



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE
LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE AKLI MOHAND OULHADJ-BOUIRA

FACULTE DES SCIENCES ET DES SCIENCES APPLIQUEES
DEPARTEMENT GENIE MECANIQUE

N° d'ordre :...../Master/2019

Série :...../GM/2019

Projet de fin d'étude

Présenté pour obtenir le diplôme de Master

Spécialité : Génie mécanique

Option : Energétique

Thème:

***Etude du fonctionnement d'un turboréacteur avec
postcombustion dans le domaine supersonique***

Réalisé par

-Touati Yassine

-Lamri Yahia

Encadré par

-Mr R.Lekhal

Devant les jurys composés de

-Président : Mr LATTARI K.

-Examineur : Mr MOUSSAOUI M.

-Examineur : Mr MESSAI T.

ANNÉE UNIVERSITAIRE 2018-2019

Dédicaces

Je dédie ce travail

À mon cher père en signe d'amour, de reconnaissance et de gratitude pour tout le soutien et les sacrifices dont fait preuve à mon égard.

À ma chère mère ma raison d'être, ma raison de vivre, la lanterne qui éclaire mon chemin.

À mes chers frères et chères sœurs aucun mot ni aucun signe ne pourront décrire votre implication à leur soutien pour moi.

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 ;

Yacine Jouati

Dédicaces

Je dédie ce travail

À mon cher père en signe d'amour, de reconnaissance et de gratitude pour tout le soutien et les sacrifices dont fait preuve à mon égard.

À ma chère mère ma raison d'être, ma raison de vivre, la lanterne qui éclaire mon chemin.

À mes chers frères et chères sœurs aucun mot ni aucun signe ne pourront décrire votre implication et leur soutien pour moi.

À tous mes chers amis de l'Université de

Bouira ;

Et à tous ce qui m'a enseigné tout au long de ma vie scolaire ;

Yahia Lamri

*R*emerciements

*En premier lieu, nous tenons à remercier
notre DIEU qui nous a donné la force pour
accomplir ce modeste travail.*

*Nous adressons nos remerciements à notre
promoteur « Mr. Lekhal Rachid » pour nous
avoir dirigés tout au long de ce mémoire.*

*Messieurs les membres du jury pour
leurs*

*Collaborations durant l'examen de ce
travail et leurs participations à la
soutenance.*

Résumé

L'évolution du turboréacteur est une étape importante dans l'industrie du transport aérien. Sa caractéristique principale est de réduire et la consommation du carburant et la pollution, tout en développant un jet de poussée maximale. Ce Travail consiste sur l'analyse thermodynamique du fonctionnement d'un moteur de turboréacteur avec et sans postcombustion. 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 dans le cas idéal et réel. L'analyse montre que la poussée et la consommation spécifique sont très influencées par les paramètres suivants (rapport de pression totale au niveau du compresseur, le nombre de Mach de vol).

Mots clés : Turboréacteur, rapport de pression totale du compresseur, propulsion
postcombustion

Abstract

The evolution of the turbojet is an important step in the airline industry. Its main feature is to reduce and fuel consumption and pollution, while developing a maximum thrust jet. This work consists of the thermodynamic analysis of the operation of a turbojet engine with and without afterburner. A calculation program is carried out under the MATLAB software to bring out, by means of several simulations, the graphs which translate their variations in the ideal and real case. The analysis shows that the thrust and the specific fuel consumption are strongly influenced by the following parameters (total pressure ratio at the compressor, the Mach number of the flight).

Key words: turbojet, total compressor pressure ratio, propulsion, afterburner.

ملخص

ان تطور المحرك النفاث هو خطوة مهمة في صنع الطائرات. خاصيته الرئيسية تقليل استهلاك الوقود والتلوث مع زيادة اقصى قوة دفع. يتكون هذا العمل من التحليل الديناميكي الحراري لتشغيل محرك نفاث مع وبدون بعد الاحتراق. تم انجاز برنامج حسابي MATLAB للإظهار الرسومات البيانية التي تترجم اشكالها في الحالة المثالية والواقعية عن طريق العديد من عمليات المحاكاة. يوضح التحليل قوة الدفع و استهلاك الوقود يتأثران بشدة بالمعلمت التالية (نسبة الضغط الاجمالي لضغط ،العدد Mach للطيران) كلمات مفتاحية: محرك نفاث ، نسبة الضغط الكلي للضاغط ، الدفع ، بعد الاحتراق

Sommaire

Introduction générale.....	1
I.1 Introduction	3
I.2 Historique du turboréacteur.....	3
I.3 Définition de la propulsion :	4
I.4 Les Types de propulsion :	4
I.5 Les types de moteurs à réaction indirect	6
I.5.1 Motopropulseur.	6
I.5.2 Turbopropulseur	6
I.6 Les types de moteurs à réaction direct	7
I.6.1 Moteur a fusée	7
I.6.2 Turboréacteur à compresseur centrifuge	8
I.6.3 Turboréacteur simple flux mono-corps	9
I.6.4 Turboréacteur simple flux, double corps.....	9
I.6.5 Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC	10
I.6.7 Turboréacteur double flux avec PC	11
I.6.8 Turboréacteur double flux avec soufflante	11
I.7 Les organes principaux d'un turboréacteur	12
I.7.1 Diffuseur.....	12

Sommaire

I.7.1.1 Diffuseur subsonique	13
I.7.1.2 Diffuseur supersonique	13
I.7.2 Le compresseur.....	14
I.7.2.1 Le compresseur axial	14
I.7.2.2 Le compresseur centrifuge.....	15
I.7.3 La chambre de combustion.....	16
I.7.3.1 Chambre de combustion de type canette	16
I.7.3.2 Chambre de combustion de type annulaire.....	17
I.7.3.3 Chambre de combustion de type annulaire-canette	18
I.7.4 La turbine.....	19
I.7.4.1 Turbine axiale	19
I.7.4.2 Turbine radial.....	20
I.7.5 La tuyère	21
I.7.5.1 La tuyère convergente.....	22
I.7.5.2 La tuyère convergente/divergente.....	22
I.8 Les avantages et les inconvénients du turboréacteur	23
I.8.1 Les avantages.....	23
I.8.2 Les inconvénients	24
I.9 Conclusion.....	24
II.1 Introduction.....	25

Sommaire

II.2 Historique de la postcombustion.....	25
II. 3 Présentation de turboréacteur avec postcombustion	25
II.3.1 Définition de la postcombustion (La réchauffe)	25
II.3.2 Le principe du travail de la postcombustion	26
II.3.3 L'effet de postcombustion	27
II.3.4 Construction de la postcombustion	28
II.3.4 .1 Diffuseur.....	28
II.3.4 .2 L'injection de carburant	28
II.3.4 .3 L'Allumage	28
II.3.4 .4 Stabilisation à la flamme	29
II.4 Domaine d'application.....	29
II.5 Les avantages et les inconvénients de la postcombustion	30
II.5.1 Les avantages	30
II.5.2 Les inconvénients.....	31
II.6 Conclusion	31
III.1 Introduction	32
III.2 Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion.....	32
III.2.1 La force de poussée.....	32
III.2.2 La poussée spécifique (S)	33

III.2.2 Consommations (horaire –spécifique)	33
❖ Consommation massique horaire (CH)	33
❖ Consommation spécifique (Csp)	34
III.2.4 Les Puissances	34
➤ Puissance calorifique.....	34
➤ Puissance thermodynamique ou thermique théorique.....	34
➤ Puissance thermique réelle.....	35
➤ Puissance de propulsion.	35
III.2.5 Les rendements (thermodynamique, interne, de propulsion, global).....	35
➤ Le rendement thermodynamique	35
➤ Le rendement thermique	36
➤ Le rendement interne	36
➤ Le rendement de propulsion.....	36
➤ Le rendement global.....	36
III.2.6 L'organigramme de différents rendements	37
III.3 Etude thermodynamique d'un Turboréacteur simple flux avec postcombustion	38
III.3.1 Schéma d'installation.....	38
III.3.2.1 Le cycle idéal	38
III.3.2.2 Le cycle réel	39
III 3.3.1 L'entrée d'air.....	39

III 3.3.2 Le compresseur	40
➤ Le rendement isentropique de compresseur	41
➤ Le rendement de Compresseur à plusieurs étages	42
➤ Le rendement polytropique de compresseur.....	44
III.3.3.3 La chambre de combustion	45
➤ Le rendement thermique réel de la chambre de combustion.....	47
III.3.3.4 La turbine	47
➤ Le rendement isentropique de la turbine	48
➤ Le rendement de la Turbine à plusieurs étages.....	49
➤ Le rendement polytropique de la turbine.....	49
III.3.3.5 La postcombustion	50
➤ Le rendement thermique de la postcombustion	51
III.3.3.6 La tuyère.....	52
➤ Le rendement isentropique de la tuyère.....	52
III.3.3.7 Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine compresseur	53
III.4 Conclusion.....	54
IV.1 Introduction	55
IV.2 Définition de logiciel MATLAB	55
IV.3 Résultats et interprétations	55
IV.3.1 Cas idéal	55

Sommaire

➤ Turboréacteur sans postcombustion	55
➤ Turboréacteur avec postcombustion.....	60
IV.3.2 Cas réel	66
➤ Turboréacteur sans postcombustion	66
➤ Turboréacteur avec postcombustion.....	72
IV.4 Comparaison des performances du turboréacteur avec et sans Postcombustion	81
IV.5 Conclusion.....	81
Conclusion générale	81
Annexes	XVIII
Références	XXV

Liste de figures

Figure I. 1: Avion équipé d'un turbopropulseur	5
Figure I. 2: a-Boeing 747 équipé d'un turbo réacteur ; b-un fusée	5
Figure I. 3: Motopropulseur	6
Figure I. 4: Turbopropulseur	7
Figure I. 5: Distribution du carburant dans une fusée	8
Figure I. 6: Turbo réacteur simple flux avec compresseur centrifuge	9
Figure I. 7: Turbo réacteur simple flux mono -corps	9
Figure I. 8: Turbo réacteur simple flux double corps.....	10
Figure I. 9: Turbo réacteur simple flux avec postcombustion	10
Figure I. 10: Turbo réacteur double flux avec PC	11
Figure I. 11: Turbo réacteur double flux avec soufflante.....	12
Figure I. 12: Diffuseur subsonique	13
Figure I. 13: Diffuseur supersonique.....	14
Figure I. 14: Compresseur axial	15
Figure I. 15: Compresseur centrifuge.....	16
Figure I. 16: Chambre de combustion de type canette	17
Figure I. 17: Chambre de combustion de type annulaire	18
Figure I. 18: chambre de combustion annulaire- canette	19
Figure I. 19: turbine axiale	20
Figure I. 20: Turbine radiale	21
Figure I. 21: La tuyère convergente	22
Figure I. 22: La tuyère convergente/divergente	23
Figure II. 1: Postcombustion	26
Figure II. 2: Turbo réacteur avec postcombustion	27
Figure II. 3: Un F-111 australien effectue un (dump-and -burn).....	30

Figure III. 1: L'organigramme de différents rendements	38
Figure III. 2: schéma d'installation d'un turboréacteur simple flux avec postcombustion.....	38
Figure III. 3: Diagramme (T-S) idéal d'un turboréacteur simple flux avec postcombustion...	38
Figure III. 4: Diagramme (T-S) réel d'un turboréacteur simple flux avec postcombustion	39
Figure III. 5: Diagramme (T-S) de l'entrée d'air	40
Figure III. 6: Diagramme (T-S) de compresseur.....	41
Figure III. 7: Diagramme (T-S) de compresseur à plusieurs étages.....	43
Figure III. 8: Diagramme (T-S) de la chambre combustion.....	46
Figure III. 9: Diagramme (T-S) de la turbine	48
Figure III. 10: Diagramme (T-S) de la postcombustion.....	51
Figure III. 11: Diagramme (T-S) de la tuyère	52
Figure IV. 1: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du Compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	56
Figure IV. 2: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur	57
Figure IV. 3: Variation du rendement thermique, propulsion et globale en fonction du rapport de pression totale du Compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol..	58
Figure IV. 4: Variation du rendement thermique, propulsion et globale en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur	59
Figure IV. 5: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du Compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	60
Figure IV. 6: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur..	61

Figure IV. 7: Variation du dosage de la chambre combustion et de la postcombustion en fonction du rapport de pression totale du Compresseur totale pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol.....	62
Figure IV. 8: Variation du dosage de la chambre combustion et de la postcombustion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur.....	63
Figure IV. 9: Variation du rendement thermique, propulsion et globale en fonction du rapport de pression du Compresseur totale pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	64
Figure IV. 10: Variation du rendement thermique, propulsion et globale en fonction du nombre de mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur.....	65
Figure IV. 11: Variation de la poussé et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach en vol de vol.....	66
Figure IV. 12: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ;b-cas supersonique	68
Figure IV. 13: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach de vol	69
Figure IV. 14: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur: a-cas subsonique ;b-cas supersonique	71
Figure IV. 15: Variation de la poussé et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	72
Figure IV. 16: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ; b-cas supersonique	74
Figure IV. 17: Variation du dosage de la chambre combustion et la postcombustion en	

fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol.....	75
Figure IV. 18: Variation du dosage de la chambre combustion et la postcombustion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeur rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ; b-cas supersonique.....	77
Figure IV. 19: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ; b-cas supersonique	79
Figure IV. 20: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol	80

Liste de symboles

Symbole	Désignation	Unité
F	La force de poussée	N
\dot{m}	Le débit global	kg/s
\dot{m}_a	Débit massique de l'air	kg/s
\dot{m}_c	Débit massique du carburant de la chambre	kg/s
\dot{m}_{pc}	Débit massique du carburant de la postcombustion	kg/s
V_0	La vitesse à l'entrée du diffuseur	m/s
V_6	La vitesse à la sortie de tuyère	m/s
A_s	La surface de la tuyère	m ²
p	La pression	pa
p_s	La pression en sortie de la tuyère	pa
p_0	La pression à l'entrée du diffuseur	pa
p_6	Pression de la sortie de tuyère	pa
S	La poussé spécifique	N. s/kg
a_0	La vitesse du son	m/s
R_a	Constante universelle de l'air	kJ/kg. K
R_{pc}	Constante universelle des gaz éjectés	kJ/kg. K
CH	La consommation massique horaire	kg/h

Liste de symboles

C_{SP}	La consommation spécifique	kg/s. N
P_{cal}	La puissance calorifique	W
P_{ci}	Pouvoir calorifique inférieur du combustible	kJ/kg
$P_{th,t}$	La puissance thermique théorique	W
$P_{th,r}$	La puissance thermique réelle	W
P_p	La puissance de propulsion	W
T_s	Température des gaz à la sortie du réacteur	K
T_0	Température de l'atmosphère	K
T_6	Température de la sortie de tuyère	K
h	L'enthalpie massique	kJ/kg
cp_a	La capacité thermique massique de l'air	kJ/kg. K
cp_g	La capacité thermique massique de la cc	kJ/kg. K
cp_{pc}	La capacité thermique massique de la pc	kJ/kg. K
w_c	Le travail du compresseur	kJ
w_{ci}	Le travail isentropique	kJ
f_{cc}	Le dosage de la chambre de combustion	kgc/kg
f_{pc}	Le dosage de la postcombustion	kgc/kg
W_t	Le travail de la turbine	kJ
\dot{W}_c	La puissance de compresseur	W

\dot{W}_t	La puissance de la turbine	W
P_0/P_6	Le rapport de pression statique entre l'entrée et la sortie	
T_0/T_6	Le rapport de température statique entre l'entrée et la sortie	
M_0	Le nombre de Mach de vol	
M_6	Le nombre de mach du vol à la sortie de la tuyère	
$\frac{v_6}{a_0}$	Le rapport entre la vitesse des gaz éjectés et la vitesse de son	

Lettres grecques

η_{th}	Le rendement thermodynamique
η_{tr}	Le rendement thermique
η_i	Le rendement interne
η_p	Le rendement de propulsion
η_g	Le rendement global
γ	Le rapport des deux capacités calorifique massique
η_d	Le rendement de diffuseur
τ_d	Le rapport de température totale du diffuseur
π_d	Le rapport de pression totale du diffuseur
τ_{rd}	Le rapport de température réduite du diffuseur
η_c	Le rendement isentropique de compresseur
τ_c	Le rapport de température totale du compresseur

Liste de symboles

π_c	Le rapport de pression totale du compresseur
$\eta_{p,c}$	Le rendement polytropique du compresseur
η_{cc}	Le rendement de la chambre
η_t	Le rendement de la turbine
τ_t	Le rapport de température de la turbine
π_t	Le rapport de pression totale de la turbine
$\eta_{p,t}$	Le rendement polytropique de la turbine
η_{pc}	Le rendement de la postcombustion
$\eta_{is,ty}$	Le rendement isentropique de la tuyère
$\tau_{r,ty}$	Le rapport de température réduite de tuyère
η_m	Le rendement mécanique
$\tau_{\lambda pc}$	Le rapport de l'enthalpie de sortie de la PC
τ_λ	Le rapport de l'enthalpie de la sortie de brûleur

Les abréviations

D : Le diffuseur

C : le compresseur

pc : La postcombustion

cc : La chambre de combustion

T : la turbine

ty : La tuyère

Remarque :

Dans le chapitre III les équations de chaque élément sont tirées de référence [20]

Les équations des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion sont tirées de la référence [19]

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Introduction générale

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Il y a environ un siècle depuis sa création par le physicien allemand Hans Joachim Pabst Von Ohain qui est le concepteur du premier moteur à réaction opérationnel. Son premier projet a été lancé en mars 1937. Malgré ces premiers succès, d'autres conceptions allemandes ont rapidement éclipsé celles d'Ohain, et aucune de ses conceptions de moteur n'est entrée dans une production ou une utilisation opérationnelle généralisée.

