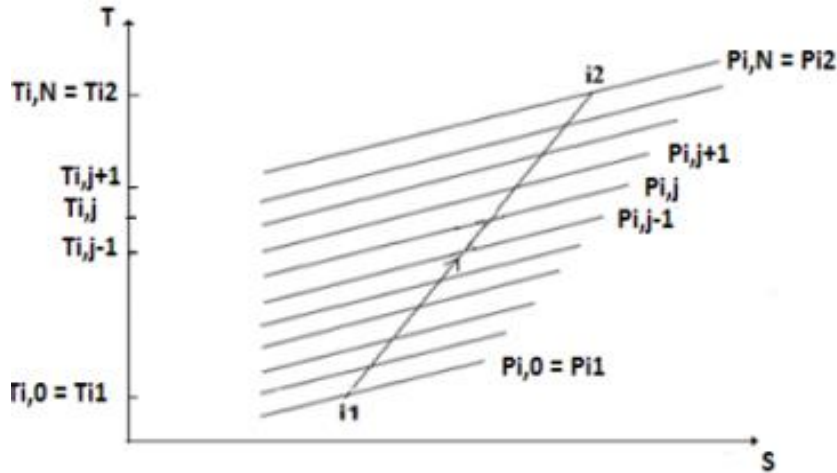
$\tau_{s,j} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}}$ : Le rapport de température total pour l'étage " j ".

Supposant l'indice « 0 » correspondant à l'entrée du 1<sup>er</sup> étage du compresseur (i.e) :

$$P_{i,0} = P_{i1} \text{ et } T_{i,0} = T_{i1}$$

Et l'indice « N » correspondant la sortie du dernier étage (i.e) :

$$P_{i,N} = P_{i2} \text{ et } T_{i,N} = T_{i2}$$



**Figure II.13** : schéma et Diagramme (T-S) de compresseur

$$\eta_{is,c} = \frac{\left(\frac{P_{i2}}{P_{i1}}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1}{\left(\frac{T_{i2}}{T_{i1}}\right)^{-1}} = \frac{\left(\frac{P_{i,N}}{P_{i0}}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1}{\left(\frac{T_{i,N}}{T_{i0}}\right)^{-1}} \tag{II.36}$$

À partir de l'équation (22), nous avons :

$$\tau_{s,j} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_{s,j}} \left[ \left(\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1 \right] \tag{II.37}$$

Alors :

$$\tau_c = \frac{T_{i,N}}{T_{i,0}} = \prod_{j=1}^N \tau_{S,j} = \prod_{j=1}^N \left[ 1 + \frac{1}{\eta_{S,j}} \left[ \left( \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \right)^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] \right] \quad (\text{II.38})$$

De plus :

$$\pi_c = \frac{P_{i,N}}{P_{i,0}} = \prod_{j=1}^N \pi_{S,j} = \prod_{j=1}^N \frac{P_{j,j}}{P_{i,j-1}} \quad (\text{II.39})$$

En utilisant la relation (23), (21) devient :

$$\eta_{is,c} = \frac{\frac{P_{i,N}}{P_{i,0}} \frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a} - 1}{\prod_{j=1}^N \left[ 1 + \frac{1}{\eta_{S,j}} \left[ \frac{P_{j,j}}{P_{i,j-1}} \frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a} - 1 \right] \right]^{-1}} \quad (\text{II.40})$$

**Remarque :** Tous les étages du compresseur ont le même rapport de compression total et le même rendement isentropique

Soient

$\pi_s$  : Le rapport de pression total par étage.

$\eta_s$  : Le rendement isentropique par étage.

Alors les relations précédentes seront simplifiées comme suit :

$$\pi_c = \prod_{j=1}^N \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} = \pi_s^N \quad (\text{II.41})$$

$$\tau_{S,j} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ \pi_s^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] = \tau_s \quad (\text{II.42})$$

$$\tau_c = \frac{T_{i,N}}{T_{i,0}} = \prod_{j=1}^N \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} = \tau_s^N = \left[ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ \pi_s^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] \right]^N \quad (\text{II.43})$$

$$\tau_c = \left[ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ \pi_s^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] \right]^N \quad \text{Car} \quad \pi_s = \pi_c^{\frac{1}{N}} \quad (\text{II.44})$$

$$\eta_{is,c} = \frac{\pi_s^{\frac{(\gamma_a-1)N}{\gamma_a}} - 1}{\left[ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ \pi_s^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] \right]^N - 1} \quad (\text{II.45})$$

### II.5.4 La chambre de combustion

Elle assure la combustion du mélange " comburant - carburant " et transforme l'énergie libérée par la réaction chimique en énergie calorifique en sortie.

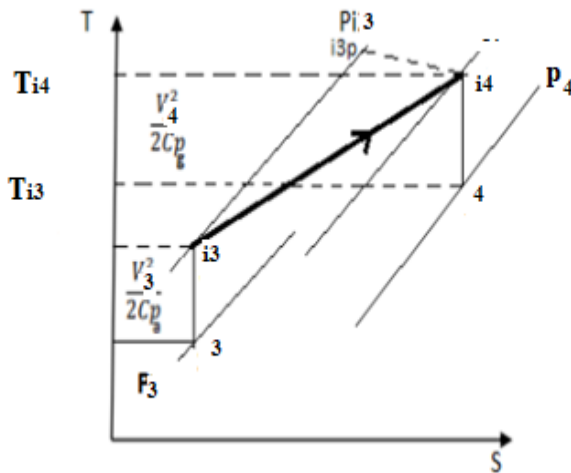


Figure II.14 : Diagramme (T-S)

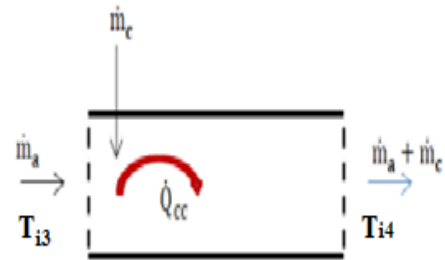


Figure II.15 : la chambre combustion

Bilan du 1<sup>er</sup> principe appliqué sur la chambre de combustion

$$\dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c)h_{i4} - \dot{m}_a \cdot h_{i3} \quad (\text{II.46})$$

$$\dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c)c_{pg} \cdot T_{i4} - \dot{m}_a \cdot c_{pa} T_{i3} \quad (\text{II.47})$$

Avec :

$\dot{Q}_{cc}$ : Puissance thermique dégagée par la réaction de combustion en W.

$C_{pg}$ : Capacité calorifique massique des gaz brûlés en J / kg.K.

A cause des pertes par imbrulés et par frottement, le rendement thermique de la chambre de combustion s'écrit :

$$\eta_{th,cc} = \frac{\text{puissance réel produite}}{\text{puissance clorifique}} = \frac{\dot{Q}_{cc}}{\dot{m}_c P_{CI}} \quad (\text{II.48})$$

$$\text{D'où :} \quad \dot{Q}_{CC} = \eta_{th,cc} \dot{m}_c P_{CI} \quad (\text{II.49})$$

Soit :  $f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a}$  : Le dosage de la chambre de combustion.

(II.38) devient :

$$\eta_{th,cc} \cdot f \cdot P_{CI} = (1 + f)C_{pg} \cdot T_{i4} - C_{pa} \cdot T_{i3}$$

$$\eta_{th,cc} = \frac{(1+f)C_{pg} \cdot T_{i4} - C_{pa} \cdot T_{i3}}{f \cdot P_{CI}} \quad (\text{II.50})$$

Le rapport de pression totale de la chambre de combustion est défini par :

$$\pi_{cc} = \frac{P_{i4}}{P_{i3}} < 1$$

### II.5.5 La turbine

La turbine permet de la récupération de l'énergie pour fournir du travail au compresseur et d'autres accessoires du turboréacteur. C'est un processus de détente adiabatique irréversible.

La (figure II.16 et II.17) présente le diagramme T-S ainsi que le schéma de principe de la turbine

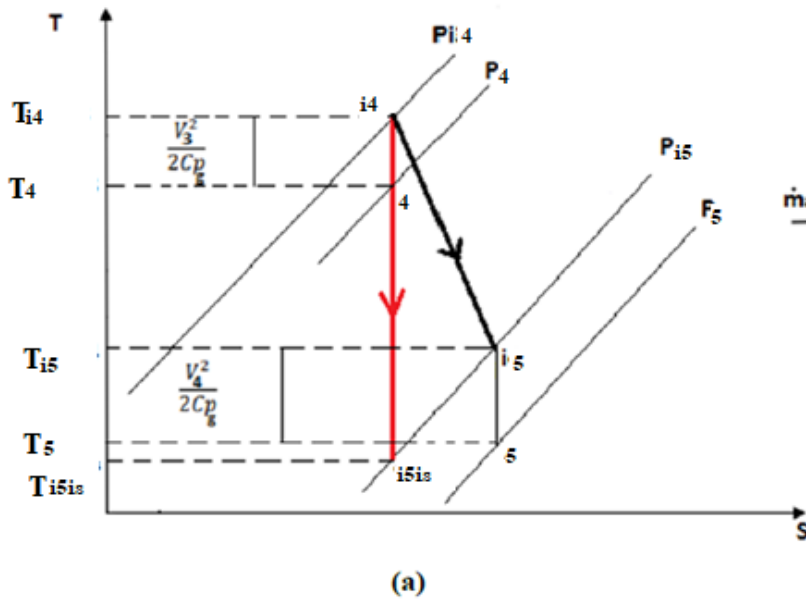


Figure II.16 : Diagramme T-S de la turbine

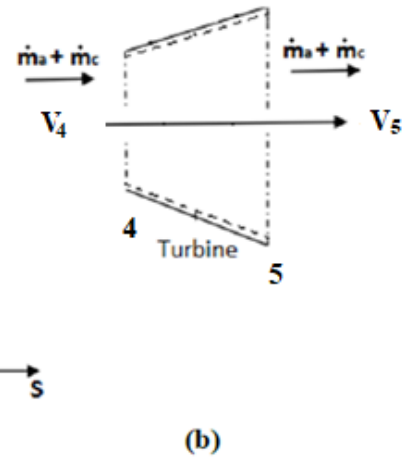


Figure II.17 : schéma de la turbine

Bilan du 1er principe appliqué sur le système ouvert en pointillés (figure II.16/17) :

$$\dot{Q} - \dot{W}_T = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \left( h_5 + \frac{V_5^2}{2} + g \cdot Z_5 \right) - (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \left( h_4 + \frac{V_4^2}{2} + g \cdot Z_4 \right)$$

avec :  $\begin{cases} \dot{Q} = 0 & (\text{paroi adiabatique}) \\ Z_4 = Z_5 & (\text{pas de dénivellation}) \end{cases}$

$$\text{d'où : } \dot{W}_t = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \left[ (h_4 - h_5) + \frac{1}{2} (V_4^2 - V_5^2) \right] \tag{II.51}$$

"C'est la puissance technique fournie par la turbine"

Le travail technique par kg de gaz détendu à travers la turbine est :

$$\begin{aligned} w_t &= \frac{\dot{W}_t}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)} = C_{Pg}(T_4 - T_5) - \frac{1}{2}(V_4^2 - V_5^2) \\ w_t &= \left( C_{Pg}T_4 + \frac{1}{2}V_4^2 \right) - \left( C_{Pg}T_5 + \frac{1}{2}V_5^2 \right) \\ w_t &= h_{i4} - h_{i5} = C_{Pg}(T_{i4} - T_{i5}) \end{aligned} \tag{II.52}$$

### II.5.5.1 Rendement isentropique de la turbine

Le rendement isentropique de la turbine est défini comme suit :

$$\eta_{is,t} = \frac{\text{travail réel de la turbine}}{\text{travail isentropique de la turbine}} = \frac{W_t}{W_{tis}}$$

Le travail idéal (isentropique) par kg de gaz détendu est :

$$W_{tis} = h_{i4} - h_{i5is} = C_{Pg}(T_{i4} - T_{i5is})$$

Le rendement isentropique de la turbine  $\eta_{is,t}$  est donné par :

$$\eta_{is,c} = \frac{W_t}{W_{is,t}} = \frac{h_{i4} - h_{i5}}{h_{i4} - h_{i5is}} = \frac{C_{pg}(T_{i4} - T_{i5})}{C_{pg}(T_{i4} - T_{i5is})}$$

$$\eta_{is,c} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{\frac{\lambda_g}{\lambda_g - 1}}} \quad (\text{II.53})$$

Avec :

$\pi_t = \frac{P_{i4}}{P_{i5}}$  : Le rapport de pression totale au niveau de la turbine

$\tau_t = \frac{T_{i5}}{T_{i4}}$  : Le rapport de température totale au niveau de la turbine.

$\gamma_g = \frac{C_{Pg}}{C_{Vg}}$  : Le rapport des chaleurs massiques des gaz brûlés à pression et volume constants.

