



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de L'enseignement supérieur

Et de la recherche scientifique

Université AKLI Mohand Oulhadj

De Bouira



Faculté des sciences appliquées

MEMOIRE DE FIN DE D'ETUDES

En Vue de l'Obtention du Diplôme de Master en Génie Mécanique

Spécialité : Énergétique

THEME

**Analyse thermodynamique d'un turboréacteur double-flux mélangés
avec et sans post-combustion**

Réalisé par :

OSMANI SELMA

ABDEDOU HANI

Soutenue le :27 /06 /2026

Devant le jury composé de :

Président : Mr. MESSAI.T

UAMO de Bouira

Examineur 1 : Mr. AGHBARIA

UAMO de Bouira

Encadreur : Mr. LEKHAL .R

UAMO de Bouira

2025/2026



Remerciements

Je tiens à remercier DIEU le tout puissant pour m'avoir donné le courage et la volonté afin d'accomplir ce modeste travail.

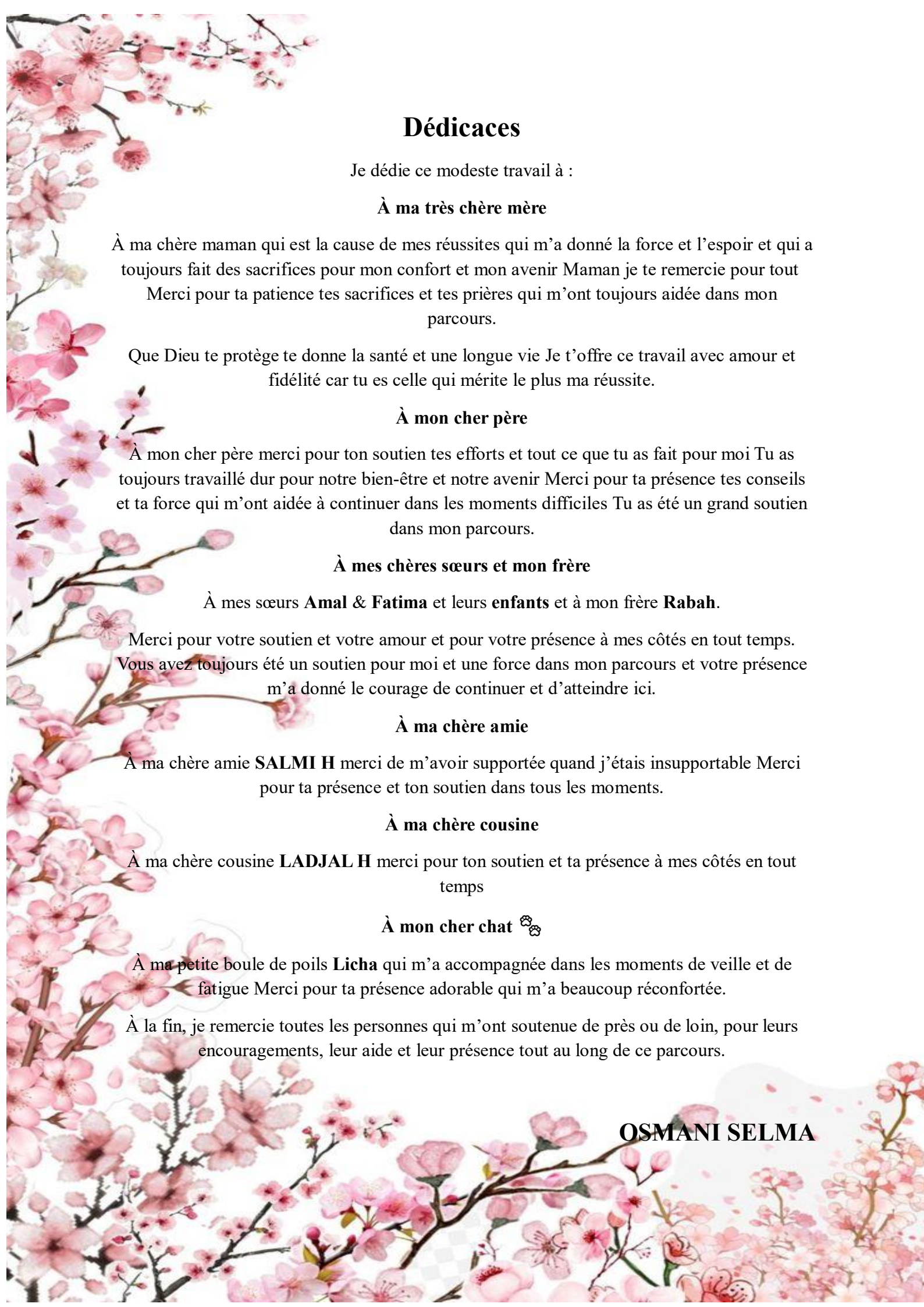
On tient à remercier notre promoteur Mr. LEKHAL RACHID, pour sa contribution à la réalisation de ce projet de fin d'étude, sa gentillesse, sa disponibilité, son aide précieuse, ses conseils pertinents et surtout sa confiance qui nous a permis d'exprimer notre compétence durant ce travail.

J'adresse aussi mes remerciements les plus sincères aux membres du jury, pour avoir accepté de juger et d'examiner mon travail

Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département de Génie mécanique pour leur générosité et la grande patience qu'ils ont montré.

Enfin, merci à tout nos proches, famille et amis qui ont participé, à leurs manières, à la réalisation de ce mémoire.





Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

À ma très chère mère

À ma chère maman qui est la cause de mes réussites qui m'a donné la force et l'espoir et qui a toujours fait des sacrifices pour mon confort et mon avenir Maman je te remercie pour tout
Merci pour ta patience tes sacrifices et tes prières qui m'ont toujours aidée dans mon parcours.

Que Dieu te protège te donne la santé et une longue vie Je t'offre ce travail avec amour et fidélité car tu es celle qui mérite le plus ma réussite.

À mon cher père

À mon cher père merci pour ton soutien tes efforts et tout ce que tu as fait pour moi Tu as toujours travaillé dur pour notre bien-être et notre avenir Merci pour ta présence tes conseils et ta force qui m'ont aidée à continuer dans les moments difficiles Tu as été un grand soutien dans mon parcours.

À mes chères sœurs et mon frère

À mes sœurs **Amal & Fatima** et leurs enfants et à mon frère **Rabah**.

Merci pour votre soutien et votre amour et pour votre présence à mes côtés en tout temps. Vous avez toujours été un soutien pour moi et une force dans mon parcours et votre présence m'a donné le courage de continuer et d'atteindre ici.

À ma chère amie

À ma chère amie **SALMI H** merci de m'avoir supportée quand j'étais insupportable Merci pour ta présence et ton soutien dans tous les moments.

À ma chère cousine

À ma chère cousine **LADJAL H** merci pour ton soutien et ta présence à mes côtés en tout temps

À mon cher chat 🐾

À ma petite boule de poils **Licha** qui m'a accompagnée dans les moments de veille et de fatigue Merci pour ta présence adorable qui m'a beaucoup réconfortée.

À la fin, je remercie toutes les personnes qui m'ont soutenue de près ou de loin, pour leurs encouragements, leur aide et leur présence tout au long de ce parcours.

OSMANI SELMA



DÉDICACE

J'ai le grand plaisir de dédier ce modeste travail :

À ma très chère mère

Qui me donne toujours l'espoir de

Vivre et qui n'a jamais cessé de prier pour moi.

À mon très cher père

Pour ses encouragements son soutien, surtout pour son amour et son sacrifice
afin que rien n'entrave le déroulement de mes études

À mes chers frères

A mes frère **wail** et **Wassim** pour leur présence et leur encouragement tout au
long de ce parcours

Et mes chers collègues

Et tout qui m'aide et compulse ce modeste travail

En fin je remercie ma binôme **Selma** qui a contribué à la réalisation de ce
modeste travail

ABDEDOU HANI



Résumé

Le turboréacteur à double flux mélangés constitue un élément essentiel de la propulsion aéronautique moderne, utilisé aussi bien dans l'aviation civile que militaire. L'objectif principal est de maximiser la poussée tout en minimisant la consommation de carburant et les émissions polluantes. Ce travail porte sur l'étude thermodynamique et l'analyse des performances d'un turboréacteur à double flux mélangé, avec et sans post-combustion, en régimes subsonique et supersonique. Un programme de calcul a été développé sous MATLAB afin de faire ressortir, à travers plusieurs simulations, les courbes représentant les variations des principaux paramètres de performance. L'analyse montre que la poussée spécifique, la consommation spécifique, les rendements ainsi que la température de sortie du mélangeur sont fortement influencés par le taux de dilution et le nombre de Mach de vol.

Mots-clés : turboréacteur à double flux mélangé ; taux de dilution ; post-combustion ; poussée spécifique ; consommation spécifique ; rendement ; température de sortie du mélangeur.

ملخص

يُعدّ المحرك التوربيني النفث مزدوج التدفق بخلط التيارين عنصراً أساسياً في دفع الطائرات الحديثة، سواء في الطيران المدني أو العسكري. يهدف هذا العمل إلى دراسة ديناميكية حرارية وتحليل أداء هذا النوع من المحركات، مع الاحتراق اللاحق ودونه، في نظامي الطيران دون الصوتي وفوق الصوتي. تم إنجاز برنامج حسابي باستخدام MATLAB لاستخراج، من خلاله عدة محاكاة، الرسوم البيانية التي تُعبّر عن تغير المعاملات الرئيسية للأداء. يُبيّن التحليل أن الدفع النوعي والاستهلاك النوعي للوقود والمردودات إضافة إلى درجة حرارة خروج الخليط تتأثر بشكل كبير بنسبة الالتفافية وعدد ماخ للطيران.

الكلمات الرئيسية : محرك نفث مزدوج التدفق بخلط التيارين؛ نسبة الالتفافية؛ الاحتراق اللاحق؛ الدفع النوعي؛ الاستهلاك النوعي؛ المردود؛ درجة حرارة خروج الخليط.

Abstract

The mixed-flow turbofan engine is an essential element of modern aeronautical propulsion, used in both civil and military aviation. The main objective is to maximize thrust while minimizing fuel consumption and pollutant emissions. This work deals with the thermodynamic study and performance analysis of a mixed-flow turbofan engine, with and without afterburning, in subsonic and supersonic flight regimes. A computational program wa

developed using MATLAB in order to generate, through several simulations, plots showing the variations of the main performance parameters. The analysis shows that specific thrust, specific fuel consumption, efficiencies, and mixer exit temperature are strongly influenced by the bypass ratio and flight Mach number.

Keywords : mixed-flow turbofan engine ; bypass ratio ; afterburning ; specific thrust ; specific

Sommaire

Introduction générale	2
------------------------------------	----------

Chapitre I

Généralités sur les moteurs à réaction et revue bibliographique

I.1. Introduction.....	5
I. 2. Historique des moteurs à réaction	5
I. 3. Définition des moteurs à réaction	9
I. 4. Principe d'action et réaction	9
I. 5. Fonctionnement d'un moteur à réaction	10
I. 6. Composants des moteurs à réaction	11
I. 6.1. L'entrée d'air.....	11
I. 6.2. Le Compresseur.....	12
I. 6. 3. La chambre de combustion	13
I. 6. 4.Turbine	14
I. 6. 5 . La tuyère	15
I. 7. Cycle thermodynamique	16
I. 8. Types de moteurs à réaction.....	17
I. 8.1. Le statoréacteur	17
I. 8.2. Le turbopropulseur	18
I. 8.3. Le turbomoteur	19
I. 8.4. Le turbofan.....	20
I. 8.4. Le turboréacteur	21
I. 8.4.1. Principe de fonctionnement.....	21
I. 8.4.2. Types de turboréacteurs.....	22
I.9. Avantages et inconvénients d'un moteur a réaction	37

I.10 Revue Bibliographique	37
I.10.1 Introduction	37
I.10.2 Présentation des articles	38
I.10.2.1 Article N°1 :	38
I.10.2.2 Article N°2 :	39
I.11. Conclusion	42

Chapitre II

Thermodynamique du Turboréacteur double flux mélangés

II.1. Introduction	44
II.2. Les Paramètres de performances d'un turboréacteur double flux mélangés	44
II.2.1. Force de poussée	45
II.2.2. La Poussée spécifique	47
II.2.3. Consommation massique horaire	47
II.2.4. Consommation spécifique	47
II.2.5. Les puissances	48
II.2.5.1. La puissance calorifique	48
II.2.5.2. La puissance thermique théorique	48
II.2.5.3. Puissance thermique réelle	49
II.2.5.4. Puissance de Propulsion	49
II.2.6. Les rendements	50
II.2.6.1. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique	50
II.2.6.2. Le rendement interne	50
II.2.6.3. Le rendement thermique réel	50
II.2.6.4. Le rendement de Propulsion	50
II.2.6.5. Le rendement global	50
II.2.7. Le taux de dilution	51

II.2.8. Le dosage dans la chambre combustion	51
II.3. Thermodynamique du turboréacteur	51
II.3.2. Analyse thermodynamique de chaque organe.....	54
II.3.2.1. Le diffuseur	54
II.3.2.2. Compresseur.....	56
II.3.2.3. La chambre de combustion	58
II.3.2.4. La turbine	60
II.3.2.5. Mélangeur	61
II.3.2.6. Post-Combustion	63
II.3.2.7. La tuyère	65
II.4. Rendement mécanique	66
II.5. Conclusion	67

Chapitre III

Présentation de la méthode de calcul

III.1. Présentation de la méthode de calcul	69
III.1.1. Introduction	69
III.1.2. Logiciel utilisé	69
III.1.3. Présentation la méthode de calcul.....	69
III.1.3.1. Cas d'un turboréacteur double flux mélangés avec post combustion	70
III.1.3.2. Les Paramètres de performances d'un turboréacteur.....	75
III.1.3.3. Cas d'un turboréacteur double flux mélanges sans ans post combustion	76
III.2. Organigramme du programme de calcul	76
III.3. Conclusion.....	78

Chapitre IV

Présentation et Interprétation des résultats

IV.1. Introduction	82
IV.2. Analyse des figures.....	82
IV.2.1 La Variation du taux de dilution en fonction du nombre de Mach en régime subsonique	82

IV.2.2 La Variation du taux de dilution en fonction du nombre de Mach en régime supersonique.....	88
IV. 3. Conclusion	94
Conclusion Générale	97
Références Bibliographique.....	100

Liste des figures :

Figure I -1 : l'éolipyle d'héron d'alexandrie, ier siècle après j.-c	6
Figure I -2 : frank whittle et son moteur wu (à gauche) — le gloster e.28/39 pioneer en vol (à droite).....	7
Figure I -3 : le heinkel he 178, premier avion à réaction au monde, 27 août 1939	7
Figure I - 4 : le gloster meteor (à gauche) — le messerschmitt me 262 (à droite).....	8
Figure I - 5 : le de havilland comet.....	8
Figure I - 6 : principe d'action et de réaction	10
Figure I - 7: fonctionnement d'un moteur à réaction.....	10
Figure I - 8 : entrée d'air et soufflante.....	12
Figure I - 9 : compresseur axial.....	13
Figure I - 10 : chambre de combustion	14
Figure I - 11 : une turbine	15
Figure I - 12 : une tuyère.....	16
Figure I - 13 : cycle de brayton	17
Figure I - 14 : un statoréacteur	18
Figure I - 15 : un turbopropulseur	19
Figure I - 16 : un turbomoteur.....	20
Figure I - 17 : un turbofan.....	21
Figure I - 18 : Schéma de coupe d'un turboréacteur montrant son fonctionnement	22
Figure I - 19 : turboréacteur à compresseur centrifuge.....	23
Figure I - 20 : turboréacteur simple flux mono-corps.....	24
Figure I - 21 : turboréacteur simple flux double-corps.....	25
Figure I - 22 : turboréacteur double flux-double corps avec post combustion	26
Figure I - 23 : turboréacteur double flux avec soufflante	26
Figure I - 24 : turboréacteur double flux mélangés	28
Figure I - 25 : soufflante	29
Figure I - 26 : compresseur centrifuge.....	30
Figure I - 27 : compresseur axiale	31
Figure I - 28 : chambre de combustions.....	32
Figure I - 29: circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion	32
Figure I - 30: vue en coupe d'une turbine	33
Figure I - 31 : mélangeur.....	34
Figure I - 32: poste-combustion	35
Figure I - 33: tuyère	36
Figure I - 34 : tuyère d'un turboréacteur à double flux mélangés	37
Figure I -35 : étude comparative de la consommation spécifique (sfc) entre les flux mélangés et séparés pour différents taux de dilution (bpr=6, 7 et8)	39
Figure I -36 : étude comparative du coefficient de poussée et des pertes de charge pour les mélangeurs à 16, 18 et 20 lobes	40
Figure I -37 : étude expérimentale et numérique du nouveau mélangeur tay 611 (16 lobes) ..	41
Figure I -38: étude numérique et expérimentale du mélangeur br715	42
Figure II.1 : application de théorème de quantité de mouvement sur le système en pointillé ..	45
Figure II-2 : organigramme de différents puissances et rendements.....	51
Figure II-3 : composants d'un turboréacteur double flux mélange	52
Figure II-4 : cycle d'un turboréacteur double flux mélange	52
Figure II-5 : composants d'un turboréacteur double flux mélange avec post-combustion	53

Figure II-6 : cycle d'un turboréacteur double flux mélange avec post-combustion	53
Figure II-7 : composants d'un turboréacteur double flux sépare	54
Figure II-8 : cycle d'un turboréacteur double flux sépare	54
Figure II-9 : schéma et diagramme (t-s) de l'entrée d'air	55
Figure II-10 : schéma et diagramme (t-s) du compresseur	57
Figure II-11 : diagramme (t-s) et schéma de principe de la chambre de combustion	59
Figure II-12 : diagramme (t-s) et schéma de la turbine	60
Figure II-13 : diagramme (t-s) et schéma de mélangeur	62
Figure II-14 : schéma et diagramme (t-s) de post-combustion	64
Figure II-15: diagramme (t-s) de la tuyère convergente-divergente	65
Figure III-1 : organigramme du programme de calcul	77
Figure IV-1 : Variation de la Poussée Spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans PC.....	72
Figure IV -2 : : Variation de la consommation spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.....	84
Figure IV -3 : : Variation de la température de sortie du mélangeur Ti8 selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.....	85
Figure IV -4 : Variation du rendement de propulsion selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.	86
Figure IV -5 : Variation du rendement thermique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.	87
Figure IV -6 : Variation du rendement global selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.	88
Figure IV -7 : Variation de La poussée spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.	89
Figure IV -8 : Variation du La consommation spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.....	90
Figure IV -9 : Variation de la température de sortie du mélangeur Ti8 selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.....	91
Figure IV -10 : Variation du rendement de propulsion selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.	92
Figure IV -11 : Variation du rendement thermique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc	93
Figure IV -12 : Variation du rendement global selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution avec et sans pc.....	94

Symboles

F	La force de poussée [N].
P_{atm}	La pression statique atmosphérique de l'air [Pa].
T_{atm}	La température statique de l'atmosphère [K].
P_9	La pression des gaz en sortie de tuyère [Pa].
T_9	La température statique des gaz à la sortie de la tuyère [K].
V_0	La Vitesse d'entrée d'air [m/s].
V_9	La Vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère [m/s].
$\dot{m}_i$	Débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [kg/s].
$\dot{m}_e$	Débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [kg/s].
$\dot{m}_c$	Débit massique du carburant en [kg/s].
$\dot{m}_{pc}$	Débit massique du postcombustion [kg/s].
F_{sp}	Poussée spécifique en [N.s/kg].
CH	Consommation massique horaire en [kg/h].
C_{sp}	Consommation spécifique en [kg/(h.N)].
P_{cal}	Puissance calorifique en [w].
PCI	Pouvoir calorifique inférieur du carburant en [J/kg].
$P_{th,t}$	Puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w].
T_s	Température des gaz à la sortie du réacteur en [K]
C_p	La capacité calorifique massique [J/kg.K].
$P_{th,r}$	Puissance thermique réelle en [w].
P_p	Puissance de propulsion en [w].
η_{th}	Le rendement thermodynamique (thermique) théorique.
η_i	Le rendement interne.

Abréviation et symboles utilisés

$\eta_{th,r}$	Le rendement thermique réel.
η_p	Le rendement de Propulsion.
η_g	Le rendement global.
λ	Le taux de dilution.
F_{cc}	Le dosage dans la chambre combustion.
$\eta_{is,d}$	Le rendement isentropique du diffuseur.
h_i	L'enthalpie total en [J/kg].
h	L'enthalpie statique en [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].
C_{pg}	La capacité calorifique massique des gaz brulés [J / kg.K].
τ_{rd}	La température réduite du diffuseur.
π_d	Le rapport de pression totale du diffuseur.
$\eta_{is,c}$	Le rendement isentropique de compresseur.
τ_c	Le rapport de températures totales pour le chemin réel.
π_c	Le rapport de compression.
$\eta_{th,cc}$	Le rendement thermique de la chambre de combustion.
$\eta_{is,t}$	Le rendement isentropique de la turbine.
τ_t	Le rapport de température total au niveau de la turbine.
π_t	Le rapport de pression total au niveau de la turbine.
$\eta_{is,m}$	Le rendement isentropique de mélangeur.
τ_m	Le rapport de température total au niveau de mélangeur.

Abréviation et symboles utilisés

π_m	Le rapport de pression total au niveau de mélangeur.
$cp_{g'}$	La Capacité calorifique massique du mélangeur [J / kg.K].
$R_{g'}$	La Constante spécifique du gaz du mélangeur.
$\gamma_{g'}$	Le rapport des chaleurs massiques des gaz brulés du mélangeur.
$\eta_{th,pc}$	Le rendement thermique de la postcombustion.
f_{pc}	Le dosage de la post- combustion.
cp_{pc}	La capacité calorifique massique des gaz brulés de la PC en [J / kg.K].
f_{pc}	Le dosage de la post- combustion.
$\eta_{ty,c-d}$	Le rendement isentropique de tuyère convergente-divergent.
$\pi_{ty,c-d}$	Le rapport de pression total de la tuyère convergent-divergent.
$\tau_{r,ty,c-d}$	La température réduite de la tuyère convergent-divergent.
η_m	Le rendement mécanique.
M0	Le nombre de mach de l'avion.
M9	Le nombre de mach à la sortie de la tuyère d'éjection.
Ti8	La température de sorte du mélangeur en [K].

Les abréviations

D	Diffuseur.
S	La soufflant.
C	Compresseur.
CBP	Compresseur basse pression.
CHP	Compresseur haute pression.
CC	Chambre de combustion.

Abréviation et symboles utilisés

T	Turbine.
THP	Turbine haute pression.
TBP	Turbine basse pression
Me	Mélangeur.
PC	Post de combustion.
Tuy	Tuyère.
M	Mécanique.
HP	Haute pression.
BP	Basse pression.

Introduction générale

Introduction générale

L'aéronautique moderne est étroitement liée au développement des moteurs à réaction, systèmes de propulsion qui ont profondément transformé le transport aérien civil et les applications militaires depuis leur apparition au cours des années 1930. Parmi les différentes architectures de propulsion, le turboréacteur à double flux mélangé occupe une place importante grâce à sa capacité à combiner les avantages du flux primaire chaud et du flux secondaire froid au sein d'un mélangeur commun avant l'éjection finale. Cette configuration permet d'obtenir un compromis intéressant entre poussée, rendement énergétique et performances opérationnelles dans différents régimes de vol.

Face aux exigences croissantes du secteur aéronautique, notamment en matière de réduction de la consommation de carburant, d'amélioration des rendements et de diminution des impacts environnementaux, l'étude approfondie des performances des turboréacteurs constitue un enjeu majeur. Dans ce contexte, l'analyse thermodynamique et la simulation numérique représentent des outils essentiels pour étudier le comportement des moteurs et évaluer leurs performances en fonction des paramètres de conception et des conditions de fonctionnement. Cette étude porte sur l'analyse thermodynamique d'un turboréacteur double flux mélangé avec et sans postcombustion afin de comparer l'influence de la postcombustion sur les performances du moteur.

Le présent mémoire s'inscrit dans cette perspective et a pour objectif l'étude thermodynamique ainsi que l'analyse des performances d'un turboréacteur à double flux mélangé, avec et sans post-combustion. À travers le développement d'un modèle de calcul sous MATLAB, cette étude vise à évaluer l'influence de plusieurs paramètres, notamment le nombre de Mach de vol et le taux de dilution, sur les principaux indicateurs de performance du moteur tels que la poussée spécifique, la consommation spécifique, les rendements propulsif, thermique et global, ainsi que la température de sortie du mélangeur.

Par ailleurs, l'analyse est étendue aux différentes conditions de vol, notamment le régime subsonique et supersonique, afin de mettre en évidence l'influence du nombre de Mach sur les performances globales du moteur, ainsi que les différences de comportement aérodynamique et thermodynamique selon le régime de vol, avec et sans post-combustion.

Ce mémoire est organisé en quatre chapitres. Le premier chapitre présente les généralités sur les moteurs à réaction, en abordant leur historique, leur principe de fonctionnement, leurs principaux composants ainsi que les différentes architectures existantes, avec une attention particulière portée au turboréacteur à double flux mélangé. Le deuxième chapitre est consacré à l'étude thermodynamique du moteur et à l'établissement des équations régissant les transformations au sein de ses différents composants. Le troisième chapitre expose la revue bibliographique, la méthodologie adoptée ainsi que le modèle de calcul développé sous MATLAB. Enfin, le quatrième chapitre présente les résultats obtenus et leur interprétation, en mettant en évidence l'influence des différents paramètres étudiés sur les performances du moteur dans les configurations avec et sans post-combustion.

Chapitre I

Généralités sur les moteurs à réaction et revue bibliographique

I.1 Introduction

Les moteurs à réaction occupent une position essentielle dans l'aéronautique et la propulsion moderne. Ils ont radicalement bouleversé le transport aérien et les opérations militaires en ouvrant la voie à des vitesses et des altitudes que les moteurs classiques ne pouvaient même pas envisager.

Un moteur à réaction propulse un véhicule surtout un aéronef en expulsant à grande vitesse un puissant flux de gaz vers l'arrière. Cette éjection constitue l'action ; la réponse physique qui en découle, dirigée vers l'avant, génère la poussée qui fait avancer l'appareil. L'intensité de cette force dépend à la fois de la quantité de gaz rejetés et de leur vitesse d'éjection. Tout repose sur la troisième loi de Newton : à toute action correspond une réaction égale et opposée.

L'objectif de ce chapitre est de poser les bases indispensables à la compréhension des moteurs à réaction. Il commence par une définition claire et une explication de leur principe de fonctionnement. Puis, il propose un aperçu général des principaux types existants, avant de se concentrer sur le turboréacteur : sa structure interne, ses différentes variantes, et plus particulièrement le turboréacteur double flux à mélange, qui constitue le cœur de cette étude.

Ce parcours progressif permet d'appréhender à la fois les concepts généraux et les détails techniques qui feront l'objet d'une analyse plus approfondie par la suite.

I. 2 .Historique des moteurs à réaction

L'histoire des moteurs à réaction résulte de longues années d'efforts acharnés, d'expérimentations audacieuses et d'innovations successives portées par des ingénieurs visionnaires aux quatre coins du monde.

L'idée même de propulsion par réaction ne date pas d'hier. Elle plonge ses racines loin dans l'Antiquité. Au Ier siècle de notre ère, le savant grec Héron d'Alexandrie mit au point l'éolipyle : une sphère creuse qui tournait sur elle-même sous l'effet d'un jet de vapeur d'eau. Ce dispositif ingénieux est aujourd'hui reconnu comme la toute première machine à avoir exploité concrètement le principe de la réaction. [1]

Ce qui n'était alors qu'une curiosité mécanique allait, bien des siècles plus tard, ouvrir la voie à l'une des plus grandes révolutions de l'histoire de l'aviation.

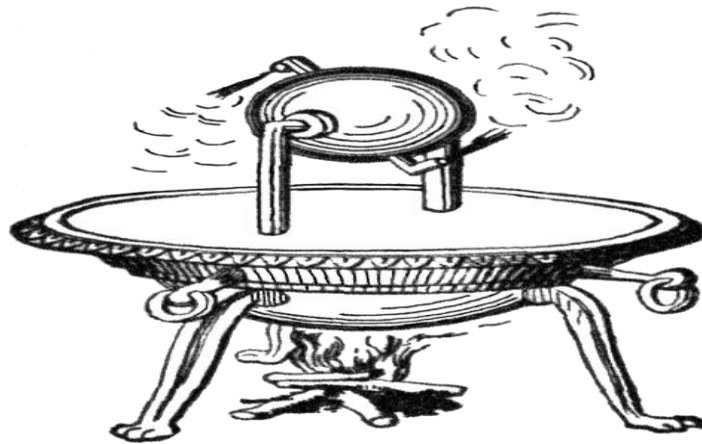


Figure I -1 : L'éolipyle d'Héron d'Alexandrie, Ier siècle après J.-C

Au XVII^e siècle Isaac Newton énonça sa troisième loi du mouvement : à toute action s'oppose une réaction d'égale intensité mais de direction contraire. Cette vérité fondamentale reste, encore aujourd'hui, le pilier scientifique sur lequel reposent tous les moteurs à réaction.[2]

Le grand bond en avant survint toutefois dans les années 1930, grâce aux travaux visionnaires de deux ingénieurs qui, chacun de son côté, firent progresser la technologie de manière décisive.

Du côté britannique, un jeune homme de seulement vingt-trois ans, Frank Whittle, déposa dès le 16 janvier 1930 le premier brevet de turboréacteur. Malgré d'innombrables obstacles techniques et de graves problèmes de financement, il persévéra. En 1936, il fonda la société Power Jets Limited pour concrétiser son idée. Son premier moteur, baptisé WU (Whittle Unit), tourna pour la première fois sur banc d'essai le 12 avril 1937. Quelques années plus tard, le 15 mai 1941, l'avion expérimental Gloster/Whittle E.28/39 Pioneer prenait son envol inaugural. Atteignant près de 600 km/h, il surpassait déjà le célèbre chasseur Spitfire de l'époque. [1]

Ce vol marqua un tournant historique, prouvant que la propulsion par réaction n'était plus une simple théorie, mais une réalité pleine de promesses.

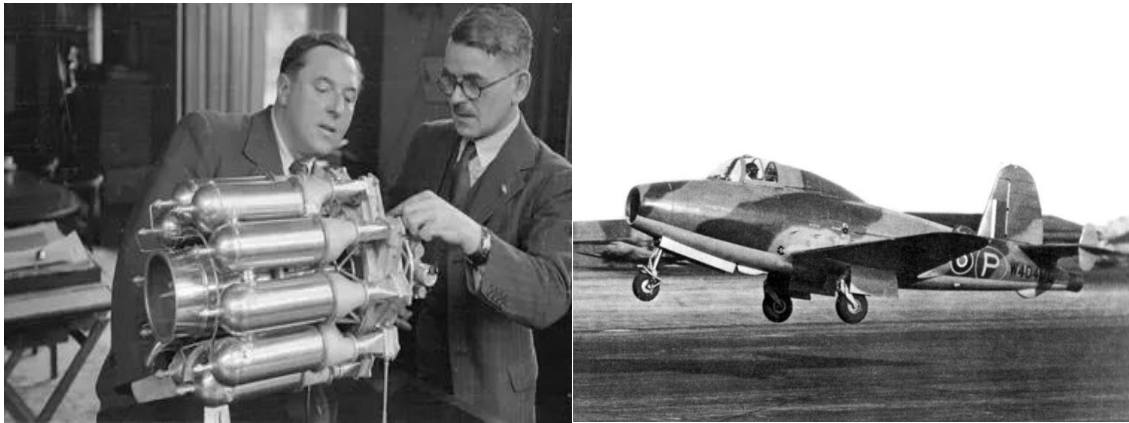


Figure I -2 : Frank Whittle et son moteur WU (à gauche) — Le Gloster E.28/39 Pioneer en vol (à droite)

Parallèlement de l'autre côté de la Manche, l'ingénieur allemand Hans von Ohain avançait lui aussi sur la même voie, de façon tout à fait indépendante.

Travaillant pour le constructeur Heinkel, il mit au point un moteur à réaction qui propulsa le Heinkel He 178 lors de son vol inaugural, le 27 août 1939. Cet événement historique fit de l'appareil le tout premier avion à réaction du monde.[2]

Ainsi, à seulement deux ans d'intervalle, l'Europe vit naître les prémices concrètes de l'ère du jet, fruit d'initiatives parallèles et concurrentes.



Figure I -3 : Le Heinkel He 178, premier avion à réaction au monde, 27 août 1939

La Seconde Guerre mondiale donna un formidable coup d'accélérateur au développement de la propulsion par réaction.