D'abord, l'avion utilisé comme appareil de guerre lors des première et seconde guerres mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas finis d'évoluer. Les moteurs d'avion sont des organes sensibles, car très complexes et extrêmement chers.

Le turboréacteur est un système de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant, associé à un comburant qui est l'air ambiant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction en milieu élastique dans le sens opposé à l'éjection.

Mais aujourd'hui. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants des avions, au même temps maximiser la poussée. Pour cela, les ingénieurs et chercheurs travaillent activement sur différentes parties de l'avion qui pourraient bien connaître des modifications importantes pour protéger l'environnement.

Ce travail représente une étude du fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion dans le domaine supersonique afin d'évaluer les paramètres de performances et présenter une étude thermodynamique des composantes d'un turboréacteur.

Pour cela notre étude s'articule sur quatre (04) chapitres importants :

- Chapitre I : La propulsion et les turboréacteurs
- Chapitre II : la description du turboréacteur avec postcombustion
- Chapitre III : Etude et analyse thermodynamique d'un turboréacteur avec postcombustion
- Chapitre IV : Résultats et discussions.

Enfin on termine notre travail par une conclusion générale.

CHAPITRE I :
LA PROPULSION ET LES
TURBORÉACTEURS

I.1 Introduction

Dans ce chapitre on va traiter la propulsion et ses types ainsi que les organes de turboréacteurs mais tout d'abord on va se pencher à un bref historique et l'évolution du turboréacteur.

I.2 Historique du turboréacteur

Selon [1], 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 XIXème 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,).

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, bruyants 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.

Pour ne pas disparaître, les entreprises qui étudiaient et fabriquaient des moteurs à pistons avant la 2ème guerre mondiale ont du 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. [1]

I .3 Définition de la propulsion

La propulsion fait en sorte que le corps bouge (contre les forces naturelles), c.-à-d. lutter contre la tendance naturelle du mouvement relatif à se dégrader. Le mouvement est relatif à un environnement. Parfois, la propulsion est identifiée à la poussée, la force poussant un corps à se déplacer contre les forces naturelles, et on pourrait dire que la propulsion est poussée (mais poussée n'implique pas nécessairement le mouvement, comme lorsqu'on contre un mur; par contre, la propulsion implique la poussée) [2]

I.4 Les Types de propulsion

On distingue principalement deux types de propulsions :

- ❖ Propulsion à réaction indirecte : pour lesquels la force, appelée traction est produite par un organe intermédiaire : l'hélice. Celui-ci transforme l'énergie mécanique d'un

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



Figure I. 1: Avion équipé d'un turbopropulseur.^[12]

- ❖ Propulsion à réaction directe : Les propulseurs directs, produisant une force dirigée vers l'avant, appelée poussée opposée à la traînée. Dans ces moteurs se trouve la famille des turboréacteurs ainsi que des moteurs fusées. [22]



(a)



(b)

Figure I. 2: a-Boeing 747 équipé d'un turboréacteur ; b-un fusée .^[12]

I.5 Les types de moteurs à réaction indirecte

I.5.1 Motopropulseur

C'est un système de propulsion indirecte par soufflage d'air. Il est dit indirect car l'air utilisé par le soufflage est actionné par un élément extérieur l'hélice. Cette dernière est entraînée par un moteur à combustion interne basée sur un cycle d'Otto (moteurs à piston).

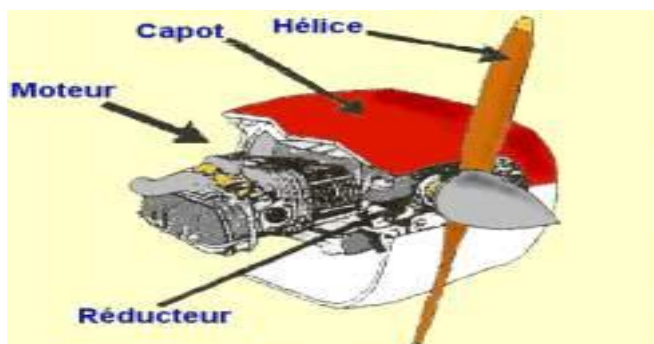


Figure I. 3: Motopropulseur .^[22]

I.5.2 Turbopropulseur

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. [3]

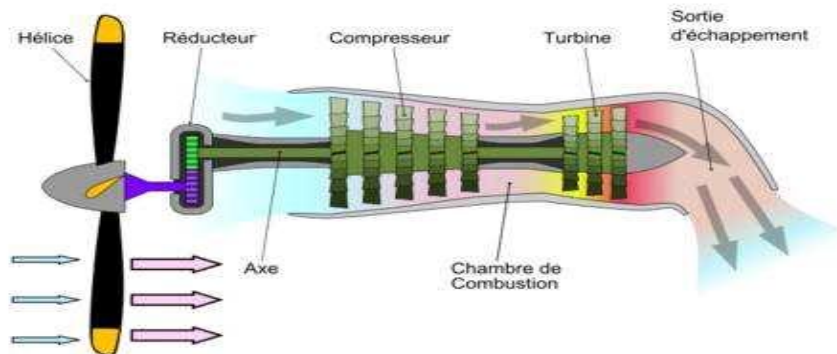


Figure I. 4: Turbopropulseur.[22]

I.6 Les types de moteurs à réaction directe

I.6.1 Moteur a fusée

Les moteurs fusés sont prévus pour fonctionner aussi bien hors de l'atmosphère terrestre qu'au niveau du sol ou de la mer. Pour ce faire, ils embarquent leur comburant en plus de carburant. Une fusée utilise un mélange chimique appelé propergol, le propergol brûle sans utiliser l'oxygène de l'air et produit une grande quantité de gaz chauds utilisés pour la propulsion. Il existe principalement deux types de fusées, les fusées à propergol liquide et les fusées propergol solide. [22]

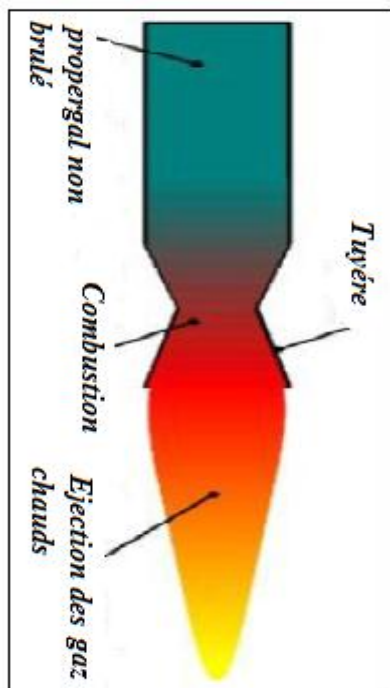


Figure I. 5: Distribution du carburant dans une fusée .^[22]

I.6.2 Turboréacteur à compresseur centrifuge

Les premiers turboréacteurs, conçus à partir du prototype mis au point par Whittle, étaient munis d'un simple compresseur centrifuge mû par une turbine. Ils avaient le mérite de la simplicité (un seul étage de compression, un seul arbre reliant turbine et compresseur) mais leur faible longueur s'accompagnait d'un fort diamètre. Les premiers réacteurs anglais (De Havilland Goblin des Vampire, Rolls-Royce Welland du Gloster Meteor) étaient conçus ainsi. Des modèles allemands (Heinkel-He S3) furent réalisés à partir des travaux de Von Ohain mais du fait de retards de mise au point laissèrent la place aux modèles à compresseur axial.

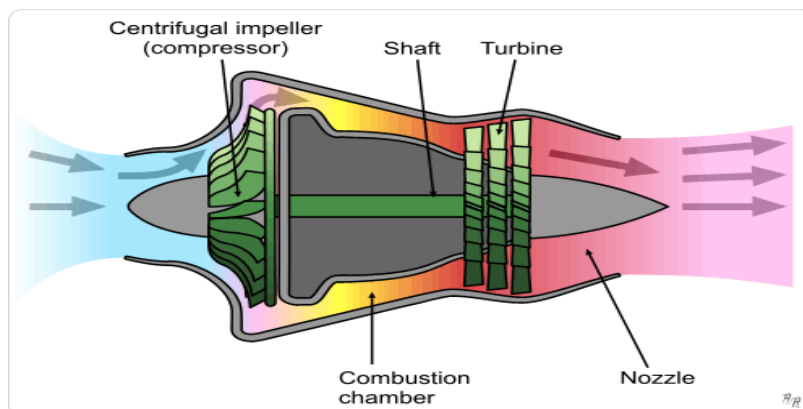


Figure I. 6: Turboréacteur simple flux avec compresseur centrifuge.^[21]

I.6.3 Turboréacteur simple flux mono-corps

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

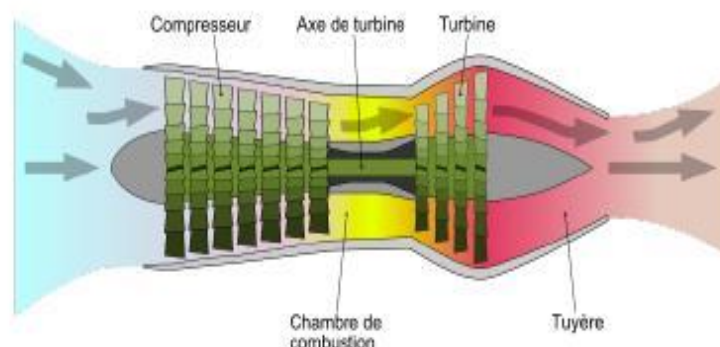


Figure I. 7: Turboréacteur simple flux mono -corps.^[21]

I.6.4 Turboréacteur simple flux, double corps

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble turbine HP, compresseur HP constitue l'attelage haut pression.

L'ensemble turbine BP, compresseur BP constitue l'attelage bas pression. Les deux attelages ont leur arbre de liaison concentrique et tournent à des vitesses de rotation différentes.

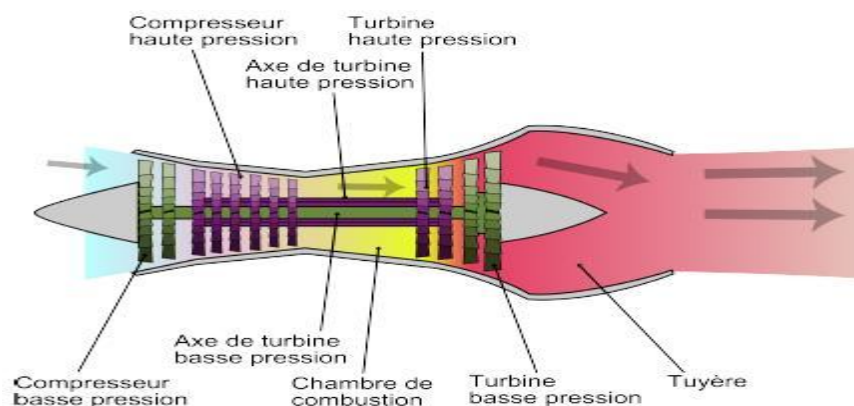


Figure I. 8: Turboréacteur simple flux double corps.[21]

I.6.5 Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC

La postcombustion ou "réchauffe" est un système permettant d'augmenter la puissance fournie par un turboréacteur en injectant du carburant dans les gaz éjectés. Ce système est principalement utilisé surtout sur les moteurs militaires, il permet d'obtenir des poussées élevées au détriment du potentiel des mobiles tournants. [21]

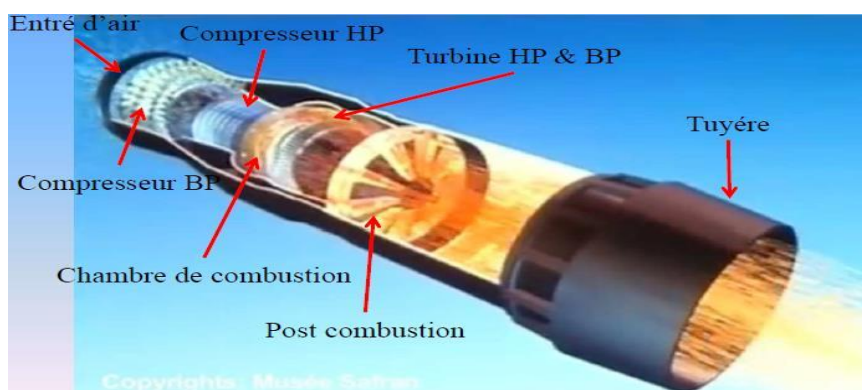


Figure I. 9: Turboréacteur simple flux avec postcombustion .[21]

I.6.7 Turboréacteur double flux avec PC

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 réchauffe. Elle doit donc n'être utilisée que pendant un temps très court, ne dépassant pas quelques minutes. [4]

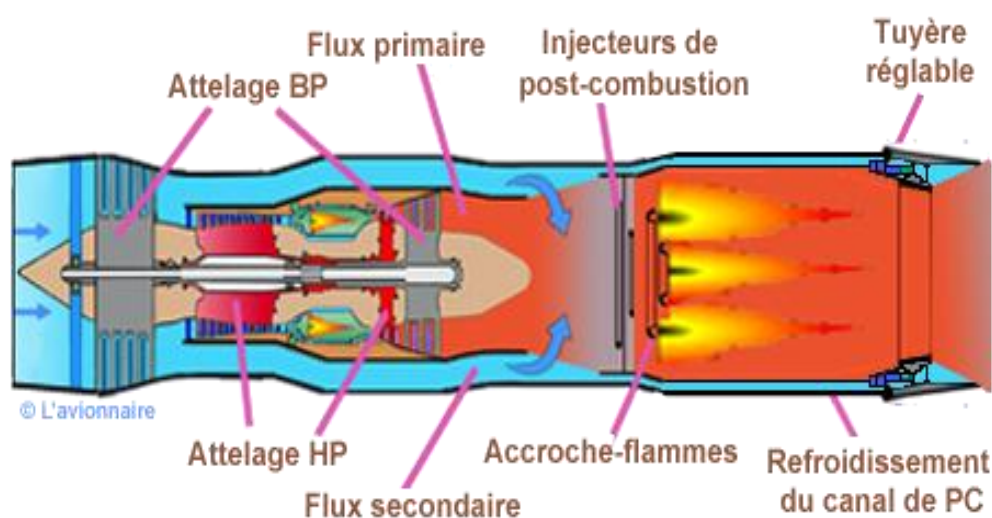


Figure I. 10: Turboréacteur double flux avec PC .[4]

I.6.8 Turboréacteur double flux avec soufflante

Les turboréacteurs à double flux sont apparus dans les années 60. Dans ces moteurs, les premiers étages du compresseur basse pression (souvent réduits à un seul qu'on appelle

soufflante, fan en anglais) sont de grandes dimensions pour aspirer de grandes quantités d'air. L'air pré-comprimé par la soufflante ne passe pas intégralement par le moteur, mais une partie (le flux froid) le contourne par sa périphérie jusqu'à la tuyère où il est éjecté avec les gaz chauds (flux chaud). Cela permet, pour des vitesses modérées (en dessous de Mach 1,5 environ) d'augmenter la poussée par augmentation du débit de gaz et de réduire considérablement le niveau de bruit. [21]

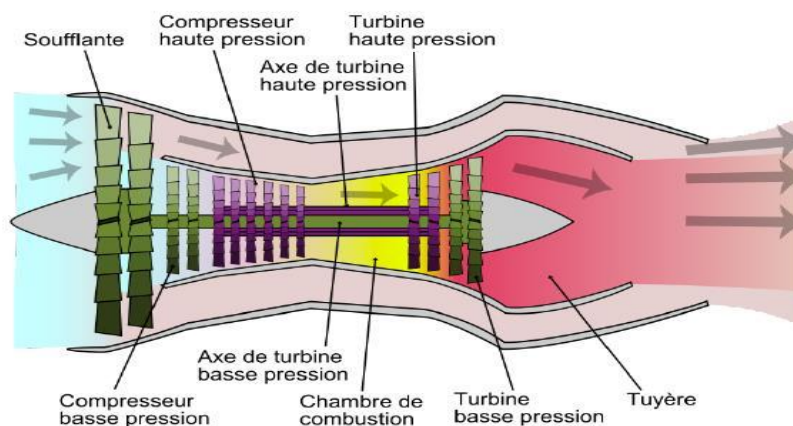


Figure I. 11: Turboréacteur double flux avec soufflante.[21]

I.7 Les organes principaux d'un turboréacteur

Afin de mieux comprendre le fonctionnement d'un turboréacteur, il faut comprendre le but de chaque composant. Cette section examine le concept physique en ce qui concerne chaque composante individuelle.

I.7.1 Diffuseur

Le but d'un diffuseur est de ralentir la vitesse du fluide comprimé entrant en convertissant la vitesse du gaz en pression. Essentiellement, le diffuseur convertit air à grande vitesse sous forme d'énergie cinétique en énergie potentielle sous forme de haute pression. Il existe une variété de modèles des diffuseurs. [5]

I.7.1.1 Diffuseur subsonique

La prise d'air subsonique standard a trouvé une application répandue avec les avions de transport civils et militaires à haute subsonique. S'agissant d'une section transversale quasi circulaire, l'admission d'air constitue la partie avant de la nacelle du moteur. Des prises d'air subsoniques sont également appliquées à certains avions de combat et à pratiquement tous les avions d'entraînement à réaction qui fonctionnent à une vitesse proche de celle du son.



Figure I. 12: Diffuseur subsonique.^[4]

I.7.1.2 Diffuseur supersonique

Quand un corps se déplace dans l'air plus vite que la vitesse du son, il connaîtra une réaction différente de celle de l'air par rapport au vol. 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 prises d'air. Avant d'examiner l'aérodynamique des entrées, un bref aperçu des caractéristiques des écoulements supersoniques est souhaitable. Une propriété essentielle du gaz est la clé pour comprendre ces flux: la compressibilité. Lorsqu'une pression est exercée sur un gaz, d'avantage de molécules du gaz sont emballées dans un volume donné. Un liquide en revanche est en grande partie incompréhensible.