### II.5.5.3 Expression du travail de détente en fonction de $\eta_{is,c}$ , $\tau_t$ et $\pi_t$

$$W_t = h_{i3} - h_{i4} = C_{Pg} T_{i3} \left( 1 - \frac{T_{i4}}{T_{i3}} \right)$$

$$W_t = h_{i3} - h_{i4} = C_{Pg} T_{i3} (1 - \tau_t) \quad (\text{II.54})$$

En utilisant (II-43), la relation (II-44) devient :



$$\tau_t = \left[ 1 - \eta_{is,t} \left( 1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \right) \right] \quad (\text{II.55})$$

Remplaçons (II-45) dans (II-44) :

$$W_t = C_{Pg} T_{i3} \eta_{is,t} \left( 1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \right) \quad (\text{II.56})$$

### II.5.5.4 Rendement polytropique de la turbine

Comme pour le cas du compresseur, le rendement polytropique de la turbine est exprimé pour une variation élémentaire par :

$$\eta_{p,t} = \frac{\text{travail elementaire reel de la turbine}}{\text{travail elementaire isentropique de la turbine}}$$

$$\eta_{p,t} = \frac{dW_t}{dW_{t, is}} = \frac{dh_i}{dh_{i, is}} = \frac{dT_i}{dT_{i, is}} \quad (\text{II.57})$$

De la loi de l'isentropique, on a :

$$\frac{dT_{i, is}}{T_i} = \frac{(\gamma_g - 1)}{\gamma_g} \frac{dP_i}{P_i}$$

$$\eta_{p,t} = \frac{\frac{dT_i}{T_i}}{\frac{dT_{i, is}}{T_i}} = \frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1)} = \frac{\frac{dT_i}{T_i}}{\frac{dP_i}{P_i}} \quad (\text{II.58})$$

Supposant que  $\eta_{p,t}$  est constant

$$\frac{dT_i}{T_i} = \frac{(\gamma_g - 1) \eta_{p,t}}{\gamma_g} \frac{dP_i}{P_i} \quad (\text{II.59})$$

En intégrant entre "i3" et "i4", on aura :

$$\ln \left( \frac{T_{i4}}{T_{i3}} \right) = \frac{(\gamma_g - 1) \eta_{p,t}}{\gamma_g} \ln \left( \frac{P_{i4}}{P_{i3}} \right)$$

$$\text{D'où, } \tau_t = \pi_t^{\frac{(\gamma_g - 1) \eta_{p,t}}{\gamma_g}} \quad (\text{II.60})$$

En remplaçant l'expression de (II-48) dans la relation du rendement isentropique :

$$\eta_{is,t} = \frac{\frac{(\gamma_g - 1)\eta_{P,t}}{\gamma_g}}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \quad (\text{II.61})$$

### II.5.5.5 Turbine à plusieurs étages

Par analogie complète avec l'analyse effectuée pour le compresseur, le rendement isentropique de la turbine peut être exprimé en fonction de  $\eta_{s,j}$  et  $\pi_{s,j}$  comme suit :

$$\eta_{is,j} = \frac{1 - \prod_{j=1}^N \left[ 1 + \eta_{s,j} \left[ \pi_{s,j}^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1 \right] \right]}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \quad (\text{II.62})$$

Lorsque tous les étages ont les mêmes  $\pi_s$  et  $\eta_s$ , l'équation (II-52) est réduite à :

$$\eta_{is,j} = \frac{1 - \left[ 1 + \eta_s \left[ \pi_s^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1 \right] \right]^N}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \quad (\text{II.63})$$

### II.5.6. La tuyère d'éjection

La tuyère est une conduite convergente ou convergente-divergente à paroi thermiquement isolées. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique (la poussée du turboréacteur). C'est un processus de détente adiabatique et irréversible. Pour les avions subsoniques, les tuyères sont convergentes. Par contre, les avions qui peuvent évoluer à des vitesses supersoniques, leurs tuyères sont convergentes-divergentes. Les sections du col et de sortie de tuyère sont réglables (ajustables) de manière à assurer le bon fonctionnement de la tuyère en fonction des conditions de vol.

Le schéma et le diagramme T-S de la tuyère sont représentés dans les figures ci-après :

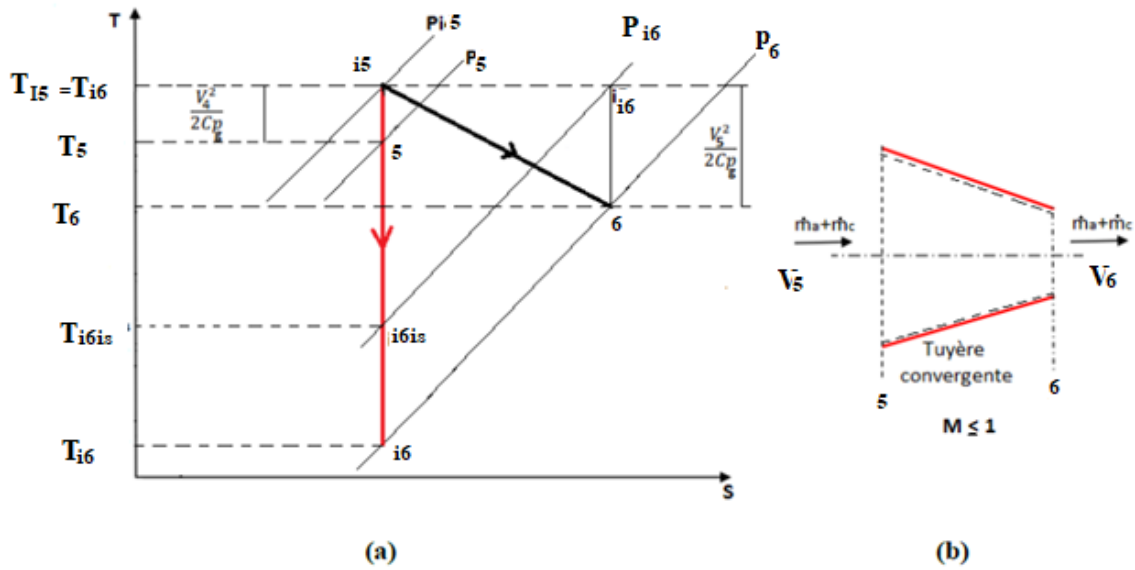


Figure II.18: diagramme (T-S) de la tuyère

Figure II.19 : schéma de la tuyère

Bilan du 1er principe appliqué sur le système ouvert en pointillés (figure. II.18/19):

$$\dot{Q} - \dot{W} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \left( h_6 + \frac{V_6^2}{2} + g \cdot Z_6 \right) - (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \left( h_5 + \frac{V_5^2}{2} + g \cdot Z_5 \right)$$

Avec  $\begin{cases} \dot{Q} = 0 & (\text{paroi adiabatique}) \\ \dot{W} = 0 & (\text{pas de puissance technique}) \\ Z_6 = Z_5 & (\text{pas de dénivellation}) \end{cases}$

D'où,  $\left( h_6 + \frac{V_6^2}{2} \right) = \left( h_5 + \frac{V_5^2}{2} \right) = h + \frac{V^2}{2} = \text{cte}$  (II.64)

Ou encore en utilisant la loi des gaz parfaits :

$$C_{Pg} T_6 + \frac{1}{2} V_6^2 = C_{Pg} T_5 + \frac{1}{2} V_5^2 = \text{cte}$$

$$T_6 + \frac{V_6^2}{2C_{Pg}} = T_5 + \frac{V_5^2}{2C_{Pg}} = \text{cte}$$
 (II.65)

$$T_{i6} = T_{i5} = \text{cte}$$
 (II.66)

"La température totale se conserve le long de la tuyère"

**NB/** Comme pour le cas de l'entrée d'air, si on néglige les pertes par frottements la pression totale se conserve aussi (selon la loi de l'isentropique) :  $P_{15} = P_{14} = \text{cte}$

### II.5.6.1 Rendement isentropique de la tuyère

Le rendement isentropique " $\eta_{\text{is,ty}}$ " est défini par :

$$\eta_{\text{is,ty}} = \frac{h_{15} - h_6}{h_{15} - h_{6\text{is}}} = \frac{C_{Pg}(T_{15} - T_6)}{C_{Pg}(T_{15} - T_{6\text{is}})} = \frac{(T_{15} - T_6)}{(T_{15} - T_{6\text{is}})} \quad (\text{II.67})$$

$$\eta_{\text{is,ty}} = \frac{1 - \frac{T_6}{T_{15}}}{1 - \frac{T_{6\text{is}}}{T_{15}}} = \frac{1 - \frac{T_6}{T_{15}}}{1 - \frac{T_{6\text{is}} T_{i6\text{is}}}{T_{15}}}$$

$$\eta_{\text{is,ty}} = \frac{1 - \frac{1}{\tau_{r,ty}}}{\frac{\gamma_g}{1 - \frac{\pi_{ty}}{\tau_{r,ty}}}} = \frac{\tau_{r,ty} - 1}{\tau_{r,ty} - \pi_{ty}^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \quad (\text{II.68})$$

Avec :

$\pi_{ty} = \frac{P_{i6}}{P_{i5}}$  : Le rapport de pression totale au niveau de la tuyère

$\tau_{r,ty} = \frac{T_{15}}{T_6}$  : La température réduite au niveau de la tuyère

### II.5.6.2 Vitesse d'éjection de la tuyère

De la relation (IV-53), on déduit la vitesse d'éjection des gaz chauds en sortie de tuyère

$$V_6 = \sqrt{2C_{Pg}(T_5 - T_6) + V_5^2}$$

$$V_6 = \sqrt{2C_{Pg}(T_{i6} - T_6)}$$

$$V_6 = \sqrt{2 \frac{\gamma_g r}{\gamma_g - 1} (T_{i6} - T_6)}$$

$$\begin{aligned}
 V_6 &= \sqrt{2 \frac{\gamma_g r}{\gamma_g - 1} T_6 \left( \frac{T_{i6}}{T_6} - 1 \right)} \\
 V_6 &= \sqrt{\gamma_g r T_6} \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} (\tau_{r,ty} - 1)} \\
 V_6 &= a_6 \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} (\tau_{r,ty} - 1)} \tag{II.69}
 \end{aligned}$$

Avec

La température réduit :

$$\tau_{r,ty} = \frac{T_{i6}}{T_6}$$

D'où le nombre de Mach à la section de sortie exprimé par :

$$M_6 = \frac{V_6}{a_6} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} (\tau_{r,ty} - 1)} \tag{II.70}$$

### II.5.7 Rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine compresseur

Le rendement mécanique de l'arbre est défini en tenant compte des pertes par paliers d'entraînement. Il est défini comme suit :

$$\eta_m = \frac{\text{puissance transmission au compresseur}}{\text{puissance délivre par la turbine}}$$

$$\eta_m = \frac{\dot{W}_c}{\dot{W}_t} = \frac{\dot{m}_a w_c}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) w_t} = \frac{w_c}{(1+f) w_t}$$

$$\eta_m = \frac{h_{i2} - h_{i1}}{(1+f)(h_{i3} - h_4)} = \frac{C_{Pa}(T_{i2} - T_{i1})}{(1+f)C_{Pg}(T_{i3} - T_{i4})}$$

$$\eta_m = \frac{1}{(1+f)} \frac{C_{Pa} T_{i1}}{C_{Pg} T_{i3}} \left( \frac{\tau_c - 1}{1 - \tau_t} \right)$$

$$\eta_m = \frac{1}{(1+f)} \frac{C_{Pa} T_{i1}}{C_{Pg} T_{i3}} \left( \frac{\frac{\gamma_a - 1}{\pi_c^{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}} - 1}}{1 - \pi_t \frac{(\gamma_g - 1) \eta_{p,t}}{\gamma_g}} \right) \quad (\text{II.71})$$

## II.6 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons appris les différents systèmes utilisés pour augmenter les performances d'un turboréacteur pour avoir une grande poussée. Les différents paramètres qui régissent le fonctionnement d'un turboréacteur et les aspects thermodynamiques de chaque composant liés à la construction de ce dernier. Pour mieux comprendre l'effet des taux de dilution et d'autres paramètres sur le fonctionnement du turboréacteur double flux double corps, nous présentons la méthode de calcul dans le chapitre suivant pour faire les simulations.

## Chapitre III présentation la méthode de calcul

### III.1 Introduction

Pour l'étude des performances du turboréacteur et le bon fonctionnement de ce dernier, le moteur a été réparti en plusieurs stations aérodynamiques. Dans chaque station il y a une méthode et des lois qui nous permettent de calculer les températures et les pressions dans chaque point et aussi les paramètres de performance. Dans ce chapitre on va présenter les méthodes de calculs et logiciel utilisé pour faire la simulation. Ces simulation dans le domain subsonique ( $0 < M < 1$ ).

### III.2 Définition de logiciel MATLAB

MATLAB est un logiciel de manipulation de données numériques et de programmation dont le champ d'application est essentiellement les sciences appliquées. Son objectif, par rapport aux autres langages, est de simplifier au maximum la transcription en langage informatique d'un problème mathématique, en utilisant une écriture la plus proche possible du langage naturel scientifique. MATLAB est utilisé dans ce travail afin de modéliser et calculer les performances des turboréacteurs.

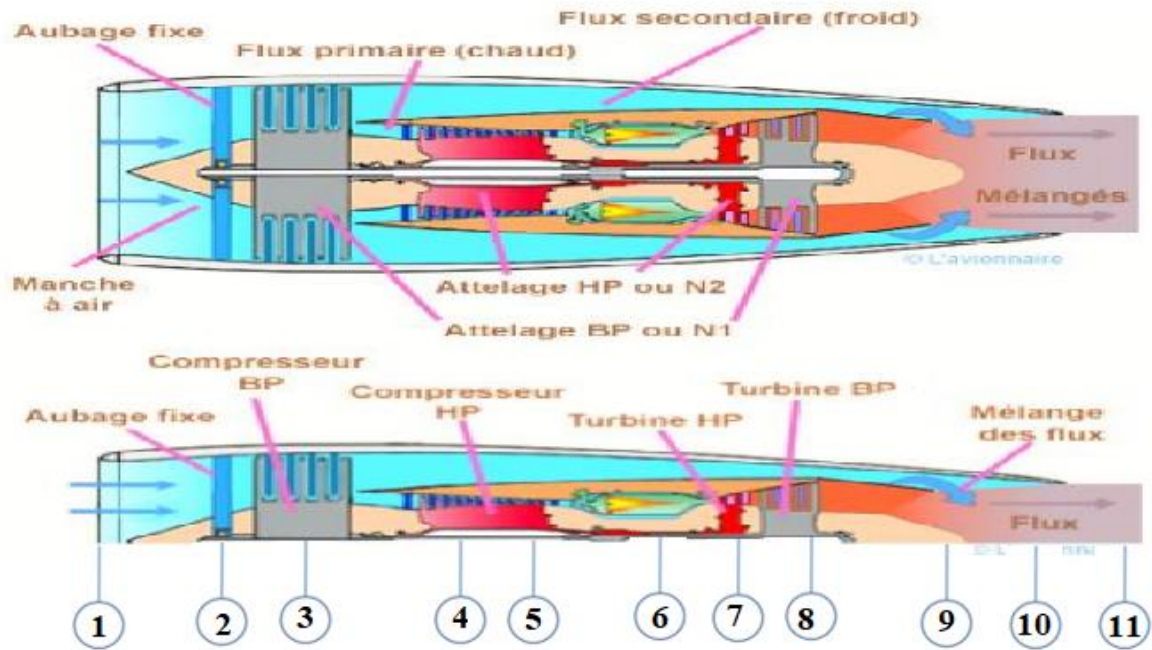
#### Les donnée de calculer

**Tableaux III.1 : les donnees d'entree.**

|                           |                                       |                                     |                                |                            |
|---------------------------|---------------------------------------|-------------------------------------|--------------------------------|----------------------------|
| $T_0 = 288.16 \text{ K}$  | $T_{i7} = 1922.16 \text{ K}$          | $P_0 = 1.013 \cdot 10^5 \text{ pa}$ | $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$  | $g = 9.81$                 |
| $Z = 1100 \text{ m}$      | $r = 287$                             | $C_{pa} = 1004.6 \text{ j/kg.k}$    | $C_{pg} = 1429 \text{ j/kg.k}$ | $\gamma_a = 1.4$           |
| $\gamma_g = 1.33$         | $PCI = 43.16 \cdot 10^6 \text{ j/kg}$ | $\pi_d = 0.983$                     | $\pi_{\text{souf}} = 1.7$      | $\pi_{\text{CB}} = 1.83$   |
| $\pi_{\text{CH}} = 12$    | $\pi_{\text{Dif,am}} = 0.975$         | $\pi_{\text{cc}} = 0.96$            | $\pi_{\text{TH}} = 0.5466$     | $\pi_{\text{TB}} = 0.6127$ |
| $\pi_{\text{tuy}} = 0.98$ | $\eta_d = 0.95$                       | $\eta_{\text{souf}} = 0.8815$       | $\eta_{\text{CB}} = 0.875$     | $\eta_{\text{CH}} = 0.88$  |
| $\eta_{\text{cc}} = 0.98$ | $\eta_{\text{TH}} = 0.9062$           | $\eta_{\text{TB}} = 0.95$           | $\eta_{\text{tuy}} = 0.90$     |                            |

#### Shéma d'un turboreacteur double flux mélange double courp





**Figure III.1** : Schéma explicatif du turboréacteur double flux double corps (Flux mélange).

- 1-2 : diffuseur .
- 2-3 : la soufflante .
- 3-4 : compresseur BP .
- 4-5 : compresseur HP .
- 5-6 : diffuseur amont .
- 6-7 : chambre de combustion .
- 7-8 : Turbine HP .
- 8-9 : Turbine BP.
- 9-10 : mélangeur.
- 10-11 : la tuyère .