Sous la pression du conflit, les avancées s'enchaînèrent à un rythme effréné. Du côté britannique, le Gloster Meteor, équipé de deux turboréacteurs W2B, devint le premier avion de combat à réaction à entrer véritablement en service opérationnel.

En face, les Allemands déployèrent le Messerschmitt Me 262, souvent considéré comme le premier chasseur à réaction opérationnel de l'histoire [3].

Ces deux appareils marquèrent le passage concret de la propulsion à réaction du stade expérimental au champ de bataille, ouvrant une nouvelle ère dans l'histoire de l'aviation militaire.

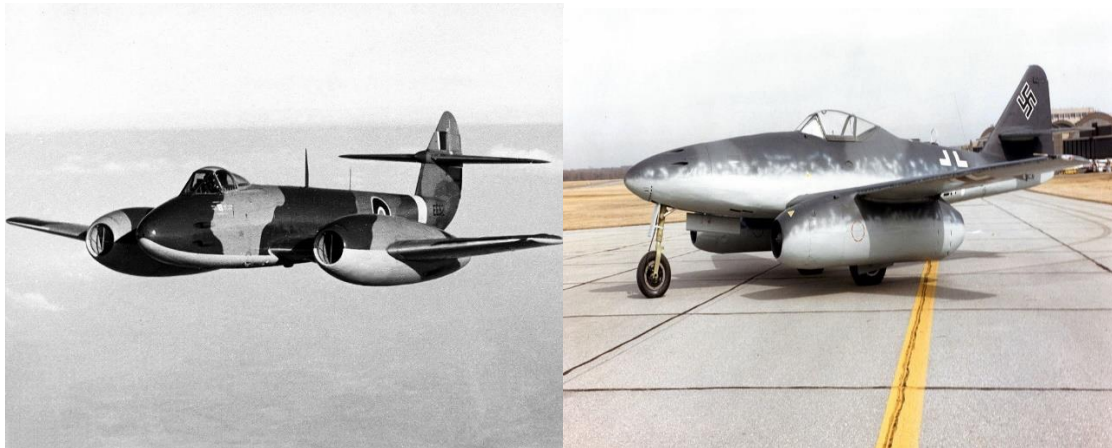


Figure I – 4 : Le Gloster Meteor (à gauche) — Le Messerschmitt Me 262 (à droite)

Après la guerre les années 1950 ouvrirent un nouveau chapitre décisif : celui de l'entrée des moteurs à réaction dans l'aviation civile.

Le de Havilland Comet fit son apparition sur les lignes commerciales en 1952. Premier avion de ligne propulsé par des turboréacteurs, il marqua un tournant majeur. En quelques années seulement, il transforma profondément le transport aérien international, rendant les voyages plus rapides, plus confortables et plus accessibles à l'échelle mondiale. [3]

C'était le début d'une révolution qui allait redessiner le ciel pour les décennies à venir.



Figure I – 5 : Le De Havilland Comet

Les décennies suivantes virent l'émergence du turboréacteur double flux, conçu pour améliorer l'efficacité propulsive et réduire la consommation de carburant. Cette évolution aboutit au développement du turboréacteur double flux mélangés, qui combine les deux flux avant éjection afin d'optimiser les performances globales, et qui constitue précisément l'objet de la présente étude [2].

Aujourd'hui, les moteurs à réaction continuent d'évoluer vers des architectures toujours plus performantes, plus économiques et plus respectueuses de l'environnement, répondant ainsi aux exigences croissantes de l'aéronautique moderne.

I. 3 Définition des moteurs à réaction

Un moteur à réaction est un système de propulsion thermique qui produit sa force motrice en projetant à très haute vitesse un flux de gaz vers l'arrière. Cette poussée naît de la combustion interne d'un carburant mélangé à l'air ambiant.

Dans sa forme la plus classique, il repose sur quatre éléments principaux : un compresseur, une chambre de combustion, une turbine et une tuyère d'éjection. Le processus est limpide : l'air aspiré à l'avant est d'abord fortement comprimé, puis mélangé au carburant et enflammé. Les gaz brûlants, à haute température et haute pression, traversent la turbine qui récupère une partie de leur énergie pour entraîner le compresseur. Enfin, ils sont accélérés dans la tuyère avant d'être expulsés à grande vitesse dans l'atmosphère.

C'est précisément cette conversion d'énergie thermique en énergie cinétique qui engendre la poussée propulsive [4]

I. 4.Principe d'action et réaction

Le fonctionnement des aéronefs à réaction repose sur le principe d'action-réaction énoncé par Isaac Newton dans sa troisième loi du mouvement. Selon cette loi, toute force exercée sur un corps provoque l'apparition d'une force de même intensité et de sens opposé. Une illustration simple de ce phénomène est celle d'un ballon gonflé : lorsque son ouverture est fermée, les pressions internes s'équilibrent sur les parois et la résultante des forces est nulle. En revanche, dès que l'ouverture est libérée, les gaz s'échappent vers l'extérieur et créent une force dirigée dans leur sens d'écoulement. En réponse, le ballon est propulsé dans la direction opposée sous l'effet de la réaction, et ce mouvement se poursuit tant que la différence de pression permet l'expulsion des gaz. [5]

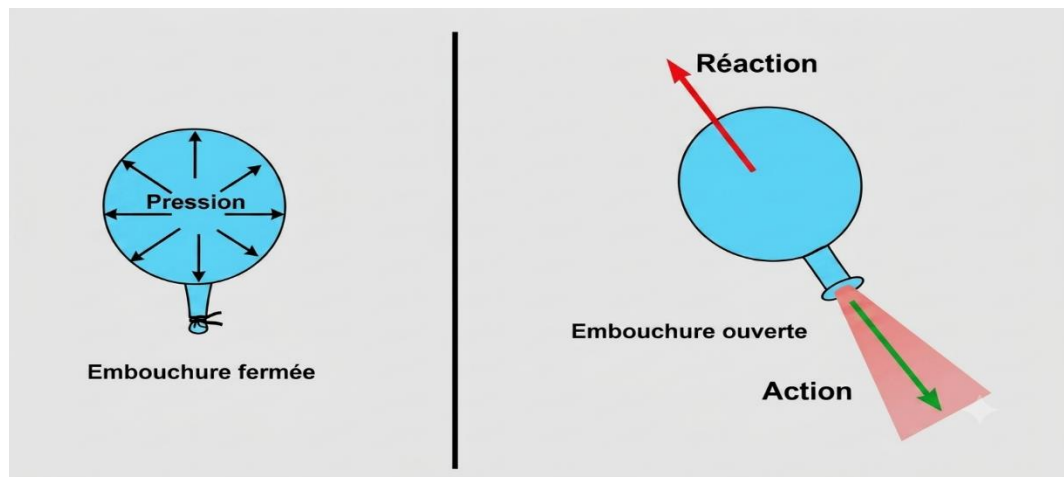


Figure I – 6 : Principe d'action et réaction

I. 5. Fonctionnement d'un moteur à réaction

Un moteur à réaction fonctionne comme un moteur thermique classique, mais il utilise un gaz en l'occurrence l'air atmosphérique comme fluide de travail.

Son principe est clair et implacable : il génère une poussée en accélérant massivement un flux gazeux vers l'arrière. Pour cela, la vitesse des gaz expulsés à la sortie doit être nettement supérieure à celle de l'air entrant à l'avant.

C'est cette différence de vitesses qui crée la force propulsive. Pour y parvenir, l'énergie est injectée dans le flux d'air en deux phases distinctes et successives : d'abord sous forme de compression, puis sous forme de chaleur libérée par la combustion.

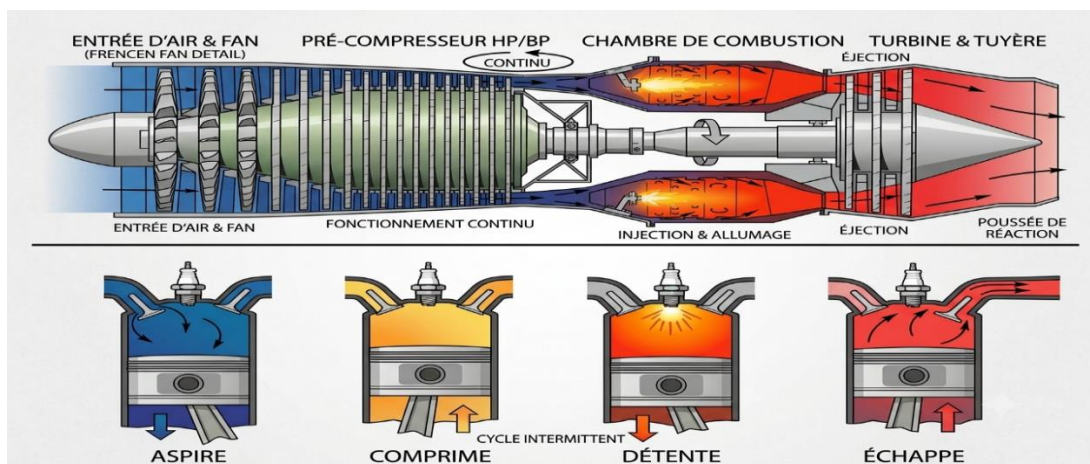


Figure I – 7 : Fonctionnement d'un moteur à réaction

Le processus commence par la compression de l'air ambiant. Un compresseur, entraîné mécaniquement par l'arbre principal du moteur, élève fortement sa pression.

Vient ensuite la phase de chauffe : cet air comprimé est injecté dans la chambre de combustion, où il est mélangé au carburant et enflammé. La température des gaz grimpe alors de manière spectaculaire.

L'énergie accumulée est ensuite récupérée en deux temps. D'abord, les gaz chauds et sous pression se détendent dans la turbine, produisant le travail mécanique nécessaire pour faire tourner le compresseur. Puis, dans la tuyère d'éjection, l'énergie thermique restante se transforme en vitesse pure. C'est cette accélération finale qui génère la poussée.

On peut comparer le moteur à réaction au moteur à piston classique : tous deux suivent le même cycle thermodynamique en quatre temps – aspiration, compression, combustion et détente. Mais la ressemblance s'arrête là.

Le moteur à piston exécute ces quatre phases de façon intermittente, dans un même cylindre. Le moteur à réaction, lui, les réalise en continu et simultanément, dans des composants distincts et spécialisés.

Autre différence majeure : le mode de combustion. Dans un piston, la combustion se produit à volume constant, provoquant un pic de pression très élevé. Dans un turboréacteur, elle s'effectue à pression constante. Cette caractéristique permet de traiter d'énormes quantités d'air dans une chambre relativement petite et légère, tout en acceptant des carburants à faible indice d'octane.

Enfin, et c'est peut-être la distinction la plus importante : dans un moteur à piston, les gaz d'échappement sont simplement rejetés après détente. Dans un moteur à réaction, ces mêmes gaz constituent la source principale de la poussée. C'est cette utilisation directe de l'énergie cinétique des gaz expulsés qui donne au turboréacteur sa capacité unique à atteindre des vitesses et des altitudes exceptionnelles.

I. 6. Composants des moteurs à réaction

I. 6.1 L'entrée d'air

L'entrée d'air constitue le premier élément du moteur. Elle a pour rôle de capter l'air ambiant et de l'acheminer vers le compresseur dans les meilleures conditions aérodynamiques, en assurant un écoulement régulier et uniforme.



Figure I – 8 : Entrée d'air et soufflante

I. 6.2. Le Compresseur

Le compresseur joue un rôle capital : il prépare l'air entrant en le portant à une pression beaucoup plus élevée avant qu'il ne pénètre dans la chambre de combustion.

Pour y parvenir, l'air traverse une série d'étages successifs composés d'aubes mobiles (rotatives) et d'aubes fixes. À mesure qu'il progresse, le volume du flux diminue progressivement. Cette compression continue fait grimper à la fois la pression et la température de l'air.

Dans les turboréacteurs, on rencontre principalement deux grandes familles de compresseurs le compresseur axial et le compresseur centrifuge. Chacun possède ses avantages selon les besoins en termes de débit, de rendement et de compacité.

Placé juste en amont de la chambre de combustion, le compresseur constitue l'une des étapes les plus déterminantes du cycle du moteur. Sans une compression efficace, aucune poussée puissante ne pourrait être produite. [6]

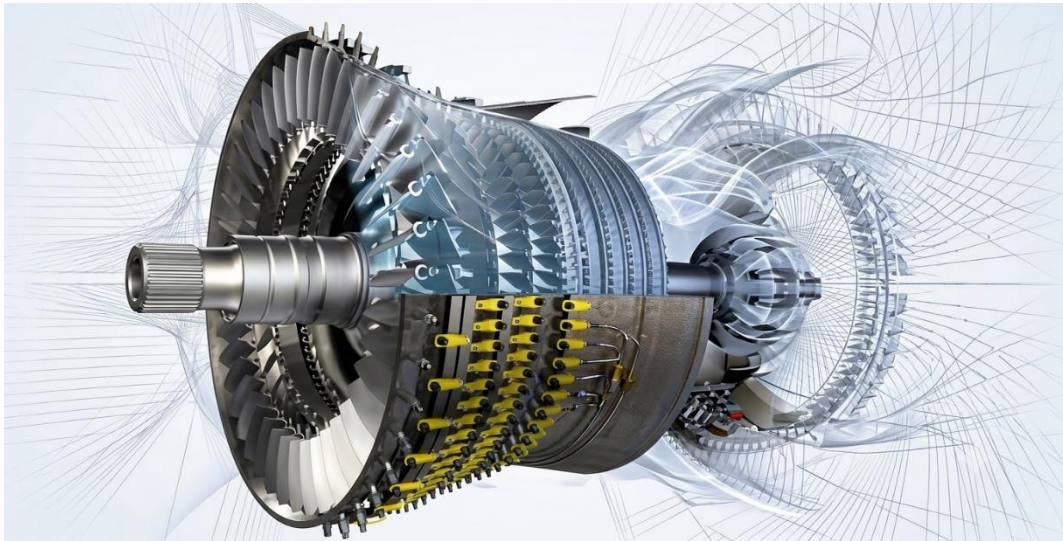


Figure I – 9 : Compresseur axial

I. 6. 3. La chambre de combustion

La chambre de combustion est le cœur vivant du turboréacteur. C'est ici que l'air fortement comprimé sortant du compresseur rencontre le carburant finement pulvérisé.

Le mélange est ensuite enflammé, libérant une intense réaction chimique qui transforme l'énergie contenue dans le carburant en une chaleur considérable.

L'efficacité de cette combustion joue un rôle décisif sur la consommation spécifique du moteur. Tout repose sur la qualité du mélange entre l'air (comburant) et le carburant. Plus le mélange est homogène, meilleure est la combustion.

Pour y parvenir, les ingénieurs recherchent délibérément un écoulement très turbulent à l'intérieur de la chambre. Cette agitation intense favorise un contact intime et uniforme entre l'air et le carburant.

Pourtant, cette exigence rend la conception aérodynamique de la chambre de combustion particulièrement délicate et complexe. Il faut en effet maîtriser des flux violents, des zones de recirculation, des gradients de température extrêmes, tout en garantissant une combustion stable, complète et durable.[7]



Figure I – 10 : chambre de combustion [20]

I. 6.4. Turbine

La turbine remplit une mission essentielle : elle fournit l'énergie mécanique nécessaire pour entraîner le compresseur, ainsi que tous les équipements auxiliaires du moteur et de l'avion.

Pour accomplir cette tâche, elle puise une partie importante de l'énergie contenue dans les gaz brûlants qui sortent de la chambre de combustion. Elle agit comme une véritable centrale énergétique interne.

Structurée en deux parties complémentaires, la turbine comprend :

D'un côté un élément fixe appelé distributeur ou stator, dont les aubes sont conçues pour canaliser et orienter avec précision le flux de gaz chaud vers la partie mobile.

De l'autre le rotor partie tournante solidement liée à l'arbre commun qui relie la turbine au compresseur. Ses aubes captent l'énergie du flux gazeux et la convertissent en travail mécanique rotatif.

C'est grâce à cette extraction d'énergie que le moteur peut maintenir son cycle en continu, le compresseur tournant sans relâche.

La turbine représente ainsi l'un des composants les plus sollicités, confronté à des températures extrêmes et à des contraintes mécaniques intenses.[8]

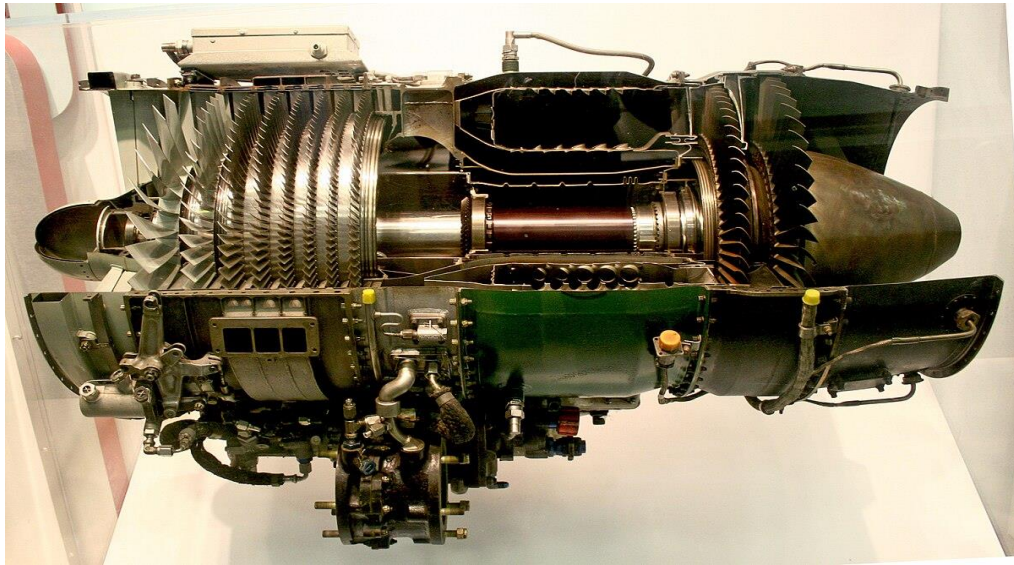


Figure I – 11: une turbine

I. 6. 5 .La tuyère

La tuyère constitue la dernière étape du parcours des gaz à l'intérieur du moteur. Son rôle est double : elle évacue les gaz brûlés tout en les ramenant progressivement à la pression de l'atmosphère environnante.

En traversant ce convergent soigneusement profilé, le flux gazeux subit une forte accélération. La pression diminue tandis que la vitesse augmente de manière spectaculaire.

C'est précisément cette transformation rapide de l'énergie thermique et de pression en énergie cinétique qui génère la majeure partie de la poussée propulsive. Sans une tuyère efficace, le moteur ne pourrait convertir qu'une faible fraction de son énergie en force motrice.

Ainsi, ce composant apparemment simple s'avère décisif : il transforme un flux chaud et ralenti en un puissant jet arrière, propulsant l'aéronef vers l'avant avec une efficacité remarquable.[7]



Figure I – 12 : une tuyère

I. 7. Cycle thermodynamique

Le fonctionnement thermodynamique d'un moteur à réaction s'appuie sur le cycle de Brayton. Ce cycle modélise de façon précise les transformations successives que subit l'air en parcourant les différents organes du moteur.

Au fil de ce processus continu, le fluide de travail – l'air atmosphérique – traverse quatre phases essentielles, chacune accompagnée de changements physiques et énergétiques majeurs :

- **L'admission de l'air** : l'entrée du flux atmosphérique dans le moteur.
- **La compression** : l'augmentation significative de sa pression et de sa température.
- **La combustion du mélange air-carburant** : l'apport de chaleur par ignition du carburant.
- **La détente des gaz** : l'expansion et l'accélération finale des gaz brûlants.

Ces quatre étapes forment le socle du cycle de Brayton. Elles s'enchaînent sans interruption, permettant au moteur de convertir efficacement l'énergie chimique en poussée propulsive.

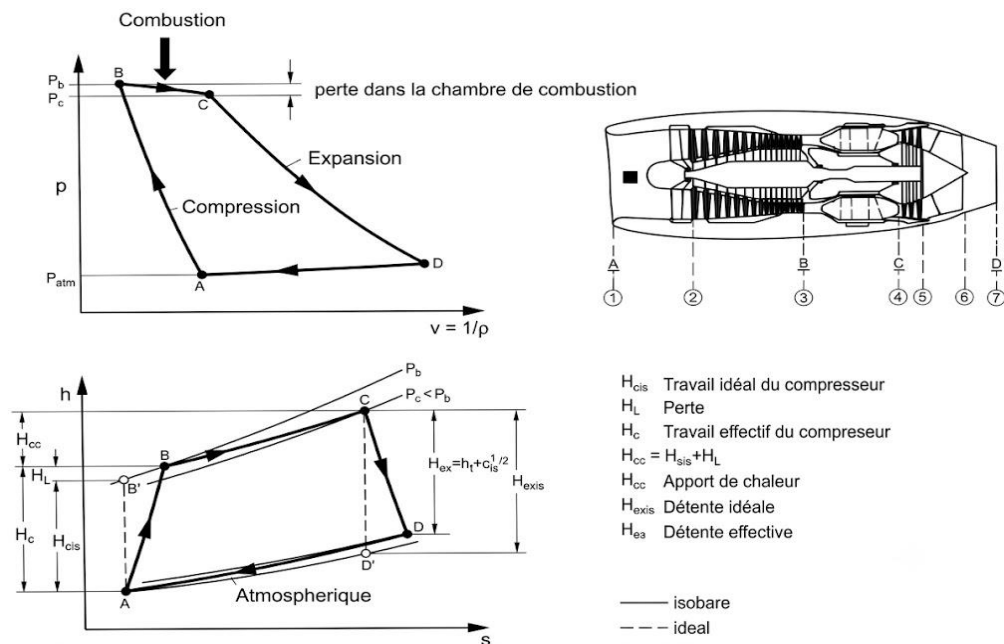


Figure I – 13 : Cycle de Brayton

I. 8 .Types de moteurs à réaction

Il existe plusieurs types de moteurs à réaction, chacun étant conçu pour répondre à des conditions de vol et des applications spécifiques. On distingue généralement cinq principales catégories :

- ✚ Le turbopropulseur
- ✚ Le turbomoteur
- ✚ le turboréacteur double flux (turbofan)
- ✚ Le turboréacteur

I. 8.1 Le statoréacteur

Les statoréacteurs sont des moteurs conçus avant tout pour les vols à très grande vitesse, particulièrement en régime supersonique.

Dépourvus de pièces mobiles complexes comme les compresseurs ou les turbines, ils affichent une architecture bien plus simple que celle des turboréacteurs. Cette simplicité leur confère d'excellentes performances aux vitesses élevées, où ils excellent.

Cependant, cette efficacité se paie d'un prix : leur plage de fonctionnement reste étroite. Ils manquent de souplesse et s'adaptent mal aux variations de vitesse ou d'altitude, ce qui limite leur utilisation à des missions très spécifiques.

Dans un statoréacteur, la compression de l'air ne provient pas d'organes mécaniques, mais directement de la vitesse même du flux entrant. L'énergie cinétique de l'air supersonique est convertie en augmentation de pression, contribuant ensuite à générer la poussée.

L'entrée d'air constitue un élément vital de ce moteur aérobique. Elle doit capturer et ralentir le flux supersonique avec une grande précision. Cette compression est obtenue grâce à la formation de plusieurs ondes de choc, créées par les surfaces externes et internes de l'entrée d'air notamment au niveau du capot et de sa lèvre. Ces ondes de choc ralentissent et compriment le flux avant qu'il ne pénètre dans le moteur proprement dit. [9]

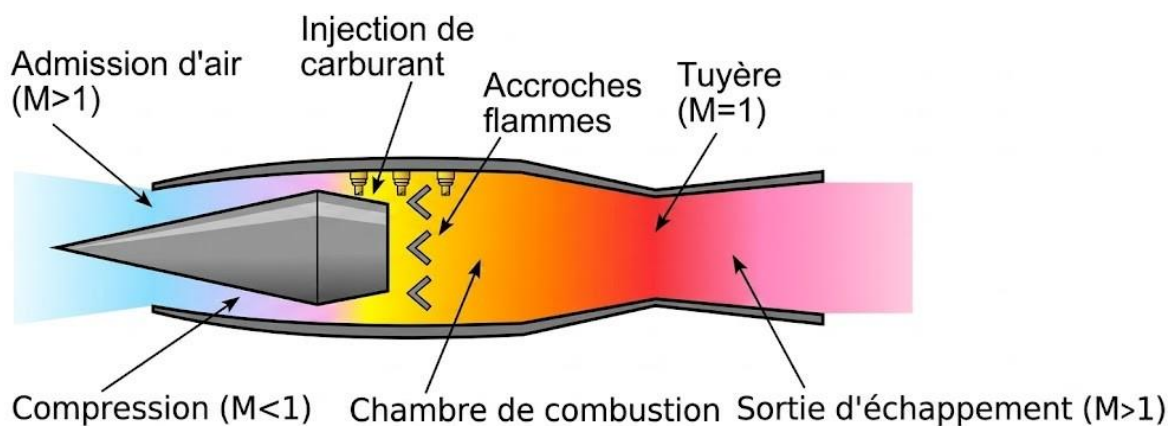


Figure I – 14 : Un statoréacteur

I. 8.2. turbopropulseur

Le turbopropulseur représente une formule hybride élégante au sein de la famille des moteurs à réaction. Il associe une turbine à gaz performante à une hélice classique.

Son principe de fonctionnement est particulièrement astucieux : la turbine à gaz produit l'énergie mécanique principale, qui est ensuite transmise à l'hélice. Celle-ci assure l'essentiel de la poussée en accélérant une grande masse d'air ambiant vers l'arrière. Seule une faible partie de l'énergie restante est convertie en jet direct.

Ce type de moteur excelle sur les avions évoluant à vitesses faibles à moyennes. Il offre une excellente efficacité énergétique, bien supérieure à celle des turboréacteurs classiques dans ces régimes de vol.

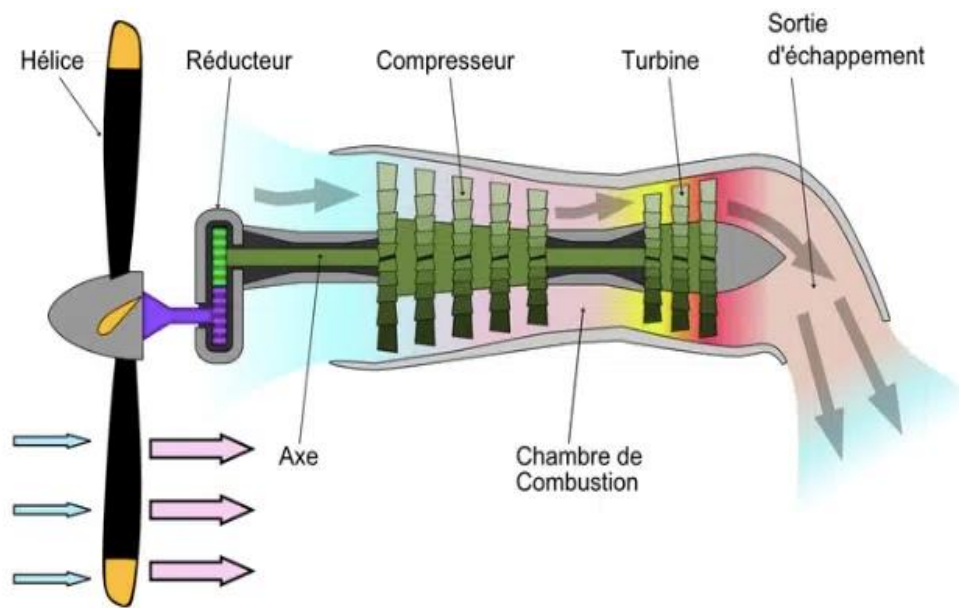


Figure I – 15 : Un turbopropulseur

I. 8.3. turbomoteur

Le turbomoteur constitue un autre membre important de la famille des moteurs à réaction.

Au lieu de produire directement une poussée par jet, il délivre une puissance mécanique sur un arbre de transmission destiné à entraîner des systèmes externes autres qu'une hélice. L'essentiel de l'énergie des gaz chauds est converti en travail mécanique au niveau de la turbine, contrairement au turboréacteur classique où une grande partie de cette énergie est conservée pour générer une poussée directe.

Ce type de moteur trouve son application principale dans les hélicoptères, où il entraîne le rotor principal et le rotor anti-couple. [10]

Par ailleurs, des variantes de turbomoteurs servent fréquemment d'unités auxiliaires de puissance (APU). Elles fournissent de l'énergie pour la climatisation, le démarrage des moteurs principaux, ou encore la production d'électricité de secours, que ce soit en vol ou au sol. Cela permet à l'aéronef de rester autonome, sans dépendre des infrastructures au sol.

Au-delà de l'aéronautique, les turbomoteurs s'emploient dans de nombreux autres domaines. On les retrouve comme turbines à gaz pour entraîner des générateurs

électriques fixes, ou encore dans des applications maritimes et militaires, notamment pour propulser des navires et des véhicules blindés. [5]

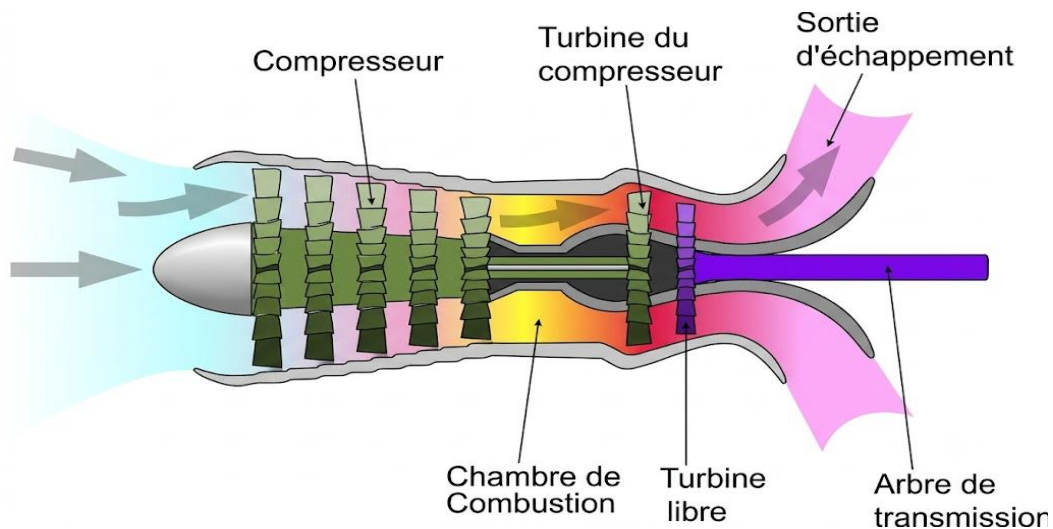


Figure I – 16 : Un turbomoteur

I. 8.4. turbo fan

Le turboréacteur à double flux, plus communément appelé turbofan, a été conçu dans le but précis d'améliorer le rendement propulsif des moteurs à réaction.

Son principal atout réside dans la réduction de la vitesse moyenne du jet d'éjection, un avantage particulièrement précieux pour les vols subsoniques à haute vitesse. Cette approche permet de concilier puissance et économie de carburant bien mieux que les turboréacteurs classiques.

Dans un turbofan, une partie importante du flux d'air capté à l'entrée contourne complètement le cœur du moteur c'est-à-dire le compresseur, la chambre de combustion et la turbine. Cet air « froid » est directement acheminé vers une seconde tuyère. La poussée totale résulte alors de la combinaison de deux contributions distinctes : celle du flux secondaire (froid) et celle du flux primaire (chaud) issu du cœur du moteur.

Dans certaines configurations, ces deux flux sont mélangés avant l'éjection finale, produisant un jet unique à vitesse plus modérée et plus silencieux.

Le paramètre clé qui définit le comportement d'un turbofan est le taux de dilution . Il correspond au rapport entre le débit d'air du flux secondaire et celui qui traverse le compresseur haute pression du flux primaire. Plus ce taux est élevé, plus le moteur privilégie l'efficacité et la sobriété.[6]

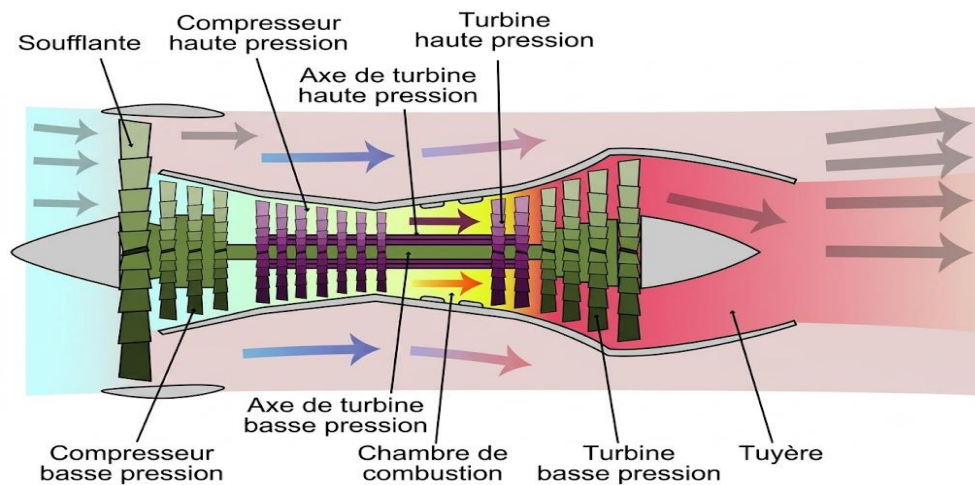


Figure I – 17 : Un turbofan

I. 8.4. Turboréacteur

Le turboréacteur est un moteur de propulsion qui transforme l'énergie chimique stockée dans le carburant en énergie cinétique, en utilisant l'air ambiant comme comburant.

