



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



Faculté des sciences et des sciences appliquées

N° d'ordre :..... /Master/2020

Série :...../GM/2020

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

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

Spécialité: Energétique

THEME

Analyse et comparaison des performances d'un Turboréacteur avec et sans Post-combustion

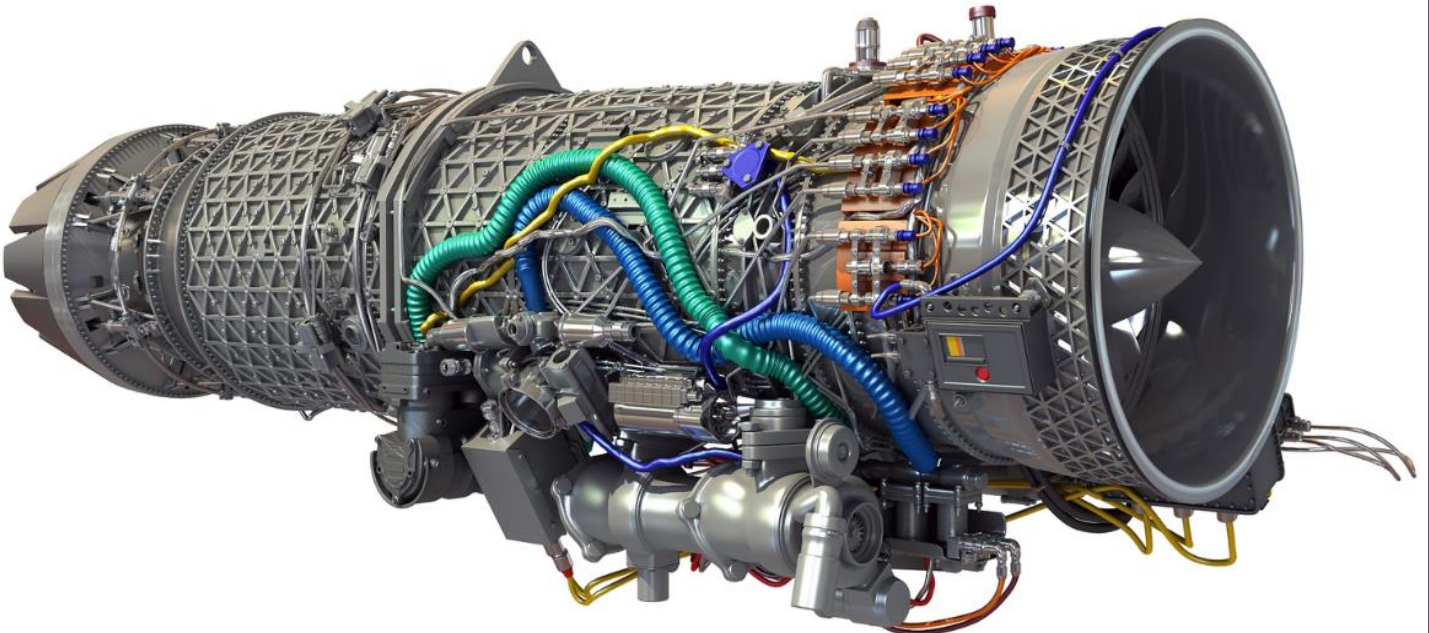
Réalisé par : Encadré par :

Mr. MAHICHI Khaled. Mr. LEKHAL Rachid.

Soutenu le 02/ 09 / 2020 devant le jury composé de :

Président : Mr. MERZOUK Meziane
Examineur 1 : Mr. ABERKANE Sofiane
Examineur 2 : Mr. LAOUARI Azeddine
Encadreur : Mr. LEKHAL Rachid

MAA, UAMO de Bouira
MCB, UAMO de Bouira
MAA, UAMO de Bouira
MAA, UAMO de Bouira



BOUIRA 2019/2020

Remerciements

En premier lieu, je remercie Dieu qui m'a donné la force et la persévérance pour réaliser ce travail.

Je tiens à remercier infiniment :

- *Mr. LEKHAL Rachid mon directeur d'étude qui m'a accordé son soutien, son aide indéfectible et surtout sa patience et son obligeance.*
- *Messieurs les membres de jury pour avoir accepté d'examiner ce modeste travail.*

Ma profonde gratitude pour tous ceux qui m'ont aidé, de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire de fin de cycle.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à ma source de bonheur :

Mon père, ma mère pour leur amour, leur bonté, leur sacrifice, leurs encouragements perpétuels et leur soutien. Puisse Dieu prolonger leur vie dans le bonheur.

À mes chers frères et chères sœurs aucun mot ni aucun signe ne pourront décrire votre implication et soutien indéfectible que vous m'avez offert.

À tous mes chers amis et mes collègues de l'Université de Bouira ; Et à tous ce qui m'ont enseigné tout au long de ma vie scolaire.

Résumé :

Le turboréacteur est un élément indispensable des avions modernes, il fait l'objet de critiques sur la pollution sonore et atmosphérique qu'il génère. Aujourd'hui, l'objectif est de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants des avions, au même temps maximiser la poussée. Ce Travail consiste sur l'analyse et la comparaison des performances thermodynamique du fonctionnement d'un turboréacteur avec et sans post-combustion. On a réalisé un programme de calcul sous le logiciel MATLAB pour faire ressortir par la voie de plusieurs simulations les graphiques qui traduisent leurs variations. L'analyse montre que la poussée et la consommation spécifique sont très influencées par les paramètres suivants (rapport de pression totale du compresseur et le nombre de Mach de vol).

Abstract :

The turbojet is an essential element of modern airplanes; it is the subject of criticism on the noise and atmospheric pollution it generates. Today, the goal is to minimize fuel consumption and therefore emissions of polluting gases from airplanes, at the same time maximizing the thrust. This work consists of the analysis and comparison of the thermodynamic performance of the operation of a turbojet with and without afterburner. We carried out a calculation program under the MATLAB software to bring out by means of several simulations the graphs which reflect their variations. The analysis shows that the thrust and the specific consumption are greatly influenced by the following parameters (total compressor pressure ratio and the flight Mach number).

ملخص :

المحرك التوربيني النفاث هو عنصر أساسي في الطائرات الحديثة ، وهو موضوع انتقادات للضوضاء والتلوث الجوي الذي يولده. اليوم ، الهدف هو تقليل استهلاك الوقود إلى الحد الأدنى وبالتالي تقليل انبعاث الغازات الملوثة من الطائرات ، وفي نفس الوقت مضاعفة الدفع. يتكون هذا العمل من تحليل ومقارنة الأداء الديناميكي الحراري لتشغيل محرك توربيني مع وبدون بعد الاحتراق. قمنا بانجاز برنامج حسابي في إطار برنامج ماتلاب لإخراج الرسوم البيانية التي تعكس اختلافاتهم عن طريق عدة محاكاة. يوضح التحليل أن الدفع والاستهلاك يتأثران بشكل كبير بالمعلمات التالية (إجمالي نسبة ضغط الضاغظ و عدد ماخ الطيران).

Table des matières

Introduction générale	1
------------------------------------	----------

Chapitre I

Bibliographie sur les Turboréacteurs et leurs fonctionnements

Résumé	4
I.1- Introduction	5
I.2- Bref historiques	5
I.3- Le système turboréacteur	7
I.4- Le domaine d'utilisation des Turboréacteurs	9
I.5- Différents types et classification des Turboréacteurs	9
I.5.1- Turboréacteur à compresseur centrifuge	10
I.5.2- Turboréacteur à compresseur axial	11
I.5.2.1- Turboréacteur à simple flux - mono corps	11
I.5.2.2- Turboréacteur à simple flux - double corps	12
I.5.2.3- Turboréacteur à double flux mélangés - double corps	13
I.5.2.4- Turboréacteur à double flux séparés - double corps avec soufflante	14
I.5.2.5- Turboréacteur à double flux mélangés - double corps équipé d'une post-combustion	15
I.5.2.6- Nouveaux turboréacteurs	16
➤ Le PW 1000G	16
➤ Propfan	17
I.6- Les Statoréacteurs	18
I.7- Les Pulsoréacteurs	18
I.8- Les Turbopropulseurs	19
I.9- Principe de fonctionnement d'un Turboréacteur	20
I.10- Diagramme du turboréacteur	21
I.11- Avantages et inconvénients des Turboréacteurs	22
I.12- Conclusion	23

Chapitre II

Description d'un Turboréacteur équipé d'une post-combustion

Résumé	24
II.1- Introduction	25
II.2- Caractéristiques générales des Organes principaux de turboréacteur	25
II.2.1- Diffuseur (Entrée d'air)	26
II.2.1.1- Diffuseur subsonique	26
II.2.1.2- Diffuseur supersonique	27
II.2.2- La Soufflante (Fan)	28
II.2.3- Les Compresseurs	29
II.2.3.1- Les compresseurs centrifuges	29
II.2.3.2- Les compresseurs axiaux	30
II.2.4- La Chambre de combustion	32
II.2.4.1- Chambre de combustion séparées ou tubulaires	33
II.2.4.2- Chambre de combustion de type annulaire	33
II.2.4.3- Chambre de combustion de type tubo-annulaires	34
II.2.5- La Turbine	35
II.2.6- La Tuyère d'éjection	36
II.2.7- Post-combustion (Réchauffe)	38
II.2.7.1- Principe de fonctionnement	39
II.2.7.2- Principaux composantes	41
➤ Diffuseur	41
➤ Doublures de post-combustion	41
➤ Stabilisateur de flamme	42
➤ Injection de carburant	42

➤ Allumage	43
➤ Tuyère	43
II.2.7.5- Avantages et inconvénients de la post-combustion	43
II.2.8- Inverseur de poussée	44
II.2.9- Les boîtiers d'accessoires	45
II.2.10- Les paliers	46
II.3- Caractéristiques générales des Systèmes principaux de turboréacteur	46
II.3.1- Système de lubrification	46
II.3.1.1- Réservoir d'huile	48
II.3.1.2- La pompe à huile	48
II.3.1.3- Filtre à huile	49
II.3.2- Système de carburant et de régulation	49
II.3.2.1- Les injecteurs	50
II.3.3- Système d'air interne	51
II.3.4- Système de démarrage	51
II.3.5- Système d'allumage	52
II.3.5.1- Bougies d'allumage	52
II.3.6- Suppression de bruit	53
II.4- Conclusion	55

Chapitre III

Analyse des performances thermodynamiques d'un Turboréacteur avec et sans post-combustion

Résumé	56
III.1- Performances des turboréacteurs	57
III.1.1- Force de poussée	58

➤ Force de poussée pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	58
➤ Force de poussée pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	58
III.1.2- Poussée spécifique	58
➤ Poussée spécifique pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	58
➤ Poussée spécifique pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	59
III.1.3- Consommations horaire	59
➤ Consommations horaire pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion ...	59
➤ Consommations horaire pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion ..	59
III.1.4- Consommations spécifique	59
➤ Consommations spécifique pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	59
➤ Consommations spécifique pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	59
III.1.5- Puissances des turboréacteurs	60
III.1.5.1- Puissance calorifique	60
➤ Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	60
➤ Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	60
III.1.5.1- Puissance thermodynamique ou thermique théorique	60
➤ Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	60
➤ Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	61
III.1.5.1- Puissance thermique réelle	61
➤ Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	61
➤ Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	61
III.1.5.1- Puissance de Propulsion	61
➤ Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	61
➤ Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	62
III.1.6- Rendements des turboréacteurs	62
III.1.6.1- Rendement Thermodynamique	62
III.1.6.2- Rendement Interne	62
III.1.6.3- Rendement Thermique	62

III.1.6.4- Rendement de Propulsion	62
III.1.6.5- Rendement Global	63
III.2- Thermodynamique d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion.....	64
III.2.1- Schéma et cycle (T-S) d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion	64
➤ Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion	64
➤ Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion	65
III.2.2- Analyse thermodynamique de chaque organe	66
III.2.2.1- Diffuseur (Entrée d'air 0→ 1)	66
III.2.2.2- Compresseur (1→ 2)	67
➤ Le rendement isentropique de compresseur à plusieurs étages	69
➤ Cas particulier	71
➤ Le rendement polytropique de compresseur	71
III.2.2.3- Chambre de combustion (2→ 3)	72
III.2.2.4- Turbine (3→ 4)	74
➤ Le rendement isentropique de la turbine à plusieurs étages	75
➤ Le rendement polytropique de la turbine	76
III.2.2.5- Post-combustion (4→ 4')	77
III.2.2.6- Tuyère d'éjection réglable	78
III.2.2.6.1- Cas sans post-combustion (4→ 5)	78
➤ Le rendement isentropique de la tuyère convergente	79
III.2.2.6.2- Cas avec post-combustion (4'→ 5)	79
➤ Le rendement isentropique de la tuyère convergente-divergente	80
III.2.2.7- Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine compresseur ..	80
III.3- Conclusion	81

Chapitre IV

Résultats et comparaison des performances d'un Turboréacteur avec et sans post-combustion

Résumé	82
IV.1- Introduction	83
IV.2- Définition de logiciel MATLAB	83
IV.3- Résultats des performances d'un turboréacteur sans post-combustion	84
IV.4- Résultats des performances d'un turboréacteur avec post-combustion	90
IV.5- Comparaison des performances d'un turboréacteur avec et sans Post-combustion	96
IV.6- Conclusion	107
Conclusion générale et perspectives	108
Annexes	111
Références bibliographiques	117

Liste des figures

Liste des figures

Figure I.1 : Vue en coupe du CFM56-7B, le moteur d'avion civil le plus vendu au monde	4
Figure I.2 : Système Turboréacteur	8
Figure I.3 : Schéma basique d'un turboréacteur	9
Figure I.4 : Turboréacteur à compresseur centrifuge	10
Figure I.5 : Le De Havilland "Goblin" qui équipait les avions anglais "Vampire"	10
Figure I.6 : Turboréacteur simple flux Mono-corps	11
Figure I.7 : Turboréacteur de l'Avion RA29 de Rolls Royce "simple flux Mono-corps"	12
Figure I.8 : Turboréacteur simple flux-Double corps	12
Figure I.9 : Avion Boeing 707 équipé d'un turboréacteur simple flux-Double corps	13
Figure I.10 : Turboréacteur double flux mélangés -Double corps	13
Figure I.11 : Turboréacteur double flux séparés-Double corps avec soufflante	14
Figure I.12 : Turboréacteur GP7200	15
Figure I.13 : Turboréacteur double flux-Double corps équipé d'une Post-Combustion	16
Figure I.14 : Turboréacteur Adour équipé d'une Post-Combustion	16
Figure I.15 : Le PW 1000G de Pratt & Whitney	17
Figure I.16 : Open rotor (Propfan).....	17
Figure I.17 : Schéma de principe d'un Statoréacteur	18
Figure I.18 : Schéma de principe d'un Pulsoréacteur	18
Figure I.19 : Schéma d'un Turbopropulseur	19
Figure I.20 : Avion équipé par Le turbopropulseur TP400	19
Figure I.21 : Fonctionnement d'un Turboréacteur	20
Figure I.22 : Diagramme de fonctionnement (Pression / Volume) et (Pression / Température) du Turboréacteur	22
Figure II.1 : Vue en coupe des différents éléments d'un turboréacteur avec post-combustion	24
Figure II.2 : Les différents parties d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion	26
Figure II.3 : Diffuseur subsonique du CFM56-7B	27
Figure II.4 : Diffuseur supersonique	28
Figure II.5 : Les éléments d'une Soufflante	28
Figure II.6 : Soufflante du turboréacteur GE 90	29
Figure II.7 : Les éléments et le fonctionnement d'un compresseur centrifuge	30
Figure II.8 : Vue en coupe d'un compresseur axial	31
Figure II.9 : Schéma de passage du flux d'air à travers les étages d'un compresseur axial	31

Figure II.10 : Le principe de fonctionnement d'une chambre de combustion	32
Figure II.11 : Chambre de combustion de type tubulaires	33
Figure II.12 : Chambre de combustion de type annulaire	34
Figure II.13 : Chambre de combustion de type tubo-annulaires	34
Figure II.14 : Vue en coupe d'une turbine	35
Figure II.15 : Schéma de passage du flux d'air à travers un étage d'une turbine	36
Figure II.16 : Schéma d'une tuyère	36
Figure II.17 : (a) Tuyère à double échappements, (b) Tuyère à un seul échappement	37
Figure II.18 : (a) Tuyère subsonique (Convergente), (b) Tuyère supersonique (Convergente-Divergente)	37
Figure II.19 : Tuyère avec une section de sortie réglable (variable)	38
Figure II.20 : Principe de fonctionnement d'un post-combustion	40
Figure II.21 : (a) Sans postcombustion, (b) Avec postcombustion	40
Figure II.22 : Vue en coupe des différents éléments de la post-combustion	41
Figure II.23 : Les porte-flammes pour gouttières en V	42
Figure II.24 : Les brûleurs pilotes	42
Figure II.25 : Système d'injection de carburant	42
Figure II.26 : Tuyère avec une section de sortie réglable de l'Eurojet EJ200	43
Figure II.27 : (a) Inverseurs à obstacles, (b) Inverseurs à portes pivotante, (c) Inverseurs à grilles	45
Figure II.28 : Boîtiers d'accessoires (Accessory Gearbox)	45
Figure II.29 : Les paliers d'un turboréacteur	46
Figure II.30 : Système de lubrification des paliers	47
Figure II.31 : Système de régulation du turboréacteur GE 90	50
Figure II.32 : Injecteur aérodynamique	51
Figure II.33 : Tuyère ordinaire (faible taux de mélange) niveau de bruit élevé	54
Figure II.34 : Tuyère supresseur (taux de mélange élevé) niveau de bruit réduit	54
Figure II.35 : Mélangeur interne ondulé (Mixer)	54
Figure II.36 : Mélangeur externe (Mixer)	55
Figure III.1 : Décolage avec post-combustion de l'Eurofighter Typhoon	56
Figure III.2 : Application du théorème de quantité de mouvement sur le volume de contrôle (système) en pointillés.....	57
Figure III.3 : Organigramme de différents puissances et rendements.....	63
Figure III.4 : Schéma d'un turboréacteur simple flux sec (sans post-combustion)	64
Figure III.5 : Cycle d'un turboréacteur simple flux sec (sans post-combustion)	64
Figure III.6 : Schéma d'un turboréacteur simple flux avec post-combustion	65
Figure III.7 : Cycle d'un turboréacteur simple flux avec post-combustion	65

Figure III.8 : Schéma et diagramme (T-S) de l'entrée d'air	66
Figure III.9 : Schéma et diagramme (T-S) du compresseur	68
Figure III.10 : Schéma et diagramme (T-S) du compresseur	70
Figure III.11 : Diagramme (T-S) de la chambre de combustion	73
Figure III.12 : Schéma et diagramme (T-S) de la turbine	74
Figure III.13 : Diagramme (T-S) de la post-combustion	77
Figure III.14 : Schéma et diagramme (T-S) de la tuyère convergente	78
Figure III.15 : Diagramme (T-S) de la tuyère convergente-divergente	79
Figure IV. 1: Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur	84
Figure IV. 2: Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	85
Figure IV. 3: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur	86
Figure IV. 4: Variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	87
Figure IV. 5: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur	88
Figure IV. 6: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	89
Figure IV. 7: Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur	90
Figure IV. 8: Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	91
Figure IV. 9: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur	92
Figure IV. 10: Variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	93
Figure IV. 11: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur	94
Figure IV. 12: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	95
Figure IV. 13 : Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion	96
Figure IV. 14 : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion.....	97
Figure IV. 15 : Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion	98

Figure IV. 16 : Variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion	99
Figure IV. 17 : Variation du rendement thermique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion	100
Figure IV. 18 : Variation du rendement thermique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion	101
Figure IV. 19 : Variation du rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion	102
Figure IV. 20 : Variation du rendement de propulsion en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion	103
Figure IV. 21 : Variation du rendement global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion	104
Figure IV. 22 : Variation du rendement global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion	105

Liste des tableaux

Liste des tableaux

Tab IV.1 : Les valeurs des paramètres d'un turboréacteur à simple flux avec et sans post-combustion	83
Tab IV.2 : Indicateurs de performances d'un turboréacteur avec et sans post-combustion pour un rapport de pression totale de compresseur égale à 8	106

***Abréviations
et symboles
utilisés***

Symbole	Définition	Unité
GTR	Groupe Turbo Réacteur	
N1	Attelage Basse Pression	
N2	Attelage Haute Pression	
UPA	(unité de puissance auxiliaire)	
AGB	(accessory gearbox) boitier d'accessoires	
CIAM	(Central Institute of Aviation Motors) Institut central des moteurs d'aviation	
OKB	(Опытное конструкторское бюро) Bureau de conception	
F	la force de poussée	N
P_0	La pression atmosphérique de l'air	Pa
P_s	La pression des gaz en sortie de tuyère	Pa
T_0	La température statique de l'atmosphère	K
T_s	La température statique des gaz à la sortie de la tuyère	K
V_0	vitesse d'entrée d'air (ou la vitesse de l'avion)	m/s
V_s	vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère	m/s
A_0	La surface d'entrée de diffuseur	m ²
A_s	La surface de sortie de la tuyère	m ²
\dot{m}_a	Débit massique de l'air traversant le turboréacteur	kg/s
\dot{m}_c	Débit massique du carburant de la chambre combustion	kg/s
\dot{m}_{pc}	Débit massique du carburant de la postcombustion	kg/s

Symbole	Définition	Unité
F_{sp}	Poussée spécifique	N.s/kg
CH	Consommation horaire	kg/h
C_{sp}	Consommations spécifique	kg/h.N
P_{cal}	Puissance calorifique	W
PCI	Le pouvoir calorifique inférieur de carburant	J/kg
$P_{th,t}$	Puissance thermodynamique ou thermique théorique	W
C_p	La capacité calorifique massique	J/kg.K
$P_{th,r}$	Puissance thermique réelle	W
P_p	Puissance de Propulsion	W
η_{th}	Rendement Thermodynamique	
η_i	Rendement Interne	
$\eta_{th,r}$	Rendement Thermique	
η_p	Rendement de Propulsion	
η_g	Rendement Global	
$\eta_{is,d}$	Le rendement isentropique du diffuseur	
h_i	L'enthalpie total	J/kg
h	L'enthalpie statique	J/kg
T_i	La température total	K
T	La température statique	K

Symbole	Définition	Unité
C_{p_a}	La capacité calorifique massique de l'air	J / kg.K
τ_{rd}	La température réduite de diffuseur	
π_d	Le rapport de pression total de diffuseur	
γ_a	Le rapport des chaleurs massiques de l'air à pression et volume constant	
$\eta_{is,c}$	Le rendement isentropique du compresseur	
π_c	Le rapport de pression total au niveau de compresseur	
τ_c	Le rapport de température total au niveau de compresseur	
$\eta_{s,j}$	Le rendement isentropique de l'étage " j "	
$\pi_{s,j}$	Le rapport de pression total pour le pour l'étage " j ".	
$\tau_{s,j}$	Le rapport de température total pour l'étage " j ".	
π_s	Le rapport de pression total par étage.	
η_s	Le rendement isentropique par étage.	
$\eta_{p,c}$	Le rendement polytropique de compresseur $\eta_{p,c}$	
$\eta_{th,cc}$	Le rendement thermique de la chambre de combustion pour les gaz parfaits.	
C_{p_g}	La capacité calorifique massique des gaz brulés	J / kg.K.
f_{cc}	Le dosage de la chambre de combustion.	
$\eta_{is,t}$	Le rendement isentropique de la turbine	
π_t	Le rapport de pression total au niveau de la turbine.	

Symbole	Définition	Unité
τ_t	Le rapport de température total au niveau de la turbine.	
γ_g	Le rapport des chaleurs massiques du gaz à pression et volume constant.	
$\eta_{p,t}$	Le rendement polytropique de la turbine	
$\eta_{th,pc}$	Le rendement thermique de la post- combustion pour les gaz parfaits.	
$C_{p_{pc}}$	La capacité calorifique massique des gaz brulés de la post- combustion	J / kg.K
f_{pc}	Le dosage de la post- combustion.	
$\eta_{is,tyc}$	Le rendement isentropique d'une tuyère convergente	
π_{tyc}	Le rapport de pression total au niveau de la tuyère convergente.	
$\tau_{r,tyc}$	La température réduite au niveau de la tuyère convergente.	
$\eta_{is,tycd}$	Le rendement isentropique d'une tuyère convergente-divergente	
π_{tycd}	Le rapport de pression total au niveau de la tuyère convergente-divergente.	
$\tau_{r,tycd}$	La température réduite au niveau de la tuyère convergente-divergente.	
η_m	Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine-compresseur.	
M0	Le nombre de mach de l'avion.	
M5	Le nombre de mach à la sortie de la tuyère d'éjection.	
η_r	Taux de la perte de pression total due aux ondes de choc M supérieur à 1.	
π_{dmax}	La perte de pression totale due aux frottements.	
PC	Post-combustion	

Symbole	Définition	Unité
$\tau_{r,d}$	La température réduite du diffuseur	
$\pi_{r,d}$	La pression réduite du diffuseur	
$\tau_{\lambda,cc}$	Constante de substitution de la chambre de combustion	
$\tau_{\lambda,pc}$	Constante de substitution de la post-combustion	
$\eta_{p,c}$	Le rendement polytropique du compresseur	
$\eta_{p,t}$	Le rendement polytropique de la turbine	

Introduction générale



Avion de chasse Eurofighter Typhoon équipé de l'Eurojet EJ200 [28].

Pour qu'un Avion puisse réaliser son vol, plusieurs paramètres techniques rentrent en considération, notamment la vitesse et la puissance de propulsion. A cet effet, il est à noter que les constructeurs d'avions tels que Airbus, Boeing..., initialement spécialisés dans la réalisation de coques y compris les ailes et habitacle de leurs avions, il revient donc aux géants de la mécanique de relever le défi voir l'objectif considéré. Ces moteurs dit Turboréacteur, sont de l'œuvre exclusive des motoristes aéronautiques de référence, on note parmi les plus célèbres (Rolls-Royce, Pratt & Whitney, General Electric, Snecma).

Le Turboréacteur s'avère l'un des moyens de production de la puissance de propulsion les plus révolutionnaires, son invention voir son intervention dans l'aviation a permis aux ingénieurs d'atteindre des niveaux de puissance jamais égalés par des moteurs thermiques conventionnels. L'utilisation du Turboréacteur est très répandu notamment dans la propulsion aéronautique, tels que l'aviation civile et l'aviation militaire; et ce, compte tenu de la facilité d'adaptation, des combustibles à faible pouvoir calorifique peuvent être utilisés, du faible rapport coût / puissance unitaire développée et une large gamme de régimes de fonctionnement.

De nombreux progrès ont été réalisés durant ces dernières décennies sur le développement des turboréacteurs. Ces améliorations, dues essentiellement à l'avènement des technologies de pointes, sont incorporées aux groupes déjà fonctionnels et ont -de ce fait- permis de diversifier la gamme des turboréacteurs et d'étendre leurs domaines d'application et ainsi ont conduit à une augmentation de la durée de vie, l'allongement des intervalles d'entretiens, l'amélioration du rendement et par conséquent à l'accroissement de la force de poussée.

Ces progrès, qui sont d'un apport considérable, ne mettent guère les turboréacteurs à l'abri des inconvénients. L'un des inconvénients majeurs des turboréacteurs demeure leur haute consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants. Les différents travaux réalisés ont montré qu'il existe une relation proportionnelle entre le poids du turboréacteur et la consommation spécifique du carburant, d'où la nécessité de trouver des mécanismes qui permettent d'augmenter la force de poussée d'un turboréacteur sans pour autant augmenter la surface frontale et le poids du turboréacteur, au même temps minimiser la consommation spécifique du carburant pour protéger l'environnement.

C'est dans cette optique que notre travail s'inscrit. Il se veut une analyse et comparaison des performances thermodynamiques d'un turboréacteur avec et sans post-combustion.

Nous commençons dans le premier chapitre par une revue bibliographique sur les Turboréacteurs et leurs fonctionnements. Ce chapitre couvre également les performances générales des différents types de moteurs.

Une description détaillée d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion, sera abordée dans le deuxième chapitre, où l'on passera en revue tous les organes constitutifs du turboréacteur tout en détaillant leurs technologies, fonctionnalités et mécanismes de fonctionnement. Sans omettre un aperçu des principaux systèmes nécessaires au moteur.

Dans le troisième chapitre, nous allons déterminer les expressions analytiques des paramètres de performances d'un turboréacteur avec et sans post-combustion à l'issue d'une analyse thermodynamique complète de ses différents composantes.

Une simulation en "*MATLAB*" concernant le calcul et la comparaison des performances d'un turboréacteur avec et sans post-combustion, seront présentés dans le quatrième chapitre.

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

Chapitre I

Bibliographie sur les Turboréacteurs et leurs fonctionnements

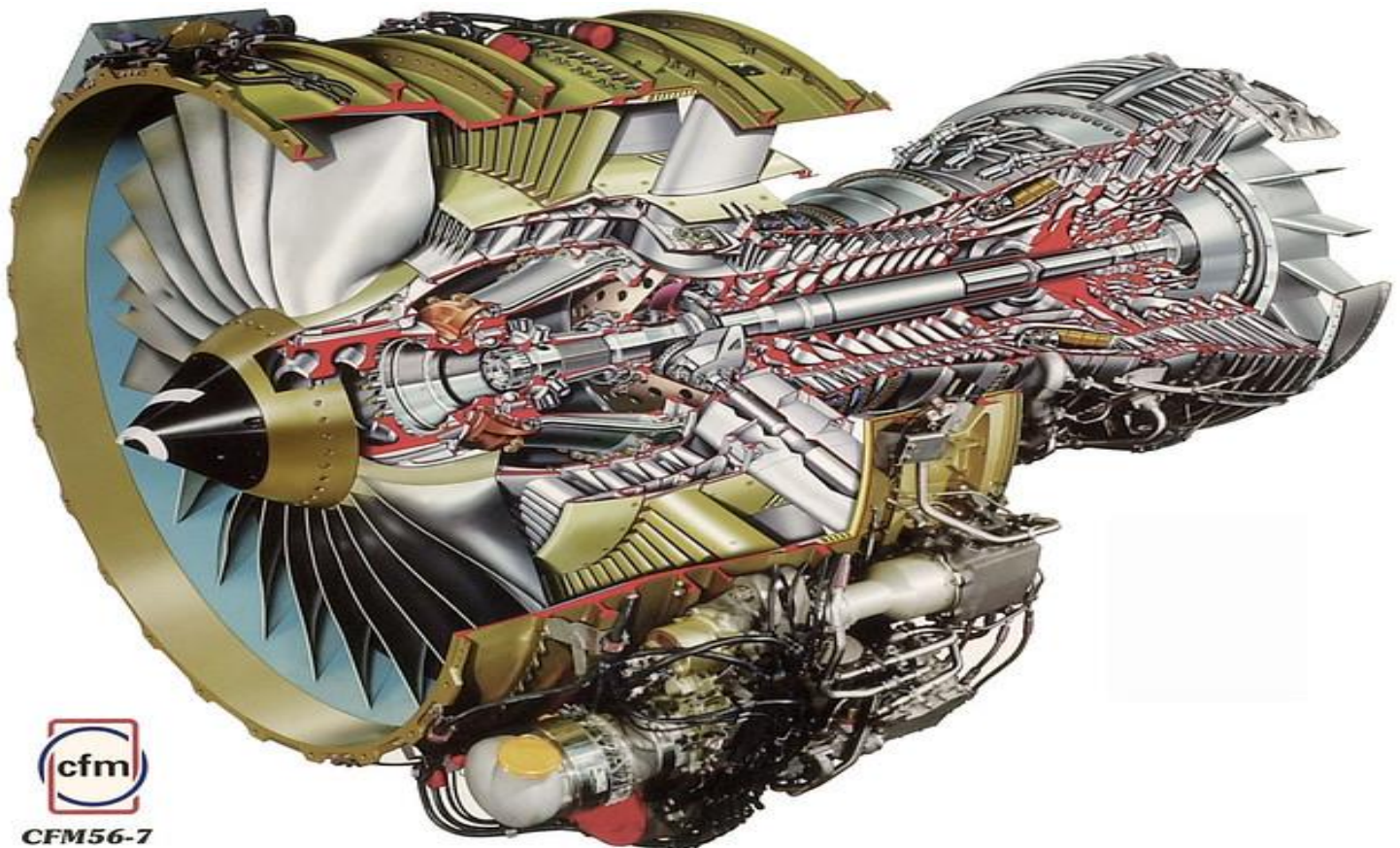


Figure I.1 : Vue en coupe du CFM56-7B, le moteur d'avion civil le plus vendu au monde [30]

Résumé :

Ce chapitre propose quelques données disponibles dans la littérature relatives aux différents types et classification des turboréacteurs. Il présente également, le système turboréacteur et le domaine d'utilisation ainsi que son principe de fonctionnement. Enfin, nous avons analysé le diagramme de fonctionnement (Pression / Volume) du Turboréacteur.

I.1- Introduction

Le turboréacteur est un système de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un combustible, associé à un comburant qu'est l'air ambiant, en énergie cinétique permettant de générer une force de poussée par réaction en milieu élastique dans le sens opposé à l'éjection. En effet, il a également des coûts de maintenance inférieurs. Lorsqu'il y a plus de poussée nécessaire, une post-combustion peut être installée sur le turboréacteur. Les gros avions comme les avions de ligne ne les utilisent pas car ils s'accompagnent d'une grande consommation de carburant. Les petits avions comme les chasseurs à réaction ne les utilisent qu'en cas de besoin.

Il existe de nombreux types de turboréacteurs, dont les différences résident dans leur puissance selon le nombre d'attelage et de leur conception en termes de nombre de pénétrations de flux d'air. Un turboréacteur est mono corps si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps où l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles.

On distingue essentiellement :

- Turboréacteur à compresseur centrifuge.
- Turboréacteur à compresseur axial ;
 - Turboréacteur à simple flux - mono corps ;
 - Turboréacteur à simple flux - double corps ;
 - Turboréacteur à double flux mélangés - double corps ;
 - Turboréacteur à double flux séparés - double corps avec soufflant ;
 - Turboréacteur équipé d'une postcombustion.

Le choix d'un type de turboréacteur dépend du modèle de l'avion, de la vitesse que l'on veut atteindre et de son domaine d'utilisation ainsi que les différents contraintes de fonctionnement qui existent.

I.2- Bref historiques

Le turboréacteur est né en Europe dans les années qui ont précédé la 2ème guerre mondiale. La liste des inventeurs de moteurs de ce type est plutôt longue et il est difficile de dire qui fut réellement le précurseur. En fait, la plupart des idées pour propulser des engins volants était dans l'air (à double titre !)

depuis le milieu du XIX^{ème} siècle. Comme beaucoup de technologies qui font appel à de multiples disciplines, celle du turboréacteur d'aujourd'hui est le produit d'une longue succession d'inventions où chaque ingénieur et chaque technicien a apporté sa contribution, aussi modeste fut-elle.

Le principe consistant à créer un jet propulsif par compression puis chauffage de l'air a été breveté en 1908 par le français René Lorin. Dans ce cas, la compression était produite par un moteur à piston. En parallèle, a émergé le principe de la turbine à gaz qui transforme l'énergie des gaz de combustion en énergie de rotation (Suédois G. de Laval). L'association de ces 2 principes conduit dans les années 30, aux idées puis à la réalisation des premiers turbomoteurs. Ceux-ci entraînaient une hélice. Le turboréacteur n'était pas loin. En 1930, Maurice Roy décrit une « turbofusée » qui a tous les constituants de base du turboréacteur.

Les premiers turboréacteurs furent fabriqués un peu plus tard, lorsque les matériaux et les technologies le permirent. Ils apparurent presque simultanément, à partir de 1937, en Grande Bretagne (Franck Whittle), en Allemagne (Pabst von Ohain, Heinkel) et en France (Sensaud de Lavaud, René Anxionnaz, Rateau).

D'abord d'usage militaire, les turboréacteurs furent rapidement utilisés pour la propulsion des avions civils. Le premier avion de transport civil à réaction à voler fut le Comet de De Havilland avec 4 moteurs DH Ghost (GB). Le 1^{er} vol commercial eut lieu entre Londres et Johannesburg, en mai 1952. Malgré les accidents qui frappèrent cet avion, accidents qui n'étaient pas dus aux moteurs, l'épopée des avions à réaction qui venait de commencer allait se poursuivre brillamment.

A partir des années soixante, le moteur à explosion et à hélice fut progressivement remplacé par ce nouveau moyen de propulsion qui a multiplié par plus de deux les vitesses de croisière, tout en permettant aux avions long-courriers d'aller de Paris à New York en vol direct, sans escale. Ce fut l'époque des premiers Boeing 707 et DC8 (à partir de 1958) équipés de JT3C, bryants et gourmands en carburant, ou de JT3D un peu plus performants, de la Caravelle de Sud Aviation (à partir de 1959) avec moteurs RR Avon puis JT8D. A partir de 1970, entrèrent en service les avions propulsés par des moteurs à double flux et à grand taux de dilution, comme les Boeing 747 équipés de JT9D de Pratt&Whitney, qui marquèrent une avancée importante et décisive dans l'épopée de l'aviation civile à réaction.

Du côté militaire, les progrès furent sensationnels. Les enjeux étaient la vitesse maximale (c'est à qui dépasserait le premier la vitesse du son ou ses premiers multiples, en piqué, puis en vol horizontal ou en montée), l'altitude maximale, la capacité d'emport, la discrétion, l'accélération...et la maniabilité. Qui ne se souvient pas des figures dites du cobra exécutées par les avions Russes, MIG 29 et SUKHOI 27 aux salons du Bourget dans les années 90.

Pour ne pas disparaître, les entreprises qui étudiaient et fabriquaient des moteurs à pistons avant la 2ème guerre mondiale ont dû se reconvertir rapidement à ce nouveau type de moteur qu'était le turboréacteur. Les autres ont périclité. Le développement extraordinaire de l'aviation à réaction commerciale a conduit à une forte expansion de cette industrie, mais aussi à une sélection impitoyable. Elle a donné lieu à de nombreux regroupements industriels. En France, par exemple, la société Gnôme et Rhone qui avait absorbé les Moteurs d'Aviation Lorraine, donna naissance à la Snecma en 1945. D'autres sociétés renommées telles que : Hispano-Suiza, TURBOMECA (1938) et MICROTURBO (1961) rejoignirent le Groupe Snecma un plus tard.

Entre les grands industriels restants, pour les principaux avionneurs : Boeing, Airbus...et les principaux motoristes : General Electric, Pratt & Withney, Rolls Royce, Snecma SA... la compétition est certes sévère, mais les coopérations croisées sont aussi très actives. Dans ces coopérations, la France et la Grande Bretagne, avec Concorde et ses moteurs Olympus 593, puis l'Europe, avec AIRBUS, la France et les USA avec les moteurs CFM 56 de CFMI (50% Snecma-50% GE) et bien d'autres encore sont exemplaires.[1]

I.3- Le système turboréacteur

On peut décrire globalement les turboréacteurs comme un système composé de différents sous systèmes reliés les uns avec les autres au travers de liens de différentes natures (voir figure I.2). Chacun de ses sous-systèmes est assimilable à une boîte noire dont le comportement peut n'être décrit que par un ensemble restreint de paramètres d'entrée / sortie.

Le premier lien entre composants est le flux d'air qui les traverse. Il indique les dépendances en amont et les contraintes en aval : nous verrons que ce lien est celui qui dimensionne la puissance de la machine.

Le second lien est la transmission d'énergie, avec l'arrivée de l'énergie fossile dans la chambre de combustion (et la postcombustion), la transformation de cette énergie fossile en énergie thermique puis mécanique au travers de la turbine et les transferts d'énergie mécanique au sein de la turbomachine.

SYSTEME TURBOREACTEUR

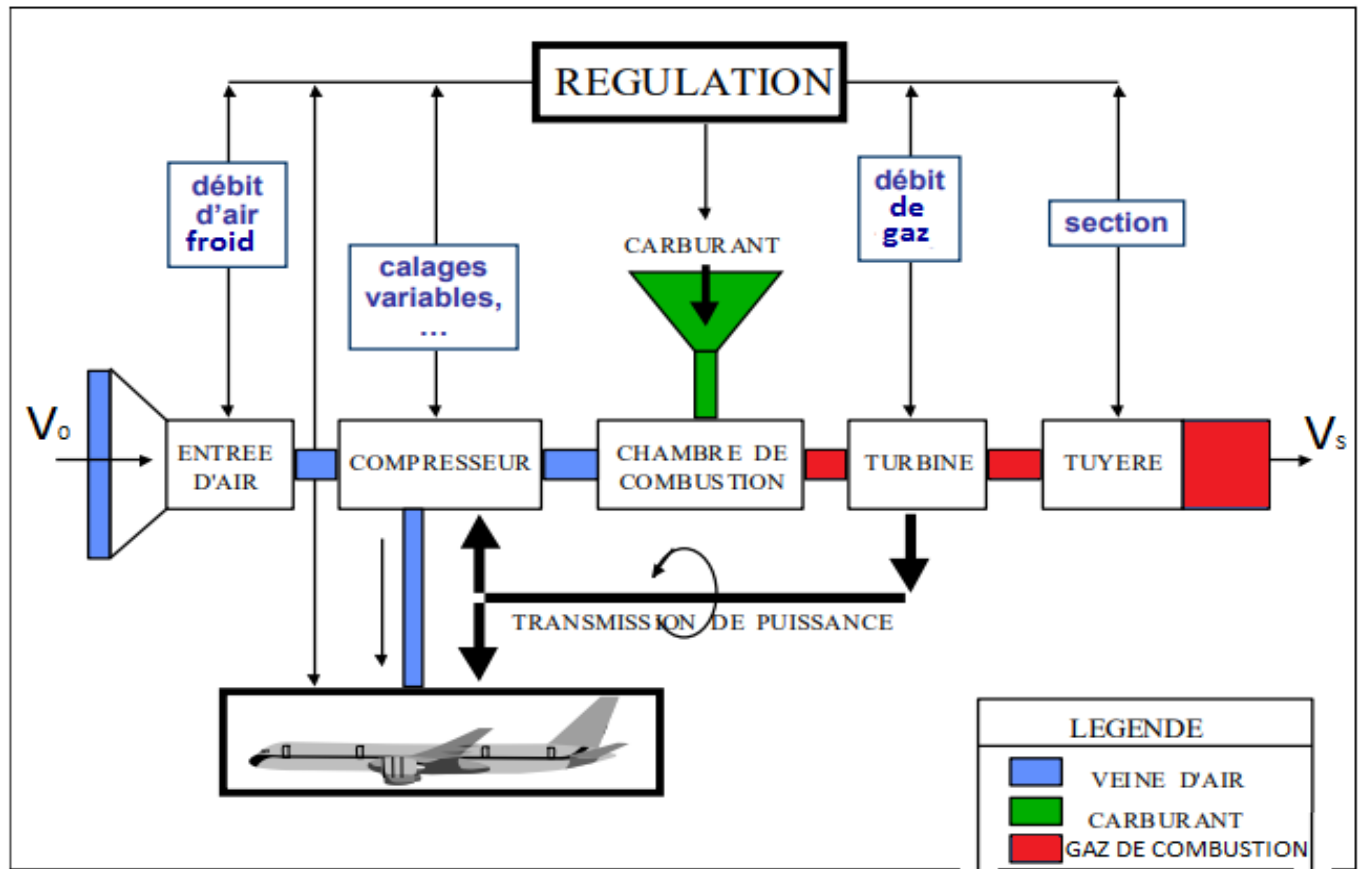


Figure I.2 : Système Turboréacteur

Le dernier lien est le plus important car il conditionne le bon fonctionnement et la sécurité de la machine : c'est la régulation. Elle peut agir sur les différents composants (section d'entrée d'air, angle de calage des aubes de compresseur, ...) tout en assurant un fonctionnement correct de l'ensemble de la turbomachine.

Finalement, il convient de se rappeler que les turbomachines aéronautiques sont une composante à part entière du système aéronef et que des échanges de données, d'énergie et de fluides s'effectuent entre le système propulsif et l'aéronef.[2]

I.4- Le domaine d'utilisation des Turboréacteurs

Les turboréacteurs sont utilisés sur tous les avions civils moyen et gros porteurs, car ils sont les seuls à pouvoir atteindre des vitesses transsoniques (entre mach 0,8 et mach 1) de manière économique.