Figure I. 13: Diffuseur supersonique .^[13]

I.7.2 Le compresseur

Dans chaque catégorie d'un moteur aéronautique à turbine - turboréacteur, turboréacteur, turbopropulseur ou turbomoteur, le compresseur est l'un des composants les plus importants. Le compresseur a pour tâche d'augmenter la pression du flux d'air fournie par l'admission d'air. Ce processus est accompli en fournissant de l'énergie mécanique (= travail) au compresseur, dont les aubes rotatives exercent des forces aérodynamiques sur le flux d'air. À la sortie du compresseur, un flux d'air hautement comprimé est évacué dans la chambre de combustion, où davantage d'énergie est ajoutée sous forme de chaleur.

Fondamentalement, deux types de compresseurs sont utilisés, à savoir:

I.7.2.1 Le compresseur axial

La plupart des turbomoteurs d'avions actuels utilisent un compresseur axial. C'est le compresseur axial qui a rendu possible la génération moderne de moteurs à moyenne et forte poussée et, à son tour, l'avion qu'ils ont propulsé.

Le principal avantage du compresseur axial est sa capacité à fournir un débit massique élevé ainsi que des rapports de pression élevés en même temps caractéristiques que le compresseur centrifuge, en raison de sa méthode de compression: ne peut pas fournir. Le compresseur axial est également bénéfique:

- à l'intérieur parce que l'air circule dans une direction uniforme, ce qui élimine la nécessité de faire tourner le flux.

- extérieurement car la section plus petite réduit la traînée aérodynamique de la nacelle du moteur.

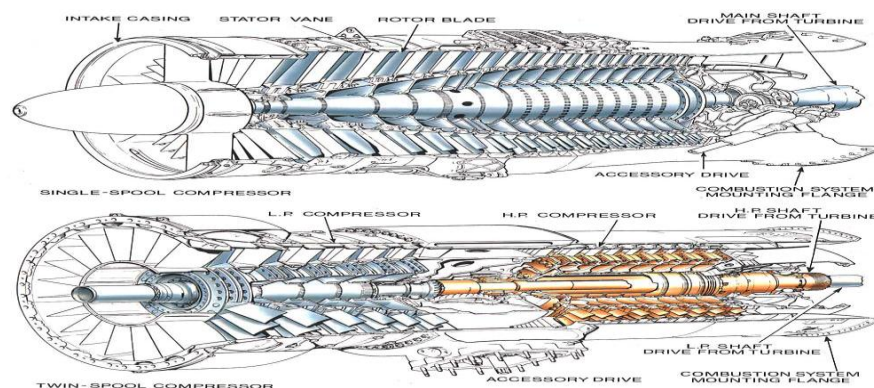


Figure I. 14: Compresseur axial.^[9]

I.7.2.2 Le compresseur centrifuge

Un compresseur centrifuge comprend essentiellement une turbine rotative, un diffuseur fixe et un collecteur qui collecte et fait tourner l'air comprimé. Le rapport de pression peut être augmenté en installant une rangée de compresseurs simple face, ce qui a été fait avec succès avec le moteur RollsRoyce Dart, qui alimente notamment le transport par turbopropulseur Fokker friendship.

L'un des principaux avantages du compresseur centrifuge réside dans son rapport de compression élevé par étage (de l'ordre de 5: 1) et son coût de fabrication relativement attractif, tant pour le marché des petits moteurs que pour l'industrie automobile.



Figure I. 15: Compresseur centrifuge.^[9]

I.7.3 La chambre de combustion

La nécessité de brûler le carburant au plus haut niveau d'efficacité est fondamentale dans le moteur à turbine à gaz aéronautique. La combustion et l'efficacité affectent directement l'équation charge carburant / poids de l'avion / charge utile, et donc les coûts d'exploitation et les performances de la portée. À cela s'ajoutent des problèmes environnementaux appelant à une réduction des émissions dangereuses qui résultent de la combustion.

Le développement des chambres de combustion repose essentiellement sur l'expérience acquise avec des systèmes antérieurs de conception similaire. Malgré une multitude de solutions possibles pour un système de combustion particulier, certains principes de conception se retrouvent dans toute chambre de combustion. La classification du type de chambre de combustion est faite selon caractéristiques géométriques .Il existe essentiellement trois types.

I.7.3.1 Chambre de combustion de type canette

Dans ce type de moteurs, un certain nombre de brûleurs individuels sont disposés parallèlement de manière circonférentielle autour de l'axe du moteur. Chaque chambre est alimentée en flux d'air par une conduite d'air séparée qui se connecte en amont de la sortie du compresseur .Les brûleurs sont reliés par des inter-connecteurs qui permettent à la flamme de

se propager aux incinérateurs voisins, ce qui allume le mélange carburant / air à cet endroit, tandis que l'allumage de démarrage s'effectue uniquement au niveau des incinérateurs de remorquage. Afin d'assurer des conditions de fonctionnement identiques dans toutes les chambres de combustion et d'empêcher ainsi une charge asymétrique des turbines. En raison de l'utilisation inefficace de l'espace disponible et des effets dynamiques de fluide intrinsèquement défavorables, le brûleur en forme de boîte n'est plus utilisé dans les moteurs d'avion. Cependant, cela constituait une étape nécessaire dans le développement des turbomoteurs.

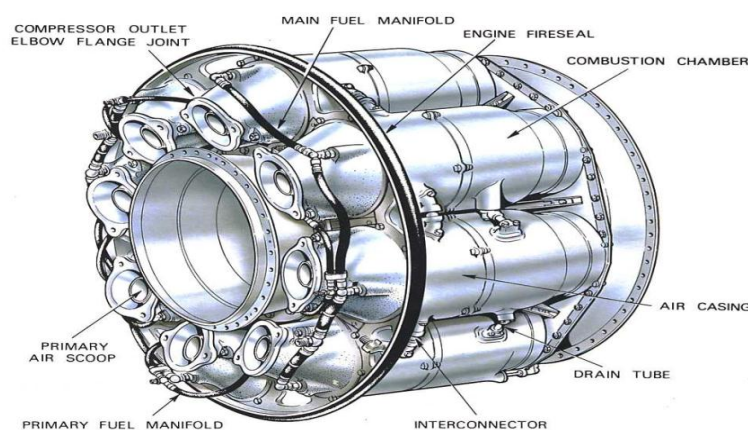


Figure I. 16: Chambre de combustion de type canette.^[9]

I.7.3.2 Chambre de combustion de type annulaire

La chambre de combustion de type annulaire permet l'utilisation la plus efficace de l'espace volumétrique. Fondamentalement, le brûleur de type annulaire est un seul tube à flamme concentrique entourant les bobines. Un avantage majeur de ce type de brûleur est une réduction de poids de 25% par rapport au brûleur de type canette. De plus, l'égalisation de la pression circonférentielle est grandement améliorée. S'agissant d'une seule grande chambre de combustion, le processus de combustion est réalisé de manière plus uniforme dans le tube à flamme.

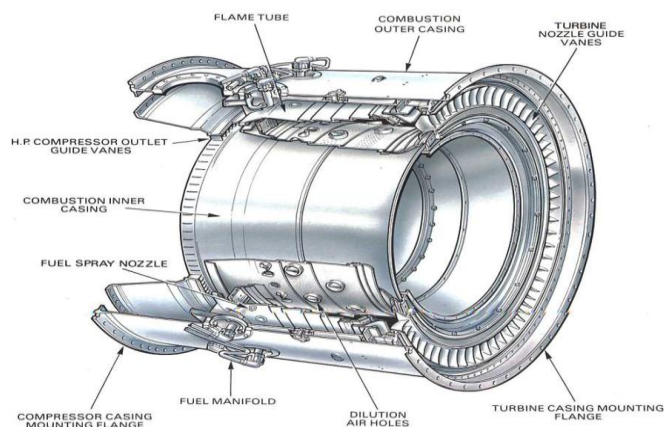


Figure I. 17: Chambre de combustion de type annulaire .^[9]

I.7.3.3 Chambre de combustion de type annulaire-canette

Une solution intermédiaire pour la chambre de combustion moderne de type annulaire était les moteurs de type annulaire conçus dans les années soixante, tant militaires que civils, le brûleur annulaire étant le type dominant.

L'alimentation en air secondaire du tube à flamme s'effectue par le biais d'un boîtier à air commun, tandis que l'air primaire nécessaire à la combustion est alimenté par des entrées d'air individuelles . Les tubes à flamme sont montés sur un agencement en forme de rebord circulaire de la tuyère de la turbine où le flux se développe et accélère.

Pratt, & Whitney ont mis au point une solution spéciale pour le brûleur de type annulaire. Elle comprend six injecteurs d'injection de carburant montés en grappes circulaires dans chaque tube de flamme. La conception ressemble à une chambre de combustion annulaire miniature et huit ont été utilisés dans le moteur JT4.

À son époque, le brûleur de type annulaire représentait une utilisation économique de l'espace disponible et assurait une bonne stabilité mécanique de la construction dans son ensemble. [6]

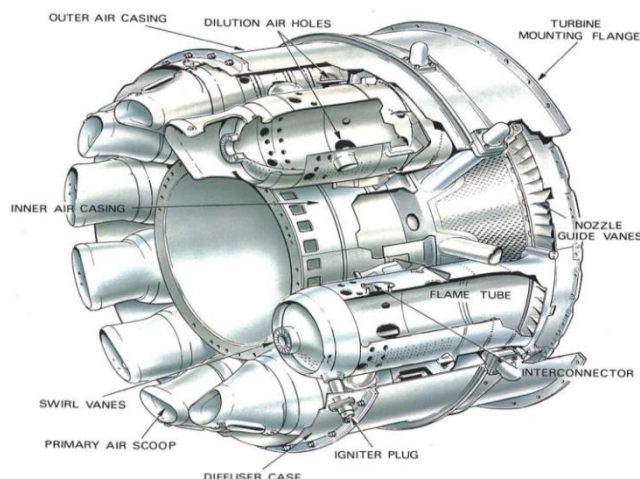


Figure I. 18: chambre de combustion annulaire- canette .^[9]

I.7.4 La turbine

Les turbines, comme les compresseurs, sont conçues soit axiales soit radiales. Écoulement axial les turbines sont les plus utilisées car elles offrent la possibilité d'un débit massique supérieur des taux que ceux des turbines radiales. En règle générale, les turbines à écoulement axial consistent en plusieurs étages afin d'accroître l'efficacité et la production de poussée. Cependant, lors de la conception de petites turbines à gaz, on utilise souvent des turbines axiales à un étage. L'étage de turbine se compose généralement d'aubes fixes de guidage de la buse, également appelées stator. Les pales du stator sont des pales aérodynamiques dont les bords d'attaque font face à la chambre de combustion (Hunecke, 1997). Leur objectif est de réduire les phénomènes de swirl et de permettre à l'air d'accélérer dans les aubes de la turbine. [7]

I.7.4.1 Turbine axiale

Une turbine axiale est une turbine dans laquelle l'écoulement du fluide de travail est parallèle à l'arbre, par opposition aux turbines radiales, où le fluide tourne autour d'un arbre, comme dans un moulin à eau. Une turbine axiale a une construction similaire à celle d'un compresseur axial, mais elle fonctionne à l'inverse, convertissant le flux du fluide en énergie mécanique rotative. Un ensemble d'aubes directrices statiques ou d'injecteurs accélère et

ajoute un tourbillon au fluide et le dirige vers la rangée d'aubes de turbine montées sur un rotor de turbine.



Figure I. 19: turbine axiale .^[4]

I.7.4.2 Turbine radial

Une turbine radiale est une turbine dans laquelle l'écoulement du fluide de travail est radial à l'arbre. La différence entre les turbines axiales et les turbines radiales réside dans la façon dont le fluide circule dans les composants (compresseur et turbine), tandis que dans le cas d'une turbine axiale, le rotor est compensé par le flux de fluide. Dans le cas d'une turbine radiale, le flux est doucement orienté perpendiculairement à l'axe de rotation et entraîne la turbine de la même manière que l'eau entraîne un moulin à eau. Le résultat est moins de contrainte mécanique (et moins de contrainte thermique, dans le cas de fluides de travail à chaud), ce qui permet à une turbine radiale d'être plus simple, plus robuste et plus efficace (dans une plage de puissance similaire) par rapport aux turbines axiales. En ce qui concerne les puissances élevées (supérieures à 5MW), la turbine radiale n'est plus compétitive (en raison du rotor lourd et coûteux) et son rendement devient similaire à celui des turbines axiales. [7]

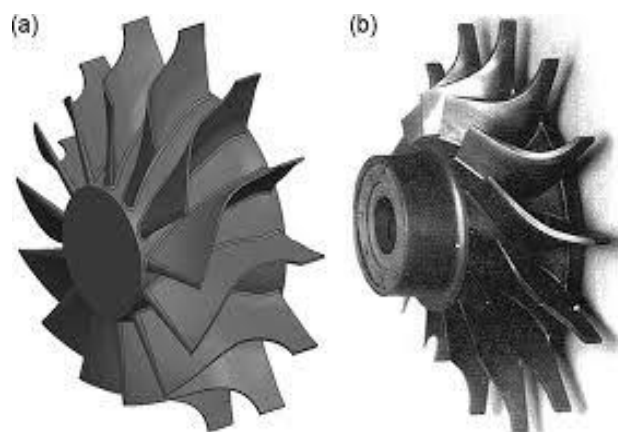


Figure I. 20: Turbine radiale [12]

I.7.5 La tuyère

Lors de la détente du gaz dans une turbine, l'énergie contenue dans le gaz est extraite et convertie en énergie mécanique, sous forme de puissance d'arbre. La quantité d'énergie absorbée par la turbine ne représente que la quantité nécessaire pour entraîner le compresseur et ses accessoires tels que la pompe à carburant, la pompe à huile électrique, le générateur. Dans les moteurs utilisés pour la propulsion par réaction, une grande partie de l'énergie gazeuse reste disponible pour être convertie en poussée de moteur. Dans un turbomoteur, la quantité maximale d'énergie gazeuse est extraite par la turbine, tandis que dans un turbopropulseur, environ 90% sont extraits pour l'entraînement de l'hélice et des accessoires, les 10% restants étant convertis en poussée.

La tuyère d'échappement a pour tâche de convertir l'énergie potentielle des gaz en énergie cinétique (c'est-à-dire la vitesse des gaz) nécessaire à la génération de la poussée. Ceci est uniquement accompli par la forme géométrique de la tuyère, qui est essentiellement un tube de section variable.

Tous les types de tuyères ne fonctionnent pas de la même manière. En fonction du type d'aéronef et de la vitesse de vol prévue, différents types de tuyères sont utilisés. On distingue notamment les tuyères convergentes et convergentes-divergentes.

I.7.5.1 La tuyère convergente

On peut montrer par un simple calcul que la section d'un conduit doit décroître dans le sens du courant si l'on veut accélérer un écoulement de fluide subsonique (manuels de physique pertinents). Si le conduit se termine à la plus petite section, un résultat de buse convergente.

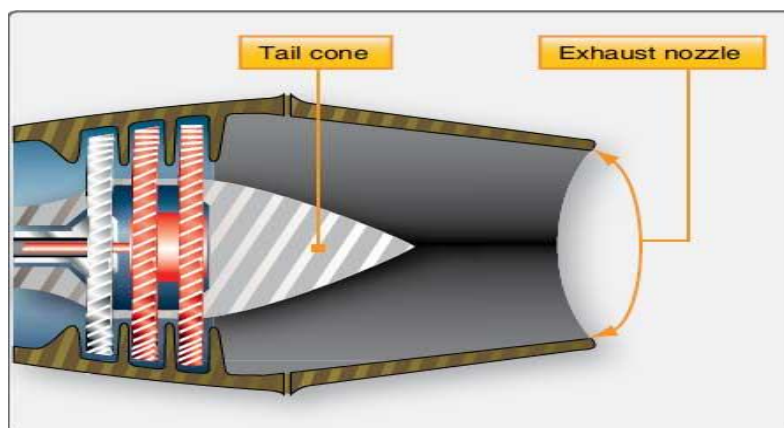


Figure I. 21: La tuyère convergente .[11]

I.7.5.2 La tuyère convergente/divergente

Les tuyères convergentes sont principalement utilisées pour les vitesses de vol subsoniques, mais peut être employé aussi à de faibles nombres de Mach supersoniques jusqu'à Mach 1.5. Pour des vitesses d'échappement plus élevées, une forme de buse différente est requise. La caractéristique géométrique de cette buse est une section transversale décroissante dans sa partie avant (un peu comme une tuyère convergente), suivie par une augmentation de la section transversale de sa partie arrière (la section divergente). Ces buses étaient utilisées dans les machines à vapeur siècle dernier et portent le nom de leur inventeur suédois, Laval. [8]

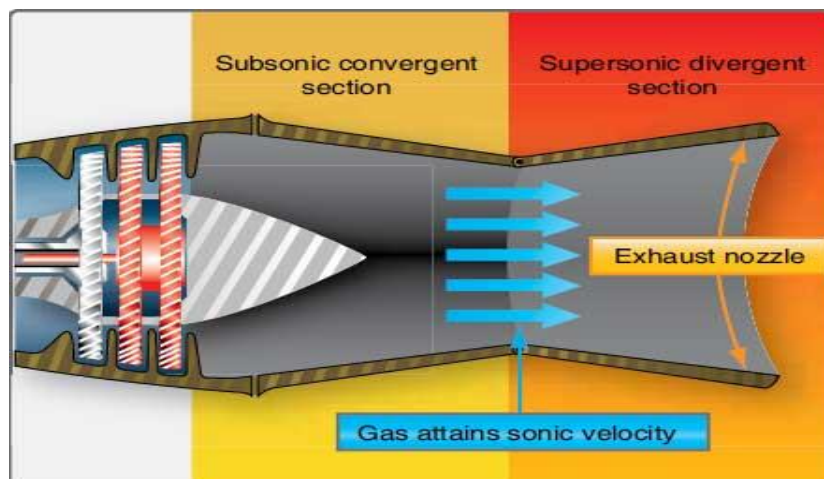


Figure I. 22: La tuyère convergente/divergente .^[11]

I.8 Les avantages et les inconvénients du turboréacteur

I.8.1 Les avantages

- Simple construction.
- Usure faible.
- Maintenance à cout bas.
- Un bon fonctionnement car la poussée produite est continue.
- La vitesse de vol n'est pas limitée et peut avoir des valeurs très élevée en comparant avec les propulseurs à hélice.
- Des combustibles à faible pouvoir calorifique peuvent être utilisé (kérosène, paraffine ...). Cela réduit le cout du combustible.
- La possibilité d'augmente la poussée par la présence de la postcombustion.
- Puisque le turboréacteur comprend un compresseur, il peut être exploité dans les conditions statiques.