Ce processus repose sur une combustion continue : le carburant est mélangé à l'air aspiré, brûlé à haute température, puis les gaz résultants sont accélérés et expulsés à grande vitesse vers l'arrière.

Cette éjection rapide crée une force de réaction puissante, qui se manifeste sous forme de poussée dirigée vers l'avant, exactement à l'opposé du flux sortant. Tout cela se déroule au sein d'un milieu gazeux compressible, où les variations de pression et de vitesse jouent un rôle déterminant.[11]

I. 8.4.1. Principe de fonctionnement

Le parcours de l'air à travers le turboréacteur commence par son admission via le collecteur d'entrée. Une fois à l'intérieur, il est fortement comprimé et chauffé en traversant les étages du compresseur.

Ce flux d'air sous pression est ensuite acheminé vers la chambre de combustion. Là, du carburant est injecté avec précision, créant un mélange intime qui est aussitôt enflammé. Une puissante libération d'énergie thermique s'ensuit.

Les gaz brûlants, très chauds et sous haute pression, se dirigent alors vers la turbine. Celle-ci en récupère une partie significative de l'énergie pour, via l'arbre de transmission,

entraîner le compresseur. Ce bouclage permanent assure le fonctionnement continu du moteur.

Mais l'histoire ne s'arrête pas là. L'énergie restante dans les gaz est loin d'être perdue. Elle est astucieusement convertie en poussée dans la tuyère d'éjection. En se détendant et en s'accéléérant fortement au passage de cette tuyère, les gaz atteignent une vitesse élevée vers l'arrière. C'est cette accélération finale qui produit la force propulsive indispensable au déplacement de l'aéronef.[12]

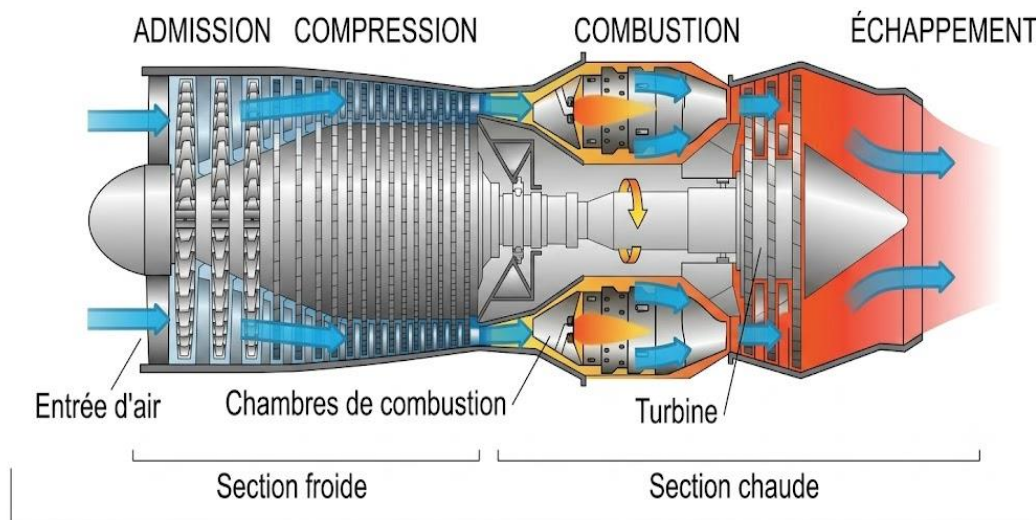


Figure I – 18 : Schéma de coupe d'un turboréacteur montrant son fonctionnement

I. 8.4.2. Types de turboréacteurs

Il existe plusieurs types de turboréacteurs, qui se différencient essentiellement par leur conception interne, le nombre de corps et la manière dont le flux d'air est organisé.

I. 8.4.2.1. Turboréacteur a compresseur centrifuge

Le compresseur centrifuge est directement relié, par un arbre de transmission, à une turbine qui l'entraîne. Cette turbine peut être soit de type centripète, soit axiale, et compter un ou plusieurs étages selon la conception.

Ce type de compresseur se caractérise avant tout par sa simplicité de fabrication, ce qui constitue un avantage majeur. Bien qu'il présente un diamètre relativement important, sa longueur réduite lui confère une architecture globale très compacte. Cette particularité le rend particulièrement bien adapté aux hélicoptères, où l'encombrement et le poids doivent être maîtrisés avec soin.

Le schéma ci-dessous illustre un turboréacteur équipé d'un compresseur centrifuge, associé à plusieurs chambres de combustion et à une turbine axiale à deux étages. [13]

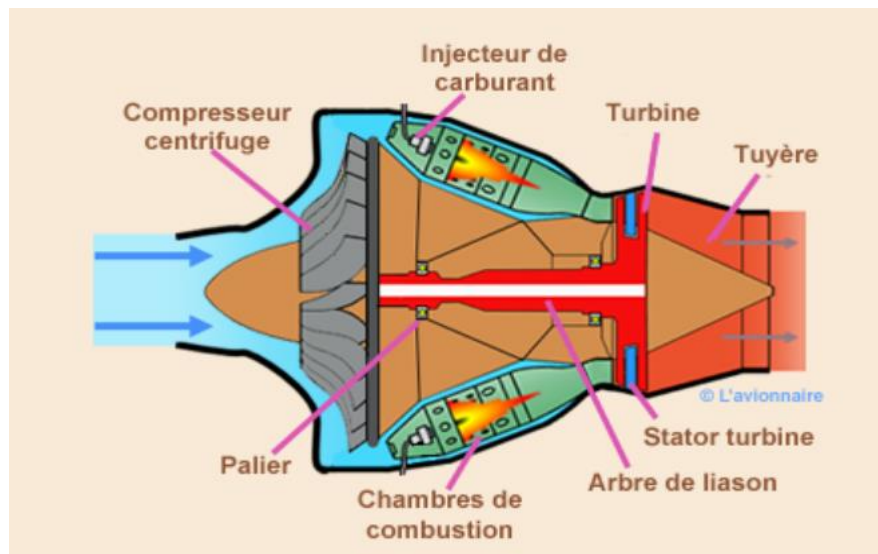


Figure I – 19 : Turboréacteur à compresseur centrifuge

I. 8.4.2.2. Turboréacteurs à compresseur axial

a) . Turboréacteurs simple flux mono-corps

Un turboréacteur est qualifié de simple flux quand tout l'air qu'il aspire suit un trajet unique, du collecteur d'entrée jusqu'à la tuyère d'éjection, sans aucune dérivation.

On le dit « sec » lorsqu'il ne possède pas de système de post-combustion. Enfin, il est appelé mono-corps quand son compresseur forme un seul ensemble mécanique, contrairement aux versions double ou triple corps où plusieurs rotors tournent indépendamment sur des arbres séparés.

Cette architecture représente la forme la plus simple et la plus directe de turboréacteur. Le compresseur, composé de plusieurs étages, est relié par un arbre unique à une turbine qui compte elle aussi un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse de rotation.

Selon les conceptions, ce type de moteur peut être équipé soit de plusieurs chambres de combustion individuelles disposées autour du moteur, soit d'une seule chambre annulaire continue.

Sa simplicité en fait une solution robuste, fiable et relativement facile à produire, même si elle présente certaines limites en termes de rendement et de flexibilité par rapport aux architectures plus complexes.[14]

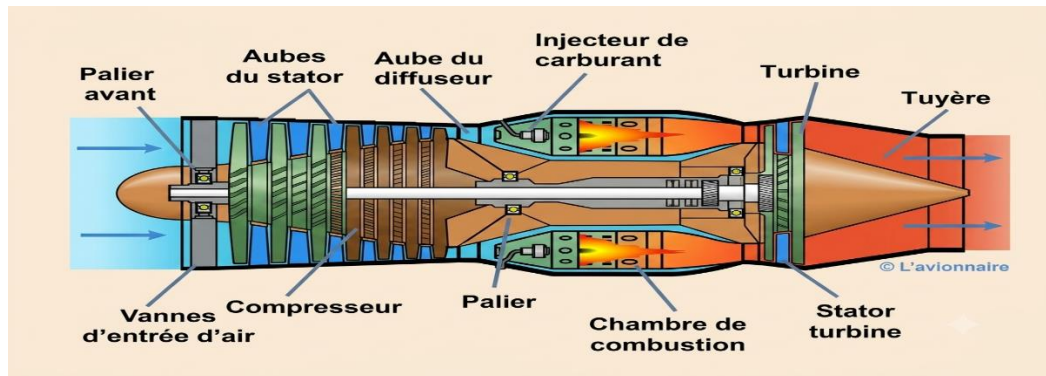


Figure I – 20 : Turboréacteur simple flux Mono-corps

b). Turboréacteurs simple flux et double corps

Pour augmenter la puissance les ingénieurs ont développé des turboréacteurs équipés d'un second compresseur entraîné par une turbine dédiée. Cet ensemble formé par le compresseur et la turbine supplémentaires (généralement représenté en rouge) constitue l'attelage N2.

De son côté, le groupe compresseur-turbine initial (souvent illustré en gris) forme l'attelage N1.

Ces deux attelages sont mécaniquement indépendants : ils tournent sur des arbres séparés et fonctionnent à des vitesses de rotation différentes, ce qui permet une optimisation plus fine du rendement à chaque régime de vol.

À noter que l'arbre de l'attelage N1 est concentré à l'intérieur de celui de l'attelage N2, formant ainsi une structure emboîtée particulièrement compacte et ingénieuse.[13]

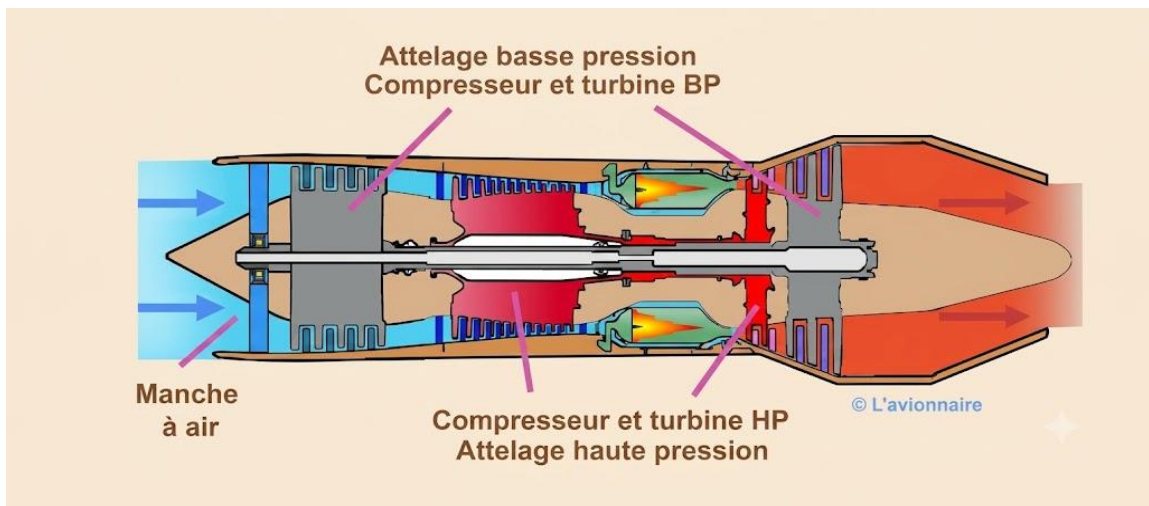


Figure I – 21 : Turboréacteur simple flux double-corps

c). Turboréacteur double flux double corps avec PC

La post-combustion également appelée réchauffe, est un système qui intervient après la combustion principale, dans la section aval du moteur, juste avant ou au niveau de la tuyère.

Son principe est simple mais spectaculaire : on injecte du carburant supplémentaire dans les gaz d'échappement encore riches en oxygène. Ce carburant s'enflamme, provoquant une seconde combustion qui élève brutalement la température et la vitesse des gaz expulsés. Le résultat Une augmentation immédiate et puissante de la poussée.

Pour maintenir une combustion stable dans un flux aussi rapide, des dispositifs spéciaux appelés accroche-flammes sont disposés stratégiquement. Ils créent des zones de recirculation où la vitesse locale des gaz diminue, permettant aux flammes de s'ancrer solidement sans s'éteindre.

Ce système peut équiper aussi bien les turboréacteurs simple flux que double flux. Cependant, en raison de sa très forte consommation de carburant, il est presque exclusivement réservé aux avions militaires supersoniques, où la nécessité d'une poussée exceptionnelle prime sur l'économie.[14]

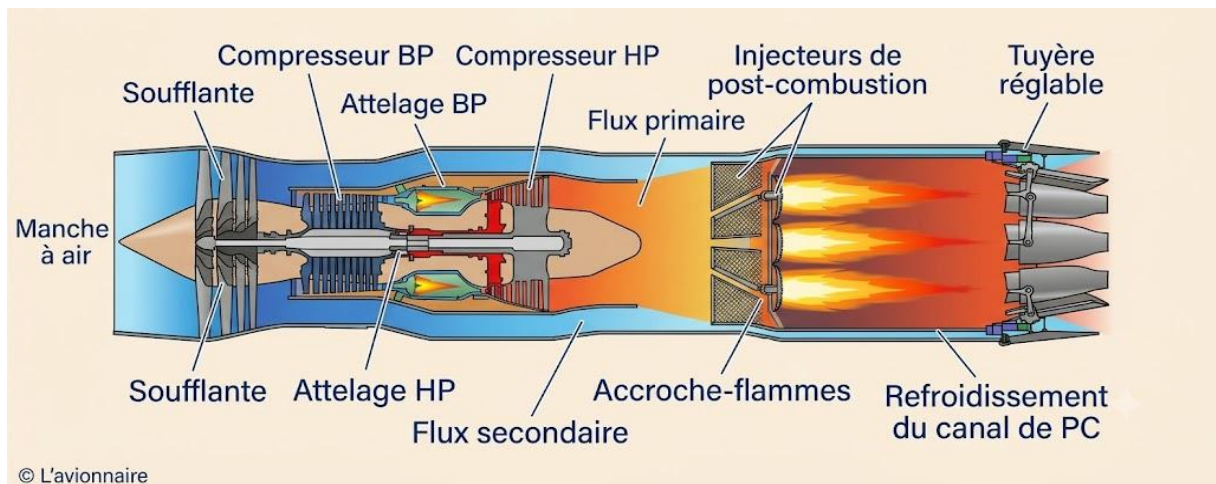


Figure I – 22 : Turboréacteur double flux-Double corps avec Post Combustion

d). Turboréacteur double flux avec soufflante

Ce type de turboréacteur se distingue par la présence, à l'avant du compresseur basse pression, d'une soufflante de grand diamètre.

Cette immense hélice moderne joue un rôle majeur : elle aspire et accélère une quantité importante d'air qui forme l'essentiel du flux secondaire (ou flux froid). Ce flux contourne le cœur du moteur et contribue très largement à la poussée totale, souvent bien plus que le flux primaire lui-même.

La soufflante est directement entraînée par le même arbre que le compresseur basse pression, formant ainsi un ensemble mécanique solidaire qui tourne à la même vitesse.[13]

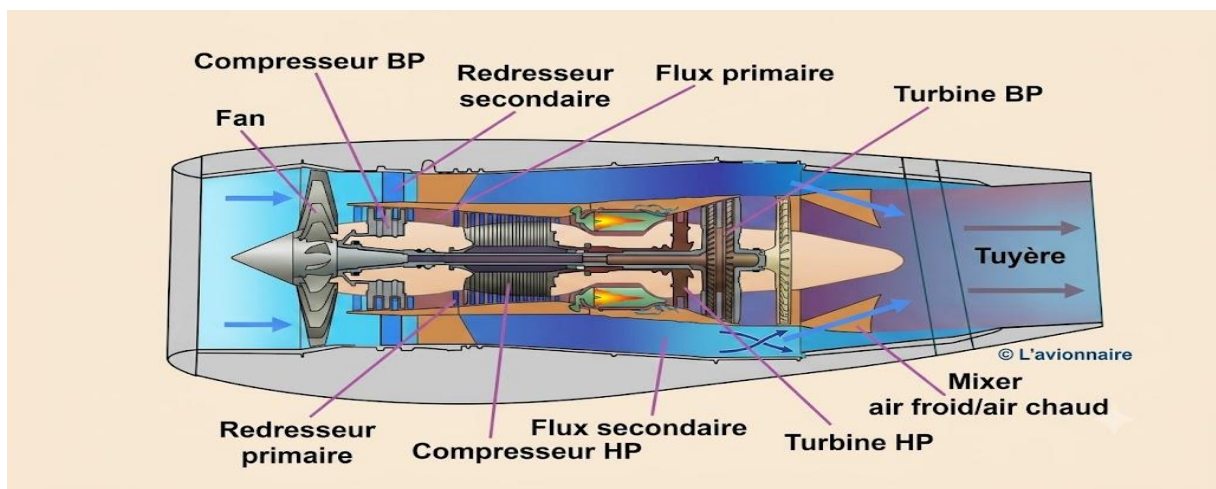


Figure I – 23 : Turboréacteur double flux avec soufflante

e).Turboréacteur double flux avec grande soufflante

Dans un turboréacteur à double flux, la soufflante aspire la totalité de l'air qui arrive à l'entrée du moteur. Elle le divise ensuite en deux courants distincts : un flux secondaire, largement dominant et froid, et un flux primaire, plus restreint et chaud. Chacun de ces flux poursuit son chemin et s'échappe par sa propre tuyère.

À l'inverse d'un turboréacteur simple flux, qui expulse un jet unique extrêmement rapide et particulièrement bruyant, le double flux crée une enveloppe de air plus lent autour du jet central chaud. Cette couche extérieure atténue les frottements violents entre les vitesses différentes, apaisant ainsi les turbulences et réduisant significativement le niveau sonore global.

Pourtant, ce n'est pas parfait. La soufflante elle-même peut générer du bruit, surtout pendant les phases d'approche où le moteur tourne à bas régime.[15]

f).Turboréacteur double flux mélangés

Dans un turboréacteur à double flux, une partie de l'énergie produite n'est pas uniquement consacrée à la propulsion directe. Elle sert plutôt à alimenter une turbine supplémentaire, laquelle entraîne le compresseur basse pression autrement dit, la grande soufflante. Ce composant joue un rôle clé : il accélère massivement le flux secondaire et génère ainsi une part importante de la poussée totale.

Le moteur fonctionne donc avec deux courants d'air bien distincts. Le flux primaire, chaud, emprunte le chemin complet du cycle thermodynamique : il passe successivement par les compresseurs haute et basse pression, la chambre de combustion, puis les turbines. Pendant ce temps, le flux secondaire, beaucoup plus froid, contourne entièrement la partie chaude du moteur.

À la sortie, les deux flux ne restent pas séparés. Ils se mélangent dans la tuyère commune avant d'être éjectés ensemble vers l'arrière, créant une poussée à la fois puissante et plus maîtrisée.

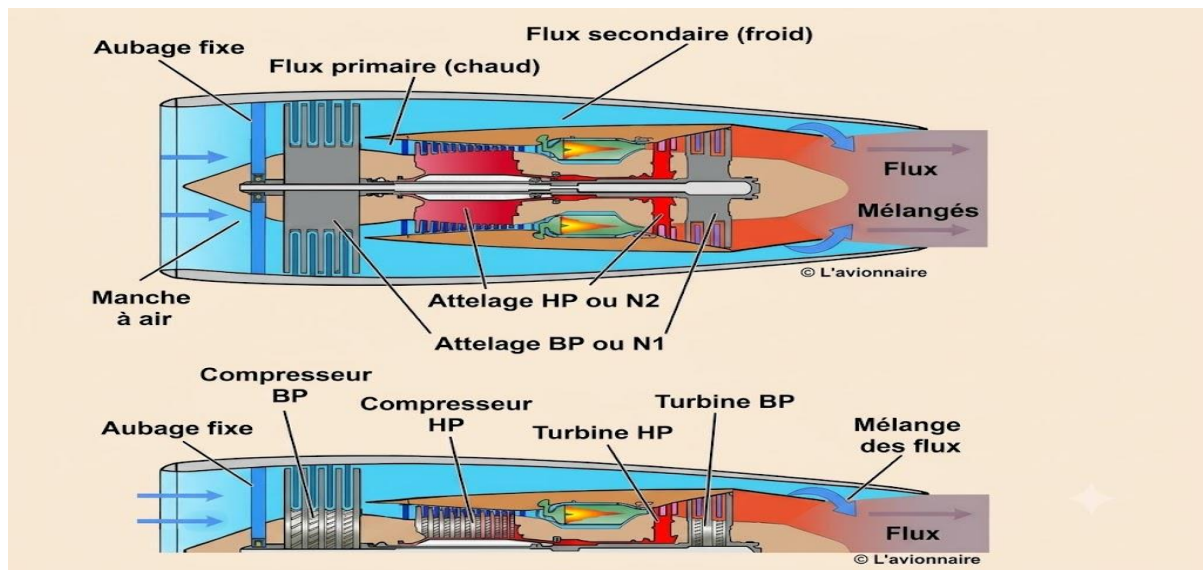


Figure I – 24 : Turboréacteur double flux mélangés

f).1. Composition

Le turboréacteur à double flux mélangé repose sur l'interaction coordonnée de plusieurs organes complémentaires, dont l'assemblage fonctionnel garantit la propulsion de l'aéronef. Les principaux composants qui le constituent sont les suivants :

f).1. 1.Le diffuseur

L'entrée d'air ou manche à air permet de capter et d'orienter l'air vers le moteur de façon régulière et optimale. Sa forme dépend du type de propulsion.

Elle est équipée d'un système de dégivrage utilisant de l'air chaud pour éviter la formation de glace, et peut aussi protéger les aubes directrices.

Enfin, elle peut contenir des matériaux absorbants pour réduire le bruit produit par la soufflante et améliorer le confort acoustique.[16]

f).1. 2.La soufflante

Au cœur du turboréacteur à double flux se trouve la soufflante, un composant absolument indispensable. Placée juste avant le compresseur basse pression, elle se compose de grandes pales au profil sophistiqué : leur angle d'attaque évolue progressivement le long de leur longueur pour mieux répartir les contraintes aérodynamiques et maximiser l'efficacité.

Cette immense hélice réalise une première compression de l'air aspiré. Elle prépare ensuite sa séparation en deux flux bien distincts. Le flux secondaire, froid, emprunte un large conduit périphérique qui contourne entièrement la partie chaude du moteur. Pendant ce temps, le flux primaire, beaucoup plus chaud, s'engage dans le circuit interne où il traverse successivement les différents étages de compresseurs, la chambre de combustion et les turbines.

Pour bien visualiser cette architecture élaborée, il suffit de regarder la soufflante du GE90. Ses aubes redresseuses spécifiques, dédiées à chacun des deux flux, illustrent parfaitement la complexité et la précision de cette conception.[16]

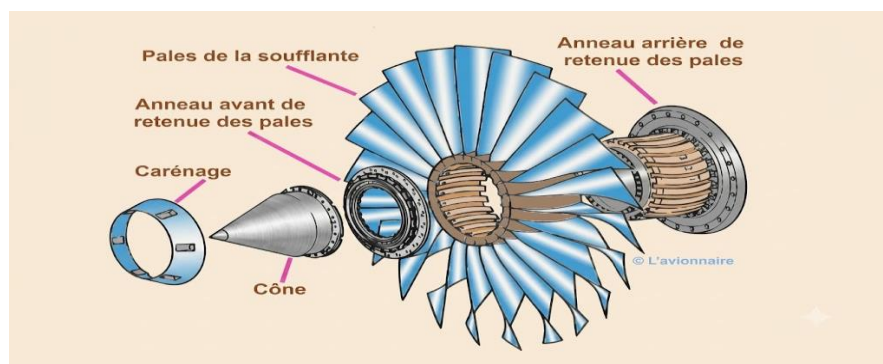


Figure I – 25: soufflante

f).1. 3.le compresseur

Le compresseur joue un rôle central dans un turboréacteur. Sa mission principale consiste à aspirer l'air extérieur et à le comprimer étape par étape. Il doit ainsi atteindre les conditions idéales – en pression, en température et en vitesse – pour que l'air puisse entrer efficacement dans la chambre de combustion.

On en distingue principalement deux grandes familles :

- ✚ le compresseur centrifuge,
- ✚ le compresseur axial.

- **Le compresseur centrifuge**

se compose d'une roue mobile munie d'aubes, appelée rotor, suivie d'un diffuseur fixe. L'air pénètre axialement dans le rotor. Sous l'effet de la rotation rapide, il est progressivement dévié vers l'extérieur, dans une direction radiale.

Cette transformation est spectaculaire. La force centrifuge, combinée à la géométrie variable des passages entre les aubes, accélère fortement l'air tout en augmentant sa pression. Éjecté à grande vitesse vers la périphérie de la roue, le flux arrive ensuite dans le diffuseur fixe.

Là tout change Grâce à sa forme divergente, le diffuseur ralentit le débit. Cette décélération convertit une grande partie de l'énergie cinétique en énergie de pression supplémentaire. Résultat : un taux de compression global nettement amélioré, prêt pour la suite du cycle.[17]

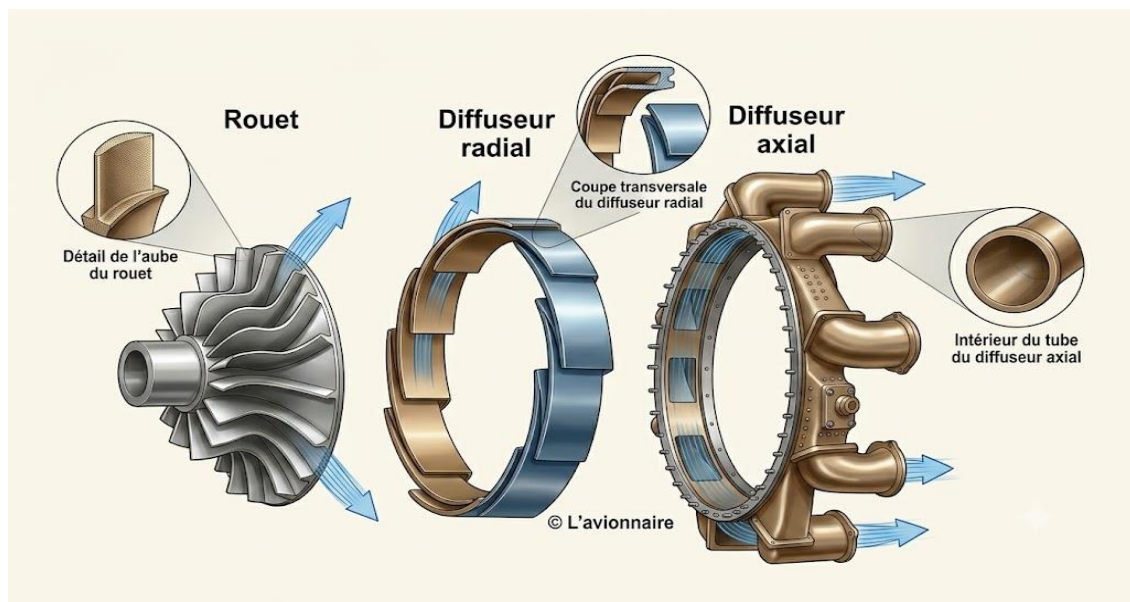


Figure I – 26 : Compresseur Centrifuge

- **Les compresseurs axiaux**

Aujourd'hui, le compresseur axial domine largement la conception des turboréacteurs modernes. C'est devenu la technologie de référence.

Dans ce système, l'air circule en ligne droite, parallèlement à l'axe central du moteur. Il traverse une succession d'étages soigneusement agencés. Chaque étage fonctionne comme un duo bien orchestré : d'abord un rotor mobile, qui donne une forte accélération au flux d'air, puis un stator fixe qui suit immédiatement. Ce dernier ralentit le flux et transforme habilement cette énergie cinétique en une hausse significative de pression.

Grâce à l'enchaînement de nombreux étages, le compresseur axial atteint des rapports de compression très élevés. Et le tout dans un diamètre étonnamment réduit. Cette alliance rare entre performance exceptionnelle et grande compacité en fait le choix idéal pour les moteurs de forte puissance, où chaque kilo et chaque centimètre comptent.

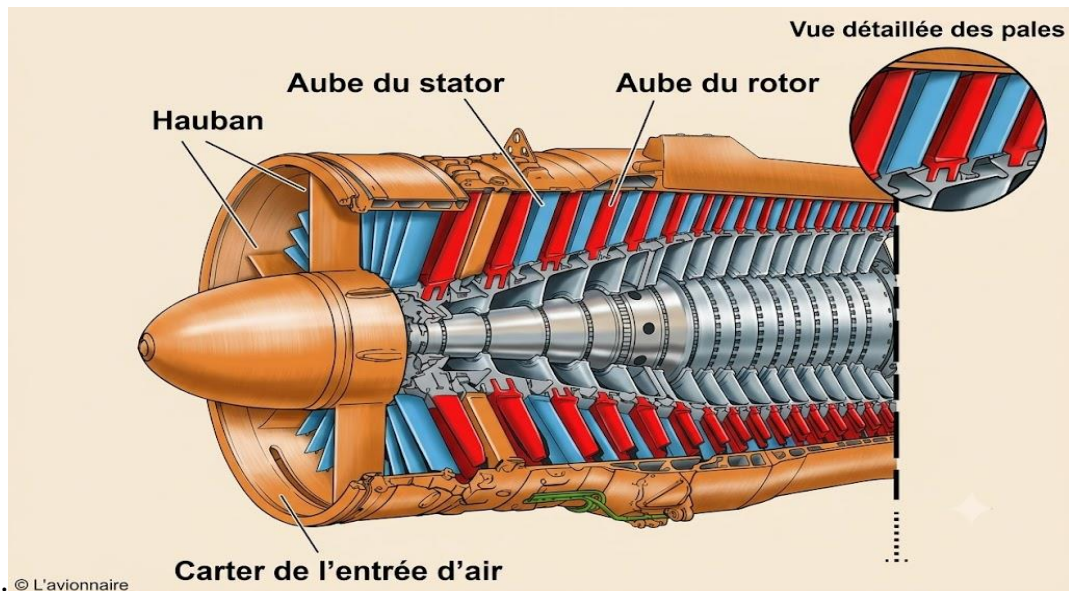


Figure I – 27: Compresseur axial

f).1. 4.La chambre de combustions

La chambre de combustion occupe une position stratégique au cœur du turboréacteur. Nichée précisément entre le compresseur haute pression et la turbine haute pression, elle constitue l'un des organes les plus critiques du moteur.

Son rôle est clair et vital : prendre l'air déjà fortement comprimé par le dernier étage du compresseur et le porter à très haute température. En injectant et en brûlant du carburant dans ce flux, elle libère une importante quantité d'énergie thermique.

Cette élévation brutale de température transforme l'air en un gaz chaud et expansif. Cette énergie thermique devient alors le moteur véritable du système : elle permet d'actionner les turbines en aval tout en fournissant la force nécessaire à la production de poussée lors de l'éjection finale des gaz à grande vitesse.[5]

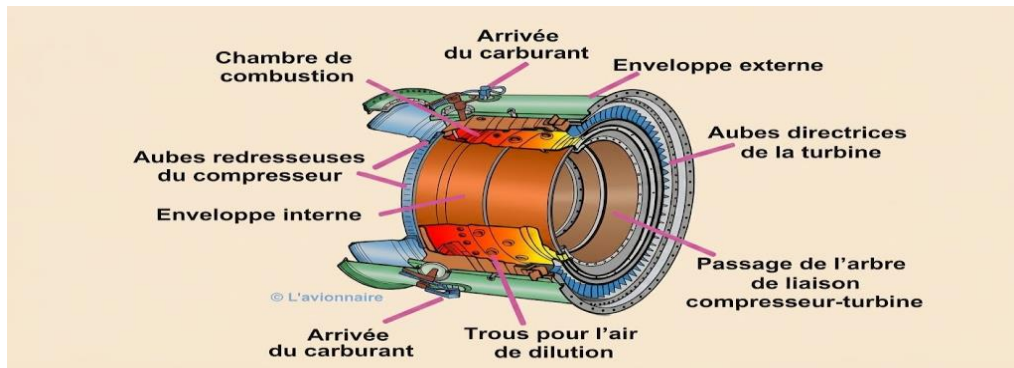


Figure I – 28 : chambre de combustions

La chambre de combustion se présente sous des formes variées selon les constructeurs, mais son principe fondamental reste le même. À l'entrée, l'air comprimé est intelligemment réparti en plusieurs courants. Une partie relativement faible se dirige directement vers la tête du foyer pour alimenter les injecteurs et entretenir une combustion stable et continue. Le reste, majoritaire, contourne habilement la zone de flamme principale.