Dans l'aviation militaire, l'utilisation du turboréacteur s'est généralisée. Elle a permis de dépasser le mur du son (vitesse supersonique, mach supérieur à 1) .[3]

I.5- Différents types et classification des Turboréacteurs

Les turboréacteurs sont généralement rassemblés sous l'appellation Groupe Turbo Réacteur (GTR). Un turboréacteur basique comprend essentiellement les éléments suivants:

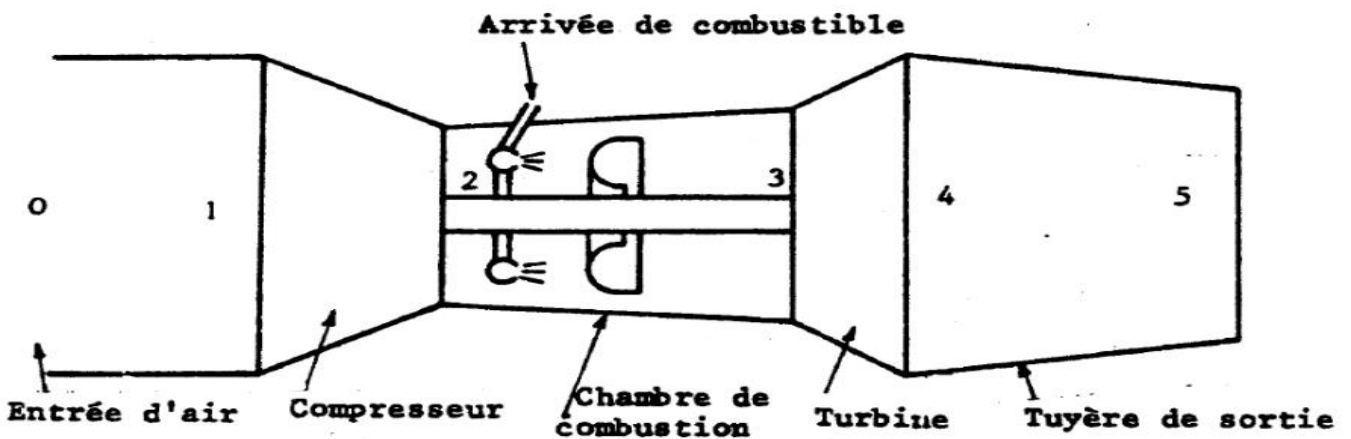


Figure I.3 : Schéma basique d'un turboréacteur

- 0-1 : Une entrée d'air (Diffuseur)
- 1-2 : Un compresseur
- 2-3 : Une chambre de combustion
- 3-4 : Une turbine
- 4-5 : Une tuyère d'éjection

Schématiquement, le turboréacteur absorbe de l'air par "une manche d'entrée d'air" ; le comprime, le chauffe puis l'éjecte à l'extérieur par l'intermédiaire d'une "tuyère". Pour fournir une poussée, cette vitesse d'éjection doit être supérieure à celle de l'admission.[4]

Il y a plusieurs types de turboréacteurs. On peut les répartir en deux grandes familles, les turboréacteurs à compresseur centrifuge et les turboréacteurs à compresseur axial.

I.5.1- Turboréacteur à compresseur centrifuge

Les premiers turboréacteurs ont été des turboréacteurs à compresseur centrifuge. Les turboréacteurs à compresseurs centrifuge sont simples à fabriquer. Ils sont plus compacts. Un compresseur centrifuge est lié mécaniquement par un arbre à une turbine. Celle-ci peut être centripète ou axiale à un ou plusieurs étages. Le compresseur centrifuge offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré un fort diamètre en fait un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Ci-dessous (dans la Figure I.4) un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages.[5]

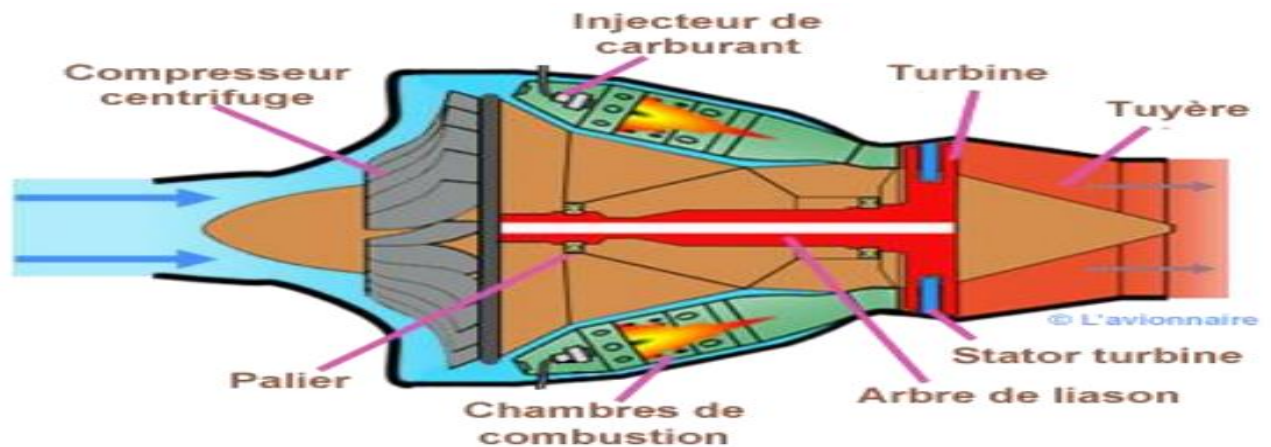


Figure I.4 : Turboréacteur à compresseur centrifuge

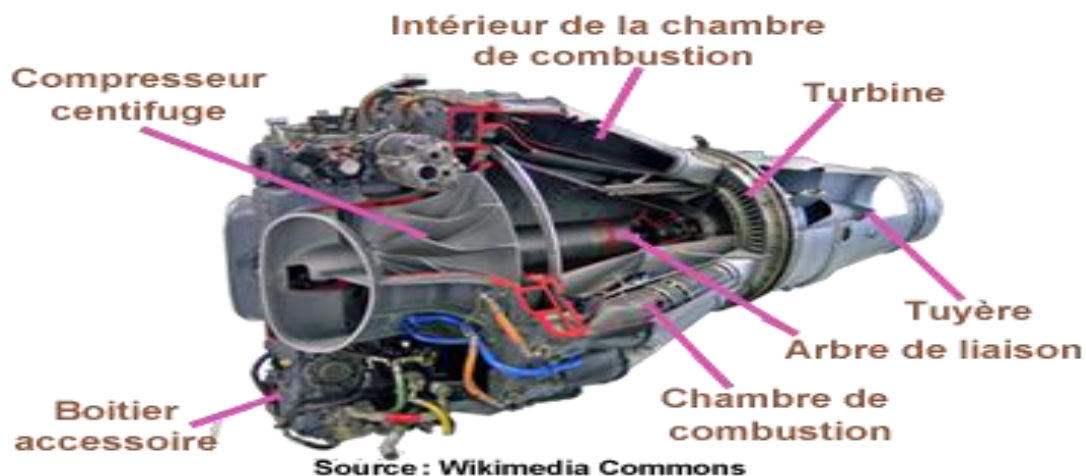


Figure I.5 : Le De Havilland "Goblin" qui équipait les avions anglais "Vampire"

I.5.2- Turboréacteur à compresseur axial

L'augmentation du poids des avions a forcé les ingénieurs à augmenter la force de poussée créée par les turboréacteurs. Ils ont donc créé les turboréacteurs à compresseur axial. Ils peuvent supporter une vitesse de rotation nettement plus élevée que les réacteurs à compresseur centrifuge, à savoir :

I.5.2.1- Turboréacteur à simple flux - mono corps

Un Turbo est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval.

Un Turbo est sec s'il n'est pas équipé de la post combustion.

C'est le cas le plus simple. Un compresseur à plusieurs étages est lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire.[4] Il peut être muni d'une tuyère simplement convergente, ou convergente-divergente qui, lors de l'ajout d'une post-combustion (afterburner) pour augmenter transitoirement la poussée, est généralement à section variable afin de s'adapter au point de fonctionnement du moteur.[6]

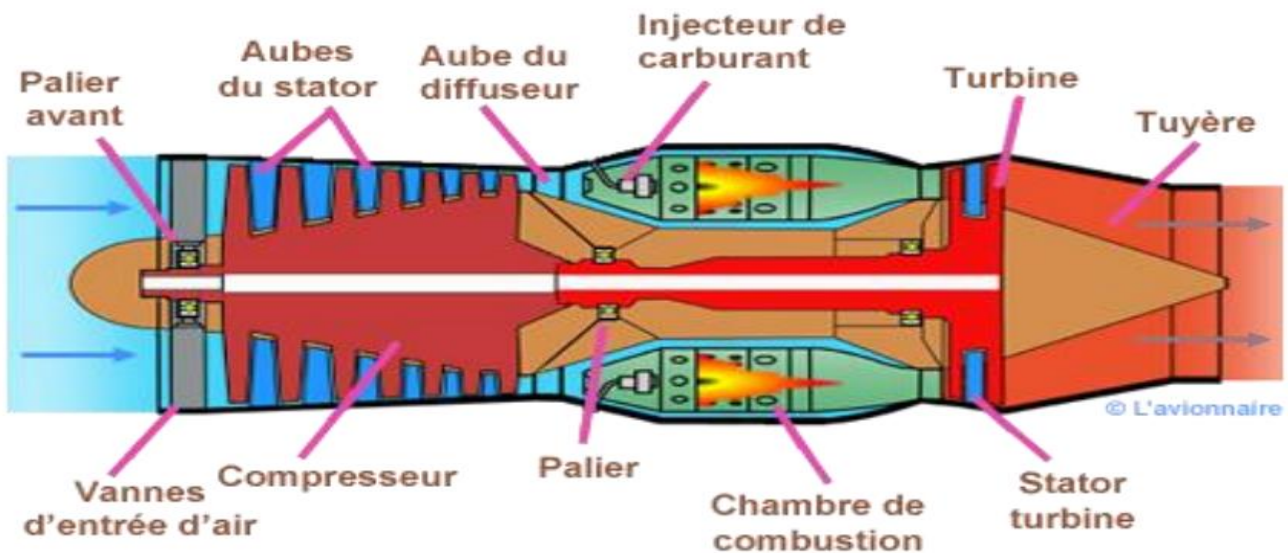


Figure I.6 : Turboréacteur simple flux Mono-corps

Exemple: Avion RA29 de Rolls Royce. C'est le moteur équipant les premières Caravelles. L'ensemble compresseur turbine est lié mécaniquement et tourne à la même vitesse, c'est l'attelage compresseur turbine. Il développe une poussée de 52090 Newton à 8100 tr/min au décollage en conditions standard.

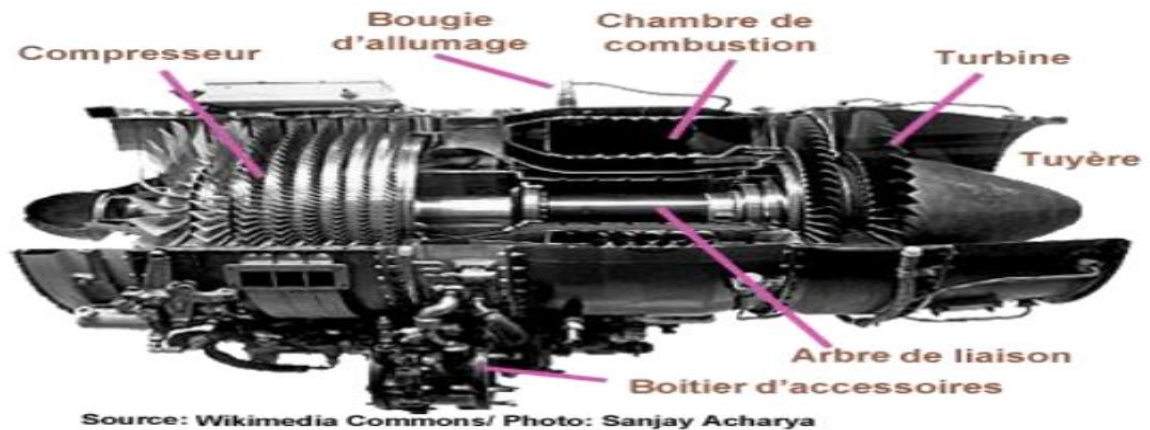


Figure I.7 : Turboréacteur de l'Avion RA29 de Rolls Royce "simple flux Mono-corps"

I.5.2.2- Turboréacteur à simple flux - double corps

Pour augmenter la puissance, certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble compresseur et turbine (en rouge ci-dessous) constitue l'attelage Haute Pression N2. L'ensemble compresseur et turbine (en gris ci-dessous) constitue l'attelage Basse Pression N1. Les deux attelages sont liés par des arbres d'entraînement différents et ont des vitesses de rotation différentes. A noter que l'arbre de l'attelage N1 passe à l'intérieur de l'arbre de l'attelage N2.[4]

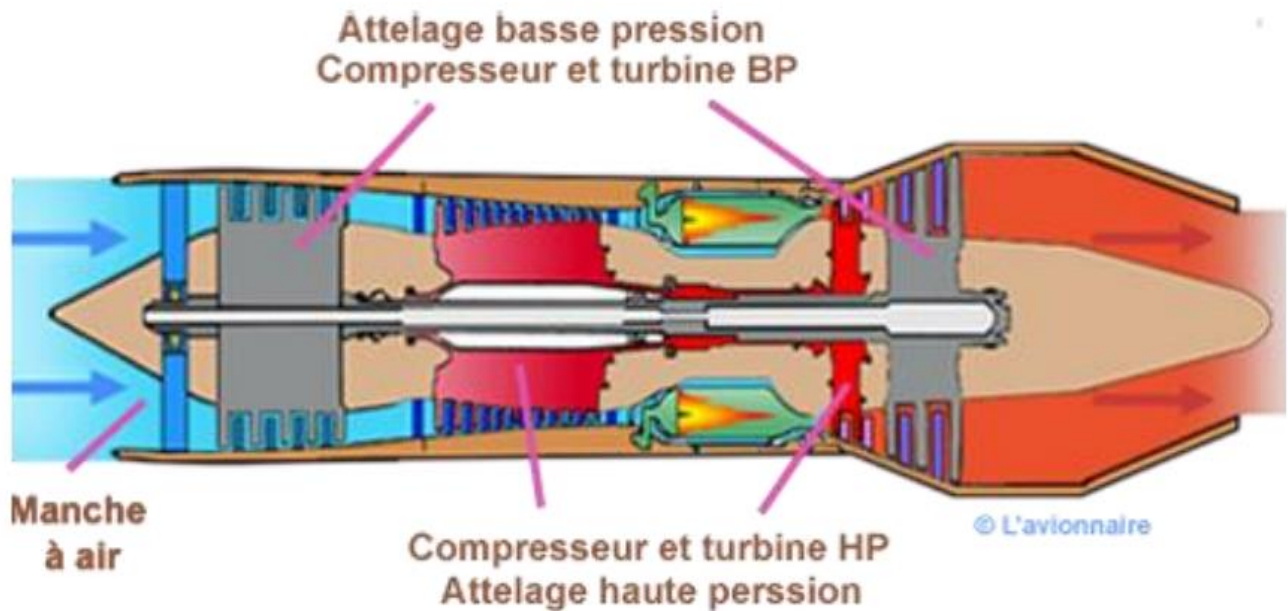


Figure I.8 : Turboréacteur simple flux-Double corps

Exemple: JT4A11 de PRATT&WHITNEY Equipant les premiers Boeing 707, il développait une poussée au décollage de 74752 Newtons.



Figure I.9 : Avion Boeing 707 équipé d'un turboréacteur simple flux-Double corps

I.5.2.3- Turboréacteur à double flux mélangés - double corps

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire. Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur. Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid (en bleu) contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés.[4]

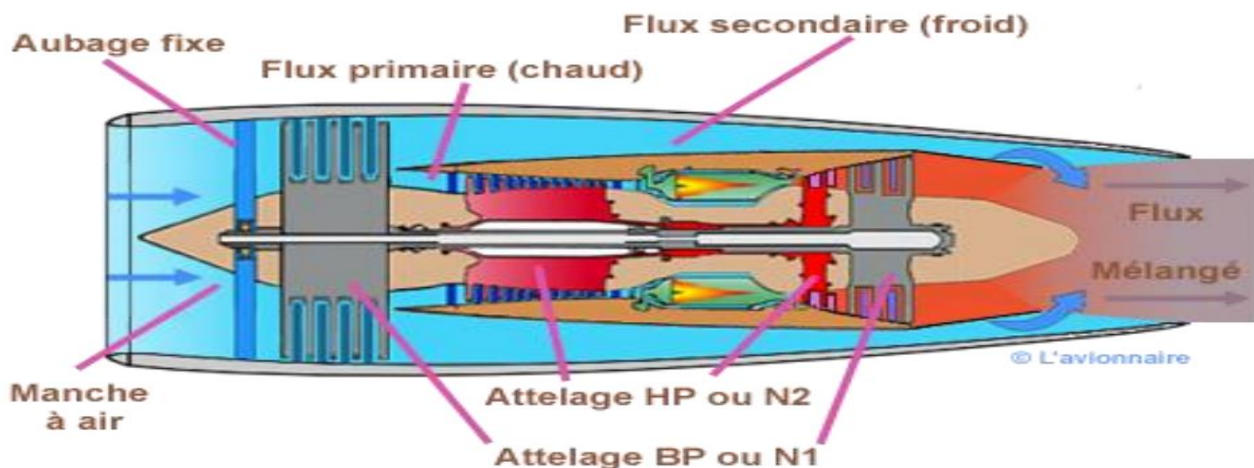


Figure I.10 : Turboréacteur double flux mélangés -Double corps

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

I.5.2.4- Turboréacteur à double flux séparés - double corps avec soufflante

La soufflante qui reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions. La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire. Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire. Dans un turboréacteur à simple flux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important. En revanche dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le flux secondaire est faiblement accélérée et vient "gagner" le flux primaire fortement accéléré d'où une diminution du bruit.[4]

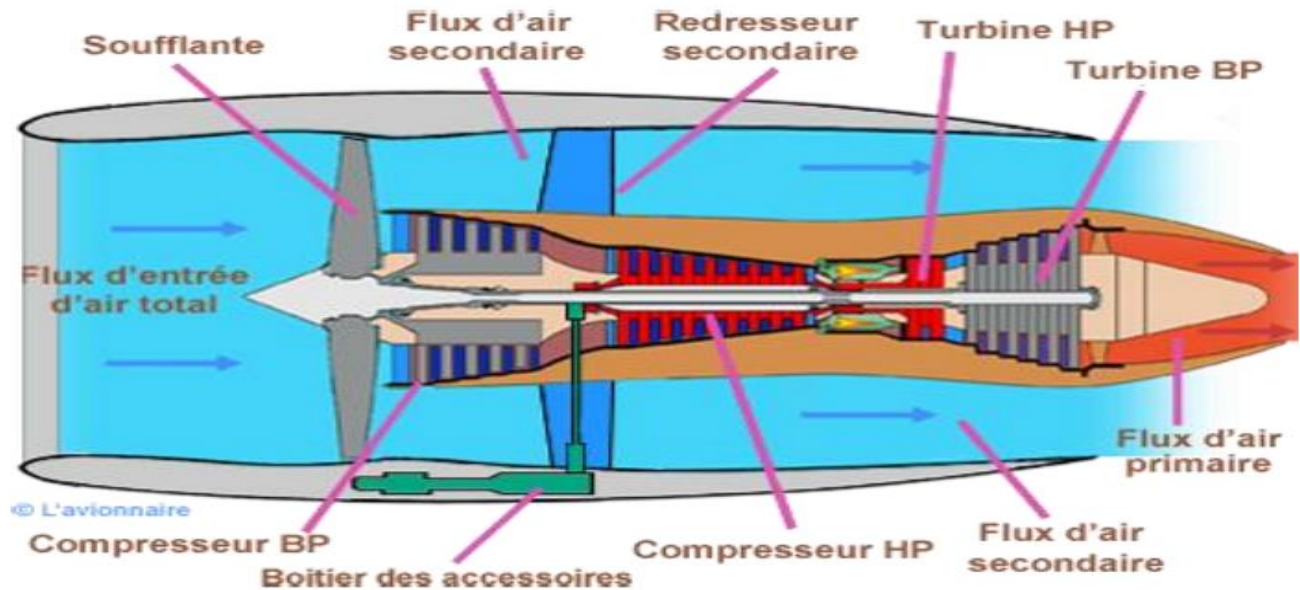


Figure I.11 : Turboréacteur double flux séparés-Double corps avec soufflante

Le rapport entre le débit d'air du flux secondaire et celui du flux primaire s'appelle rapport de dilution ou taux de dilution. Ce rapport était de 1 au début des années 70 (moteur JT8D Boeing 737), il est actuellement supérieur à 8 comme le GP7200 de Engine Alliance.

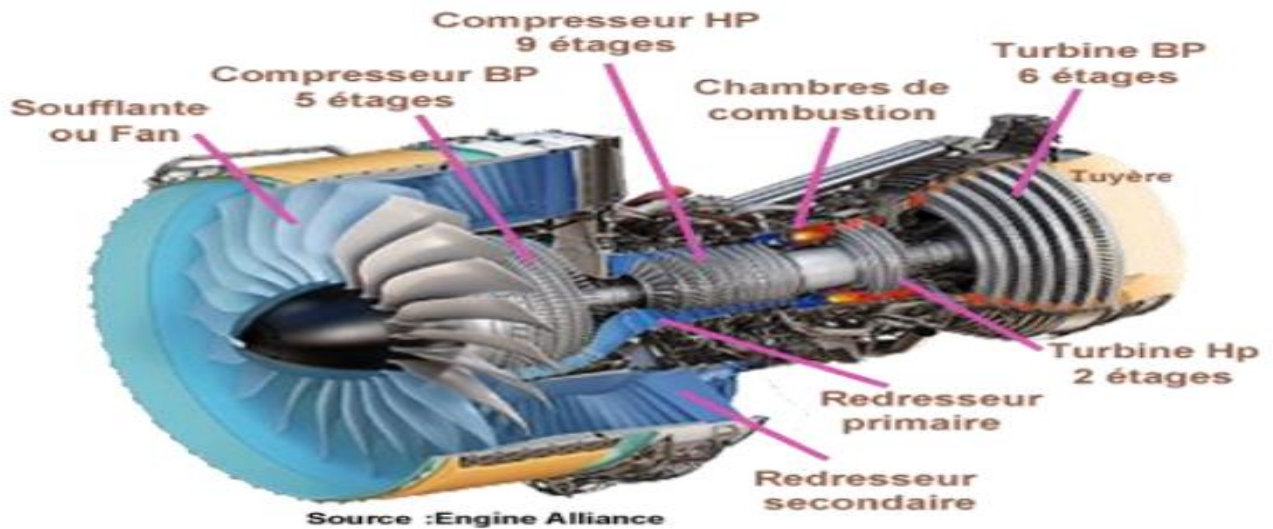


Figure I.12 : Turboréacteur GP7200

I.5.2.5- Turboréacteur à double flux mélangés - double corps équipé d'une postcombustion

Ces moteurs, à usage militaire, utilisent de faibles taux de dilution (entre 0.3 et 1.4) pour diminuer la surface frontale du propulseur. Ils possèdent une post-combustion et une tuyère à section variable. Leur poids est de l'ordre de une à deux tonnes, pour une poussée variant entre 7,5 et 15 tonnes.[6]

Ce type de turboréacteur est généralement utilisé dans les avions militaires. On a cherché à obtenir une poussée supplémentaire, même pour une durée relativement courte, afin d'améliorer le décollage et permettre une accélération de l'avion pendant l'utilisation. Les gaz sortant de la turbine contiennent encore de l'oxygène, il est donc possible d'injecter à nouveau du combustible et de le faire brûler de façon à augmenter la vitesse d'éjection et par suite la poussée dans cette partie de la tuyère. On peut atteindre de hautes températures (jusqu'à 1700°). La postcombustion peut fournir de 30 à 40 % de la poussée totale avec une tuyère un peu plus allongée, mais au prix d'une consommation très élevée, pouvant atteindre 5 fois celle du réacteur sans réchauffé. Elle doit donc n'être utilisée que pendant un temps très courts.[7]

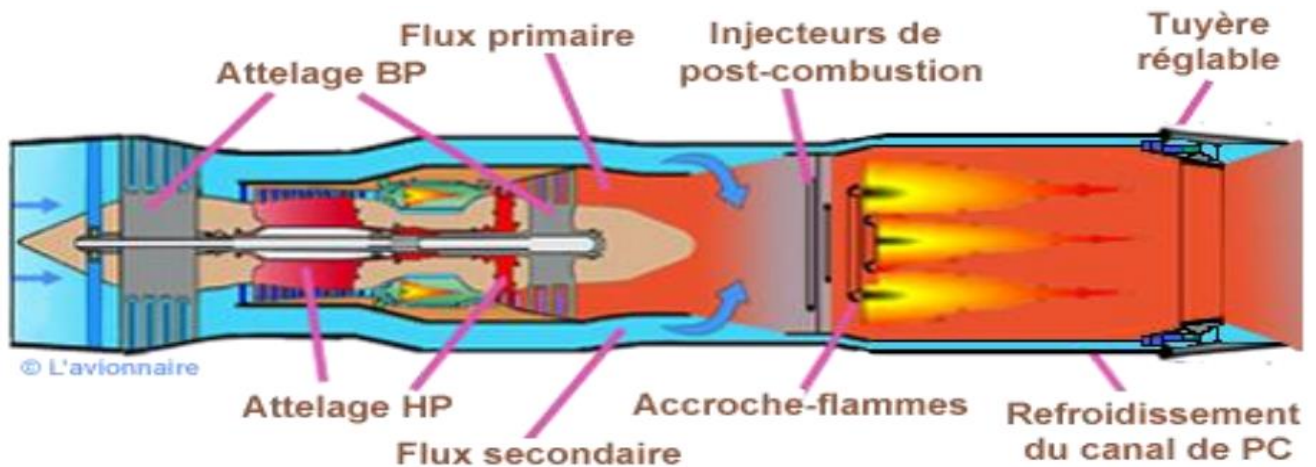


Figure I.13 : Turboréacteur double flux-Double corps équipé d'une Post-Combustion

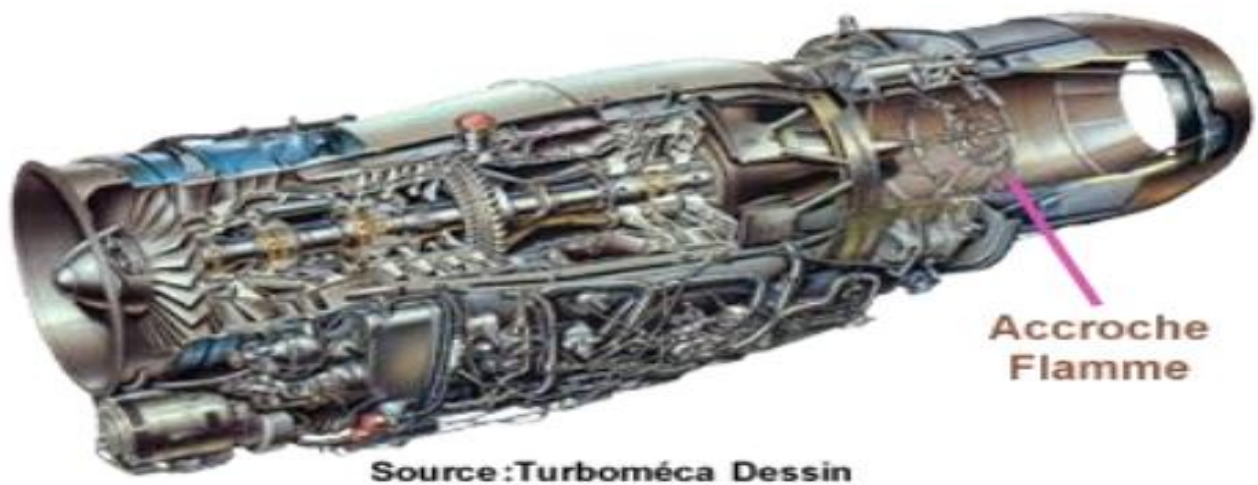


Figure I.14 : Turboréacteur Adour équipé d'une Post-Combustion

I.5.2.6- Nouveaux turboréacteurs

➤ Le PW 1000G

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

avantages et génère aussi des inconvénients : augmentation du poids et complexité du réducteur.[5]
Ci-dessous le PW 1000G de Pratt & Whitney en cours d'essai



Figure I.15 : Le PW 1000G de Pratt & Whitney

➤ Propfan

Le propfan est un moteur de type "Open rotor" c'est-à-dire avec une ou deux soufflantes (hélices) non carénées qui consomment de 20 à 25 % de kérosène en moins grâce à un rendement très élevé.[5] Ces hélices ont un profil très particulier, et leur mise au point reste du domaine de la recherche pour les laboratoires de mécanique des fluides et d'aérodynamique. Ce concept ne sera pas prêt avant 2020 à 2025.[8]

Ci-dessous un moteur open rotor à deux soufflantes contrarotatives appelées également Propfan.



Figure I.16 : Open rotor (Propfan)

I.6- Les Statoréacteurs

Ils sont basés sur le même principe de fonctionnement que les turboréacteurs, avec les 3 phases « compression-combustion-détente » mais avec une différence fondamentale : ils ne comportent pas de pièces mobiles. Il n'y a donc pas de compresseur ni de turbine. La compression est assurée par la seule manche d'entrée, à condition que le statoréacteur soit en mouvement. Un statoréacteur se présente comme un gros tuyau occupé en son centre par la chambre de combustion.[4]

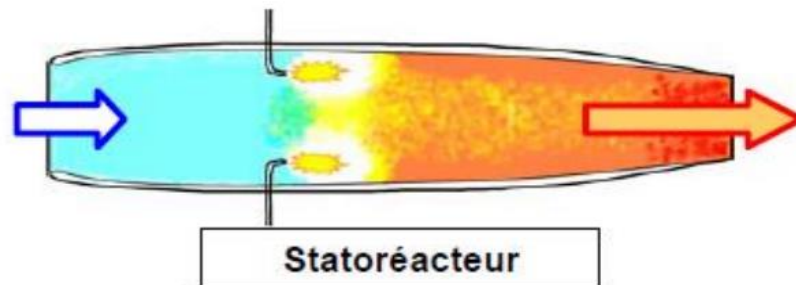


Figure I.17 : Schéma de principe d'un Statoréacteur

Ce type de propulseur ne peut donc pas démarrer au point fixe. Il faut l'amener à une certaine vitesse d'avancement (environ 200 km/h) pour qu'il puisse commencer à fonctionner. En revanche, il est très bien adapté aux très grandes vitesses ($Mach > 1$), quoique gourmand en carburant.[4]

I.7- Les Pulsoréacteurs

Les pulsoréacteurs évitent cet inconvénient de ne pouvoir démarrer seul, en alternant une phase d'admission, une phase de combustion et une phase d'éjection. Cette alternance est en général animée par des volets placés en amont de la chambre de combustion régulent l'entrée d'air. Ils se referment lors de la combustion entraînant une augmentation de la pression interne.[8] Ces propulseurs ne sont pratiquement pas utilisés sauf sur certains engins . Ils présentent l'inconvénient majeur d'être très bruyants (en plus d'être gourmands).[4]

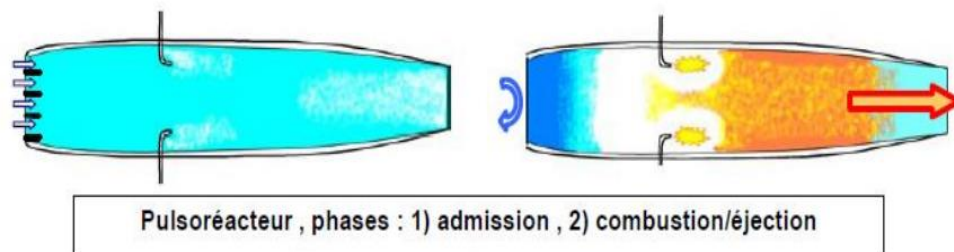


Figure I.18 : Schéma de principe d'un Pulsoréacteur

I.8- Les Turbopropulseurs

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne une hélice. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice.. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur, mais son utilisation est limitée par la baisse de rendement de l'hélice au-delà de Mach 0.7 et au-delà de 8000 mètres d'altitude. C'est le mode de propulsion optimal pour les avions de transport commerciaux sur des distances courtes (une heure de vol, 400 km), quand la durée de vol à haute altitude est trop courte pour qu'un avion à réaction fasse la différence. Le premier turbopropulseur en service commercial a été le Protheus de Bristol, développé en 1945, et qui équipait le Bristol Britannia. Les États-Unis n'ont disposé d'un turbopropulseur fiable qu'à partir de 1956, le T56 d'Allison qui équipe encore les avions cargo militaires Lockheed C-130 Hercules. Le rendement de propulsion peut dépasser 80% à Mach 0,4. Le rendement de l'hélice décroissant rapidement avec l'altitude, le domaine d'exploitation des turbopropulseurs couvre les avions peu rapides tels que les avions de transport régionaux, les missions militaires telles que la patrouille maritime et les avions cargos militaires devant utiliser des pistes courtes.[4]

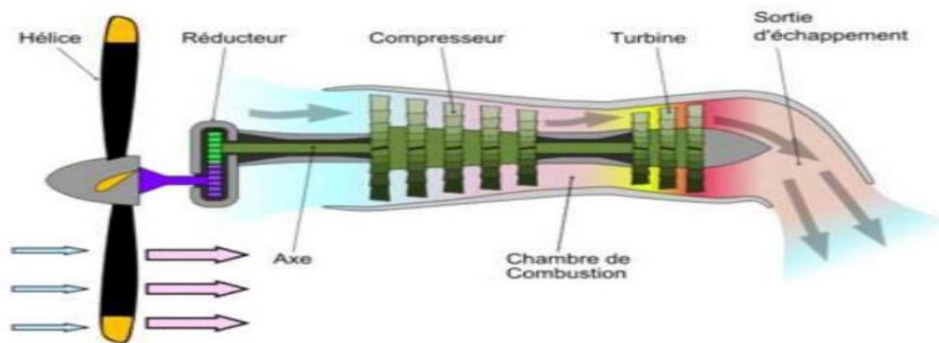


Figure I.19 : Schéma d'un Turbopropulseur



Figure I.20 : Avion équipé par Le turbopropulseur TP400

I.9- Principe de fonctionnement d'un Turboréacteur

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction : il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures de turboréacteurs reposent sur les 3 mêmes étapes, à savoir : Compression - Combustion - Détente. Lorsque l'air traverse ces divers éléments, sa pression, sa température et sa vitesse varient. Ces variations produisent les forces dont la résultante est la force de propulsion de l'avion. Au démarrage, de l'air comprimé fourni par l'UPA (unité de puissance auxiliaire) ou par un groupe pneumatique au sol, met en rotation un compresseur qui aspire et comprime l'air ambiant pour l'envoyer vers les chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier d'accessoires ou AGB accessory gearbox (en anglais) injecte du carburant (kérosène). Ce mélange (air comprimé/carburant) est enflammé dans ces chambres par une bougie d'allumage, ce qui permet de dilater fortement les gaz. Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur etc...), ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente (ou convergente-divergente pour les vitesses supersonique) afin de les accélérer en sortie. Lorsque la vitesse de rotation du moteur est supérieure à un certain point, grâce au système de démarrage (le régime de rotation est suffisant), le moteur de démarrage est désaccouplé et la bougie éteinte. Le moteur peut alors fonctionner de façon autonome pour atteindre son régime de ralenti.[9]

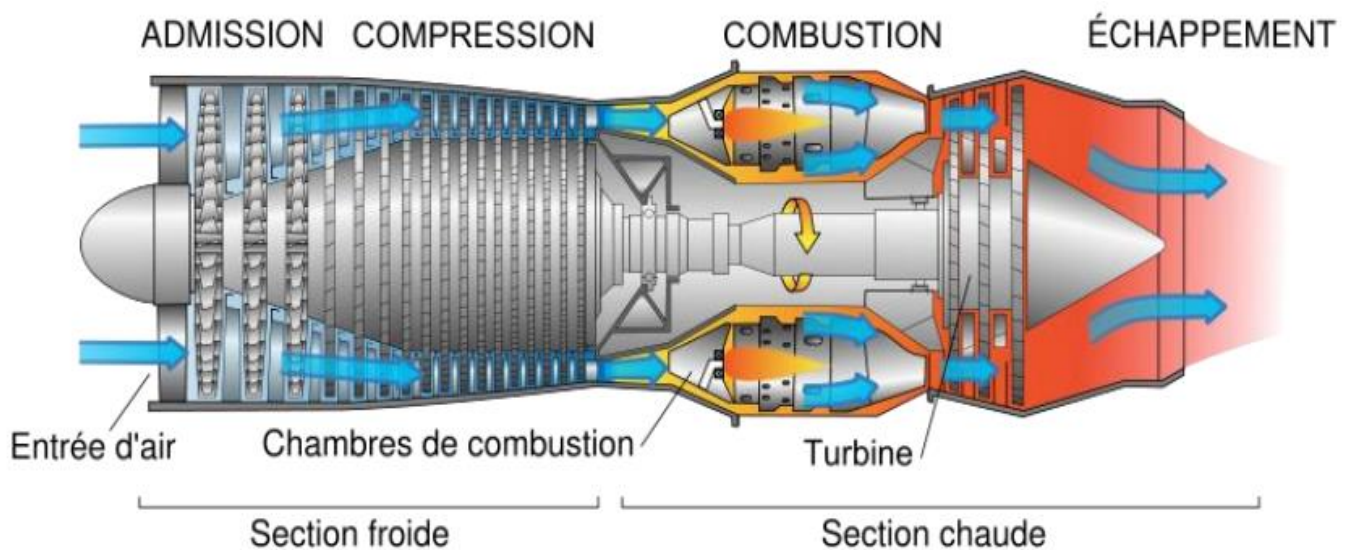


Figure I.21 : Fonctionnement d'un Turboréacteur

I.10- Diagramme du turboréacteur

Les 4 phases du cycle thermodynamique peuvent être représentées par les diagrammes (Pression / Volume) qui permet de voir l'évolution des caractéristiques de l'air traversant le turboréacteur. À l'image des moteurs d'automobiles, le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre phases admission, compression, combustion / détente et échappement.

Dans le diagramme (Pression / Volume) la compression est théoriquement adiabatique et se traduit par une élévation de pression et de température. La puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur est fonction de la masse d'air qui le traverse et de l'élévation de température entre l'entrée et la sortie de celui-ci. La combustion est théoriquement isobare mais dans la chambre de combustion la pression chute légèrement et la température augmente fortement. La détente est théoriquement adiabatique mais la pression et la température chutent alors que la vitesse augmente. [10]

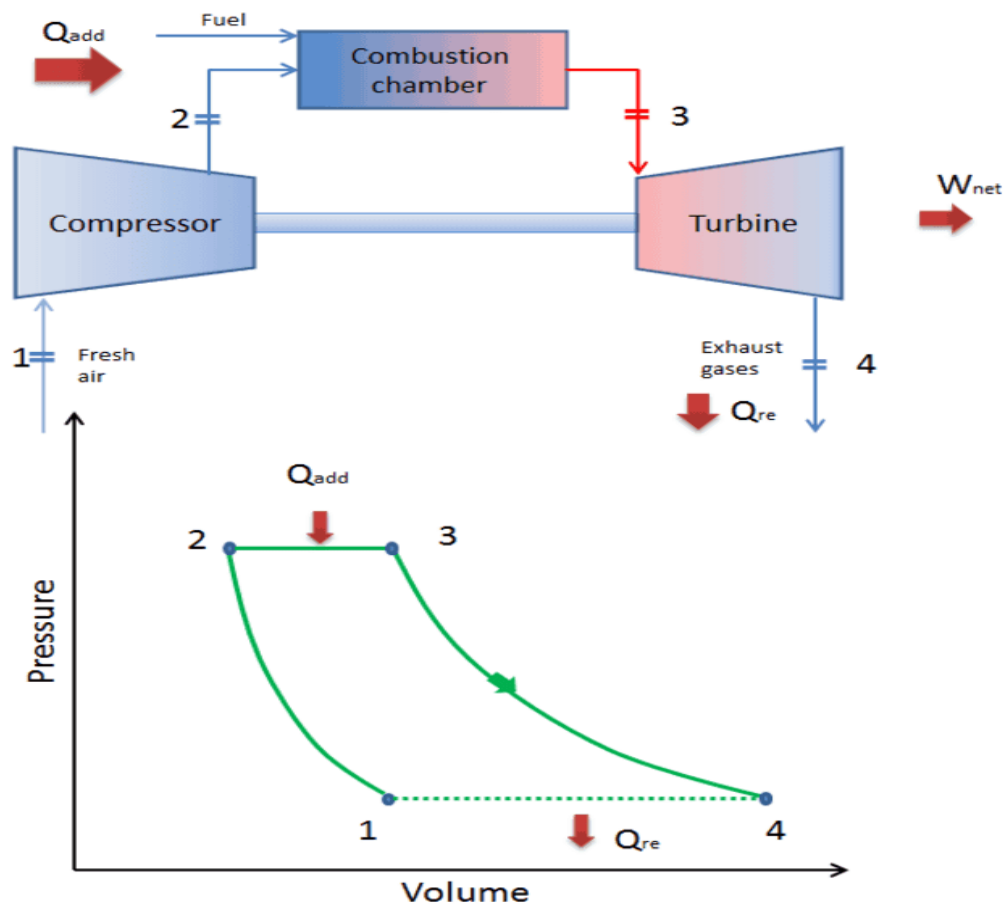


Figure I.22 : Diagramme de fonctionnement (Pression / Volume) [10].

I.11- Avantages et inconvénients des Turboréacteurs

➤ Les avantages

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

➤ Les inconvénients

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

I.12- Conclusion

À l'issu de ce chapitre, on a pris connaissance des différents types et classification du turboréacteurs et nous pouvons comprendre le système turboréacteur et son principe de fonctionnement ainsi que nous avons également vu les avantages et les inconvénients du turboréacteur. Pour savoir en plus sur ce thème on va faire une description d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion dans le chapitre suivant.

Chapitre II

Description d'un Turboréacteur équipé d'une post-combustion

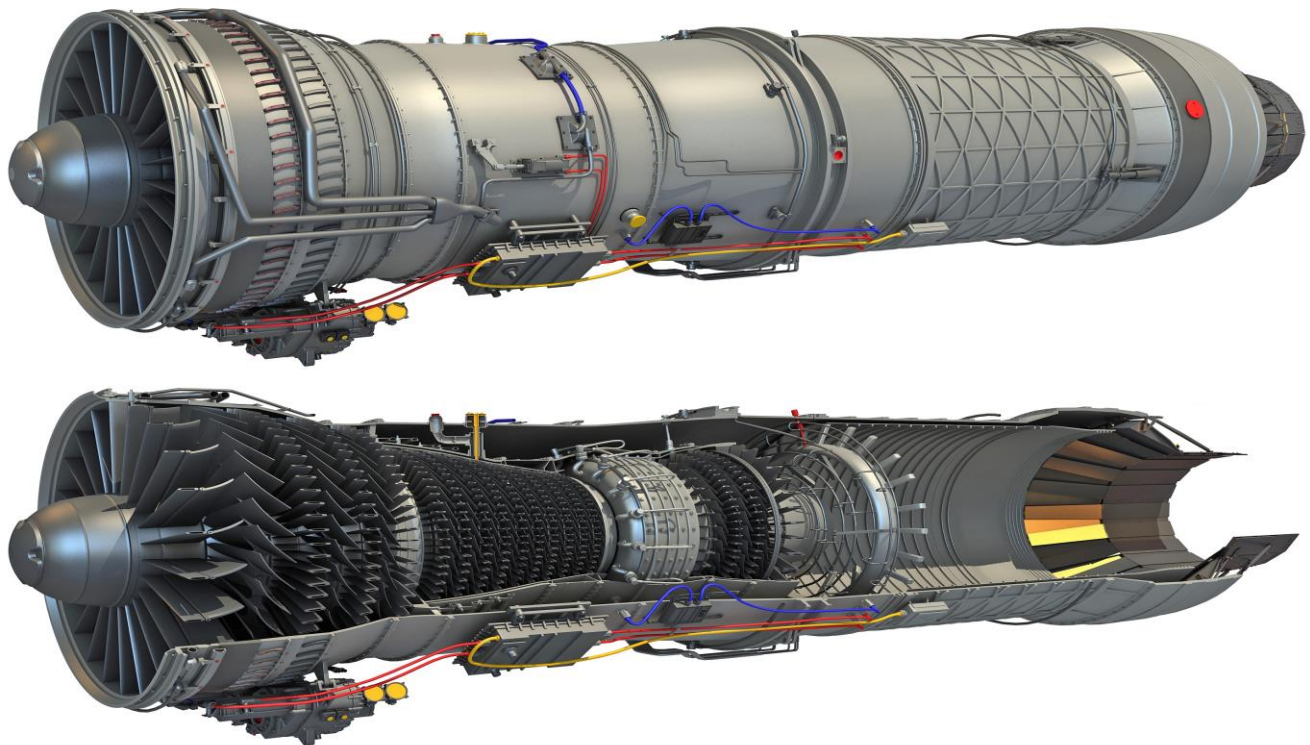


Figure II.1 : Vue en coupe des différents éléments d'un turboréacteur avec post-combustion [31]

Résumé :

Ce chapitre consiste en une présentation et description générale des différents organes et systèmes principaux d'un turboréacteur avec post-combustion. Une brève description de chaque organe principal comme le diffuseur, la soufflante, le compresseur, la chambre de combustion, la turbine, la tuyère d'éjection, la post-combustion, l'inverseur de poussée, les boîtiers d'accessoires et les paliers a été effectuée. Nous avons rajouté une description des différentes utilités, à savoir, le système de lubrification, le système de carburant et de régulation, le système d'air interne, le système de démarrage, le système d'allumage et la suppression de bruit.