### III.3 La méthode de calcul

#### III.3.1 L'entrée de diffuseur (1)

- **Calcul de la pression statique au point A**

Le rapport entre la pression statique à la troposphère et celle au niveau de la mer est donné par la relation suivante

$$\frac{P_1}{P_0} = \left[ 1 - \left( \frac{0.0065 \times Z}{T_0} \right) \right]^{\frac{g}{0.0065 \times r}} \quad [7] \quad (III.1)$$

➤ **La température statique au point 1**

$$T_1 = T_0 - (0.0065 \times Z) \quad (\text{III.2})$$

Z : l'altitude de vole  $Z = 11000$  (m)

➤ **La masse volumique**

$$\rho_1 = \frac{P_1}{T_1 r} \quad (\text{III.3})$$

➤ **La vitesse de l'avion  $V_1$**

$$V_1 = M_1 * a_1 \quad (\text{III.4})$$

Avec : 
$$a = \sqrt{T_1 * \gamma_a * r}$$

Où l'indice « 0 » pour la température et la pression atmosphérique

➤ **La pression totale au point 1**

$$\frac{P_{i1}}{P_1} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (\text{III.5})$$

➤ **La température totale au point 1**

$$\frac{T_{i1}}{T_1} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_1^2\right) \quad (\text{III.6})$$

### III.3.2 La sortie de diffuseur et l'entrée de la soufflante (2)

➤ **La pression totale au point 2**

En réalité, des pertes sont toujours présentes ; elles diminuent la pression totale idéale.

On définit l'efficacité de l'entrée d'air, ou appelée rendement de manche ou d'admission :

$$\pi_d = \frac{P_{i2}}{P_{i1}}$$

Donc 
$$P_{i2} = P_{i1} \times \pi_d \quad (\text{III.7})$$

➤ **La température statique au point 2**

$$\frac{T_{i2}}{T_2} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right) \quad (\text{III.8})$$

Donc :

$$T_2 = T_{i2} \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right) \quad (\text{III.9})$$

➤ **La masse volumique à la sortie de diffuseur**

$$\rho_2 = \frac{P_2}{T_2 \cdot r} \quad (\text{III.10})$$

### III.3.3 La sortie de la soufflante l'entrée de compresseur bas pression (3)

➤ **La pression totale au point 3 :**

$$P_{i3} = P_{i2} \times \pi_{\text{souf}} \quad (\text{III.11})$$

➤ **La température totale au point 3**

$$T_{i3} = \frac{T_{i2} \times \left(\frac{\gamma_a-1}{\pi_{\text{souf}}^{\gamma_a} - 1}\right)}{\eta_{\text{souf}}} + T_{i2} \quad (\text{III.12})$$

### III.3.4 La sortie de compresseur base pression l'entrée de compresseur haut pression (4)

➤ **La pression totale au point 4**

$$P_{i4} = P_{i3} \times \pi_{\text{com,BP}} \quad (\text{III.13})$$

➤ **La température totale au point 4**

$$T_{i4} = \frac{T_{i3} \times \left(\frac{\gamma_a-1}{\pi_{\text{com,BP}}^{\gamma_a} - 1}\right)}{\eta_{\text{com,BP}}} + T_{i3} \quad (\text{III.14})$$

### III.3.5 La sortie de compresseur haute pression l'entrée de diffuseur amont (5)

- La pression totale au point 5

$$P_{i5} = P_{i4} \times \pi_{\text{com,HP}} \quad (\text{III.15})$$

- La température totale au point 5

$$T_{i5} = \frac{T_{i4} \times \left( \pi_{\text{com,HP}}^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right)}{\eta_{\text{com,HP}}} + T_{i4} \quad (\text{III.16})$$

### III.3.6 La sortie de diffuseur amont l'entrée de la chambre de combustion (6)

- La pression totale au point 6

$$P_{i6} = P_{i5} \times \pi_{\text{dif,amnt}} \quad (\text{III.17})$$

- La température totale au point 6

$$T_{i6} = T_{i5} \quad (\text{III.18})$$

### III.3.7 La sortie de la chambre de combustion l'entrée de la turbine haut pression (7)

- La pression totale au point 7

$$P_{i7} = P_{i6} \times \pi_{\text{CC}} \quad (\text{III.19})$$

- La température totale au point 7 (données)

$$T_{i7} = 1922.39$$

- Dosage f de la chambre de combustion

On a le rendement de la chambre de combustion :

$$\eta_{cc} = \frac{\dot{Q}_{cc}}{P_{CI} \dot{m}_c}$$

Et la chaleur :  $\dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c)C_{p,cc}T_{i7} - \dot{m}_p C_{p,com,HP}T_{i6}$  (III.20)

En remplacer la chaleur  $\dot{Q}_{cc}$  de le  $\eta_{cc}$

$$\eta_{cc} = \frac{(\dot{m}_p + \dot{m}_c)C_{p,cc}T_{i7} - \dot{m}_p C_{p,com,HP}T_{i6}}{P_{CI} \dot{m}_c}$$

On va divisé sur  $\dot{m}_p$  et on trouve

$$\eta_{cc} = \frac{(1+f)C_{p,cc}T_{i7} - C_{p,com,HP}T_{i6}}{f P_{CI}} \quad (III.21)$$

Donc :  $f = \frac{C_{p,cc}T_{i7} - C_{p,com,HP}T_{i6}}{\eta_{cc}P_{CI} - C_{p,cc}T_{i7}}$  (III.22)

### III.3.8 La sortie de la turbine haut pression l'entrée de la turbine base haut pression (8)

#### ➤ La température totale au point 8

Pour trouver la température totale au point (8) on utilise l'équation de rendement mécanique haut pression

$$\eta_{m,HP} = \frac{W_{com,HP}}{W_{T,HP}} = \frac{\dot{m}_p C_{com,HP}(T_{i5} - T_{i4})}{(\dot{m}_p - \dot{m}_c)(T_{i7} - T_{i8})C_{T,HP}} \quad (III.23)$$

On va diviser sur  $\dot{m}_p$  et on trouve

$$\eta_{m,HP} = \frac{C_{com,HP}(T_{i5} - T_{i4})}{(1+f)C_{T,HP}(T_{i7} - T_{i8})} \quad (III.24)$$

De cette dernière on peut écrit la formule de la température total 8

$$T_{i8} = T_{i7} - \frac{C_{com,HP}(T_{i5} - T_{i4})}{(1+f)C_{T,HP}\eta_{m,HP}} \quad (III.25)$$

➤ **La pression totale au point 8**

$$P_{i8} = P_{i7} \times \pi_{T.HP} \quad (\text{III.26})$$

Et pour trouver le rapport de pression total de turbine haut pression ( $\pi_{T.HP}$ )

On a :

$$\eta_{is.T} = \frac{1 - \tau_{T.HP}}{\frac{\gamma_g - 1}{1 - \pi_{T.HP}^{\gamma_g}}} \quad (\text{III.27})$$

Donc :

$$\pi_{T.HP} = \left[ 1 - \frac{(1 - \tau_{T.HP})}{\eta_{is.T.HP}} \right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \quad (\text{III.28})$$

Avec :

$\tau_{T.HP}$  : c'est le rapport des températures total de turbin haut pression

$$\text{Et } \tau_{T.HP} = \frac{T_{i8}}{T_{i7}} < 1$$

### III.3.8 La sortie de la turbine base pression l'entrée de mélangeur point (9)

➤ **La température totale au point 9**

Pour trouver la température totale au point 9 on utilise l'équation de rendement mécanique base pression

$$\eta_{m.BP} = \frac{\dot{W}_{com.BP} + \dot{W}_{souf}}{\dot{W}_{T.BP}} \quad (\text{III.29})$$

$$\eta_{m.BP} = \frac{\dot{m}_p C_{p.comBP} (T_{i4} - T_{i3}) + (\dot{m}_p + \dot{m}_s) C_{p.souf} (T_{i3} - T_{i2})}{(\dot{m}_p - \dot{m}_c) (T_{i8} - T_{i9}) C_{p.TBP}} \quad (\text{III.29})$$

On va diviser sur  $\dot{m}_p$  et on trouve

$$\eta_{m.BP} = \frac{C_{com.BP} (T_{i4} - T_{i3}) + (1 + \lambda) C_{p.souf} (T_{i3} - T_{i2})}{(1 + f) C_{T.BP} (T_{i8} - T_{i9})} \quad (\text{III.30})$$

De cette dernière on peut écrit la formule de la température total 9

$$T_{i9} = T_{i8} - \frac{C_{com.BP} (T_{i4} - T_{i3}) + (1+\lambda) C_{p.souf} (T_{i3} - T_{i2})}{(1+f) C_{T.BP} \eta_{m.BP}} \quad (III.31)$$

➤ **La pression totale au point 9**

$$P_{i9} = P_{i8} \times \pi_{T.BP} \quad (III.32)$$

Et pour trouver le rapport de pression total de turbine base pression ( $\pi_{T.HP}$ )

On a

$$\eta_{is.TBP} = \frac{1 - \tau_{TBP}}{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} (1 - \pi_{T.BP}^{\gamma_g})} \quad (III.33)$$

Donc :

$$\pi_{T.BP} = \left[ 1 - \frac{(1 - \tau_{TBP})^{\gamma_g}}{\eta_{is.TBP}} \right]^{\frac{1}{\gamma_g - 1}} \quad (III.34)$$

Avec :

$\tau_{TBP}$  : c'est le rapport des températures total de la turbine base pression

$$\text{Et : } \tau_{TBP} = \frac{T_{i9}}{T_{i8}} < 1$$

### III.3.9 La sortie de mélangeur et l'entrée de la tuyère point (10)

➤ **La pression totale au point 10**

$$P_{i10} = P_{i9} \times \pi_{mélangeur} \quad (III.35)$$

➤ **La température totale au point 10**

D'après le bilan énergétique de mélangeur on peut déduire la température totale de mélangeur qui va démunir à cause d'effet de faux froids

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{mélangeur} + \dot{W}_{mélangeur} = & \dot{m}_s \left( h_1 + \frac{V_1^2}{2} + g z_1 \right) + (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \left( h_9 + \frac{V_9^2}{2} + g z_9 \right) \\ & - (\dot{m}_p + \dot{m}_c + \dot{m}_s) \left( h_{10} + \frac{V_{10}^2}{2} + g z_{10} \right) \end{aligned}$$

$$\text{Puisque : } \begin{cases} \dot{W}_t = 0 \text{ (pas de puissance technique)} \\ \dot{Q} = 0 \text{ (parois adiabatique)} \\ Z_1 = Z_9 = Z_{10} \text{ (pas de dénivellation)} \end{cases}$$

$$\text{Et } h + \frac{V^2}{2} = h_i \quad \text{plus} \quad h_i = C_p T_i$$

Donc :

$$\dot{m}_s C_{p,\text{souf}} T_{i11} + (\dot{m}_p + \dot{m}_c) C_{p,\text{TBP}} T_{i9} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c + \dot{m}_s) C_{p,\text{TBP}} T_{i10}$$

C'est on divisé sur  $\dot{m}_p$  on va arrivé a

$$\lambda C_{p,\text{souf}} T_{i11} + (1+f) C_{p,\text{TBP}} T_{i9} = (1+f+\lambda) C_{p,\text{TBP}} T_{i10}$$

$$\text{et : } T_{i10} = \frac{\lambda C_{p,\text{souf}} T_{i11} + (1+f) C_{p,\text{TBP}} T_{i9}}{(1+f+\lambda) C_{p,\text{TBP}}} \quad (\text{III.36})$$

### III.3.10 La sortie de la tuyère point (11)

#### ➤ La pression totale au point 11

$$P_{i11} = P_{i10} \times \pi_{\text{thy}} \quad (\text{III.37})$$

#### ➤ La température totale au point 11

$$T_{i11} = T_{i10}$$

#### ➤ Le nombre de mach au point 11

$$M_{11} = \sqrt{\left( \tau_{r,\text{thy}} - 1 \right) \frac{2}{\gamma_g - 1}} \quad (\text{III.38})$$

$\tau_{r,\text{thy}}$  : c'est le rapport des températures réduire de la tuyère

$$\text{Et : } \tau_{r,\text{thy}} = \frac{T_{i11}}{T_{11}} > 1$$

$$\text{Avec : } \tau_{r,\text{thy}} = \pi_{r,\text{thy}}^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \quad \text{et : } \pi_{r,\text{thy}} = \frac{P_{i11}}{P_{11}}$$