Ce flux de contournement joue un rôle double et essentiel. Il refroidit efficacement les parois de la chambre, les protégeant ainsi des températures extrêmes, tout en participant à la dilution et à l'homogénéisation des gaz brûlés.

Thermiquement, la chambre se divise en trois zones successives. La zone primaire accueille la combustion principale. La zone secondaire stabilise la flamme. Enfin, la zone de dilution achève le mélange.

Les températures varient de manière spectaculaire. Elles culminent autour de 2000°C dans les deux premières zones, avant de chuter significativement jusqu'à environ 1200°C à la sortie. Cette baisse contrôlée est cruciale : elle préserve les aubes de la turbine haute pression situées juste en aval. [5]

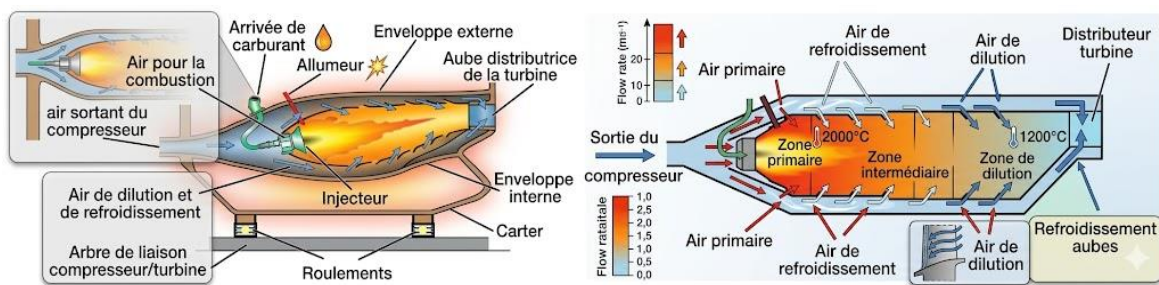


Figure I – 29: Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion

f).1. 5.La Turbine

La turbine constitue l'un des organes majeurs du turboréacteur. Sa fonction essentielle est d'extraire de l'énergie à travers la détente des gaz chauds provenant de la chambre de combustion.

Au fur et à mesure que ces gaz traversent la turbine, ils se dilatent rapidement. Cette expansion libère leur énergie thermique et cinétique, qui est transférée aux aubes. Ceux-ci se mettent alors à tourner à grande vitesse, entraînant l'arbre principal qui relie et alimente les différents composants du moteur, en particulier les compresseurs.

Deux grandes familles de turbines se distinguent selon le trajet suivi par les gaz :

- Les turbines centripètes, dans lesquelles les gaz entrent par la périphérie et convergent vers le centre, restent marginales. Elles sont essentiellement réservées aux applications de faible puissance.
- Les turbines axiales, où l'écoulement reste parallèle à l'axe du moteur, dominent largement. Elles équipent la quasi-totalité des turboréacteurs modernes grâce à leur excellente efficacité et leur capacité à gérer des débits massifs.

Dans un turboréacteur à double flux à tuyères mélangées, les turbines sont organisées par niveau de pression. La turbine haute pression se charge exclusivement d'entraîner le compresseur haute pression. En aval, la turbine basse pression assume une tâche plus lourde : elle entraîne à la fois le compresseur basse pression et l'imposante soufflante.

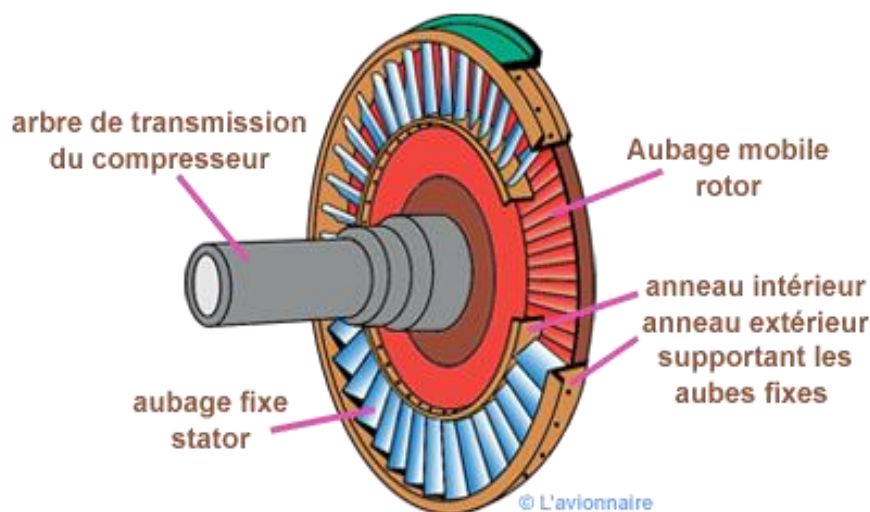


Figure I – 30: Vue en coupe d'une turbine

f).1. 6.Mélangeur

Le mélangeur est un élément spécifique au turboréacteur à double flux mélangé. Situé entre la turbine basse pression et la tuyère, il a pour fonction de combiner le flux primaire chaud issu du cœur du moteur avec le flux secondaire froid provenant de la soufflante avant leur éjection commune.

Ce mélange permet d'obtenir un jet plus homogène sur le plan énergétique, favorisant une meilleure exploitation de l'énergie disponible. Il en résulte une amélioration de la poussée et des performances globales du moteur.

D'un point de vue architectural, la présence du mélangeur constitue la principale différence entre le turboréacteur à double flux mélangé, où les deux flux sont réunis avant la sortie, et le turboréacteur à double flux séparé, où chaque flux est évacué par une tuyère distincte.



Figure I – 31 : mélangeur

f).1. 7.Poste-combustion

La post-combustion, également appelée réchauffe, constitue un système d'appoint puissant. Elle s'installe en aval de la turbine et juste avant la tuyère.

Dans un turboréacteur à double flux mélangé, sa position est encore plus précise : elle se trouve après le mélangeur, au sein du conduit unique où circulent désormais les deux flux réunis.

Son fonctionnement est relativement simple mais spectaculaire. On injecte une quantité supplémentaire de carburant directement dans les gaz déjà chauds issus du mélange du flux

primaire et secondaire. Ce carburant s'enflamme instantanément, provoquant une brusque montée en température et une forte augmentation de l'énergie du flux gazeux.

Conséquence directe : les gaz sont accélérés bien plus violemment à la sortie de la tuyère. Cette poussée supplémentaire peut être massive, offrant un gain de performance immédiat et impressionnant.

Cependant, ce dispositif est extrêmement gourmand en carburant. Pour cette raison, il équipe principalement les avions militaires. Il n'est activé que lors des phases critiques nécessitant une puissance maximale : décollage court, montée rapide ou franchissement du mur du son.

Son utilisation reste toujours très limitée dans le temps. La consommation excessive de kérosène impose de le réserver aux moments où chaque kilo de poussée supplémentaire fait vraiment la différence.



Figure I –32: Poste-combustion

f).1. 8.La tuyère

La tuyère représente l'ultime segment du turboréacteur. C'est ici que tout se joue.

Son rôle principal est d'expulser les gaz chauds sortant des turbines en les accélérant au maximum. Cette accélération brutale convertit l'énergie thermique et pression résiduelle en une vitesse élevée, générant ainsi la poussée qui propulse l'avion vers l'avant.

La forme et la géométrie de la tuyère ne sont pas anodines. Elles exercent une influence directe et déterminante sur les performances globales du moteur. Selon les conditions de vol et

le régime de fonctionnement, on opte pour deux configurations principales : la tuyère convergente, plus simple, ou la tuyère convergente-divergente, plus sophistiquée.

Ce choix n'est jamais laissé au hasard. Il permet d'optimiser l'expansion des gaz en fonction de la vitesse et de l'altitude, afin d'extraire le meilleur rendement possible de l'énergie disponible.[16]

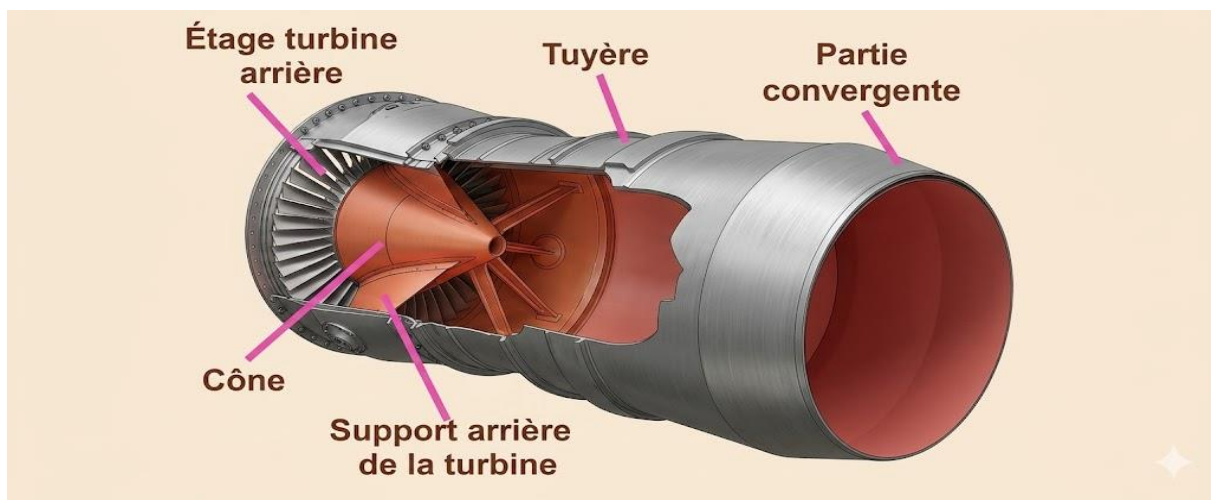


Figure I – 33: tuyère

- Dans le cas d'un turboréacteur double flux mélangé

Dans un turboréacteur à double flux mélangé, la tuyère évacue le flux mélangé et le transforme en poussée efficace. Elle doit résister à de très hautes températures, d'où l'utilisation d'alliages résistants comme le nickel ou le titane. Un système de ventilation est également utilisé pour limiter la transmission de chaleur et protéger la structure de l'aéronef.[16]

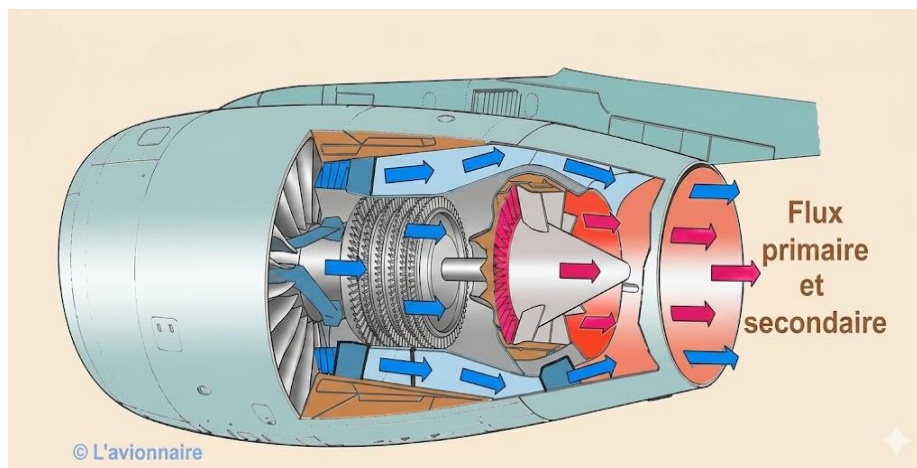


Figure I – 34 : Tuyère d'un turboréacteur à double flux mélangés

I.9. Avantages et inconvénients d'un moteur a réaction

- **Les Avantages**
 - ✓ Vitesse élevée
 - ✓ Poussée élevée
 - ✓ Autonomie
 - ✓ Contrôlabilité
- **Les inconvénients**
 - ✓ Une consommation de carburant élevée
 - ✓ Un bruit et des nuisances sonores importants
 - ✓ Un coût de fabrication et d'entretien élevé
 - ✓ Une complexité technique redoutable
 - ✓ Pollution sonore et environnementale

I.10 Revue Bibliographique

I.10.1 Introduction

L'analyse des moteurs aéronautiques constitue une étape essentielle pour évaluer leurs performances et comprendre leur comportement en fonctionnement. Parmi les différents systèmes de propulsion, le turboréacteur double flux mélangé se distingue par son rendement énergétique élevé et son utilisation dans l'aviation moderne. Afin de mieux comprendre son fonctionnement ainsi que les paramètres influençant ses performances, il est nécessaire d'examiner les travaux scientifiques réalisés dans ce domaine. Ce chapitre présente une synthèse de plusieurs études consacrées à l'analyse thermodynamique du turboréacteur double flux mélangé, en mettant en évidence les différentes approches adoptées, les hypothèses formulées et les principaux résultats obtenus.

I.10.2 Présentation des articles

I.10.2.1. Article N° 1 :**"Aerothermodynamic benefits of mixed exhaust turbofans" [18]****➤ Problématique et Objectifs**

Cette étude porte sur la performance des turboréacteurs à double flux en comparant deux configurations d'éjection des gaz : le système à flux mélangés et le système à flux séparés. La problématique principale consiste à déterminer dans quelle mesure le mélange des flux chaud et froid avant l'éjection influence l'efficacité du moteur. L'objectif principal de cette étude est de quantifier les gains en poussée et en consommation spécifique de carburant apportés par la configuration à flux mélangés, par rapport à la configuration à flux séparés

➤ Méthodologie de recherche

La recherche s'appuie sur une simulation numérique comparative utilisant les logiciels GasTurb et MATLAB. La méthodologie suit les points suivants :

- Analyse de plusieurs configurations basées sur le taux de dilution : 4, 6, 7 et 8.
- Maintien d'une poussée nette constante (9000 lb) au point de fonctionnement critique (altitude de 35 000 pieds, Mach 0,8).
- Calcul détaillé des rendements thermiques, propulsifs et de transmission pour chaque variante.
- **Résultats de l'étude**

Les simulations révèlent que l'efficacité du mélange dépend étroitement du taux de dilution. Afin d'évaluer l'impact du mode d'échappement sur les performances thermodynamiques du turboréacteur, nous avons réalisé une étude comparative de la consommation spécifique de carburant (**SFC**) en fonction de la poussée.

Cette analyse a été conduite pour différents taux de dilution (**BPR = 6, 7 et 8**) à une altitude de 35000 Pieds et pour un nombre de Mach de 0,8. en conditions de jour standard

Les résultats de cette étude sont présentés dans les figures suivantes :

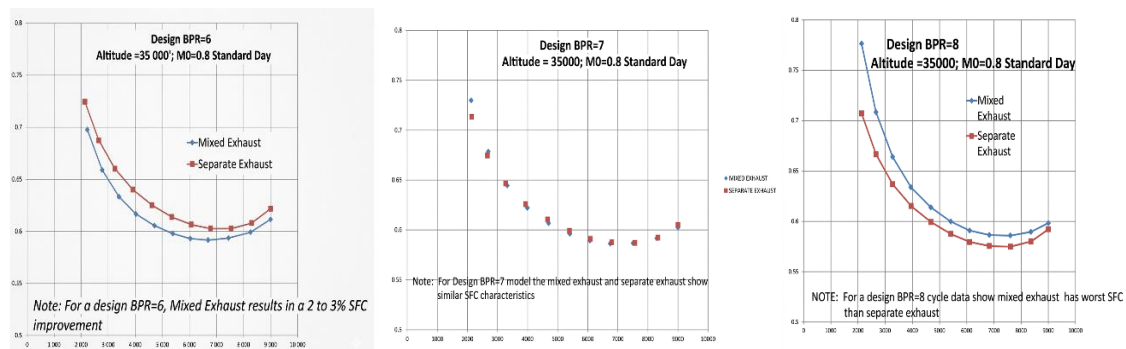


Figure I- 35: Étude comparative de la consommation spécifique (SFC) entre les flux mélangés et séparés pour différents taux de dilution (BPR=6, 7 et 8)

L'analyse des diagrammes montre que le flux mélangé est le plus performant pour un taux de dilution de 6, à un taux de dilution de 7, les deux configurations présentent des performances très proches, tandis que le flux séparé s'impose comme la solution la plus efficace pour un taux de dilution de 8.

I.10.2.2 Article N°2 :

"Performance improvement of propulsion systems by optimization of the mixing efficiency and pressure loss of forced mixers" [19]

➤ Problématique et Objectifs

Cette étude porte sur l'optimisation des mélangeurs forcés dans les turboréacteurs à double flux. La problématique réside dans la recherche d'un équilibre entre l'efficacité du mélange thermique et la réduction des pertes de pression aérodynamiques. L'objectif est de démontrer qu'une conception géométrique innovante, reposant sur l'augmentation du nombre de lobes et l'utilisation de techniques de découpe spécifiques, permet d'améliorer les performances du moteur. Cette amélioration se traduit par une augmentation de la poussée, une diminution de la consommation spécifique de carburant en croisière, ainsi qu'une réduction du bruit du jet.

➤ Méthodologie de recherche

La recherche s'appuie sur une approche combinant expérimentation et simulation numérique. La méthodologie suit les points suivants :

- Réalisation d'expérimentations sur des maquettes à l'échelle 1/5 dans les installations de FluidDyne pour mesurer les coefficients de poussée, l'efficacité du mélange et les pertes de charge.
- Simulation CFD avec le logiciel Fluent utilisant le modèle de turbulence k-epsilon réalisable pour modéliser les structures tourbillonnaires complexes.
- Validation des optimisations géométriques des mélangeurs à lobes pour les moteurs Rolls-Royce BR710 et Tay grâce à la corrélation entre résultats expérimentaux et numériques.

➤ Résultats de l'étude

Les principaux résultats issus de cette recherche sont les suivants :

- **Analyse du coefficient de poussée pour différentes configurations de mélangeurs sur le moteur BR710**

Les trois figures présentent les coefficients de poussée des mélangeurs à 16, 18 et 20 lobes dans des conditions de croisière. Le mélangeur annulaire sert de référence pour évaluer les performances et les pertes associées à chaque configuration.

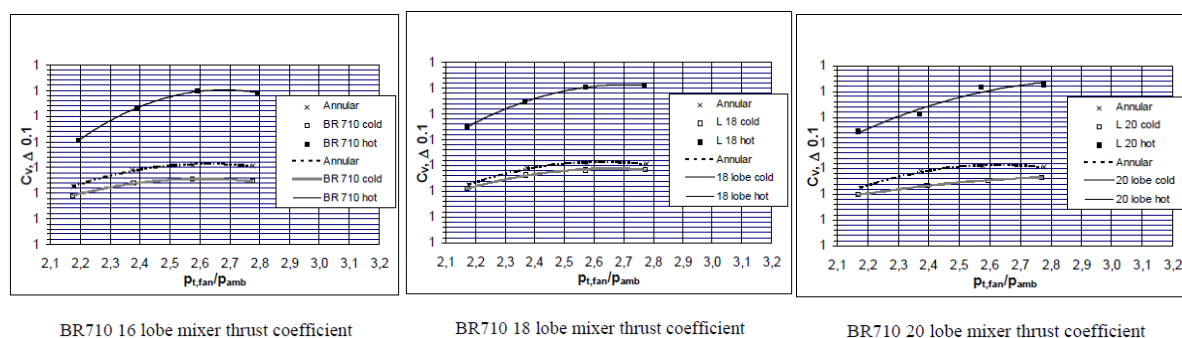


Figure I- 36 : Étude comparative du coefficient de poussée et des pertes de charge pour les mélangeurs à 16, 18 et 20 lobes

L'analyse montre que l'augmentation du nombre de lobes améliore la poussée et l'efficacité du mélange. La configuration à 18 lobes offre le meilleur compromis, tandis que 16 et 20 lobes présentent des performances moins favorables.

- **Étude de l'influence de l'augmentation du nombre de lobes sur l'efficacité de mélange du moteur Tay 611**

Les figures suivantes présentent les résultats expérimentaux et numériques obtenus pour le nouveau mélangeur Tay 611 à 16 lobes. Elles illustrent l'évolution du coefficient de poussée, la visualisation de l'écoulement ainsi que la distribution thermique à la sortie de la tuyère, obtenues grâce aux essais et aux simulations CFD réalisées sous Fluent. L'objectif est d'évaluer l'impact de cette nouvelle configuration sur l'efficacité du mélange et sur les performances globales du système de propulsion.

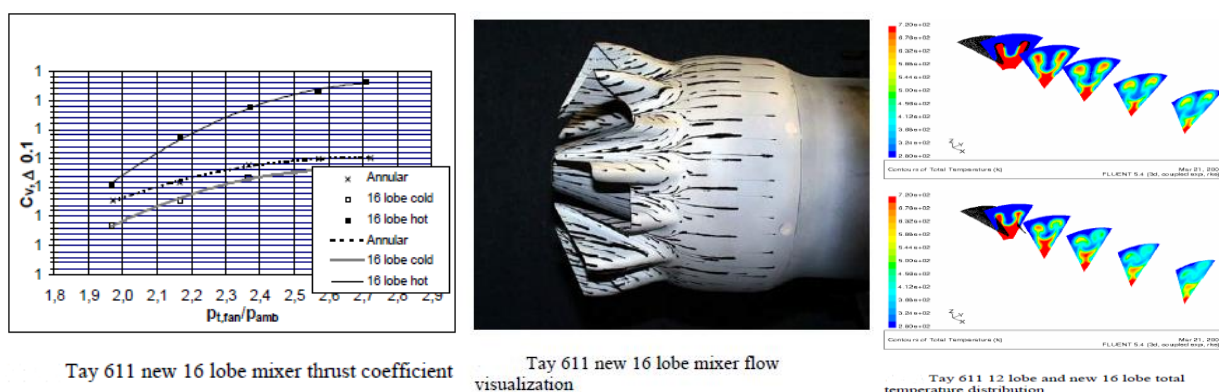


Figure I- 37 : Étude expérimentale et numérique du nouveau mélangeur Tay 611 (16 lobes)

L'analyse montre une amélioration de 7 % de l'efficacité du mélange avec un écoulement bien attaché et une distribution de température plus homogène. Malgré une augmentation des pertes de charge de 18 %, une amélioration de 0,1 % du coefficient de poussée est obtenue, confirmant l'impact positif du nouveau design en régime de croisière.

- **Validation numérique par maillage hybride et étude de l'écoulement sur le mélangeur inverse scarfé du moteur BR715**

Les figures suivantes illustrent l'approche numérique d'haute-fidélité adoptée pour le mélangeur BR715. Elles présentent la comparaison entre la simulation CFD et la visualisation expérimentale. Cette étude permet de valider la capacité du modèle à capturer les structures tourbillonnaires complexes, essentielles à l'efficacité du mélange.

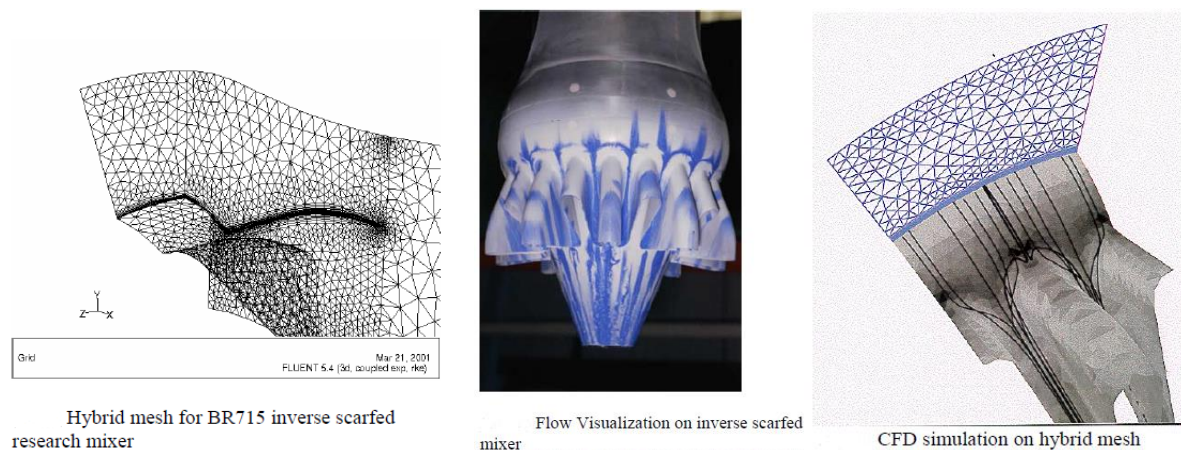


Figure I- 38 : Étude numérique et expérimentale du mélangeur BR715

La comparaison entre la visualisation expérimentale et la simulation CFD montre une bonne concordance des structures d'écoulement. Le maillage hybride permet de mieux capturer les phénomènes tourbillonnaires et d'assurer un écoulement globalement attaché. Ces résultats confirment la pertinence de la modélisation numérique pour l'analyse aérodynamique du mélangeur BR715.

I.11 Conclusion

Aujourd'hui, les moteurs à réaction représentent la technologie de propulsion dominante en aéronautique. Leur capacité à délivrer une poussée puissante et constante sur une très large gamme de vitesses et d'altitudes a révolutionné les performances des avions, tant civils que militaires.

Ce chapitre a présenté une vue d'ensemble des moteurs à réaction, incluant leurs types, leurs composants et leurs principes thermodynamiques, tout en mettant en évidence leurs avantages et leurs limites. Une attention particulière a été accordée au turboréacteur à double flux mélangé, qui constitue le sujet principal de cette étude. De plus, une revue bibliographique approfondie a permis d'examiner l'état de l'art et les travaux antérieurs consacrés à l'analyse thermodynamique et à l'évaluation des performances de ce type de moteur. Cette synthèse scientifique fournit les bases nécessaires pour situer notre travail dans le contexte des recherches existantes. Les chapitres suivants seront consacrés à l'analyse thermodynamique, à la méthode de calcul ainsi qu'à l'étude des principaux paramètres influençant les performances de ce système de propulsion.

Chapitre II

Thermodynamique du Turboréacteur double flux mélangés

II.1. Introduction

Les moteurs à réaction constituent le moyen de propulsion dominant dans l'aviation moderne. Parmi eux, le turboréacteur à double flux mélangé occupe une place particulière. Il se caractérise par un fonctionnement original : deux flux d'air distincts circulent dans le moteur, l'un chaud et l'autre froid, avant de se rejoindre pour être éjectés ensemble par une tuyère commune.

La thermodynamique occupe une position centrale dans l'analyse de ce type de moteur. Elle permet d'étudier en profondeur les échanges d'énergie, les transformations thermiques et les conversions entre chaleur et travail, offrant ainsi les clés pour évaluer précisément ses performances et son efficacité.

Dans ce chapitre, nous aborderons les fondements essentiels. Nous présenterons les lois et équations de base de la thermodynamique, ainsi que les principaux diagrammes qui illustrent le fonctionnement du turboréacteur à double flux mélangé.

II.2. Les Paramètres de performances d'un turboréacteur double flux mélangés

Les performances d'un turboréacteur ne sont pas figées. Elles dépendent étroitement de sa configuration : simple flux, simple flux avec post-combustion, double flux séparé ou double flux mélangé.

Dans cette étude, nous nous concentrons exclusivement sur le turboréacteur à double flux mélangé. Ce choix reflète son importance dans l'aviation moderne.

Pour ce type de moteur, plusieurs indicateurs clés permettent d'évaluer ses performances. Les principaux sont les suivants :

- La Force de Poussée.
- La poussée spécifique.
- Consommations (horaire –spécifique).
- Les Puissances.

- Les Rendements.

II.2.1. Force de poussée

La poussée d'un turboréacteur repose avant tout sur deux facteurs fondamentaux. D'un côté, le débit massique des gaz qui traversent le moteur ; de l'autre, la vitesse à laquelle ces gaz sont éjectés par la tuyère. Plus ces deux grandeurs augmentent, plus la force propulsive devient puissante et efficace.

Pour obtenir l'expression mathématique de cette poussée, on applique le théorème de la quantité de mouvement. On considère alors un volume de contrôle qui englobe l'intégralité du turboréacteur à simple flux. Cette approche permet d'établir l'équation analytique de la poussée, habituellement désignée par la lettre F ou T , qui s'exprime comme suit:

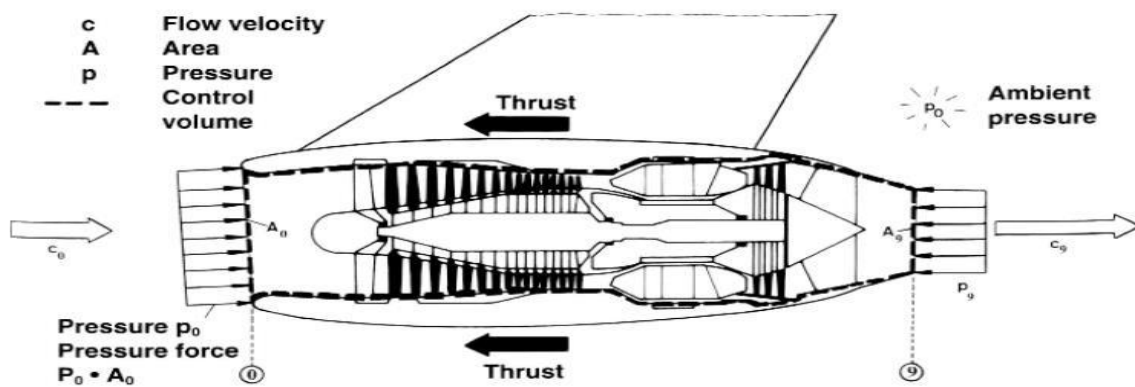


Figure II.1 : application de théorème de quantité de mouvement sur le système en pointillé

Le théorème de la quantité de mouvement est un principe fondamental. Il affirme que la somme de toutes les forces extérieures agissant sur un système correspond exactement à la variation de la quantité de mouvement du fluide entre son entrée et sa sortie du volume de contrôle.

Pour l'appliquer concrètement au turboréacteur, on identifie d'abord toutes les forces qui s'exercent sur le fluide à l'intérieur de ce volume. On les projette ensuite sur l'axe principal de l'écoulement, orienté dans le sens du mouvement de l'avion.

Cette projection permet d'obtenir l'expression analytique suivante :[1]

- Variation de quantité de mouvement : $\dot{m}_a(V_9 - V_0)$
- Bilan des Forces Extérieures :

- Force de pression sur la section d'entrée A_0 : $+ P_0 A_0$
- Force de pression sur la section de sortie A_s : $- P_s A_s$
- Force de pression sur la surface latérale complémentaire $(A_0 - A_s)$: $- P_0 (A_0 - A_s)$
- Force d'interaction des parois sur le fluide : $+ F_p/f$

$$+ P_0 A_0 - P_s A_s - P_0 (A_0 - A_s) + F = - A_s (P_s - P_0) + F = \dot{m} a (V_s - V_0)$$

$$F = \dot{m} a (V_s - V_0) + A_s (P_s - P_0)$$

$$\text{D'où : } F = \dot{m} a (V_s - V_0) + A_s (P_s - P_0) \quad (\text{en N}) \quad (\text{II-1})$$

Avec :

$\dot{m} a$: Débit Massique dans un Turboréacteur [kg/s]

V_s : Vitesse d'éjection des gaz de sortie de tuyère [m/s]

V_0 : Vitesse d'entrée d'air [m/s]

- **Expression Générale de la Poussée — Turboréacteur Double Flux Mélangé**

considère comme une tuyère adaptée

$$F = \dot{m}_i (V_s - V_0) + \dot{m}_e (V_s - V_0) + \dot{m}_c V_s \quad (\text{II-2})$$

$\dot{m}_i$: débit massique d'air intérieur en [kg/s]

$\dot{m}_e$: débit massique d'air extérieur en [kg/s]

$\dot{m}_c$: débit massique du carburant en [kg/s]

F : poussée en [N]

- **Expression Générale de la Poussée — Turboréacteur Double Flux Mélangé
Avec Postcombustion**

$$F = \dot{m}_i (V_s - V_0) + \dot{m}_e (V_s - V_0) + (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) V_s \quad (\text{II-3})$$

$\dot{m}_{pc}$: débit massique du post combustion en [kg/s]

- **Expression Générale de la Poussée — Turboréacteur Double Flux Séparés**

$$F = \dot{m}_e (V_{se} - V_0) + \dot{m}_i (V_{si} - V_0) + \dot{m}_c V_{si} \quad (\text{II-4})$$

V_{se} : Vitesse d'éjection d'air extérieur en m/s

V_{si} : Vitesse d'éjection des gaz chauds en m/s

II.2.2. La Poussée spécifique

la poussée produite par unité de débit massique du gaz expulsé à l'arrière du réacteur.