II.1- Introduction

Comme présenté dans le premier chapitre, un turboréacteur se compose de cinq sections, à savoir: diffuseur, compresseur, chambre de combustion, turbine et la tuyère. Ces sections forment l'essentiel de tous types de turboréacteurs. Étant donné que presque tous les avions modernes utilisent des turboréacteurs. Certains turboréacteurs sont équipés d'une post-combustion pour augmenter leur puissance comme les avions de chasse à haute performance. Seuls deux avions civils ont eu recours à la post-combustion : le Concorde et le Tupolev Tu-144.

La post-combustion est le meilleur choix pour augmenter la poussée d'un turboréacteur pendant de courtes périodes, afin d'améliorer l'agilité dans des points de vol critiques notamment au décollage. La transition de l'opération sans post-combustion à l'opération avec post-combustion est appelée allumage de la post-combustion et se fait en alimentant les allumeurs tout en introduisant du carburant dans la post-combustion.

Une compréhension de base du fonctionnement des composants du turboréacteur est essentielle pour notre thème.

II.2- Caractéristiques générales des Organes principaux de turboréacteur

La conception d'un turboréacteur est fortement complexe à travers plusieurs étapes qui se terminent par l'assemblage de différents éléments, dont on distingue :

- Le diffuseur (Entrée d'air) ;
- La soufflante (Fan) ;
- Les compresseurs ;
- La chambre de combustion ;
- Les turbines ;
- La tuyère d'éjection ;
- La post-combustion (Réchauffe) ;
- L'inverseur de poussée ;
- Les boîtiers d'accessoires AGB (Accessoiry gearbox) ;
- Les paliers.

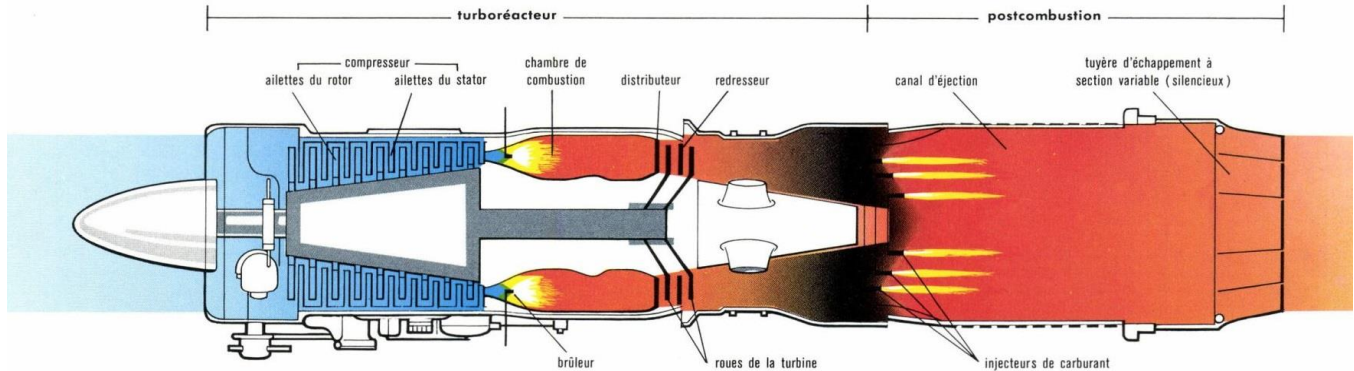


Figure II.2 : Les différentes parties d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion

II.2.1- Diffuseur (Entrée d'air)

Le diffuseur représente le premier composant qui se connecte directement au flux d'air. Il existe de nombreux types de diffuseurs, leurs différences se distinguent par des formes particulières. Certains, sont utilisés sur des avions supersoniques, tandis que d'autres sont utilisés sur des avions subsoniques, les deux types de diffuseurs pour les deux situations, sont totalement différents. Le choix de la forme et du diamètre du diffuseur, constitue un compromis entre le constructeur de l'aéronef et celui du moteur qui dépend des conditions de fonctionnement.

Le rôle du diffuseur est de fournir au compresseur de l'air qui n'est pas trop turbulent et qui a la bonne vitesse axiale et ce, pour chaque phase de vol.

Il existe 2 types de diffuseurs :

- Entrées d'air subsoniques;
- Entrées d'air supersoniques.

II.2.1.1- Diffuseur subsonique

Ce diffuseur est destiné aux avions qui volent plus lentement que la vitesse du son, la plupart sont de gros avions de ligne. La surface à l'intérieur du diffuseur est lisse et profilée. De l'intérieur vers l'extérieur, le diffuseur est incurvé et c'est ce que nous appelons la lèvre. Les diffuseurs subsoniques ont toujours une lèvre épaisse. Derrière le diffuseur, il y a la soufflante, sur cette soufflante il y a un cône, c'est aussi une partie du diffuseur et a une grande influence sur le flux d'air dans un moteur. Lorsqu'un avion vole, le flux d'air a une vitesse presque égale à la vitesse

de l'avion. C'est trop rapide que la vitesse axiale d'entrée du compresseur. C'est pourquoi l'entrée d'air diffère; la vitesse du flux d'air sera réduite à la vitesse idéale pour entrer dans le compresseur. Cela présente également l'avantage que lorsque la vitesse diminue, la pression statique et la température de l'air augmentent. En réalité, ce n'est pas totalement idéal car il y a toujours des frottements entre la surface du diffuseur et l'air. La transformation de l'énergie de vitesse en énergie de pression que nous appelons récupération (Ram Recovery). Cette récupération dépend des caractéristiques de vol, comme la vitesse, la récupération est plus grande si la vitesse de l'avion est plus élevée. Cela signifie que le moteur est plus efficace lorsque la vitesse de vol augmente.[11]



Figure II.3 : Diffuseur subsonique du CFM56-7B

II.2.1.2- Diffuseur supersonique

Pour permettre aux aéronefs de voler à des vitesses supersoniques, leur forme doit être adaptée aux caractéristiques particulières du flux supersonique. Cela est particulièrement vrai pour les diffuseurs.

Le diffuseur supersonique est utilisé sur les avions qui volent à une vitesse plus grande que la vitesse du son. Comme le diffuseur subsonique, ce diffuseur doit également ralentir la vitesse du flux d'air avant d'entrer dans le compresseur. Ici, la vitesse doit être inférieure à mach 1. Le diffuseur d'un moteur supersonique, a une lèvre très pointue, ceci afin de minimiser le frottement et les pertes des performances des ondes de choc qui se produisent lors des vitesses supersoniques. La plupart des moteurs supersoniques militaires et civils ont la capacité de changer la forme du diffuseur, selon la vitesse pour fournir la meilleure vitesse d'entrée pour le compresseur. [11]

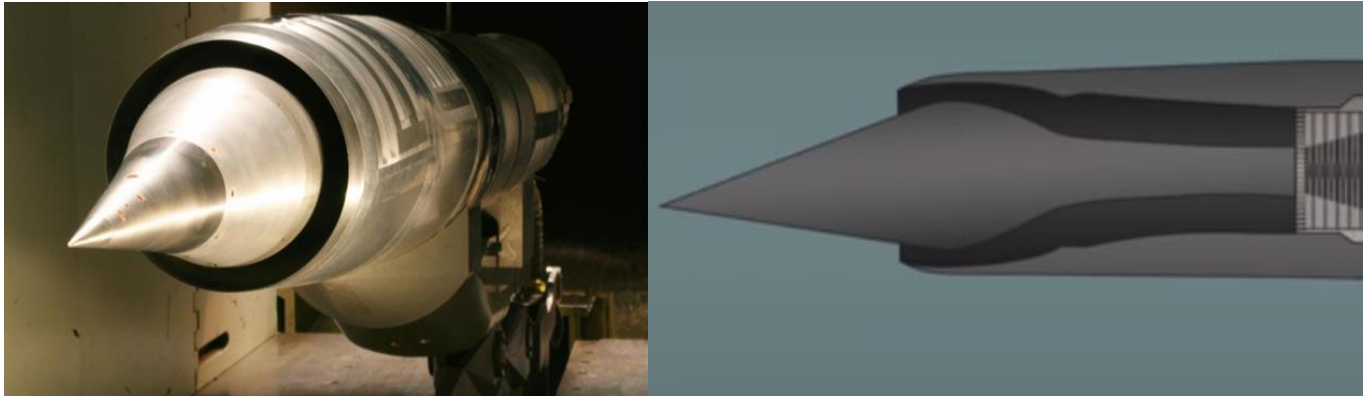


Figure II.4 : Diffuseur supersonique

II.2.2- La Soufflante (Fan)

La soufflante est située derrière le diffuseur et capte tout l'air aspiré dans le moteur. La soufflante est une grande roue avec beaucoup de pales qui est principalement actionnée par la turbine basse pression. Tout d'abord, le flux d'air passe à travers la soufflante et est partiellement comprimé par celui-ci. Ce flux va être séparé en deux. La majeure partie appelée flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. L'autre partie appelée flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Après cela, les 2 flux d'air se rejoignent à nouveau et fournissent la poussée.[11]

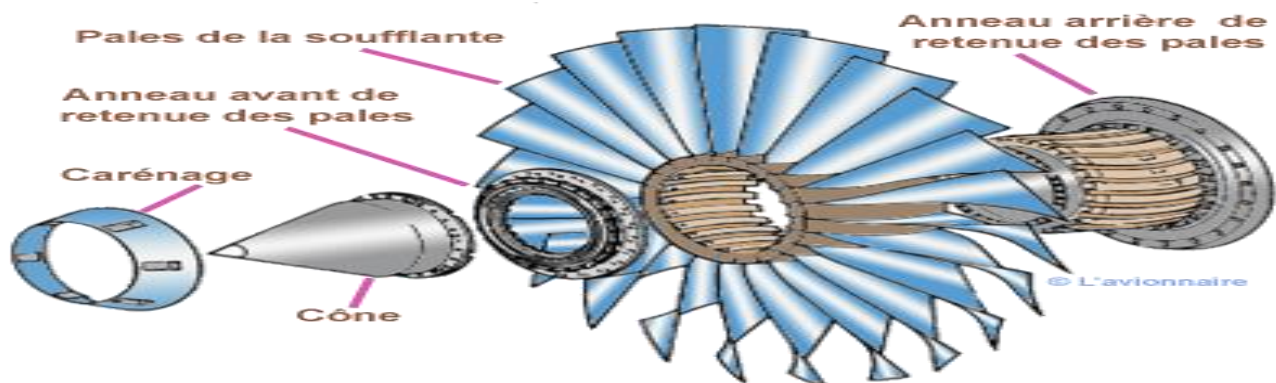


Figure II.5 : Les éléments d'une Soufflante

Sur la soufflante du turboréacteur GE 90 (Figure II.6), on voit nettement le redresseur (aubages fixes) du flux secondaire, ainsi que le redresseur aubages fixes du flux primaire.[12]



Figure II.6 : Soufflante du turboréacteur GE 90

II.2.3- Les Compresseurs

Un compresseur est composé d'une partie mobile (roue ou rotor) et d'une partie fixe (diffuseur ou stator). Une partie de chacun ensemble s'appelle un étage. Ces pièces créent une pression en forçant la même quantité d'air dans des plus petits étages. Pour cette raison, la pression augmente et l'énergie potentielle augmente également. Le compresseur augmente la pression de l'air pour fournir des conditions idéales à la chambre de combustion. Il est important que le rapport de pression entre l'entrée et la sortie du compresseur soit très élevé. Si le taux de compression de l'air est très élevé, la poussée après la combustion est également très élevée. Le but est d'aspirer le plus d'air possible et de le comprimer le plus haut possible, pour l'amener à des vitesse, pression et température optimales à l'entrée de la chambre de combustion, cela donne la meilleure poussée. Un rapport de compresseur élevé donnera une faible consommation de carburant spécifique.[13]

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- Les compresseurs centrifuges;
- Les compresseurs axiaux.

II.2.3.1- Les compresseurs centrifuges

Ce type de compresseur a une roue à palettes radiales qui accélère le flux d'air sous l'effet de la force centrifuge. La turbine fait tourner la roue à grande vitesse pour souffler l'air dans la

direction radiale ou vers l'extérieur le long des aubes jusqu'à l'extrémité de la roue. Pour cette raison, l'air est accéléré et comprimé. Derrière la roue, l'air atteint le diffuseur radial où l'air est désaccélééré et où la pression augmente davantage. Ce type de compresseur a de nombreuses applications dans les turbopropulseurs de petite à moyenne taille ou les moteurs de tête et de queue d'hélicoptères. La roue est principalement en alliage de titane, elle est très légère et a la même résistance que d'autres métaux comme l'aluminium ou le fer qui étaient utilisés précédemment. L'un des inconvénients d'un compresseur centrifuge est qu'il ne peut pas générer un rapport de pression trop élevé. Dans quelques moteurs, un compresseur axial est installé devant le compresseur centrifuge, ce qui augmente le rapport de pression. Le rapport du compresseur peut aller jusqu'à 12/1.[13]

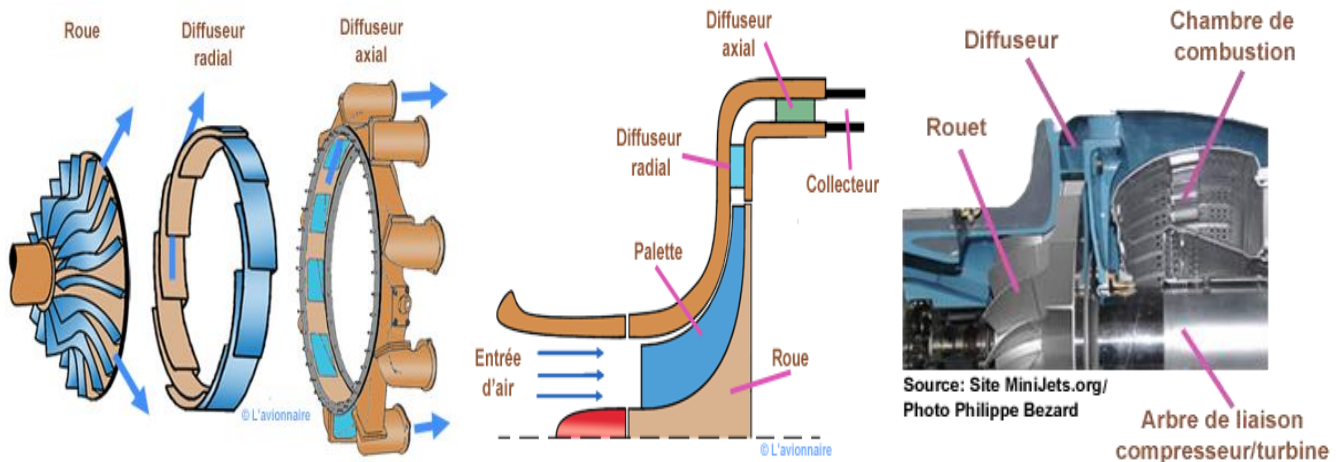


Figure II.7 : Les éléments et le fonctionnement d'un compresseur centrifuge

II.2.3.2- Les compresseurs axiaux

Le compresseur à flux axial est totalement différent du compresseur centrifuge, il n'a pas de roue mais des stators et des rotors. Ceux-ci sont combinés en un seul étage. Dans un compresseur à flux axial, il peut y avoir 14 étages, qui sont nécessaires pour obtenir un bon rapport de pression. La vitesse de rotation du rotor est très élevée. Un des inconvénients de ce type de compresseur est que sa longueur est très longue et est susceptible de caler à l'intérieur du compresseur. Cela peut se produire en raison d'un angle d'attaque trop grand entre les aubes du stator ou du rotor, c'est ce qu'on appelle le pompage. Le pompage se produit lorsque le pilote change très rapidement les gaz et que le moteur ne peut pas répondre à cette demande. Le rapport de pression de ce type de compresseur peut aller jusqu'à 40/1, c'est bien plus que celui du compresseur centrifuge. Après avoir passé l'entrée d'air, l'air est dirigé par les aubes d'admission

mobiles, pour pénétrer dans le premier étage du rotor. Les particules d'air, sont accélérées grâce à la rotation du rotor, où ces aubes offrent à ces particules une énergie cinétique centrifuge; en quittant l'étage rotor pour entamer l'étage stator suivant, une grande partie de l'énergie cinétique gagnée, se transforme en une énergie de pression à cause du freinage. [13]

Le rôle du compresseur axial, est essentiel, il se résume en :

- Assurer l'alimentation des chambres de combustion avec l'air comprimé, pour l'opération de combustion;
- Assurer un débit et une pression aussi élevés pour avoir une grande poussée;
- Assurer l'air utilisé pour le refroidissement des pièces exposées aux fortes contraintes thermiques.

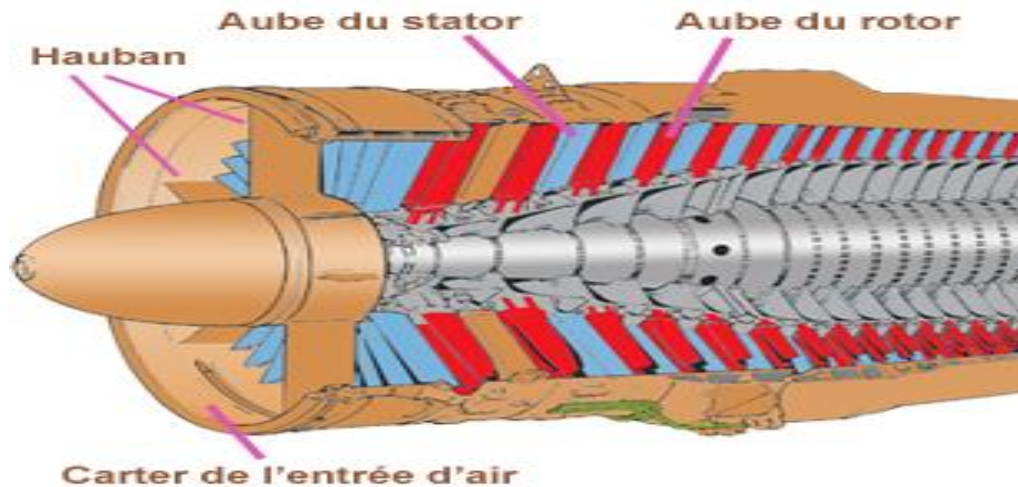


Figure II.8 : Vue en coupe d'un compresseur axial

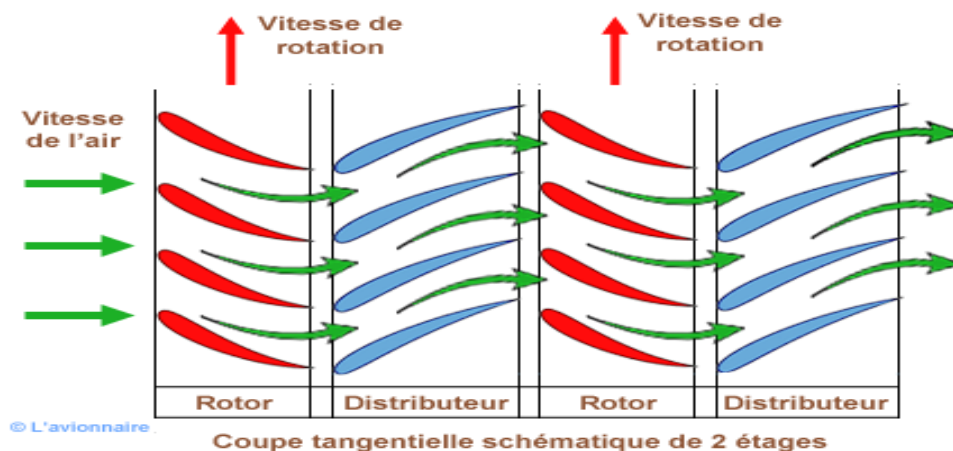


Figure II.9 : Schéma de passage du flux d'air à travers les étages d'un compresseur axial

II.2.4- La Chambre de combustion

La chambre de combustion est la partie du moteur où l'air comprimé créé par le compresseur et le carburant injecté sont mélangés et enflammés. Cette inflammation crée une explosion du mélange, ce qui entraîne une énergie calorifique.[13] En raison de l'explosion, le gaz s'accélère donc la vitesse augmente et la pression diminue. Cette énergie cinétique fait tourner la turbine de puissance du moteur.[11] La figure ci-dessous montre le principe d'une chambre de combustion. L'air du compresseur haute pression est insufflé dans la chambre de combustion et est divisé en flux d'air primaire, secondaire et tertiaire. Le flux d'air primaire est soufflé dans le centre de la chambre de combustion ou également appelé zone primaire, où il est brûlé et cela ne représente que 20% du flux d'air total. Avant que ce flux d'air ne pénètre dans la chambre, il passe devant des aubes tourbillonnantes, ces aubes réduisent la vitesse et provoquent une recirculation du flux d'air. Cela est nécessaire pour obtenir une combustion stable, sinon la flamme se propage à l'arrière de la chambre de combustion et cela provoque une flamme. Les 80% restants de l'air du compresseur sont appelés flux d'air secondaire, seulement 20% de celui-ci se mélange dans la zone primaire avec le flux d'air primaire. Cela aide le processus de combustion à se stabiliser davantage car il crée un vortex toroïdal. L'air restant du compresseur haute pression, environ 60% appelé débit d'air tertiaire, est introduit dans le tube de flamme par des joints ondulés et des trous d'air de dilution dans le tube de flamme.[12]

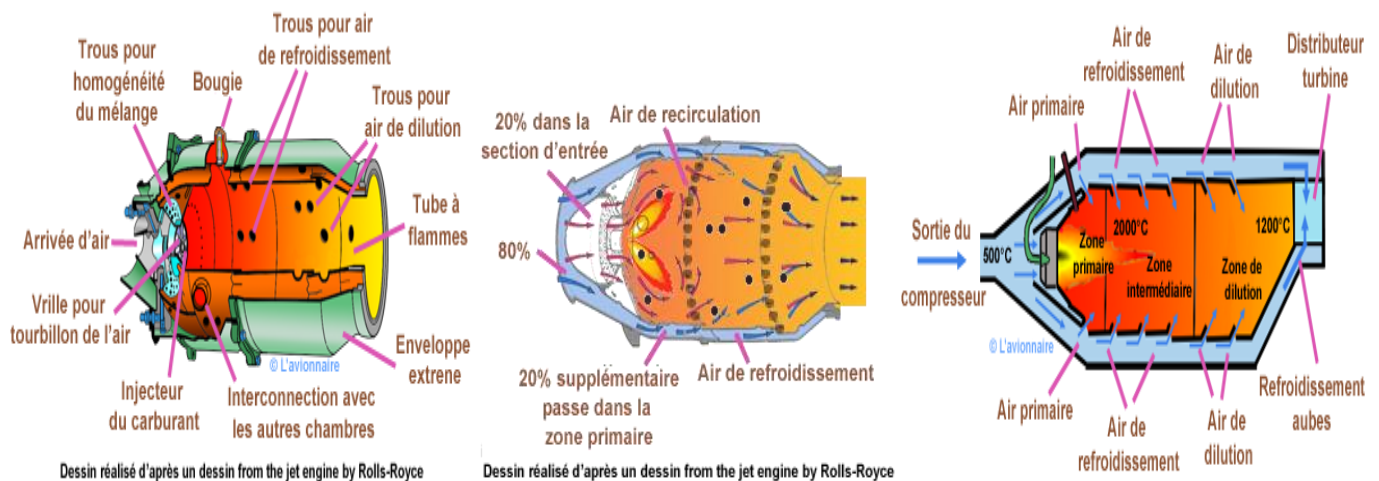


Figure II.10 : Le principe de fonctionnement d'une chambre de combustion

Il existe 3 types de Chambres de combustion :

- Chambre de combustion séparées ou tubulaires;
- Chambre de combustion de type annulaire;
- Chambre de combustion de type tubo-annulaires.

II.2.4.1- Chambre de combustion séparées ou tubulaires

Au début, ce type de chambre de combustion était le plus utilisé car l'entrée de la chambre de combustion et la sortie du compresseur correspondaient parfaitement. À cette époque, la plupart des turboréacteurs étaient équipés de compresseurs centrifuges. Les chambres de combustion du type tubulaire sont indépendantes mais également reliées entre elles par des tubes croisés. Ces interconnecteurs entre les chambres ont pour fonction de créer un bon allumage dans toutes les chambres de combustion, cela est nécessaire car les bougies d'allumage ne sont pas installées dans chaque chambre. Dans chaque chambre de combustion de ce type, il y a un porte-flamme et une injection de carburant. Ce type était principalement utilisé dans le passé et plus aujourd'hui en raison de la mauvaise efficacité.[11]

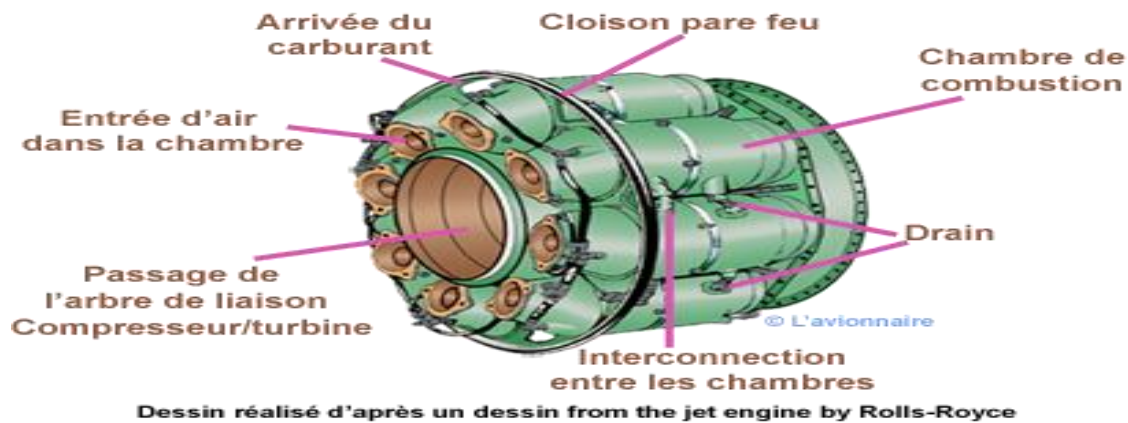


Figure II.11 : Chambre de combustion de type tubulaire

II.2.4.2- Chambre de combustion de type annulaire

Ce type est très efficace et crée un anneau de feu. En raison de ses bonnes performances, il est utilisé sur les turboréacteurs les plus modernes. Ce type de chambre de combustion s'adapte parfaitement sur un compresseur axial et sa sortie s'adapte à nouveau sur la section turbine du moteur. La chambre de combustion existe en 2 cercles concentriques, une enveloppe externe et interne. À la surface de l'enveloppe interne, il y a de grands trous qui fournissent une bonne

ventilation pour refroidir la température de la combustion. La combustion est créée entre l'enveloppe interne de la chambre de combustion, ce mélange brûlé est refroidi et mélangé avec l'air secondaire qui s'écoule entre l'enveloppe externe. Cela crée une plus grande explosion et plus d'énergie pour la turbine. Un avantage majeur de ce type de chambre est une réduction de poids de 25% par rapport à la chambre de type tubulaire.[11]

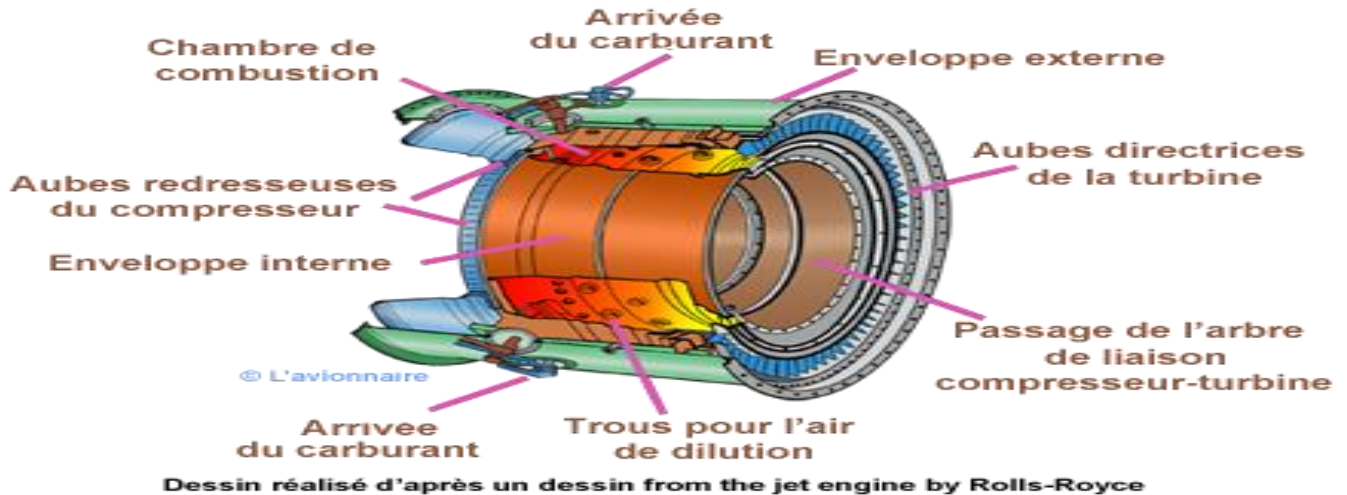


Figure II.12 : Chambre de combustion de type annulaire

II.2.4.3- Chambre de combustion de type tubo-annulaires

Il s'agit d'une combinaison de la tubulaire et de l'annulaire et présente les avantages des deux types combinés. L'enveloppe interne a la forme du type tubulaire avec des interconnecteurs qui ont la même fonction. L'enveloppe externe a la même forme que le type annulaire et fournit de l'air secondaire à la chambre de combustion.[11]

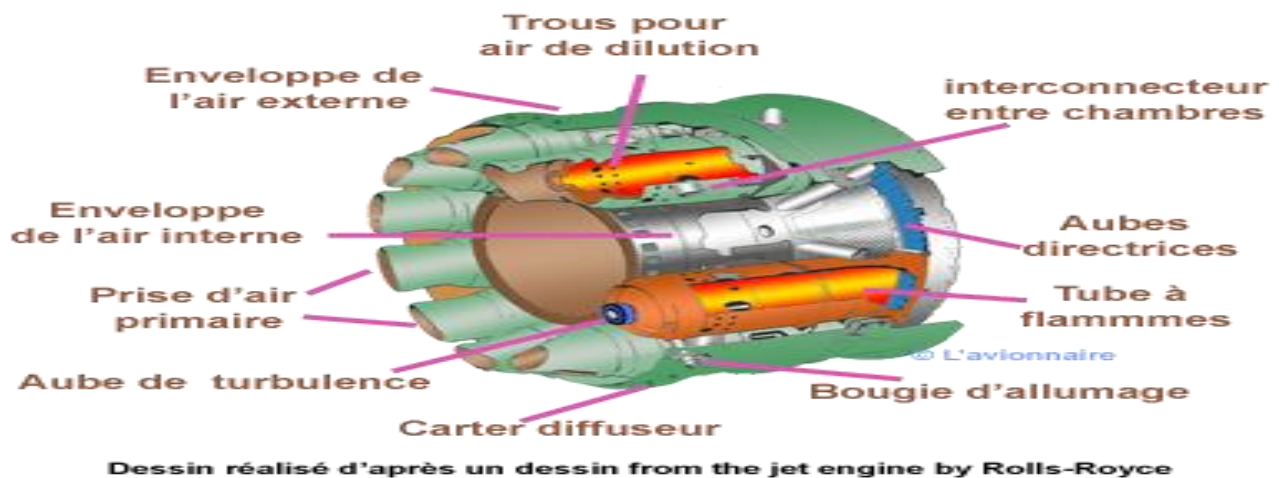


Figure II.13 : Chambre de combustion de type tubo-annulaire

II.2.5- La Turbine

La turbine fournit le couple nécessaire pour entraîner le compresseur et d'autres systèmes qui sont connectés comme les boîtiers d'accessoires. Elle est située derrière la chambre de combustion et c'est de là qu'elle tire son énergie. La turbine est actionnée par les gaz chauds en explosion de la chambre de combustion. L'explosion provoque une vitesse élevée du gaz en direction de la turbine et à cause de cela, elle commence à tourner. Toute l'énergie de la chambre de combustion n'est pas utilisée pour faire tourner la turbine, une autre partie est utilisée pour fournir la poussée. La plupart du temps 80 à 90% de l'énergie fournie par la chambre de combustion est utilisée pour entraîner la turbine et seulement 10% reste pour la poussée. [11]

Sur de nombreux nouveaux turboréacteurs, il existe deux turbines différentes, une turbine basse pression et une turbine haute pression. La turbine haute pression est située le plus près de la chambre de combustion et comporte moins d'étages que la turbine basse pression. Comme elle est très proche de la chambre de combustion, les aubes ou les pales de la turbine sont en matériau résistant à la chaleur comme le titane et doivent être refroidies avec un refroidissement par air. La turbine a la même forme que le compresseur, il y a des stators et des rotors, les rotors sont montés sur un arbre et reliés au compresseur et au soufflante, les stators ou aussi appelés aubes directrices de tuyère sont fixés au carter de turbine.[14]

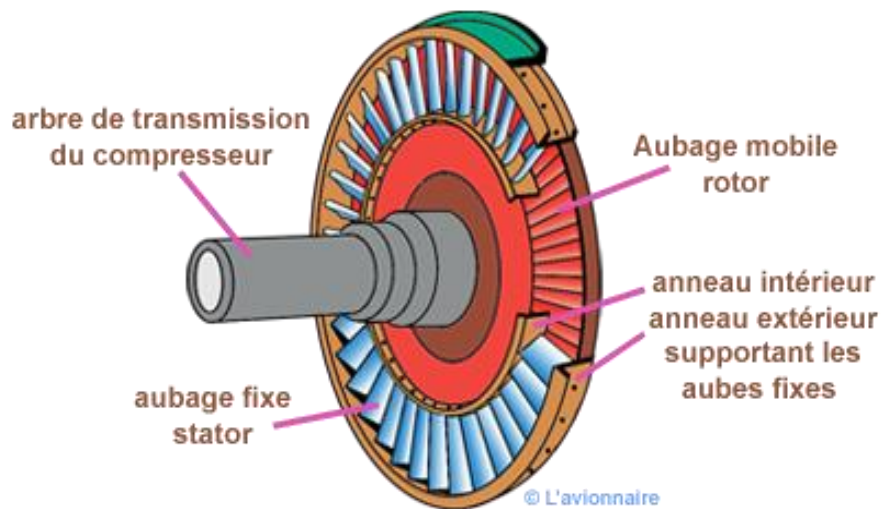


Figure II.14 : Vue en coupe d'une turbine

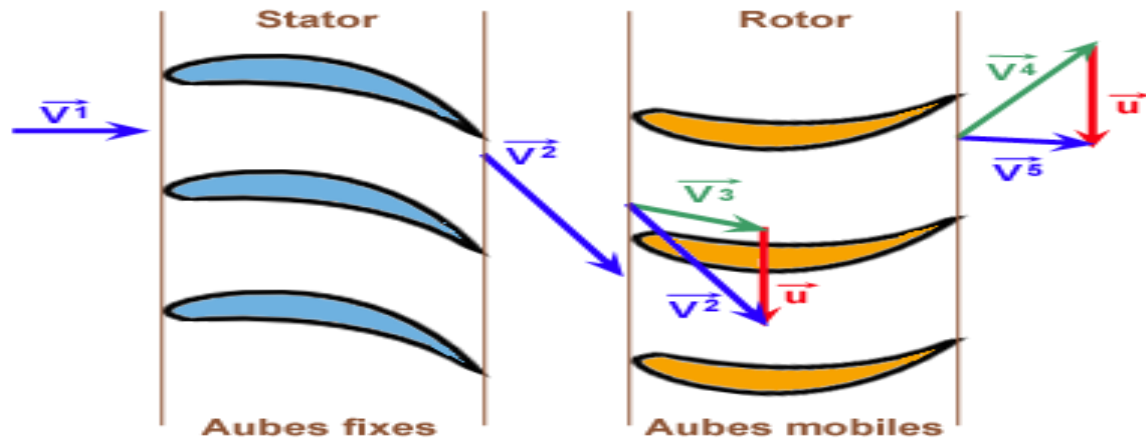


Figure II.15 : Schéma de passage du flux d'air à travers un étage d'une turbine

II.2.6- La Tuyère d'éjection

La Tuyère a pour tâche de convertir toute énergie restante dans le flux après la chambre de combustion et la turbine en énergie cinétique en diminuant la pression et en accélérant le jet. Il en résulte une poussée de l'échappement du turboréacteur. La conception de la tuyère est très importante car elle détermine la température d'entrée de la turbine (et donc le travail effectué par la turbine) ainsi que le débit massique du moteur, la vitesse et la pression de sortie (les quatre déterminent la poussée). La tuyère la plus simple consiste simplement en un conduit. L'air sortant de la turbine se déplace souvent à une vitesse plus élevée que Mach 1, malheureusement cela crée des pertes de frottement élevées, de sorte que l'écoulement est immédiatement ralenti par diffusion. Le tourbillon du flux de sortie de la turbine est réduit par les aubes directrices du stator derrière la turbine, qui tournent le flux directement. Ce flux droit à haute pression est acheminé vers une section convergente, qui ramène la pression à la vitesse. [11]

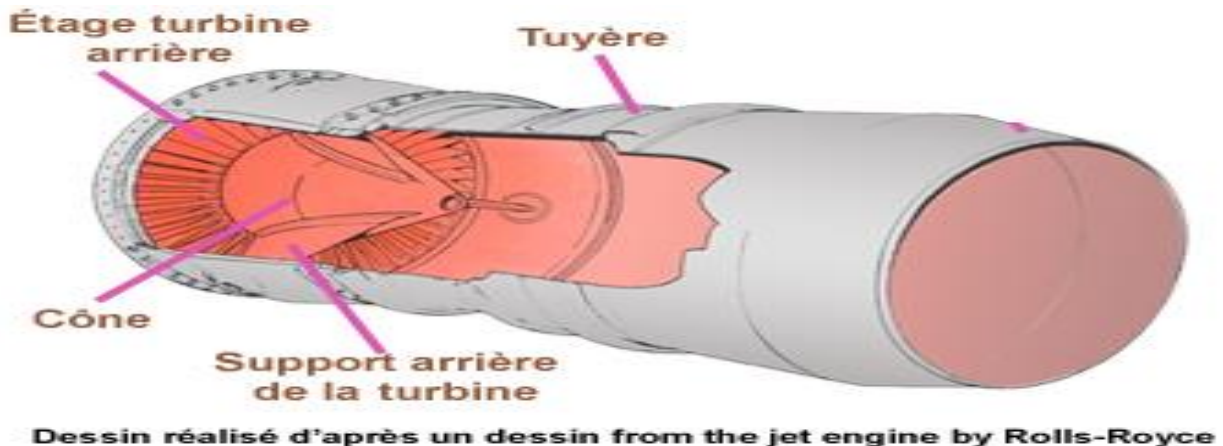


Figure II.16 : Schéma d'une tuyère

Selon le type de moteur, il peut avoir un ou plusieurs échappements. La plupart des turboréacteurs ont deux échappements, un flux secondaire (froid), où passe l'air de la soufflante et le flux primaire (chaud), c'est là que le gaz qui a traversé le cœur du moteur. Le flux d'air froid est la plupart du temps cinq à six fois plus élevé que le flux de gaz chaud.[11]

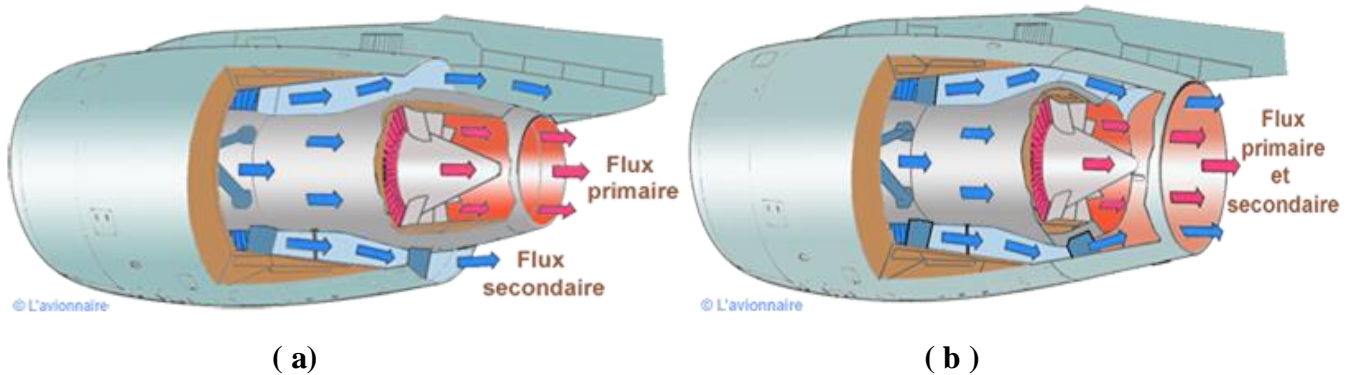


Figure II.17 : (a) Tuyère à double échappements, (b) Tuyère à un seul échappement

Le but principal d'une tuyère est de fournir un flux de gaz axial du moteur sans tourbillons. Il est également très important de protéger la structure de l'avion des gaz chauds de la sortie et d'obtenir une bonne poussée car la vitesse du gaz doit être très élevée.[11]

Il existe 3 types de tuyère :

- Des tuyères pour les turboréacteurs capables de vitesses supérieures à la vitesse du son (tuyère convergente-divergente);
- Tuyères pour turboréacteurs capables de vitesses inférieur ou égal à la vitesse du son (tuyère convergente).
- Tuyère avec une section de sortie réglable (convergente ou convergente-divergente)

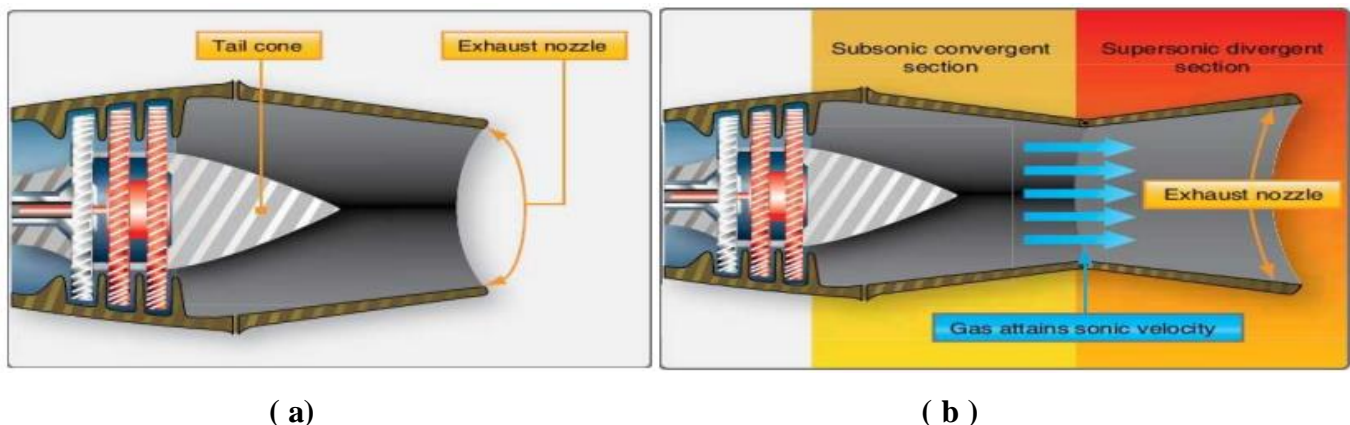


Figure II.18 : (a) Tuyère subsonique (Convergente), (b) Tuyère supersonique (Convergente-Divergente)