I.8.2 Les inconvénients

- La poussée de décollage est faible.
- Consommation élevée du carburant.
- Utilisation des matériaux couteux.
- L'économie de carburant à faible vitesse de fonctionnement est extrêmement pauvre.
- Diminution brusque de vitesse est difficile. [8]

I.9 Conclusion

A partir de ce chapitre on a pu comprendre le terme propulsion et ses différents types ainsi que les organes principaux du turboréacteur comme on a vu les avantages et les inconvénients de ce dernier et pour savoir en plus sur ce thème on va faire une présentation sur le turboréacteur avec postcombustion dans le chapitre suivant.

CHAPITRE II :

LA DESCRIPTION D'UN

TURBORÉACTEUR AVEC

POSTCOMBUSTION

II.1 Introduction

Ce chapitre est consacré à la description du turboréacteur avec postcombustion, cette description commence par un bref historique de la postcombustion et leur principe de fonctionnement ainsi que le domaine d'application.

II.2 Historique de la postcombustion

La postcombustion est utilisée dans l'aviation militaire depuis les années 50. À l'époque, elle constituait le seul moyen pour atteindre la vitesse supersonique. Aujourd'hui, elle offre toujours une réserve de puissance pour réaliser des pointes de vitesse ou pour obtenir une forte accélération permettant un décollage plus court. Deux avions civils ont eu recours à la postcombustion : le Concorde et le Tupolev Tu-144. En Suisse, la postcombustion dans l'aviation est utilisée dès le début des années 60. [14]

II. 3 Présentation de turboréacteur avec postcombustion

II.3.1 Définition de la postcombustion (La réchauffe)

La postcombustion (ou réchauffage) est une méthode permettant d'accroître la poussée de base d'un moteur afin d'améliorer les performances de décollage, de montée et (pour les avions militaires) des avions. L'augmentation de la puissance pourrait être obtenue par l'utilisation d'un moteur plus gros, mais comme cela augmenterait le poids, la surface frontale et la consommation de carburant globale, la postcombustion constitue la meilleure méthode d'augmentation de poussée pour de courtes périodes. La postcombustion consiste à introduire et à brûler du carburant entre la turbine du moteur et la buse de propulsion de la tuyère, en utilisant l'oxygène non brûlé présent dans les gaz d'échappement pour soutenir la combustion. L'augmentation résultante de la température des gaz d'échappement augmente la vitesse du jet sortant de la buse de propulsion et augmente donc la poussée du moteur. Comme la température de la flamme de postcombustion peut être supérieure à 1700 degrés. C, les brûleurs sont généralement disposés de manière à ce que la flamme soit concentrée autour de

l'axe de la tuyère. Cela permet à une partie du gaz de refoulement de la turbine de circuler le long de la paroi de la tuyère et ainsi de maintenir la température de la paroi à une valeur sûre. La surface du tuyau à jet de postcombustion est supérieure à celle d'un tuyau à jet normal pour le même moteur, afin d'obtenir un flux de gaz à vitesse réduite. Pour permettre un fonctionnement dans toutes les conditions, une tuyauterie à jet de postcombustion est équipée d'une buse de propulsion à deux positions ou d'une surface variable. [15]

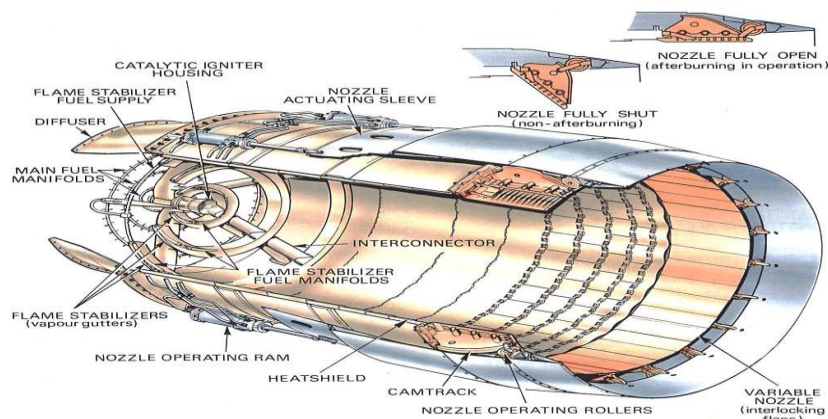


Figure II.1: Postcombustion.[11]

II.3.2 Principe du travail de la postcombustion

La poussée des moteurs à réaction est régie par le principe général du débit massique. La poussée dépend de deux choses: la vitesse des gaz d'échappement et la masse de ces gaz. Un moteur à réaction peut produire plus de poussée soit en accélérant le gaz à une vitesse plus élevée, soit en laissant une plus grande masse de gaz sortir du moteur. La conception d'un turboréacteur de base autour du second principe produit le turboréacteur à double flux, ce qui crée une consommation de carburant plus lente mais plus importante. Les turboréacteurs avec soufflante sont extrêmement économes en carburant et peuvent générer une forte poussée pendant de longues périodes. Pour générer la puissance accrue avec un moteur plus compact pendant de courtes périodes, un moteur nécessite une postcombustion. La postcombustion augmente la poussée principalement en accélérant les gaz d'échappement à une vitesse plus élevée. Bien que la masse de carburant ajoutée aux gaz d'échappement contribue

effectivement à une augmentation de la poussée, cet effet est faible par rapport à l'augmentation de la vitesse d'échappement. [15]

II.3.3 L'effet de postcombustion

La figure (II.2) décrit un turboréacteur avec postcombustion (également appelé réchauffeur). La postcombustion est un dispositif relativement simple qui comprend une barre de pulvérisation dans laquelle le carburant est injecté et un support de flamme conçu pour fournir un sillage à faible vitesse où la combustion a lieu. La postcombustion est généralement beaucoup plus longue que le moteur lui-même pour permettre un mélange et une combustion complétée entre le carburant injecté et l'air vicié sortant de la turbine, avant que le flux n'atteigne la tuyère d'échappement.

La postcombustion a pour principal effet d'apporter beaucoup de chaleur aux gaz d'échappement de la turbine produisant relativement peu de perte de stagnation puisque l'addition de chaleur est à un nombre de Mach relativement bas. Le nombre de Mach en sortie est déterminé par le rapport de surface de la buse et pour le même nombre de Mach à la sortie, la vitesse de sortie augmente proportionnellement à l'augmentation de la température d'échappement. [16]

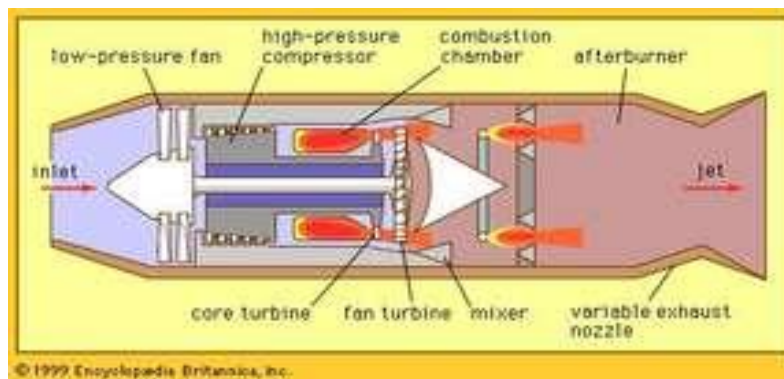


Figure II. 2: Turboréacteur avec postcombustion [16]

II.3.4 Construction de la postcombustion

II.3.4 .1 Diffuseur

Le flux entrant dans la postcombustion est d'abord ralenti à un nombre de Mach qui assure un équilibre entre la perte de pression totale et la section transversale de la postcombustion. Une longueur de diffuseur courte est souhaitée sans produire de séparation de flux pour réduire le poids et la longueur du moteur. Dans les moteurs à double flux augmentés, le diffuseur peut être combiné à un mélangeur afin qu'un flux mélangé pénètre dans la section de combustion.

II.3.4 .2 L'injection de carburant

L'objectif du flux 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 progressive afin que le flux de chaleur puisse être augmenté progressivement de zéro à la valeur souhaitée. Étant donné que l'allumage, la stabilisation de la flamme et la propagation de la flamme sont plus faciles à obtenir lorsque le rapport carburant / air est proche de la valeur stœchiométrique, la classification est généralement produite en ajoutant du carburant à des tubes de flux annulaires successifs, qui possède son propre jeu d'injecteurs de carburant et de systèmes de contrôle qui être activé indépendamment.

II.3.4 .3 L'Allumage

L'inflammation du mélange carburant / air dans le post-brûleur est généralement obtenue en utilisant une étincelle, une flamme d'arc ou un brûleur pilote. Une fois initiée dans le tube de flux primaire, la combustion se poursuit à la suite d'un stabilisateur de flamme et le processus se propage au reste du stabilisateur de flamme si les réveils du stabilisateur se chevauchent. L'allumeur à étincelle ou à arc utilise un arc électrique à haute énergie pour initier la combustion du tube de flux primaire.

II.3.4 .4 Stabilisation à la flamme

Deux types généraux de dispositifs de stabilisation de la flamme qui ont été utilisés dans la postcombustion, à savoir le support de flamme Veegutter à Bluff Body et les brûleurs pilotés dans lesquels une petite source de chaleur de pilotage est utilisée pour allumer le flux de carburant principal. Le support de flamme Veegutter de Bluff Body présente l'avantage d'un débit stable, d'une perte de charge totale minimale ainsi d'une construction simple et légère. Le sillage du support de flamme est divisé en deux régions: une zone de recirculation et une zone de mélange. La zone de recirculation est caractérisée par un fort courant circulant, des vitesses de réaction très basses et une température presque égale au courant qui approche. Les zones de mélange sont caractérisées par des zones turbulentes à très fort cisaillement, de forts gradients de température et une réaction chimique vigoureuse. [15]

II.4 Domaine d'application

Utilisée depuis les années 1950, la postcombustion fut longtemps le seul moyen d'atteindre des vitesses supersoniques, et employée presque uniquement sur les avions militaires. Les seuls avions civils ayant été dotés de postcombustion étaient les deux seuls avions de ligne supersoniques : le Concorde (réacteurs civils) et le Tupolev Tu-144 (réacteurs militaires). Ces appareils étaient capables de maintenir des vitesses supersoniques sur de longues durées, mais la surconsommation engendrée par l'utilisation de la PC ne leur permettait pas de l'utiliser en continu. En fait, l'emploi de la PC sur ces deux appareils se bornait à apporter de l'aide au décollage et à minimiser le temps de vol dans les vitesses transsoniques, période à laquelle les contraintes aérodynamiques sont les plus fortes. Parmi les appareils civils dotés de postcombustion, on peut ajouter également quelques prototypes d'expérimentations mis au point par la NASA, ainsi que le White Knight, conçu par Scaled Composites et servant de plateforme de transport pour le véhicule spatial Space ShipOne de Virgin Galactic.

De nos jours, les avions les plus récents, comme le F-22 Raptor, sont capables de dépasser Mach 1 sans PC et donc de tenir plus longtemps de telles vitesses. On parle alors de « supercroisière », pour « croisière supersonique ». La postcombustion est néanmoins

toujours utilisée comme réserve de puissance pour faire des pointes de vitesse, ou apporter de fortes accélérations nécessaires par exemple en situation de combat aérien ou lors du catapultage depuis un porte-avions.



Figure II. 3: Un F-111 australien effectue un (dump-and –burn).^[17]

Le « dump-and-burn » est une procédure de vidange de carburant dans laquelle le carburant est volontairement mis à feu, grâce à la flamme produite par la postcombustion. Si la manœuvre permet de créer des flammes spectaculaires, pour le plaisir des yeux lors des meetings aériens, elle n'a cependant aucun intérêt pratique et ne peut influencer d'une quelconque manière les performances de l'appareil qui l'emploie. [17]

II.5 Les avantages et les inconvénients de la postcombustion

II.5.1 Les avantages

C'est un moyen techniquement simple, car sans pièces mécaniques mobiles supplémentaires, qui le rend léger et exempt de contraintes thermiques auxquelles sont soumises les autres parties du moteur.

Il permet une augmentation de la poussée [+ 50 %] d'un turboréacteur sans modification de sa taille ni du fonctionnement de son compresseur.

C'est un moyen nécessaire pour atteindre les Mach élevés lorsque la tuyère ne peut être

adaptée en permanence aux caractéristiques du vol

II.5.2 Les inconvénients

Pour les militaires, la « PC » présente une signature infrarouge importante et augmente nettement la consommation spécifique (C_{sp} en $\text{kg}/(\text{daN}\cdot\text{h})$) du moteur.

Pour les civils, le bruit et la C_{sp} sont des inconvénients majeurs.

Enfin, l'apparente simplicité mécanique n'écarte pas l'obligation d'avoir une tuyère à section de col variable, afin d'éviter une augmentation de la pression de sortie du compresseur en amont de la réchauffe. Cette augmentation de pression, appelée blocage thermique, risquerait de faire décrocher le compresseur. [18]

II.6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté un bref historique de la postcombustion et son principe de fonctionnement comme on a vu les composants de la postcombustion ainsi que les avantages et les inconvénients de ce dernier. Pour s'avoir en plus sur l'aspect thermodynamique de chaque composant de ce type moteur nous avons fait une étude thermodynamique dans le chapitre suivant.

CHAPITRE III :

ÉTUDE THERMODYNAMIQUE

D'UN TURBORÉACTEUR AVEC

POSTCOMBUSTION

III.1 Introduction

Ce chapitre est consacré à la présentation des paramètres du fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion ainsi que l'aspect thermodynamique de chaque composant.

III.2 Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion

III.2.1 La 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.

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.

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

$$F = \dot{m}_a(V_s - V_0) + (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})V_s + A_s(p_s - p_0) \quad (\text{en } N) \quad (\text{III. 1})$$

Avec :

\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

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

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

A_s : La section de la tuyère

p_s : La pression en sortie de la tuyère

p_0 : La pression à l'entrée du diffuseur

Si la tuyère est adapté ($p_s = p_0$), alors :

$$F = \dot{m}_a(V_s - V_0) + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc})V_s \quad (\text{III. 2})$$

III.2.2 La poussée spécifique (S)

C'est la poussée par unité de débit massique d'air.

$$S = \frac{F}{\dot{m}_a} = (V_s - V_0) + (f_{cc} + f_{pc})V_s \quad \left(N \cdot \frac{s}{Kg} \right) \quad (\text{III. 3})$$

A partir l'Algorithme de chapitre IV on voit que :

$$S = a_0 \times \left[(1 + f_{cc} + f_{pc}) \frac{V_6}{a_0} - + (1 + f_{cc} + f_{pc}) \frac{R_{pc} \times \left(\frac{T_6}{T_0} \right)}{R_a \times \left(\frac{V_6}{a_0} \right)} \times \frac{\left[1 - \left(\frac{P_0}{P_6} \right) \right]}{\gamma_a} \right] \quad (\text{III. 4})$$

III.2.2 Consommations (horaire –spécifique)

❖ Consommation massique horaire (CH)

Caractérise la consommation du carburant par heure. Unité : (kg/h) si \dot{m}_c et \dot{m}_{pc} est le débit massique du carburant (en kg/s) nous avons :

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

❖ Consommation spécifique (C_{sp})

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

$$C_{SP} = \frac{CH}{F} = \frac{\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}}{F} \quad (\text{III. 6})$$

A partir l'Algorithme de chapitre IV on voit que :

$$C_{sp} = \frac{f_{cc} + f_{pc}}{S} \quad (\text{III. 7})$$

Unité : (kg combustible/N. s)

III.2.4 Les Puissances

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

➤ Puissance calorifique

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

$$P_{cal} = (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \cdot P_{ci} \quad (\text{III. 8})$$

➤ Puissance thermodynamique ou thermique théorique

On suppose la machine fonctionne suivant le cycle théorique. La puissance thermodynamique serait la fraction de la puissance calorifique transformée en énergie mécanique.

$P_{th,t} = P_{cal}$ – puissance théorique perdue sous forme de chaleur vers la source froide

$$P_{th,t} = P_{cal} - \dot{m} \cdot C_p(T_s - T_0) \quad (\text{III. 9})$$

Avec : $\dot{m} = \dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}$: débit du fluide sortant du réacteur.

T_s : Température des gaz à la sortie du réacteur.

T_0 : Température de l'atmosphère dans laquelle se diluent les gaz chauds.

➤ 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.

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_s^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) V_s^2 \quad (\text{III. 10})$$

➤ Puissance de propulsion

C'est le travail de la poussée par unité de temps.