- **Poussée Spécifique — Turboréacteur Double Flux Mélangé**

$$F_{SP} = \frac{F}{(\dot{m}_e + \dot{m}_i + \dot{m}_c)} \quad (II-5)$$

F_{SP} : Poussée spécifique en [N.s/kg]

F : poussée en [N]

- **Poussée Spécifique — Turboréacteur Double Flux Mélangé Avec Postcombustion**

$$F_{SP} = \frac{F}{(\dot{m}_e + \dot{m}_i + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})} \quad (II-6)$$

II.2.3. Consommation massique horaire

Elle représente le débit massique de carburant consommé par le moteur par unité de temps

- **Consommation Horaire — Turboréacteur Double Flux Mélangé**

$$CH = 3600. \dot{m}_c \quad (II-7)$$

CH : Consommation massique horaire [kg/h]

- **Consommation Horaire — Turboréacteur Double Flux Séparés**

$$CH = 3600. (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \quad (II-8)$$

II.2.4. Consommation spécifique

Définit comme le rapport entre la consommation horaire de carburant et la poussée produite par le moteur.

- **Consommation spécifique — Turboréacteur double Flux mélangé**

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 \dot{m}_c}{F} \quad (II-9)$$

C_{sp} : consommation spécifique [kg/(h.N)]

CH : Consommation massique horaire [kg/h]

- **Consommation spécifique — Turboréacteur double Flux mélangé avec postcombustion**

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})}{F} \quad (II-10)$$

II.2.5. Les puissances

II.2.5.1. La puissance calorifique

représente l'énergie libérée par la combustion du carburant dans la chambre de combustion, en supposant un processus idéal.

- **Pour un turboréacteur double Flux mélangé**

$$P_{cal} = PCI \dot{m}_c \quad (II-11)$$

P_{cal} : puissance calorifique [w]

PCI : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [j/kg]

- **Pour un turboréacteur double Flux mélangé avec postcombustion**

$$P_{cal} = PCI (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \quad (II-12)$$

II.2.5.2. La puissance thermique théorique

C'est la quantité maximale de chaleur transformée en énergie mécanique dans des conditions idéal

- **Pour un turboréacteur double Flux mélangé**

$$P_{th,t} = P_{cal} - [(\dot{m}_e + \dot{m}_i + \dot{m}_c) c_p (T_s - T_0)] \quad (II-13)$$

P_{th,t} : puissance thermique théorique [w]

C_p : la chaleur spécifique à pression constante du flux mélangé [j/(kg.k)]

T_s : température des gaz à la sortie du réacteur [K]

T_0 : température de l'atmosphère en [K]

- Pour un turboréacteur double Flux mélangé avec postcombustion

$$P_{th,t} = P_{cal} - [(\dot{m}_e + \dot{m}_i + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) c_p (T_s - T_0)] \quad (II-14)$$

II.2.5.3. Puissance thermique réelle

En pratique, on la calcule comme la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et celle de l'air entrant au niveau de la prise d'air.

- Pour un Turboréacteur double Flux mélangé

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_{S^2} - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{S^2} - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_{S^2} \quad (II-15)$$

$P_{th,r}$: puissance thermique réelle [w]

- Pour un Turboréacteur double Flux mélangé avec postcombustion

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_{S^2} - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{S^2} - V_0^2) + \frac{1}{2} (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) V_{S^2} \quad (II-16)$$

- Pour un Turboréacteur double Flux Séparés

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_e (V_{Se^2} - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_{Si^2} - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_{Si^2} \quad (II-17)$$

II.2.5.4. Puissance de Propulsion

Autrement dit, c'est le travail effectué par la poussée par unité de temps. On la calcule simplement en multipliant la force de poussée F par la vitesse de l'avion V .

$$P_p = F \cdot V_0 \quad (II-18)$$

P_p : puissance de propulsion [w]

- Pour un Turboréacteur double Flux mélangé

$$P_p = [\dot{m}_e (V_s - V_0) + \dot{m}_i (V_s - V_0) + \dot{m}_c V_0] \quad (II-19)$$

- Pour un Turboréacteur double Flux Séparés

$$P_p = [\dot{m}_e (V_{se} - V_0) + \dot{m}_i (V_{si} - V_0) + \dot{m}_c V_0] \quad (\text{II-20})$$

II.2.6. Les rendements

II.2.6.1. Le rendement thermodynamique théorique

$$\eta_{th} = \frac{P_{th,t}}{P_{cal}} \quad (\text{II-21})$$

$P_{th,t}$: puissance thermique théorique [w]

P_{cal} : puissance calorifique [w]

II.2.6.2. Le rendement interne

$$\eta_i = \frac{P_{th,r}}{P_{th,t}} \quad (\text{II-22})$$

$P_{th,r}$: puissance thermique réelle [w]

$P_{th,t}$: puissance thermique théorique [w]

II.2.6.3. Le rendement thermique réel

$$\eta_{th,r} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} \quad (\text{II-23})$$

$P_{th,r}$: puissance thermique réelle [w]

P_{cal} : puissance calorifique [w]

II.2.6.4. Le rendement de Propulsion

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} \quad (\text{II-24})$$

P_p : puissance de propulsion [w]

$P_{th,r}$: puissance thermique réelle [w]

II.2.6.5. Rendement global

Ce paramètre correspond au rapport entre le rendement de propulsion et le rendement thermique réel.

$$\eta_g = \eta_{th,r} * \eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} * \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (II-25)$$

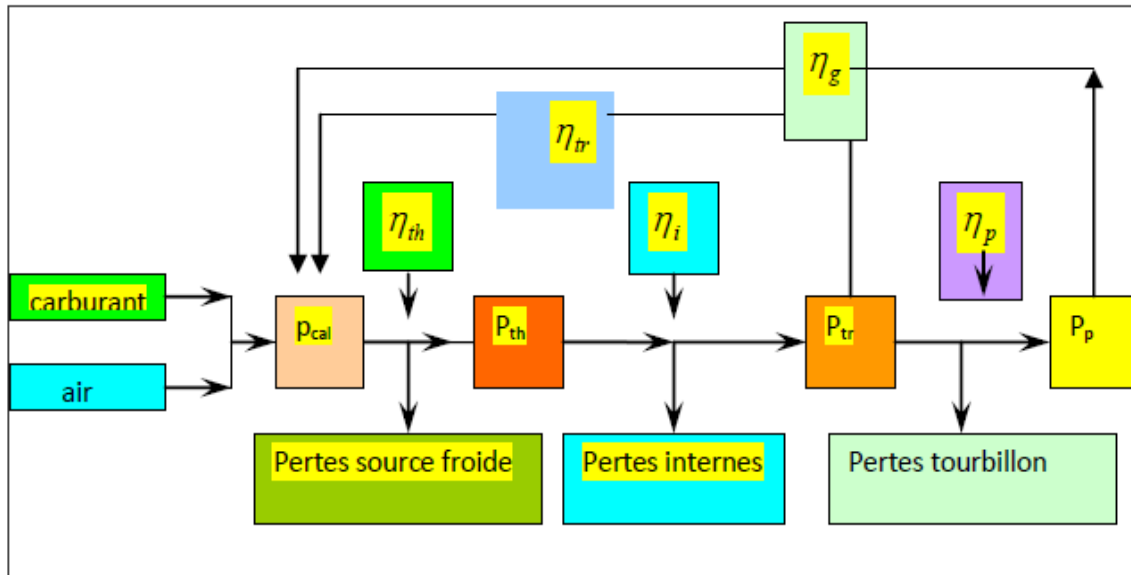


Figure II-2 : Organigramme de différents puissances et rendements

II.2.7. Le taux de dilution

Ce paramètre clé représente le rapport entre le débit massique du flux secondaire (froid) et celui du flux primaire (chaud):

$$\lambda = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_i} = \frac{\text{flux massique extérieur}}{\text{flux massique intérieur}}$$

II.2.8. Le dosage dans la chambre combustion

Ce paramètre représente le rapport entre le débit massique de carburant injecté et le débit massique d'air traversant le moteur.

$$F_{cc} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_i}$$

II.3. Thermodynamique du turboréacteur

Dans cette partie, nous examinerons en profondeur l'aspect thermodynamique du turboréacteur à double flux mélangé.

II.3.1. Schéma et diagramme (T-S) de turboréacteur double flux

➤ Pour un turboréacteur double flux mélangé

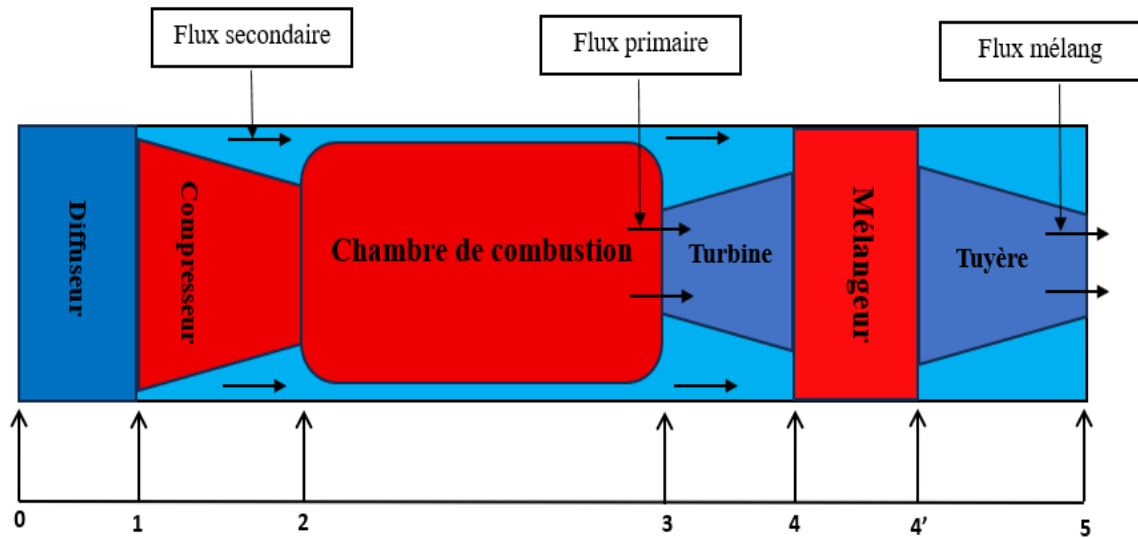


Figure II-3 : Composants d'un turboréacteur double flux mélange

Représentation du Cycle Thermodynamique Diagramme T-S comme suit:

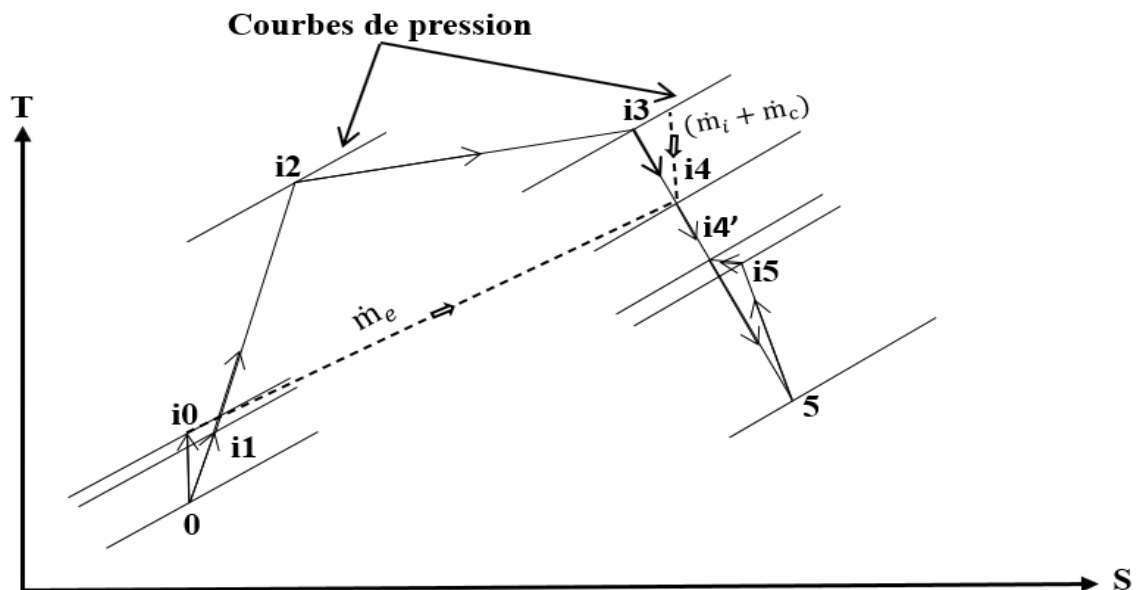


Figure II-4 : Cycle d'un turboréacteur double flux mélange

➤ Pour un turboréacteur double flux mélanges avec post-combustion

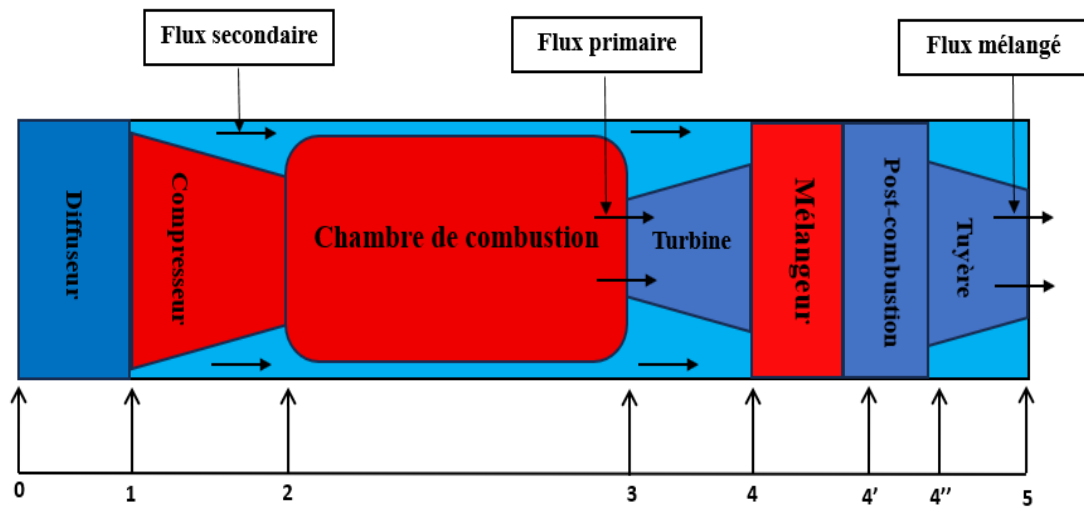


Figure II-5 : Composants d'un turboréacteur double flux mélange avec post-combustion

Représentation du Cycle Thermodynamique Diagramme T-S comme suit :

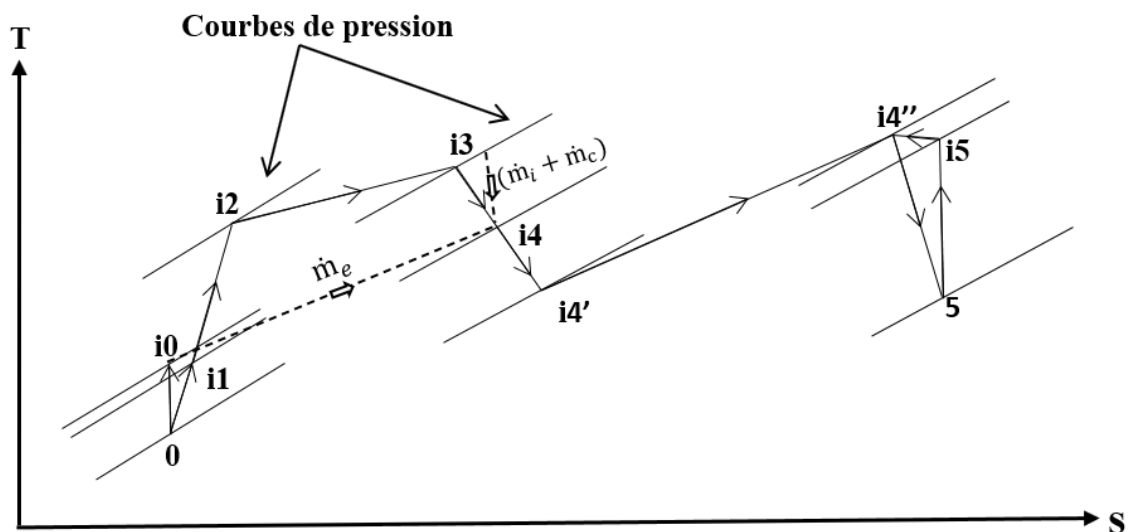


Figure II-6 : Cycle d'un turboréacteur double flux mélange avec post-combustion

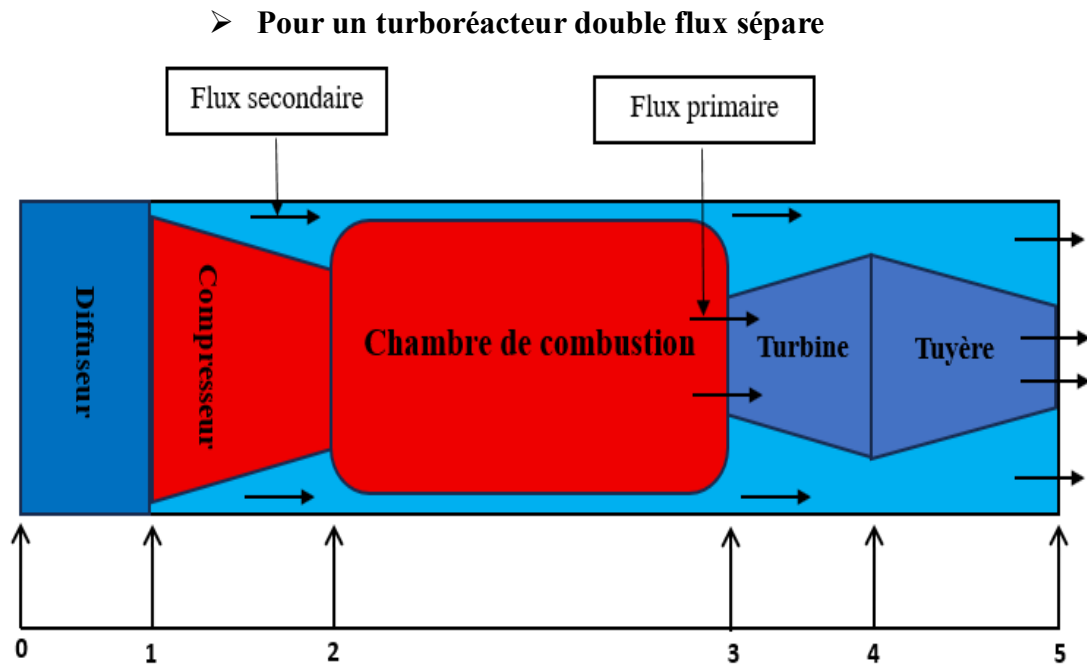


Figure II-7 : Composants d'un turboréacteur double flux séparé

Représentation du Cycle Thermodynamique Diagramme T-S comme suit :

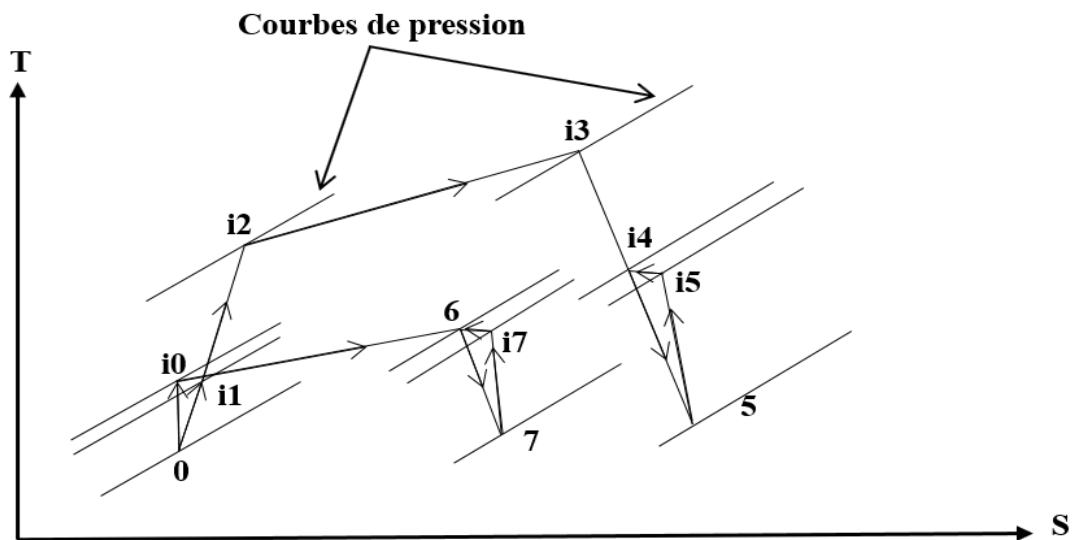


Figure II-8 : Cycle d'un turboréacteur double flux séparé

II.3.2. Analyse thermodynamique de chaque organe

II.3.2.1. Le diffuseur

L'entrée d'air se présente sous la forme d'un conduit divergent, soigneusement isolé sur le plan thermique. Son objectif principal consiste à freiner progressivement le courant d'air qui

le traverse. Cette décélération permet de transformer l'énergie cinétique du fluide en une hausse significative de pression.

Ce phénomène ressemble, à première vue, à une compression adiabatique classique. Pourtant, il s'en distingue nettement : le processus reste irréversible. Les frottements contre les parois du conduit génèrent des pertes mécaniques qui, inévitablement, font grimper l'entropie du système.

Le schéma de principe, accompagné du diagramme enthalpie-entropie (T-S) spécifique à cette entrée d'air, est illustré juste en dessous :

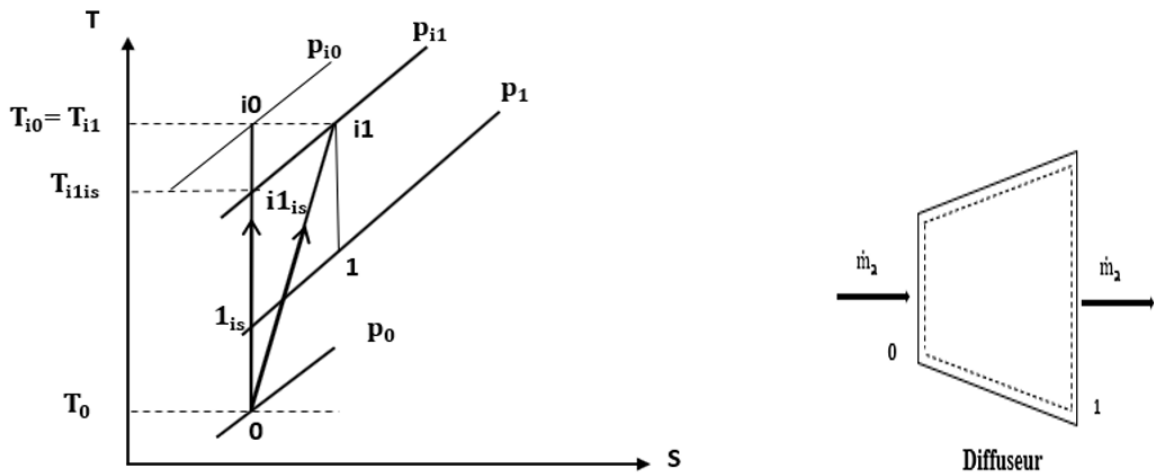


Figure II-9 : Schéma et diagramme (T-S) de l'entrée d'air

II.3.2.1.1. Bilant thermique

En appliquant le premier principe de la thermodynamique au diffuseur, donne :

$$\dot{Q} + \dot{W} = \sum_j \dot{m}_j \left(h_j + \frac{v_j^2}{2} + g z_j \right) - \sum_i \dot{m}_i \left(h_i + \frac{v_i^2}{2} + g z_i \right) \quad (\text{II-26})$$

i désigne l'état à l'entrée et j l'état à la sortie.

$$\dot{Q} + \dot{W} = \dot{m}_e \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} + g z_1 \right) - \dot{m}_e \left(h_0 + \frac{v_0^2}{2} + g z_0 \right) \quad (\text{II-27})$$

$\dot{W} = 0$: pas de puissance technique.

$\dot{Q} = 0$: paroi adiabatique.

$z_1 = z_0$: pas de dénivellation

Alors :

$$\frac{v_1^2}{2} + h_1 = \frac{v_0^2}{2} + h_0 = h_i = \text{cste} \quad (\text{II-28})$$

- Rendement isentropique du diffuseur

$$\eta_{is,d} = \frac{h_{i1is} - h_0}{h_{i1} - h_0} \quad (\text{II-29})$$

Pour un gaz parfait : $h = C_p \cdot T$

$$\eta_{is,d} = \frac{C_p(T_{i1is} - T_0)}{C_p(T_{i1} - T_0)} = \frac{T_{i1is} - T_0}{T_{i1} - T_0} \quad (\text{II-30})$$

h_i : L'enthalpie total [J/kg]

h : L'enthalpie statique [J/kg]

T : La température statique [K]

T_i : La température total [K]

L'équation peut être écrite avec τ_{rd} et π_d :

$$\eta_{is,d} = \frac{\tau_{rd} \pi_d^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}}{\tau_{rd} - 1} \quad (\text{II-31})$$

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

$\pi_d = \frac{p_{i1}}{p_{i0}}$: rapport de pression totale du diffuseur

$\gamma_a = \frac{C_p}{C_v}$: Le rapport entre les chaleurs massiques de l'air à pression et volume constants.

II.3.2.2. Compresseur

Le compresseur a un rôle clair : il augmente la pression de l'air en utilisant l'énergie mécanique que lui transmet la turbine.

En théorie, cette compression se fait sans aucun échange de chaleur avec l'extérieur – on parle d'un processus adiabatique.

Mais dans la réalité, tout n'est pas idéal. Les frottements internes au sein du compresseur rendent l'opération irréversible. Ces pertes font monter l'entropie et diminuent le rendement isentropique de l'ensemble.

Le schéma de principe, ainsi que le diagramme enthalpie-entropie (T-S) qui illustre le comportement du compresseur, sont présentés juste en dessous:

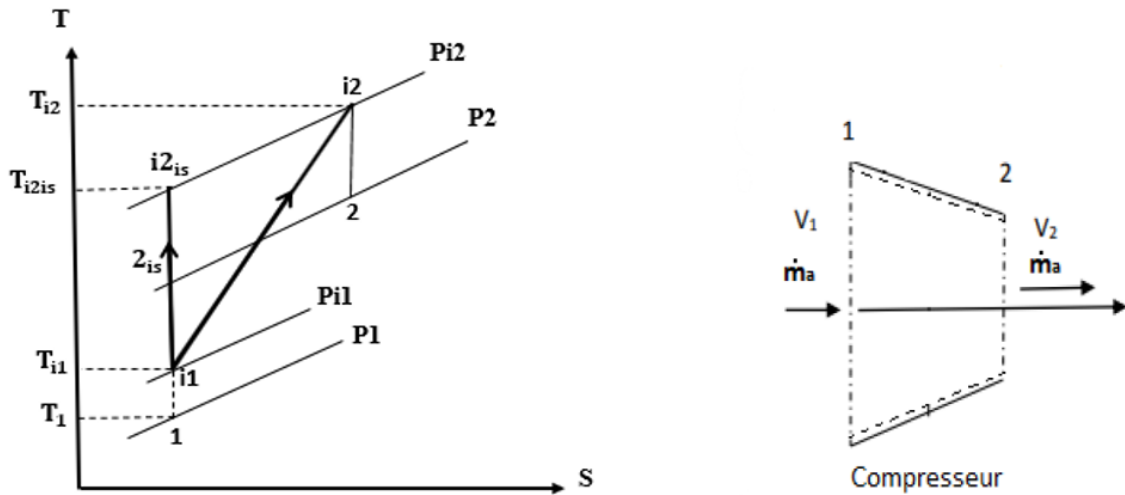


Figure II-10 : Schéma et diagramme (T-S) du compresseur

II.3.2.2.1. Bilant thermique

En appliquant le premier principe de la thermodynamique au compresseur

$$\dot{Q} + \dot{W} = \dot{m}_i \left(h_2 + \frac{v_2^2}{2} + gz_2 \right) - \dot{m}_i \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} + gz_1 \right) \quad (\text{II-32})$$

La puissance technique du compresseur, exprimée en watts (W).

$$\dot{W}_c = \dot{m}_i \left[\left(h_2 + \frac{v_2^2}{2} \right) - \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} \right) \right] \quad (\text{II-33})$$

Le travail technique consommé par le compresseur, exprimé par kilogramme d'air (en kJ/kg):

$$w_c = \frac{\dot{W}_c}{\dot{m}_i} = [(h_2 - h_1) + \frac{1}{2}(v_2^2 - v_1^2)] = h_{i2} - h_{i1} \quad (\text{II-34})$$

$$w_c = h_{i2} - h_{i1} = C_p a (T_{i2} - T_{i1}) \quad (\text{II-35})$$

- rendement isentropique de compresseur

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

$$\eta_{is,c} = \frac{w_{c,is}}{w_{c,r}} = \frac{h_{i2is} - h_{i1}}{h_{i2} - h_{i1}} = \frac{C_{pa}(T_{i2is} - T_{i1})}{C_{pa}(T_{i2} - T_{i1})} = \frac{T_{i2is} - T_{i1}}{T_{i2} - T_{i1}} \quad (\text{II-36})$$

L'équation précédent peut être écrit avec τ_c et π_c :

$$\eta_{is,c} = \frac{\tau_{c,is} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II-37})$$

$\tau_{c,is} = \frac{T_{i2is}}{T_{i1}}$ rapport de températures totales le chemin isentropique.

$\tau_c = \frac{T_{i2}}{T_{i1}}$ rapport de températures totales le chemin réel.

$\pi_c = \frac{p_{i2}}{p_{i1}}$, le rapport de compression

On à :

$$\tau_{c,is} = \frac{T_{i2is}}{T_{i1}} = \left(\frac{p_{i2}}{p_{i1}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} \quad (\text{II-38})$$

$$\eta_{is,c} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II-39})$$

II.3.2.3. La chambre de combustion

La chambre de combustion joue un rôle central : elle permet la réaction entre le carburant et l'air (le comburant).

Grâce à cette combustion, l'énergie chimique stockée dans le carburant est libérée et convertie en énergie thermique, ce qui provoque une forte élévation de température des gaz.