Puisque la tuyère adaptée on a  $P_1 = P_{11}$



➤ **Vitesse d'éjection de la tuyère  $V_{11}$**

$$V_{11} = M_{11} a_{11} \quad (\text{III.39})$$

Avec :

$$a_{11} = \sqrt{\gamma_g r T_{11}} \quad (\text{III.40})$$

Et :

$$T_{11} = \frac{T_{i11}}{\tau_{r.thy}} \quad (\text{III.41})$$

### III.4 Les Paramètres de performances d'un turboréacteur double flux double corps

#### III.4.1 La Force de Poussée

$$F = (\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_{11} - V_1) + \dot{m}_c V_{11} \quad (\text{III.42})$$

#### III.4.2 La poussée spécifique en fonction du taux de dilution

$$F_{SP} = \frac{F}{\dot{m} + \dot{m}_c} \quad \text{en (N.s/kg)}$$

Nous remplaçons (F) dans ( $F_{SP}$ ) et nous divisons par  $\dot{m}_p$  et nous trouvons

$$F_{SP} = \frac{(1+\lambda)(V_s - V_a) + fV_s}{1+\lambda+f} \quad (\text{III.43})$$

Avec :

$\dot{m}$  : débit massique du mélange (air + carburant) : ( $\dot{m} = \dot{m}_p + \dot{m}_c$ )

$\lambda$  : c'est le taux de dilution  $\lambda = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p}$

$f$  : c'est le dosage  $f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_p}$

#### III.4.3 Consommation spécifique ( $C_{sp}$ ) en fonction de taux de dilution

$$C_{SP} = \frac{CH}{F} = \frac{3600\dot{m}_c}{F} \quad \text{en (kg combustible/N.h)}$$

Nous remplaçons (F) dans ( $C_{SP}$ ) et nous divisons par  $\dot{m}_p$  et nous trouvons pour écrit  $C_{SP}$  en fonction de  $\lambda$  et  $f$

$$C_{SP} = \frac{3600 f}{(1+\lambda)(V_{11}-V_1)+fV_{11}} \quad (\text{III.44})$$

### III.4.4 Les Rendements

#### III.4.4.1 Rendement thermique réel en fonction de taux de dilution

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} \quad (\text{III.45})$$

$$\eta_{tr} = \frac{\frac{1}{2}(\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_s^2 - V_a^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_c V_s^2}{\dot{m}_c PCI}$$

et le rendement thermique réel en fonction de  $\lambda$  et  $f$  s'écrit comme suit

$$\eta_{tr} = \frac{\frac{1}{2}[(1+\lambda)(V_{11}^2 - V_1^2) + fV_{11}^2]}{f PCI} \quad (\text{III.46})$$

#### III.4.4.2 Rendement de Propulsion en fonction de taux de dilution

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} \quad (\text{III.47})$$

$$\eta_p = \frac{FV_1}{\frac{1}{2}(\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_{11}^2 - V_1^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_c V_{11}^2}$$

$$\eta_p = \frac{[(\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_{11} - V_1) + \dot{m}_c V_{11}]V_1}{\frac{1}{2}(\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_{11}^2 - V_1^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_c V_{11}^2}$$

Et le rendement Propulsion en fonction de  $\lambda$  et  $f$  s'écrit comme suit

$$\eta_p = \frac{[(1+\lambda)(V_{11}-V_1)+fV_{11}]V_1}{\frac{1}{2}[(1+\lambda)(V_{11}^2-V_1^2)+fV_{11}^2]} \quad (\text{III.48})$$

### III.4.4.3 Rendement Global en fonction de taux de dilution

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{ca}} = \frac{[(\dot{m}_p + \dot{m}_s)(V_{11} - V_1) + \dot{m}_c V_{11}] V_1}{\dot{m}_c P_{CI}}$$

Et le rendement global en fonction de  $\lambda$  et  $f$  s'écrit comme suit

$$\eta_g = \frac{[(1+\lambda)(V_{11}-V_1)+fV_{11}]V_1}{f P_{CI}} \quad (\text{III.49})$$

$$\eta_g = \frac{3600 V_1}{c_{sp} P_{CI}} \quad (\text{III.50})$$

## III.5 Organigramme du programme de calcul

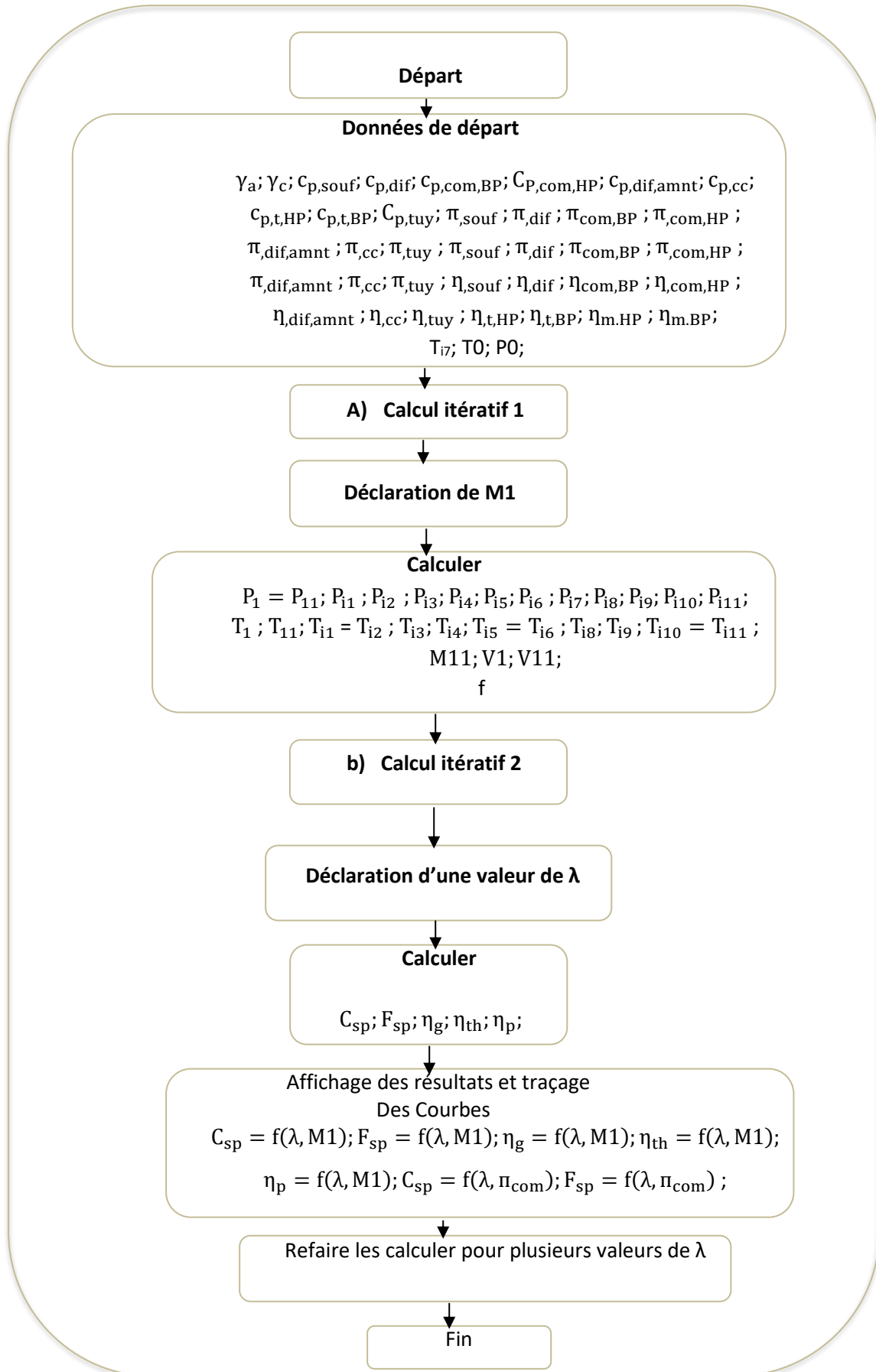


Figure III.2 : Organigramme du programme de calcul

### III.6 Conclusion

Dans ce chapitre on a présenté la méthode de calcul utilisée pour la simulation. On a développé les équations et paramètres de performance d'un turboréacteur double corps double flux mélangés en fonction du taux de dilution «  $\lambda$  » et du dosage de la chambre de combustion «  $f$  » pour analyser l'influence de taux de dilution sur ces paramètres. Est c'est ce dont nous discutons dans le chapitre suivant.

## **Chapitre IV : Analyse et interprétation des résultats**

## IV.1 Introduction

Les calculs scientifiques sont nécessaires pour la prédiction de l'évolution des performances énergétiques des turboréacteurs, la raison pour laquelle, nous allons calculer dans ce chapitre les différents paramètres de performances d'un turboréacteur double flux double corps en utilisant les équations citées dans le chapitre précédent. Les indicateurs de performance les plus importants, à savoir, la poussée spécifique ( $F_{sp}$ ) et la consommation spécifique ( $C_{sp}$ ) le rendement thermique ( $\eta_{th}$ ), le rendement de propulsion ( $\eta_p$ ) et le rendement global ( $\eta_g$ ) du turboréacteur sont tracés en fonction des paramètres suivants :

- Le nombre de Mach de vol.
- Le taux de dilution.
- Le rapport de compression.

Il est à noter que quelques paramètres ont été fixés pour réaliser ces simulations, à savoir, les conditions environnementales et la température maximale de fin de combustion.

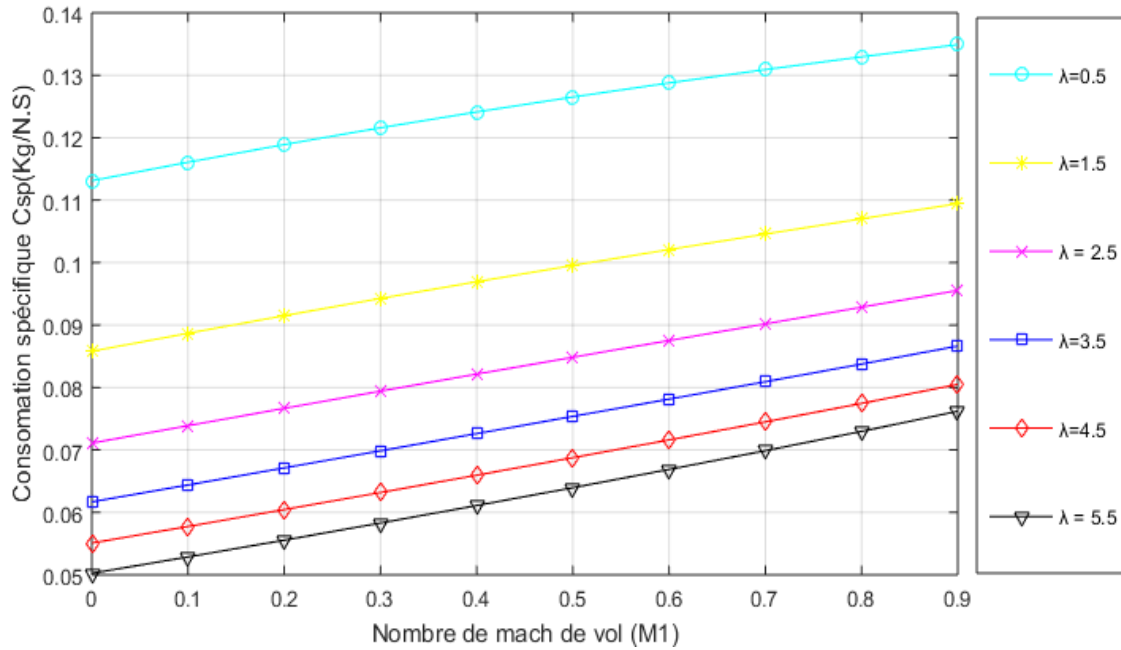
De plus, on a analysé la variation des performances du fonctionnement du turboréacteur par rapport au taux de dilution.

## IV.2 Résultats des performances d'un turboréacteur double courps double flux (mélange) dans le domaine subsonique

Les courbes présentées ci-dessous ont fait l'objet de l'étude de l'influence du taux de dilution ( $\lambda$ ) et de la température de fin de combustion ( $T_C$ ) sur les différents rendements et aussi sur la consommation spécifique ( $C_{sp}$ ) et la poussée spécifique ( $F_{sp}$ ).

## IV.3 Analyse des figures

### IV.3.1 La variation du taux de dilution ( $\lambda$ ), du nombre de mach de vol ( $M1$ ) et du rapport de pression totale du compresseur



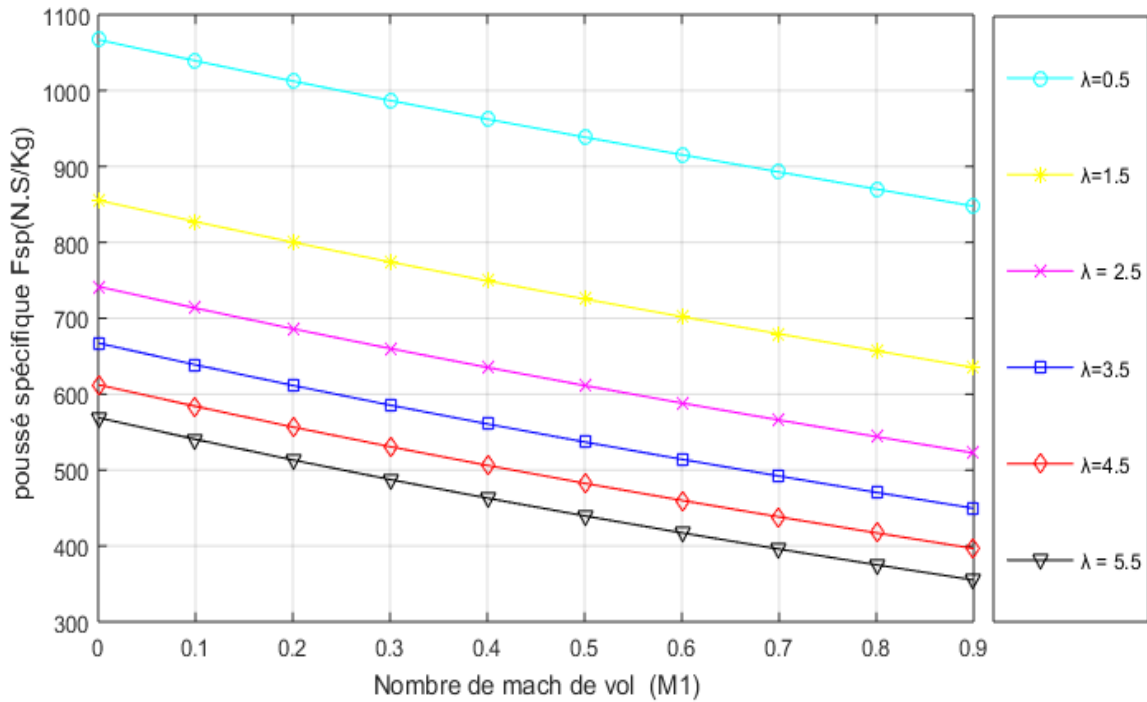
**Figure IV.1 :** Variation de la consommation spécifique en fonction de nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

Cette figure exprime la variation de consommation spécifique (en  $\text{kg/h}\cdot\text{N}$ ) en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

La consommation spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach et cela est dû à l'effet du nombre de Mach sur la vitesse de l'avion, qui a son tour affecte la force de poussée. Lorsque la vitesse de l'avion augmente, la force de poussée diminue, parce que la vitesse change inversement à la force de poussée donc la consommation spécifique augmente car pour une grande vitesse, nous avons besoin de plus consommation.