Les turboréacteurs avec sorties subsoniques sont les plus utilisés sur les avions de ligne comme le Boeing 737, le Boeing 747 et tous les airbus. Les moteurs avec une seule sortie ont parfois des post-combustion, ce type de moteur est capable de vitesse supérieure et inférieure à la vitesse du son.¹⁵ La sortie d'une postcombustion s'appelle une tuyère réglable, c'est un échappement réglable qui est utilisé sur certains avions de chasse haute performance. Il est nécessaire d'ajuster l'échappement à cause de la post-combustion, quand il fonctionne, le flux de gaz est très élevé, donc le diamètre d'échappement doit également être plus grand. [16]

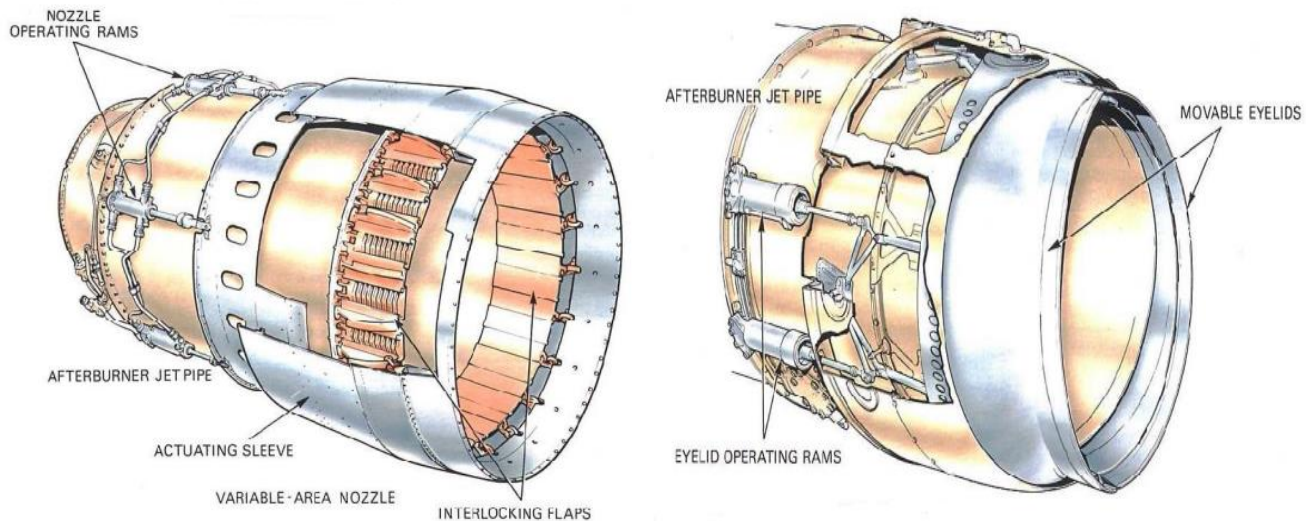


Figure II.19 : Tuyère avec une section de sortie réglable (variable)

II.2.7- Post-combustion (Réchauffe)

La pos-tcombustion (ou réchauffe) est un terme utilisé lorsque nous parlons d'avions militaires. Une post-combustion est un conduit située derrière la turbine en aval dans le tuyau de jet du moteur qui agit comme une chambre de combustion auxiliaire.[17]

L'augmentation de poussée est généralement requise pour les décollages, les brèves périodes d'accélération ou lors des manœuvres de combat.[18] La postcombustion fournit la meilleure méthode pour l'augmentation de la poussée et est préférée en particulier si elle est effectuée sans augmentation de la longueur du moteur ou perte appréciable de la consommation de carburant.[19] Une postcombustion n'est généralement pas intéressante pour les moteurs commerciaux où la consommation de carburant est un facteur dominant.[16] Dans un turboréacteur, la température maximale du gaz à l'entrée de la turbine est limitée par des considérations structurelles à des valeurs inférieures à la moitié de la température de la flamme

adiabatique au rapport stœchiométrique carburant-air (en raison de considérations matérielles sur les aubes de turbine), les gaz d'échappement sortant de la turbine sont toujours riches en oxygène pour alimenter les allumeurs tout en introduisant du carburant dans la postcombustion.[20] La post-combustion augmente la température et le volume de l'air du moteur et permet une plus grande vitesse à travers la tuyère d'échappement donc une augmentation de poussée.[21]

En février 1946, le CIAM, en association avec le bureau de conception (OKB) Yakovlev, en Union soviétique, parvint pour la première fois à effectuer un essai d'activation de la post-combustion sur un banc de tests, par la méthode de l'injection de carburant supplémentaire après la turbine. Le premier avion soviétique à employer un réacteur équipé de postcombustion fut le Yakovlev Yak-19, créé en 1946 mais n'effectuant son premier vol que le 8 janvier 1947, en raison de retards engendrés par la mise au point compliquée de son réacteur. Aujourd'hui, la post-combustion offre toujours une réserve de puissance pour réaliser des pointes de vitesse supersonique ou pour obtenir une forte accélération permettant un décollage plus court.[22]

II.2.7.1- Principe de fonctionnement

La post-combustion reçoit de l'air vicié de la sortie de la turbine basse pression à une plage de températures de 780 K à 1065 K, et une plage de pressions de 55 KPa à 380 KPa du fonctionnement à haute altitude jusqu'au niveau de la mer. La vitesse de gaz qui sort de la turbine basse pression qui contient encore suffisamment d'oxygène pour créer une seconde combustion est de l'ordre de 0,5 à 0,6 Mach. Lorsque l'on désire allumer la post-combustion en admettant du carburant dans la cavité centrale, il est extrêmement difficile ou impossible d'obtenir une flamme stable en raison de la vitesse d'entrée élevée. Par conséquent, un diffuseur est utilisé pour réduire la vitesse au niveau de 0,3 Mach. Le carburant est admis par le collecteur qui est situé en amont du stabilisateur de flamme central en forme de V. Le catalyseur qui se trouve dans le stabilisateur de flamme aide à enflammer le mélange d'air chaud de la turbine basse pression et le carburant qui est pulvérisé sous forme vaporisée à travers le collecteur à une pression de 700 kPa.

Les allumeurs déclenchent la combustion du carburant, la combustion étant soutenue par l'air n'ayant pas réagi dans les produits de combustion de la chambre de combustion principale. La flamme résultante est stabilisée et maintenue en place par l'une des gouttières porte-flammes, connue sous le nom de gouttière pilote. Une fois cette étape initiale ou pilote de post-combustion

établie, du carburant supplémentaire est fourni, généralement de manière séquentielle, à chacun des anneaux de pulvérisation restants ou auxiliaires jusqu'à ce que tous les anneaux de pulvérisation injectent du carburant dans la postcombustion. La flamme de l'étape initiale allume le carburant supplémentaire et la flamme se propage de la gouttière porte-flammes à une série de gouttières auxiliaires pour obtenir un fonctionnement complet de postcombustion. Pendant ce temps, la tuyère à zone variable s'ouvre plus large pour fournir une zone d'écoulement supplémentaire pour l'évacuation des gaz chauds.[23]

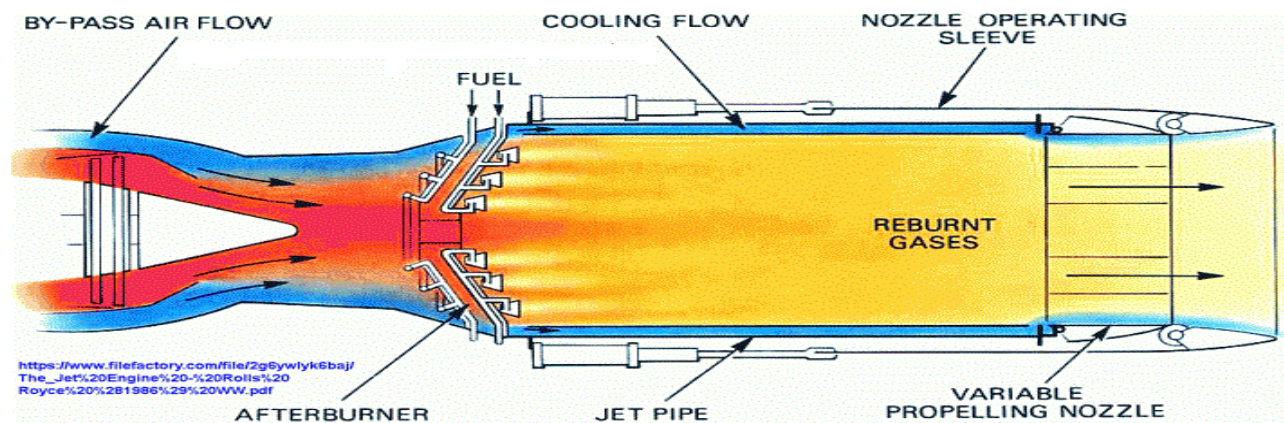


Figure II.20 : Principe de fonctionnement d'un post-combustion

La fourniture de carburant aux différents anneaux de pulvérisation, l'ouverture de la tuyère d'échappement à section variable et le fonctionnement des allumeurs sont supervisés et coordonnés par un système de commande automatique fonctionnant en réponse à la position d'un levier d'accélérateur réglé par le pilote de l'avion. Le temps nécessaire au processus d'éclairage décrit sur la figure II.21 (a) est de l'ordre de quelques secondes. Le processus d'allègement dans la post-combustion est schématisé dans la figure II.21 (b). [24]

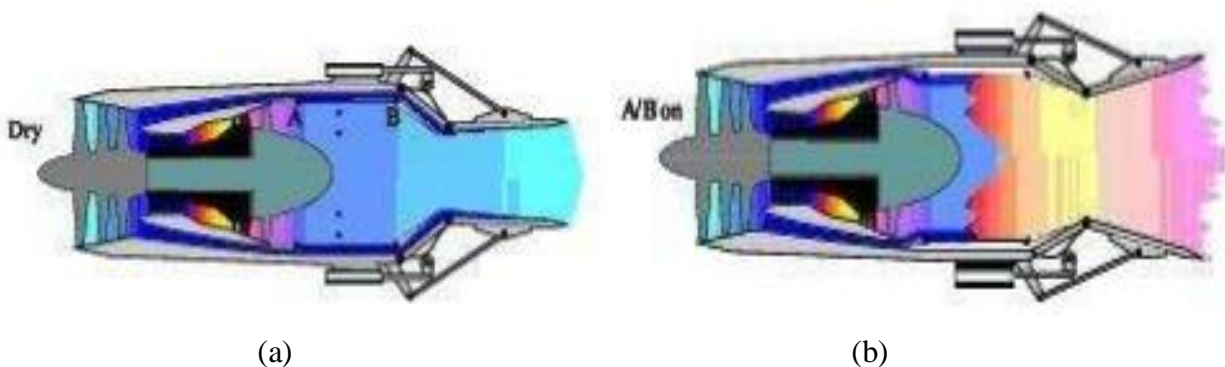


Figure II.21 : (a) Sans postcombustion, (b) Avec postcombustion

II.2.7.2- Principaux composants

Les composants principaux de la postcombustion sont: un diffuseur qui réduit la vitesse du flux, une doublure stridente pour atténuer les oscillations transversales, un stabilisateur de flamme qui fournit la zone de recirculation pour l'ancrage de la flamme, un injection de carburant pour produire une distribution spécifiée de vapeur de carburant dans le flux de gaz entrant dans la postcombustion, un allumeur pour l'allumage du mélange carburant / air dans la postcombustion et une tuyère à surface variable ouvre sa section de sortie pour avoir une tuyère convergente-divergente. La figure (II.22) montre la construction de la postcombustion.

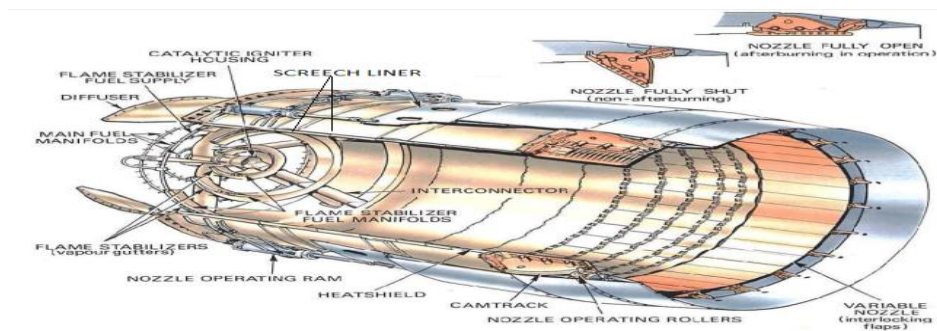


Figure II.22 : Vue en coupe des différents éléments de la post-combustion

➤ Diffuseur

Le débit entrant dans la postcombustion est d'abord ralenti à un nombre de mach qui fournit un équilibre entre la perte de pression totale et la section transversale de la postcombustion. Une courte longueur de diffuseur est souhaitée sans produire de séparation de flux pour réduire le poids et la longueur du moteur.[17]

➤ Doublures de postcombustion

La doublure de postcombustion est utilisée comme chemise de refroidissement et pour améliorer la stabilité de la combustion. Un film d'air plus frais est distribué sur toute la longueur de la chemise de refroidissement, ce qui réduit la température du métal. La doublure est également utilisée en tant que doublure stridente pour empêcher les fluctuations de pression extrêmes à haute fréquence et amplitude résultant de l'instabilité de la combustion. Cette fonction est accomplie en utilisant plusieurs trous le long de la longueur initiale de la doublure. Les fréquences sélectives peuvent être atténuées par la sélection du trou de taille appropriée.[11]

➤ Stabilisateur de flamme

Deux types de dispositifs de stabilisateur de flamme qui ont été utilisés dans les post-combustions sont les porte-flammes de gouttière en V et les brûleurs pilotes.

Les porte-flammes pour gouttières en V ont l'avantage du blocage à faible débit et de la faible perte de pression totale. Ils sont simples, légers et ont un bon historique de développement.[17]

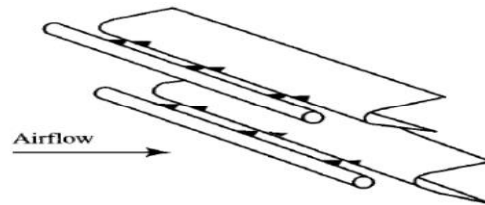


Figure II.23 : Les porte-flammes pour gouttières en V

Les brûleurs pilotes génèrent des gaz chauds pour l'utiliser comme source de stabilisation pour le système d'injection de carburant principal, une partie de ces gaz chauds est utilisée pour allumer le flux de carburant principal.[17]

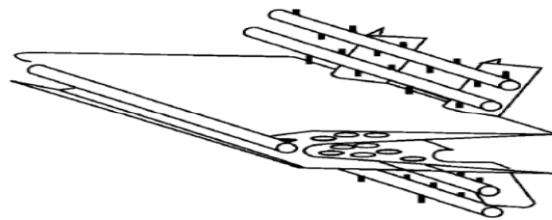


Figure II.24 : Les brûleurs pilotes

➤ Injection de carburant

Le but du système d'injection de carburant est de produire une distribution spécifiée de vapeur de carburant dans le flux de gaz entrant dans la postcombustion. Dans la plupart des moteurs, le carburant est introduit de manière échelonnée de sorte que le taux d'addition de chaleur peut être augmenté progressivement de zéro à la valeur souhaitée.[23]

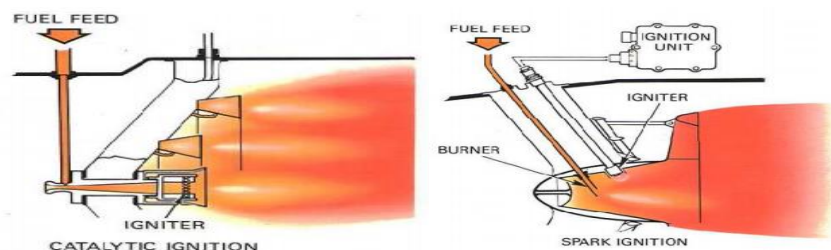


Figure II.25 : Système d'injection de carburant

➤ Allumage

L'allumage du mélange carburant / air dans la postcombustion est généralement réalisé en utilisant un allumeur à étincelles ou à arc ou un brûleur pilote.

L'allumeur à étincelles ou à arc utilise un arc électrique à haute énergie pour amorcer la combustion du tube de flux primaire. L'allumeur est généralement placé dans le sillage d'un stabilisateur de flamme protégé ayant sa propre alimentation en carburant. [17]

Le brûleur pilote se compose d'une zone pilote où une petite partie de l'air d'admission (généralement 10% ou moins) est brûlée en stœchiométrie dans une zone protégée fermée. Les gaz chauds générés par le brûleur pilote sont utilisés comme source d'allumage et de stabilisation pour le système d'injection de carburant principal. [17]

➤ Tuyère

Afin d'obtenir une vitesse de jet supersonique élevée, une tuyère à surface variable ouvre sa section de sortie qui est supervisé et coordonné par un système de commande automatique fonctionnant en réponse à la position d'un levier d'accélérateur réglé par le pilote de l'avion pour avoir une tuyère convergente-divergente.[11]

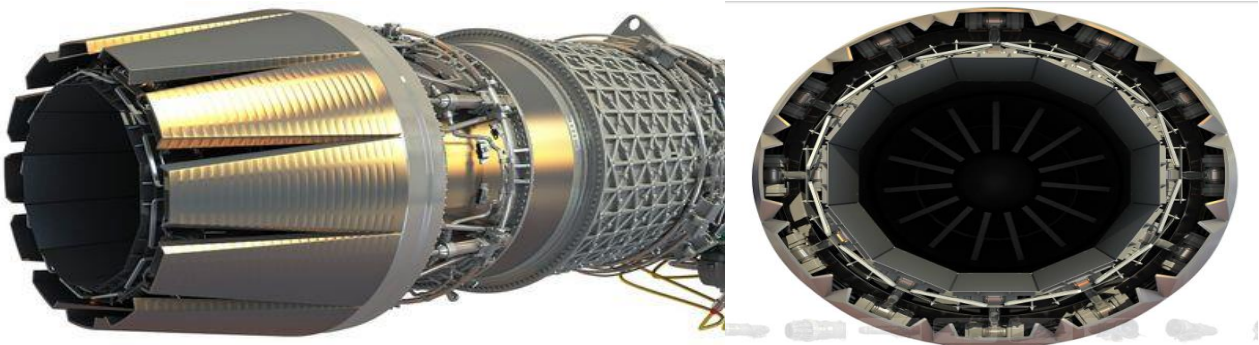


Figure II.26 : Tuyère avec une section de sortie réglable de l'Eurojet EJ200

II.2.7.5- Avantages et inconvénients de la postcombustion

➤ Avantages

- Grande élévation de température (non limitée par le matériau de la turbine);
- Faible perte sèche;

- Large modulation de température. (meilleur contrôle de la poussée);
- Haute efficacité de combustion;
- Longueur courte: léger;
- Aucune instabilité de combustion acoustique;
- Longue durée de vie, faible coût et réparation facile.

➤ Inconvénients

- Augmentation nette de la consommation spécifique (C_{sp} en $\text{kg}/(\text{daN}\cdot\text{h})$) du moteur ;
- Très bruyant.

II.2.8- Inverseur de poussée

Un inverseur de poussée est principalement utilisé au sol pour ralentir un avion lorsqu'il atterrit après un toucher des roues. La poussée qui est normalement soufflée par l'arrière est maintenant dirigée vers l'avant. Cette poussée qui est opposée au mouvement de l'avion va réagir dans une force de freinage pour l'avion. L'utilisation d'inverseurs de poussée réduit l'usure des ruptures. Il existe de nombreux types d'inverseurs de poussée, le type dépend du type de moteur. Sur les petits moteurs, les systèmes d'inversion de poussée sont simples, ce ne sont que des portes ou des soupapes derrière l'échappement qui bloquent toute la poussée et la réfléchissent vers l'avant. Sur les moteurs plus gros, cela peut être plus compliqué, l'inverseur de poussée est un gros objet et se compose de nombreuses pièces. Les panneaux déflecteurs et les portes de blocage créent l'inverse de la poussée. Ils sont reliés à un capot de translation qui se déplace vers l'arrière lorsque l'inverseur de poussée est activé. [11]

Ils peuvent être classés en trois catégories principales :

- Inverseurs à obstacles ;
- Inverseurs à portes pivotantes ;
- Inverseurs à grilles.

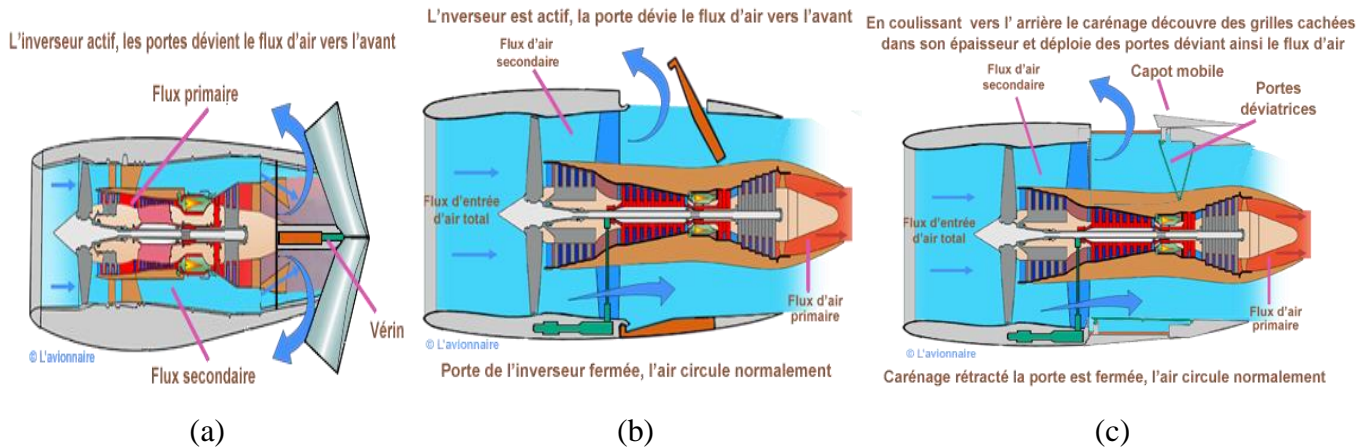


Figure II.27 : (a) Inverseurs à obstacles, (b) Inverseurs à portes pivotante, (c) Inverseurs à grilles

II.2.9- Les boîtiers d'accessoires

Chaque turboréacteur possède un ou plusieurs boîtiers d'accessoires ou AGB (Accessory gearbox). [25] Ce boîtier est entraîné par le moteur à l'aide d'un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires.[26] tels que :

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

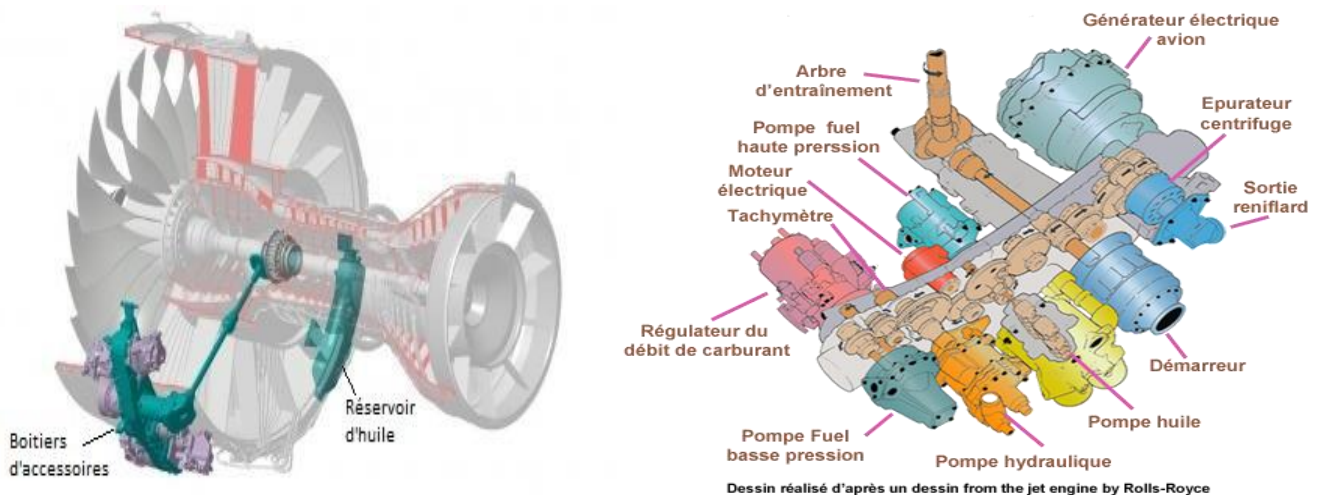


Figure II.28 : Boîtiers d'accessoires (Accessory Gearbox)

II.2.10- Les paliers

Les arbres de transmission sont supportés et guidés par des organes mécaniques appelés paliers (généralement à roulements à billes ou à rouleaux) qui sont logés dans des chambres-palier pressurisées. Celles-ci sont maintenues par des bras fixés au carter du moteur. Ces chambres de lubrification permettent de contenir l'huile qui est injectée par une pompe au niveau des paliers pour en assurer la lubrification et comprennent des joints d'étanchéité. Si chaque constructeur a conçu son propre modèle, le principe général reste le même.[12]

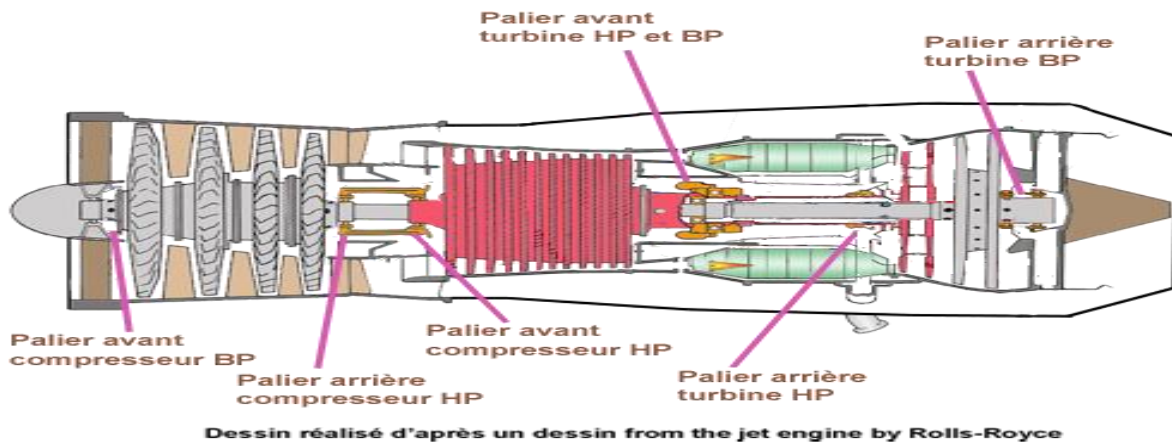


Figure II.29 : Les paliers d'un turboréacteur

II.3- Caractéristiques générales des Systèmes principaux de turboréacteur

Pour assurer un meilleur rendement d'un turboréacteur les ingénieurs ont placé de différents systèmes qui permettent l'augmentation de ses performances, à savoir :

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

II.3.1- Système de lubrification

La lubrification est très importante, en particulier pour les roulements, ils deviennent très chauds lorsqu'ils tournent et doivent être refroidis. L'huile empêche également l'oxydation des

composants du système de lubrification. Chaque roulement a une alimentation et une connexion de récupération pour la lubrification. En raison de la faible quantité de frottement, il est moins important de lubrifier les roulements que de les refroidir. [13]

Il existe 3 principaux systèmes de lubrification:

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

Le turboréacteur est graissé en circuit fermé, par un système d'alimentation sous pression en huile, qui comporte un réservoir d'huile, des pompes, des échangeurs de chaleur (refroidisseur et réchauffeur d'huile), des filtres, des vannes et divers dispositifs et instruments de commande et de protection de systèmes. L'huile de graissage irriguant les paliers principaux du turboréacteur (éviter le contact métal- métal en établissant un film d'huile). Il fournit également l'huile au système hydraulique, l'huile d'arrêt et l'huile de lancement. [11]

Le système de récupération d'huile a pour tâche de renvoyer l'huile des roulements vers le réservoir d'huile. Avant d'atteindre le réservoir d'huile, il passe d'abord par le système respiratoire où l'air et l'huile qui ont été mélangés dans les roulements sont à nouveau séparés. [13]

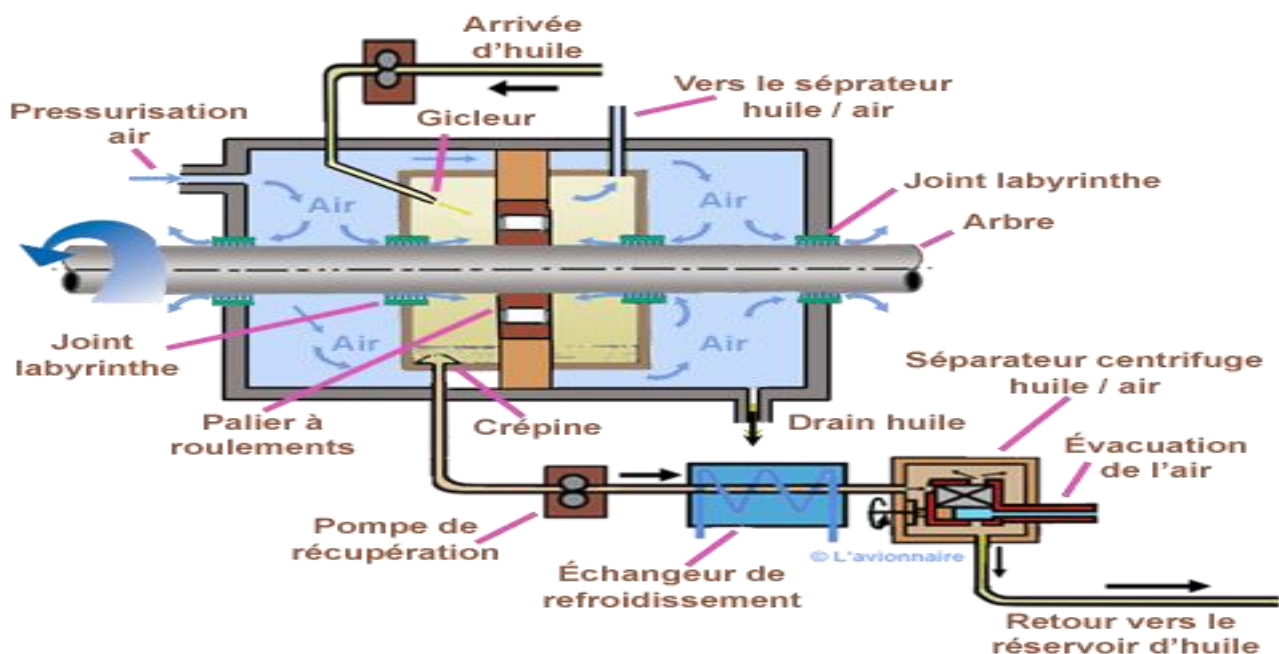


Figure II.30 : Système de lubrification des paliers

II.3.1.1- Réservoir d'huile

Le réservoir d'huile est un lieu de stockage de l'huile dans le système de lubrification. Ce réservoir est installé contre la structure extérieure du moteur et est très facile d'accès. Il peut être rechargé si nécessaire grâce à un petit bouchon de remplissage dans le capot moteur. Sur les petits turboréacteurs, le réservoir est remplacé pour une certaine place dans le boîtier d'accessoires. Il est très important que le réservoir d'huile soit rempli jusqu'au bon niveau, si le réservoir est trop rempli, un débordement est possible car l'huile se dilate à mesure que la température augmente. Par conséquent, le réservoir d'huile n'est jamais rempli jusqu'au sommet. Pour vérifier le niveau pendant le remplissage, une jauge est utilisée ou il y a une indication sur le réservoir lui-même. Certains réservoirs ont des connexions spéciales pour un chariot de service d'huile sous pression, cette connexion est située sur le réservoir d'une manière telle qu'il est impossible de trop remplir le réservoir. Trop d'huile retourne directement au chariot de service. Il est bon de savoir qu'il est important de mesurer le niveau d'huile au bon moment, la plupart du temps cela signifie peu de temps après l'arrêt du moteur. En effet, l'huile disparaît dans les roulements lorsque le moteur est à l'arrêt, c'est ce qu'on appelle la dissimulation d'huile. [11]

II.3.1.2- La pompe à huile

Pour pomper l'huile du réservoir vers les roulements, vous avez besoin d'une pompe à huile. Ces pompes sont entraînées par l'une des connexions du boîtier d'accessoires.

Il existe trois types de pompes à huile:

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

Les pompes à engrenages et Gerotor sont utilisées pour alimenter l'huile en roulements afin qu'elles soient situées dans la conduite d'alimentation du système de lubrification. Il existe également des pompes qui sont utilisées dans la ligne de récupération du système, ces pompes aspirent l'huile des roulements et la pompent vers le réservoir d'huile. Les pompes les plus utilisées dans cette partie sont les pompes Gerotor et Rotary vane. Une pompe à engrenages se compose de deux engrenages qui s'accrochent l'un à l'autre. La pompe est entraînée par le boîtier d'accessoires

et est capable de faire pression sur l'huile, cela est nécessaire pour injecter l'huile dans les roulements. Une pompe à palettes rotative n'est pas capable de hautes pressions, mais très utilisée dans la ligne de récupération du système. C'est très bien car il peut transporter de grandes quantités d'huile là où il n'est pas nécessaire que la pression soit très élevée. Dans de nombreux cas, la pompe de récupération et d'alimentation sont situées dans le même boîtier. [11]

Dans la plupart des systèmes de lubrification, ils fonctionnent avec le principe du «libre écoulement». Cela signifie qu'il n'y a pas de pression d'huile constante, cela dépend de la vitesse de rotation du moteur ou des rotations par minute. Plus le régime est élevé, plus le débit d'huile et la pression sont importants. [13]

II.3.1.3- Filtre à huile

Le but d'un filtre à huile est d'empêcher de petites particules métalliques, souvent à cause de l'usure, dans les roulements fragiles du système de lubrification. C'est pourquoi les filtres sont installés derrière chaque pompe d'alimentation. Le boîtier du filtre se compose d'une base de filtre et d'un couvercle sur le dessus du filtre. À l'intérieur du boîtier, il y a une unité de filtrage. L'unité de filtrage peut être en différents matériaux, parfois en papier, ces unités de filtrage sont remplacées après un certain temps ou lorsqu'elles sont bouchées. D'autres unités de filtrage peuvent exister en métal, ces unités peuvent être nettoyées en cas de besoin. [13]

II.3.2- Système de carburant et de régulation

Le système de carburant est très important pour les performances du moteur, il mesure la bonne quantité de carburant dans un certain point de vol nécessaire au moteur. Le carburant doit également être préchauffé, ce qui est nécessaire pour obtenir une bonne combustion dans les chambres de combustion. Pour fournir une quantité de carburant aux injecteurs, il existe une pompe qui donne une pression au carburant. Le système de carburant envoie également une quantité d'informations au poste de pilotage pour les pilotes et le personnel de maintenance. Ces informations peuvent être simplement des paramètres ou même des erreurs possibles. En résumé, le système de carburant doit fournir aux injecteurs du moteur suffisamment de carburant en fonction de la demande des pilotes, cela signifie la position de l'accélérateur et la situation de l'avion. Les systèmes de carburant contiennent de nombreuses pièces différentes comme une pompe à carburant, un échangeur de chaleur (carburant / huile), un filtre à carburant, une soupape

de dosage de carburant, une soupape d'arrêt de carburant, un transmetteur de débit de carburant et des injecteurs de carburant. L'une des parties les plus importantes du moteur est la partie qui régule le carburant qui va aux injecteurs. C'est ce qu'on appelle l'unité hydro-mécanique ou l'unité de contrôle du carburant. Il s'agit d'une unité hydro-mécanique entraînée par le moteur. Sur la base de quelques signaux d'entrée, il calcule la quantité de débit de carburant envoyée aux injecteurs. Dans les anciennes versions de moteurs, c'était une question mécanique, dans les moteurs modernes, cela est remplacé par ordinateurs, c'est plus précis. Le signal électrique calculé est envoyé au régulateur et ce signal est converti en une quantité de débit de carburant. Il y a beaucoup d'unités de contrôle du carburant différentes, comme déjà dit, ces unités peuvent être hydro-mécaniques ou électriques ou parfois même combiné. L'un des systèmes de régulation les plus utilisés et les plus modernes est " la commande électronique numérique à pleine autorité ". Il s'agit d'un ordinateur électrique qui détermine le débit de carburant, le signal électrique est envoyé à l'unité hydro-mécanique qui le convertit en une réaction mécanique comme la pression de carburant. [11]

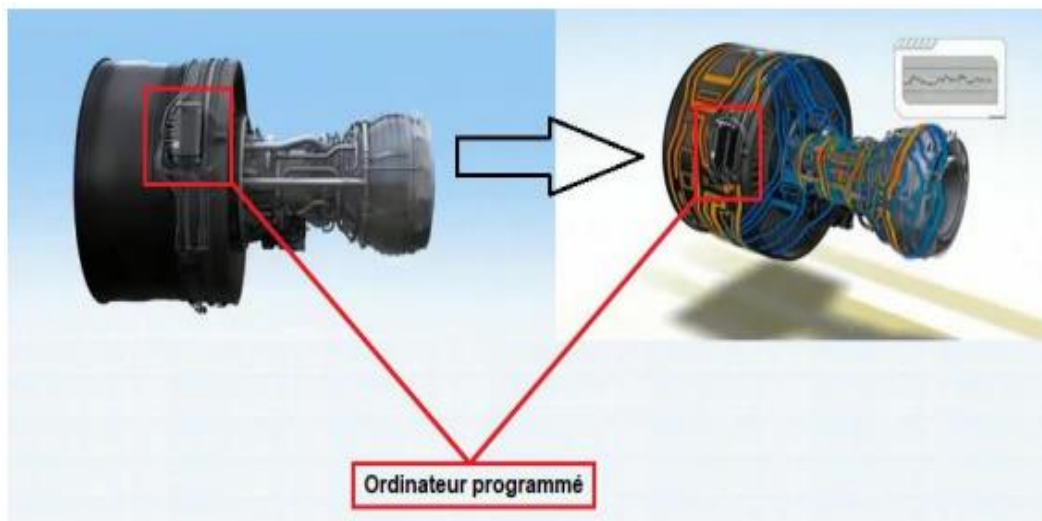


Figure II.31 : Système de régulation du turboréacteur GE 90

II.3.2.1- Les injecteurs

Les injecteurs sont conçus pour fournir un débit de carburant suffisamment pulvérisé pour obtenir un mélange optimal avec l'air. Un injecteur est composé de nombreux éléments pour l'arrivée de l'air et du carburant. Une partie de l'air sert à maintenir la flamme à une distance raisonnable de l'injecteur, une autre partie passe par des vrilles afin de créer un tourbillon pour optimiser le mélange air/carburant et le reste de l'air passe par des trous pour homogénéiser le

mélange air/carburant à l'entrée du foyer et créer une recirculation des gaz brûlés et une stabilisation de la flamme.[12]

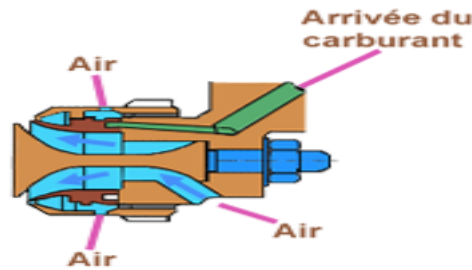


Figure II.32 : Injecteur aérodynamique

II.3.3- Système d'air interne

L'air pour les systèmes pneumatiques est principalement fourni par le moteur et lorsqu'un avion est au sol, il est possible de collecter l'air d'une unité de puissance au sol. Parfois, il y a une unité de puissance auxiliaire, c'est un petit moteur installé sur certains gros avions de ligne et est également capable de générer de l'énergie électrique. L'air sous pression généré par le moteur est utilisé dans de nombreuses applications sur un avion comme l'antigivrage, la climatisation ou même le système de démarrage du moteur et bien d'autres. Non seulement les systèmes de l'avion utilisent l'air mais aussi le moteur lui-même. La commande de dégagement actif de la turbine, l'inverseur de poussée, la ventilation dans et autour du moteur sont quelques-uns d'entre eux. Dans quelques étages du compresseur, il y a des spots situés. L'air qui passe par ces canaux est appelé air de prélèvement. Il a une pression d'environ 40 à 50 psi et une température d'environ 175 ° C. Sur la plupart des moteurs, il y a deux tirages de points, l'un au 8e étage et l'autre au 15e étage du compresseur haute pression. Les étages peuvent être différents, cela dépend du type de moteur. La plupart du temps, les deux spots ne sont pas utilisés en même temps ensemble, dans le 8ème étage, la pression est suffisamment élevée pour alimenter les utilisateurs ou les applications sur le système, quand il y a plus d'air nécessaire que d'habitude le tirage de spot dans le 15ème étage est activé. La pression à ce étage est plus élevée, dans ce cas, la pression dans le système reste constante.[11]

II.3.4- Système de démarrage

Le système de démarrage d'un turboréacteur se compose d'un moteur de démarrage. Ce moteur est relié au boîtier d'accessoires et entraînera la turbine et le compresseur du turboréacteur.