Simple flux :

$P_p = F \cdot \text{vitesse de l'avion}$ → Si tuyère adaptée.

$$P_p = [\dot{m}_a (V_s - V_0) + (\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) V_s] \times V_0 \quad (\text{III. 11})$$

III.2.5 Les rendements (thermodynamique, interne, de propulsion, global)

➤ Le rendement thermodynamique

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_{cal}} \quad (\text{III. 12})$$

➤ **Le rendement thermique**

$$\eta_{tr} = \frac{P_{tr}}{P_{cal}} \quad (\text{III. 13})$$

A partir l'Algorithme de chapitre (IV) on voit que :

$$\eta_{tr} = \frac{a_0^2 \times \left[(1 + f_{cc} + f_{pc}) \times (V_0/a_0)^2 - M_0^2 \right]}{2 \times (f_{cc} + f_{pc}) \times P_{ci}} \quad (\text{III. 14})$$

➤ **Le rendement interne**

$$\eta_i = \frac{P_{tr}}{P_{th}} \quad (\text{III. 15})$$

➤ **Le rendement de propulsion**

$$\eta_P = \frac{P_P}{P_{tr}} \quad (\text{III. 16})$$

A partir l'Algorithme de chapitre (IV) on voit que :

$$\eta_P = \frac{2 \times V_0 \times S}{a_0^2 \times \left[(1 + f_{cc} + f_{pc}) \times (V_0/a_0)^2 - M_0^2 \right]} \quad (\text{III. 17})$$

➤ **Le rendement global**

$$\eta_g = \frac{P_P}{P_{cal}} \quad (\text{III. 18})$$

Il est intéressant d'étudier le rendement global, car nous allons voir qu'il fait intervenir la consommation spécifique dont la valeur nous permettra de comparer différentes machines.

Nous avons :

$$\eta_g = \frac{F \times \text{vitesse de l'avion}}{P_p \cdot P_{ci}} = \frac{F \cdot V_0}{(\dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \cdot P_{ci}} = \frac{V_0}{\frac{(\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})}{F} \cdot P_{ci}} \quad (\text{III. 19})$$

$$C_{sp} = 3600 \times \frac{(\dot{m}_c + \dot{m}_{pc})}{F} \Rightarrow \eta_g = 3600 \frac{V_0}{C_{sp} \cdot P_{ci}} \quad (\text{III. 20})$$

III.2.6 L'organigramme de différents rendements

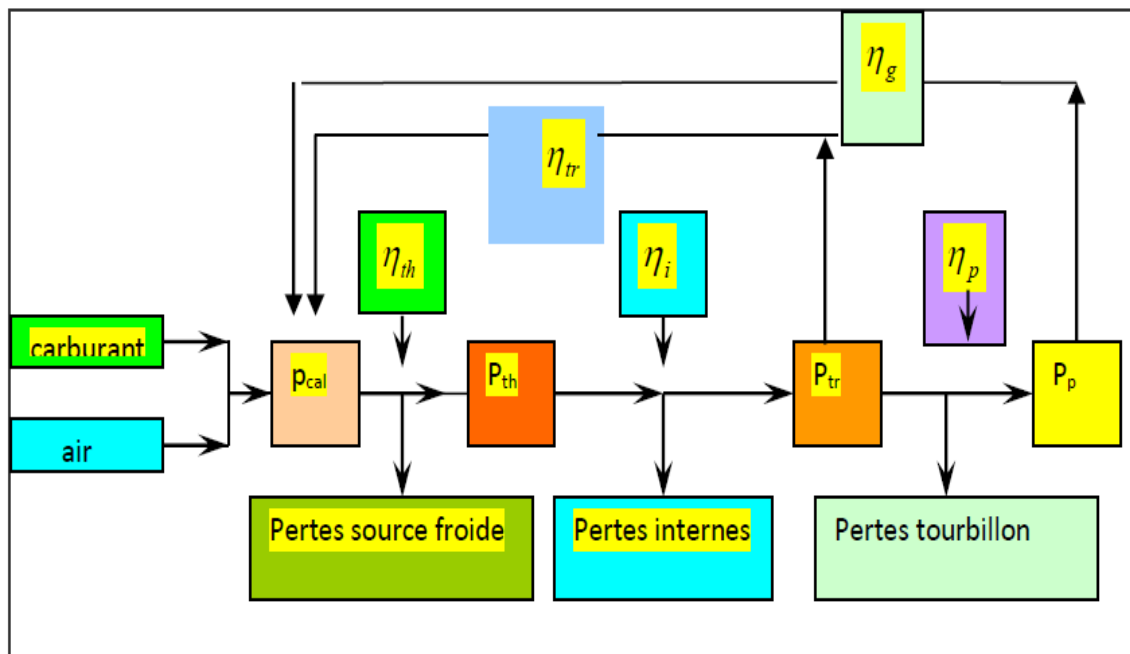


Figure III.1: L'organigramme de différents rendements

À partir de l'organigramme on voit que :

$$\eta_{tr} = \eta_{th} \times \eta_i \text{ et } \eta_g = \eta_{tr} \times \eta_p \quad (\text{III. 21})$$

III.3 Etude thermodynamique d'un Turboréacteur simple flux avec postcombustion

III.3.1 Schéma d'installation

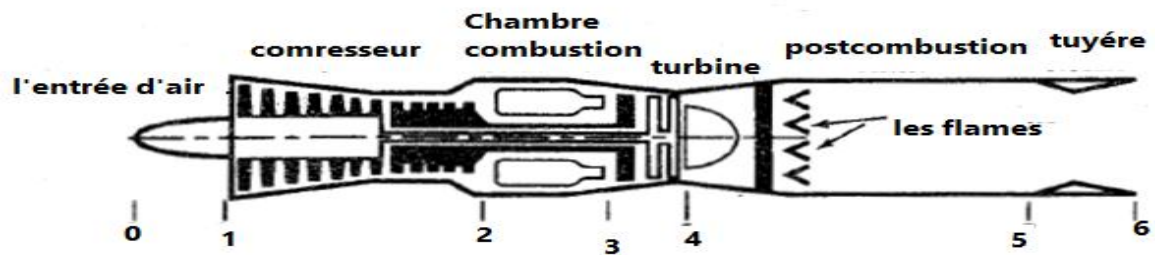


Figure III.2: schéma d'installation d'un turboréacteur simple flux avec postcombustion

III.3.2.1 Le cycle idéal

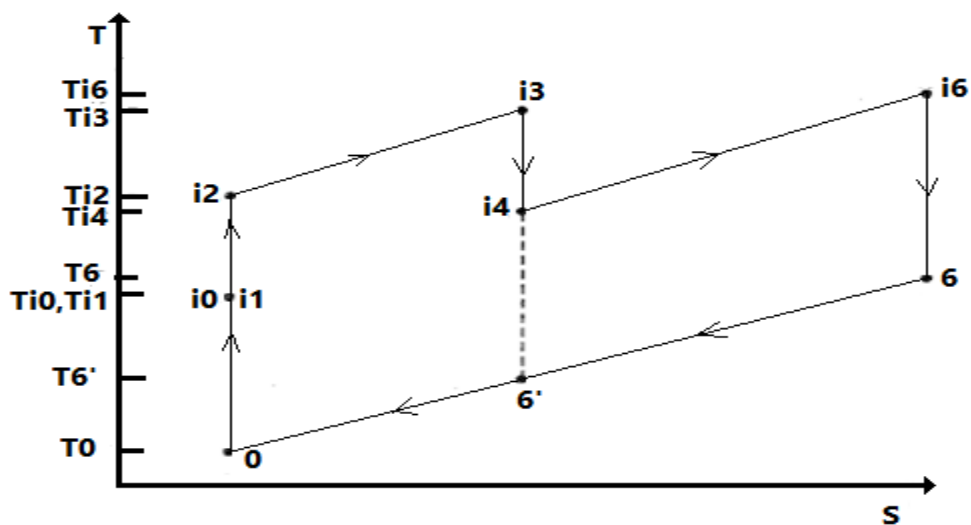


Figure III. 3: Diagramme (T-S) idéal d'un turboréacteur simple flux avec postcombustion

III.3.2.2 Le cycle réel

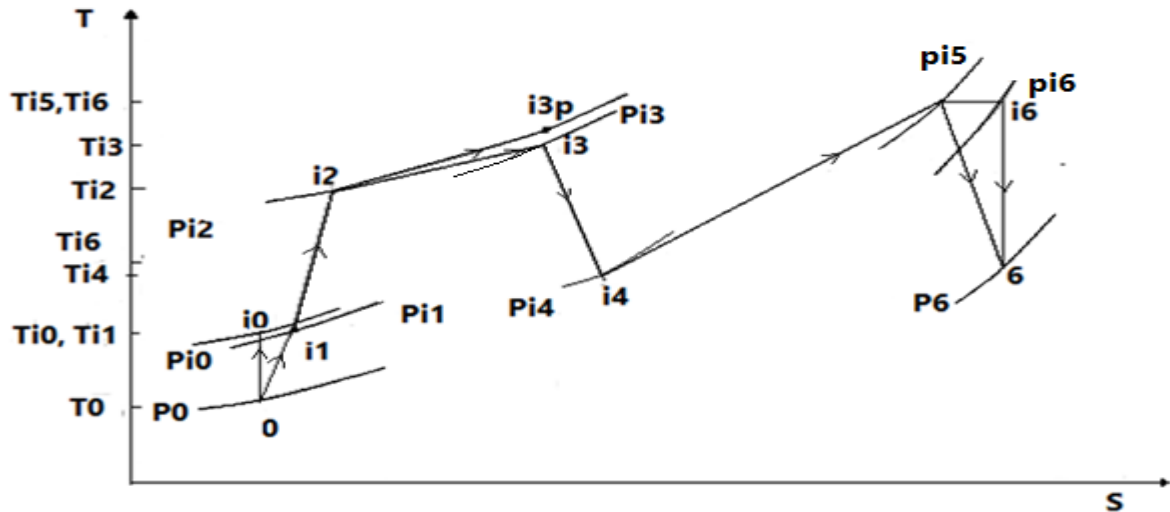


Figure III.4: Diagramme (T-S) réel d'un turboréacteur simple flux avec postcombustion

III 3.3.1 L'entrée d'air

L'entrée d'air transforme l'énergie cinétique en énergie potentielle par ralentissement de l'écoulement.

C'est un processus de compression adiabatique et irréversible à cause des frottements engendrés par l'écoulement du fluide.

Le diagramme (T.S) est représenté dans la figure suivante

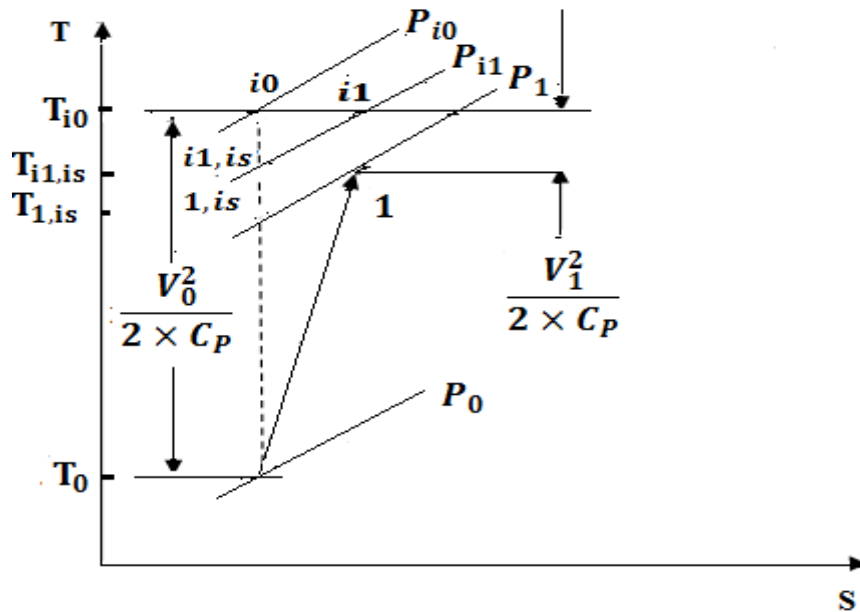


Figure III.5: Diagramme (T-S) de l'entrée d'air

Le rendement isentropique du diffuseur est défini comme suit

$$\eta_d = \frac{h_{i1,is} - h_0}{h_{i0} - h_0} = \frac{T_{i1,is} - T_0}{T_{i0} - T_0} \quad (\text{III. 22})$$

Cette équation peut être liée avec τ_d et π_d pour donner

$$\eta_d = \frac{\tau_{rd} \cdot \pi_d^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\tau_{rd} - 1} \quad (\text{III. 23})$$

Avec $\tau_{rd} = T_{i0}/T_0$

III 3.3.2 Le compresseur

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 et irréversible, la Figure (III.5) représente le diagramme (T-S) de compresseur

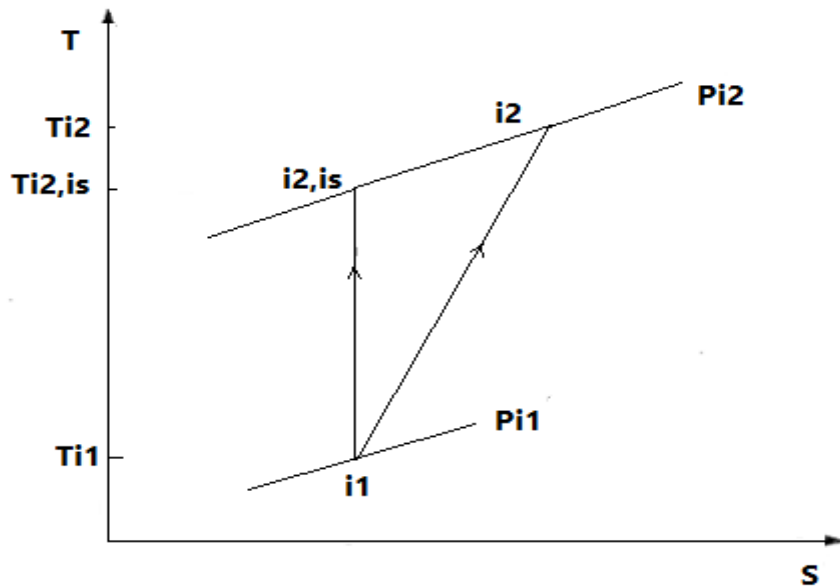


Figure III.6: Diagramme (T-S) de compresseur

➤ **Le rendement isentropique de compresseur**

$$\eta_c = \frac{\text{travail reçu dans la transformation isentropique}}{\text{travail reçu dans la transformation polytropique}}$$

La figure (III.5) montre à la fois les processus de compression idéal et réel pour un π_c sur un diagramme T-s. Le travail réel par unité de masse w_c est $[h_{i2} - h_{i1}] = c p_a (T_{i2} - T_{i1})$ et le travail idéal par unité de masse $w_{is, c}$ est $[h_{i2, is} - h_{i1}] = c p_a (T_{i2, is} - T_{i1})$.

Ecriture du rendement isentropique du compresseur η_c en termes de propriétés thermodynamiques, nous avons

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{h_{i2, is} - h_{i1}}{h_{i2} - h_{i1}} \quad (\text{III. 24})$$

Pour un gaz parfait, nous pouvons écrire

$$\eta_c = \frac{w_{c, is}}{w_c} = \frac{c p_a (T_{i2, is} - T_{i1})}{c p_a (T_{i2} - T_{i1})} = \frac{\tau_{c, is} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{III. 25})$$

Ici τ_c c'est le rapport idéal de température du compresseur qui est lié au rapport de pression du compresseur π_c par la relation isentropique

$$\tau_{c, is} = \pi_{c, is}^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} = \pi_c^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} \quad (\text{III. 26})$$

Ainsi nous avons

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{III. 27})$$

➤ Le rendement de Compresseur à plusieurs étages

Pour un compresseur à plusieurs étages, chaque étage (ensemble rotor et stator) aura un rendement isentropique. Soit $\eta_{c,s}$ le rendement isentropique du nième stage. De même, $\pi_{s,j}$ et $\tau_{s,j}$ représentent respectivement le rapport de pression et le rapport de température pour le nième étage. À partir de l'équation (6-9), on peut écrire pour la nième étage

$$\eta_{c,s} = \frac{\pi_{s,j}^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\tau_{s,j} - 1} \quad (\text{III. 28})$$

Avec

$$\pi_{s,j} = \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \text{ et } \tau_{s,j} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} \quad (\text{III. 29})$$

Supposant l'indice « 0 » correspondant à l'entrée du 1^{er} étage du compresseur et « N » l'indice correspondant la sortie du dernier étage. Alors $P_{i0} = P_{i1}$, $T_{i0} = T_{i1}$, $P_{iN} = P_{i2}$ et $T_{iN} = T_{i2}$. À partir de l'équation (6-9), nous avons pour rendement globale isentropique du compresseur

$$\eta_{c,s} = \frac{(P_{i2}/P_{i1})^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\frac{T_{i2}}{T_{i1}} - 1} = \frac{[P_{iN}/(P_i)_0]^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\frac{T_{iN}}{T_0} - 1} \quad (\text{III. 30})$$

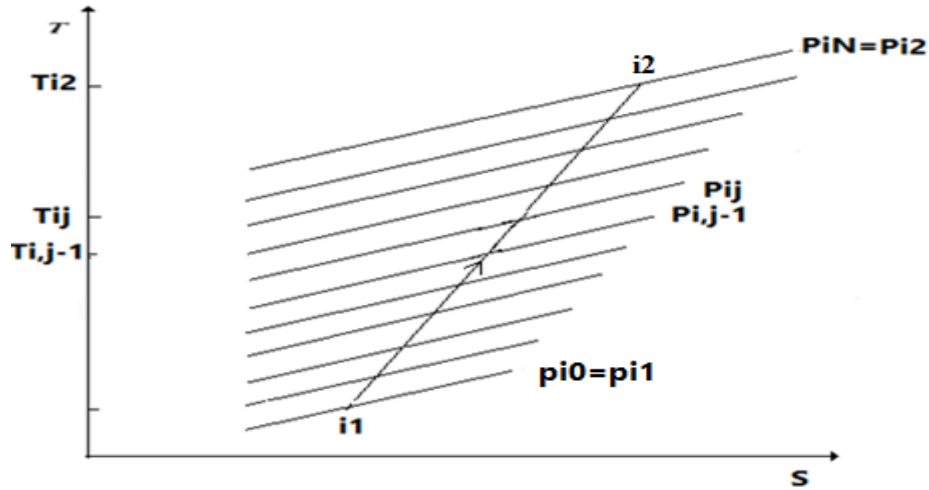


Figure III.7: Diagramme (T-S) de compresseur à plusieurs étages

À partir de l'équation (III. 28), nous avons

$$\frac{T_j}{T_{j-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_{sj}} \left[\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] \quad (\text{III. 31})$$