Nous constatons que plus la valeur du taux de dilution est élevée, plus la consommation spécifique est faible et vice versa (où la consommation spécifique augmente et attendra une valeur maximale). A cause de l'augmentation du débit du flux froid (débit secondaire), le taux de dilution augmente, ce qui entraîne à son tour une augmentation de la force de poussée, et avec elle la consommation spécifique diminue.



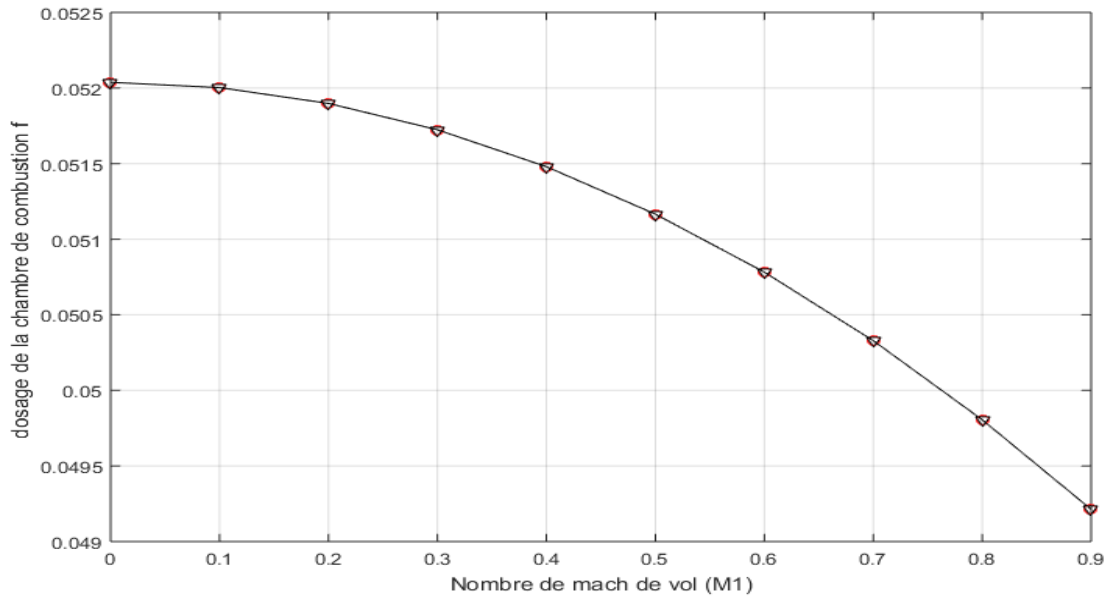


**Figure IV.2 :** Variation de la poussée spécifique en fonction de nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en N.S/Kg) en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

La poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach de vol. Cette situation s'explique par le fait qu'une partie de la force de poussée est dédiée à la cinétique de l'avion proportionnellement au nombre de Mach de vol.

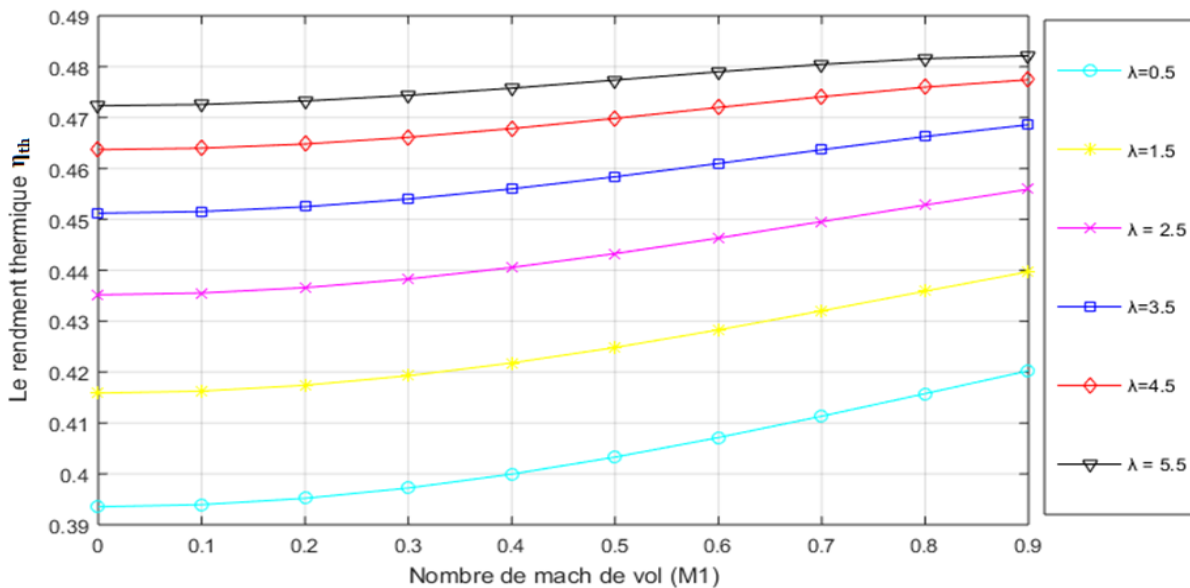
On remarque que plus la valeur du taux de dilution est élevée, plus la poussée spécifique est faible ; l'augmentation consécutive du débit d'air secondaire entraîne une diminution du rapport (La force de poussée divisée par le débit global sortant du turboréacteur).



**Figure IV.3 :** Variation du dosage de la chambre de combustion en fonction de nombre de Mach de vol.

Cette figure exprime la variation de dosage de la chambre de combustion en fonction du nombre de Mach de vol.

Le dosage de la chambre de combustion diminue avec l'augmentation du nombre de Mach de vol, ceci est logique car les températures entrantes dans la chambre de combustion ( $T_{i6}$ ) sont élevées à cause de l'augmentation de nombre de Mach.

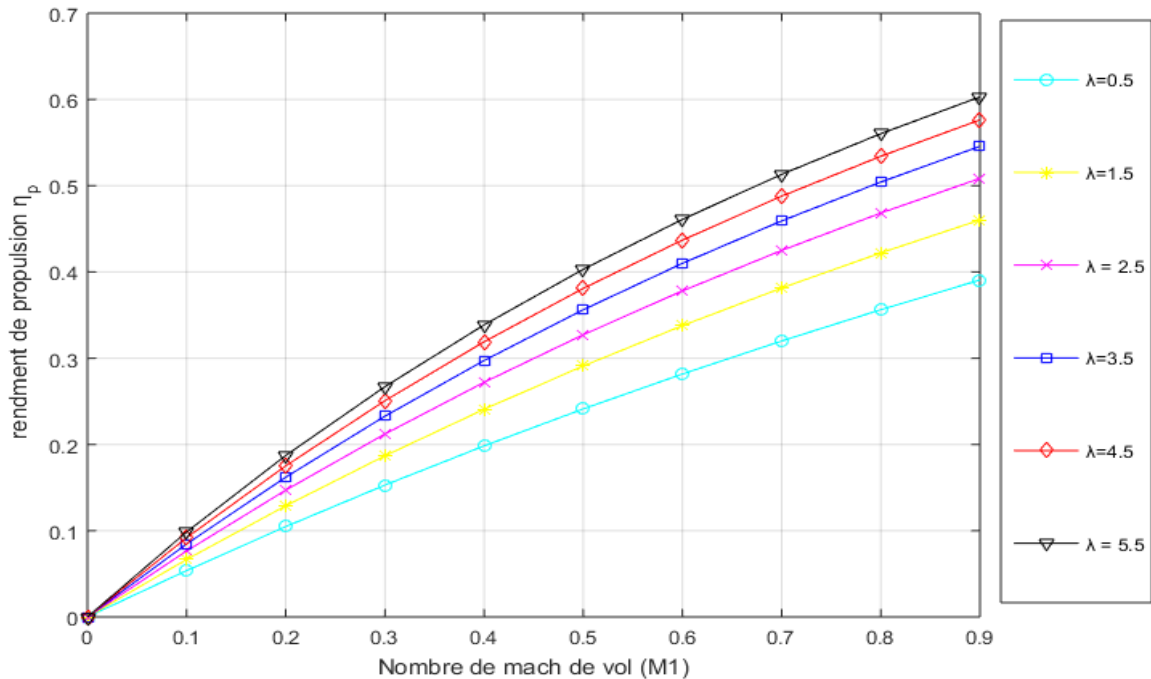


**Figure IV.4:** Variation du rendement thermique en fonction du nombre de mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution

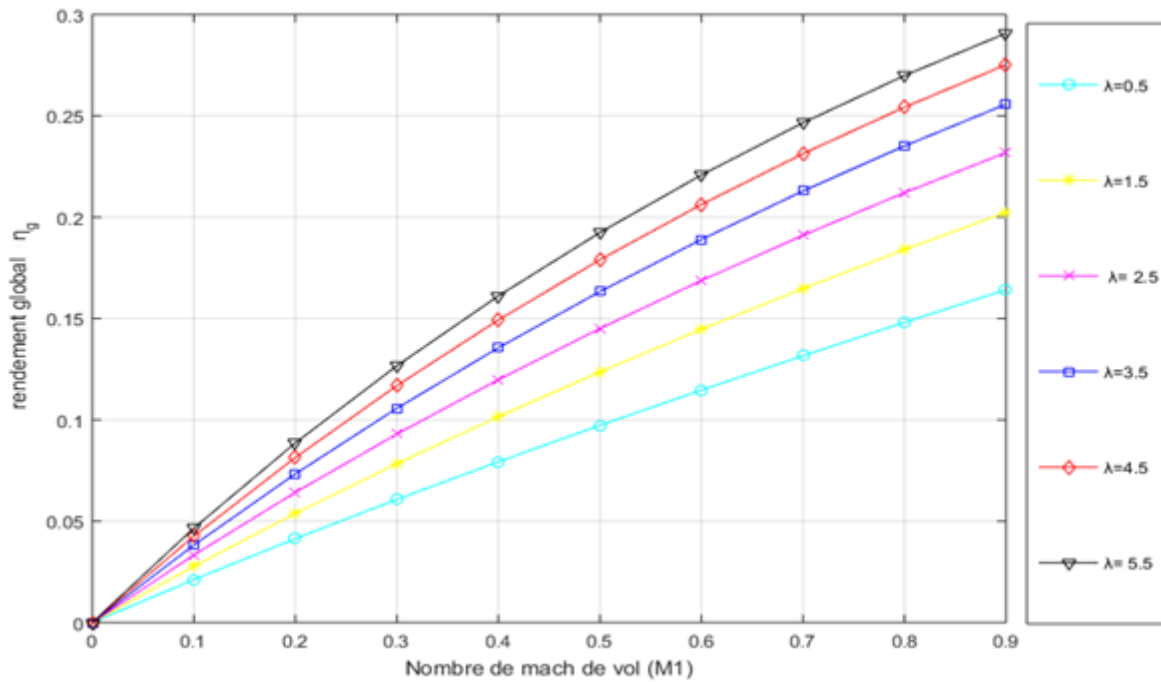
Cette figure exprime la variation du rendement thermique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

Le rendement thermique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach. Cela est dû à la diminution du dosage de la chambre de combustion, qui affecte la puissance calorifique. Lorsque le dosage diminue, la puissance calorifique diminue avec elle, aussi l'influence de l'écart croissant entre les vitesses ( $V_{11}-V_1$ ) et c'est ce qui entraîne une augmentation du rendement thermique.

On remarque que plus la valeur du taux de dilution est élevée, plus le rendement thermique est important à cause de l'augmentation du flux secondaire qui influence positivement la puissance thermique récupérée.