Lorsque la vitesse de rotation du moteur est supérieure à un certain point, le moteur de démarrage est désaccouplé et la bougie éteinte. Le moteur peut alors fonctionner de façon autonome pour atteindre son régime de ralenti. [11]

Il existe différents types de moteurs de démarrage:

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

Les deux premiers sont principalement utilisés sur les petits moteurs comme les arbres de turbocompresseurs et les hélices. Le pneumatique est utilisé sur les petits et les gros turboréacteurs. Il est entraîné par une petite turbine, le vent entraîne cette turbine et crée une vitesse élevée. La boîte de vitesses convertit la vitesse élevée en une vitesse plus petite avec un couple élevé. Cela suffit pour entraîner le compresseur du moteur et la turbine.[11]

II.3.5- Système d'allumage

Au moment où le moteur est entraîné par le moteur de démarrage, le système d'allumage est activé. La tâche du système d'allumage est d'allumer le mélange carburant-air au démarrage et en vol car il est parfois possible qu'une flamme s'éteigne. Cela peut se produire lorsque l'avion est soumis à de fortes turbulences ou sous de fortes pluies. L'allumage est produit par des bougies d'allumage qui scintillent très puissantes, lorsque le processus de combustion est commencé, il n'est plus nécessaire de continuer à scintiller car c'est un processus de combustion en cours. Pour augmenter la redondance du système est reproduit de sorte qu'il ya deux bougies d'allumage et les unités installées.[11]

II.3.5.1- Bougies d'allumage

Les bougies d'allumage de turboréacteurs sont disponibles en plusieurs tailles et formes selon leur fonction. Les électrodes des bougies utilisées avec les systèmes d'allumage à haute énergie doivent accepter un courant d'énergie beaucoup plus élevé que les électrodes des bougies d'allumage conventionnelles. Le courant de haute énergie provoque une érosion des électrodes du bougies plus rapide que dans les bougies d'allumage des moteurs alternatifs. Ce n'est pas un

problème en raison du temps relativement court pendant lequel un système d'allumage de turboréacteur fonctionne. C'est une des raisons pour ne pas faire fonctionner le système d'allumage de turboréacteur plus longtemps que nécessaire. Les espaces entre les bougies d'allumage sont importants par rapport à ceux des bougies d'allumage conventionnelles. Les écarts sont importants car la pression de service à laquelle le bougie est tiré est beaucoup plus faible que celle d'un moteur alternatif. La plupart des bougies d'allumage sont du type à espace annulaire. Des espaces restreints sont utilisés dans certains moteurs. Normalement, pour fournir une étincelle efficace, le bougie à espace annulaire fait légèrement saillie dans la doublure de la chambre de combustion. L'étincelle du bougie à espace restreint ne suit pas de près la face du bougie. Au lieu de cela, il a tendance à sauter un arc qui le porte au-delà de la face de la doublure de la chambre. Le bougie à espace restreint n'a pas besoin de faire saillie dans la doublure. Le résultat est que l'électrode fonctionne à une température plus froide que le bougie à espace annulaire. Le système d'allumage du turboréacteur est conçu pour les conditions d'altitude sévères communes aux opérations militaires. Il est rarement taxé à sa pleine capacité par l'utilisation des transports. L'extinction est beaucoup moins courante qu'elle ne l'était, et le rallumage en vol n'est normalement pas requis du système d'allumage.[11]

II.3.6- Suppression de bruit

Un turboréacteur produit beaucoup de bruit. Ceci est principalement dû à la sortie. D'autres pièces sur le moteur comme la soufflante et le compresseur font du bruit en tournant mais avec un facteur de bruit plus petit que la sortie. Dans une tuyère ordinaire sans suppression de bruit, le courant de jet sortant de la sortie a une température et une vitesse élevées. Malheureusement, cela va de pair avec une pression trop élevée du gaz. Le jet concentré se heurte à l'air froid environnant dans l'atmosphère, ce qui produit beaucoup de bruit. Plus la vitesse du jet est élevée, plus le bruit sera fort. Ce jet détroit n'est plus utilisé en raison de sa mauvaise efficacité. Il existe de nombreux concepts pour la suppression du bruit sur les turboréacteurs, l'une des méthodes les plus utilisées consiste à mélanger l'air froid (flux secondaire) de l'extérieur avec l'air chaud (flux primaire) du moteur avant qu'il ne quitte la sortie ou la tuyère en changeant le modèle du jet d'échappement. [11]

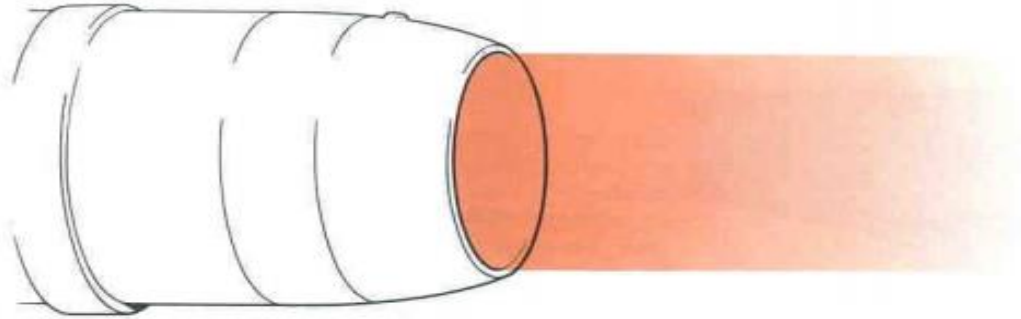


Figure II.33 : Tuyère ordinaire (faible taux de mélange) niveau de bruit élevé

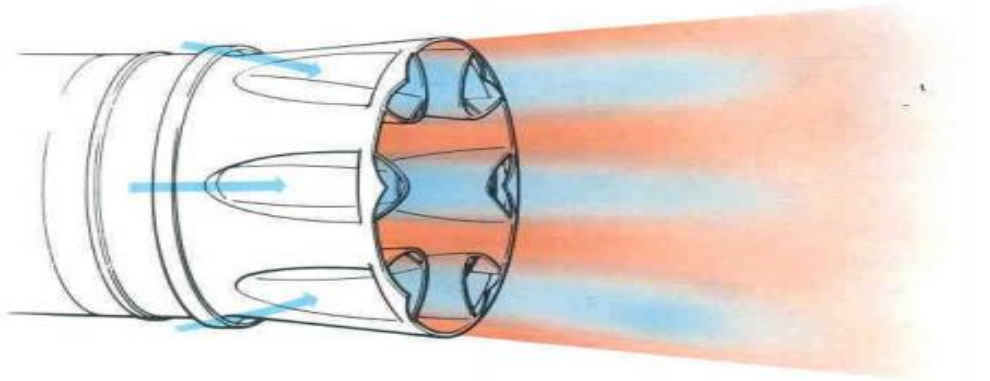


Figure II.34 : Tuyère supresseur (taux de mélange élevé) niveau de bruit réduit

Sur certains réacteurs à double flux, pour favoriser ce mélange air froid / air chaud, un mélangeur mixer est rajouté au début de la tuyère, ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale. [11]

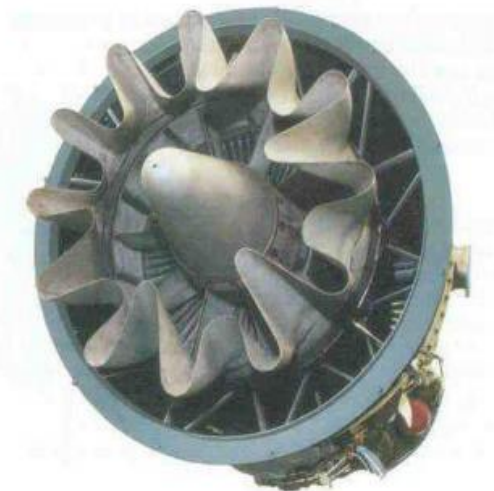
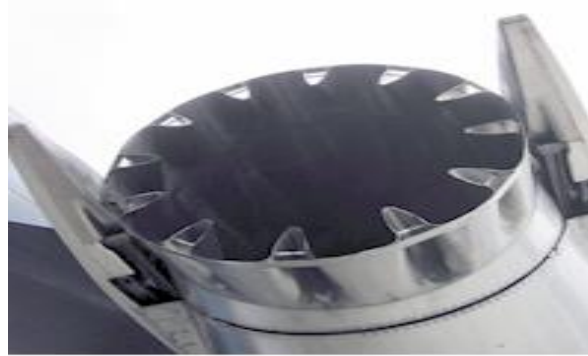


Figure II.35 : Mélangeur interne ondulé (Mixer)

Ce mélangeur mixer peut être également placé en fin tuyère, comme sur le MD83 (Figure II.36).[12]



Source : <http://www.pilote-virtuel.com/>
Auteur photo Jujug

Figure II.36 : Mélangeur externe (Mixer)

II.4- Conclusion

L'ensemble des organes principaux de turboréacteur fournissent la tâche de créer une poussée et de faire voler l'avion. Lorsque l'un de ces organes ne fonctionne pas, il est possible que le moteur ne fonctionne pas correctement car chaque organe du moteur a sa propre tâche particulière sur le moteur. Non seulement les organes sont importants, mais aussi les systèmes. Ces systèmes comme la lubrification, par exemple, refroidissent les pièces tournantes en bas comme les roulements et réduisent l'usure au minimum. Sans ce système, les performances du moteur diminueraient considérablement.

La post-combustion fournit la puissance nécessaire au turboréacteur pour augmenter la poussée sans augmentation de la surface frontale et du poids, le rapport (poussée / poids) est très élevé, parfois dans des avions très modernes jusqu'à 9/1. C'est beaucoup mieux que d'utiliser une grande zone frontale et la consommation globale de carburant qui en résulte plus élevée lors du choix d'un moteur plus grand pour fournir la même quantité de poussée. Une augmentation de 50 % de la poussée entraîne une augmentation de la consommation de carburant de trois fois, c'est pourquoi les postcombustions ne sont utilisées que pour une durée limitée pendant la montée, le décollage et les accélérations maximales.

Pour s'avoir en plus sur l'aspect thermodynamique de chaque composant de turboréacteur nous aborder cet aspect des choses pour un Turboréacteur avec et sans post-combustion dans le chapitre suivant.

Chapitre III

Analyse des performances thermodynamiques d'un Turboréacteur avec et sans post-combustion



Figure III.1 : Décolage avec post-combustion de l'Eurofighter Typhoon [28].

Remarque :

Dans ce chapitre les équations de chaque élément sont tirées de référence [4]. Les équations des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion sont tirées de référence [27].

Résumé:

Ce chapitre est consacré à la présentation des paramètres du fonctionnement d'un turboréacteur équipé d'un postcombustion dans deux cas différents (sans et avec postcombustion). Ensuite, il traite exclusivement, l'aspect thermodynamique et énergétique de chaque organe.

III.1- Performances des turboréacteurs

Le théorème de quantité de mouvement appliqué à un volume de contrôle (voir fig.III-2) pour le cas d'un turboréacteur simple flux équipé d'un postcombustion, nous permet de déduire l'expression de la force de poussée qu'on notera F , qui est nécessaire pour déterminer les autres paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur, comme suit :

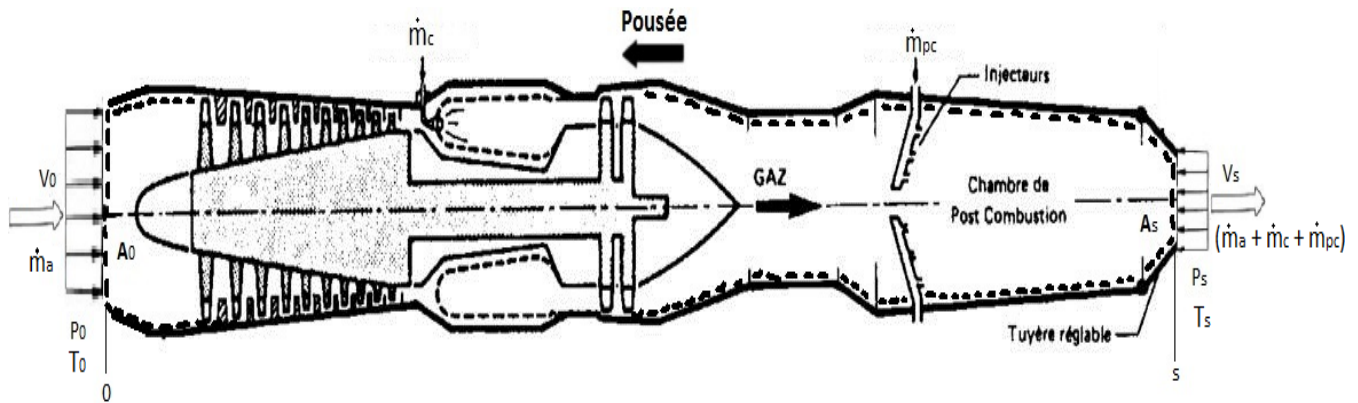


Figure III.2 : Application du théorème de quantité de mouvement sur le volume de contrôle (système) en pointillés

Avec :

- - - : Volume de contrôle;

L'indice « i » : exprime les indicateurs totales ;

P_0 : La pression atmosphérique de l'air en Pa;

P_s : La pression des gaz en sortie de tuyère en Pa;

T_0 : La température statique de l'atmosphère en K;

T_s : La température statique des gaz à la sortie de la tuyère en K;

V_0 : vitesse d'entrée d'air (ou la vitesse de l'avion) en m/s;

V_s : vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère en m/s;

A_0 : La surface d'entrée de diffuseur en m^2 ;

A_s : La surface de sortie de la tuyère en m^2 ;

\dot{m}_a : Débit massique de l'air traversant le turboréacteur en kg/s;

\dot{m}_c : Débit massique du carburant de la chambre combustion en kg/s;

\dot{m}_{pc} : Débit massique du carburant de la postcombustion en kg/s.

Si la tuyère est adaptée (i.e.) $P_0 = P_s$, donc $(P_s - P_0) = 0$.

III.1.1- Force de poussée

La propulsion d'un avion à réaction est réalisée selon le principe de la réaction: un jet de gaz qui s'échappe à grande vitesse d'une tuyère qui génère une force dans la direction opposée que l'on appelle la **Poussée** (Thrust en anglais). Cette force de poussée du réacteur dépend du débit massique qui traverse le moteur ainsi que de la vitesse d'éjection des gaz en sortie de la tuyère.

➤ Force de poussée pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion

L'expression générale de la poussée pour un turboréacteur simple flux avec postcombustion est :

$$F = \dot{m}_a(V_s - V_0) + (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})V_s + A_s(P_s - P_0) \quad (\text{en N}) \dots\dots\dots (\text{III. 1})$$

➤ Force de poussée pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion

Dans le cas où nous n'allumons pas la postcombustion ($\dot{m}_{pc} = 0$), donc l'expression de la poussée pour un turboréacteur simple flux sans postcombustion devient :

$$F = \dot{m}_a(V_s - V_0) + (\dot{m}_c)V_s + A_s(P_s - P_0) \quad (\text{en N}) \dots\dots\dots (\text{III. 2})$$

III.1.2- Poussée spécifique

C'est la poussée par unité de débit massique du gaz éjecté par le réacteur qu'on notera F_{sp} .

➤ Poussée spécifique pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}} \quad (\text{en N. s/kg}) \dots\dots\dots (\text{III. 3})$$

- **Poussée spécifique pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} \quad (\text{en N. s/kg}) \dots\dots\dots (\text{III. 4})$$

III.1.3- Consommations horaire

Caractérise la consommation du carburant par heure. C'est un débit massique de consommation horaire qu'on notera **CH**.

- **Consommations horaire pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion**

$$CH = 3600 (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \quad (\text{en kg/h}) \dots\dots\dots (\text{III. 5})$$

- **Consommations horaire pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$CH = 3600 \cdot \dot{m}_c \quad (\text{en kg/h}) \dots\dots\dots (\text{III. 6})$$

III.1.4- Consommations spécifique

C'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée du moteur qu'on notera **Csp**.

- **Consommations spécifique pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion**

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})}{F} \quad (\text{en kg/h. N}) \dots\dots\dots (\text{III. 7})$$

- **Consommations spécifique pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 \cdot \dot{m}_c}{F} \quad (\text{en kg/h. N}) \dots\dots\dots (\text{III. 8})$$

III.1.5- Puissances des turboréacteurs

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

III.1.5.1- Puissance calorifique

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée parfaite débitée dans la chambre de combustion qu'on notera P_{cal} .

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion**

$$P_{cal} = PCI(\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (III. 9)$$

Avec :

PCI : Le pouvoir calorifique inférieur de carburant en J/kg.

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$P_{cal} = PCI \cdot \dot{m}_c \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (III. 10)$$

III.1.5.1- Puissance thermodynamique ou thermique théorique

On suppose la machine fonctionne suivant le cycle théorique (idéal). La puissance thermodynamique serait la fraction de la puissance calorifique transformée en énergie mécanique. Cette puissance est équivalente à la puissance calorifique diminuée de la puissance de chaleur théorique perdue vers la source froide de température T_0 (environnement) qu'on notera $P_{th,t}$.

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion**

$$P_{th,t} = P_{cal} - (\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) C_p (T_s - T_0) \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (III. 11)$$

Avec :

C_p : La capacité calorifique massique en J/kg.K

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$P_{th,t} = P_{cal} - (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_p (T_s - T_0) \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 12})$$

III.1.5.1- Puissance thermique réelle

En réalité, la machine ne fonctionne pas suivant le cycle théorique. Nous avons des pertes à l'intérieur de la machine et la puissance thermique réelle est la fraction de la puissance calorifique réellement transformée en énergie mécanique. Elle est représentée en pratique par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans le réacteur qu'on notera $P_{th,r}$.

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion**

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_s^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) V_s^2 \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 13})$$

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_s^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} (\dot{m}_c) V_s^2 \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 14})$$

III.1.5.1- Puissance de Propulsion

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

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux avec postcombustion**

$$P_p = F \cdot V_0 \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 15})$$

On retrouve le même résultat avec la relation équivalente :

$$P_p = P_{th,r} - \text{Pertes par tourbillon} \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 16})$$

Avec :

$$\text{Pertes par tourbillon} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_s - V_0)^2 \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 17})$$

➤ **Pour un turboréacteur à simple flux sans postcombustion**

$$P_p = F \cdot V_0 \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 18})$$

On retrouve le même résultat avec la relation équivalente :

$$P_p = P_{th,r} - \text{Pertes par tourbillon} \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 19})$$

Avec :

$$\text{Pertes par tourbillon} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_s - V_0)^2 \quad (\text{en W}) \dots\dots\dots (\text{III. 20})$$

III.1.6- Rendements des turboréacteurs

III.1.6.1- Rendement Thermodynamique

$$\eta_{th} = \frac{P_{th,t}}{P_{cal}} \quad \dots\dots\dots (\text{III. 21})$$

III.1.6.2- Rendement Interne

$$\eta_i = \frac{P_{th,r}}{P_{th,t}} \quad \dots\dots\dots (\text{III. 22})$$

III.1.6.3- Rendement Thermique

$$\eta_{th,r} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} \quad \dots\dots\dots (\text{III. 23})$$

III.1.6.4- Rendement de Propulsion

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} \quad \dots\dots\dots (\text{III. 24})$$

III.1.6.5- Rendement Global

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} = \frac{F \cdot V_0}{\dot{m}_c \cdot PCI} = \frac{V_0}{\frac{\dot{m}_c}{F} \cdot PCI} \dots\dots\dots (III. 25)$$

En utilisant la relation (III.8) suivante $Csp = \frac{CH}{F} = \frac{3600 \cdot \dot{m}_c}{F}$, le rendement global devient :

$$\eta_g = 3600 \frac{V_0}{Csp \cdot PCI} \dots\dots\dots (III. 26)$$

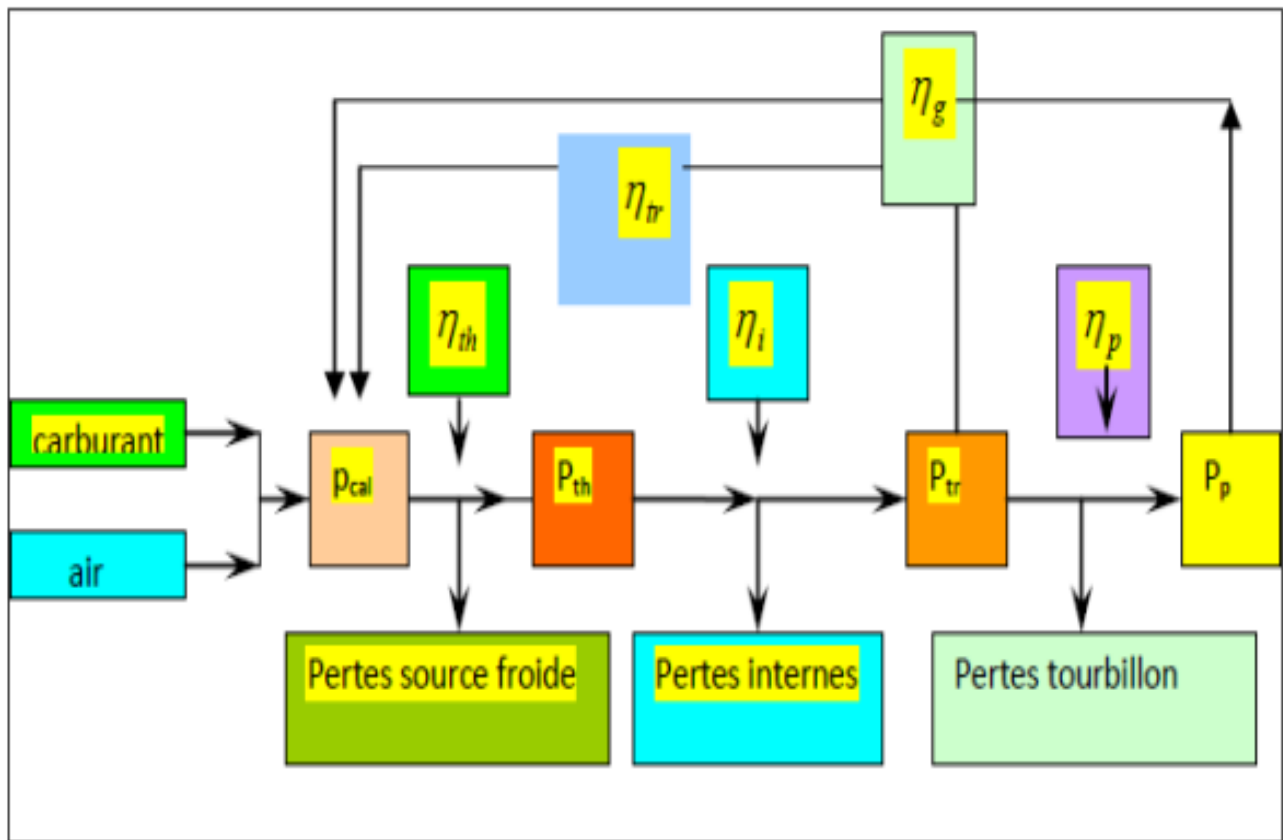


Figure III.3 : Organigramme de différents puissances et rendements

À partir de l'organigramme on voit que :

$$\eta_g = \eta_{tr} \cdot \eta_p \text{ et } \eta_{tr} = \eta_{th} \cdot \eta_i$$

III.2- Thermodynamique d'un turboréacteur avec et sans d'une post-combustion

III.2.1- Schéma et cycle (T-S) d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion

➤ Pour un turboréacteur à simple flux sans post-combustion

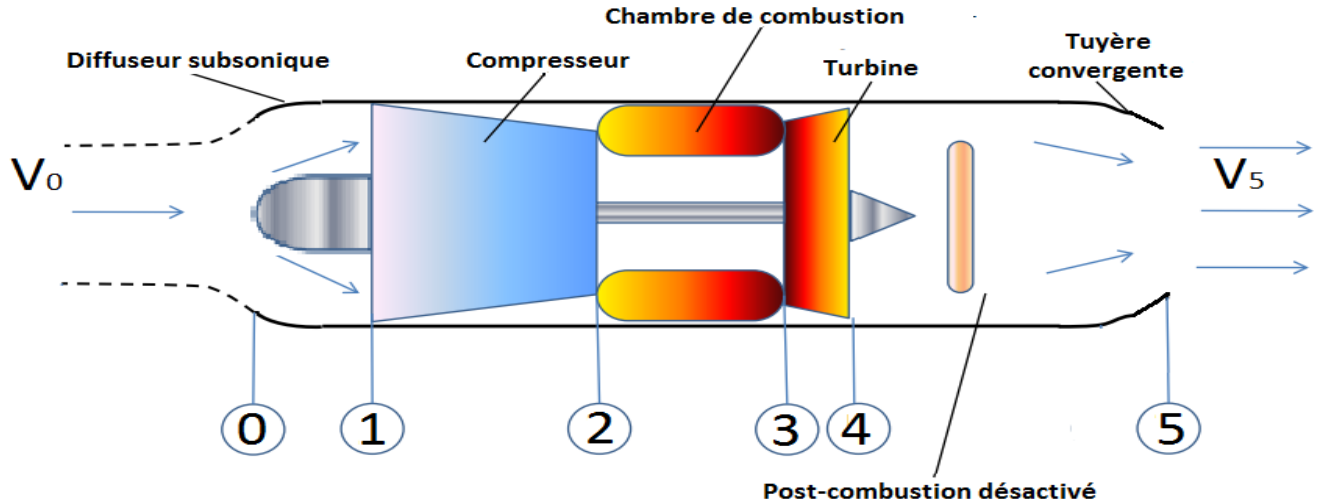


Figure III.4 : Schéma d'un turboréacteur simple flux sec (sans post-combustion)

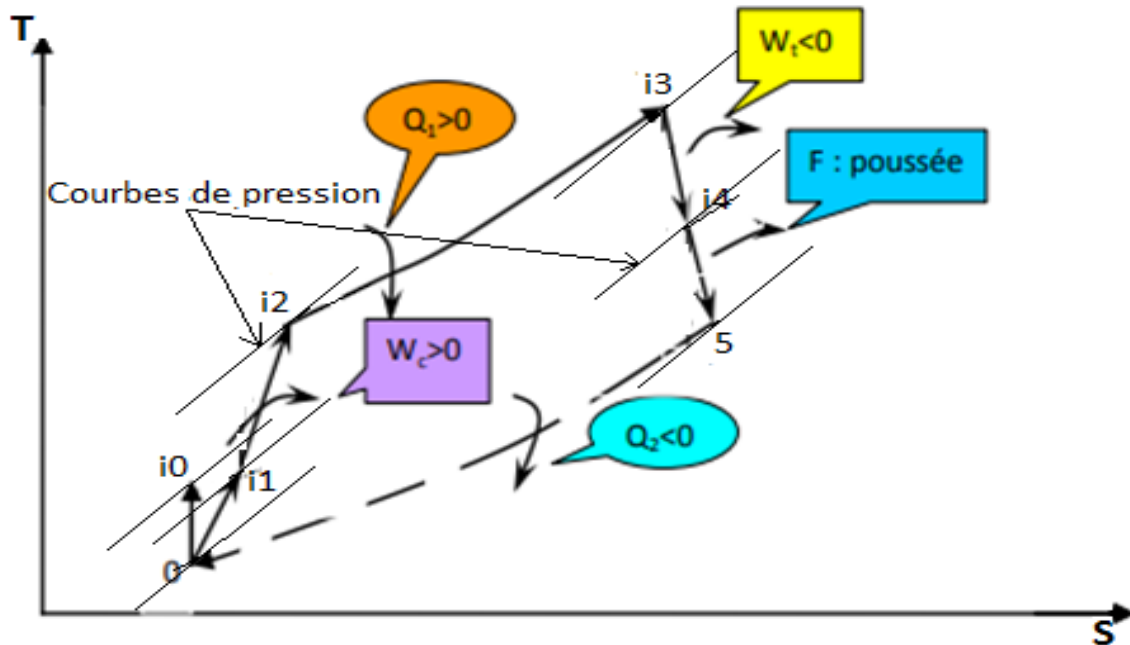


Figure III.5 : Cycle d'un turboréacteur simple flux sec (sans post-combustion)

➤ Pour un turboréacteur à simple flux avec post-combustion

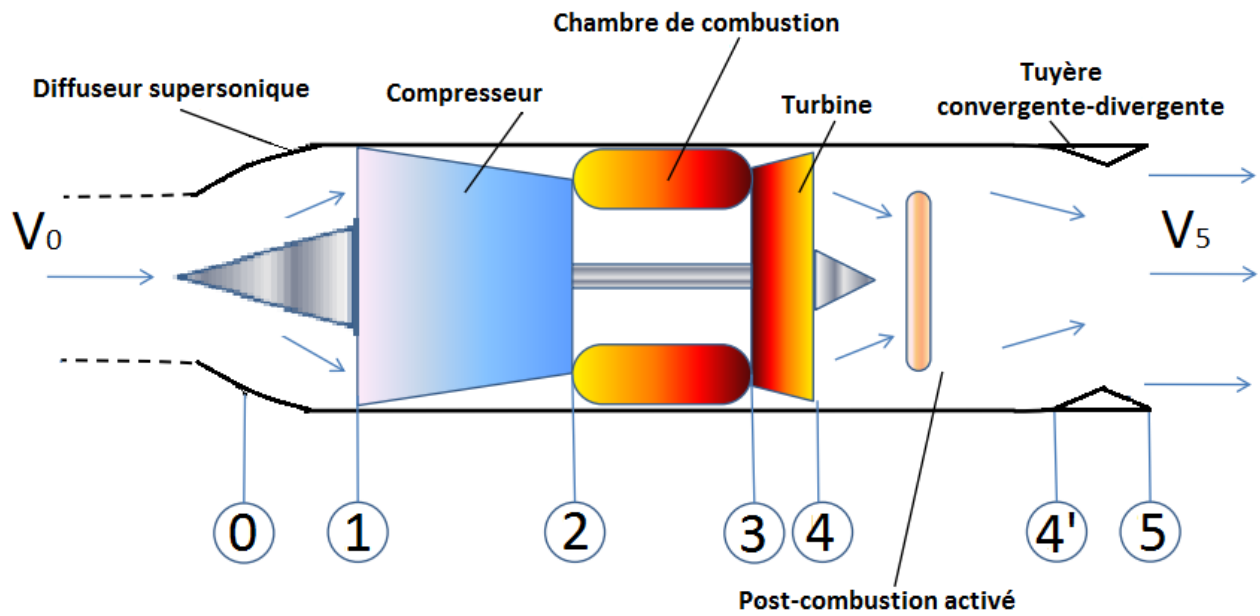


Figure III.6 : Schéma d'un turboréacteur simple flux avec post-combustion

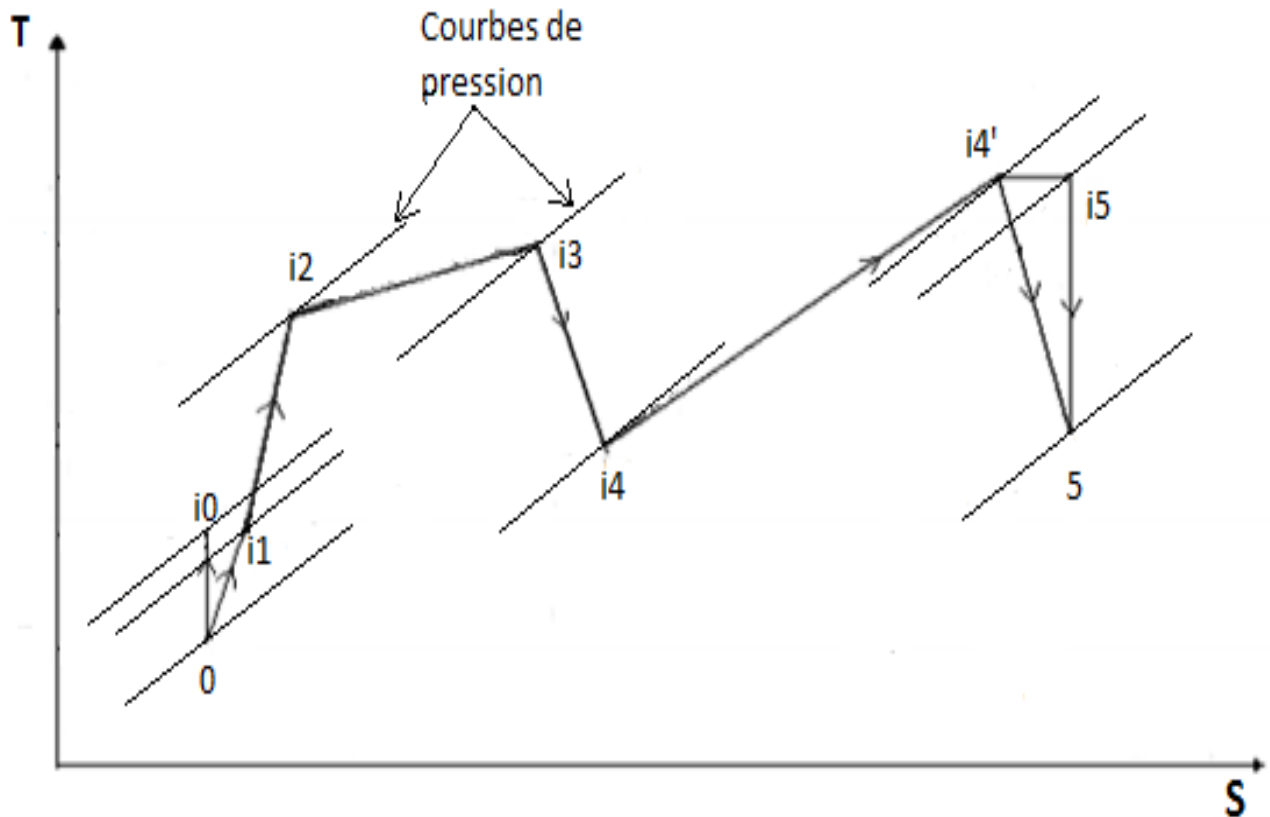


Figure III.7 : Cycle d'un turboréacteur simple flux avec post-combustion

Différentes phases qui représentent le cycle d'un turboréacteur simple flux équipé d'un post-combustion :

- $0 \rightarrow i1$ (Diffuseur) : Augmentation de pression de P_0 à P_{i1} dans le diffuseur avec pertes.
- $i1 \rightarrow i2$ (Compresseur) : Compression réelle de l'air dans le compresseur.
- $i2 \rightarrow i3$ (Chambre de combustion) : Combustion avec chute de pression de P_{i2} à P_{i3} dans la chambre de combustion.
- $i3 \rightarrow i4$ (Turbine) : Détente réelle du gaz dans la turbine, conversion de l'énergie calorifique en énergie mécanique pour entraîner le compresseur.
- $i4 \rightarrow 5$ (Tuyère convergente) : 2eme phase de détente réelle dans la tuyère, conversion de l'énergie de pression en énergie cinétique ou poussée (**le cas sans post-combustion**).
- $i4 \rightarrow i4'$ (Post-combustion) : Combustion dans la post-combustion (**le cas avec post-combustion**).
- $i4' \rightarrow 5$ (Tuyère convergente-divergente) : Détente réelle dans la tuyère, conversion de l'énergie de pression en énergie cinétique ou poussée (**le cas avec post-combustion**).

III.2.2- Analyse thermodynamique de chaque organe

III.2.2.1- Diffuseur (Entrée d'air $0 \rightarrow 1$)

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

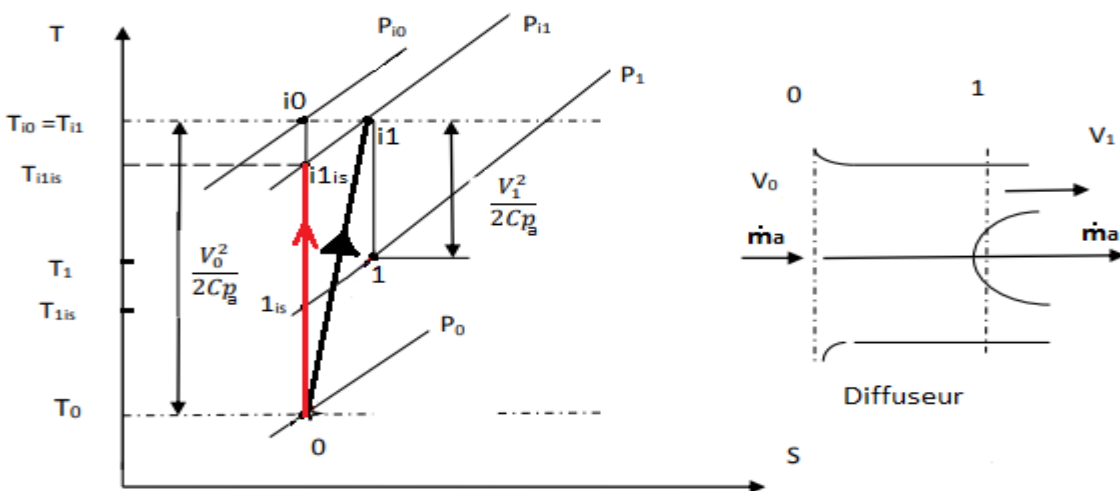


Figure III.8 : Schéma et diagramme (T-S) de l'entrée d'air

Le rendement isentropique du diffuseur est défini comme suit:

Pour un gaz parfait, on a : $h = Cp \cdot T$

$$\eta_{is,d} = \frac{h_{i1is} - h_0}{h_{i1} - h_0} = \frac{Cp_a (T_{i1is} - T_0)}{Cp_a (T_{i1} - T_0)} = \frac{T_{i1is} - T_0}{T_{i1} - T_0} = \frac{\frac{T_{i1is}}{T_0} - 1}{\frac{T_{i1}}{T_0} - 1} \dots \dots \dots (III. 27)$$

D'où :

$$\eta_{is,d} = \frac{\frac{T_{i0}}{T_0} \frac{T_{i1is}}{T_{i0}} - 1}{\frac{T_{i1}}{T_0} - 1} = \frac{\frac{T_{i0}}{T_0} \left(\frac{P_{i1}}{P_{i0}} \right)^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\frac{T_{i1}}{T_0} - 1} \dots \dots \dots (III. 28)$$

Avec:

h_i : L'enthalpie total en J/kg.

h : L'enthalpie statique en J/kg.

T_i : La température total en K.

T : La température statique en K.

Cp_a : La capacité calorifique massique de l'air en J / kg.K.

L'équation (III.28) peut être liée avec τ_{rd} et π_d pour donner :

$$\eta_{is,d} = \frac{\tau_{rd} \cdot \pi_d^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\tau_{rd} - 1} \dots \dots \dots (III. 29)$$

Avec:

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

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

$\gamma_a = \frac{C_{Pa}}{C_{Va}}$: Le rapport des chaleurs massiques de l'air à pression et volume constant.

III.2.2.2- Compresseur (1→ 2)

Le compresseur permet d'augmenter la pression de l'air sortant de diffuseur en prévenance de la turbine. C'est un processus de compression adiabatique irréversible. Le rendement isentropique du compresseur est défini comme suit:

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

La figure (III.9) montre à la fois les processus de compression idéal et réel sur un diagramme (T-S).

Le travail réel par unité de masse est :

$$W_c = h_{i2} - h_{i1} = Cp_a (T_{i2} - T_{i1})$$

Le travail idéal (isentropique) par unité de masse est :

$$W_{is,c} = h_{i2is} - h_{i1} = Cp_a (T_{i2is} - T_{i1}).$$

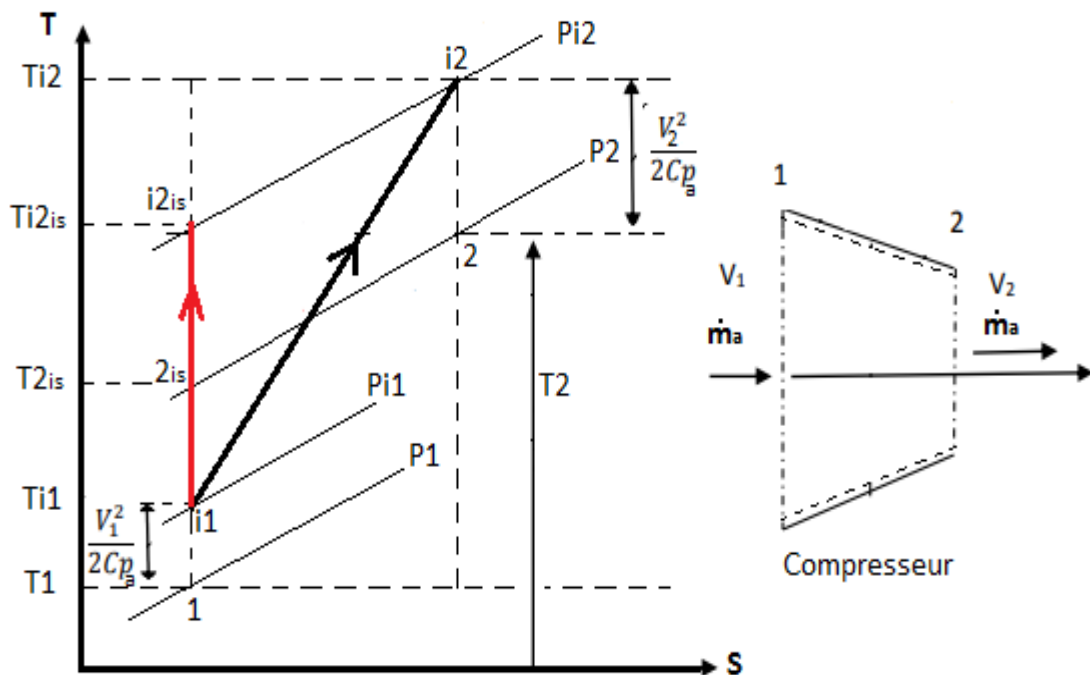


Figure III.9 : Schéma et diagramme (T-S) du compresseur

Ecriture du rendement isentropique du compresseur $\eta_{is,c}$ en termes de propriétés thermodynamiques :

$$\eta_{is,c} = \frac{W_{is,c}}{W_c} = \frac{h_{i2is} - h_{i1}}{h_{i2} - h_{i1}} = \frac{Cp_a (T_{i2is} - T_{i1})}{Cp_a (T_{i2} - T_{i1})} = \frac{T_{i2is} - T_{i1}}{T_{i2} - T_{i1}} \dots \dots \dots (III. 30)$$

L'équation (III.30) peut être liée avec τ_c et π_c pour donner :

$$\eta_{is,c} = \frac{\tau_{c,is} - 1}{\tau_c - 1} \dots\dots\dots (III. 31)$$

Avec :

$$\tau_{c,is} = \pi_{c,is}^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} = \pi_c^{(\gamma_a-1)/\gamma_a}$$

$$\pi_c = \frac{P_{i2}}{P_{i1}} : \text{Le rapport de pression total au niveau de compresseur.}$$

$$\tau_c = \frac{T_{i2}}{T_{i1}} : \text{Le rapport de température total au niveau de compresseur.}$$

$$\text{Donc : } \eta_{is,c} = \frac{\pi_c^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\tau_c - 1} \dots\dots\dots (III. 32)$$

➤ Le rendement isentropique de compresseur à plusieurs étages

Pour un compresseur à plusieurs étages, chaque étage (ensemble rotor et stator) aura un rendement isentropique. Soit " $\eta_{s,j}$ " le rendement isentropique de l'étage " j ".

Par analogie avec la relation du rendement isentropique (III.32) ;

$$\eta_{s,j} = \frac{\pi_{s,j}^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\tau_{s,j} - 1} \dots\dots\dots (III. 33)$$

Avec :

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

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

Supposant l'indice « 0 » correspondant à l'entrée du 1^{er} étage du compresseur (i.e) : $P_{i,0} = P_{i1}$ et $T_{i,0} = T_{i1}$ et l'indice « N » correspondant la sortie du dernier étage (i.e) : $P_{i,N} = P_{i2}$ et $T_{i,N} = T_{i2}$

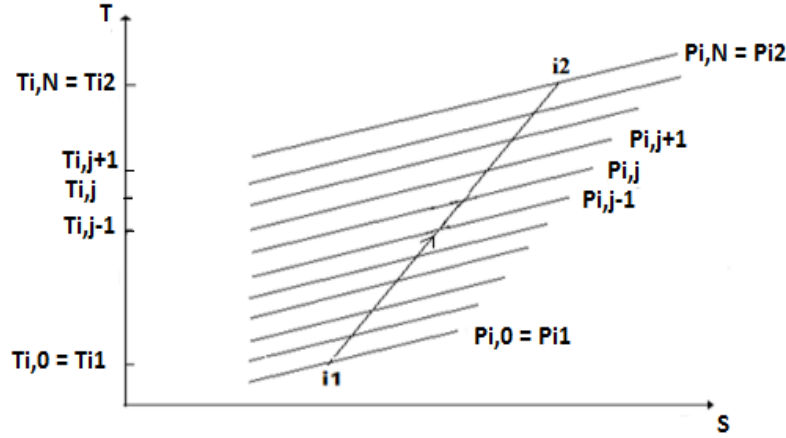


Figure III.10 : Schéma et diagramme (T-S) du compresseur

$$\eta_{is,c} = \frac{\left(\frac{P_{i2}}{P_{i1}}\right)^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\left(\frac{T_{i2}}{T_{i1}}\right) - 1} = \frac{\left(\frac{P_{i,N}}{P_{i,0}}\right)^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\left(\frac{T_{i,N}}{T_{i,0}}\right) - 1} \dots\dots\dots (III. 34)$$

À partir de l'équation (III. 33), nous avons :

$$\tau_{s,j} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_{s,j}} \left[\left(\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}\right)^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1 \right] \dots\dots\dots (III. 35)$$

Alors : $\tau_c = \frac{T_{i,N}}{T_{i,0}} = \prod_{j=1}^N \left[1 + \frac{1}{\eta_{s,j}} \left[\left(\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}\right)^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1 \right] \right] \dots\dots\dots (III. 36)$

De plus : $\pi_c = \frac{P_{i,N}}{P_{i,0}} = \prod_{j=1}^N \pi_{s,j} = \prod_{j=1}^N \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \dots\dots\dots (III. 37)$

D'où (III.34) devient :

$$\eta_{is,c} = \frac{\left(\frac{P_{i,N}}{P_{i,0}}\right)^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\prod_{j=1}^N \left[1 + \frac{1}{\eta_{s,j}} \left[\left(\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}\right)^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1 \right] \right] - 1} \dots\dots\dots (III. 38)$$

➤ Cas particulier

Chaque étage du compresseur a le même " $\pi_{s,j}$ " et le même " $\eta_{s,j}$ ".