Le schéma de principe, ainsi que le diagramme enthalpie-entropie (T-S) illustrant le comportement de la chambre de combustion, sont présentés ci-dessous:

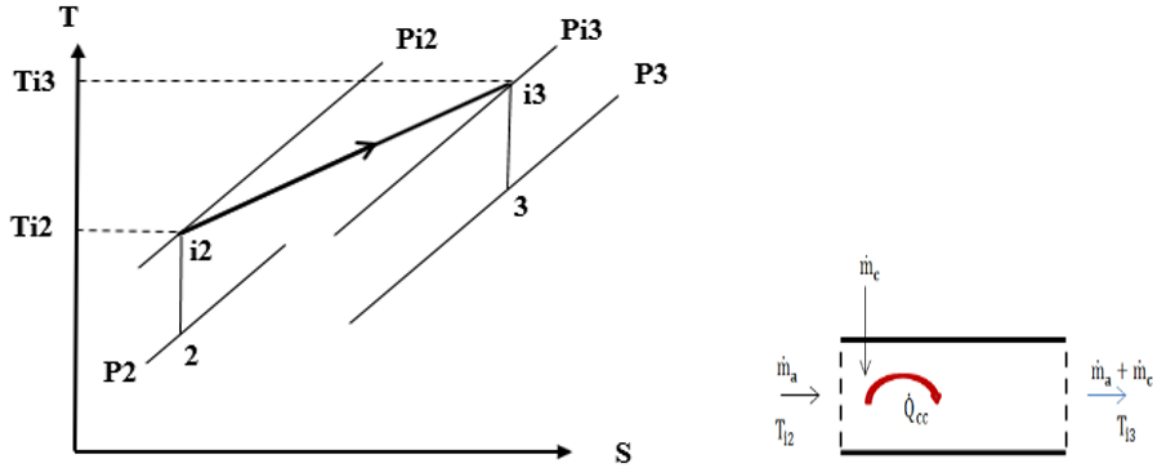


Figure II-11 : Diagramme (T-S) et schéma de principe de la chambre de combustion

II.3.2.3.1. Bilan de la chambre de combustion

En appliquant le premier principe de la thermodynamique à la chambre de combustio

$$\dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) h_{i3} - \dot{m}_a h_{i2} \quad (\text{II-40})$$

$$\dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) c_{pg} T_{i3} - \dot{m}_a c_{pa} T_{i2} \quad (\text{II-41})$$

Avec :

$\dot{Q}_{cc}$: Puissance Thermique Dégagée par la Combustion [W]

c_{pg} : Capacité calorifique massique des gaz brulés [J / kg.K]

- Rendement Thermique de la Postcombustion :

$$\eta_{th,cc} = \frac{\text{puissance réelle produit}}{\text{puissance calorifique}} = \frac{\dot{Q}_{cc}}{P_{Cl} \dot{m}_c} \quad (\text{II-42})$$

En remplace l'expression (II-44) dans (II-43) :

$$\eta_{th,cc} = \frac{(\dot{m}_i + \dot{m}_c) c_{pg} T_{i3} - \dot{m}_i c_{pa} T_{i2}}{P_{Cl} \dot{m}_c} \quad (\text{II-43})$$

On divise l'équation (II-43) sur $\dot{m}_i$:

Avec : $f_{cc} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_i}$

$$\eta_{th,cc} = \frac{(1+f_{cc}) c_{pg} T_{i3} - c_{pa} T_{i2}}{P_{Cl} f_{cc}} \quad (\text{II-44})$$

Le rapport des pressions totales à travers la chambre de combustion:

$$\pi_{cc} = \frac{P_{i3}}{P_{i2}} < 1 \quad (\text{II-45})$$

II.3.2.4. La turbine

La turbine récupère une partie de l'énergie des gaz chauds issus de la chambre de combustion. En se détendant à travers la turbine, les gaz produisent un travail mécanique qui entraîne le compresseur et les accessoires du moteur. Cette transformation correspond à une détente adiabatique irréversible, avec de légères pertes dues aux frottements, ce qui réduit légèrement le rendement de la turbine.

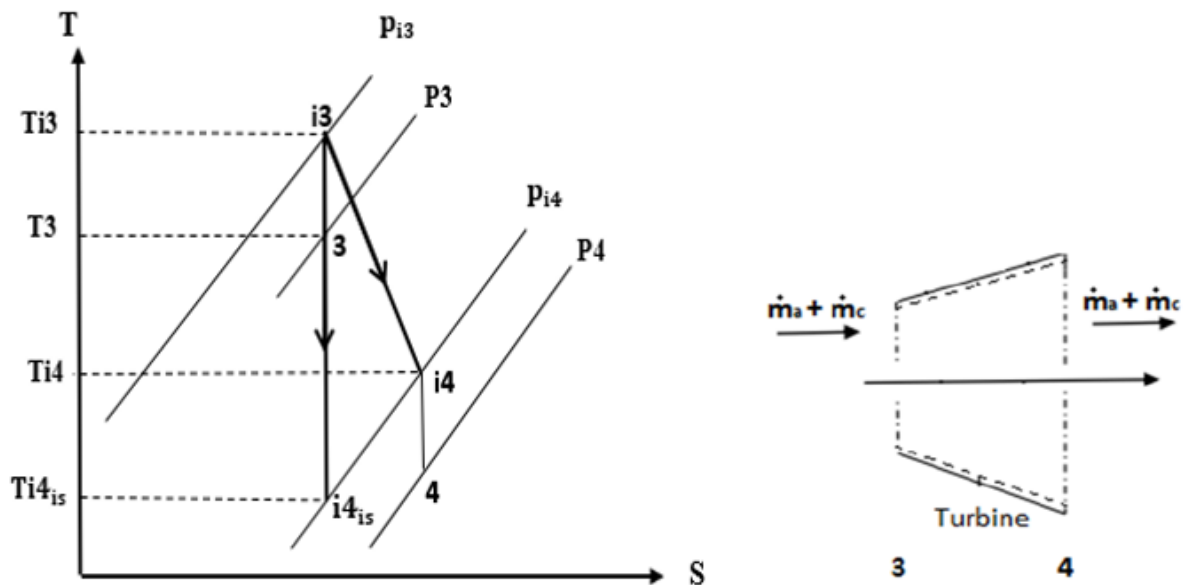


Figure II-12 : diagramme (T-S) et schéma de la turbine

II.3.2.4.1. Bilan de turbine

En appliquant le premier principe de la thermodynamique à la turbine

$$\dot{Q} - \dot{W}_t = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \left(h_4 + \frac{v_4^2}{2} + gz_4 \right) - (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \left(h_3 + \frac{v_3^2}{2} + gz_3 \right) \quad (\text{II-46})$$

$$\dot{Q} = 0 \text{ Parois adiabatiques}$$

D'où

$$-\dot{W}_t = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \left[\left(h_4 + \frac{v_4^2}{2} \right) - \left(h_3 + \frac{v_3^2}{2} \right) \right] \quad (\text{II-47})$$

" La puissance générée par la turbine "

$$\text{Donc : } \dot{W}_t = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) (h_{i3} - h_{i4}) \quad (\text{II-48})$$

Le Travail Technique par Kilogramme de Gaz Détendu à Travers la Turbine

$$\dot{W}_t = c_{pg} (T_{i3} - T_{i4}) \quad (\text{II-49})$$

- Rendement isentropique de la turbine

$$\eta_{is,t} = \frac{w_t}{w_{is,t}} = \frac{h_{i3} - h_{i4}}{h_{i3} - h_{i4is}} = \frac{c_{pg}(T_{i3} - T_{i4})}{c_{pg}(T_{i3} - T_{i4is})} = \frac{T_{i3} - T_{i4}}{T_{i3} - T_{i4is}} \quad (\text{II-50})$$

L'équation précédent peut être écrite avec τ_t et π_t donner :

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{\gamma_g}} \quad (\text{II-51})$$

$\tau_t = \frac{T_{i4}}{T_{i3}}$: Le rapport de température total de la turbine.

$\pi_t = \frac{p_{i4}}{p_{i3}}$: Le rapport de pression total de la turbine.

$\gamma_g = \frac{c_{pg}}{c_{vg}}$: Le rapport des chaleurs massiques des gaz brûlés.

II.3.2.5. Mélangeur

Le mélangeur est un élément placé juste avant la tuyère. Son rôle consiste à réunir le flux primaire, très chaud, issu de la turbine, avec le flux secondaire, beaucoup plus froid, provenant de la soufflante.

Ce mélange homogénéise les deux courants d'air à des températures différentes avant qu'ils ne soient expulsés par la tuyère, améliorant ainsi l'efficacité globale et réduisant le bruit.

Le schéma de principe, ainsi que le diagramme enthalpie-entropie (T-S) représentant le comportement du mélangeur, sont présentés ci-dessous:

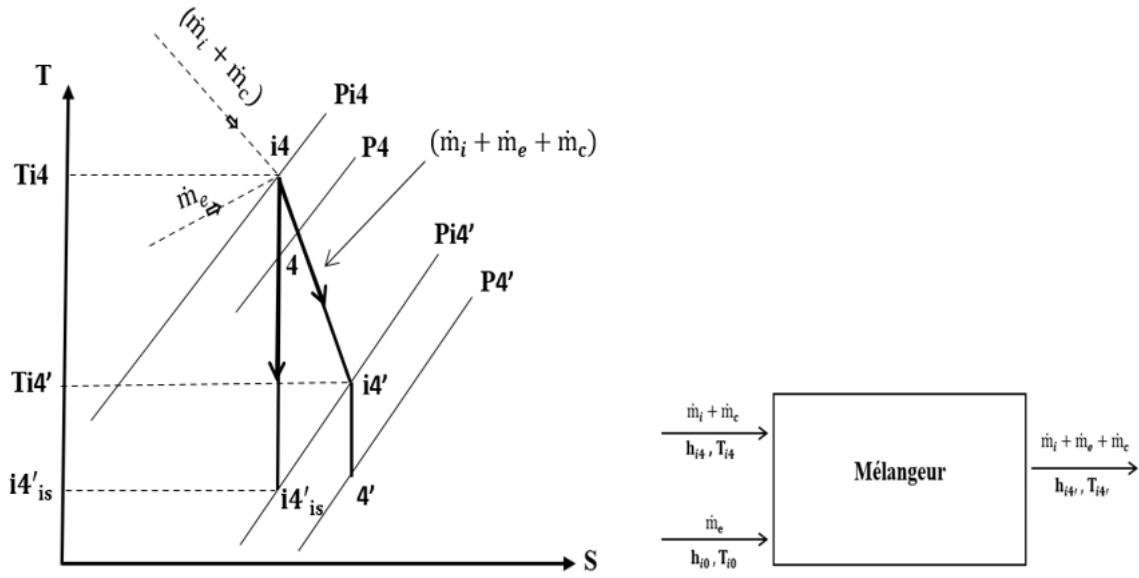


Figure II-13 : diagramme (T-S) et schéma de mélangeur

II.3.2.5.1. Bilan de mélangeur

En appliquant le premier principe de la thermodynamique appliquée sur le mélangeur

$$\dot{Q} + \dot{W} = \dot{m}_e \left(h_0 + \frac{v_0^2}{2} + g z_0 \right) + (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \left(h_4 + \frac{v_4^2}{2} + g z_4 \right) - (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c) \left(h_{4'} + \frac{v_{4'}^2}{2} + g z_{4'} \right) \quad (\text{II-52})$$

$\dot{W} = 0$ (pas de puissance)

$\dot{Q} = 0$ (paroi adiabatique)

$$\dot{m}_e (h_{i0}) + (\dot{m}_i + \dot{m}_c) (h_{i4}) - (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c) (h_{i4'}) = 0$$

$$\dot{m}_e c_{p_a}(T_{i0}) c_{p_a} + (\dot{m}_i + \dot{m}_c) c_{p_g}(T_{i4}) = (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c) c_{p_g'}(T_{i4'}) \quad (\text{II-53})$$

- Rendement isentropique de mélangeur**

$$\eta_{is,m} = \frac{w_m}{w_{is,m}} = \frac{h_{i4} - h_{i4'}}{h_{i4} - h_{i4'/is}} = \frac{c_{p_g}(T_{i4} - T_{i4'})}{c_{p_g}(T_{i4} - T_{i4'/is})} = \frac{T_{i4} - T_{i4'}}{T_{i4} - T_{i4'/is}} \quad (\text{II-54})$$

L'équation précédent peut être écrite avec τ_m et π_m donner

$$\eta_{is,m} = \frac{1 - \tau_m}{1 - \pi_m} \frac{\gamma_g' - 1}{\gamma_g'} \quad (\text{II-55})$$

$\tau_m = \frac{T_{i4'}}{T_{i4}}$: Le rapport de température total au niveau de mélangeur.

$\pi_m = \frac{P_{i4'}}{P_{i4}}$: Le rapport de pression total au niveau de mélangeur.

$\gamma_{g'} = \frac{cp_{g'}}{cv_{g'}}$: Le rapport des chaleurs massiques des gaz brûlés.

Pour le flux mélangé, la loi des gaz parfaits donne :

- **La Capacité thermique massique à pression constante**

$$cp_{g'} = \frac{\lambda cp_a + (1+f_{cc})cp_g}{(1+\lambda+f_{cc})} \quad (\text{II-56})$$

- **La Constante spécifique du gaz**

$$R_{g'} = \frac{\lambda R_a + (1+f_{cc})R_g}{(1+\lambda+f_{cc})} \quad (\text{II-57})$$

- **Le rapport des chaleurs massiques des gaz brûlés**

$$\gamma_{g'} = \frac{cp_{g'}}{cp_{g'} - R_{g'}} \quad (\text{II-58})$$

Le calcul de la température $T_{i4'}$ repose sur la relation suivante (II-53) :

$$T_{i4'} = \frac{\dot{m}_e cp_a T_{i0} + (\dot{m}_i + \dot{m}_c) cp_g T_{i4}}{(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c) cp_{g'}} \quad (\text{II-59})$$

On divise l'équation (II-59) sur $\dot{m}_i$:

$$T_{i4'} = \frac{\lambda cp_a T_{i0} + (1+f_{cc})cp_g T_{i4}}{(1+\lambda+f_{cc})cp_{g'}} \quad (\text{II-60})$$

II.3.2.6. Post-Combustion

La post-combustion consiste à injecter du carburant supplémentaire dans les gaz déjà brûlés, juste avant leur expulsion.

Cette injection supplémentaire élève fortement la température des gaz d'échappement. Résultat : leur vitesse d'écoulement augmente nettement, ce qui booste la poussée du turboréacteur.

Le schéma de principe, ainsi que le diagramme enthalpie-entropie (T-S) représentant le comportement de la post-combustion, sont présentés ci-dessous:

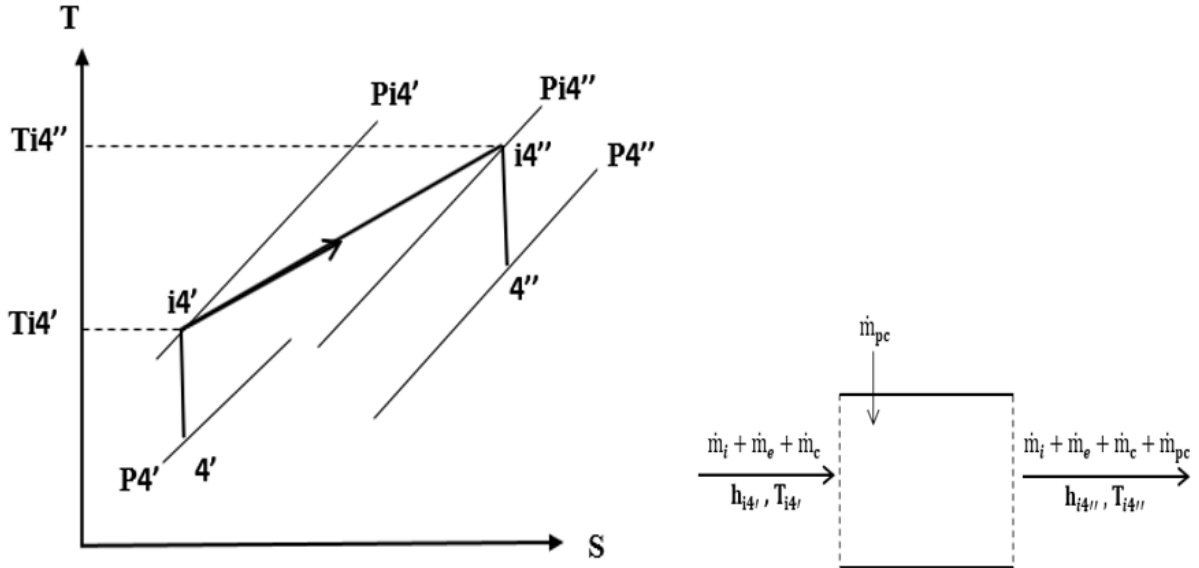


Figure II-14 : schéma et diagramme (T-S) de post-combustion

II.3.2.6.1. Bilant thermique

En appliquant le premier principe de la thermodynamique appliquée sur la post-combustion :

$$\dot{Q}_{pc} + \dot{W}_{pc} = (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})h_{i4''} - (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c)h_{i4'} \quad (\text{II-61})$$

$$\dot{Q}_{pc} + \dot{W}_{pc} = c_{p_{pc}}(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})T_{i4''} - c_{p_g}(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c)T_{i4'} \quad (\text{II-62})$$

Donc :

$$\dot{Q}_{pc} = c_{p_{pc}}(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})T_{i4''} - c_{p_g}(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c)T_{i4'} \quad (\text{II-63})$$

Le rendement thermique de la post-combustion est affecté par deux types de pertes principales:

$$\eta_{th,pc} = \frac{\text{puissance réel produit}}{\text{puissance calorifique}}$$

$$\eta_{th,pc} = \frac{\dot{Q}_{pc}}{P_{cal}} = \frac{(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})c_{p_{pc}}T_{i4''} - (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c)c_{p_g}T_{i4'}}{PCI \cdot \dot{m}_{pc}} \quad (\text{II-64})$$

Avec :

$\eta_{th,pc}$: Le rendement thermique de la postcombustion.

$c_{p_{pc}}$: La capacité calorifique des gaz brûlés de la post-combustion [J / kg.K]

$f_{pc} = \frac{\dot{m}_{pc}}{\dot{m}_t}$: Le dosage de la post- combustion.

Alors :

$$\eta_{th,pc} = \frac{(1+\lambda+f_{cc}+f_{pc})c_{p,pc}T_{i4''} - (1+\lambda+f_{cc})c_{p,g}T_{i4'}}{PCI \cdot f_{pc}} \quad (II-65)$$

II.3.2.7. La tuyère

La tuyère est un conduit qui peut être convergent ou de type convergent-divergent, dont les parois sont thermiquement isolées.

Son rôle essentiel est de transformer l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique. En accélérant fortement les gaz à travers son profil, elle convertit cette pression en une vitesse élevée d'éjection.

Ce processus correspond à une détente adiabatique irréversible : théoriquement sans échange de chaleur avec l'extérieur, mais entaché de frottements et de pertes qui augmentent l'entropie.

Le schéma de principe, ainsi que le diagramme enthalpie-entropie (T-S) représentant le comportement de la tuyère, sont présentés ci-dessous:

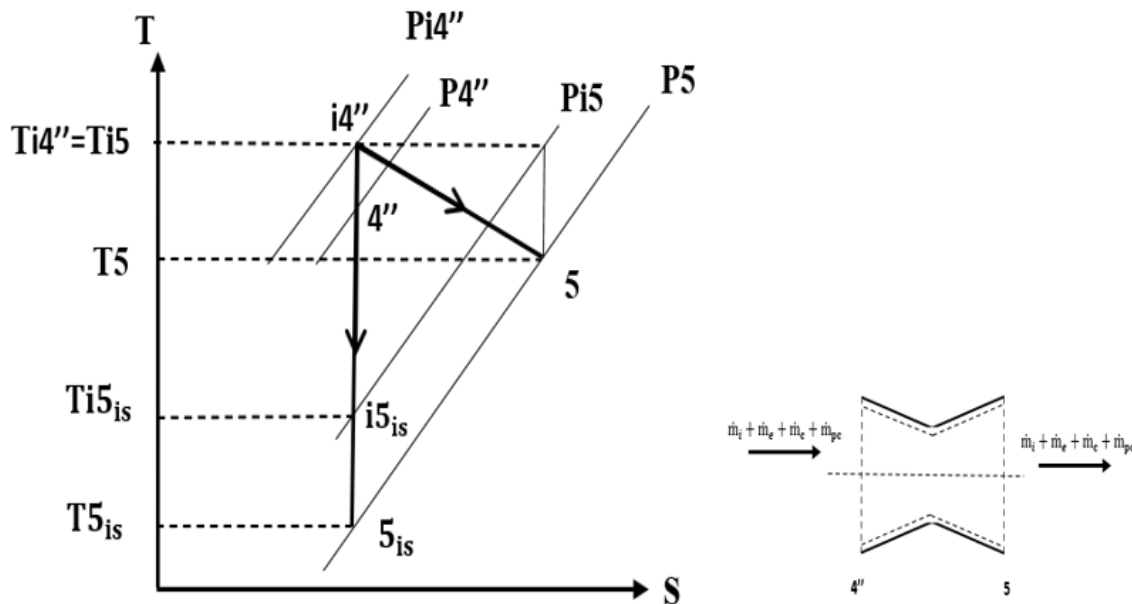


Figure II-15: Diagramme (T-S) de la tuyère convergente-divergente

II.3.2.7.1. Bilant thermique

En appliquant le premier principe de la thermodynamique appliquée sur la tuyère :

$$\dot{Q} + \dot{W} = (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})(h_5 + \frac{v_5^2}{2} + gz_5) - (\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})(h_{4''} + \frac{v_{4''}^2}{2} + gz_{4''}) \quad (\text{II-66})$$

$$\dot{Q} = 0 \text{ Parois adiabatiques}$$

$$\dot{W} = 0 \text{ Pas de puissance technique}$$

$$z_5 = z_{4''}$$

D'où,

$$h_5 + \frac{v_5^2}{2} = h_{4''} + \frac{v_{4''}^2}{2} = \text{cte}$$

$$c_{p_{pc}} T_5 + \frac{v_5^2}{2} = c_{p_{pc}} T_{4''} + \frac{v_{4''}^2}{2} = \text{cte}$$

$$T_5 + \frac{v_5^2}{2c_{p_{pc}}} = T_{4''} + \frac{v_{4''}^2}{2c_{p_{pc}}} = \text{cte}$$

- Rendement isentropique de tuyère convergente-divergent

$$\eta_{ty,c-d} = \frac{h_{i4''} - h_5}{h_{i4''} - h_{5is}} = \frac{c_{p_{pc}}(T_{i4''} - T_5)}{c_{p_{pc}}(T_{i4''} - T_{5is})} = \frac{T_{i4''} - T_5}{T_{i4''} - T_{5is}} \quad (\text{II-67})$$

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

$$\pi_{ty,c-d} = \frac{P_{i5}}{P_{i4''}} : \text{rapport de pression total au niveau de la tuyère.}$$

$$\tau_{r,ty,c-d} = \frac{T_{i5}}{T_5} : \text{température réduite de la tuyère.}$$

II.4. Rendement mécanique

Les frottements au niveau des paliers d'entraînement ne sont pas négligeables : ils dissipent de l'énergie. Pour obtenir le rendement mécanique réel de l'arbre, il est donc indispensable d'intégrer ces pertes dans le calcul.

Ce paramètre se définit de la manière suivante:

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

$$\eta_m = \frac{\dot{w}_c}{\dot{w}_t} = \frac{\dot{m}_i W_c}{(\dot{m}_i + \dot{m}_c) W_t} = \frac{W_c}{(1+f_{cc}) W_t} \quad (\text{II-69})$$

$$\eta_m = \frac{h_{i2} - h_{i1}}{(1+f_{cc})(h_{i3} - h_{i4})} = \frac{T_{i2} - T_{i1}}{(1+f_{cc})(T_{i3} - T_{i4})} \quad (\text{II-70})$$

II.5. Conclusion

Ce chapitre a porté sur l'étude thermodynamique du turboréacteur à double flux mélangé, en examinant le comportement énergétique de chacun de ses composants dans le fonctionnement global du moteur. Les transformations subies par le fluide au travers des différents organes ont été analysées et représentées à l'aide des diagrammes enthalpie-entropie (T-S).

Afin de compléter cette étude et d'identifier précisément les paramètres influençant les performances et l'efficacité propulsive de ce type de motorisation, le chapitre suivant sera consacré à l'exploitation et à l'interprétation des résultats issus de différentes simulations numériques, permettant une évaluation quantitative des performances du moteur étudié.

Chapitre III

Présentation de la méthode de calcul

III.1. Présentation de la méthode de calcul

III.1.1. Introduction

La simulation du turboréacteur à double flux mélangé a été menée grâce à des modèles mathématiques conçus sur MATLAB.

Au cœur de cette approche, on retrouve les principes de base de la thermodynamique. Ceux-ci sont appliqués un à un aux différents éléments du moteur pour reproduire fidèlement leur comportement réel.

Grâce à cela, il devient possible de calculer avec précision les grandeurs essentielles du cycle : les températures, les niveaux de pression, et tous les indicateurs clés de performance. Et ce, pour une large gamme de conditions de fonctionnement.

Les résultats issus de cette simulation ne restent pas lettre morte. Ils sont soigneusement exploités. On les analyse en profondeur pour mieux comprendre et évaluer les performances de l'ensemble du turboréacteur, que ce soit en croisière, au décollage ou dans d'autres scénarios de vol.

III.1.2. Logiciel utilisé

Pour mener à bien cette étude, les équipes ont fait appel à MATLAB comme principal outil de programmation et de calcul. Ce logiciel jouit d'une très large popularité dans le monde de l'ingénierie et des sciences. Sa force réside dans sa capacité à réaliser des calculs numériques d'une grande précision, tout en restant accessible.

Grâce à lui, il est possible d'analyser des quantités massives de données, de construire des modèles de systèmes complexes, de développer des équations mathématiques adaptées et de simuler le comportement complet d'un turboréacteur dans des conditions variées. En quelques lignes de code, MATLAB permet de tracer des courbes claires, de manipuler aisément de grandes matrices et d'exécuter des opérations mathématiques sophistiquées sans difficulté.

Mieux encore, il propose une riche collection d'outils spécialisés dédiés à des domaines tels que le traitement du signal, la commande automatique des systèmes et l'analyse numérique avancée.

III.1.3. Présentation de la méthode de calcul

Afin de faciliter la compréhension du fonctionnement global du turboréacteur double flux mélangé avec post-combustion, il est utile de se référer au schéma de principe présenté au chapitre précédent. En effet, le schéma du turboréacteur est présenté dans la **Figure II-5 : Composants d'un turboréacteur double flux mélangé avec post-combustion du chapitre 2**. Cette figure met en évidence les principaux composants du moteur ainsi que les différentes transformations thermodynamiques subies par le fluide de travail au cours du cycle. Elle constitue une base essentielle pour l'analyse et l'interprétation des résultats obtenus dans cette étude.

III.1.3.1. Cas d'un turboréacteur double flux mélangés avec post combustion

L'entrée de diffuseur (0)

- la pression statique au point 0 :

$$\frac{P_0}{P_{atm}} = \left[1 - \left(\frac{0.0065 \cdot Z}{T_{atm}} \right) \right]^{\frac{g}{0.0065 \cdot Z}} \quad [2] \quad (III.1)$$

- La température statique au point 0 :

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

Z : l'altitude de vol $Z = 10000(m)$

- La vitesse de l'avion V_0

$$V_0 = M_0 * a_0 \quad (III. 3)$$

Avec : $a_0 = \sqrt{\gamma_a * T_0 * r}$ (III. 4)

- Pression totale à l'entrée point 0 :

$$\frac{P_{i0}}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} * M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (III. 5)$$

- Température totale à l'entrée point 0 :

$$\frac{T_{i0}}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} * M_0^2 \right) \quad (III. 6)$$

- La sortie du diffuseur et l'entrée de la soufflante (1)**

Pression totale au point 1

$$\pi_d = \frac{p_{i1}}{p_{i0}} \quad (\text{III.7})$$

Donc : $p_{i1} = p_{i0} * \pi_d$

- Température totale au point (1)

$$T_{i1} = T_{i0}$$

La sortie de la soufflante et l'entrée de compresseur BP

- La Pression totale au point (2)

$$p_{i2} = \pi_{\text{souf}} * p_{i1} \quad (\text{III.8})$$

- La Température totale au point (2)

$$T_{i2} = \frac{T_{i1} * (\pi_{\text{souf}}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1)}{\eta_{\text{souf}}} + T_{i1} \quad (\text{III.9})$$

La sortie de compresseur BP l'entrée de compresseur HP

- La Pression totale au point (3)

$$p_{i3} = \pi_{\text{CBP}} * p_{i2} \quad (\text{III.10})$$

- La Température totale au point (3)

$$T_{i3} = \frac{T_{i2} * (\pi_{\text{CBP}}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1)}{\eta_{\text{CBP}}} + T_{i2} \quad (\text{III.11})$$

La sortie de compresseur HP l'entrée de la chambre de combustion

- La Pression totale au point (4)

$$p_{i4} = \pi_{\text{CHP}} * p_{i3} \quad (\text{III.12})$$

- La Température totale au point (4)

$$T_{i4} = \frac{T_{i3} * (\pi_{\text{CHP}}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1)}{\eta_{\text{CHP}}} + T_{i3} \quad (\text{III.13})$$

La sortie de la chambre de combustion l'entrée de turbine HP

- La Pression totale au point (5)

$$p_{i5} = \pi_{\text{CC}} * p_{i4} \quad (\text{III.14})$$

- La Température totale au point 7

$$T_{i5} = 1800K$$

- Calcul le dosage de la chambre combustion (fcc)

le rendement de la chambre de combustion :

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

$$\text{la chaleur: } \dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) c_{pg} T_{i5} - \dot{m}_a c_{pa} T_{i4} \quad (\text{III.15})$$

En remplacer la chaleur $\dot{Q}_{cc}$ dans η_{cc}

$$\eta_{cc} = \frac{\dot{Q}_{cc} = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) c_{pg} T_{i5} - \dot{m}_a c_{pa} T_{i4}}{P_{CI} \dot{m}_c} \quad (\text{III.16})$$

On diviser sur $\dot{m}_i$ et on trouve :

$$\eta_{cc} = \frac{(1+f_{cc}) c_{pg} T_{i5} - c_{pa} T_{i4}}{P_{CI} f_{cc}} \quad (\text{III.17})$$

Donc :

$$f_{cc} = \frac{c_{pg} T_{i5} - c_{pa} T_{i4}}{P_{CI} \eta_{cc} - c_{pg} T_{i5}} \quad (\text{III.18})$$

La sortie de la turbine HP l'entrée de la turbine BP

- La Température totale au point (6)

Pour déterminer la température totale au point (6), on fait appel à l'équation du rendement mécanique haute pression

$$\eta_{mHP} = \frac{\dot{w}_{CHP}}{\dot{w}_{THP}} = \frac{c_{pa}(T_{i4} - T_{i3})}{(1+f_{cc})(T_{i5} - T_{i6})c_{pg}} \quad (\text{III.19})$$

À partir de cette dernière, on peut écrire l'expression de la température total 6

$$T_{i6} = T_{i5} - \frac{c_{pa}(T_{i4} - T_{i3})}{(1+f_{cc})\eta_{mHP}c_{pg}} \quad (\text{III.20})$$

- La pression totale au point 6

$$p_{i6} = \pi_{THP} * p_{i5} \quad (\text{III.21})$$

La sortie de la turbine BP l'entrée de mélangeur

- Température totale au point (7)

La température totale au point 9 est obtenue à partir de l'équation du rendement mécanique BP

$$\eta_{mBP} = \frac{\dot{w}_{CBP} + \dot{w}_{souf}}{\dot{w}_{TBP}} = \frac{c_{pa}(T_{i3} - T_{i2}) + (1 + \lambda)c_{pa}(T_{i2} - T_{i1})}{(1 + f_{cc})(T_{i6} - T_{i7})c_{pg}} \quad (III.22)$$

Donc :

$$T_{i7} = T_{i6} - \frac{c_{pa}(T_{i3} - T_{i2}) + (1 + \lambda)c_{pa}(T_{i2} - T_{i1})}{(1 + f_{cc})c_{pg}\eta_{mBP}} \quad (III.23)$$

- Pression totale au point 7

$$p_{i7} = \pi_{TBP} * p_{i6} \quad (III.24)$$

La sortie de mélangeur et l'entrée de Post-combustion

- La Capacité thermique massique à pression constante

$$cp_{g'} = \frac{\lambda cp_a + (1 + f_{cc})cp_g}{(1 + \lambda + f_{cc})} \quad (III.25)$$

- La Constante spécifique du gaz

$$R_{g'} = \frac{\lambda R_a + (1 + f_{cc})R_g}{(1 + \lambda + f_{cc})} \quad (III.26)$$

- Le rapport des chaleurs massiques des gaz brûlés

$$\gamma_{g'} = \frac{cp_{g'}}{cp_{g'} - R_{g'}} \quad (III.27)$$

- Pression au point 8

$$p_{i8} = \pi_{me} * p_{i7} \quad (III.28)$$

- Température au point 8

$$T_{i8} = \frac{\lambda cp_a T_{i2} + (1 + f_{cc})cp_g T_{i7}}{(1 + \lambda + f_{cc})cp_{g'}} \quad (III.29)$$

La sortie de Post-combustion et l'entrée de la Tuyère

- Pression totale au point 8-prime

$$p_{i8}' = \pi_{PC} * p_{i8} \quad (III.30)$$

- Température totale au point 8'

$$T_{i8}' = 2000K$$

- Dosage de la post-combustion(f_{pc})

La relation du rendement de la post-combustion est donnée par:

$$\eta_{pc} = \frac{\dot{Q}_{pc}}{P_{cal}} \quad (III.31)$$

Où :

$$\dot{Q}_{pc} = c_{p_{pc}}(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})T_{i8}' - c_{p_{g'}}(\dot{m}_i + \dot{m}_e + \dot{m}_c)T_{i8} \quad (III.32)$$

On remplace $\dot{Q}_{pc}$ dans η_{pc} et divise sur $\dot{m}_i$

$$\eta_{pc} = \frac{(1+\lambda+f_{cc}+f_{pc})c_{p_{pc}}T_{i8}' - (1+\lambda+f_{cc})c_{p_{g'}}T_{i8}}{PCI*f_{pc}} \quad (III.33)$$