**Figure IV.5:** Variation du rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

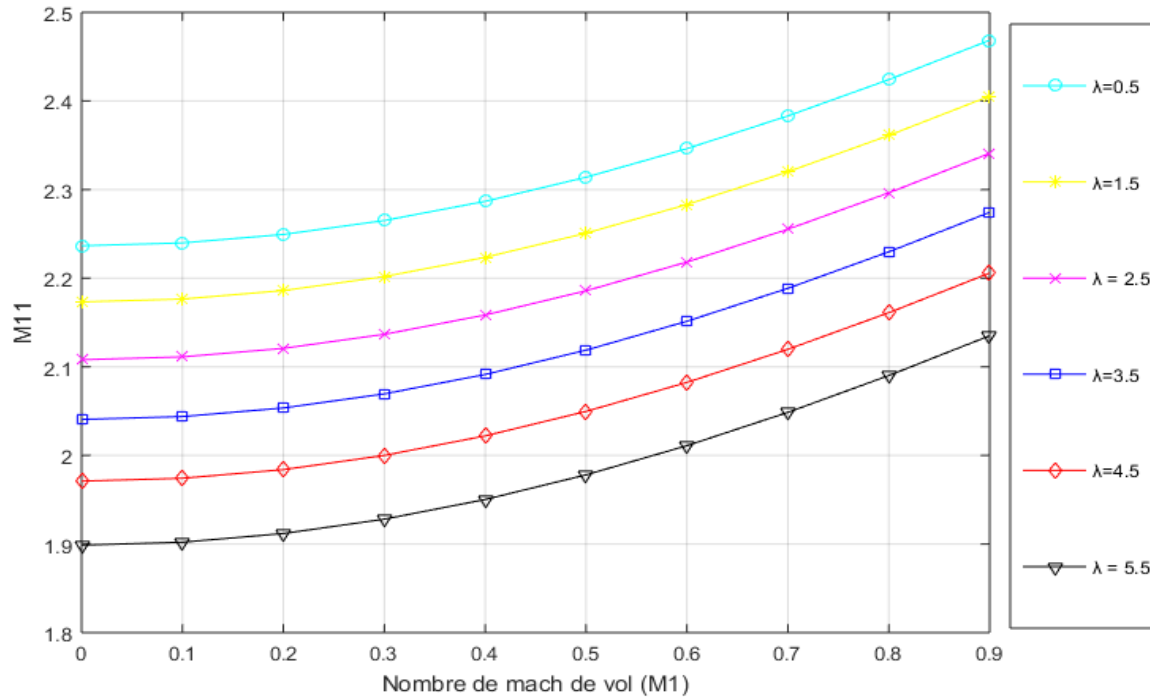


**Figure IV.6:** Variation du rendement global en fonction de nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

Les deux figures expriment la variation du rendement de propulsion et global en fonction du de nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

Le rendement de propulsion et le rendement global augmentent avec l'augmentation de nombre de mach et du taux de dilution. L'augmentation de rendement global est due à l'augmentation de la vitesse de l'avion ( $V_1$ ) et à la diminution de la consommation spécifique, qui diminue avec l'augmentation du taux de dilution (figure VI.1)

Le rendement de propulsion est proportionnel au taux de dilution et au nombre de Mach de vol étant donné que la puissance de propulsion est le produit de la force de poussée par la vitesse de l'avion.

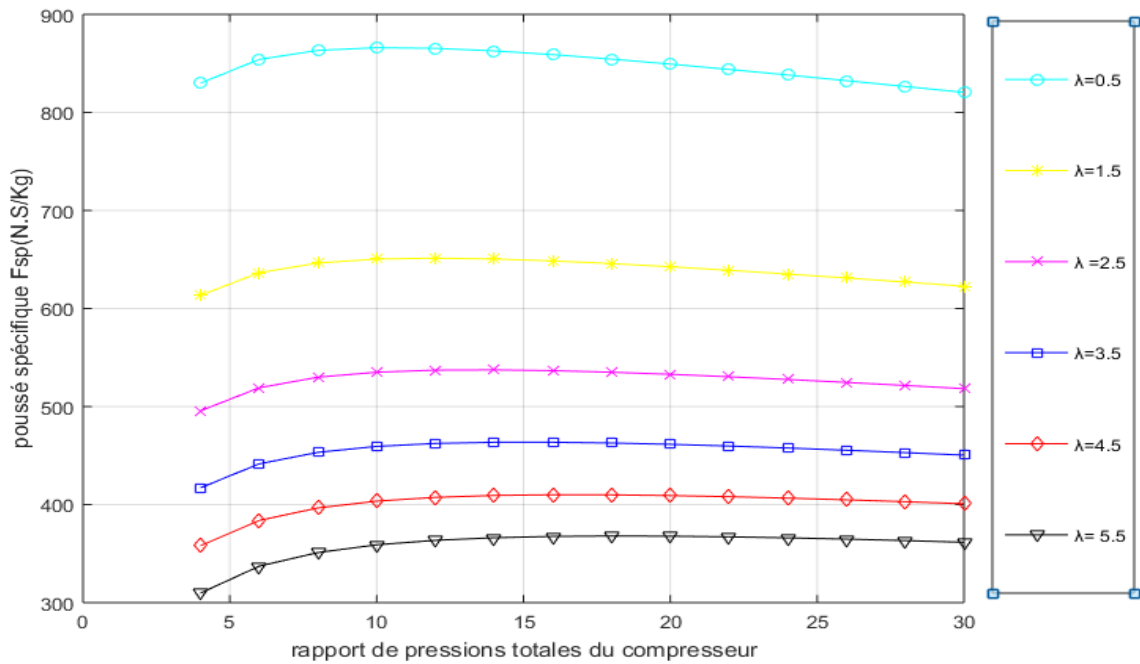


**Figure IV.7 :** Variation de nombre de mach à la sortie de la tuyère (M11) en fonction de nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du taux de dilution.

Cette figure exprime la variation de nombre de mach à la sortie de la tuyère (M11) en fonction de nombre de Mach de vol (M1) pour différentes valeurs du taux de dilution.

La figure montre que le nombre de Mach à la sortie de la tuyère (M11) augmente avec l'augmentation de nombre de Mach de vol (M1) à cause l'augmentation de la vitesse  $V_1$  et la vitesse d'éjection des gaz  $V_{11}$

Plus le taux de dilution est élevé plus le nombre de Mach à la sortie de la tuyère (M11) diminue à cause de l'influence du débit de flux froid (secondaire) sur les conditions de température à l'entrée de la tuyère et donc, du niveau plus bas d'énergie disponible pour la détente.

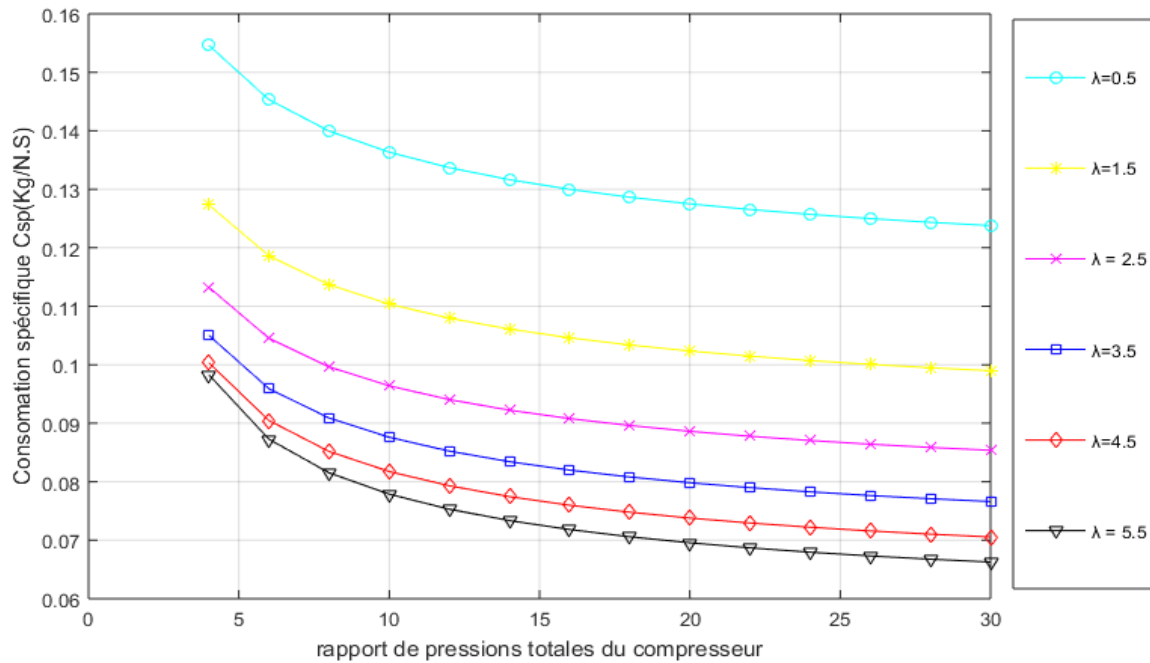


**Figure IV.8 :** Variation de la poussée spécifique en fonction rapport de pression totales du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution.

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en N\*s/kg) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution.

On remarque que pour des valeurs de rapport de pression totale petite (4 jusqu'à 10), la poussée spécifique augmente. Par contre, dans l'intervalle de rapport de pression totale plus grand (10 jusqu'à 30) la poussée spécifique diminue légèrement. En effet, le compresseur consomme plus d'énergie délivrée par la turbine pour des rapports de taux de compression plus grand et donc, moins d'énergie restante à l'entrée de la tuyère pour produire de la cinétique en sortie par effet de détente ce qui entraîne une diminution de la force de poussée.

Plus la valeur du taux de dilution est élevée, plus la poussée spécifique est faible et vice versa. L'augmentation du débit secondaire proportionnel au taux de dilution fait diminuer la poussée spécifique d'une manière relativement conséquente à cause, d'une part, l'augmentation du débit global traversant le turboréacteur et d'autre part, la diminution de la vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère étant donné la diminution de la température au niveau du mélangeur pour un débit secondaire (froid) plus grand.

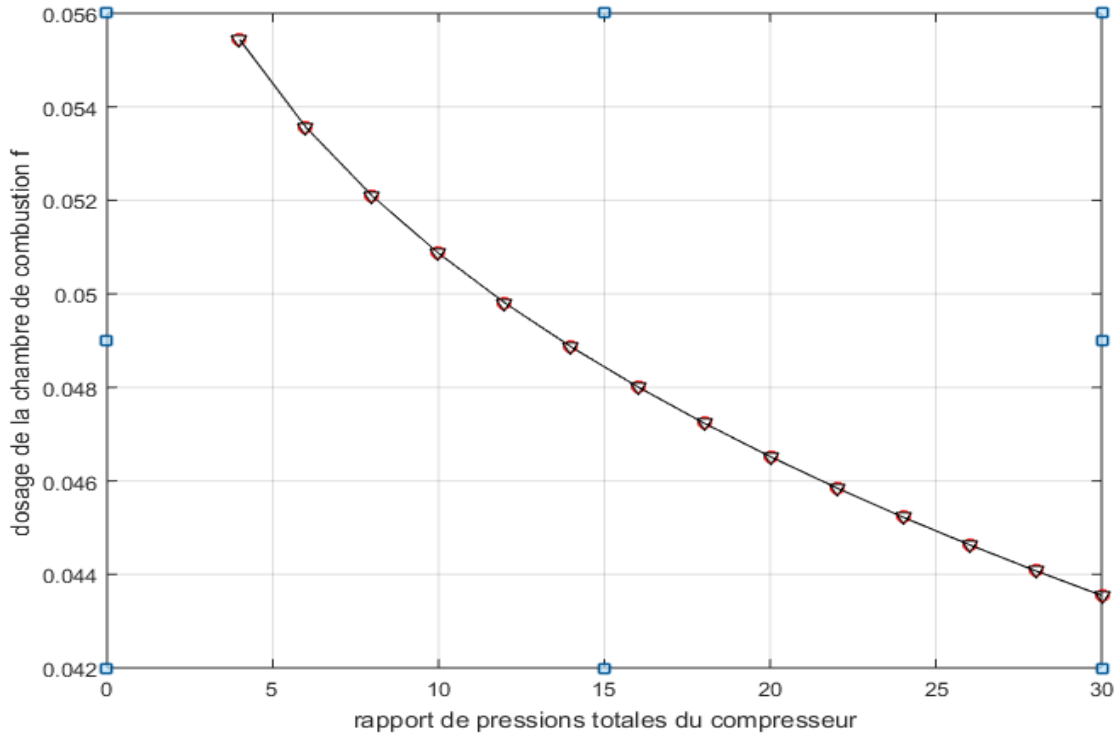


**Figure IV.9 :** Variation de la consommation spécifique en fonction rapport de pression totales du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution.

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution.

La consommation spécifique diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur à cause de la diminution du dosage de la chambre de combustion (figure IV.10)

Nous constatons que plus la valeur de taux de dilution est élevée, plus la consommation spécifique est faible, alors que l'inverse se produit pour les petites valeurs du taux de dilution, ou la consommation spécifique augmente et atteint une valeur maximale. En effet, la force de poussée augmente avec le débit secondaire et entraîne de ce fait, une diminution de la consommation spécifique.



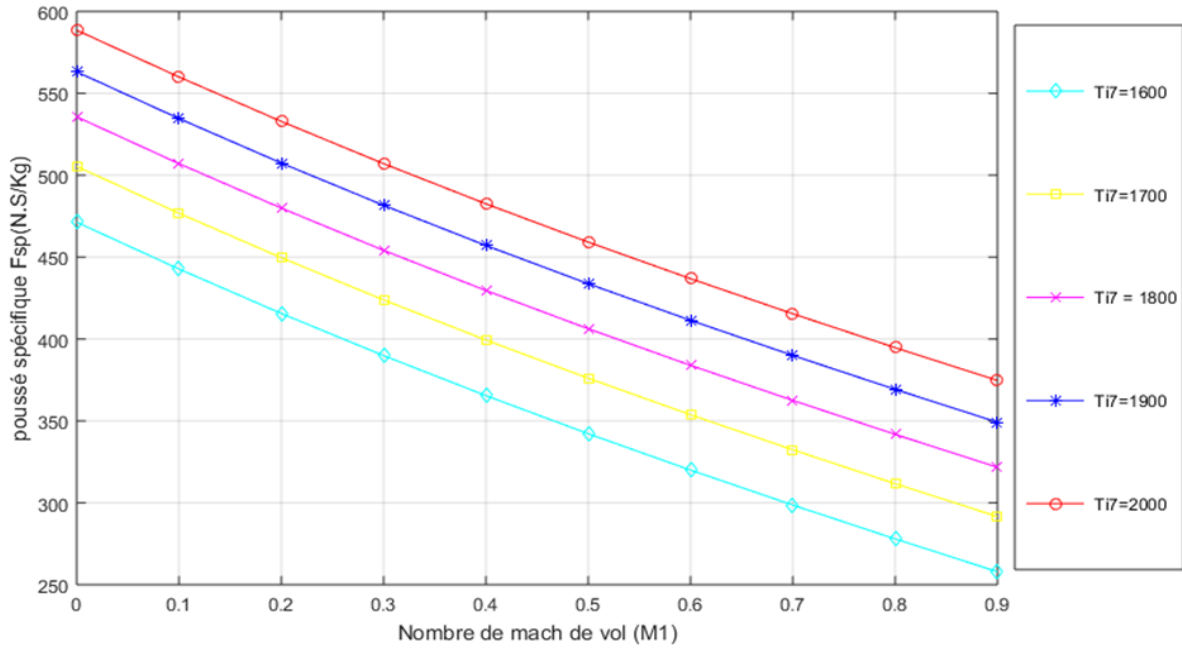
**Figure IV.10 :** Variation du dosage de la chambre de combustion en fonction du rapport de pression total du compresseur

Cette figure exprime la variation du dosage de la chambre de combustion en fonction du rapport de pression total du compresseur.