Soient:

π_s : Le rapport de pression total par étage.

η_s : Le rendement isentropique par étage.

Alors :

$$\pi_c = \prod_{j=1}^N \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} = \pi_s^N$$

et
$$\tau_{s,j} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[\pi_s^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1 \right] = \tau_s$$

D'où :

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

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

$$\text{Donc : } \eta_{is,c} = \frac{\pi_s^{(\gamma_a-1)N/\gamma_a} - 1}{\left[1 + \frac{1}{\eta_s} \left[\pi_s^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1 \right] \right]^N - 1}$$

➤ Le rendement polytropique de compresseur

Le rendement polytropique $\eta_{p,c}$ précède les autres rendements et s'exprime par une relation élémentaire.

$$\eta_{p,c} = \frac{\text{Travail élémentaire isentropique du compresseur}}{\text{Travail élémentaire réel du compresseur}}$$

$$\eta_{p,c} = \frac{dW_{c,is}}{dW_c} = \frac{dh_{i,is}}{dh_i} = \frac{dT_{i,is}}{dT_i} \dots \dots \dots \text{(III. 39)}$$

Pour une compression idéal, on a :

$$T_{i,is} = P_{i,is}^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} \cdot C^{st}, \text{ en différenciant cette expression, on obtient : } \frac{dT_{i,is}}{T_i} = \frac{\gamma_a-1}{\gamma_a} \frac{dP_i}{P_i}$$

$$\eta_{p,c} = \frac{\frac{dT_{i,is}}{T_i}}{\frac{dT_i}{T_i}} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{\frac{dP_i}{P_i}}{\frac{dT_i}{T_i}}$$

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

$$\frac{dT_i}{T_i} = \frac{\gamma_a-1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}} \frac{dP_i}{P_i} \dots \dots \dots \text{(III. 40)}$$

En intégrant entre "i1" et "i2", on obtient :

$$\ln\left(\frac{T_{i2}}{T_{i1}}\right) = \frac{\gamma_a-1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}} \ln\left(\frac{P_{i2}}{P_{i1}}\right) \Rightarrow \frac{T_{i2}}{T_{i1}} = \left(\frac{P_{i2}}{P_{i1}}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}}} \Rightarrow \tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}}} \dots \dots \dots \text{(III. 41)}$$

En remplaçant l'expression de τ_c dans la relation du rendement isentropique (III.32) :

$$\eta_{is,c} = \frac{\pi_c^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\pi_c^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}}} - 1} \dots \dots \dots \text{(III. 42)}$$

III.2.2.3- Chambre de combustion (2→ 3)

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

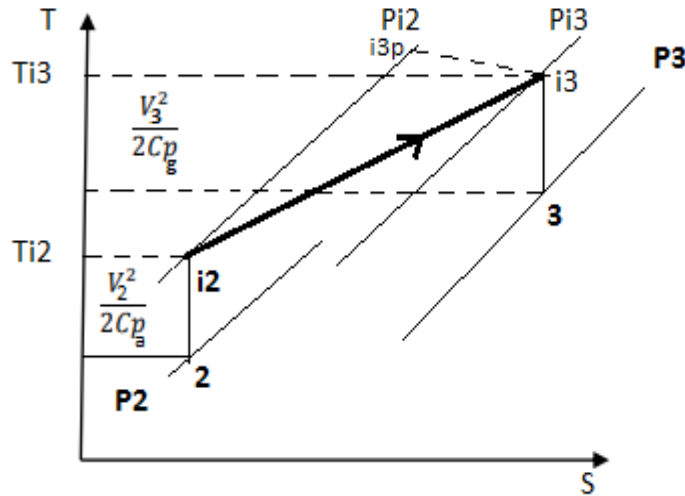


Figure III.11 : Diagramme (T-S) de la chambre de combustion

Bilan du 1^{er} principe appliqué sur la chambre de combustion :

$$\eta_{th,cc} \cdot \dot{m}_c \cdot PCI = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) h_{i3} - \dot{m}_a \cdot h_{i2}$$

$$\Rightarrow \eta_{th,cc} \cdot \dot{m}_c \cdot PCI = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_{p_g} \cdot T_{i3} - \dot{m}_a \cdot C_{p_a} \cdot T_{i2} \dots \dots \dots (III. 43)$$

Avec :

$\eta_{th,cc}$: Le rendement thermique de la chambre de combustion pour les gaz parfaits.

C_{p_g} : La capacité calorifique massique des gaz brulés en J / kg.K.

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

(III.43) devient :

$$\eta_{th,cc} \cdot f_{cc} \cdot PCI = (1 + f_{cc}) C_{p_g} \cdot T_{i3} - C_{p_a} \cdot T_{i2} \dots \dots \dots (III. 44)$$

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

$$\eta_{th,cc} = \frac{\text{Puissance réel produite}}{\text{Puissance calorifique}}$$

$$\eta_{th,cc} = \frac{(1 + f_{cc})Cp_g \cdot T_{i3} - Cp_a \cdot T_{i2}}{f_{cc} \cdot PCI} \dots\dots\dots (III. 45)$$

III.2.2.4- Turbine (3→ 4)

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

$$\eta_{is,c} = \frac{\text{travail reçu dans la transformation réel}}{\text{travail reçu dans la transformation isentropique}}$$

La figure (III.12) montre à la fois les processus de détente idéal et réel sur un diagramme (T-S).

Le travail réel par unité de mass est :

$$-W_t = h_{i4} - h_{i3} = Cp_g (T_{i4} - T_{i3})$$

Le travail idéal (isentropique) par unité de masse est :

$$-W_t = h_{i4is} - h_{i3} = Cp_g (T_{i4is} - T_{i3})$$

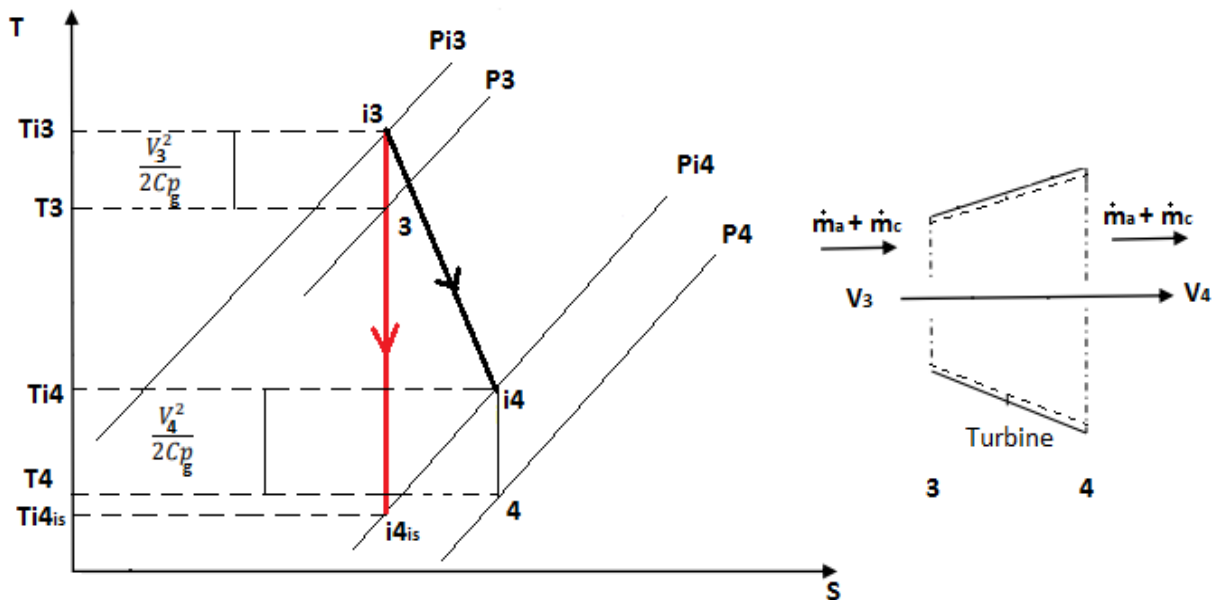


Figure III.12 : Schéma et diagramme (T-S) de la turbine

Ecriture du rendement isentropique de la turbine $\eta_{is,t}$ en termes de propriétés thermodynamiques :

$$\eta_{is,t} = \frac{W_t}{W_{is,t}} = \frac{h_{i3} - h_{i4}}{h_{i3} - h_{i4is}} = \frac{Cp_g (T_{i3} - T_{i4})}{Cp_g (T_{i3} - T_{i4is})} = \frac{T_{i3} - T_{i4}}{T_{i3} - T_{i4is}} \dots\dots\dots (III. 46)$$

L'équation (III.46) peut être liée avec τ_t et π_t pour donner :

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \dots\dots\dots (III. 47)$$

Avec :

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

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

$\gamma_g = \frac{Cp_g}{Cv_g}$: Le rapport des chaleurs massiques du gaz à pression et volume constant.

➤ Le rendement isentropique de la turbine à plusieurs étages

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

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \prod_{j=1}^N \left[1 + \frac{1}{\eta_{s,j}} \left[\left(\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \right)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} - 1 \right] \right]}{1 - \left(\frac{P_{i,N}}{P_{i,0}} \right)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \dots\dots\dots (III. 48)$$

Lorsque tous les étages ont les mêmes π_s et η_s , l'équation (III.48) se réduit à:

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \left[1 + \frac{1}{\eta_s} \left[\left(\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \right)^{(\gamma_g-1)/\gamma_g} - 1 \right] \right]^N}{1 - \left(\frac{P_{i,N}}{P_{i,0}} \right)^{(\gamma_g-1)/\gamma_g}} \dots\dots\dots (III. 49)$$

➤ **Le rendement polytropique de la turbine**

Le rendement polytropique $\eta_{p,t}$ est exprimé pour une variation élémentaire par :

$$\eta_{p,t} = \frac{\text{Travail élémentaire réel de la turbine}}{\text{Travail élémentaire isentropique de la turbine}}$$

$$\eta_{p,t} = \frac{dW_t}{dW_{t,is}} = \frac{dh_i}{dh_{i,is}} = \frac{dT_i}{dT_{i,is}} \dots\dots\dots (III. 50)$$

Pour une compression idéal, on a :

$$T_{i,is} = P_{i,is}^{(\gamma_g-1)/\gamma_g} \cdot C^{st}, \text{ en différenciant cette expression, on obtient : } \frac{dT_{i,is}}{T_i} = \frac{\gamma_g-1}{\gamma_g} \frac{dP_i}{P_i}$$

$$\eta_{p,t} = \frac{\frac{dT_i}{T_i}}{\frac{dT_{i,is}}{T_i}} = \frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \frac{\frac{dT_i}{T_i}}{\frac{dP_i}{P_i}}$$

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

$$\frac{dT_i}{T_i} = \frac{(\gamma_g - 1)\eta_{p,t}}{\gamma_g} \frac{dP_i}{P_i} \dots\dots\dots (III. 51)$$

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

$$\ln \left(\frac{T_{i4}}{T_{i3}} \right) = \frac{(\gamma_g - 1)\eta_{p,t}}{\gamma_g} \ln \left(\frac{P_{i4}}{P_{i3}} \right) \Rightarrow \tau_t = \pi_t^{\frac{(\gamma_g-1)\eta_{p,t}}{\gamma_g}} \dots\dots\dots (III. 52)$$

En remplaçant l'expression de τ_t dans la relation du rendement isentropique (III.47) :

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \pi_t \frac{(\gamma_g - 1)\eta_{p,t}}{\gamma_g}}{1 - \pi_t^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \dots\dots\dots (III. 53)$$

III.2.2.5- Post-combustion (4 → 4')

L'effet de l'opération de post-combustion consiste à augmenter la température des gaz d'échappement, lorsqu'il est épuisé par la buse, atteindra une vitesse de sortie plus élevée.

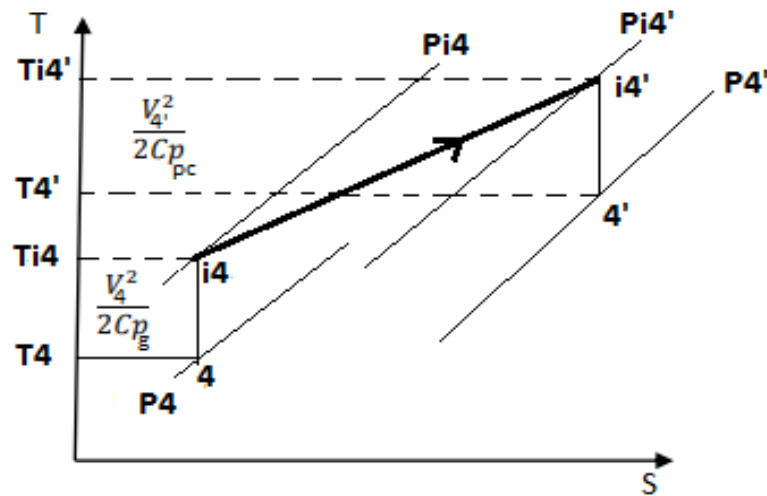


Figure III.13 : Diagramme (T-S) de la post-combustion

Bilan du 1^{er} principe appliqué sur la post-combustion :

$$\eta_{th,pc} \cdot \dot{m}_{pc} \cdot PCI = (\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) h_{i4'} - (\dot{m}_a + \dot{m}_c) h_{i4}$$

$$\Rightarrow \eta_{th,pc} \cdot \dot{m}_{pc} \cdot PCI = (\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) C_{p_{pc}} \cdot T_{i4'} - (\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_{p_g} \cdot T_{i4} \dots (III. 54)$$

Avec :

$\eta_{th,pc}$: Le rendement thermique de la post- combustion pour les gaz parfaits.

$C_{p_{pc}}$: La capacité calorifique massique des gaz brulés de la post- combustion en J / kg.K.

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

(III.54) devient :

$$\eta_{th,pc} \cdot f_{pc} \cdot PCI = (1 + f_{cc} + f_{pc})Cp_{pc} \cdot T_{i4'} - (1 + f_{cc})Cp_g \cdot T_{i4} \dots (III. 55)$$

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

$$\eta_{th,pc} = \frac{\text{Puissance réel produite}}{\text{Puissance calorifique}}$$

$$\eta_{th,pc} = \frac{(1 + f_{cc} + f_{pc})Cp_{pc} \cdot T_{i4'} - (1 + f_{cc})Cp_g \cdot T_{i4}}{f_{pc} \cdot PCI} \dots \dots \dots (III. 56)$$

III.2.2.6- Tuyère d'éjection réglable

La tuyère est une conduite à section de sortie variable (convergente ou convergente-divergente) à paroi thermiquement isolées. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique (la poussée du turboréacteur)

III.2.2.6.1- Cas sans post-combustion (4→ 5)

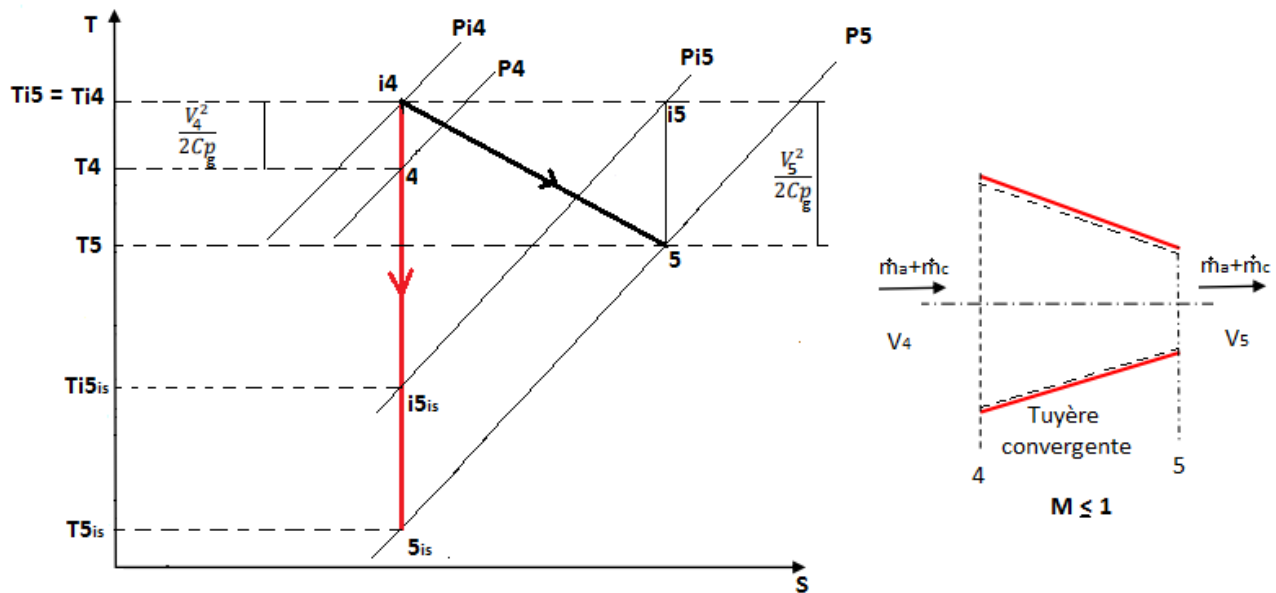


Figure III.14 : Schéma et diagramme (T-S) de la tuyère convergente

➤ **Le rendement isentropique de la tuyère convergente**

Le rendement isentropique d'une tuyère convergente " $\eta_{is,tyc}$ " est définie par :

$$\eta_{is,tyc} = \frac{h_{i4} - h_5}{h_{i4} - h_{5is}} = \frac{Cp_g (T_{i4} - T_5)}{Cp_g (T_{i4} - T_{5is})} = \frac{T_{i4} - T_5}{T_{i4} - T_{5is}} \dots\dots\dots (III. 57)$$

$$\eta_{is,tyc} = \frac{1 - \frac{1}{\tau_{r,tyc}}}{1 - \frac{\pi_{tyc}}{\tau_{r,tyc}}} = \frac{\tau_{r,tyc} - 1}{\tau_{r,tyc} - \pi_{tyc}} \dots\dots\dots (III. 58)$$

Avec :

$\pi_{tyc} = \frac{P_{i5}}{P_{i4}}$: Le rapport de pression total au niveau de la tuyère convergente.

$\tau_{r,tyc} = \frac{T_{i5}}{T_5}$: La température réduite au niveau de la tuyère convergente.

III.2.2.6.2- Cas avec post-combustion (4' → 5)

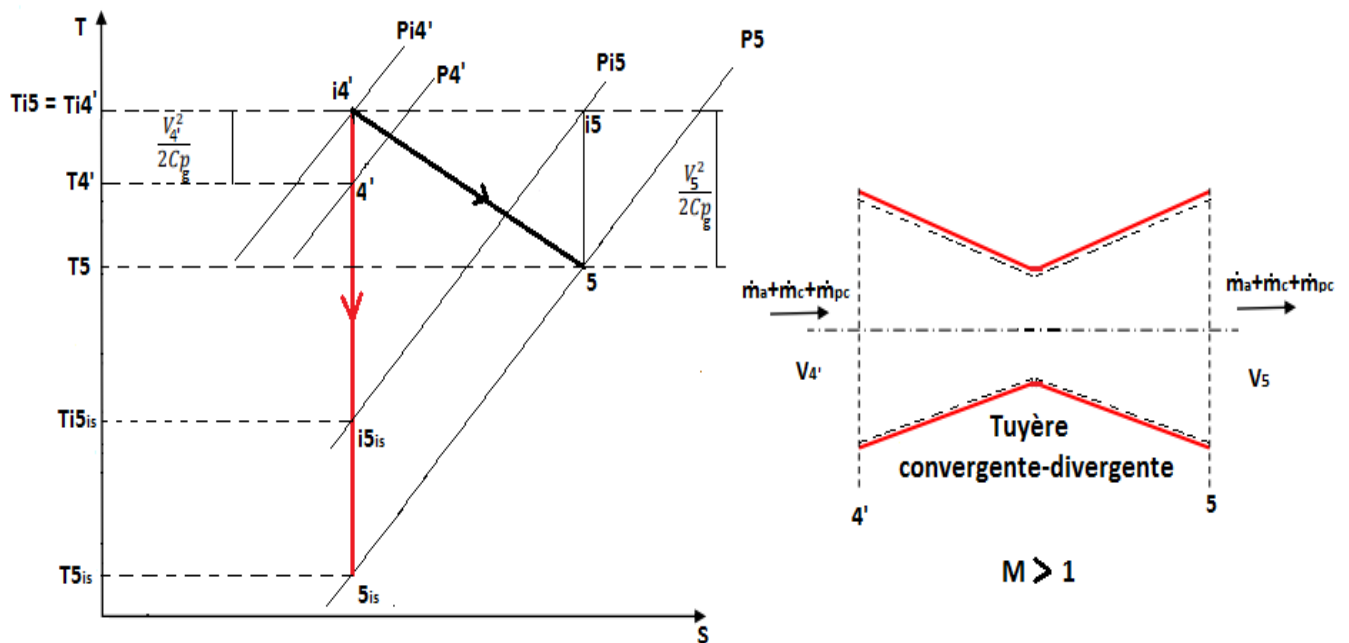


Figure III.15 : Diagramme (T-S) de la tuyère convergente-divergente

➤ Le rendement isentropique de la tuyère convergente-divergente

Le rendement isentropique d'une tuyère convergente-divergente " $\eta_{is,tycd}$ " est définie par :

$$\eta_{is,tycd} = \frac{h_{i4'} - h_5}{h_{i4'} - h_{5is}} = \frac{Cp_{cp} (T_{i4'} - T_5)}{Cp_{cp} (T_{i4'} - T_{5is})} = \frac{T_{i4'} - T_5}{T_{i4'} - T_{5is}} \dots\dots\dots (III. 59)$$

$$\eta_{is,tycd} = \frac{1 - \frac{1}{\tau_{r,tycd}}}{1 - \frac{\pi_{tycd}^{(\gamma_g-1)/\gamma_g}}{\tau_{r,tycd}}} = \frac{\tau_{r,tycd} - 1}{\tau_{r,tycd} - \pi_{tycd}^{(\gamma_g-1)/\gamma_g}} \dots\dots\dots (III. 60)$$

Avec :

$\pi_{tycd} = \frac{P_{i5}}{P_{i4'}}$: Le rapport de pression total au niveau de la tuyère convergente-divergente.

$\tau_{r,tycd} = \frac{T_{i5}}{T_5}$: La température réduite au niveau de la tuyère convergente-divergente.

III.2.2.7- Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine compresseur

Le rendement mécanique de l'arbre est défini en tenant compte des pertes par paliers d'entraînement ainsi que de la puissance consommé par les accessoires.

Il définit comme suit :

$$\eta_m = \frac{\text{Puissance transmission au compresseur}}{\text{Puissance dilévré par la turbine}}$$

$$\eta_m = \frac{\dot{W}_c}{\dot{W}_t} = \frac{\dot{m}_a \cdot W_c}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) W_t} = \frac{W_c}{(1 + f_{cc}) W_t} \dots\dots\dots (III. 61)$$

$$\eta_m = \frac{h_{i2} - h_{i1}}{(1 + f_{cc}) (h_{i3} - h_{i4})} = \frac{Cp_a (T_{i2} - T_{i1})}{(1 + f_{cc}) Cp_g (T_{i3} - T_{i4})} \dots\dots\dots (III. 62)$$

$$\eta_m = \frac{1}{(1 + f_{cc})} \frac{Cp_a \cdot T_{i1}}{Cp_g \cdot T_{i3}} \left(\frac{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}} \pi_c - 1}{\frac{(\gamma_g - 1) \eta_{p,t}}{\gamma_g}} \right) \dots \dots \dots (III. 63)$$

III.3- Conclusion

À l'issu de ce chapitre, on a pris connaissance des différents paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur sans et avec post-combustion ainsi que l'aspect thermodynamique de chaque organe relatif à la construction de ce dernier. Pour savoir en plus sur les paramètres influents sur le fonctionnement de ce type moteur on va analyser les résultats obtenus à partir de plusieurs simulations dans le chapitre suivant.

Chapitre IV

Résultats et comparaison des performances d'un Turboréacteur avec et sans post-combustion

Résumé :

Dans ce chapitre on va faire la présentation des résultats relatifs aux calculs thermodynamiques du turboréacteur avec et sans post-combustion. Des simulations ont été réalisées à l'aide de codes de calculs élaborés sous le logiciel MATLAB pour évaluer et analyser les performances de ce turboréacteur.

IV.1- Introduction

Les calculs scientifiques sont nécessaires pour la prédiction de l'évolution des performances énergétiques des turboréacteurs, la raison pour laquelle, nous allons calculer dans ce chapitre les différents paramètres de performances d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion en utilisant les équations citées dans le chapitre précédent.

La simulation numérique est devenue l'outil indispensable du concepteur de turbomachines. Elle a pour objet de prévoir le comportement du turboréacteur à simple flux avec et sans post-combustion qui vole à une altitude entre 11 km et 20 km [29].

Les indicateurs de performance les plus importants, à savoir, la poussée spécifique (F_{sp}), la consommation spécifique (C_{sp}), le rendement thermique (η_{th}), le rendement de propulsion (η_p) et le rendement global (η_g) de ce moteur sont tracés fonction des paramètres suivants :

- Le rapport de pressions totales au niveau du compresseur (π_c).
- Le nombre de Mach de vol (M_0).

Le tableau (Tab IV.1) présente les paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur à simple flux avec et sans post-combustion qui ont été fixés pour réaliser ces simulations, à savoir, les conditions environnementales, le type de carburant et les températures maximales de la chambre de combustion et celle de la post-combustion imposées par la limite des matériaux de ses dernières.

$T_0 = 216.7 \text{ K}$	$T_{i3} = 1800 \text{ K}$	$PCI = 42800 \text{ kJ/kg}$	$\gamma_a = 1.4$
$\gamma_g = 1.3$	$\gamma_{pc} = 1.27$	$C_{pa} = 1.004 \text{ kJ/kg K}$	$C_{pg} = 1.239 \text{ kJ/kg K}$
$C_{p_{pc}} = 1.27 \text{ kJ/kg K}$	$\pi_{dmax} = 0.95$	$\pi_{cc} = 0.94$	$\pi_{pc} = 0.94$
$\pi_{ty} = 0.96$	$\eta_{p,c} = 0.90$	$\eta_{p,t} = 0.90$	$\eta_{th,cc} = 0.98$
$\eta_{th,pc} = 0.98$	$\eta_{lm} = 0.99$	$T_{i4'} = 1950 \text{ K}$	$P_0 = P_5 = 10^5 \text{ Pa}$

Tab IV.1 : Les valeurs des paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur à simple flux avec et sans post-combustion

IV.2- Définition de logiciel MATLAB

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

IV.3- Résultats des performances d'un turboréacteur sans post-combustion

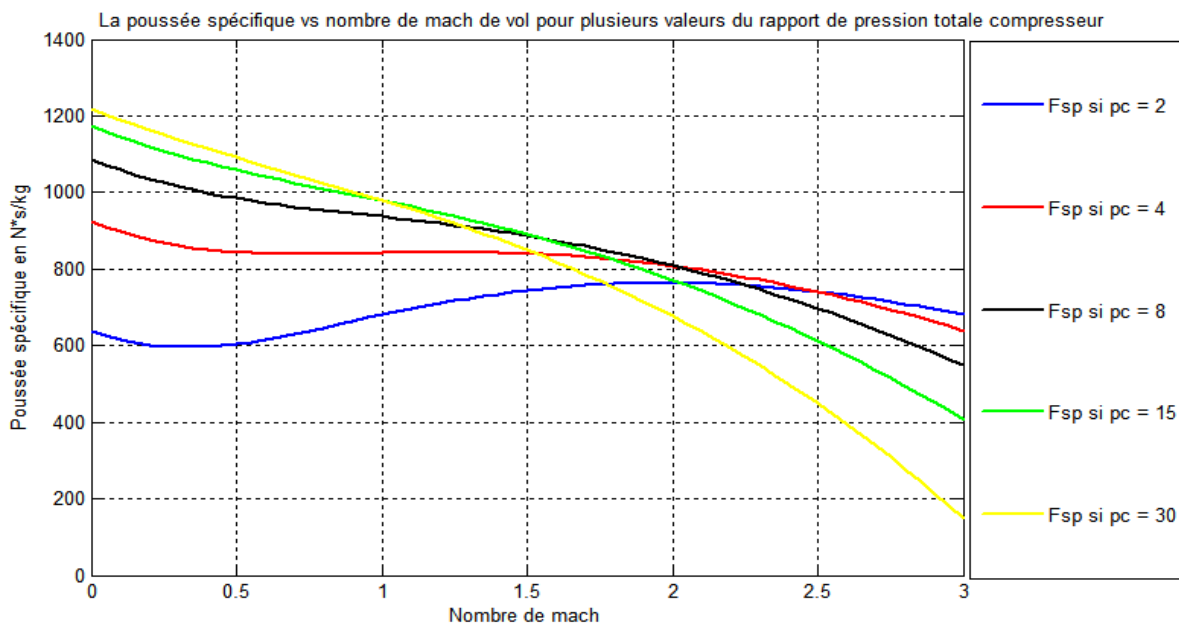


Figure IV. 1: Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en $N*s/kg$) en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas sans post-combustion.

Cette figure montre la tendance à la diminution de la poussée spécifique lorsque le nombre de Mach augmente.

Notez que la poussée spécifique augmente dans l'intervalle du nombre de mach [0.3 à 2] pour le cas du rapport de pression totale du compresseur égal à 2 contrairement aux autres rapports.

Cette augmentation est due à une détente plus importante au niveau de la tuyère étant donné que celle au niveau de la turbine est moins importante pour entrainer le compresseur à des rapports de compression faibles. De ce fait, la vitesse de sortie des gaz chauds est plus grande et entraîne une augmentation de la poussée de l'avion malgré la cinétique de cette dernière dans cet intervalle du nombre de mach.

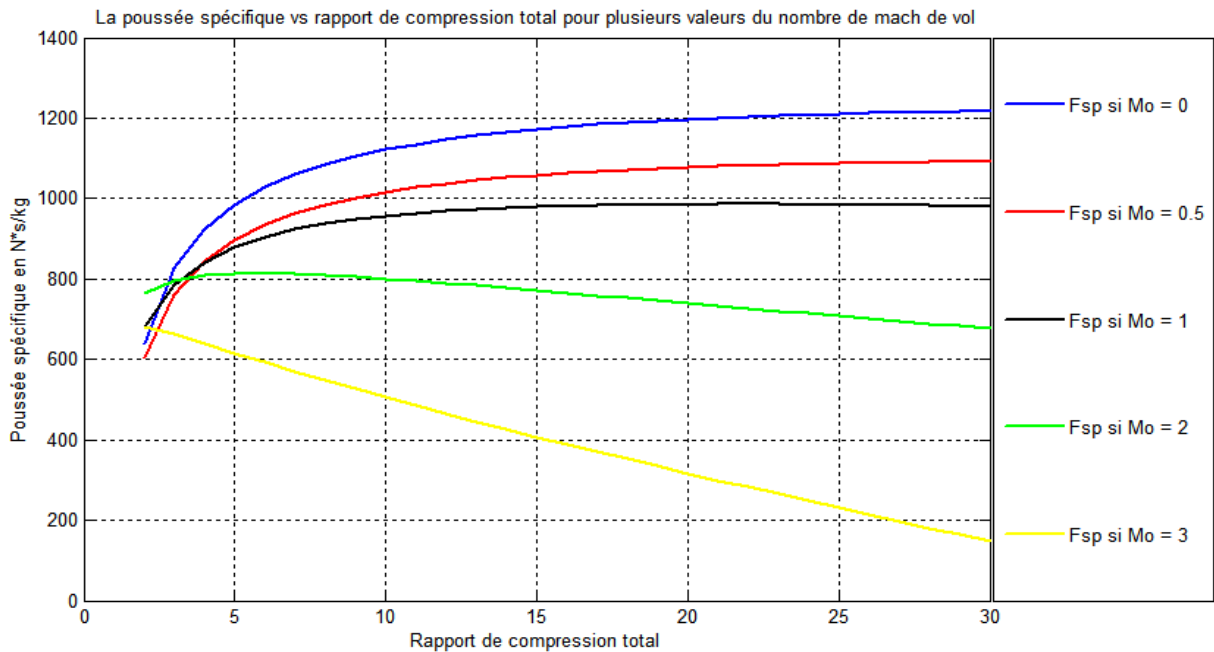


Figure IV. 2: Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en $N*s/kg$) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas sans post-combustion.

Cette figure montre que la poussée spécifique varie proportionnellement au rapport de pression total du compresseur pour les cas subsonique et sonique, et inversement proportionnelle pour le cas supersonique. Cela s'explique par l'effet de deux paramètres, d'une part, la cinétique de l'avion qui tend à faire diminuer la poussée spécifique et d'autre part, l'augmentation du rapport total de compression qui nécessite une détente plus grande au niveau de la turbine pour son entrainement et réduit de ce fait, de plus en plus la détente au niveau de la tuyère et par conséquent, la vitesse d'éjection des gaz chauds se trouve moins importante. Or, cette dernière est l'élément précurseur de la poussée du turboréacteur. En effet, on voit clairement que dans le domaine

supersonique, la cinétique de l'avion l'emporte aisément surtout en absence d'apport d'énergie de post-combustion. Le cas échéant, le choix d'un rapport de pression totale du compresseur relativement bas est souhaité pour des nombres de Mach élevés afin d'obtenir une poussée spécifique raisonnable.

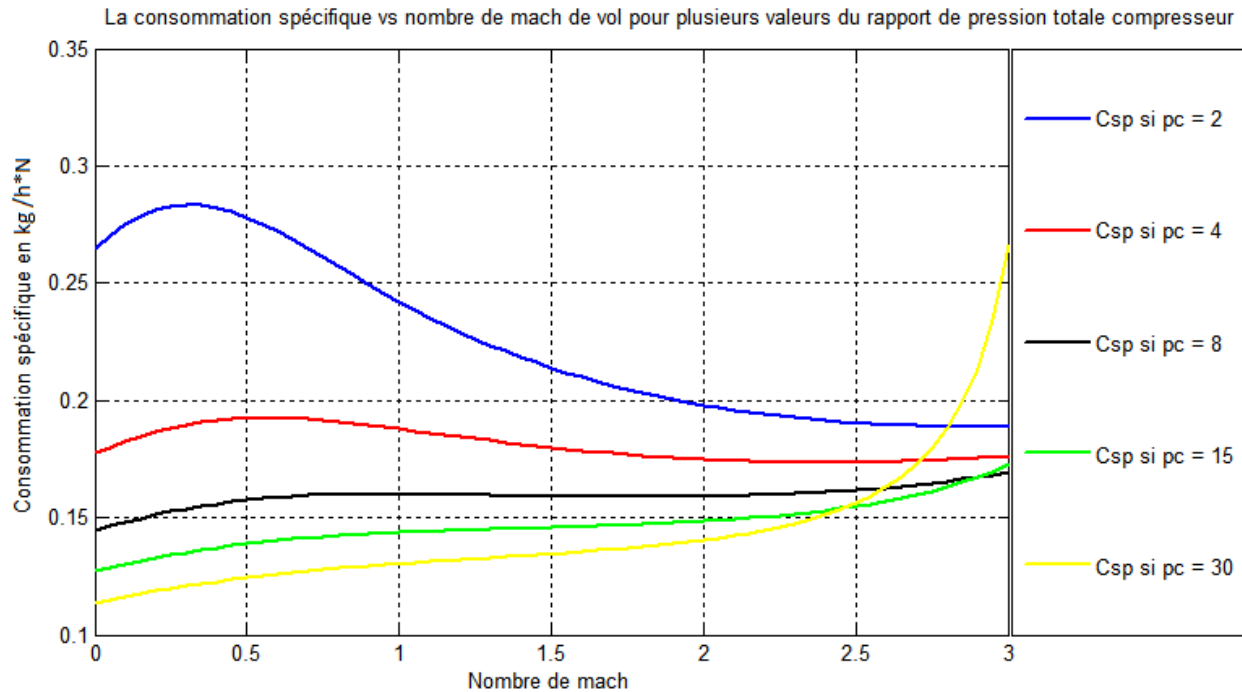


Figure IV. 3: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique (en $\text{kg/h}\cdot\text{N}$) en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas sans post-combustion.

La consommation spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach. Mais, elle diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale au niveau de compresseur.

Pour les faibles valeurs du rapport de pression totale de compresseur, on remarque que la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de mach.

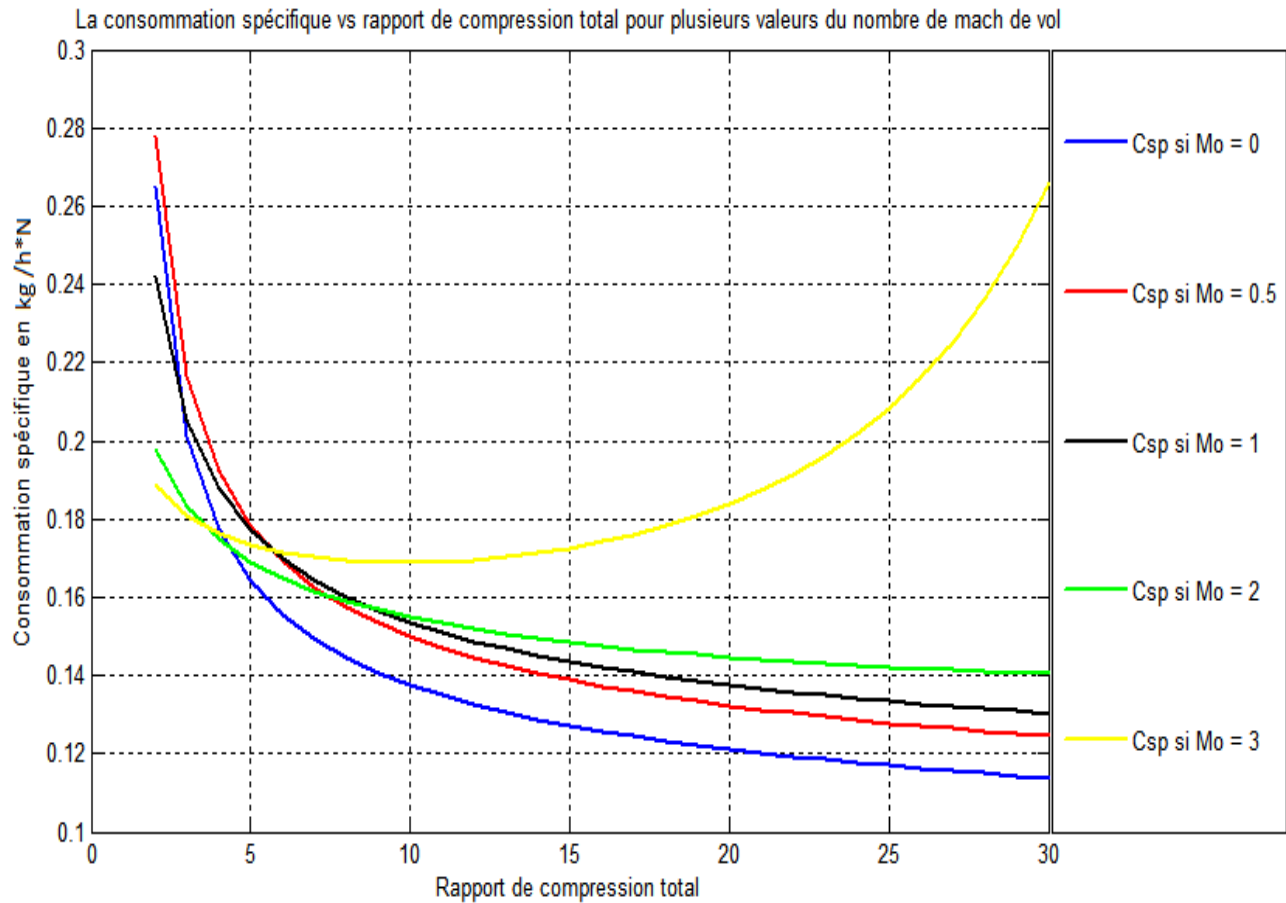


Figure IV. 4: Variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique (en $\text{kg/h}\cdot\text{N}$) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas sans post-combustion.

Cette figure montre que la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur, cette diminution est confortée par l'effet de l'augmentation de la température totale en sortie de compresseur. Ce qui entraîne une diminution du débit de carburant dans la chambre de combustion pour la réaction de combustion.

Pour un rapport de pression totale de compresseur supérieur à 10 et de nombre de mach égal à 3, on remarque que la consommation spécifique augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale de compresseur. Cet effet inverse est dû à une force de poussée qui diminue d'une manière conséquente à partir de ce nombre de mach (cinétique de l'avion).

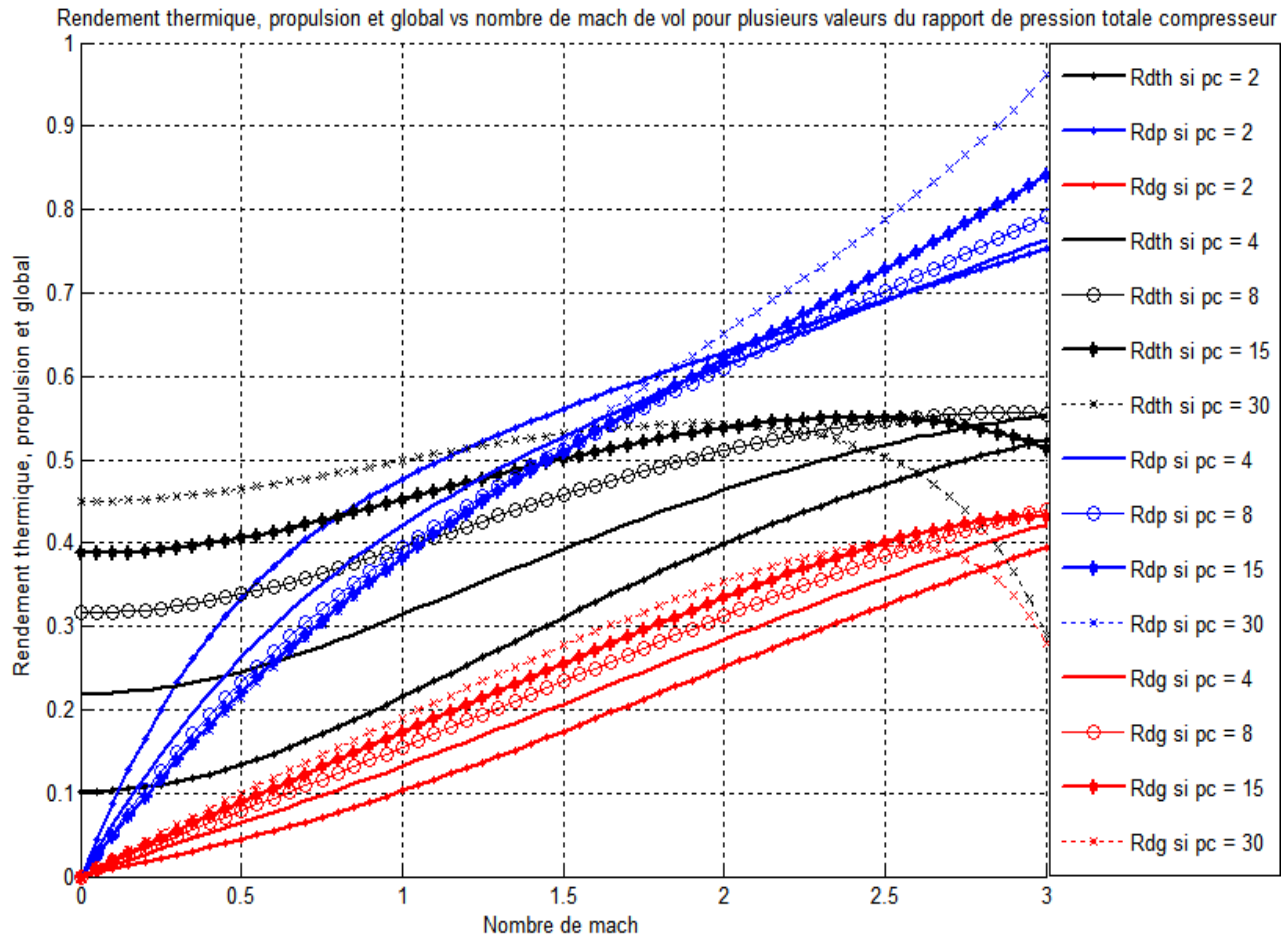


Figure IV. 5: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur

Cette figure exprime la variation du rendement thermique, de propulsion et global en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas sans post-combustion.