Donc :

$$f_{pc} = \frac{(1+\lambda+f_{cc}+f_{pc})*(c_{p_{pc}}T_{i8}' - c_{p_{g'}}T_{i8})}{\eta_{pc}*PCI - c_{p_{pc}}T_{i8}'} \quad (III.34)$$

- **La sortie de la tuyère point**
- Température totale au point 9

$$T_{i9} = T_{i8}'$$

- Pression totale au point 9

$$p_{i9} = \pi_{tuy} * p_{i8}' \quad (III.35)$$

- Nombre de Mach au point 9

$$M_9 = \sqrt{\left(\frac{p_{i9}}{p_9}\right) * \left(\left(\frac{p_{i9}}{p_9}\right)^{\frac{\gamma_{g'}-1}{\gamma_{g'}}} - 1\right)} \quad (III.36)$$

Tuyère adaptée $p_9 = p_0$

- La température totale au point 9

$$T_{i9} = T_{i8}'$$

- Température statique au point

$$T_9 = \frac{T_{i9}}{1 + \left(\frac{\gamma_g' - 1}{2} \right) * M_9^2} \quad (\text{III.37})$$

- Vitesse de sortie de Tuyère V9

$$V_9 = M_9 * a_9 \quad (\text{III.38})$$

$$\text{Avec : } a_9 = \sqrt{\gamma_{g'} * T_9 * R_{g'}} \quad (\text{III.39})$$

III.2.3.2. Les Paramètres de performances d'un turboréacteur

+ La poussée spécifique

$$F_{SP} = \frac{F}{(\dot{m}_e + \dot{m}_i + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})} \quad (\text{III.40})$$

$$\text{Avec : } F = \dot{m}_i (V_9 - V_0) + \dot{m}_e (V_9 - V_0) + (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) V_9$$

On divise sur $\dot{m}_i$

$$F_{SP} = \frac{[(1+\lambda)*(V_9 - V_0) + (f_{cc} + f_{pc}) * V_9]}{(1 + \lambda + f_{cc} + f_{pc})} \quad (\text{III.41})$$

+ La Consommation spécifique

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})}{F} \quad (\text{III.42})$$

On divise sur $\dot{m}_i$

$$C_{sp} = \frac{3600 (f_{cc} + f_{pc})}{(1 + \lambda + f_{cc} + f_{pc})} \quad (\text{III.43})$$

+ Rendement de Propulsion

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} \quad (\text{III.44})$$

$$\eta_p = \frac{[\lambda (V_9 - V_0) + (V_9 - V_0) + f_{cc} V_0]}{\frac{1}{2} \lambda (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} (f_{cc} + f_{pc}) V_9^2} \quad (\text{III.45})$$

+ Rendement Global

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (\text{III.46})$$

$$\eta_g = \frac{[\lambda (V_9 - V_0) + (V_9 - V_0) + f_{cc} V_0]}{PCI (f_{cc} + f_{pc})} \quad (\text{III.47})$$

Rendement thermique

$$\eta_{th,r} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} \quad (III.48)$$

$$\eta_{th,r} = \frac{\frac{1}{2} \lambda (V_{92} - V_{02}) + \frac{1}{2} (V_{92} - V_{02}) + \frac{1}{2} (f_{cc} + f_{pc}) V_{92}}{PCI (f_{cc} + f_{pc})} \quad (III.49)$$

III.1.3.3. Cas d'un turboréacteur double flux mélanges sans post combustion

On applique les mêmes étapes de calcul que dans le premier cas, tout en considérant $f_{pc} = 0$

III.2. Organigramme du programme de calcul

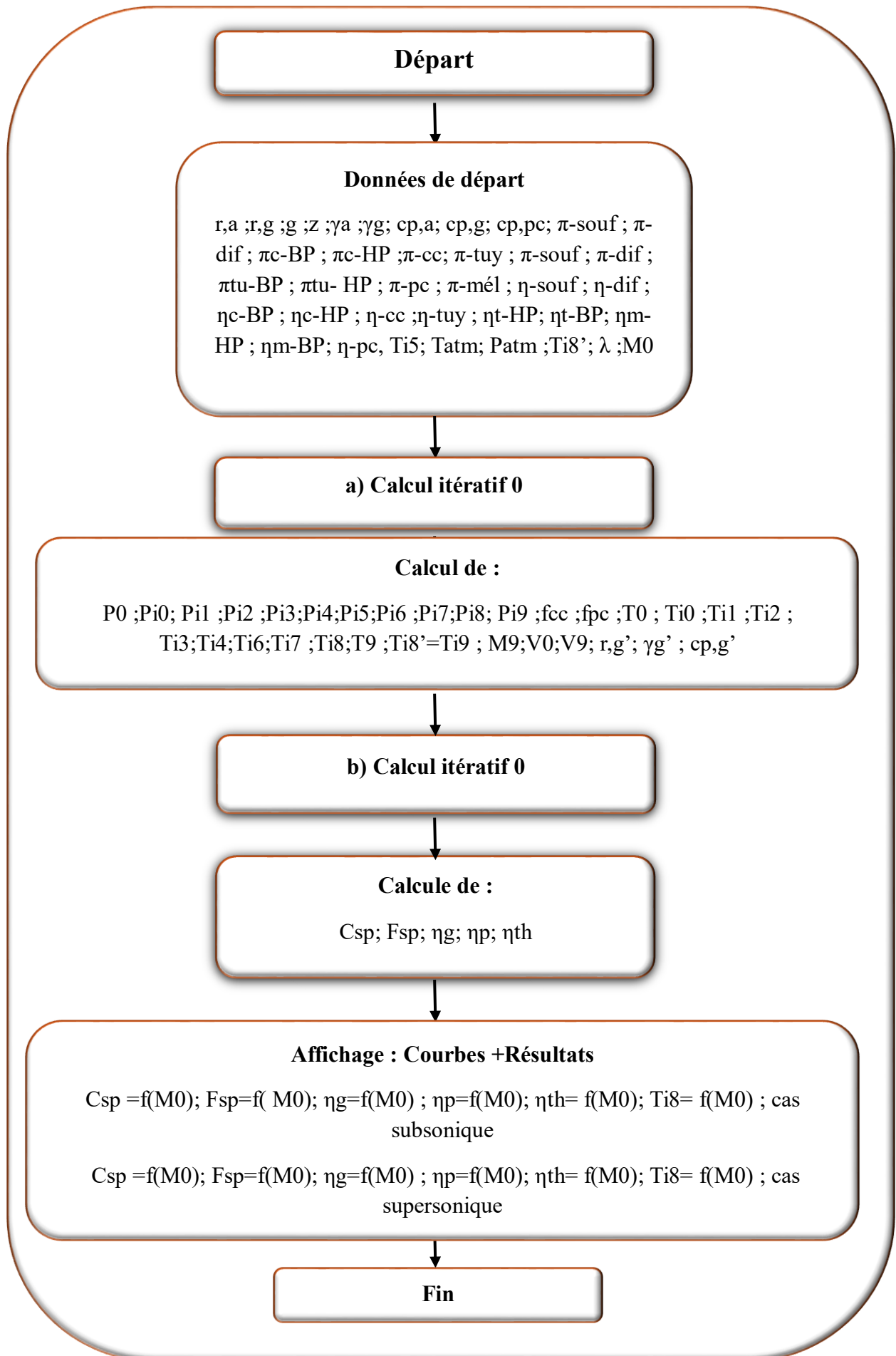


Figure III-5 : Organigramme du programme de calcul

III.3. Conclusion

Ce chapitre a permis de poser les bases théoriques et méthodologiques nécessaires à l'étude du turboréacteur double flux mélangé. Une revue de travaux et d'études antérieures a été réalisée afin de mieux comprendre le fonctionnement général et les performances de ce type de moteur. Les principes de base du turboréacteur ainsi que les éléments importants liés à ses performances ont été présentés.

Sur le plan méthodologique, un modèle développé sous MATLAB a été utilisé pour représenter le comportement thermodynamique des différents composants du moteur et calculer les principaux paramètres de performance, notamment la poussée et les rendements.

Ainsi, ce chapitre constitue une base essentielle pour la suite de l'étude et les simulations numériques des chapitres suivants.

Chapitre IV

Présentation et Interprétation des résultats

IV.1. Introduction

Ce chapitre est consacré à l'analyse détaillée et à l'interprétation des résultats issus de l'étude des performances d'un turboréacteur à double flux mélangé.

Les principaux résultats sont illustrés à travers plusieurs figures qui retracent l'évolution de paramètres clés, tant thermodynamiques que propulsifs. On y observe notamment la poussée spécifique, la consommation spécifique de carburant, la température à la sortie du mélangeur, ainsi que les rendements de propulsion, thermique et global. Ces grandeurs sont analysées en fonction du nombre de Mach de vol et du taux de dilution.

L'étude couvre deux régimes de vol distincts – subsonique et supersonique – et examine deux configurations du moteur : avec et sans post-combustion.

L'objectif central ? Mettre clairement en lumière l'impact de ces variables sur le comportement global du moteur. De cette manière, il devient possible d'identifier et de comprendre les principales tendances physiques qui régissent ses performances.

En somme, ce chapitre transforme des données brutes en véritables insights, posant les bases d'une compréhension plus fine du turboréacteur à double flux.

IV.2. Analyse des figures

IV.2.1 Variation du taux de dilution en fonction du nombre de Mach en régime subsonique

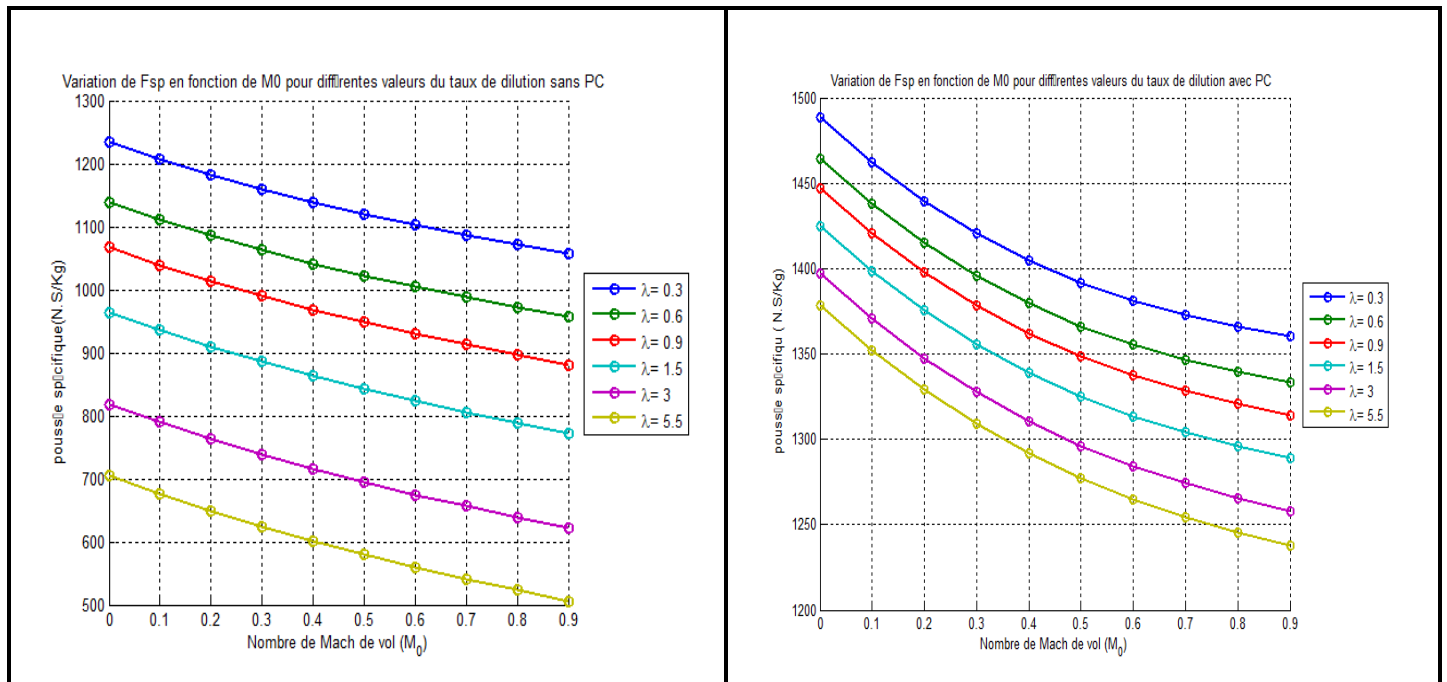


Figure IV-1 : Variation de la Poussée Spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion

La figure montre l'évolution de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach pour différents taux de dilution, avec et sans post-combustion. On observe que la poussée spécifique diminue lorsque le nombre de Mach augmente, en raison de la conversion progressive de l'énergie du moteur en énergie cinétique liée à la vitesse de l'avion. Par ailleurs, une augmentation du taux de dilution entraîne également une baisse de la poussée spécifique, à cause de l'effet de dilution du flux secondaire. Enfin, la post-combustion améliore nettement les performances : elle permet d'obtenir des valeurs de poussée plus élevées que dans le cas sans PC, atteignant environ 1500 N·s/kg contre 1300 N·s/kg. Ces résultats mettent en évidence l'influence combinée du nombre de Mach, du taux de dilution et de la post-combustion sur les performances du turboréacteur.

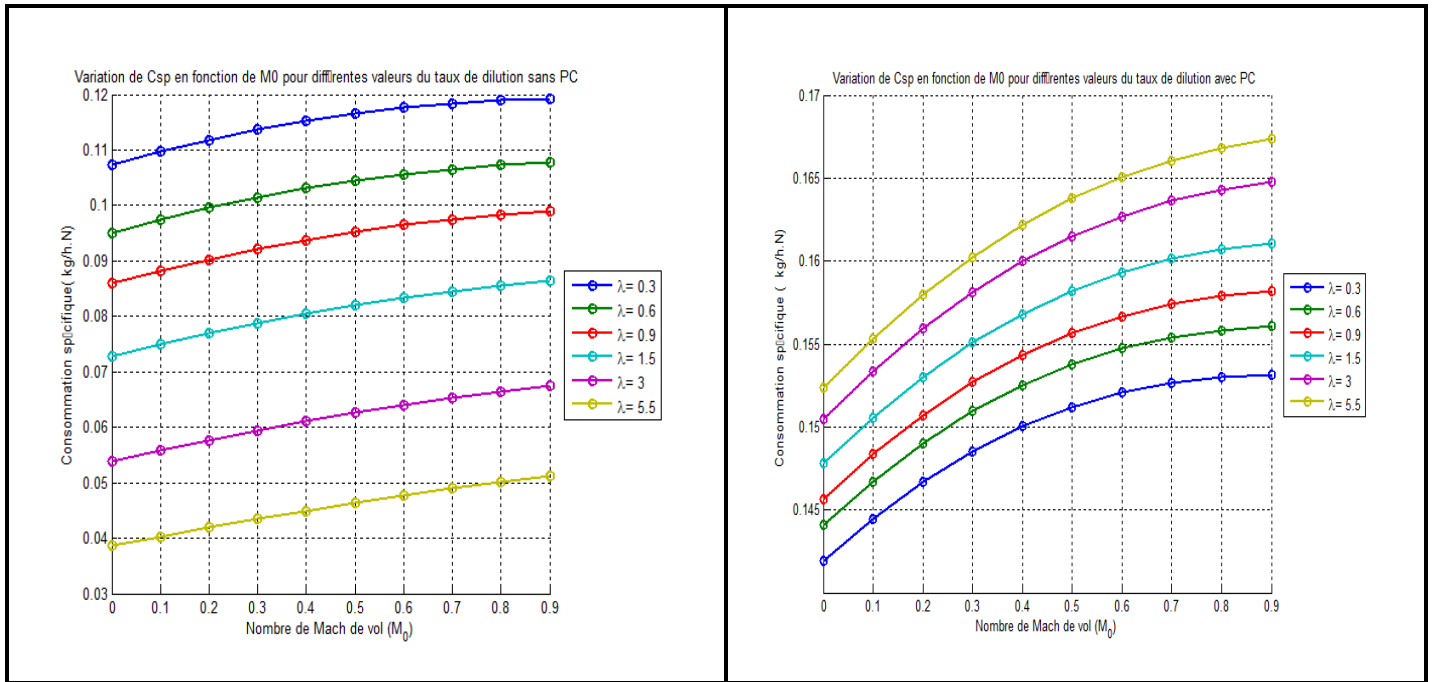


Figure IV-2 : Variation de la consommation spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

Cette figure montre l'évolution de la consommation spécifique (Csp) en fonction du nombre de Mach de vol (M_0), pour différentes valeurs du taux de dilution (λ). L'analyse porte sur le turboréacteur à double flux mélangé, dans ses deux configurations : avec et sans post-combustion. La consommation spécifique augmente clairement avec le nombre de Mach. Pourquoi ? Parce que la vitesse de l'avion s'élève. À mesure que l'appareil accélère, la poussée spécifique diminue. Le moteur doit alors brûler plus de carburant pour maintenir le niveau de propulsion nécessaire. Résultat : la consommation spécifique grimpe.

Sans post-combustion, en revanche, on observe l'effet inverse avec le taux de dilution. Plus λ est élevé, plus la consommation spécifique baisse. Le flux secondaire, plus important, contribue efficacement à la poussée tout en permettant une utilisation plus rationnelle du carburant.

Avec post-combustion, la tendance s'inverse radicalement. La consommation spécifique augmente fortement, surtout aux grands taux de dilution. La raison est simple : il faut injecter une quantité importante de carburant supplémentaire pour réchauffer le flux mélangé, ce qui alourdit nettement la dépense énergétique.

Ces courbes soulignent ainsi les compromis délicats entre performance, dilution et usage de la post-combustion selon les régimes de vol.

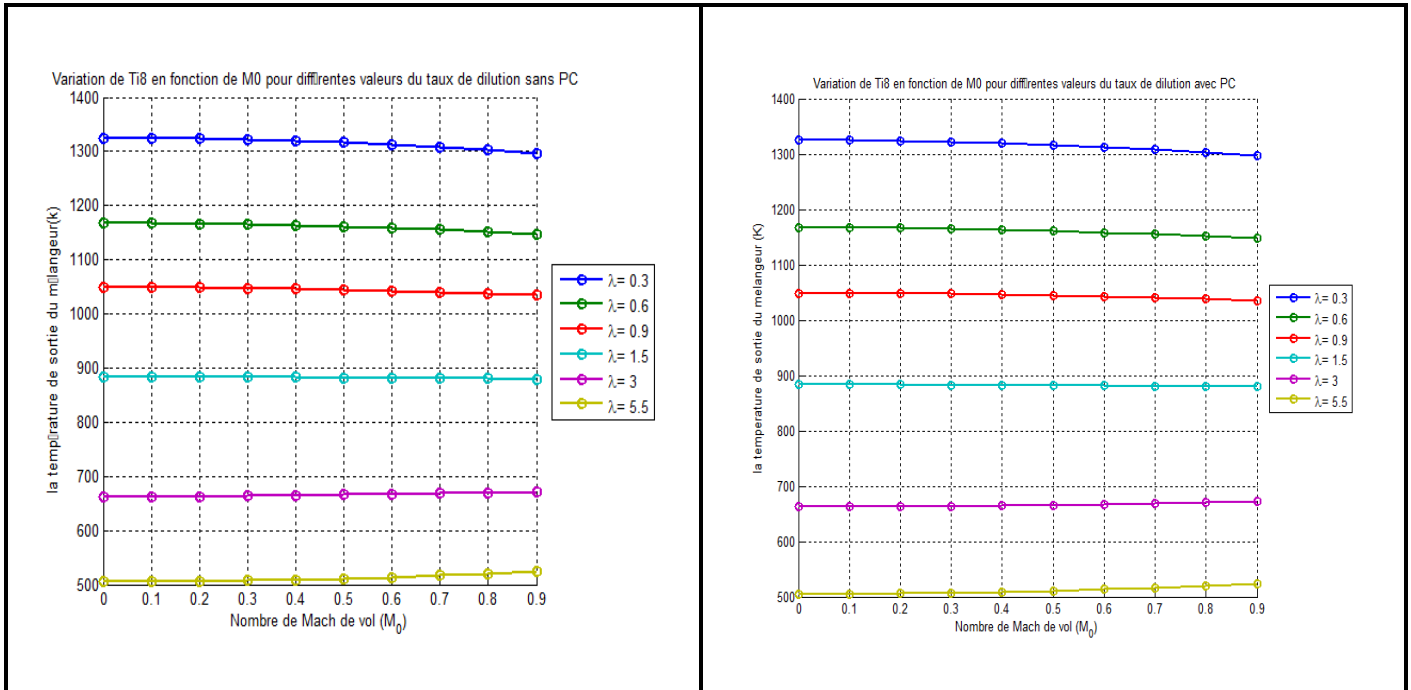


Figure IV-3 : Variation de la température de sortie du mélangeur selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion

La figure montre comment évolue la température à la sortie du mélangeur Ti8 selon le nombre de Mach, pour plusieurs taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec ou sans post-combustion.

Dans les deux configurations, la température de sortie du mélangeur reste globalement indépendante du nombre de Mach. Pourtant, deux comportements distincts apparaissent selon la valeur du taux de dilution.

Pour les faibles taux ($\lambda = 0,3 ; 0,6 ; 0,9$), la température diminue légèrement à mesure que le Mach augmente. À l'inverse, lorsque le taux de dilution est élevé ($\lambda = 1,5 ; 3 ; 5,5$), la température demeure pratiquement stable, sans variation notable.

Ce phénomène s'explique simplement : plus le taux de dilution baisse, moins le flux secondaire apporte d'air froid. Le volume d'air frais injecté dans le mélangeur devient alors trop faible pour abaisser efficacement la température des gaz chauds provenant du flux primaire. Résultat : le mélange conserve une chaleur importante, et la température en sortie du mélangeur augmente nettement.

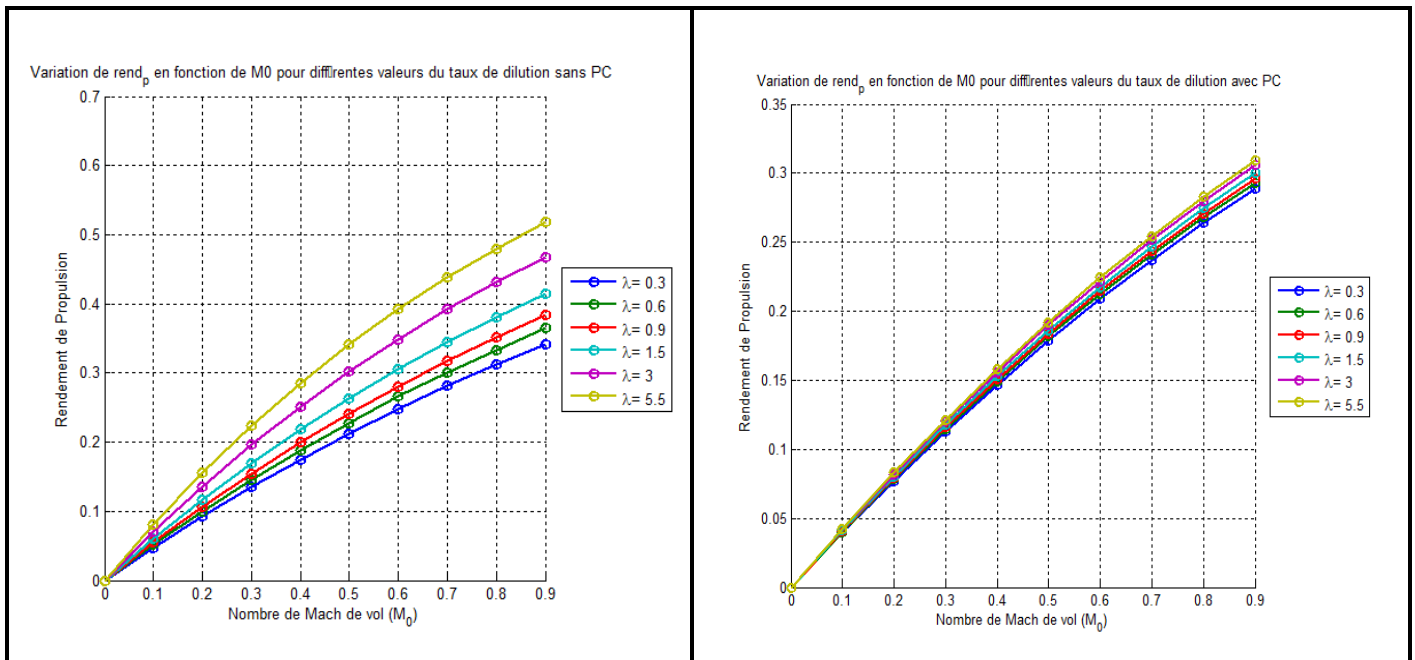


Figure IV-4 : Variation du rendement de propulsion selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre comment évolue le rendement de propulsion selon le nombre de Mach ,pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec ou sans post-combustion.

Dans les deux configurations, le rendement de propulsion s’améliore nettement lorsque le nombre de Mach augmente. Il progresse également avec l’élévation du taux de dilution.

Ce comportement s’explique par la nature même de la puissance propulsive, qui résulte directement du produit de la poussée et de la vitesse de l’aéronef. Ainsi, toute augmentation de la vitesse de vol renforce mécaniquement cette puissance. De la même manière, un taux de dilution plus élevé favorise une meilleure production de poussée, ce qui élève encore le rendement global du système.

En résumé, plus l’avion vole vite et plus le moteur exploite efficacement le flux secondaire, plus le rendement de propulsion gagne en performance

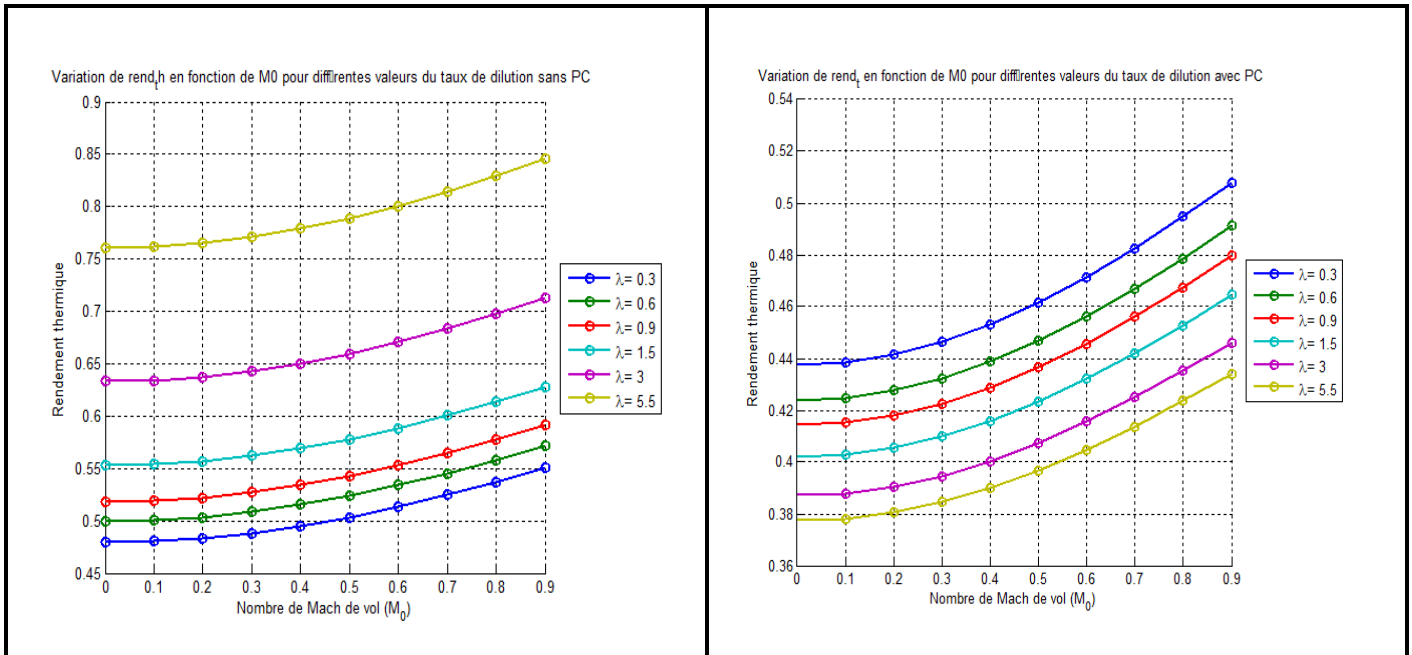


Figure IV-5 : Variation du rendement thermique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion

La figure montre l'évolution du rendement thermique η_{th} en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

Le rendement thermique progresse clairement à mesure que le nombre de Mach augmente. Cette amélioration s'explique par la diminution du dosage dans la chambre de combustion. Moins de carburant est injecté, ce qui réduit fortement la puissance calorifique fournie au cycle. Parallèlement, l'écart de vitesse entre la sortie de la tuyère et l'avion ($V_9 - V_0$) s'accroît, ce qui contribue directement à relever le rendement thermique.

Sans post-combustion, le rendement thermique s'étend entre 0,48 et 0,85. On observe que l'augmentation du taux de dilution améliore nettement les performances globales.

Avec post-combustion (figure de droite), les valeurs restent plus modestes, oscillant entre 0,37 et 0,51. À l'inverse des cas précédents, c'est la réduction du taux de dilution qui fait grimper le rendement thermique.

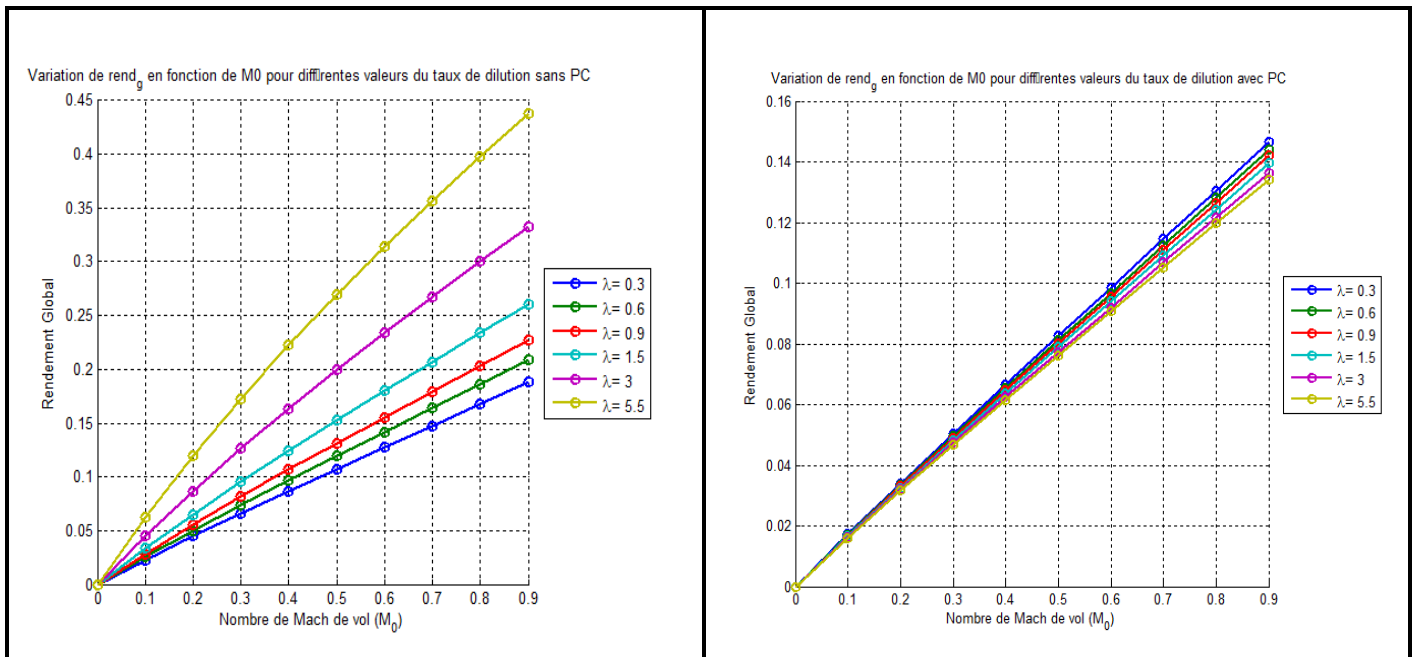


Figure IV-6 : Variation du rendement global selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution
— Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre l'évolution du rendement global η_g en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

Dans les deux configurations, le rendement global s'améliore de manière significative à mesure que le nombre de Mach augmente. Cette hausse résulte à la fois de l'accroissement de la vitesse de l'avion (V_0) et de la baisse de la consommation spécifique de carburant. En effet, une plus grande part de l'énergie produite par le moteur est alors réellement convertie en mouvement de l'aéronef plutôt qu'en pertes diverses.