Le dosage de la chambre de combustion diminue avec l'augmentation rapport de pression total du compresseur ; ceci est logique car les conditions de température à l'entrée de la chambre de combustion ( $T_{i6}$ ) sont plus favorables.

### IV.3.2 La variation de température de la chambre de combustion $T_{i7}$

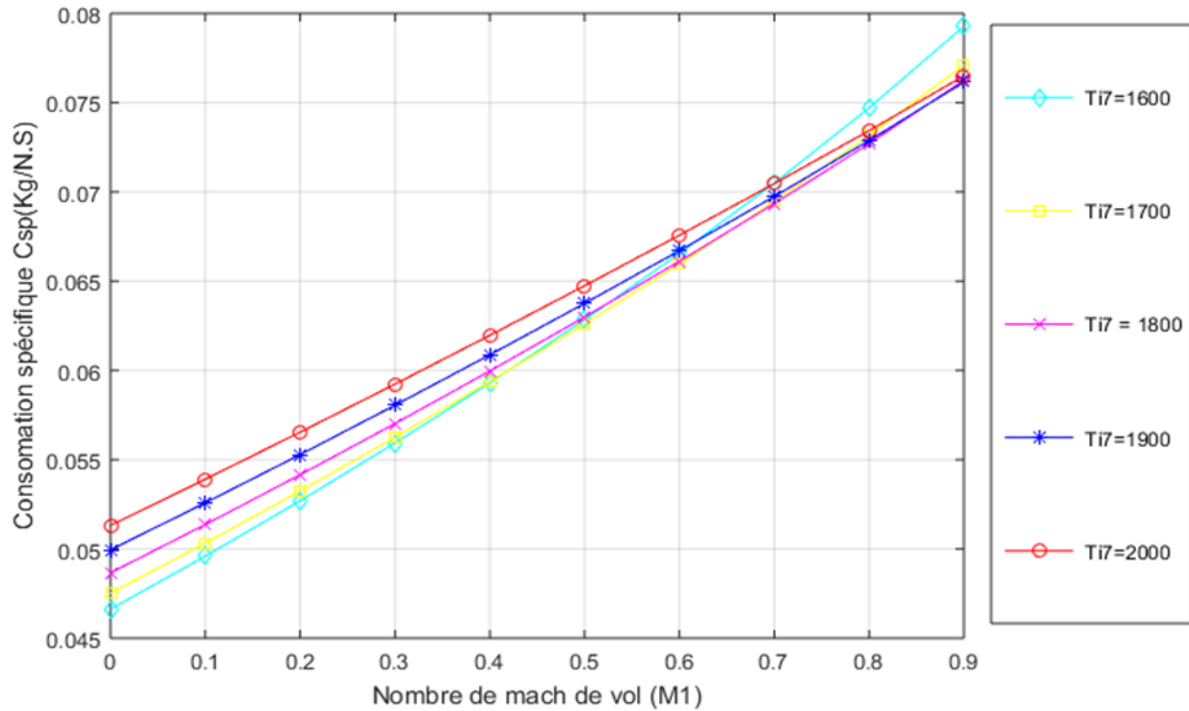




**Figure IV.11:** Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour un taux de dilution  $\lambda = 5,5$

Ce graphique montre l'effet du nombre de Mach sur la poussée spécifique et l'effet de la température de la chambre de combustion sur la poussée spécifique pour une valeur de  $\lambda=5,5$

L'augmentation de la température de fin de combustion affecte positivement la vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère. Par conséquent, la force de poussée augmente et la poussée spécifique se trouve améliorée en allant vers des valeurs de température «  $T_{i7}$  » plus grandes.

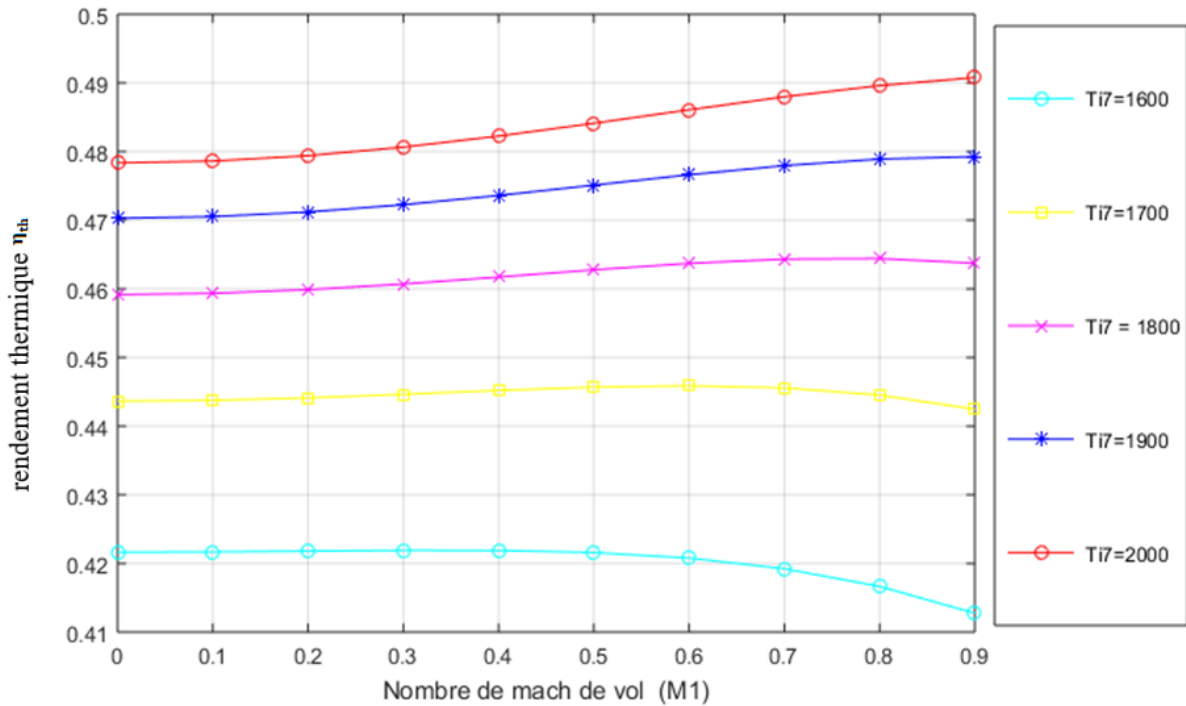


**Figure IV.12 :** Variation de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion pour  $\lambda = 5,5$ .

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour une valeur fixée du taux de dilution ( $\lambda = 5,5$ ).

On remarque que l'augmentation de la consommation spécifique est proportionnelle à la vitesse de vol et donc, au nombre de Mach à cause de la diminution de la force de poussée.

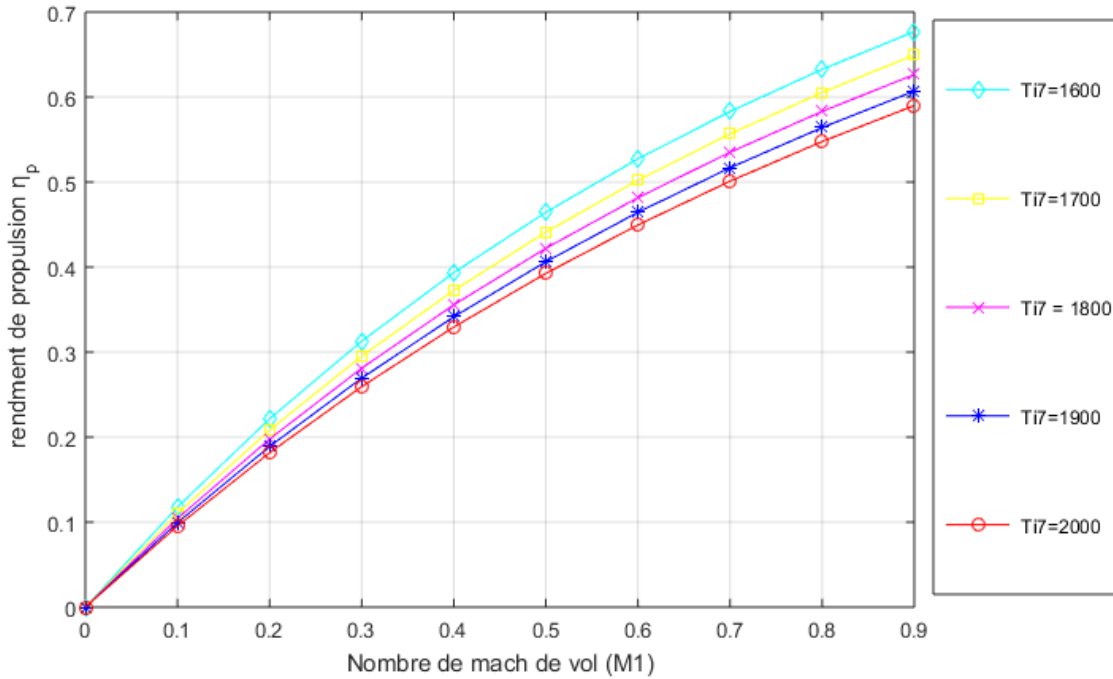
Pour l'intervalle de variation du nombre de Mach de 0 à 0,55, la consommation spécifique est plus grande pour des températures de fin de combustion plus importantes ; cet effet est dû à une dépense en carburant plus significative. Par ailleurs, cet effet commence à s'inverser en allant vers des nombres de Mach de vol supérieur à 0,55 ; cet aspect implicite des choses est la conséquence d'une énergie d'enthalpie plus importante disponible à l'entrée de la chambre de combustion due à une cinétique plus accrue de l'avion et qui contrebalance de ce fait, le besoin en consommation en carburant pour atteindre les mêmes niveaux de température.



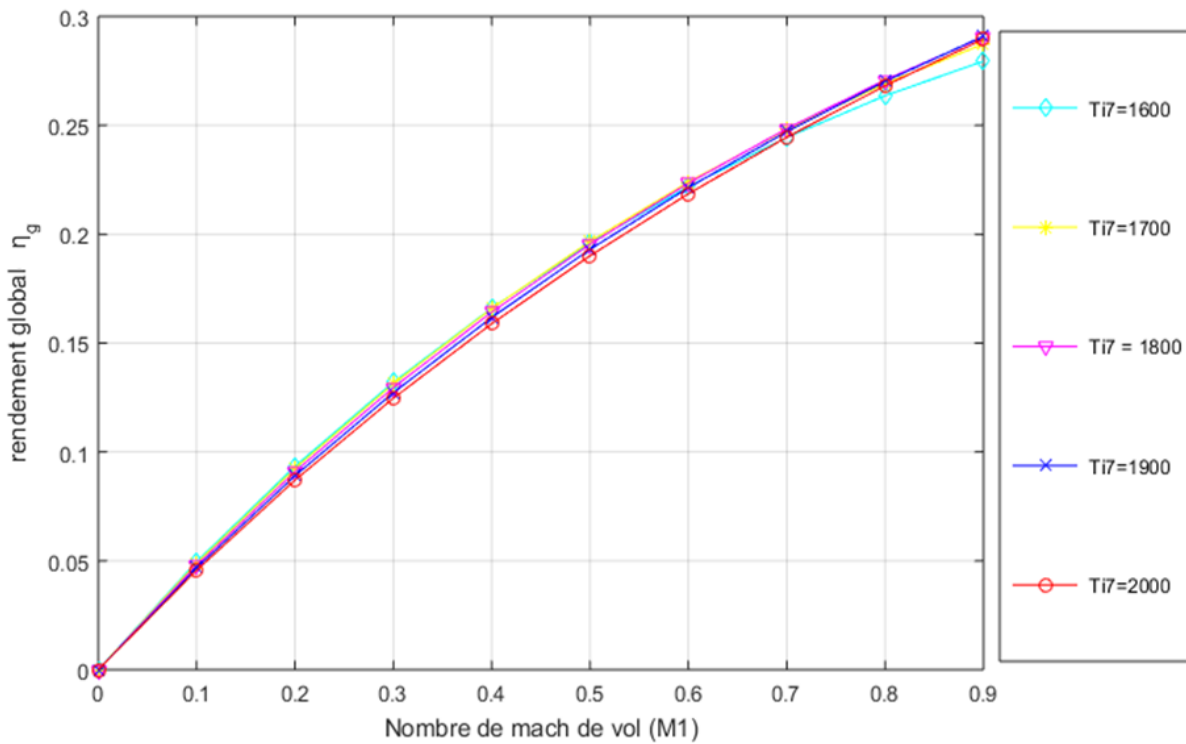
**Figure IV.13 :** Variation du rendement thermique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour  $\lambda = 5,5$ .

Cette figure exprime la variation du rendement thermique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour une valeur donnée du taux de dilution ( $\lambda=5.5$ )

On remarque que le rendement thermique est plus important en allant vers des valeurs de température de fin de combustion plus grandes. En fait, la vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère est proportionnelle à la température de fin de combustion et donc, une puissance thermique plus grande. Par ailleurs, la variation du nombre de Mach de vol affecte différemment le rendement thermique. Entre 0 et 0,5 le rendement thermique est relativement stable. Par suite, on constate une légère baisse du rendement pour les valeurs de température de fin de combustion correspondantes à 1600 et 1700 K et l'inverse se produit progressivement pour les cas correspondants à 1800, 1900 et 2000 K. Cette situation s'explique par le fait que l'augmentation de la température de fin de combustion affecte positivement la puissance thermique d'une part, et d'autre part, le nombre de Mach de vol qui a tendance à diminuer le dosage de la chambre de combustion et donc, de la puissance calorifique.