Cette figure montre que le rendement thermique, propulsion et global augmentent avec l'augmentation du nombre de Mach et du rapport de pression total du compresseur.

Pour un nombre de mach supérieur à 2.5 et de grandes valeurs du rapport pression totale de compresseur, on observe que les rendements thermique et global qui diminuent.

Rendement thermique, propulsion et global vs rapport de compression total pour plusieurs valeurs du nombre de mach de vol

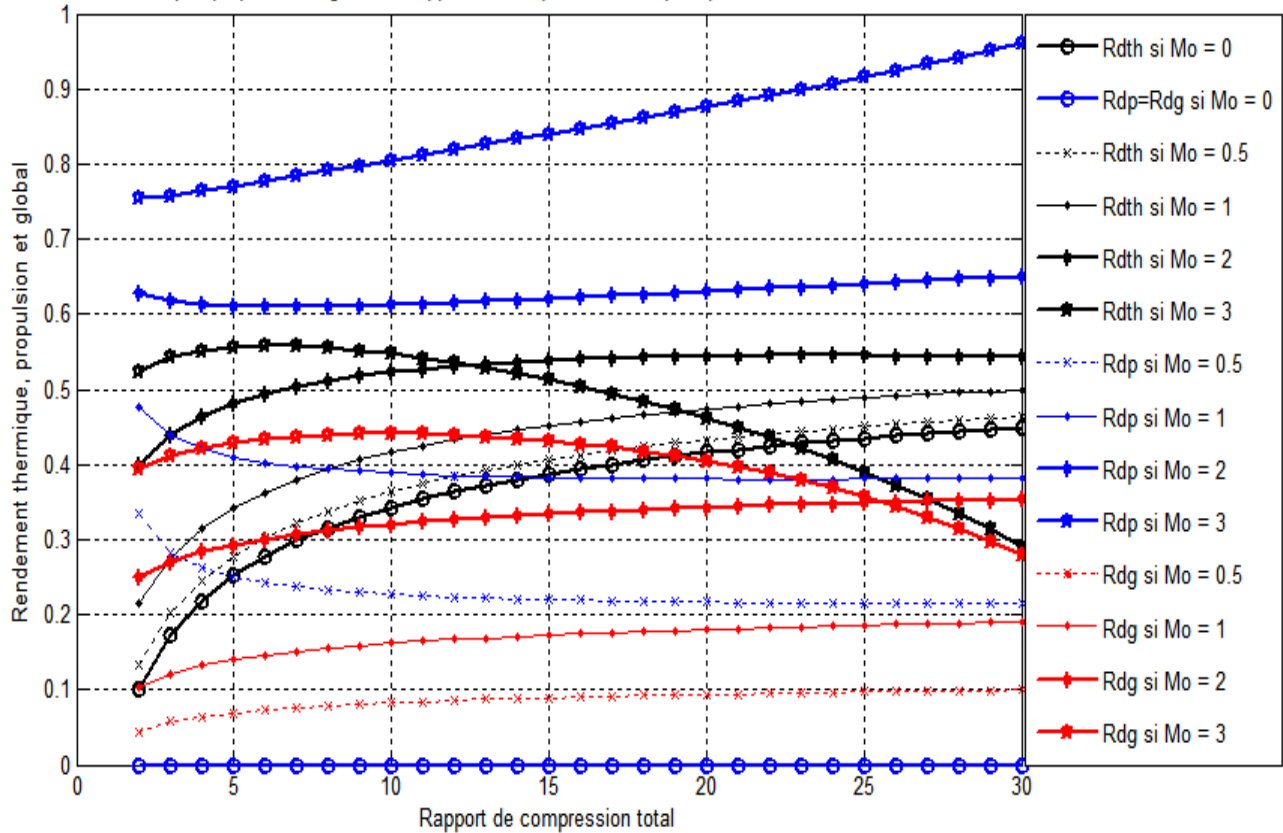


Figure IV. 6: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Cette figure exprime la variation du rendement thermique, de propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas sans post-combustion.

Cette figure montre que l'augmentation du rendement thermique, propulsion et global avec l'augmentation du rapport de pression totale de compresseur et du nombre de Mach.

Dans le cas subsonique, le rendement de propulsion diminue avec l'augmentation du rapport de pression total de compresseur.

Pour un nombre de mach égale à 3 et des valeurs de rapport de pression totale de compresseur supérieur à 10, on remarque que les rendements thermique et global sont diminuent.

IV.4- Résultats des performances d'un turboréacteur avec post-combustion

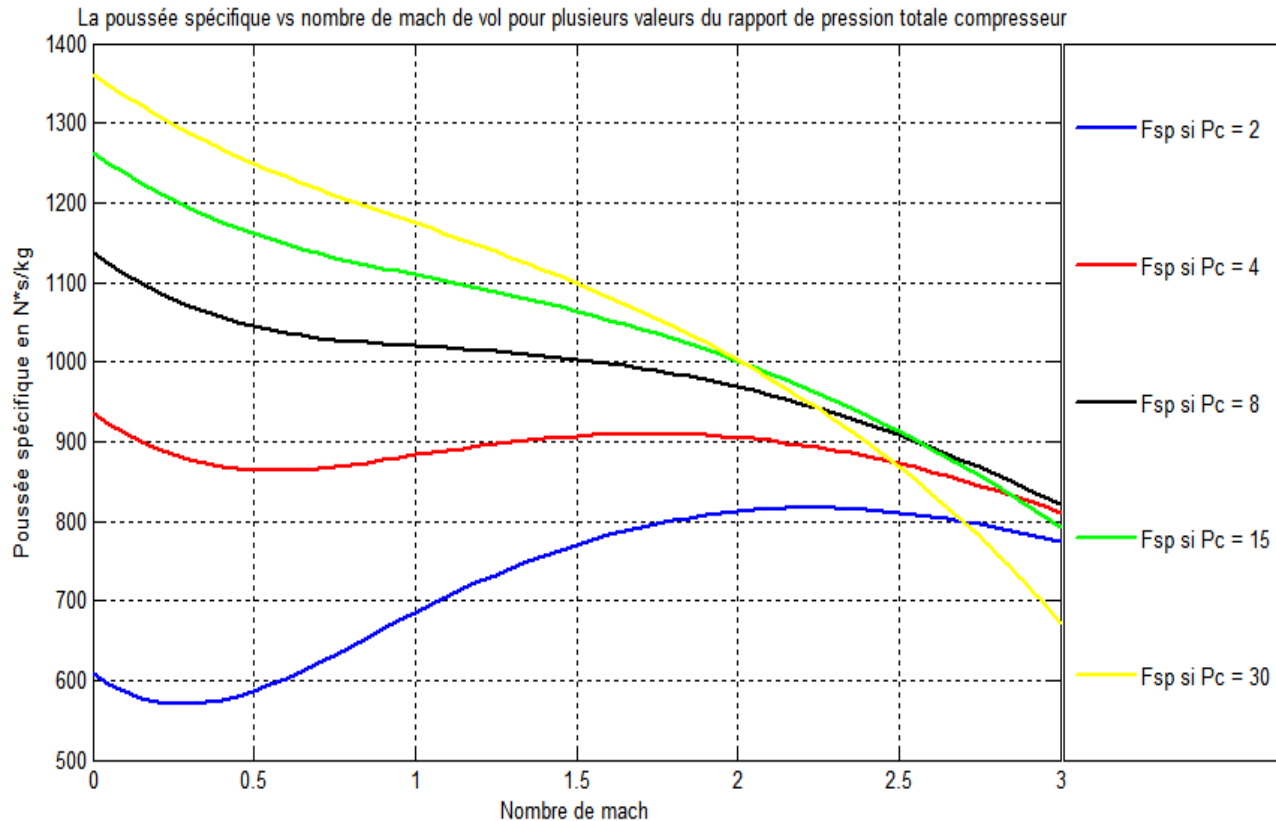


Figure IV. 7: Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en N^*s/kg) en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec post-combustion.

Cette figure montre que la poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach .Mais, elle augmente avec des rapports de pression croissants. Cela s'explique par l'injection en plus de carburant dans la post-combustion.

Notez que la poussée spécifiée augmente dans l'intervalle du nombre de mach [0.3 à 2], pour les faibles valeurs du rapport de pression totale de compresseur.

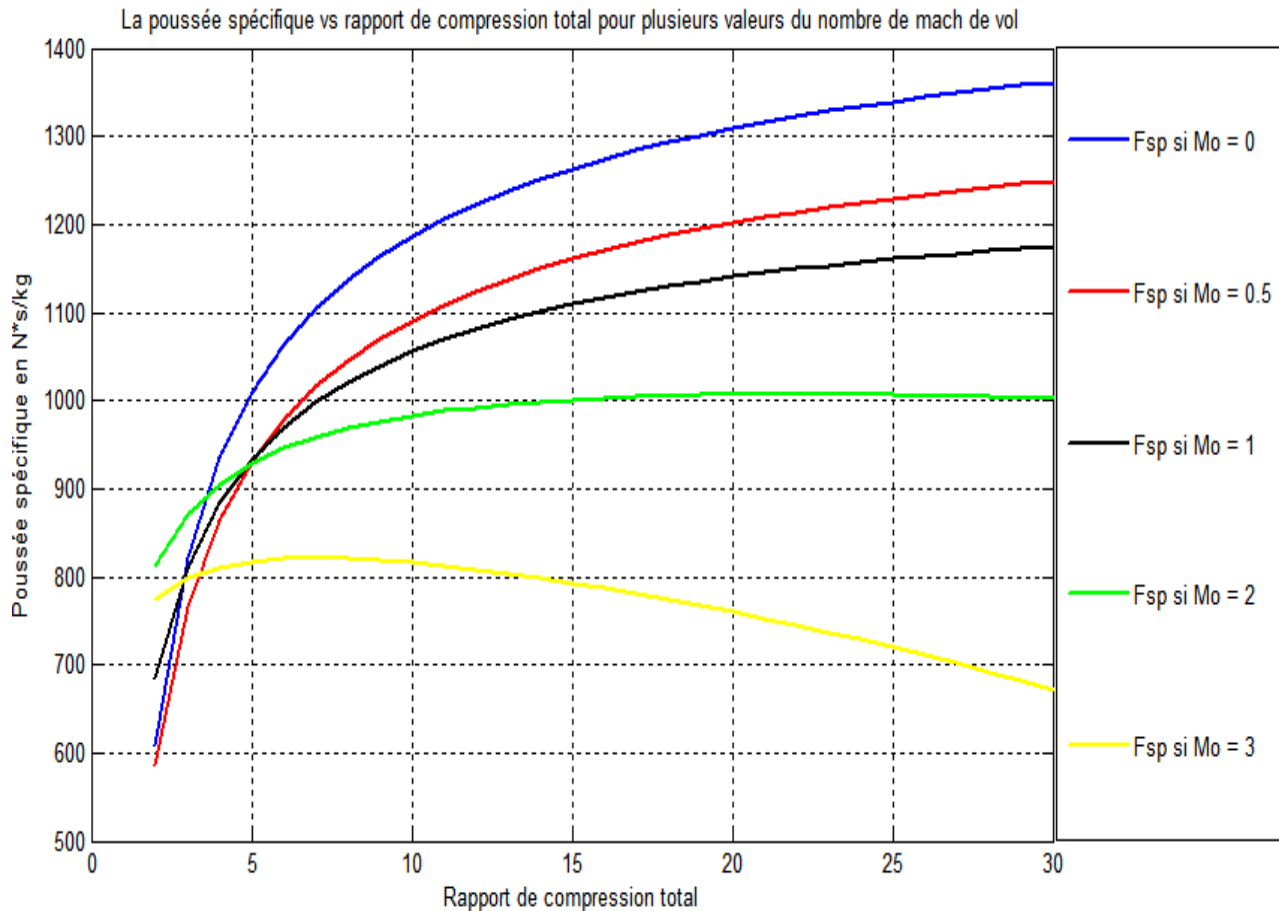


Figure IV. 8: Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en $N*s/kg$) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec post-combustion.

Cette figure montre que la poussée spécifique augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale de compresseur pour un nombre de Mach fixé. Cela s'explique par l'augmentation de la vitesse des gaz éjectés.

Pour un nombre de mach égale à 3, on observe qu'elle varie d'une manière inversement proportionnelle pour des valeurs du rapport de pression totale de compresseur supérieur à 7, ce que signifie qu'un faible rapport de pression totale de compresseur est souhaité pour des nombres de mach élevés afin d'obtenir une poussée spécifique raisonnable.

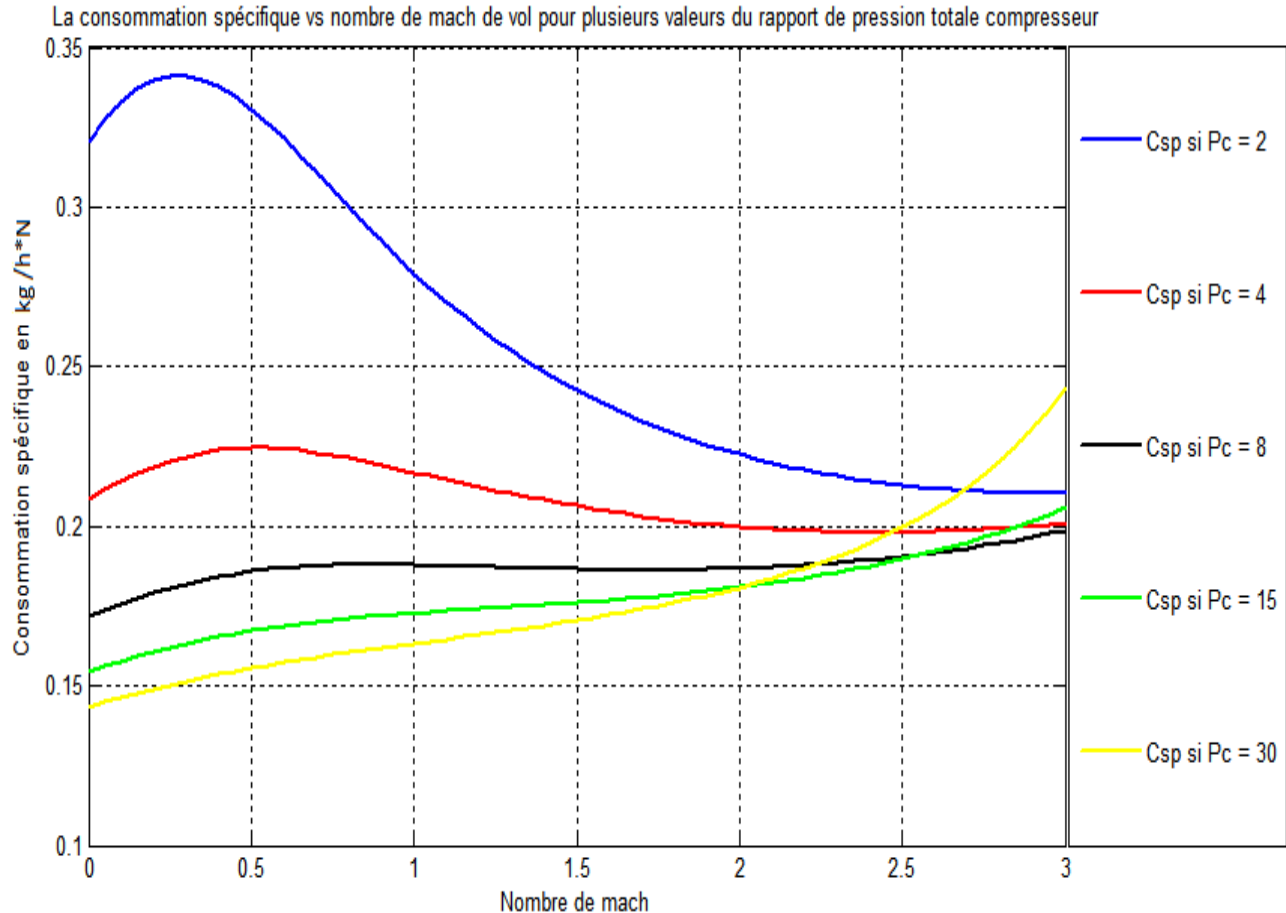


Figure IV. 9: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique (en $\text{kg/h}\cdot\text{N}$) en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec post-combustion.

Comme le cas sans post-combustion, la consommation spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach. Mais, elle diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale au niveau de compresseur.

Pour les faibles valeurs du rapport de pression totale de compresseur, on remarque que la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de mach.

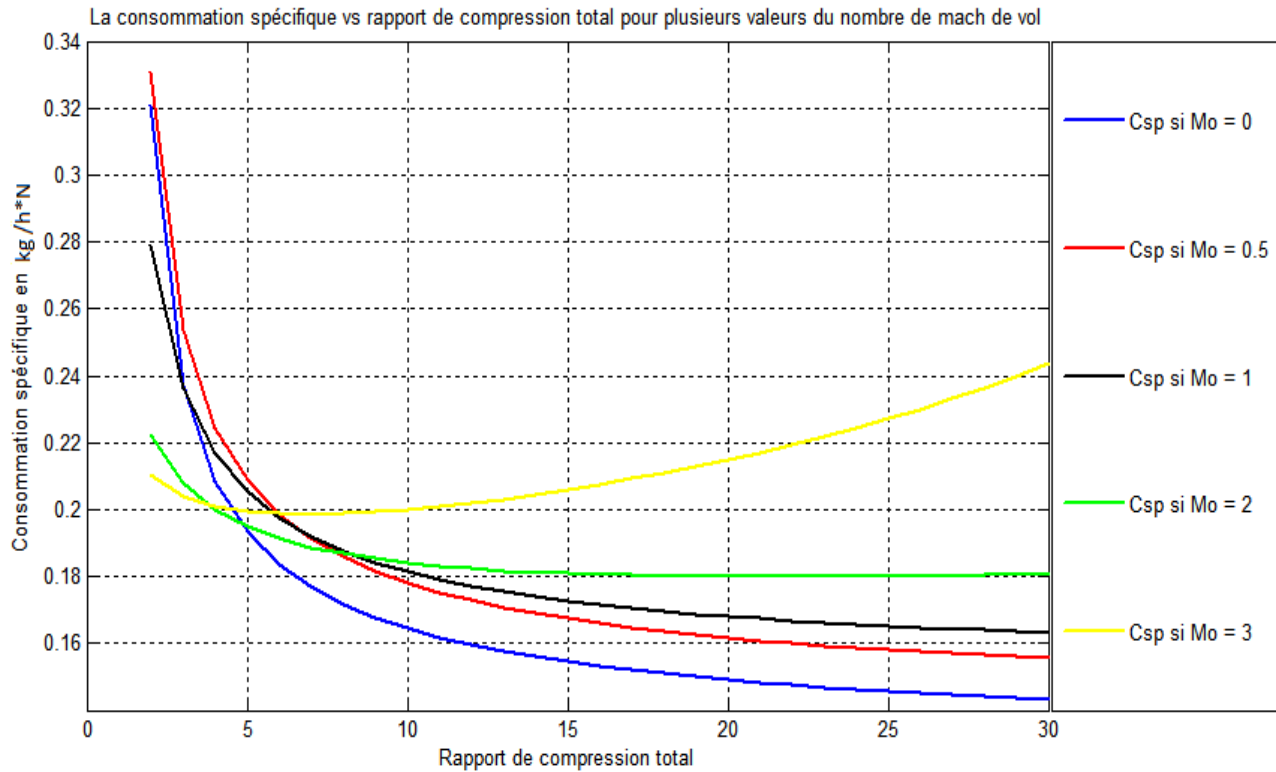


Figure IV. 10: Variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique (en $\text{kg/h}\cdot\text{N}$) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec post-combustion.

La diminution de la consommation spécifique avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur due à l'effet d'augmenter la température totale en sortie de compresseur, Ce qui entraine une diminution du débit de carburant à bruler pour la réaction de combustion.

Pour un rapport de pression totale de compresseur supérieur à 10 et de nombre de mach égale à 3, on remarque que la consommation spécifique augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale de compresseur, ce que signifie qu'un faible rapport de pression totale de compresseur est souhaité pour des nombres de mach élevés afin d'obtenir une consommation spécifique raisonnable.

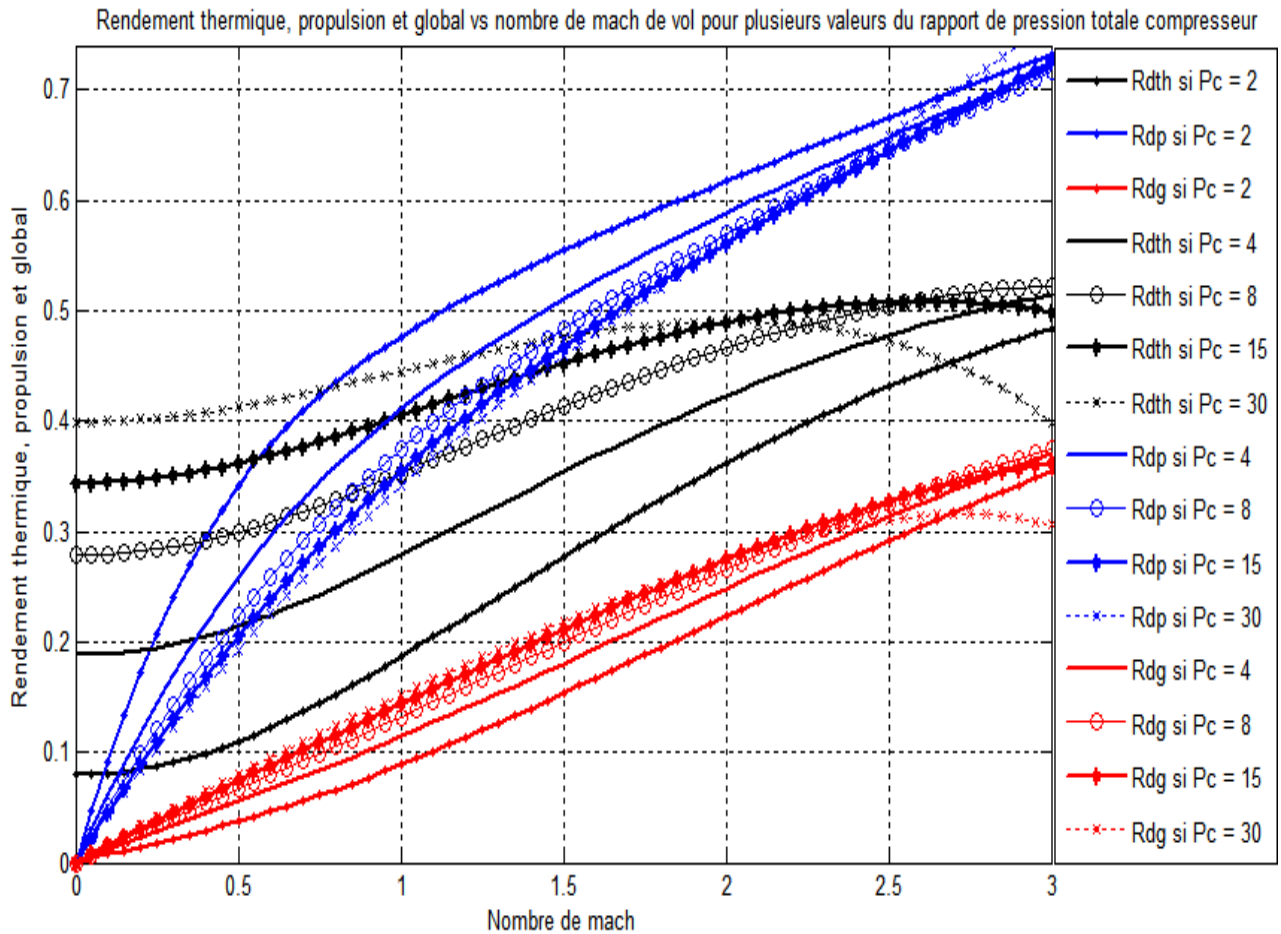


Figure IV. 11: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur

Cette figure exprime la variation du rendement thermique, de propulsion et global en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec post-combustion.

Cette figure montre que le rendement thermique, propulsion et globale sont augmentent avec l'augmentation du nombre de mach et du rapport de pression total du compresseur.

Pour un nombre de mach supérieur à 2.5 et de grandes valeurs de rapport pression totale de compresseur, on observe que les rendements thermique et global sont diminuent.

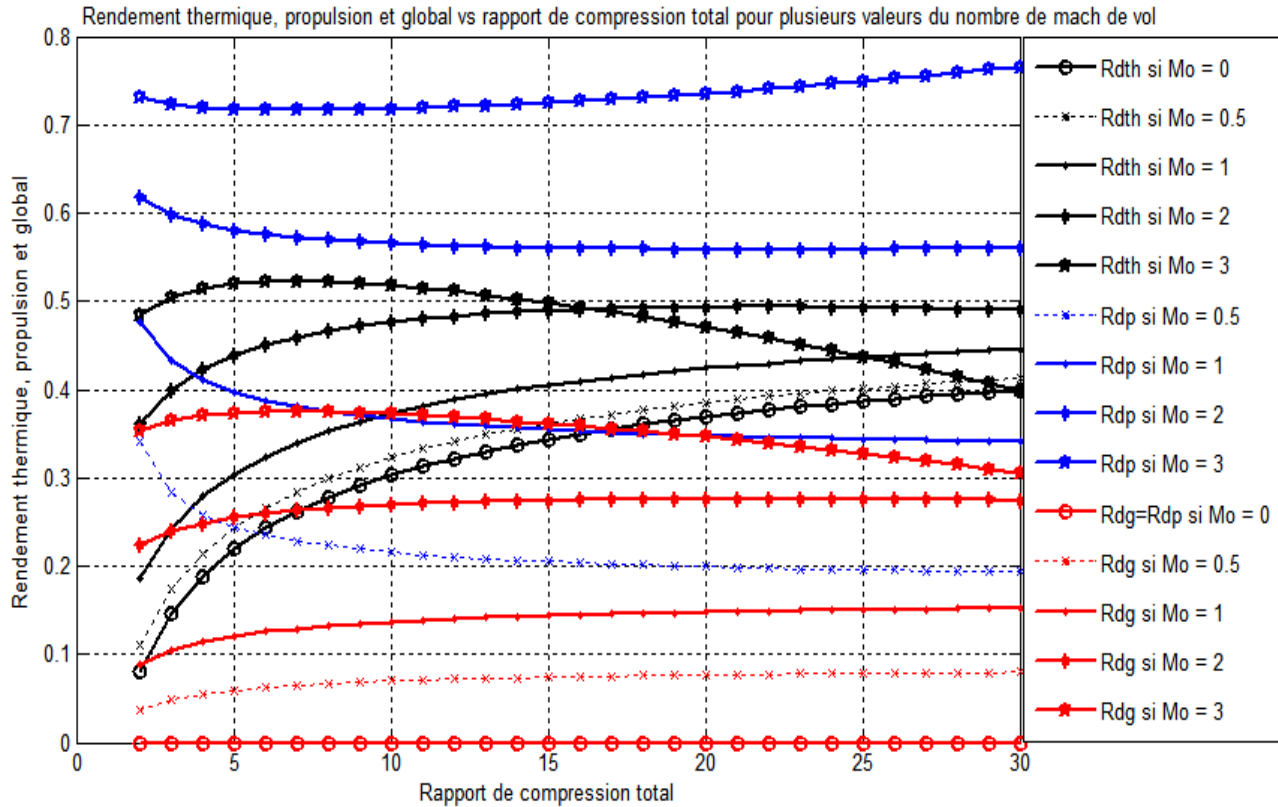


Figure IV. 12: Variation de rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Cette figure exprime la variation du rendement thermique, de propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec post-combustion.

Cette figure montre que le rendement thermique, propulsion et global sont augmentent avec l'augmentation de rapport de pression Compresseur totale et de nombre de mach.

Dans les cas subsonique et sonique, le rendement de propulsion diminue avec l'augmentation du rapport de pression total de compresseur.

Pour un nombre de mach égale à 3 et des valeurs de rapport de pression totale de compresseur supérieur à 10, on remarque que les rendements thermique et global diminuent.

IV.5- Comparaison des performances d'un turboréacteur avec et sans Post-combustion

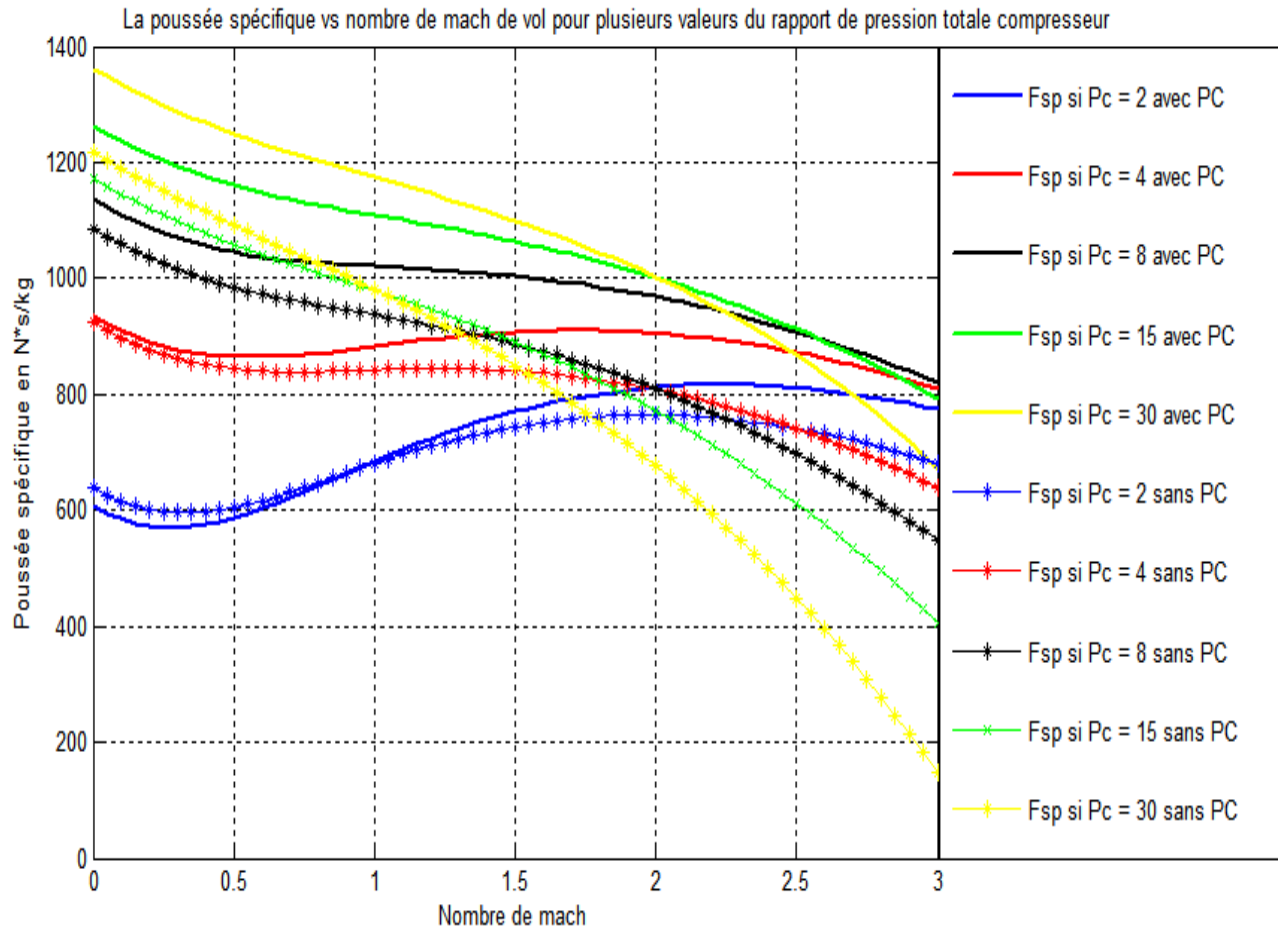


Figure IV. 13 : Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en $N*s/kg$) en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que la valeur de la poussée spécifique en fonction du nombre de mach dans le cas avec post-combustion est plus grande que le cas sans post-combustion, cela justifie le rôle de la post-combustion qui contribue à une augmentation significative de la poussée surtout pour atteindre les vitesses supersoniques.

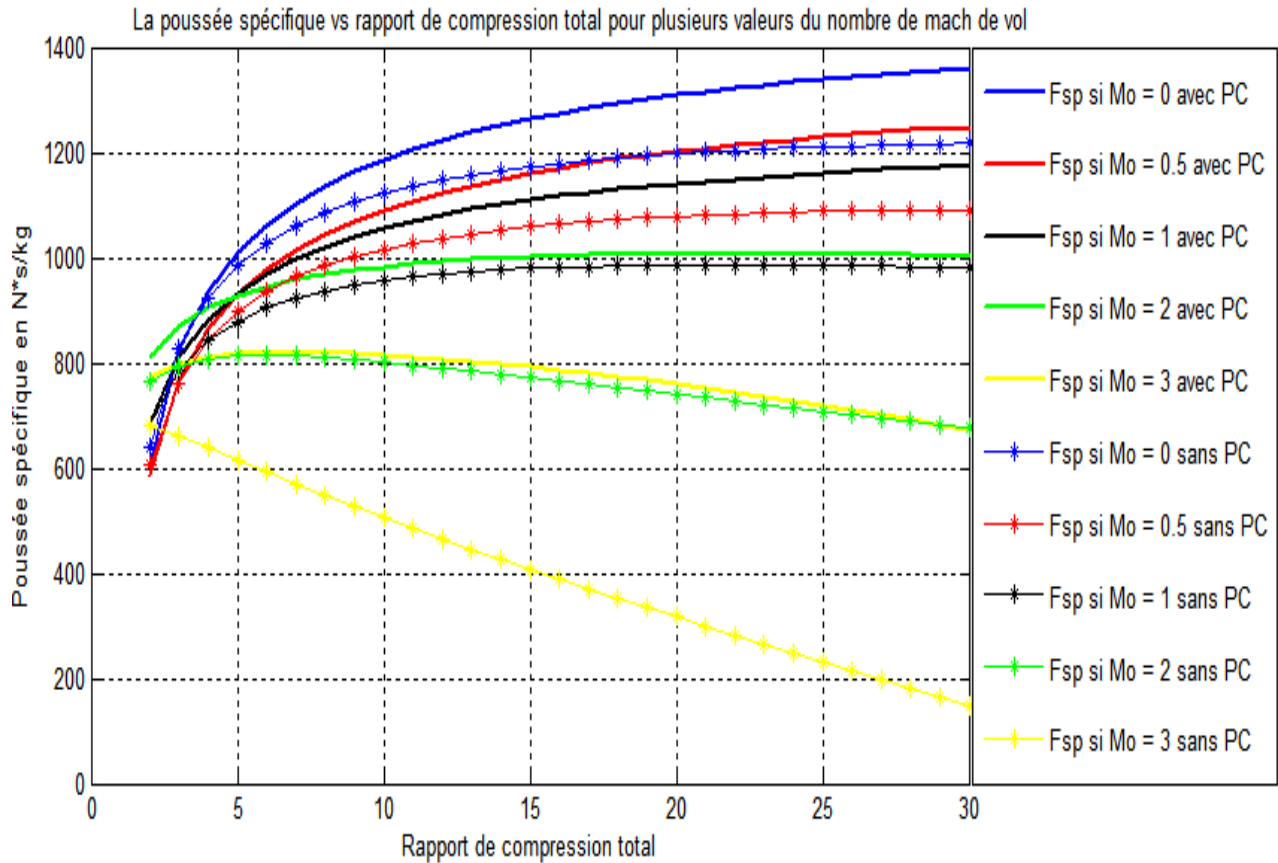


Figure IV. 14: Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation de la poussée spécifique (en $N*s/kg$) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que la valeur de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression total de compresseur dans le cas avec post-combustion est plus grande que le cas sans post-combustion ce qui montre l'effet de la post-combustion sur la poussée.

On remarque que pour un nombre de mach égale à 2, la poussée spécifique se stabilise après l'augmentation dans le cas avec post-combustion par contre elle va chuter dans le cas sans post-combustion. Donc, il est préférable d'adopter un fonctionnement avec post-combustion afin s'assurer une stabilité des performances de l'avion.

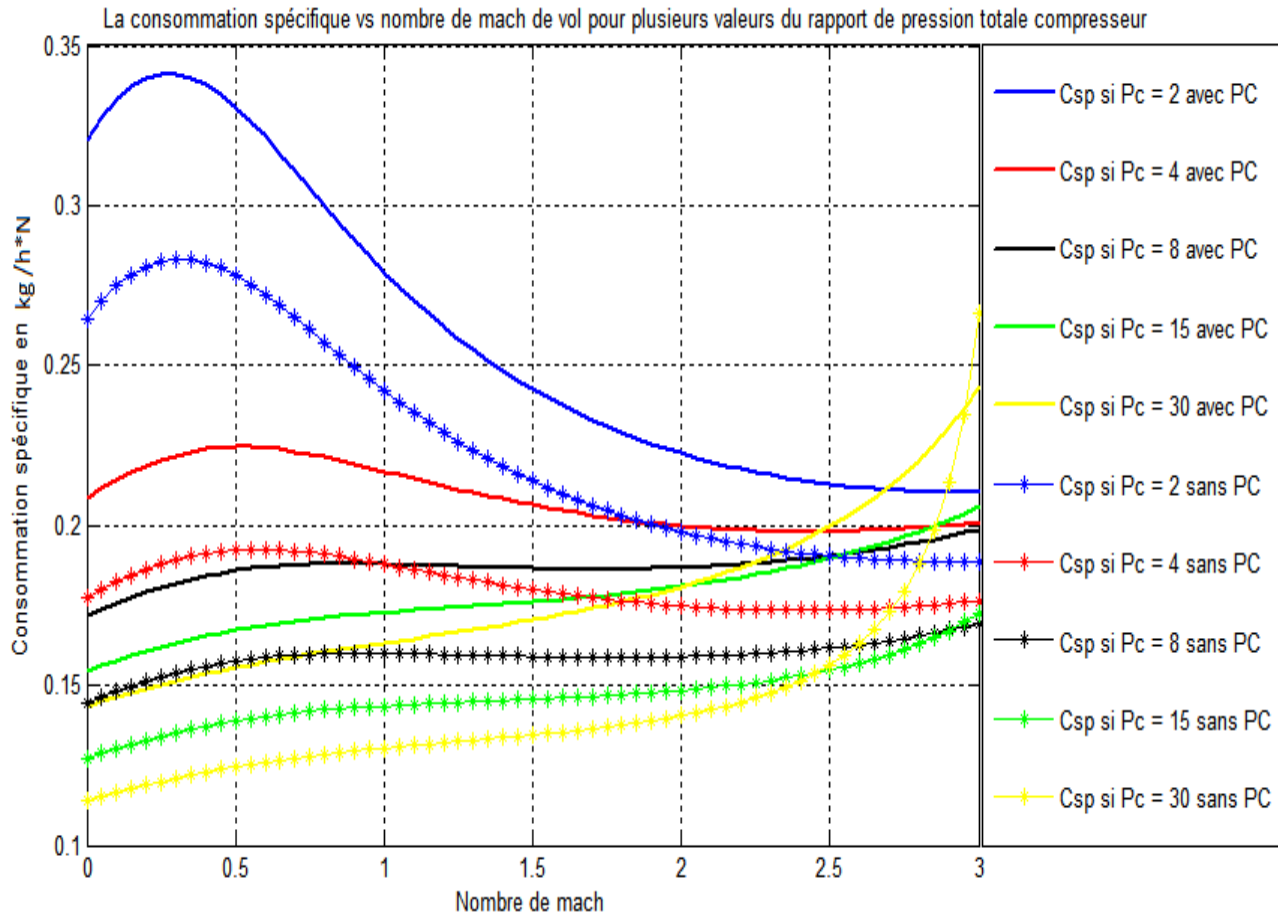


Figure IV. 15: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique (en kg/h*N) en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que la valeur de la consommation spécifique en fonction du nombre de mach dans le cas avec post-combustion est plus grande que le cas sans post-combustion, ceci est très logique, car il y a une deuxième injection de carburant dans la post-combustion.

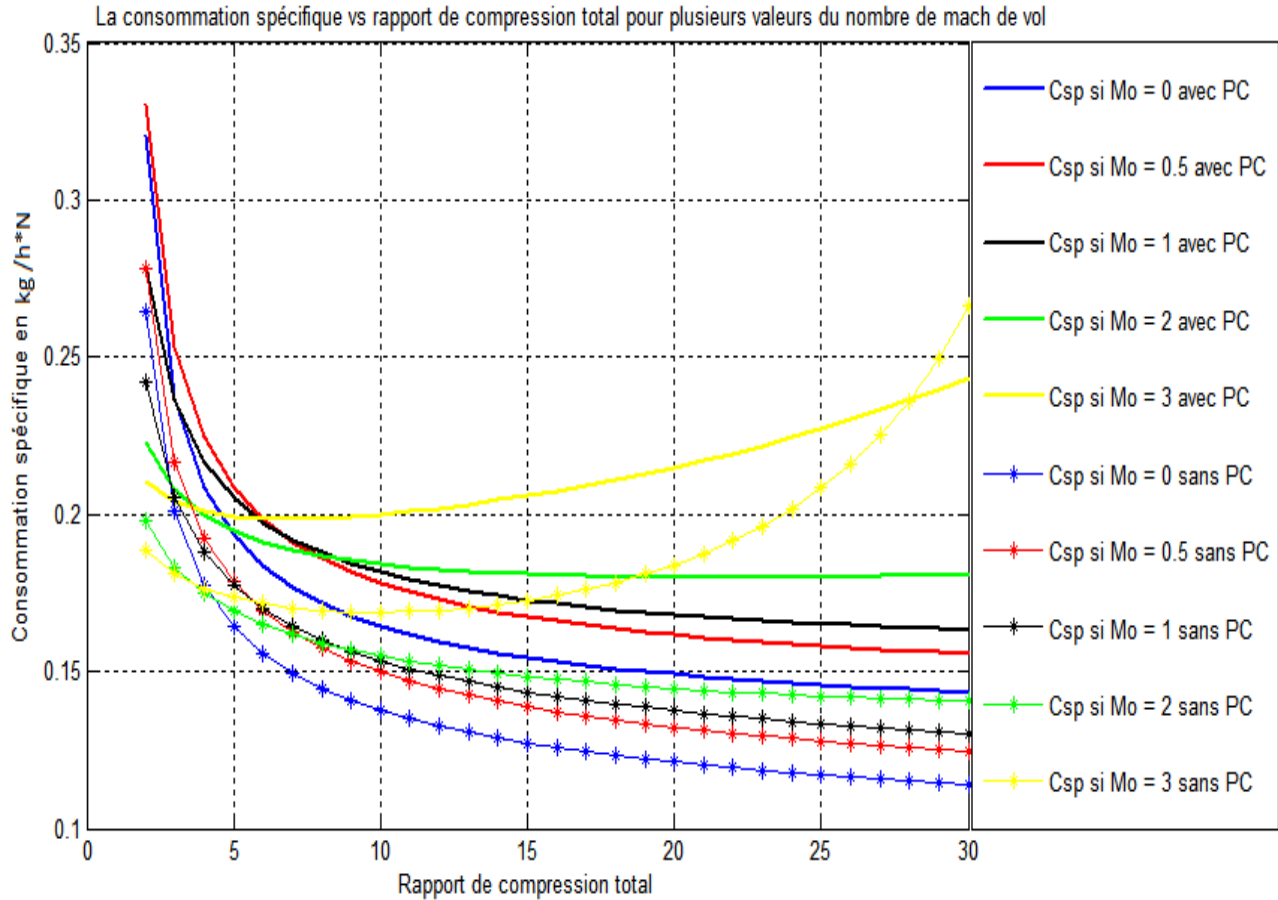


Figure IV. 16: Variation de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation de la consommation spécifique (en kg/h*N) en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que la valeur de la consommation spécifique en fonction du rapport de pression total de compresseur dans le cas avec post-combustion est plus grande que le cas sans post-combustion, ceci est très logique, car la post-combustion agit comme une seconde chambre de combustion.