Sans post-combustion, les performances sont nettement supérieures. Le rendement global peut atteindre environ 0,45 pour un taux de dilution élevé ($\lambda = 5,5$) à $M_0 = 0,9$. Un λ important joue ici un rôle bénéfique : en augmentant le débit du flux secondaire, il permet une propulsion plus efficace et réduit les pertes énergétiques.

Avec post-combustion, en revanche, le rendement global s'effondre. Il reste largement inférieur à 0,15, quel que soit le régime de vol. Dans ce cas, l'influence du taux de dilution devient beaucoup plus faible et ne modifie que marginalement les résultats.

IV.2.2 Variation du taux de dilution en fonction du nombre de Mach en régime supersonique

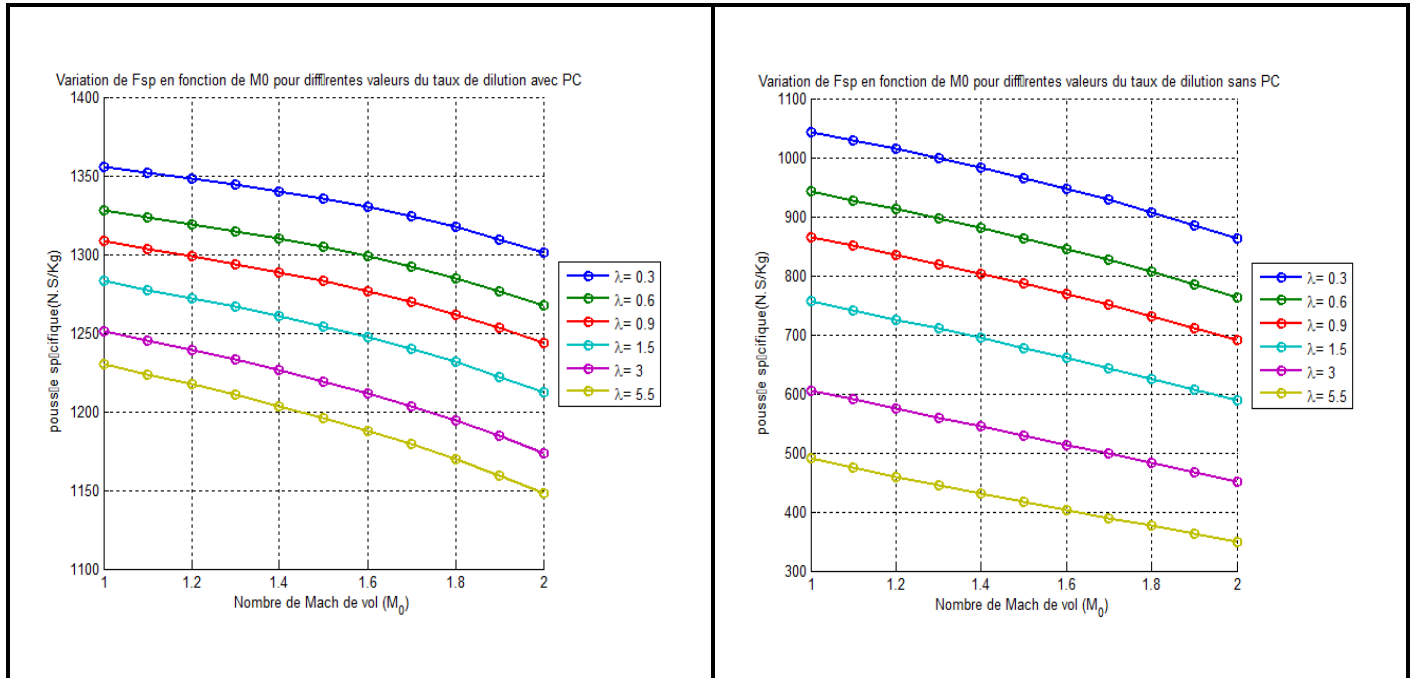


Figure IV-7 : Variation de La poussée spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre l'évolution de La poussée spécifique en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

La poussée spécifique chute progressivement à mesure que le nombre de Mach augmente. Pourquoi ? Parce qu'une part croissante de l'énergie produite par le moteur se convertit en énergie cinétique du mouvement de l'avion lui-même, plutôt qu'en poussée pure.

Le même effet apparaît lorsque le taux de dilution λ s'élève. Le flux secondaire apporte alors beaucoup plus d'air froid, sans injecter d'énergie supplémentaire. Ce surcroît de débit dilue l'impulsion globale et fait baisser la poussée spécifique.

Deux comportements très contrastés se dégagent selon la configuration. Sans post-combustion (graphe de droite), la poussée spécifique reste limitée : elle ne dépasse guère 1100

N·s/kg. Avec post-combustion (graphe de gauche), en revanche, elle s'envole nettement plus haut et peut atteindre environ 1350 N·s/kg.

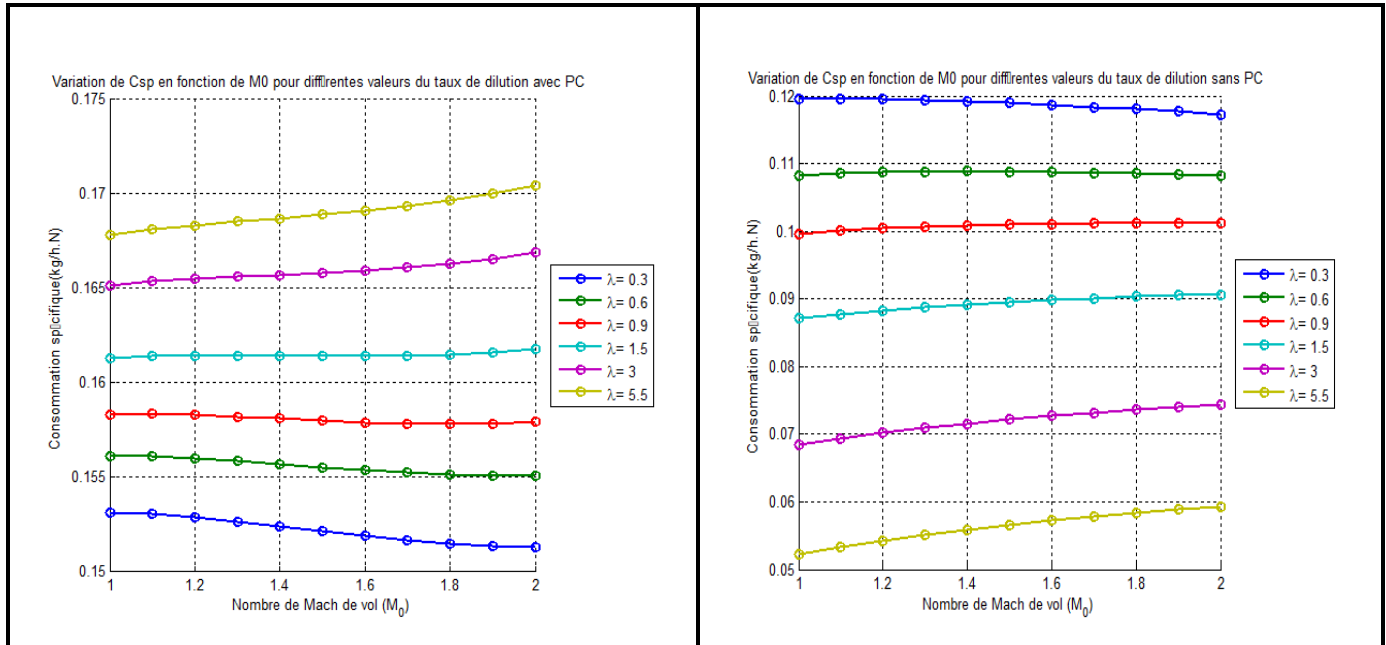


Figure IV-8 : Variation du La consommation spécifique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre l'évolution de la consommation spécifique C_{sp} en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

La consommation spécifique réagit fortement à deux paramètres : la vitesse de vol et le taux de dilution. Dès que le nombre de Mach augmente, la vitesse de l'avion s'élève. L'écart entre les gaz d'échappement et l'aéronef se réduit, la poussée nette faiblit, et la consommation spécifique augmente mécaniquement. À l'inverse, élever le taux de dilution s'avère bénéfique : le flux secondaire plus abondant renforce la poussée globale et permet de faire baisser sensiblement la consommation de carburant.

Avec post-combustion (figure de gauche), le tableau se complique. Deux régimes opposés émergent selon le niveau de dilution. Pour les faibles taux ($\lambda = 0,3 ; 0,6 ; 0,9$), la consommation spécifique diminue lorsque le Mach progresse. En revanche, aux taux élevés ($\lambda = 1,5 ; 3 ; 5,5$), elle augmente clairement avec la vitesse de vol. Globalement, plus le taux de dilution est important, plus la consommation spécifique reste élevée dans cette configuration.

Sans post-combustion (figure de droite), le comportement est plus favorable. Augmenter le taux de dilution réduit en règle générale la consommation spécifique. Cependant, des nuances apparaissent : aux valeurs élevées de λ , celle-ci tend à remonter légèrement avec le nombre de Mach. Pour les faibles λ , au contraire, elle continue de diminuer à mesure que la vitesse augmente.

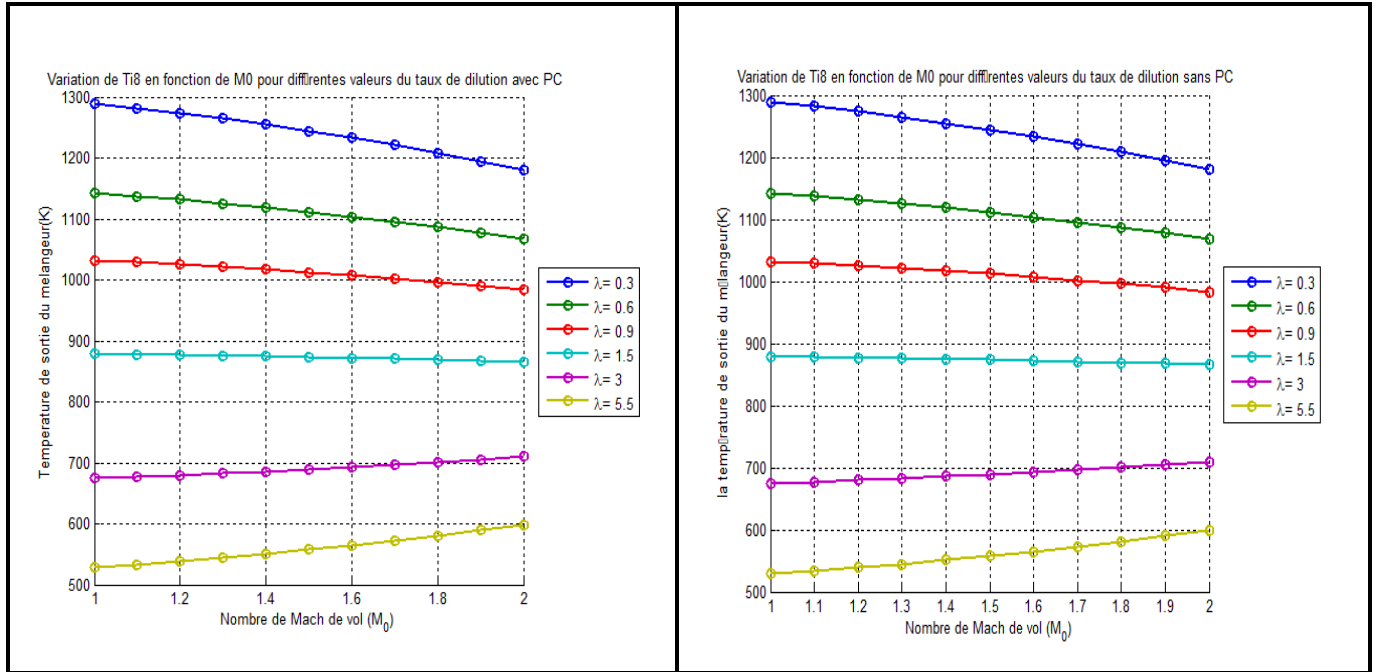


Figure IV-9 : Variation de la température de sortie du mélangeur **Ti8** selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre l'évolution de la température de sortie du mélangeur Ti8 en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec ou sans post-combustion.

Dans les deux configurations, la température à la sortie du mélangeur reste largement insensible au nombre de Mach. Pourtant, le comportement n'est pas uniforme : il varie nettement selon le taux de dilution.

Pour les faibles valeurs de λ (0,3 ; 0,6 ; 0,9), la température baisse légèrement à mesure que le Mach augmente. À l'opposé, avec des taux de dilution élevés ($\lambda = 1,5$; 3 ; 5,5), elle demeure pratiquement constante, sans fluctuation notable.

L'explication est physique et directe. Quand le taux de dilution diminue, le flux secondaire apporte beaucoup moins d'air froid. Le volume d'air frais injecté dans le mélangeur devient alors insuffisant pour refroidir efficacement les gaz chauds issus du flux primaire.

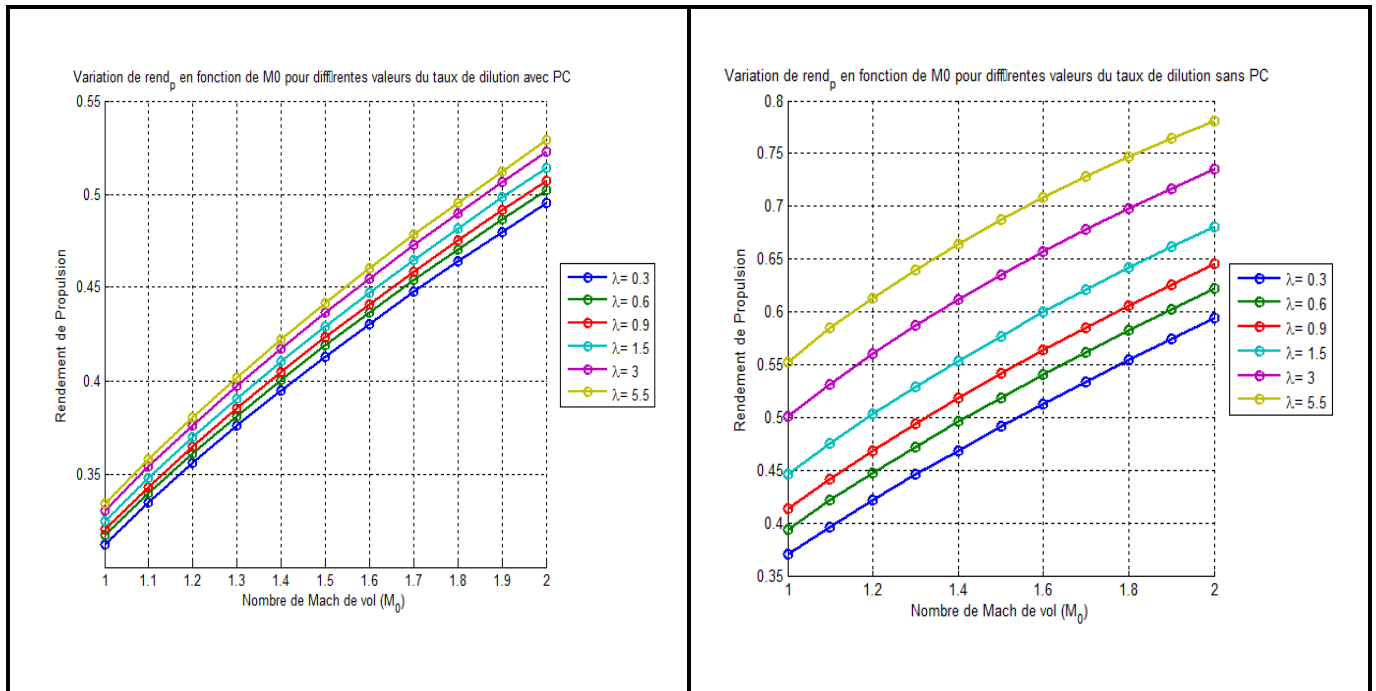


Figure IV-10 : Variation du rendement de propulsion selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre l'évolution du rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

Dans les deux configurations, le rendement de propulsion progresse de façon marquée à mesure que le nombre de Mach augmente. Il s'améliore également lorsque le taux de dilution s'élève.

Cette évolution s'explique par la définition même de la puissance propulsive : elle résulte directement du produit de la poussée et de la vitesse de l'avion. Quand l'aéronef vole plus vite, cette puissance grimpe mécaniquement. De la même manière, un taux de dilution plus important renforce la poussée globale, ce qui élève encore le rendement de propulsion.

Sans post-combustion, les valeurs obtenues sont nettement supérieures. Avec post-combustion, le rendement reste sensiblement plus faible dans tous les cas de figure.

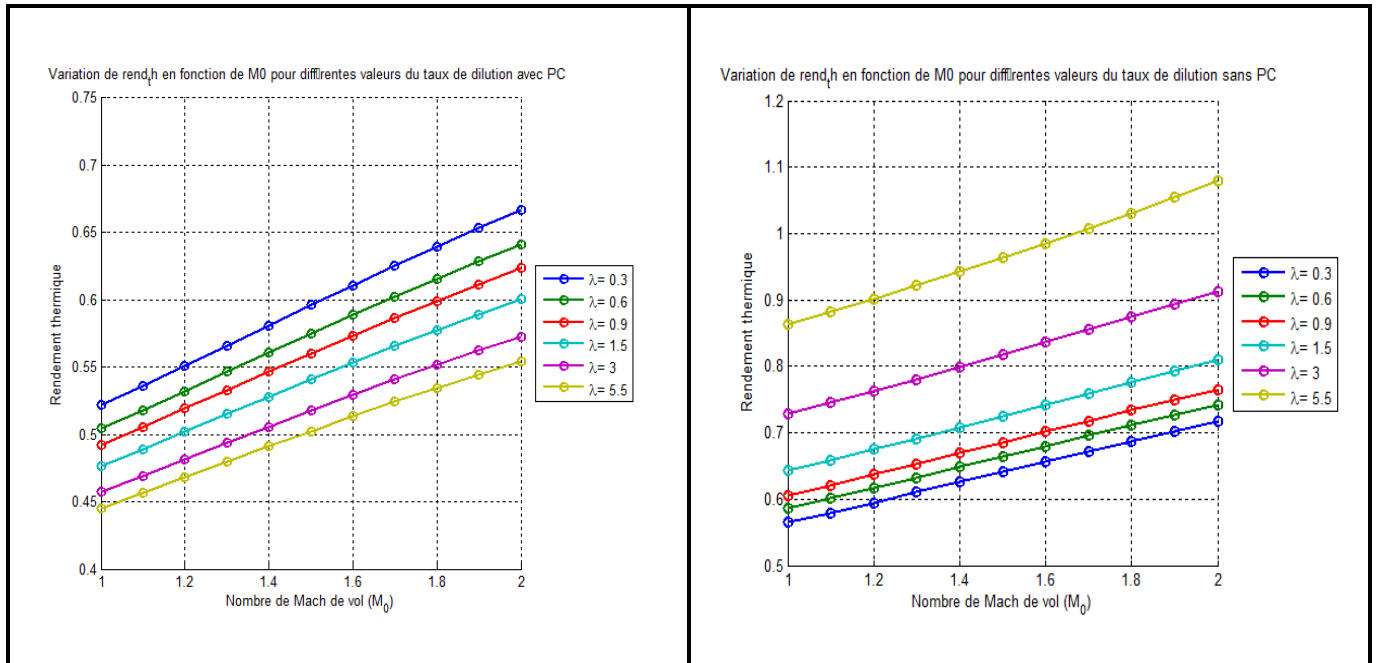


Figure IV-11: Variation du rendement thermique selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution — Avec et Sans Postcombustion.

La figure montre l'évolution du rendement thermique η_{th} en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

Le rendement thermique s'améliore constamment à mesure que le nombre de Mach augmente. Cette progression trouve son origine dans la réduction du dosage carburant/air au sein de la chambre de combustion. Moins de carburant est brûlé, ce qui diminue fortement la puissance calorifique injectée dans le cycle.

Parallèlement, l'écart de vitesse entre les gaz à la sortie de la tuyère et l'avion ($V_9 - V_0$) s'accroît. Cette double évolution — moins d'énergie thermique gaspillée et une meilleure conversion de l'énergie disponible — pousse le rendement thermique vers le haut.

Sans post-combustion (figure de droite), l'effet du taux de dilution est très favorable : plus λ est élevé, meilleur est le rendement thermique.

Avec post-combustion (figure de gauche), la tendance s'inverse. C'est lorsque le taux de dilution diminue que le rendement thermique augmente.

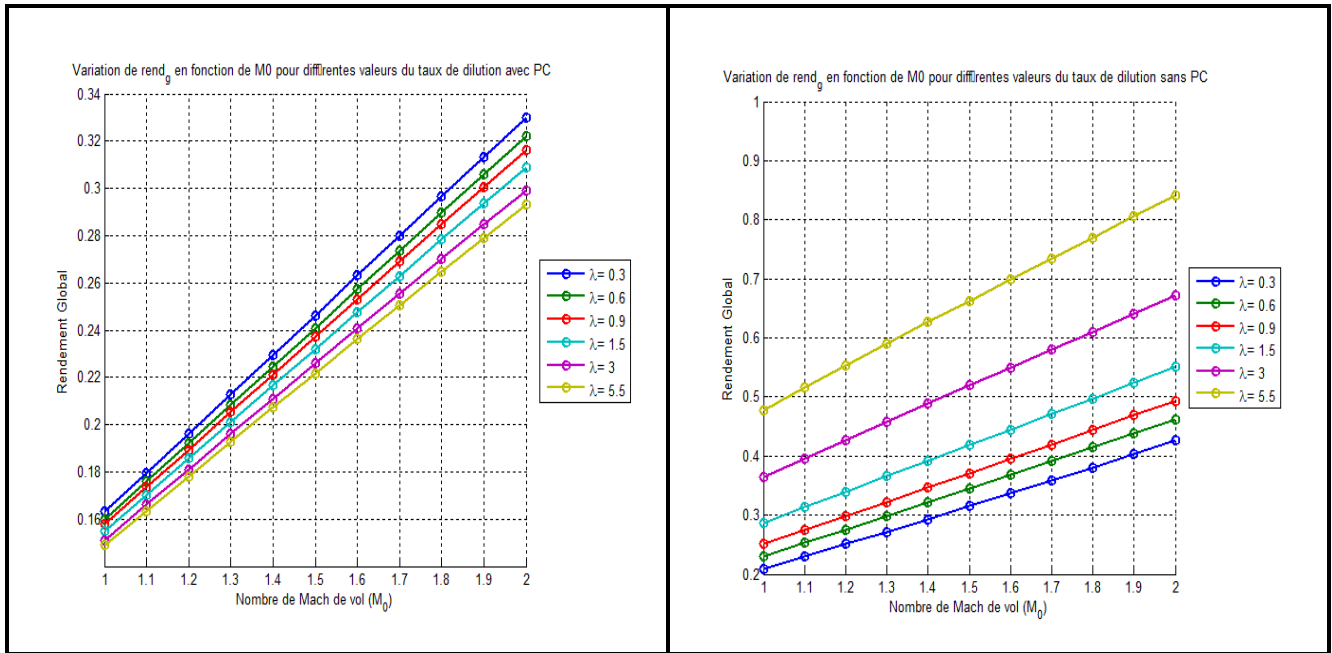


Figure IV-12 : Variation du rendement global selon le nombre de Mach et le Taux de Dilution
— Avec et Sans Postcombustion

La figure montre l'évolution du rendement global η_g en fonction du nombre de Mach, pour différentes valeurs du taux de dilution λ , dans un turboréacteur à double flux à mélangeur, avec et sans post-combustion.

Dans les deux configurations, le rendement global progresse nettement à mesure que le nombre de Mach augmente. Cette amélioration vient directement de l'accroissement de la vitesse de l'avion (V_0). Plus l'aéronef file vite, plus une grande partie de l'énergie générée par le moteur se transforme en mouvement utile plutôt qu'en pertes. Le résultat : un rendement global qui s'envole.

Avec post-combustion (graphe de gauche), la tendance est claire : plus le taux de dilution diminue, plus le rendement global s'améliore.

Sans post-combustion (graphe de droite), c'est l'inverse qui se produit. Un taux de dilution plus élevé fait grimper le rendement global de façon significative.

IV. 3. Conclusion

Ce chapitre a exploré en profondeur le comportement d'un turboréacteur à double flux à mélangeur. À travers des simulations MATLAB, nous avons examiné l'influence conjointe du

nombre de Mach, du taux de dilution, de la post-combustion et de l'efficacité du mélangeur sur les performances du moteur.

Les courbes obtenues révèlent des tendances marquées. La poussée spécifique diminue clairement lorsque le nombre de Mach ou le taux de dilution augmente. Dans le même temps, la consommation spécifique s'aggrave avec la vitesse de vol.

La post-combustion offre un atout incontestable : elle booste fortement la poussée. Pourtant, ce gain a un prix élevé. Elle dégrade de manière significative l'efficacité énergétique du moteur. Les rendements thermiques et globaux atteignent leurs meilleures valeurs en son absence. Dès qu'on l'active, le rendement global s'effondre.

C'est pourquoi son utilisation est généralement déconseillée en régime subsonique. En revanche, elle devient indispensable en régime supersonique pour délivrer la poussée nécessaire.

Le mélangeur, quant à lui, joue un rôle fondamental. En homogénéisant les flux chaud et froid, il influence directement les performances globales du turboréacteur.

En conclusion, les performances d'un tel moteur reposent sur un équilibre délicat entre poussée brute et efficacité énergétique. Le taux de dilution, le recours à la post-combustion et la qualité du mélangeur apparaissent comme les paramètres clés de ce compromis.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Ce travail a porté sur l'étude thermodynamique et l'analyse des performances d'un turboréacteur à double flux mélangé, en considérant l'influence du taux de dilution et du nombre de Mach de vol, pour deux configurations : avec et sans post-combustion, ainsi que pour les régimes subsonique et supersonique.

Le travail a commencé par une étude bibliographique sur les moteurs à réaction, présentant leur évolution historique, leur principe de fonctionnement et leurs différentes architectures, ainsi que les principaux composants du turboréacteur à double flux mélangé utilisé en aviation civile et militaire.

Ensuite, une analyse thermodynamique a été réalisée afin d'établir les équations régissant le fonctionnement du moteur, accompagnée de la méthode de calcul et du programme de simulation développé sous MATLAB.

Les résultats obtenus ont permis d'analyser l'évolution de la poussée spécifique, de la consommation spécifique, de la température de sortie du mélangeur ainsi que des rendements propulsif, thermique et global en fonction du nombre de Mach et du taux de dilution.

Les conclusions principales sont les suivantes :

- La poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach et du taux de dilution, en raison de la variation du rapport entre la poussée et le débit massique.
- La consommation spécifique augmente avec le nombre de Mach. Sans post combustion, elle diminue avec l'augmentation du taux de dilution, tandis qu'elle augmente fortement avec post-combustion.
- Le taux de dilution influence fortement la température de sortie du mélangeur, des valeurs faibles entraînant une température plus élevée.
- Les rendements propulsif et global augmentent avec le nombre de Mach et le taux de dilution.
- La post-combustion est peu adaptée au régime subsonique, mais reste utilisée en aéronautique militaire pour l'accélération rapide, la manœuvre et le passage supersonique.
- En régime supersonique, la post-combustion est plus efficace pour augmenter la poussée malgré la baisse des rendements énergétiques.

- Le mélangeur constitue un élément essentiel assurant l'homogénéisation des flux et influençant directement les performances du moteur.

En conclusion, cette étude met en évidence la complexité du comportement thermodynamique de ce type de moteur ainsi que les défis liés à son optimisation, afin de concilier performance, consommation et efficacité énergétique.

Annexes

Les données de calcul

$P_{atm}=1.013 \cdot 10^5 p$	$T_{atm}= 288.16K$	$g= 9.81$	$Z = 10000 \text{ m}$	$C_{pa}=1004.6j/kg.k$	$C_{pg}=1429j/kg.k$
$\gamma_a=1.4$	$\gamma_g = 1.33$	$PCI=43.16 \cdot 10^6 j/kg$	$\pi_d = 0.89$	$\pi_{sout} = 1.6$	$\pi_{CB} = 1.20$
$\pi_{CH} = 15$	$\pi_{CC} = 0.98$	$\pi_{TH} = 0.65$	$\pi_{TB} = 0.70$	$\pi_{mé} = 1$	$\pi_{tuy} = 0.80$
$\eta_{CB} = 0.98$	$\eta_{CH} = 0.99$	$\eta_{sout} = 0.88$	$\eta_{CC} = 0.98$	$\eta_{TB} = 0.88$	$\eta_{TH} = 0.90$
$\eta_{tuy} = 0.90$	$Ti5=1800K$	$Ti8P=2000K$	$\eta_{meq,BP}=0.98$	$\eta_{meq,HP}=0.99$	$\pi_{pc} = 0.90$
$\eta_{PC}=0.99$	$C_{pC}=1350/kg.k$				

Références Bibliographique

- [1] Encyclopædia Universalis, «Frank Whittle»www.universalis.fr/encyclopedie/frank-whittle, consulté le 30/05/2026.
- [2] Wikipédia, « Avion à réaction », https://fr.wikipedia.org/wiki/Avion_à_réaction, consulté le 30/05/2026.
- [3] Aeroaffaires,« Fonctionnement d'un moteur à réaction »,<https://aeroaffaires.fr/Fonctionnement-moteur-a-reaction>, consulté le 30/05/2026.
- [4] SABEUR Hadjer et SEKELLI Abdelhak. Analyse exergetique du turboréacteur CFM56-7B, Université M'Hamed Bougera de Boumerdès Promotion 2019/2020.
- [5] Karim BAKRETI et Hamza Bendehiba GUETARNI.ANALYSE DES PERFORMANCES ENERGETIQUES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE-FLUX DOUBLE-CORPS. Génie Mécanique, Université Abdel Hamid Ben Badis – Mostaganem. Mostaganem : s.n., 2019. p. 3
- [6] Fella TICEMMAL et Amina BOUHADDI. Optimisation des performances d'un turboréacteur pour un développement durable des moteurs. Maintenance industriel, Faculté des sciences de l'ingenieur. Boumerdes : s.n., 2016/2017.
- [7]. <https://www.techno-science.net/glossaire-definition/Turboreacteur-page-4.html>
- [8] MOUGAFI Zakaria Rabah et EDDALIA Abdelfattah. Étude des performances des turboréacteur à l'aide de logiciel (gasturb13). Génie mécanique, UNIVERSITE SAAD DAHLAB. BLIDA : s.n., 2018/2019
- [9] KADJOU DJ Radhia et Mahfoud KADJA.ETUDE DE DEUX TYPES D'ENTRÉE D'AIR SUPERSONIQUES À COMPRESSION EXTERNE DES STATORÉACTEURS. Génie Mécanique, Université des Frères Mentouri, Route d'Ain El. Bey. Constantine : s.n., 2016. p. 1074.
- [10] BENTAALLAH Mohammed et MAHI Rami Hamza.Etude Thermo énergétique du moteur CFM56-7B au point fixe. Génie Mécanique, Université Abou Bekr Belkaid. Tlemcen : s.n., 2015/2016
- [11] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur>

- [12] NEFTI Youcef et ZIANE Salah Eddine, ETUDE ET FONCTIONNEMENT D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX D'UN AVION LONG COURRIER Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen – Faculté de TECHNOLOGIE 2021
- [13] [Les différents turboréacteurs](#)
- [14] Mr LEKHAL Rachid. « Cours de Mécanique de Propulsion. » Université akli mouhand oulhadj de Bouira, 2021.
- [15] KHAWLA, S. (2018). MODELISATION DES ECOULEMENTS TURBULENTS DANS LES MILIEUX POREUX APPLICATION DANS LES TURBOREACTEURS. UNIVERSITE LARBI BEN M'HIDI – OUM EL BOUAGHI
- [16] <https://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php>
- [17] BOUSSOUAR Ghizlene. Influence des paramètres atmosphériques sur les performances aérodynamiques du groupe turboréacteur CFM56-7B Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen – Faculté de TECHNOLOGIE 2021
- [18] S. J. Khalid, "Aerothermodynamic benefits of mixed exhaust turbofans," Fluid Mechanics Research International Journal, vol. 1, no. 2, pp. 74-83, Nov. 2017, doi: 10.15406/fmrj.2017.01.00009
- [19] Mundt, C., & Lieser, J. (2001, March 26-28). Performance improvement of propulsion systems by optimization of the mixing efficiency and pressure loss of forced mixers. 8. European Propulsion Forum, Nottingham
- [20] Wikimedia Commons, "Can-type combustion chamber", consulté le 27 juin 2026.