**Figure IV.14 :** Variation de rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour  $\lambda = 5,5$ .

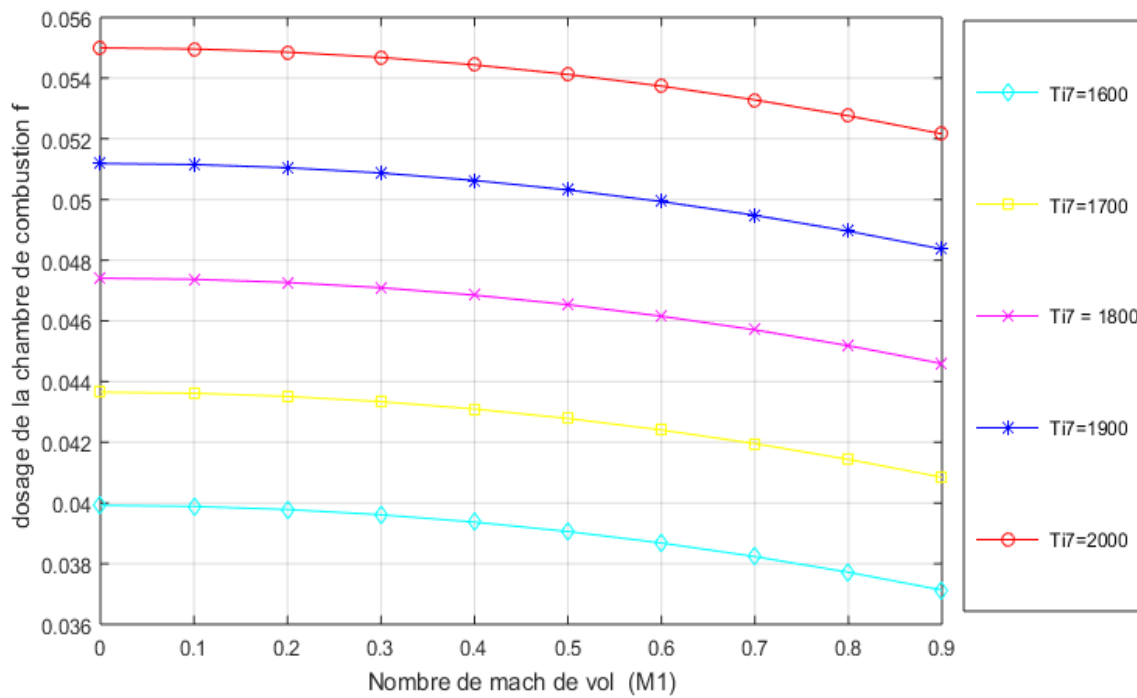


**Figure IV.15 :** Variation du rendement global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour  $\lambda = 5,5$ .

Ces figures expriment la variation du rendement propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour une valeur fixée du taux de dilution ( $\lambda=5.5$ )

Ces figures montrent que les rendements propulsion et global augmentent avec l'augmentation du nombre de Mach et de la température de fin de combustion avec un écart très faible. On remarque que les rendements dans les deux figures sont nuls pour le cas de  $M=0$ .

L'augmentation de ces rendements en fonction du nombre de Mach est due à l'augmentation de la vitesse de l'avion.



**Figure IV.16 :** Variation de dosage en fonction de nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour  $\lambda = 5,5$ .

Cette figure exprime la variation du dosage en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes températures de fin de combustion et pour une valeur donnée du taux de dilution ( $\lambda=5.5$ )

Ces figures montrent que le dosage diminue avec l'augmentation du nombre de Mach de vol puisque l'énergie d'enthalpie disponible à l'entrée de la chambre de combustion est proportionnelle au nombre de Mach relativement aux différentes valeurs de température de fin de combustion.

Le tableau suivant présente les indicateurs des performances d'un turboréacteur double corps double flux (mélanger) pour différentes valeurs du taux de dilution ( $\lambda$ )

**Tableaux IV.1 :** Indicateurs des performances d'un turboréacteur pour différentes valeurs du taux de dilution

| Pour un taux de dilution $\lambda = 0.5$              |        |        |        |        |        |        |        |        |        |        |
|---|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Nombre de mach de vol M1                              | 0      | 0.1    | 0.2    | 0.3    | 0.4    | 0.5    | 0.6    | 0.7    | 0.8    | 0.9    |
| Poussée spécifique Fsp en (N*S/Kg)*(10 <sup>3</sup> ) | 1.0671 | 1.0392 | 1.0125 | 0.9869 | 0.9623 | 0.9386 | 0.9154 | 0.8927 | 0.8702 | 0.8476 |
| Consommation spécifique Csp en (Kg/N*s)               | 0.1131 | 0.1161 | 0.1189 | 0.1216 | 0.1241 | 0.1265 | 0.1288 | 0.1309 | 0.1330 | 0.1349 |
| $\eta_{th}$   | 0.3935 | 0.3939 | 0.3952 | 0.3972 | 0.3999 | 0.4033 | 0.4071 | 0.4113 | 0.4158 | 0.4203 |
| $\eta_g$  | 0      | 0.0212 | 0.0414 | 0.0607 | 0.0793 | 0.0973 | 0.1147 | 0.1316 | 0.1481 | 0.1642 |
| $\eta_p$  | 0      | 0.0538 | 0.1048 | 0.1529 | 0.1983 | 0.2412 | 0.2817 | 0.3200 | 0.3563 | 0.3907 |
| Pour un taux de dilution $\lambda = 2.5$              |        |        |        |        |        |        |        |        |        |        |
| Poussée spécifique Fsp en (N*S/Kg)                    | 741.74 | 713.31 | 686.12 | 660.13 | 635.23 | 611.31 | 588.23 | 565.82 | 543.94 | 522.41 |

|  |        |        |        |        |         |        |        |        |        |        |
|--|--------|--------|--------|--------|---------|--------|--------|--------|--------|--------|
| <b>Consommation spécifique Csp en (Kg/N*s)</b>             | 0.0711 | 0.0739 | 0.0767 | 0.0794 | 0.0821  | 0.0848 | 0.0875 | 0.0902 | 0.0929 | 0.0955 |
| $\eta_{th}$  | 0.4352 | 0.4355 | 0.4366 | 0.4383 | 0.4405  | 0.4433 | 0.4463 | 0.4496 | 0.4528 | 0.4595 |
| $\eta_g$   | 0      | 0.0333 | 0.0642 | 0.0930 | 0.1199  | 0.1451 | 0.1687 | 0.1911 | 0.2121 | 0.2319 |
| $\eta_p$   | 0      | 0.0765 | 0.1471 | 0.2122 | 0.2721  | 0.3272 | 0.3781 | 0.4250 | 0.4683 | 0.5086 |
| <b>Pour un taux de dilution <math>\lambda = 5.5</math></b> |        |        |        |        |         |        |        |        |        |        |
| <b>Poussée spécifique Fsp en (N*S/Kg)</b>                  | 568.97 | 540.42 | 513.27 | 487.47 | 462.95  | 439.58 | 417.25 | 395.81 | 375.11 | 355.02 |
| <b>Consommation spécifique Csp en (Kg/N*s)</b>             | 0.0503 | 0.0529 | 0.0556 | 0.0583 | 0.0611  | 0.0640 | 0.0669 | 0.0699 | 0.0730 | 0.0762 |
| $\eta_{th}$  | 0.4723 | 0.4726 | 0.4733 | 0.4744 | 0.47558 | 0.4774 | 0.4790 | 0.4805 | 0.4816 | 0.4821 |
| $\eta_g$   | 0      | 0.0466 | 0.0886 | 0.1267 | 0.1611  | 0.1924 | 0.2208 | 0.2466 | 0.2698 | 0.2908 |
| $\eta_p$   | 0      | 0.0985 | 0.1872 | 0.2670 | 0.3387  | 0.4031 | 0.4610 | 0.5132 | 0.5603 | 0.6031 |

#### IV.4 Conclusion

À l'issu de ce chapitre, nous avons pu cerner l'influence du taux de dilution sur les paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur double flux double corps par l'intermédiaire des simulations effectuées via un code du calcul automatique élaboré sous le langage MATLAB.

D'après les résultats et les courbes obtenues, nous retiendrons la conclusion suivante : le fonctionnement optimal recherché pour ce type de turboréacteur étant de maximiser la poussée tout en minimisant la consommation en carburant pour un nombre de Mach de vol donné dépend grandement sur le choix du taux de dilution. L'influence du rapport de pression totale au compresseur et la température de fin de combustion qui présente une limite physique relative aux matériaux composant la chambre de combustion sont tous les deux des paramètres prépondérants sur les performances du turboréacteur dans leur influence a été mise en exergue.



## Conclusion générale



**Avion de chasse Eurofighter Typhoon équipé de l'Eurojet EJ200**

Notre travail a fait l'objet d'une analyse de l'influence du taux de dilution sur les performances d'un turboréacteur double corps double flux mélangés.

Nous avons entamé ce mémoire par une étude bibliographique sur les turboréacteurs. L'historique, le principe de fonctionnement et les différents types de turboréacteurs ont été présentés à partir des premières inventions jusqu'aux derniers prototypes les plus performants actuellement.

Ensuite, nous avons consolidé par la description générale des différents composants et systèmes principaux d'un turboréacteur double flux double corps utilisés dans l'industrie aéronautique que ce soit pour les avions militaires ou civils et à des régimes de vol allant du subsonique au supersonique. Puis, nous avons présenté une étude thermodynamique pour faire ressortir les paramètres qui régissent le fonctionnement du turboréacteur étudié en vue d'analyser ses performances en termes de poussée, de consommation et de divers rendements de ce type de moteur.

L'avant dernier chapitre a été consacré à la présentation de l'organigramme de la méthode de calcul adoptée en faisant varier essentiellement le taux de dilution du turboréacteur double flux en se limitant dans ce sujet, à un fonctionnement en régime subsonique.

En fin, nous avons présenté les résultats obtenus via un code de calcul élaboré sur MATLAB qui permet de simuler le fonctionnement du turboréacteur en faisant ressortir les variations des deux indicateurs de performance de ce moteur, à savoir, la poussée spécifique et la consommation spécifique de carburant. Les rendements thermiques, de propulsion et global ont été l'objet de graphiques faisant apparaître leur variation en fonction du nombre de Mach de vol pour divers taux de dilution du moteur. Aussi, l'influence du rapport de pression totale du compresseur et de la température de fin de combustion pour un taux de dilution choisis sur les performances du turboréacteur a été mise en exergue dans la dernière partie.

Les résultats présentés nous ont permis de constater:

- Plus la valeur du taux de dilution est élevée, la poussée spécifique et la consommation spécifique diminuent. L'augmentation du débit du flux froid (débit secondaire) entraîne une augmentation de la force de poussée et du débit global sortant du turboréacteur.
- Les rendements de propulsion et global augmentent avec l'augmentation de nombre de mach et du taux de dilution.

- Le nombre de Mach de vol influence considérablement la poussée spécifique qui diminue pour des valeurs de nombre de Mach croissantes.
- La consommation spécifique diminue pour des valeurs croissantes du rapport de pression totale du compresseur.
- L'augmentation de la température de fin de combustion affecte positivement la vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère. Par conséquent, la force de poussée augmente et la poussée spécifique se trouve améliorée.
- Les rendements propulsion et global augmentent avec l'augmentation du nombre de Mach et de la température de fin de combustion avec un écart relativement faible.

Cette étude nous a montré le degré de difficulté inhérent aux divers paramètres à prendre en considération pour simuler le comportement thermo-hydrodynamique de ce type de turboréacteur. Les défis rencontrés par les aérodynamiciens qui travaillent dans ce domaine, pour concevoir, développer et optimiser les moteurs utilisés en aviation afin de répondre aux besoins économiques du monde moderne sont très pointus.

## Bibliographie

- [1] Julien LEROUX, Modélisation numérique du contact pour matériaux Composites, 2013  
Ingénieur INSA Lyon, THÈSE doctorat
- [2] Kendall F. Haven. 100 greatest science inventions of all time : How was the jet engine invented ?. 2006. P 225-226.
- [3] Klaus Hünecke. Jet engines : fundamentals of theory, design and operation, Turbine Aircraft Engine . 1997. P 3.
- [4] Jean Claude Thevnin, Les turboréacteurs, moteurs des avions à réactions, 3ème édition juin 2004.
- [5] Yani SOUAMI Thèse doctorat :(Tolérance aux Défaillances par Capteurs Virtuels : Application aux Systèmes de Régulation d'un Turboréacteur) 2015.
- [6] EDDINE, C. B. (2014). Etude thermodynamique et performances d'un réacteur d'avion double corps-double flux. annaba, FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIORAT : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA.
- [7] fawzi, s. (2021). Analyse thhermodynamique et performances d'un turboréacteur CFM56-7B. Département de Génie Mécanique option Energétique: universite akli mohand oulhadj bouira .
- [8] GUEZGOUZ, B. (2015). Etude thermodynamique et performances d'un réacteur d'avion double corps-double flux. FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIORAT DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE: UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA.
- [9] HADJER, K. (2016). ETUDE DES PERFORMANCES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX CFM56-7B. Énergétique et Environnement: Faculté des sciences de l'ingénieur.
- [10] Khaled., M. (2020). Analyse et comparaison des performances d'un Turboréacteur avec et sans Post-combustion. genie mecanique option energetique : Université AKLI Mohand Oulhadj.
- [11] KHAWLA, S. (2018). MODELISATION DES ECOULEMENTS TURBULENTS DANS LES MILIEUX POREUX APPLICATION DANS LES TURBOREACTEURS. UNIVERSITE LARBI BEN M'HIDI – OUM EL BOUAGHI.
- [12] Rabah, m. z. (2018). etude des performace de turboreacteur a l'aide de logiciel (gasturb13). faculte de technologie departement mecanique : university saad dahlab de blida 1.

- 
- [13] SARA, Z.-C. (2017). ETUDE DES PERFORMANCES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX CFM56-7B. genie mecanique Spécialité Énergétique et Environnement: universite de boumerdes.
- [14] Yasmina, B. (2017). Etude et Optimisation du fonctionnement de turboréacteur double flux avec soufflante. Département Génie Mécanique: universite akli mohand oulhadj bouira.
- [15] <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php>
- [16] BAKRETI(k.), GUETARNI(h.). ANALYSE DES PERFORMANCES ENERGETIQUES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE-FLUX DOUBLE-CORPS. 2018-2019.
- [17] <https://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php#Soufflante>
- [18] Klaus Hunecke, Jet engines, Fundamentals of Theory, Design and Operation, 2003.
- [19] Mr LEKHAL Rachid. «Cours de Mécanique de Propulsion.» Université akli mouhand oulhadj de Bouira, 2020.
- [20] Jack D. Mattingly, Element of gaz turbine propulsion