Alors

$$\frac{T_{iN}}{(T_i)_0} = \prod_{j=1}^N \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{sj}} \left[\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}}^{\frac{(\gamma_a-1)}{\gamma_a}} - 1 \right] \right\} \quad (\text{III. 32})$$

Nous notons également l'exigence que

$$\frac{T_{iN}}{(T_i)_0} = \prod_{j=1}^N \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \quad (\text{III. 33})$$

Alors que

$$\frac{P_{iN}}{(P_i)_0} = \pi_c \quad (\text{III. 34})$$

Ainsi eq. (III. 29) devient

$$\eta_{c,s} = \frac{\left[\frac{P_{iN}}{(P_i)_0} \right]^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1}{\prod_{j=1}^N \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{sj}} \left[\frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \right]^{(\gamma_a-1)/\gamma_a} - 1 \right\}} \quad (\text{III. 35})$$

➤ Le rendement polytropique de compresseur

Le rendement polytropique $\eta_{p,c}$ est lié aux rendements susmentionnés est

$$\eta_{pc} = \frac{\text{travail idéal de la compression pour un changement de pression différentielle}}{\text{travail réel de la compression pour un changement de pression différentielle}}$$

Ainsi

$$\eta_{p,c} = \frac{dw_{cis}}{dw_c} = \frac{dh_{is}}{dh_i} = \frac{dT_{is}}{dT_i} \quad (\text{III. 36})$$

Notez que pour un compresseur idéal, la relation isentropique donne $T_{ci} = P_{ci}^{(\gamma_a-1)/\gamma_a}$

$$\frac{dT_{is}}{T_i} = \frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a} \frac{dP_i}{P_i} \quad (\text{III. 37})$$

$$\eta_{p,c} = \frac{dT_{is}}{dT_i} = \frac{dT_{is}/T_i}{dT_i/T_i} = \frac{(\gamma_a - 1) dP_i/P_i}{\gamma_a dP_i/P_i} \quad (\text{III. 38})$$

En supposant que le rendement polytropique est constant, nous pouvons obtenir une simple relation entre τ_c et π_c comme suit:

1. Réécrivez l'équation ci-dessus comme

$$\frac{dT_{is}}{T_i} = \frac{(\gamma_a - 1) dP_i}{\gamma_a dP_i} \quad (\text{III. 39})$$

2. L'intégration entre les États T_{i1} et T_{i2} donne :

$$\ln \frac{dT_{is}}{T_i} = \frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a \eta_{p,c}} \ln \frac{dP_i}{dP_i} \quad (\text{III. 40})$$

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a \eta_{p,c}} \quad (\text{III. 41})$$

Pour une conception de pointe, le rendement polytropique est essentiellement constant .

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma_a - 1)}{\gamma_a}} - 1}{\tau_c - 1} = \frac{\pi_c^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\pi_c^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a \eta_{p,c}} - 1} \quad (\text{III. 42})$$

III.3.3.3 La chambre de combustion

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

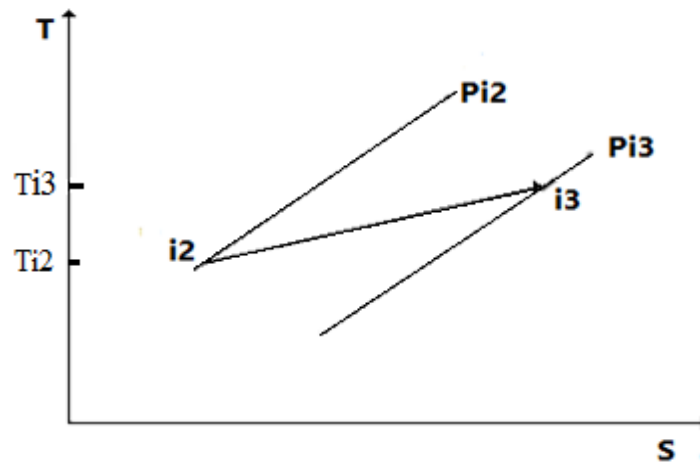


Figure III.8: Diagramme (T-S) de la chambre combustion

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

$$\eta_{cc} \cdot \dot{m}_c \cdot P_{ci} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) h_{i3} - \dot{m}_a \cdot h_{i2} \quad (\text{III. 43})$$

Avec P_{ci} : pouvoir calorifique inférieur du combustible.

En supposant le cas du gaz parfait

$$\eta_{cc} \cdot \dot{m}_c \cdot P_{ci} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) c_{p_g} \cdot T_{i3} - \dot{m}_a \cdot c_{p_a} \cdot T_{i2} \quad (\text{III. 44})$$

c_{p_g} : C'est la capacité calorifique massique des gaz brûlés.

c_{p_a} : C'est la capacité calorifique massique de l'air à l'entrée.

Soit f_{cc} le dosage de la chambre de combustion en (kg_c/kg_a)

$$f_{cc} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \quad (\text{III. 45})$$

Alors

$$\eta_{cc} \cdot f_{cc} \cdot P_{ci} = (1 + f_{cc})cp_g \cdot T_{i3} - cp_a \cdot T_{i2} \Rightarrow f_{cc} = \frac{cp_g \cdot T_{i3} - cp_a \cdot T_{i2}}{\eta_{cc} \cdot P_{ci} - cp_g \cdot T_{i3}} \quad (\text{III. 46})$$

A partir l'Algorithme de chapitre (IV) on voit que :

$$f_{cc} = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\frac{P_{ci} \eta_{cc}}{cp_a T_0} - \tau_\lambda} \quad (\text{III. 47})$$

➤ Le rendement thermique réel de la chambre de combustion

En réalité à cause des pertes d'énergie par imbrulés et celle due à la perte de pression

par frottements, ce rendements s'exprime par

$$\eta_{cc} = \frac{\text{puissance réelle produite}}{\text{puissance calorifique}}$$

$$\eta_{cc} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)cp_g \cdot T_{i3} - \dot{m}_a \cdot cp_a \cdot T_{i2}}{\dot{m}_c \cdot P_{ci}} \Rightarrow \eta_c = \frac{(1 + f_{cc})cp_g \cdot T_{i3} - cp_a \cdot T_{i2}}{f_{cc} \cdot P_{ci}} \quad (\text{III. 48})$$

III.3.3.4 La turbine

La turbine permet de la récupération de l'énergie pour fournir du travail

au compresseur et d'autres accessoires du turboréacteur.

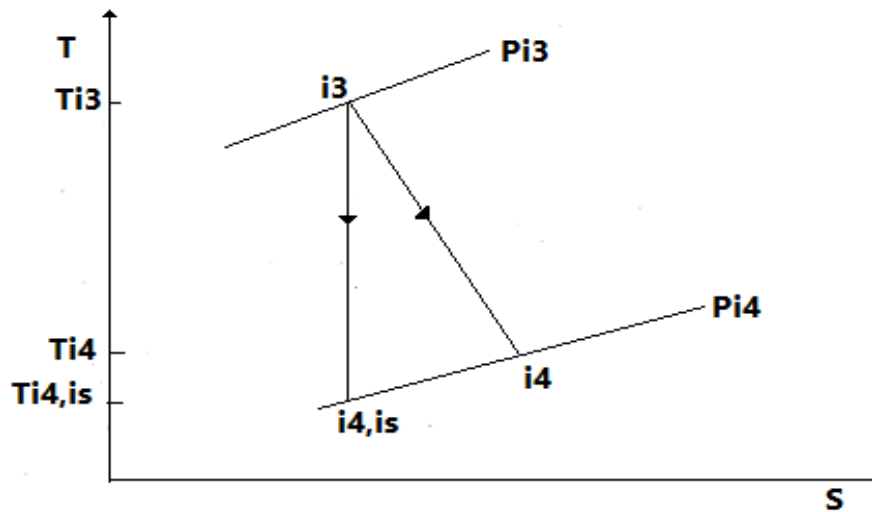


Figure III.9: Diagramme (T-S) de la turbine

➤ Le rendement isentropique de la turbine

Par analogie avec le rendement isentropique du compresseur, nous définissons le rendement isentropique de la turbine par

$$\eta_{is,t} = \frac{\text{travail réel de la turbine pour } \pi_t \text{ donné}}{\text{travail isentropique de la turbine pour } \pi_t \text{ donné}}$$

Les processus d'expansion réels et idéaux pour un π_t donné sont illustrés à la Fig. (III.12) sur un diagramme en T-s. Le travail réel de la turbine par unité de masse est $[h_{i3} - h_{i4}] = c_{p_g} (T_{i3} - T_{i4})$ et le travail idéal de la turbine par unité de masse est $[h_{i3} - h_{i4, is}] = c_{p_g} (T_{i3} - T_{i4, is})$. En écrivant l'efficacité isentropique de la turbine en termes de propriétés thermodynamiques, nous avons

$$\eta_t = \frac{h_{i3} - h_{i4}}{h_{i3} - h_{i4, is}} = \frac{T_{i3} - T_{i4}}{T_{i3} - T_{i4, is}} \quad (\text{III. 49})$$

Alors

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \quad (\text{III. 50})$$

avec $\tau_t = T_{i4}/T_{i3}$

➤ Le rendement de la Turbine à plusieurs étages

Dans une analyse tout à fait similaire à celle pour le compresseur le rendement isentropique de la turbine peut être exprimé en fonction de « η_{sj} » et « π_{sj} »

$$\eta_{t,s} = \frac{1 - \prod_{j=1}^N \left[1 - \left(\frac{1}{\eta_{sj}} \right) \times \left(1 - \pi_{sj}^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} - 1 \right) \right]}{1 - \pi_t^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \quad (\text{III. 51})$$

Lorsque tous les étages ont les mêmes π_s et η_s , l'équation ci-dessus se réduit à

$$\eta_{t,s} = \frac{1 - \left[1 - \left(\frac{1}{\eta_s} \right) \times \left(1 - \pi_s^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} \right) \right]^N}{1 - \pi_t^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \quad (\text{III. 52})$$

➤ Le rendement polytropique de la turbine

Le rendement de la turbine polytropique $\eta_{p,t}$ est défini de la même façon que le rendement isentropique de la turbine:

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

Ainsi :

$$\eta_{p,t} = \frac{dw}{dw_{i, is}} = \frac{dh_i}{dh_{i, is}} = \frac{dT_i}{dT_{i, is}} \quad (\text{III. 53})$$

Pour la relation isentropique, nous avons

Ainsi :

$$\frac{dT_{i, is}}{T_i} = \frac{(\gamma_g - 1)}{\gamma_g} \times \frac{dP_i}{P_i} \quad (\text{III. 54})$$

$$\eta_{p,t} = \frac{dT_i}{dT_{i, is}} = \frac{dT_i/T_i}{\left[\frac{(\gamma_g - 1)}{\gamma_g}\right] dP_i/P_i} \quad (\text{III. 55})$$

En supposant que le rendement polytropique $\eta_{p,t}$ et soit constante sur le rapport de pression, l'équation ci-dessus que nous intégrons pour donner

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{p,t}} \quad (\text{III. 56})$$

Alors : le rendement isentropique devient

$$\eta_t = \frac{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{p,t}}}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \quad (\text{III. 57})$$

III.3.3.5 La postcombustion

La postcombustion est une section de conduit entre la turbine et la tuyère. Elle est appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. L'effet de l'opération de postcombustion consiste à augmenter la température des gaz d'échappement qui, lorsqu'il est épuisé par la buse, atteindra une vitesse de sortie plus élevée.

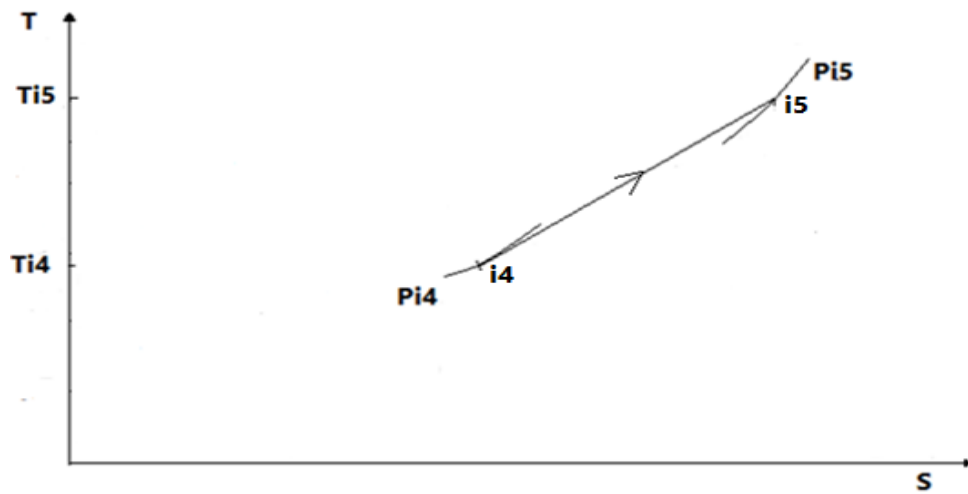


Figure III.10: Diagramme (T-S) de la postcombustion

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

$$\eta_{pc} \cdot \dot{m}_{pc} \cdot P_{ci} + (\dot{m}_a + \dot{m}_c) c_{pg} \cdot T_{i4} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{pc}) \cdot c_{p_{pc}} \cdot T_{i5} \quad (\text{III. 58})$$

Soit f_{pc} le dosage de la postcombustion en (kgc/kg_a)

$$f_{pc} = \frac{(1 + f_{cc}) \times [c_{p_{pc}} T_{i5} - c_{pg} T_{i4}]}{\eta_{pc} \cdot P_{ci} - c_{p_{pc}} T_{i5}} \quad (\text{III. 59})$$

A partir l'Algorithme de chapitre (IV) on voit que

$$f_{pc} = (1 + f_{cc}) \times \left[\frac{\tau_{\lambda_{pc}} - \tau_{\lambda} \times \tau_t}{\frac{P_{ci} \times \eta_{pc}}{c_{pa} \times T_0} - \tau_{\lambda_{pc}}} \right] \quad (\text{III. 60})$$

➤ **Le rendement thermique de la postcombustion**

$$\eta_{pc} = \frac{(1 + f_{cc} + f_{pc}) C_{p,pc} \cdot T_{i5} - (1 + f_{cc}) \cdot C_{pg} \cdot T_{i4}}{f_{pc} \cdot P_{ci}} \quad (\text{III. 61})$$

III.3.3.6 La tuyère

Le rôle de la tuyère est de poursuivre la détente de la turbine et de transformer l'énergie potentielle en énergie cinétique. Cette transformation procure une poussée (le reste de la poussée provenant du moteur et de la prise d'air). L'arrière-corps est la partie externe de la tuyère.

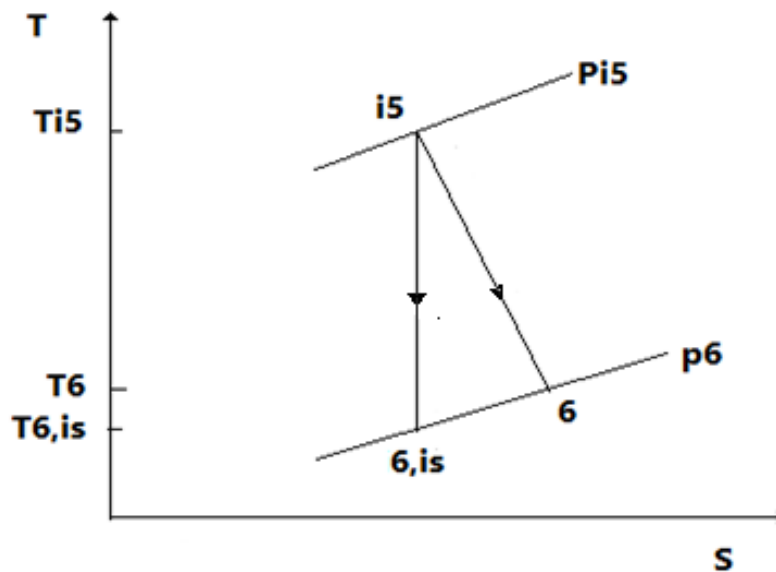


Figure III.11: Diagramme (T-S) de la tuyère

➤ Le rendement isentropique de la tuyère

La tuyère est un conduit convergente-divergente à paroi thermiquement isolée.

Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique (la poussée du turboréacteur).

Le rendement isentropique d'une tuyère $\eta_{is,ty}$ est définie par

$$\eta_{is,ty} = \frac{h_{i5} - h_6}{h_{i5} - h_{6is}} \quad (\text{III. 62})$$

$$\eta_{is,ty} = \frac{1 - \frac{1}{\tau_{r,ty}}}{\frac{\gamma_{pc}-1}{\gamma_{pc}}} \Rightarrow \eta_{is,ty} = \frac{\tau_{r,ty} - 1}{\tau_{r,ty} - \pi_{ty}^{\frac{\gamma_{pc}-1}{\gamma_{pc}}}} \quad (\text{III. 63})$$

Avec

$$\tau_{r,ty} = \frac{T_{i6}}{T_6} \quad (\text{III. 64})$$

III.3.3.7 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 consommée par les accessoires.