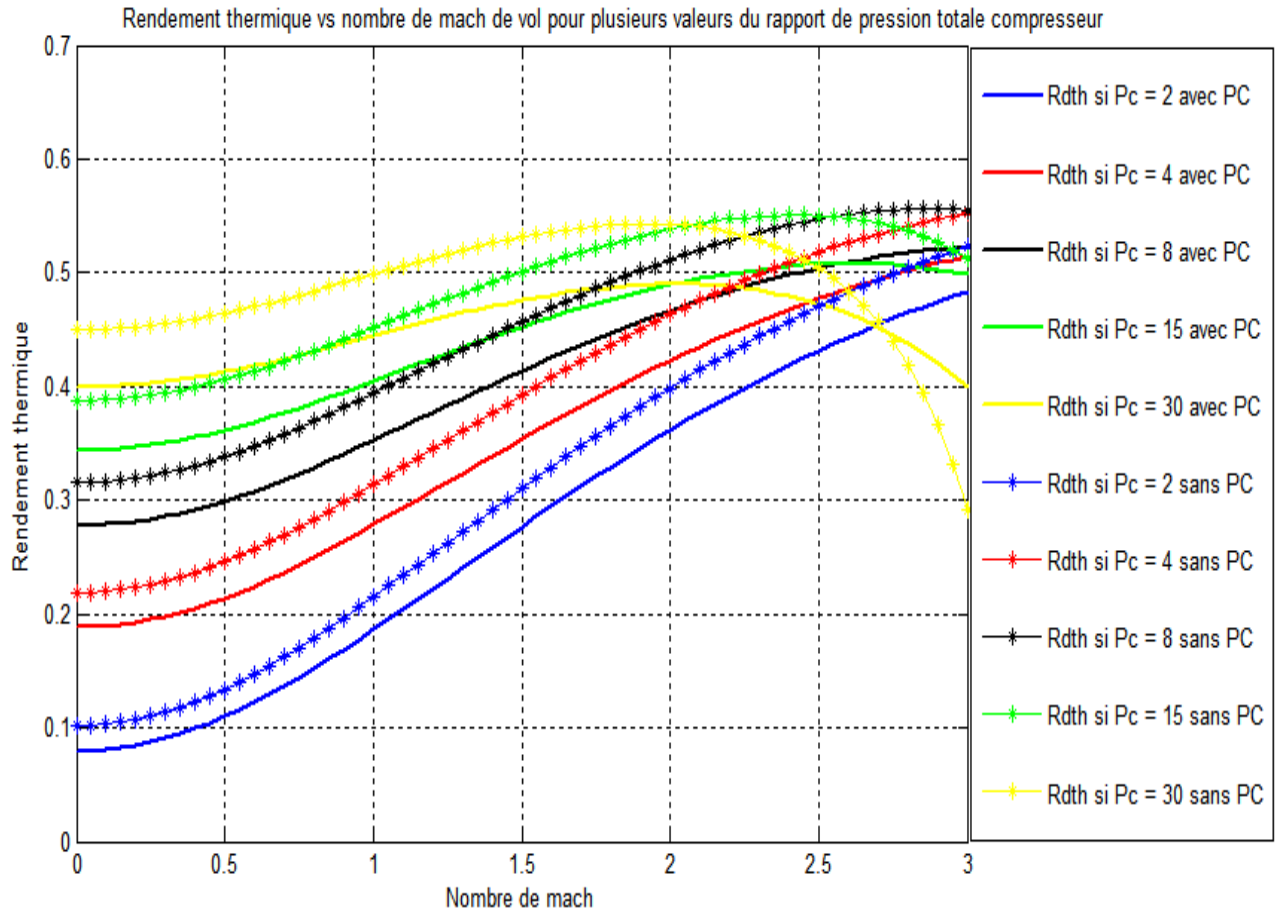


Figure IV. 17: Variation du rendement thermique en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation du rendement thermique en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que le rendement thermique en fonction du nombre de mach dans le cas sans post-combustion est plus grand que le cas avec post-combustion, cela est dû au fonctionnement de divers accessoires de la post-combustion ainsi que la perte additive au niveau de la source froide (gaz d'échappements plus chauds).

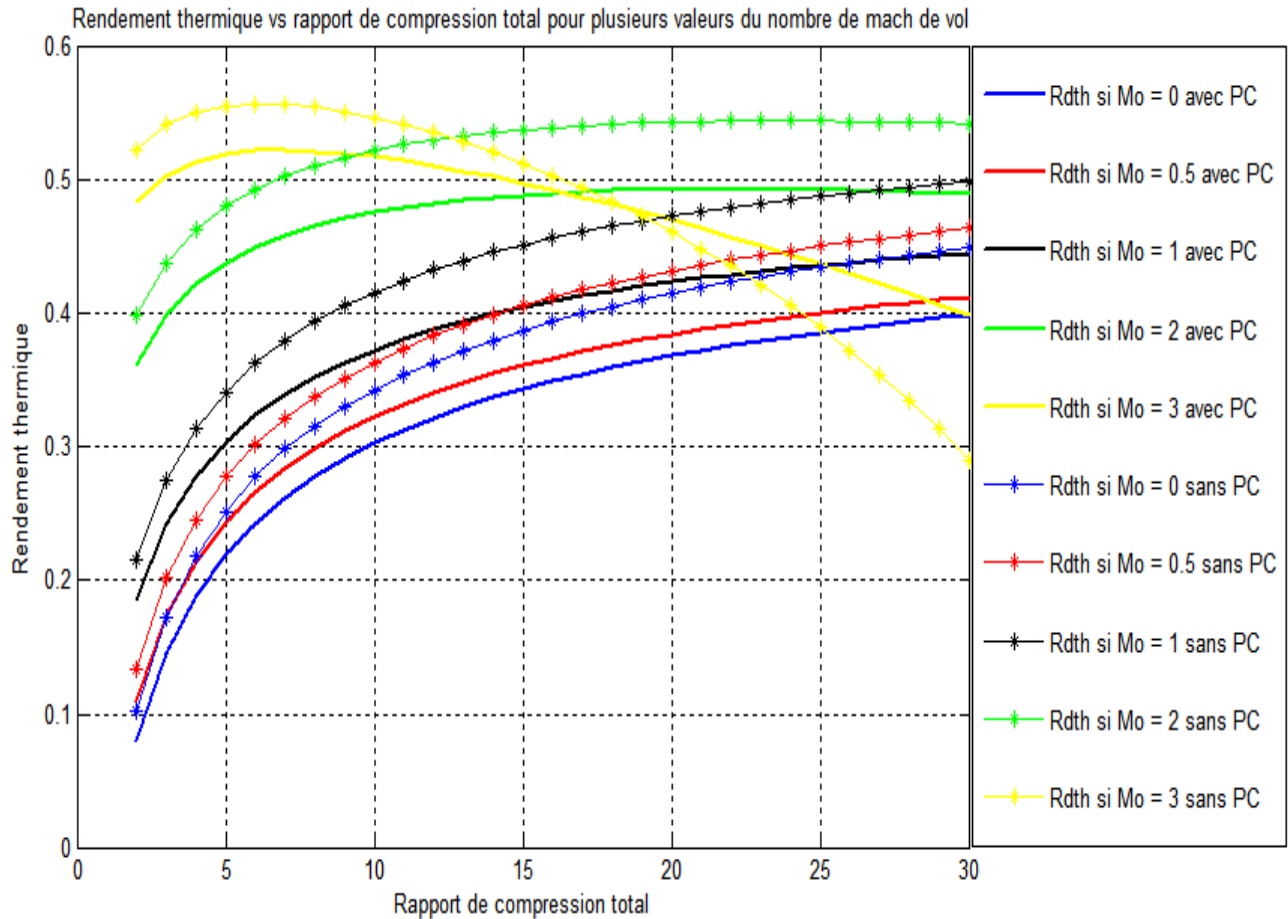


Figure IV. 18: Variation du rendement thermique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation du rendement thermique en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que le rendement thermique en fonction du rapport de pression totale de compresseur dans le cas sans post-combustion est plus grand que le cas avec post-combustion, cela est dû pour les mêmes raisons évoquées précédemment.

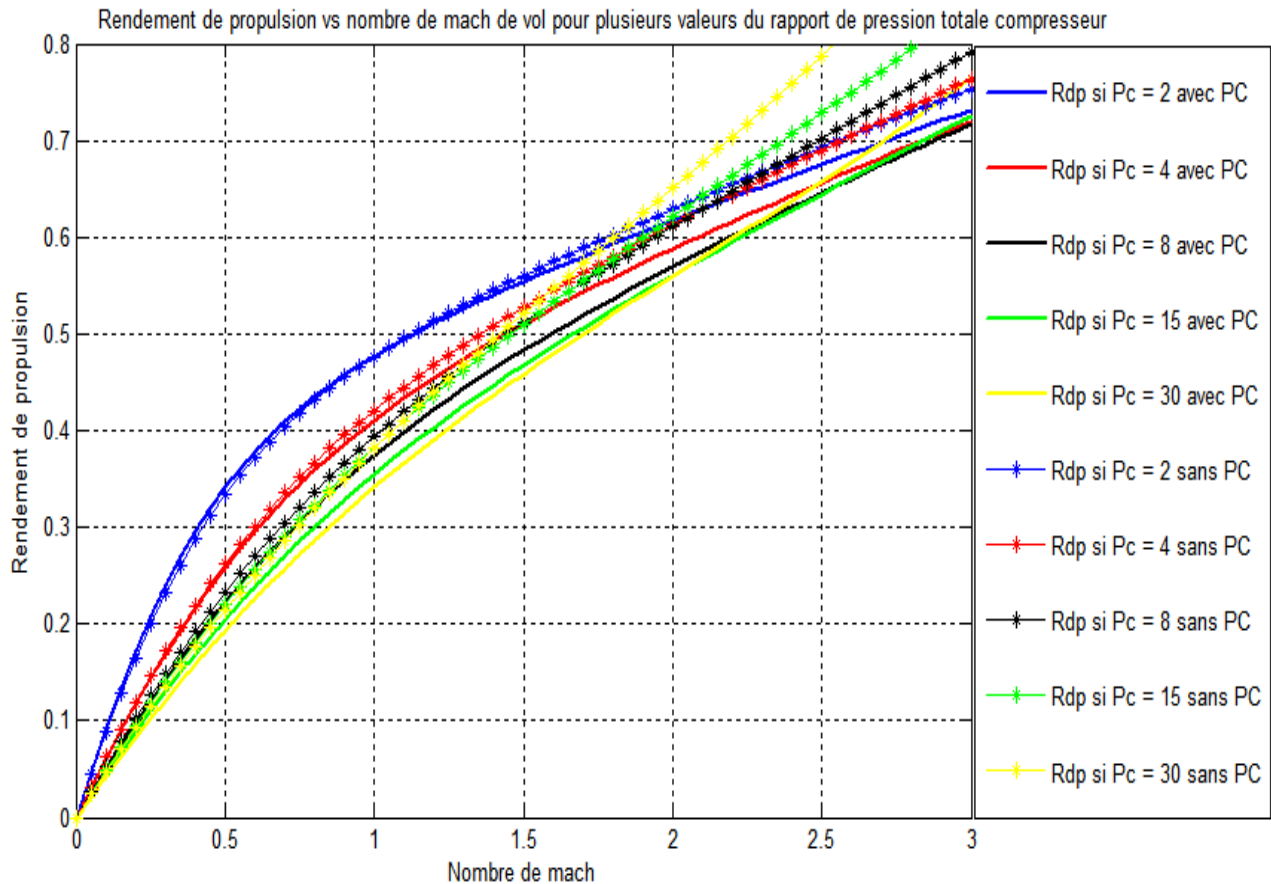


Figure IV. 19: Variation du rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation du rendement de propulsion en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que le rendement de propulsion en fonction du nombre de mach dans le cas sans post-combustion est plus grand que le cas avec post-combustion. Cet écart est constatable surtout dans le domaine supersonique. Etant donné que la post-combustion fait augmenter la vitesse de sortie des gaz chauds, la puissance de propulsion se trouve diminuée à cause des pertes par tourbillon qui est proportionnelle à la variation de vitesse au carré entre l'entrée et la sortie du turboréacteur.

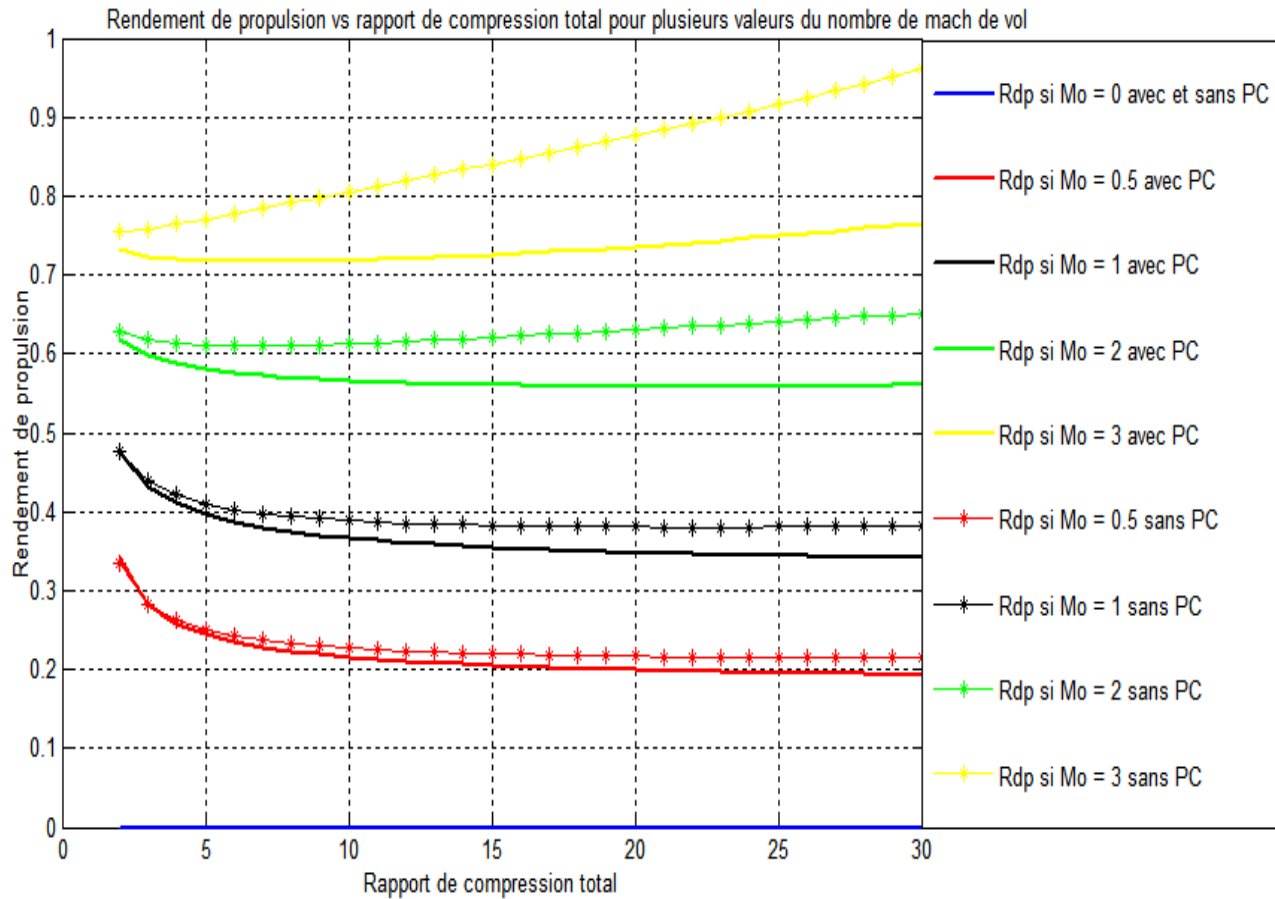


Figure IV. 20: Variation du rendement de propulsion en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation du rendement de propulsion en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec et sans post-combustion.

Les mêmes conclusions sont observées pour ce cas de figure. De plus, ces écarts sont importants pour des rapports de compression total plus grands ; c'est l'effet de l'augmentation de la puissance thermique à cause d'une consommation en carburant plus importante au niveau de la PC et ce, pour compenser les niveaux d'énergie en sortie de la PC.

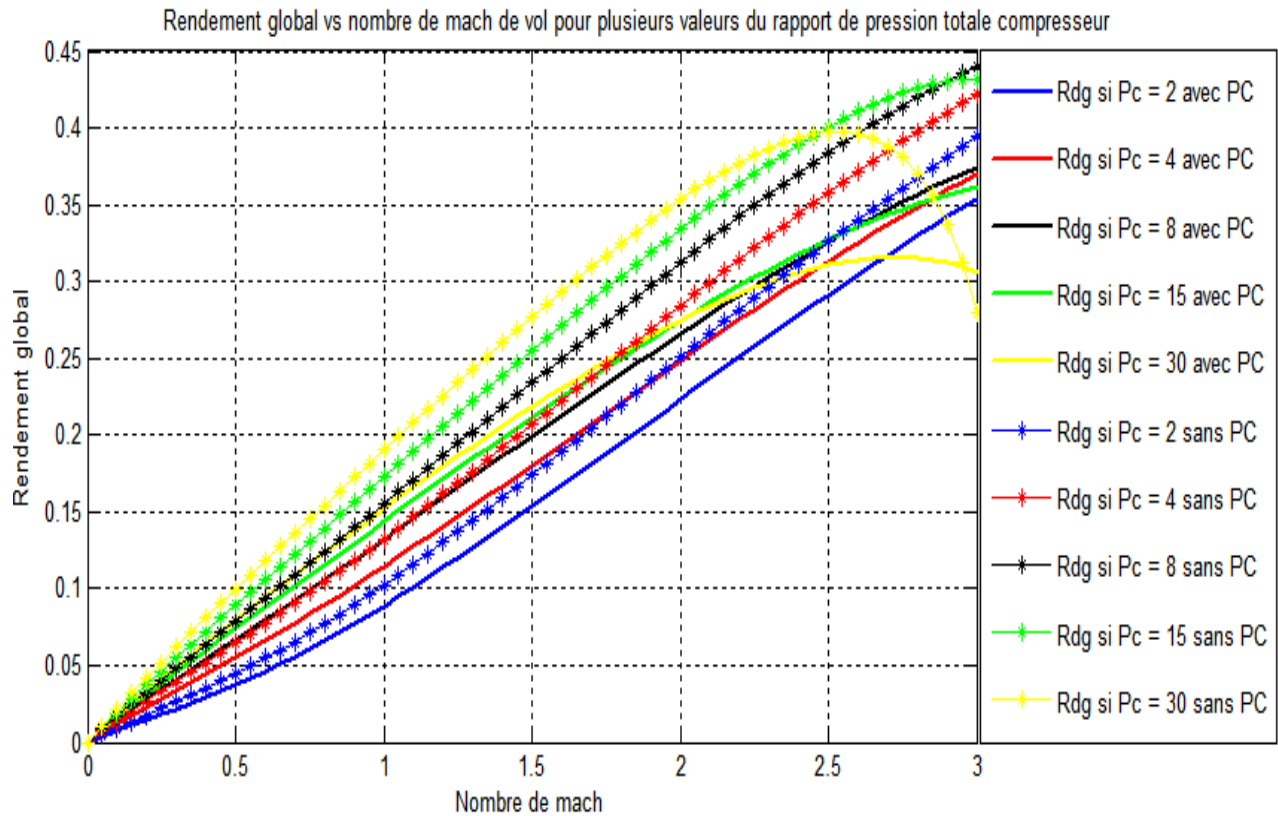


Figure IV. 21: Variation du rendement global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation du rendement global en fonction du nombre de mach pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans le cas avec et sans post-combustion.

Cette figure montre que le rendement global en fonction du nombre de mach dans le cas sans post-combustion est plus grand que le cas avec post-combustion. En effet, la post-combustion a pour rôle principal d'augmenter la force de poussée au détriment de la consommation en carburant dans la deuxième chambre de combustion (post-combustion) et donc, la puissance de propulsion ; les gaz sortants de la première détente au niveau de la turbine sont réchauffés avant qu'ils subissent la deuxième détente au niveau de la tuyère pour obtenir une vitesse de sortie plus importante. En effet, la consommation spécifique en carburant se trouve plus importante d'où une diminution conséquente du rendement global.

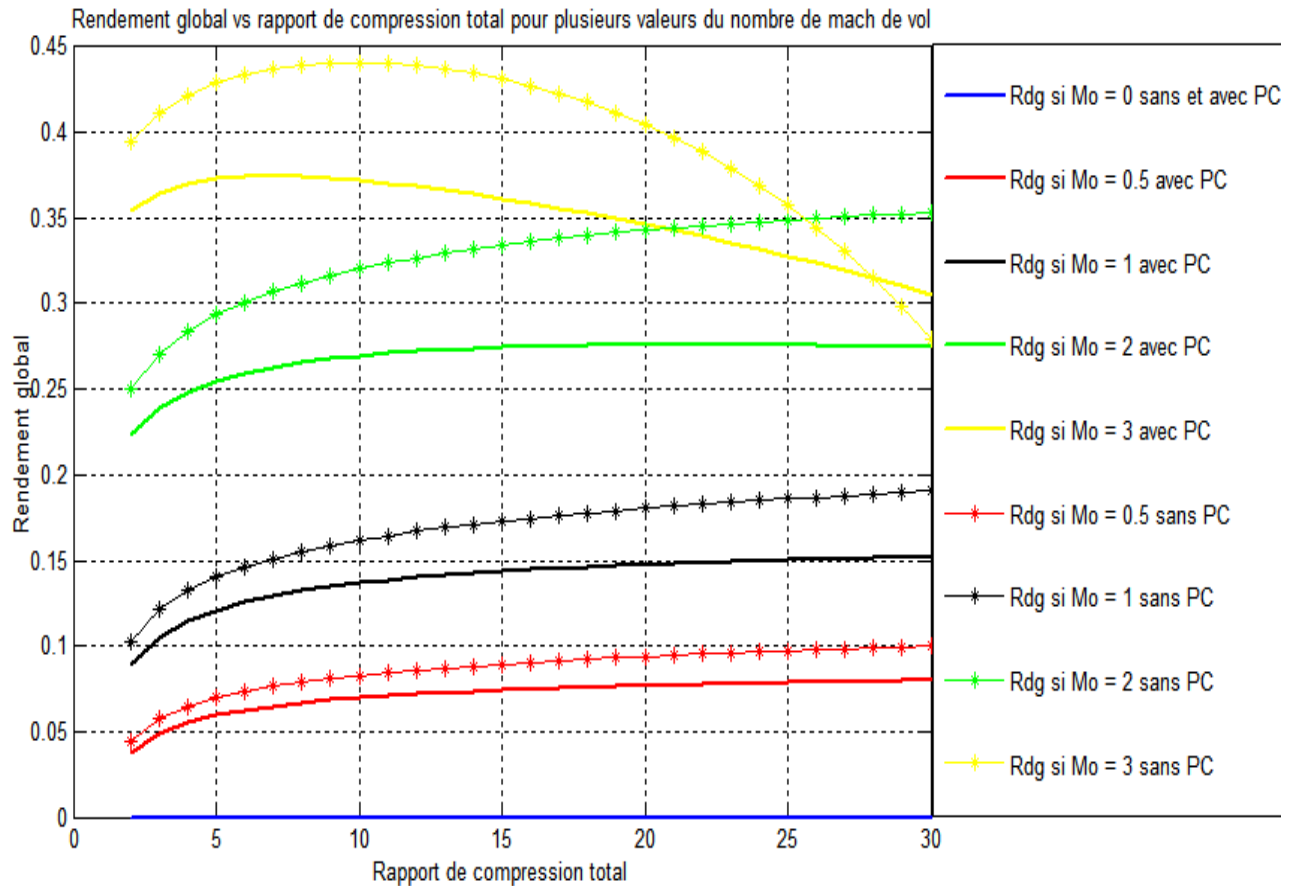


Figure IV. 22 : Variation du rendement global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans le cas avec et sans post-combustion

Cette figure exprime la variation du rendement global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans le cas avec et sans post-combustion.

Les mêmes conclusions sont observables pour ce cas de figure. De plus, le rendement global est beaucoup moins important pour le cas avec PC surtout pour des rapports de pression total du compresseur plus grands dans le domaine supersonique car plus de carburant est injecté au niveau de la post-combustion pour récupérer le niveau d'enthalpie plus bas en sortie de la turbine et donc, une consommation spécifique en carburant plus grande.

Le tableau suivant présente les indicateurs de performances d'un turboréacteur avec et sans post-combustion pour un rapport de pression totale de compresseur égale à 8.

	Nombre de Mach de vol Mo	0	0.5	1	2	3
Poussée Spécifique (N*s/kg)	Cas avec PC	1135.9	1044.9	1020.5	968.59	820.47
	Cas sans PC	1085.2	984.87	937.21	809.55	548.1
Consommation Spécifique (kg/ N*h)	Cas avec PC	0.1717	0.1858	0.1877	0.1868	0.1988
	Cas sans PC	0.1445	0.1575	0.1599	0.1590	0.1694
Le rendement thermique	Cas avec PC	0.28	0.30	0.35	0.47	0.52
	Cas sans PC	0.32	0.34	0.39	0.51	0.55
Le rendement de propulsion	Cas avec PC	0	0.22	0.37	0.57	0.72
	Cas sans PC	0	0.23	0.39	0.61	0.79
Le rendement global	Cas avec PC	0	0.067	0.13	0.27	0.37
	Cas sans PC	0	0.08	0.16	0.31	0.44

Tab IV.2 : Indicateurs de performances d'un turboréacteur avec et sans post-combustion pour un rapport de pression totale de compresseur égale à 8.

IV.6- Conclusion

À l'issu de ce chapitre, nous avons pu cerner les paramètres qui influencent sur le fonctionnement d'un turboréacteur avec et sans post-combustion par l'intermédiaire des simulations effectuées via un code du calcul automatique élaboré sous le langage MATLAB.

D'après les résultats obtenus, nous retiendrons les conclusions suivantes :

- ✓ Le maximum de poussée au sol est obtenu pour un fonctionnement avec post-combustion qui atteint 5 % de plus que le cas sans post-combustion.
- ✓ En comparant les deux fonctionnements du turboréacteur pour le cas supersonique $M=3$, nous remarquons que la poussée spécifique pour un fonctionnement avec post-combustion atteint environ 50 % de plus que le cas sans post-combustion.
- ✓ Le taux de diminution de la poussée spécifique dans le domaine supersonique est plus important dans le cas sans post-combustion. Donc, il est préférable d'adopter un fonctionnement avec post-combustion afin s'assurer une stabilité des performances de l'avion.
- ✓ La consommation spécifique pour un fonctionnement avec post-combustion atteint environ 17,5% de plus que le cas sans post-combustion.
- ✓ Les rendements pour un fonctionnement avec post-combustion sont plus bas que le cas sans post-combustion, soit environ 14,29% pour le rendement thermique, 7,02% pour le rendement de propulsion et 14,85% pour le rendement global.

Conclusion générale et perspectives



Avion de chasse Suchoi Su-30 [32].

Ce travail a fait l'objet d'une comparaison et calcul thermodynamique des paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur avec et sans post-combustion.

Tout d'abord, nous nous sommes orientés vers une compréhension du système turboréacteur et ces différents types ainsi que son principe de fonctionnement.

Ensuite, nous avons consolidé par la description générale des différents composants et systèmes principaux d'un turboréacteur équipé d'une post-combustion utilisé spécifiquement dans les avions de chasses à haute performance. Puis, nous avons tenté une analyse des performances thermodynamiques sur les éléments principaux de ce type de moteur dans deux cas différents avec et sans post-combustion.

Enfin, il est à conclure, la relation entre les paramètres de performance, à savoir, la poussée spécifique, la consommation spécifique de carburant et les rendements en fonction du rapport de pression totale du compresseur et du nombre de Mach de vol, grâce à un code de calcul élaboré sur «*MATLAB*» qui permet de simuler et d'afficher les courbes du fonctionnement d'un turboréacteur avec et sans post-combustion.

C'est ainsi alors, que les résultats et les courbes obtenues ont permis de constater:

- La poussée spécifique diminue pour des valeurs de nombre de Mach croissantes ;
- Pour un fonctionnement sans post-combustion, la poussée spécifique varie proportionnellement au rapport de pression total du compresseur pour les cas subsonique et sonique, et inversement proportionnelle pour le cas supersonique ;
- Pour un fonctionnement avec post-combustion, la poussée spécifique varie proportionnellement au rapport de pression total du compresseur sauf que pour les nombre de mach très élevé, on observe qu'elle varie d'une manière inversement proportionnelle pour des valeurs du rapport de pression totale de compresseur supérieur à 7 ;
- Un faible rapport de pression totale de compresseur est souhaité pour des nombres de mach élevés afin d'obtenir une poussée spécifique raisonnable ;
- La consommation spécifique de carburant augmente en fonction du nombre de Mach de vol ;

- La consommation spécifique diminue pour des valeurs du rapport de pression totale du compresseur croissantes ;
- L'avantage d'utiliser la Post-combustion est confortée par les résultats obtenus pour des poussées plus importantes surtout au décollage et dans le domaine supersonique.

Humblement, il serait souhaitable de recommander aux futures promotions intéressées par ce domaine d'étude, de faire une étude sur l'effet de la post-combustion dans un turboréacteur à simple flux et à double flux mélangés.

Annexes

1. Organigramme de calcul

Les entrées :

$$\gamma_a, \gamma_g, \gamma_{pc}, C_{p_a}, C_{p_g}, C_{p_{pc}}, \pi_{dmax}, \pi_{cc}, \pi_{pc}, \pi_{ty}, \eta_{p,c}, \eta_{p,t}, \eta_{th,cc}, \eta_{th,pc}, \eta_m, Ti4', P0, P5, T0, Ti3, PCI$$


Les étapes de calcul :

$$\tau_{r,d}, \tau_{\lambda,cc}, \tau_{\lambda,pc}, \tau_c, f_{cc}, \pi_t, \tau_t, f_{pc}, Ti2, Ti1, \pi_{r,d}, \pi_d, \eta_r, \pi_{r,ty}, M_5, Ti5, T_5, V_5, r_a, a_0$$


Pour le cas sans post-combustion on élimine les paramètres suivants :

$$\tau_{\lambda,pc}, f_{pc}, \gamma_{pc}, C_{p_{pc}}, \pi_{pc}, \eta_{th,pc}, Ti4'$$


Les sorties :

$$F_{sp}, C_{sp}, \eta_{th,r}, \eta_p, \eta_g$$

2. La méthode de calcul

2.1. Le cas sans post-combustion

$$\tau_{r,d} = 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_0^2 \dots\dots\dots (IV. 1)$$

$$\tau_{\lambda,cc} = \frac{Cp_g \cdot T_{i3}}{Cp_a \cdot T_0} \dots\dots\dots (IV. 2)$$

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}}} \dots\dots\dots (IV. 3)$$

$$f_{cc} = \frac{\tau_{\lambda,cc} - \tau_c \cdot \tau_{r,d}}{\frac{PCI \cdot \eta_{th,cc}}{Cp_a \cdot T_0} - \tau_{\lambda,cc}} \dots\dots\dots (IV. 4)$$

$$T_{i2} = \frac{(1 + f_{cc}) Cp_g \cdot T_{i3} - \eta_{th,cc} \cdot f_{cc} \cdot PCI}{Cp_a} \text{ (K)} \dots\dots (IV. 5)$$

$$T_{i1} = \frac{T_{i2}}{\pi_c^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}}}} \text{ (K)} \dots\dots (IV. 6)$$

$$\pi_t = \left(1 - \frac{\frac{\frac{\gamma_a - 1}{\pi_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a \cdot \eta_{p,c}}} - 1}}{(1 + f_{cc}) Cp_g \cdot T_{i3} \cdot \eta_m}}{Cp_a \cdot T_{i1}} \right)^{\frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1) \eta_{p,t}}} \dots\dots\dots (IV. 7)$$

$$\pi_{r,d} = (\tau_{r,d})^{\frac{\gamma_a}{(\gamma_a - 1)}} \dots\dots\dots (IV. 8)$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} \cdot \eta_r \dots\dots (IV. 9)$$

$$\eta_r = \left\{ \begin{array}{ll} 1 & \text{si } M_0 \leq 1 \\ 1 - 0,075(M_0 - 1)^{1,35} & \text{si } 1 < M_0 < 5 \end{array} \right\} \dots\dots (IV. 10)$$

$$\pi_{r,ty} = \frac{P_0}{P_5} \pi_{r,d} \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_{cc} \cdot \pi_t \cdot \pi_{ty} \dots\dots (IV. 11)$$

$$M_5 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} \left[(\pi_{r,ty})^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1 \right]} \dots\dots (IV. 12)$$

$$\tau_t = \pi_t \frac{(Y_g - 1)\eta_{p,t}}{Y_g} \dots (IV. 13)$$

$$T_{i4} = T_{i3} \tau_t \text{ (K)} \dots (IV. 14)$$

$$T_{i5} = T_{i4} \text{ (K)} \dots (IV. 15)$$

$$T_5 = \frac{T_{i5}}{\left[1 + \frac{Y_g - 1}{2} M_5^2\right]} \text{ (K)} \dots (IV. 16)$$

$$V_5 = \sqrt{(T_{i5} - T_5) 2 C_p} \text{ (m/s)} \dots (IV. 17)$$

$$r_a = \frac{Y_a - 1}{Y_a} C_{p_a} \left(\frac{\text{kJ}}{\text{kg K}} \right) \dots (IV. 18)$$

$$a_0 = \sqrt{Y_a r_a T_0} \text{ (m/s)} \dots (IV. 19)$$

$$V_0 = a_0 M_0 \text{ (m/s)} \dots (IV. 20)$$

La poussée spécifique F_{sp}

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} = \frac{(V_5 - a_0 M_0) + f_{cc} V_5}{1 + f_{cc}} \left(\text{N} \cdot \frac{\text{s}}{\text{kg}} \right) \dots (IV. 21)$$

La consommation spécifique C_{sp}

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 \cdot \dot{m}_c}{F} = \frac{3600 \cdot f_{cc}}{(V_5 - a_0 M_0) + f_{cc} V_5} \text{ (en kg/h.N)} \dots (IV. 22)$$

Le rendement thermique η_{tr}

$$\eta_{th,r} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} = \frac{\frac{1}{2} (V_5^2 - (a_0 M_0)^2) + \frac{1}{2} (f_{cc}) V_5^2}{f_{cc} PCI} \dots (IV. 23)$$

Le rendement de propulsion η_p

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} = \frac{[(V_5 - a_0 M_0) + f_{cc} V_5] a_0 M_0}{\frac{1}{2} (V_5^2 - (a_0 M_0)^2) + \frac{1}{2} (f_{cc}) V_5^2} \dots (IV. 24)$$

Le rendement global η_g

$$\eta_g = \eta_p * \eta_{th,r} \dots (IV. 25)$$

2.2. Le cas avec post-combustion

$$\tau_{r,d} = 1 + \frac{Y_a - 1}{2} M_0^2 \dots\dots\dots (IV. 1')$$

$$\tau_{\lambda,cc} = \frac{Cp_g \cdot T_{i3}}{Cp_a \cdot T_0} \dots\dots\dots (IV. 2')$$

$$\tau_{\lambda,pc} = \frac{Cp_{pc} \cdot T_{i4'}}{Cp_a \cdot T_0} \dots\dots\dots (IV. 3')$$

$$\tau_c = \pi_c \frac{(Y_a - 1)}{Y_a \cdot \eta_{p,c}} \dots\dots\dots (IV. 4')$$

$$f_{cc} = \frac{\tau_{\lambda,cc} - \tau_c \cdot \tau_{r,d}}{\frac{PCI \cdot \eta_{th,cc}}{Cp_a \cdot T_0} - \tau_{\lambda,cc}} \dots\dots\dots (IV. 5')$$

$$\pi_t = 1 - \left(\frac{\frac{Y_a - 1}{Y_a \cdot \eta_{p,c}} - 1}{\frac{(1 + f_{cc}) Cp_g \cdot T_{i3} \cdot \eta_m}{Cp_a \cdot T_{i1}}} \right)^{\frac{Y_g}{(Y_g - 1) \eta_{p,t}}} \dots\dots\dots (IV. 6')$$

$$\tau_t = \pi_t \frac{(Y_g - 1) \eta_{p,t}}{Y_g} \dots\dots (IV. 7')$$

$$f_{pc} = (1 + f_{cc}) \left[\frac{\tau_{\lambda,pc} - \tau_t \cdot \tau_{\lambda,cc}}{\frac{PCI \cdot \eta_{th,pc}}{Cp_a \cdot T_0} - \tau_{\lambda,pc}} \right] \dots\dots\dots (IV. 8')$$

$$T_{i2} = \frac{(1 + f_{cc}) Cp_g T_{i3} - \eta_{th,cc} f_{cc} PCI}{Cp_a} (K) \dots\dots (IV. 9')$$

$$T_{i1} = \frac{T_{i2}}{\pi_c \frac{(Y_a - 1)}{Y_a \cdot \eta_{p,c}}} (K) \dots\dots (IV. 10')$$

$$\pi_{r,d} = (\tau_{r,d})^{\frac{Y_a}{(Y_a - 1)}} \dots\dots\dots (IV. 11')$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} \cdot \eta_r \dots\dots (IV. 12')$$

$$\eta_r = \left\{ \begin{array}{ll} 1 & si \quad M_0 \leq 1 \\ 1 - 0,075(M_0 - 1)^{1,35} & si \quad 1 < M_0 < 5 \end{array} \right\} \dots\dots (IV. 13')$$

$$\pi_{r,ty} = \frac{P_0}{P_5} \pi_{r,d} \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_{cc} \cdot \pi_t \cdot \pi_{pc} \cdot \pi_{ty} \dots \text{(IV. 14')}$$

$$M_5 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{pc} - 1} \left[(\pi_{r,ty})^{\frac{\gamma_{pc}-1}{\gamma_{pc}}} - 1 \right]} \dots \text{(IV. 15')}$$

$$T_{i5} = T_{i4'} \text{ (K)} \dots \text{(IV. 16')}$$

$$T_5 = \frac{T_{i5}}{\left[1 + \frac{\gamma_{pc} - 1}{2} M_5^2 \right]} \text{ (K)} \dots \text{(IV. 17')}$$

$$V_5 = \sqrt{(T_{i5} - T_5) 2 C_{p_{pc}}} \text{ (m/s)} \dots \text{(IV. 18')}$$

$$r_a = \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} C_{p_a} \left(\frac{\text{kJ}}{\text{kg K}} \right) \dots \text{(IV. 19')}$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_a r_a T_0} \text{ (m/s)} \dots \text{(IV. 20')}$$

$$V_0 = a_0 M_0 \text{ (m/s)} \dots \text{(IV. 21')}$$

La poussée spécifique F_{sp}

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}} = \frac{(V_5 - a_0 M_0) + (f_{cc} + f_{pc}) V_5}{1 + f_{cc} + f_{pc}} \left(\text{N} \cdot \frac{\text{s}}{\text{kg}} \right) \dots \text{(IV. 22')}$$

La consommation spécifique C_{sp}

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600 (f_{cc} + f_{pc})}{(V_5 - a_0 M_0) + (f_{cc} + f_{pc}) V_5} \text{ (en kg/h. N)} \dots \text{(IV. 23')}$$

Le rendement thermique η_{tr}

$$\eta_{th,r} = \frac{P_{th,r}}{P_{cal}} = \frac{\frac{1}{2} (V_5^2 - (a_0 M_0)^2) + \frac{1}{2} (f_{cc} + f_{pc}) V_5^2}{(f_{cc} + f_{pc}) PCI} \dots \text{(IV. 24')}$$

Le rendement de propulsion η_p

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th,r}} = \frac{[(V_5 - a_0 M_0) + (f_{cc} + f_{pc}) V_5] a_0 M_0}{\frac{1}{2} (V_5^2 - (a_0 M_0)^2) + \frac{1}{2} (f_{cc} + f_{pc}) V_5^2} \dots \text{(IV. 25')}$$

Le rendement global η_g

$$\eta_g = \eta_p * \eta_{th,r} \dots \text{(IV.28)}$$

3. Les sorties

La poussée spécifique F_{sp}

La consommation spécifique C_{sp}

Le rendement thermique η_{tr}

Le rendement de propulsion η_p

Le rendement global η_g

Références bibliographiques

- [1] Jean-Claude Thevenin. «Le Turboréacteur, Moteur des avions à réaction.» 3ème Edition, description simplifiée, principe de fonctionnement, principales caractéristiques, 2004.
- [2] Pr. Jean-Pierre & Pr. Catherine Devaux. Cours de Turbomachines, 2016.
- [3] Daniel Huilier. «Aérodynamique et propulsion.» 2008.
- [4] Mr Lekhal Rachid. «Cours de Mécanique de Propulsion.» Université de Bouira, 2020.
- [5] L'avionnaire site dédié à l'aviation : <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php>, 2020.
- [6] André Vouillarmet. «Les Propulseurs Aeronautiques.» Théorie et Conception, Ecole centrale de Lyon, 2007.
- [7] Touati Yassine & Lamri Yahia, Etude du fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion dans le domaine supersonique, pour obtenir le diplôme de Master; Université de Bouira, 2019.
- [8] Olivier Pantale. Machines Mécaniques et Turbomachines, Ecole Nationale d'Ingénieurs de Tarbes 2008.
- [9] Renaud Gicquel, Turbomoteurs à combustion interne extrait de "Systèmes Energétiques, tome 2", Presses de l'Ecole des Mines de Paris, 2005.
- [10] Diagramme du turboréacteur : <https://www.thermal-engineering.org/fr/quest-ce-que-le-cycle-de-brayton-diagramme-pv-ts-definition/> ,2020.
- [11] Klause Hunecke, Jet engines, Fundamentals of Theory, Design and Operation, 2003.
- [12] L'avionnaire site dédié à l'aviation : <https://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php>, 2020.
- [13] Jack D. Mattingly, Element of gaz turbine propulsion, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [14] Laurens Vanhoyland & Stefan Van der Jonckheyd, Final Project: The Conception of Turbojet Maintenance System, Warsaw University of Technology, Faculty of Power and Aeronautical Engineering, Poland 2009.
- [15] Naval Aviation Schools Command, Aircraft Engines and systems, Department of the navy, Texas, 1999.
- [16] J. Lovett, T. Brogan, D. Philippona, B. Keil & T. Thompson, "Development Needs for Advanced Afterburner Designs," Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 2004.
- [17] Prof. Ravi Kumar, Introduction to Afterburner, Aerospace Engineering, Some, Sastra, 2015.

- [18] H. Cohen, G. Rogers, & H. Saravanamuttoo, Gas Turbine Theory, John Wiley and Sons, New York, 1987.
- [19] J. Harp, W. Mallett, & T. Shillito, "Experimental Sea-Level Static Investigation of a Short Afterburner," Naca, 1954.
- [20] E. Zukoski, "Afterburners," Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components, New-York, 1985.
- [21] R. Flack, Fundamentals of Jet Propulsion with Applications, Cambridge University Press, Cambridge, 2005.
- [22] Historique de la post-combustion <http://www.airwar.ru/enc/fighter/yak19.html>, 2020.
- [23] John P. Wanhainen & Joseph N. Sivo, Afterburner Performance at Altitude, National Advisory Committee for Aeronautics, 1958.
- [24] Hareesh. Bitla, CFD simulations of combustion in Afterburner, for the Degree of Master of Engineering, Aerospace Engineering INDIAN INSTITUTE OF SCIENCE, 2008.
- [25] Avio aero. «Mechanical transmissions.» <http://docs.avioaero.com/pdf/avioaero.pdf>, 2020.
- [26] SAFRAN transmission systems : <https://www.safran-transmission-systems.com/>, 2020.
- [27] Dr Henni Mansour Zoubir. «Cours de thermopropulsion II .» chapitre IV performances et cycles des turboreacteurs Blida, 2016.
- [28] Eurofighter Typhoon https://fr.sputniknews.com/tags/product_Eurofighter_typhoon/ 2020.
- [29] Atmosphère normalisée : https://fr.wikipedia.org/wiki/Atmosph%C3%A8re_normalis%C3%A9e 2020.
- [30] The CFM56 engine: <https://www.cfmaeroengines.com/engines/cfm56/> 2020.
- [31] Eurojet-EJ200 <https://www.3dhorse.com/products/eurojet-ej200-turbofan-jet-engine-3d-model> 2020.
- [32] Fighter Airplane Sukhoi https://s1.lzoom.me/b5060/401/Fighter_Airplane_Sukhoi_Su-30_Sunrises_and_sunset_532848_3840x2400.jpg 2020.