Il définit comme suit :

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

$$\eta_m = \frac{\dot{W}_c}{\dot{W}_t} = \frac{\dot{m}_a W_c}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) W_t} \Rightarrow \eta_m = \frac{W_c}{(1 + f_{cc}) W_t} \quad (\text{III. 65})$$

$$\eta_m = \frac{h_{i2} - h_{i1}}{(1 + f_{cc})(h_{i3} - h_{i4})} \quad (\text{III. 66})$$

Alors

$$\eta_m = \frac{c p_a (T_{i2} - T_{i1})}{(1 + f_{cc}) c p_g (T_{i3} - T_{i4})} \quad (\text{III. 67})$$

$$\eta_m = \frac{1}{(1 + f_{cc})} \times \frac{cp_a}{cp_g} \times \frac{T_{i1}}{T_{i3}} \left(\frac{\frac{(\gamma_a - 1)}{\pi_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} \eta_{p,c}} - 1}}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{pt}}} \right) \quad (\text{III. 68})$$

III.4 Conclusion

L'objectif de ce chapitre est de présenter les paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion ainsi que l'aspect thermodynamique de la section d'entrée à la section de sortie pour chaque composant relatif à la construction de ce dernier. Mais, 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
DISCUSSIONS***

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre on va faire la présentation des résultats relatifs aux calculs thermodynamiques du turboréacteur sans et avec postcombustion dans le cas idéal et réel.

Les indicateurs de performance les plus importants, à savoir, la poussée spécifique (S) et la consommation spécifique (Csp) de ce moteur sont tracés fonction des paramètres suivants :

- Le rapport de pressions totales au niveau du compresseur
- Le nombre de Mach de vol

Ces simulations ont été réalisées à l'aide de codes de calculs élaborés sous le logiciel MATLAB. Dans ces simulations la température de sorti de la postcombustion et de la chambre combustion ont été fixées.

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 fonctionnements et les performances des turboréacteurs.

IV.3 Résultats et interprétations

IV.3.1 Cas idéal

➤ Turboréacteur sans postcombustion

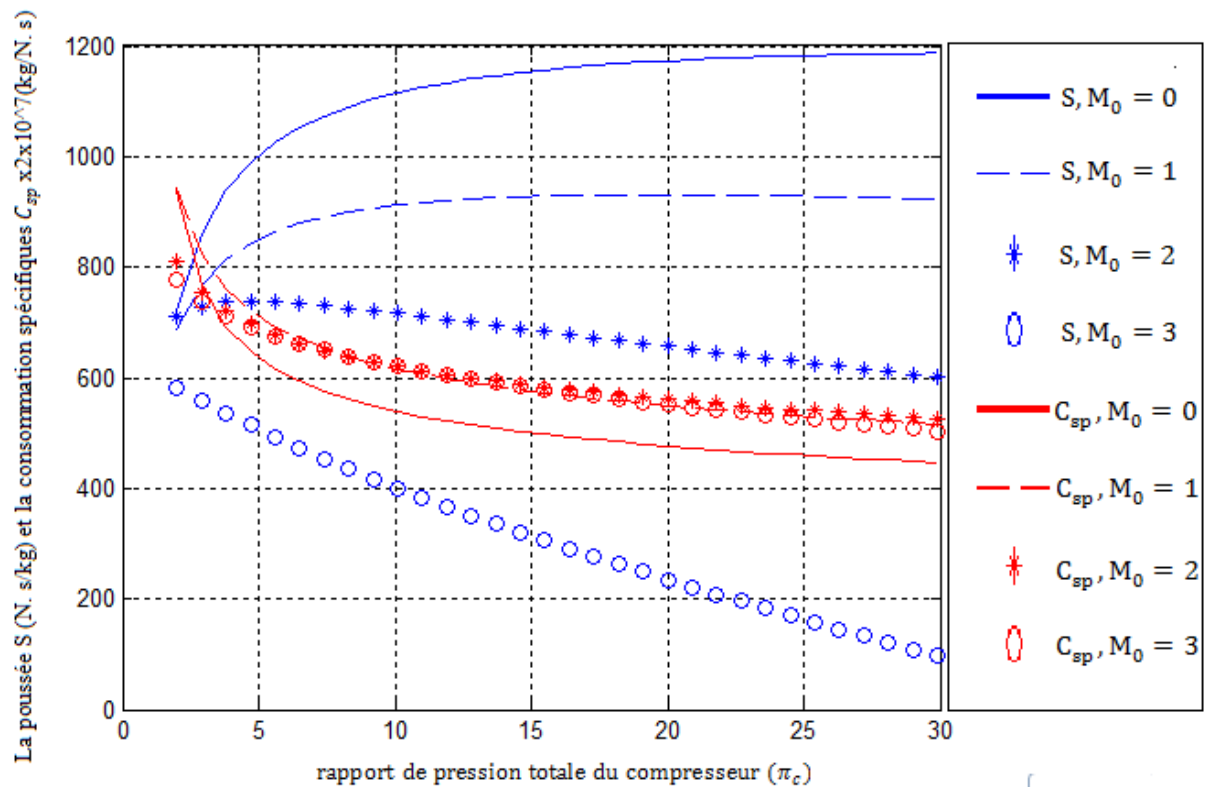


Figure IV. 1: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du Compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV-1).

La figure (IV.1) montre que la poussée spécifique est maximale au sol ce qui s'explique que l'augmentation du rapport de pression totale au niveau de compresseur entraîne une élévation de la vitesse des gaz d'échappement. Mais, en vol la poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de mach.

Par contre, la diminution de la consommation spécifique représentée en figure (IV.1) en fonction du rapport de pression du compresseur est confortée par l'effet de l'augmentation de la température totale en sortie de ce dernier, l'écart de température nécessaire pour atteindre le seuil de température totale en sortie de la chambre de combustion est moins important. Ce qui entraîne une diminution du débit de carburant à brûler pour la réaction de combustion.

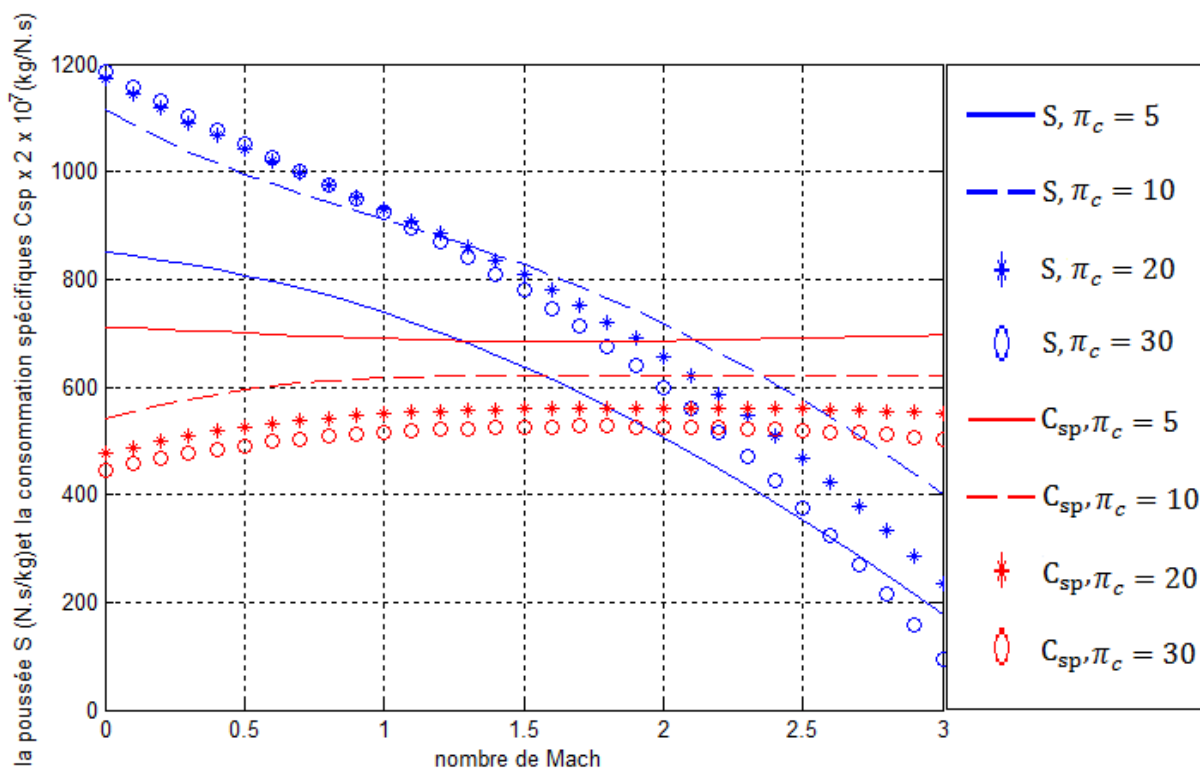


Figure IV. 2: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans la figure (IV.2).

La figure (IV.2) montre que la poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach. Par contre, la consommation spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach jusqu'à $M_0=1.5$ puis reste constante. Mais, elle diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale au niveau de compresseur.

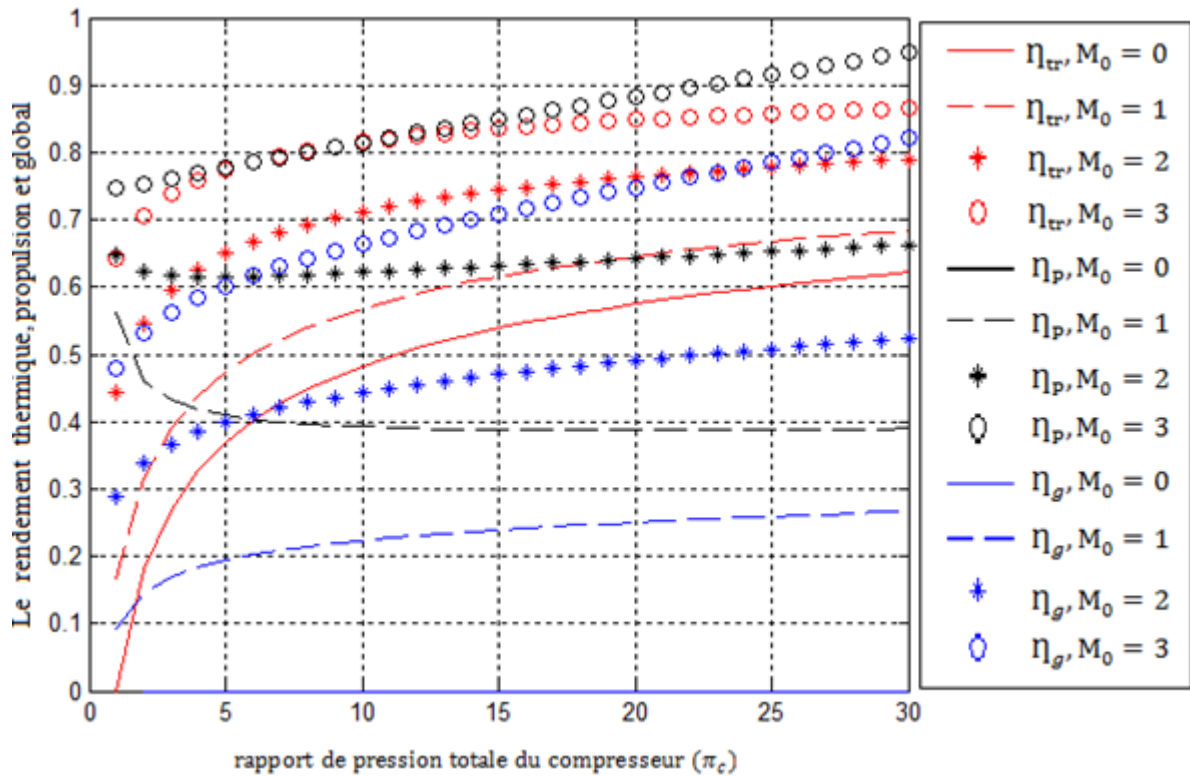


Figure IV. 3: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du Compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Le rendement thermique, propulsion et global sont tracés par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV.3).

La figure (IV.3) montre que l'augmentation générale du rendement thermique, propulsion et global avec l'augmentation du rapport de pression du compresseur et du nombre de Mach.

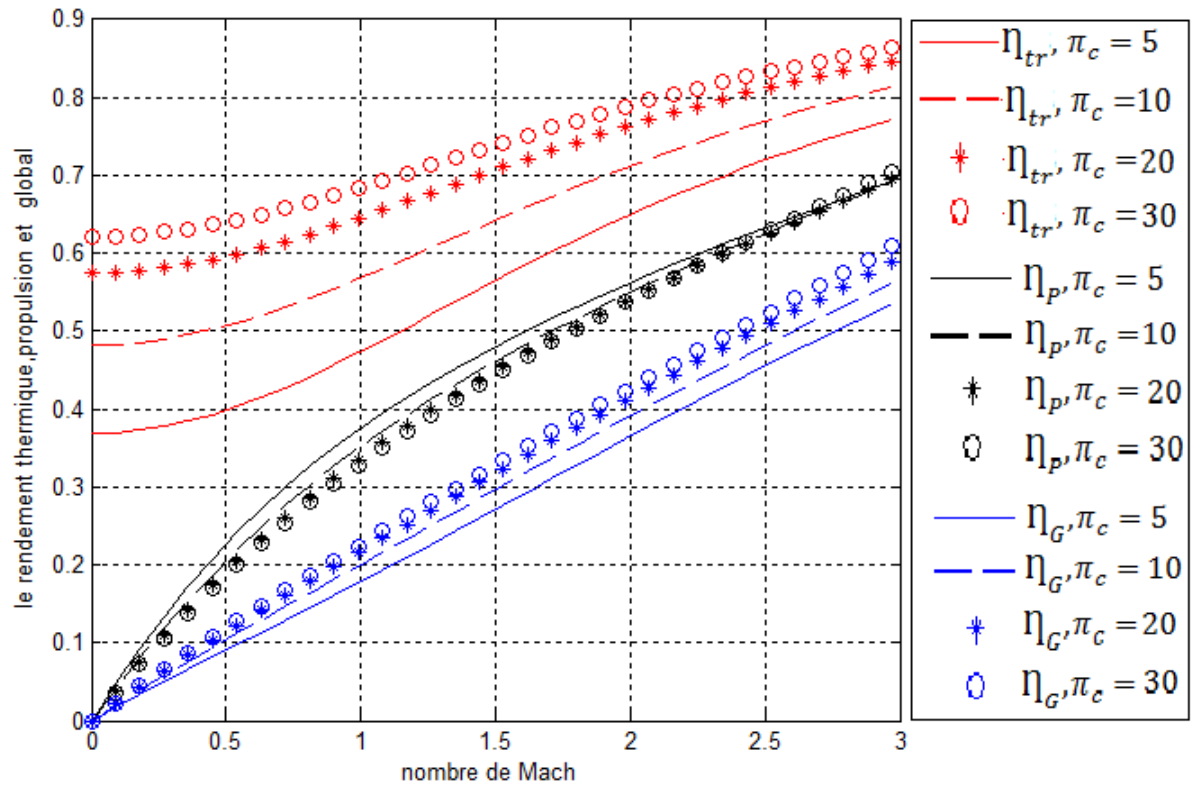


Figure IV. 4: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur

Le rendement thermique, propulsion et global sont tracés par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV.4).

La figure (IV.4) montre que le rendement thermique, propulsion et globale augmentent avec l'augmentation du nombre de Mach et le rapport de pression totale du compresseur.

➤ Turboréacteur avec postcombustion

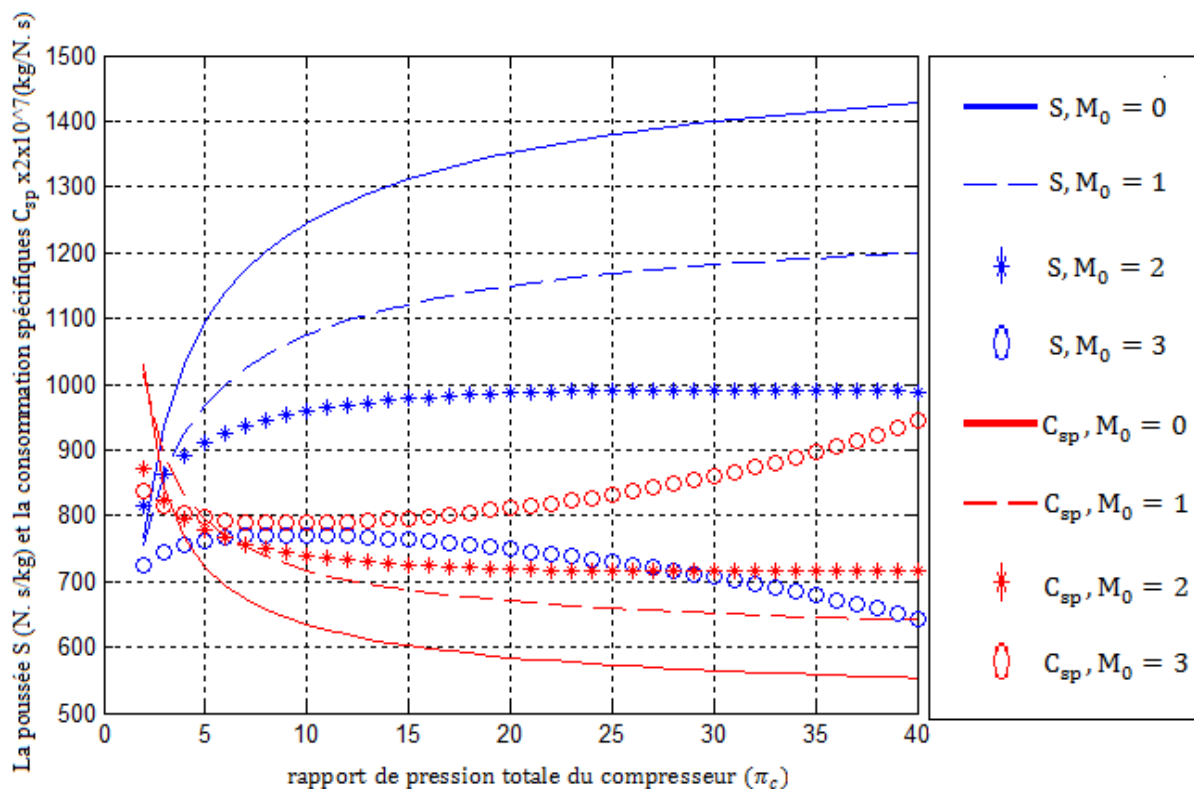


Figure IV. 5: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du Compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV-5).

La figure (IV-5) montre que la poussée spécifique augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale au niveau de compresseur pour un nombre de Mach fixé.

On remarque que la poussée spécifique au sol est maximale et sa valeur plus grande que le cas sans postcombustion ce qui montre l'effet de la postcombustion sur la poussée.

Par contre, la diminution de la consommation spécifique due à l'effet d'augmenter la température totale en sortie de compresseur, l'écart de température nécessaire pour atteindre le seuil de température totale en sortie de la chambre de combustion est moins importante. Ce

qui entraîne une diminution du débit de carburant à brûler pour la réaction de combustion.

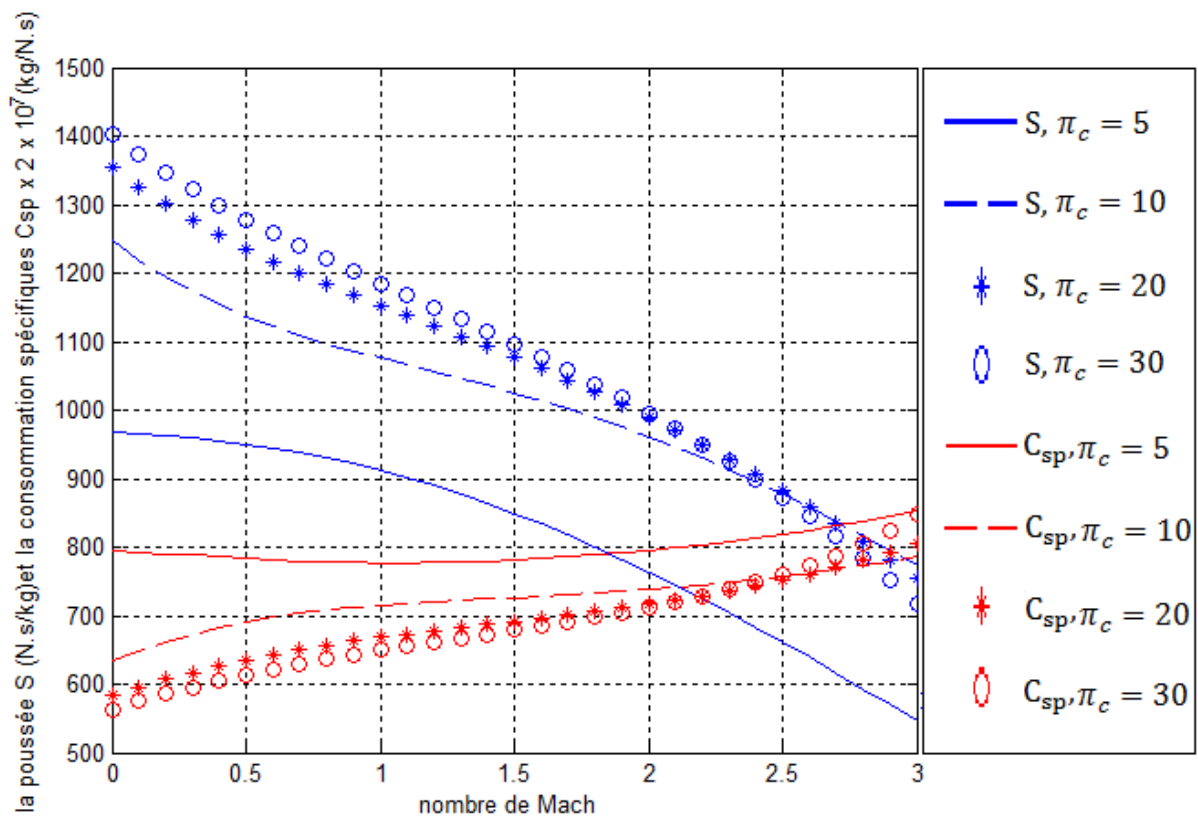


Figure IV. 6: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans la figure (IV.6).

La figure (IV.6) 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.

Par contre la consommation spécifique du carburant augmente avec l'augmentation du nombre de Mach.

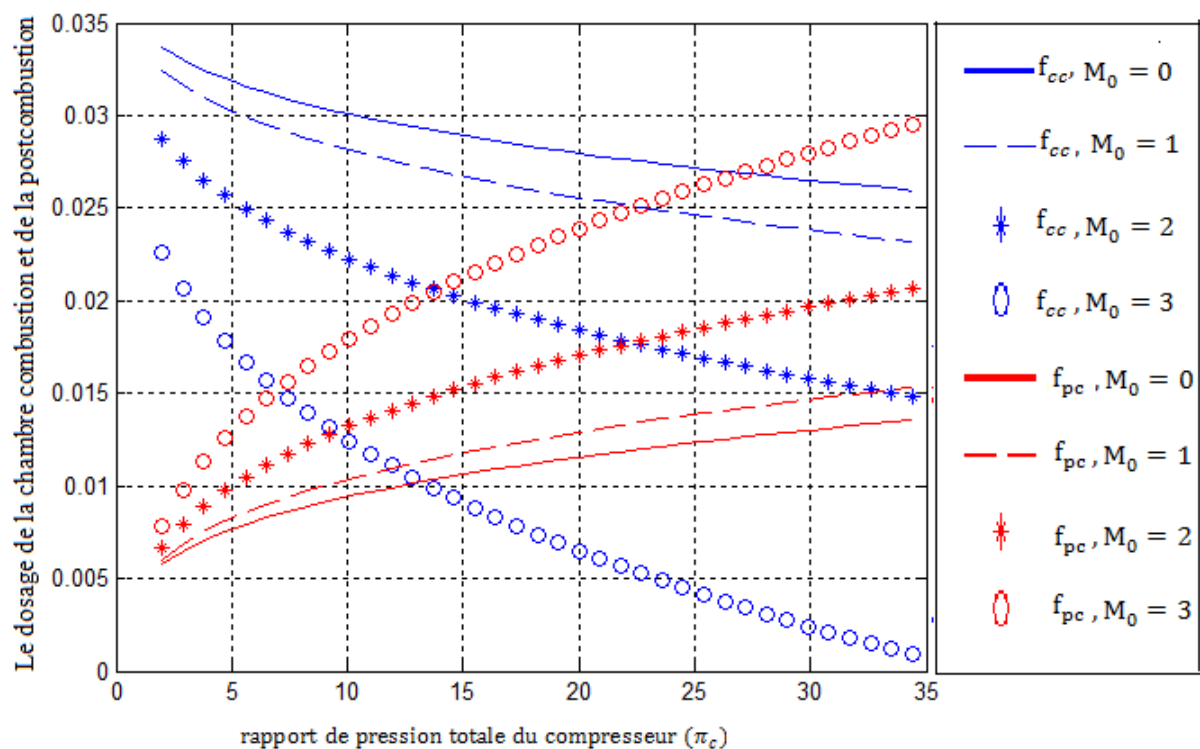


Figure IV. 7: Variation du dosage de la chambre combustion et de la postcombustion en fonction du rapport de pression totale du Compresseur totale pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Le dosage de la chambre combustion et le dosage de la postcombustion sont tracés par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach dans la figure (IV.7).

Cette figure Montre que le dosage de la chambre de combustion diminue avec l'augmentation du nombre Mach et du rapport de pression totale du compresseur .Cela s'explique par l'augmentation de la température à l'entrée de la chambre combustion par ce dernier et du coup, une réduction du dosage.

Par contre, le dosage de la postcombustion augmente avec l'augmentation du rapport du compresseur de pression totale et du nombre de Mach. Cela explique le fait qu'une chute de température à la sortie de la turbine est due à la détente des gaz brulés, Ce qui nécessite des augmentations du dosage de la postcombustion, pour arriver à une température plus élevée à la sortie de ce dernier.

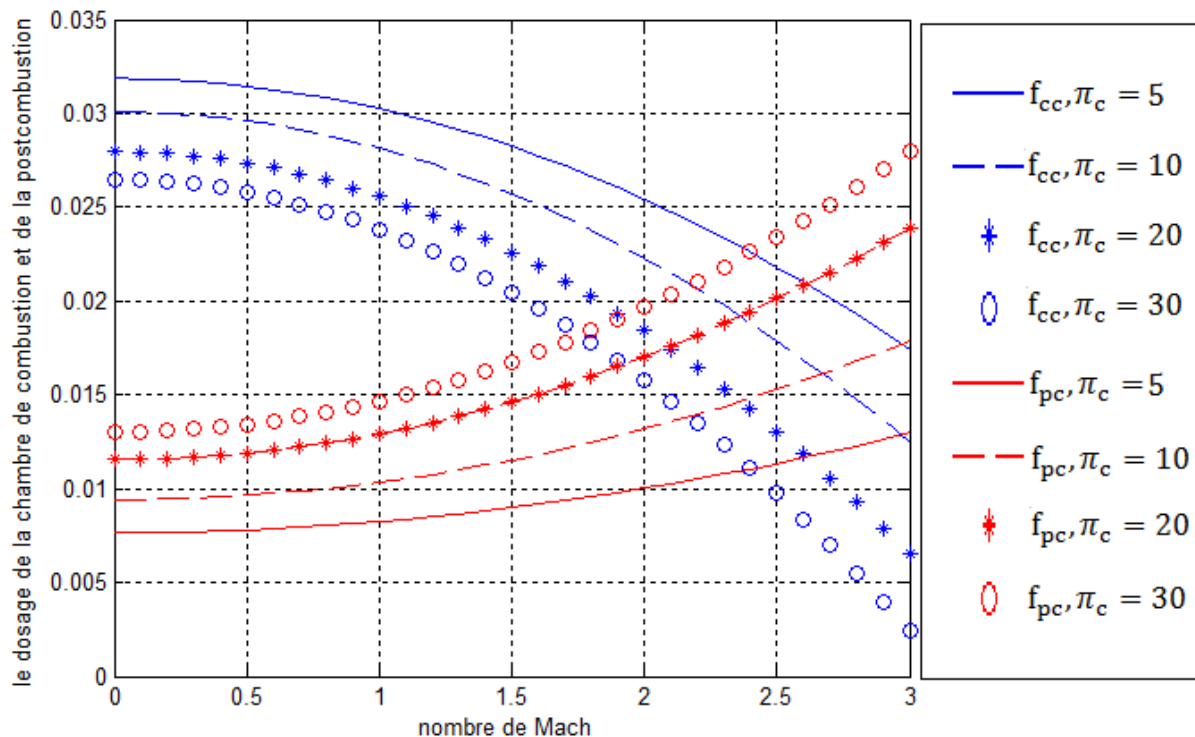


Figure IV. 8: Variation du dosage de la chambre combustion et de la postcombustion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur

Le dosage de la chambre combustion et la postcombustion sont tracés par rapport le nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur dans la figure (IV.8).

Cette figure Montre que le dosage de la chambre de combustion diminue avec l'augmentation du nombre de Mach et du rapport de pression totale du compresseur .ce s'explique par l'influence de compresseur sur la température de sortie qui croissante avec l'augmentation du rapport de pression totale au niveau de compresseur ce qui entraine une réduction du dosage.

Par contre, le dosage de la postcombustion augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur et du nombre de Mach. Cela explique par la détente des gaz dans la turbine qui entraine la chute de température ce qui nécessite d'augmenter le dosage de la postcombustion pour arriver à la température fixé à la sortie de ce dernier.

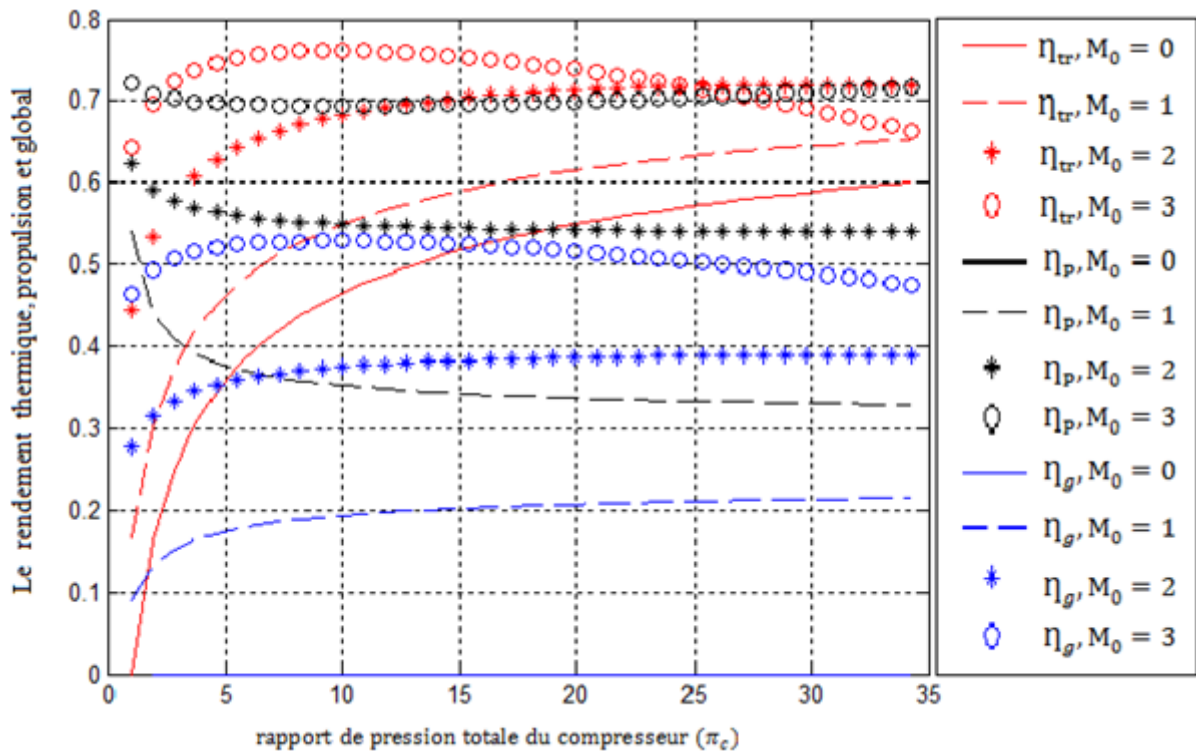


Figure IV. 9: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression du Compresseur totale pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Le rendement thermique, propulsion et global sont tracés par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV.9).

La figure (IV.9) montre que le rendement thermique, propulsion et global augmentent avec l'augmentation de rapport de pression Compresseur totale et de nombre de Mach.

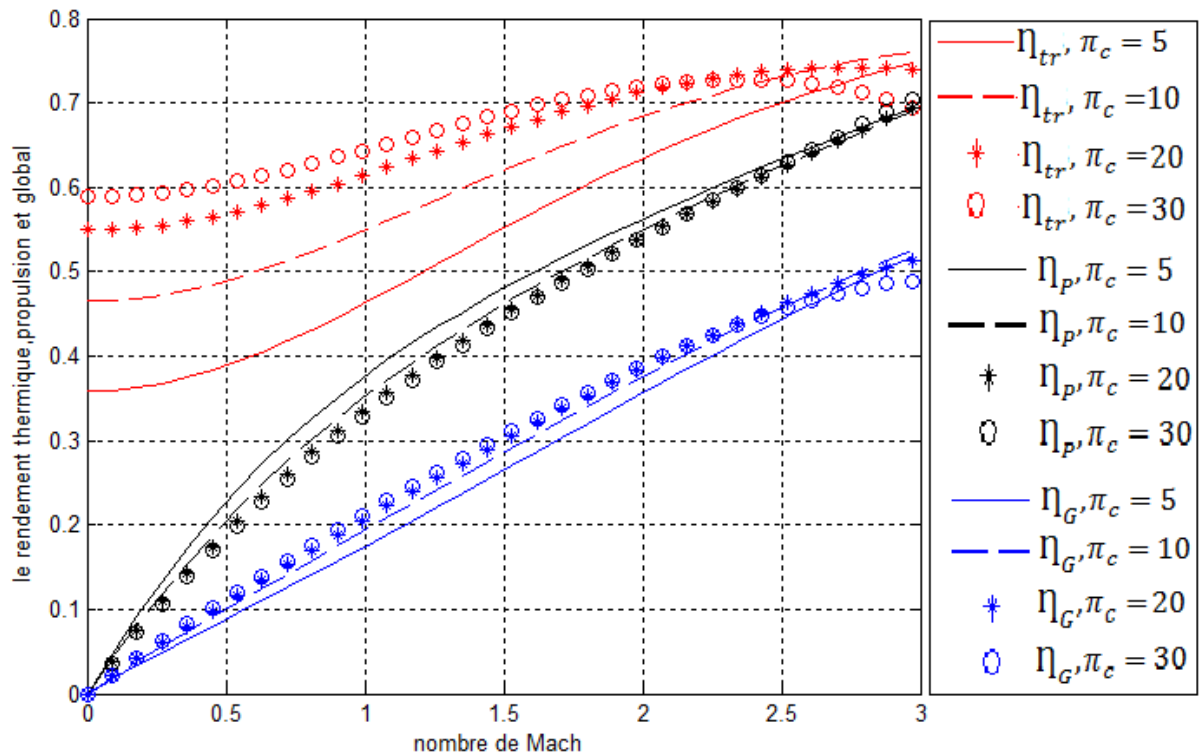


Figure IV. 10: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du Compresseur

Le rendement thermique, propulsion et global sont tracés par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV-10).

La figure (IV-10) montre que Le rendement thermique, propulsion et global sont augmentent Avec l’augmentation du nombre de Mach et du rapport de pression totale du compresseur.

IV.3.2 Cas réel

➤ Turboréacteur sans postcombustion

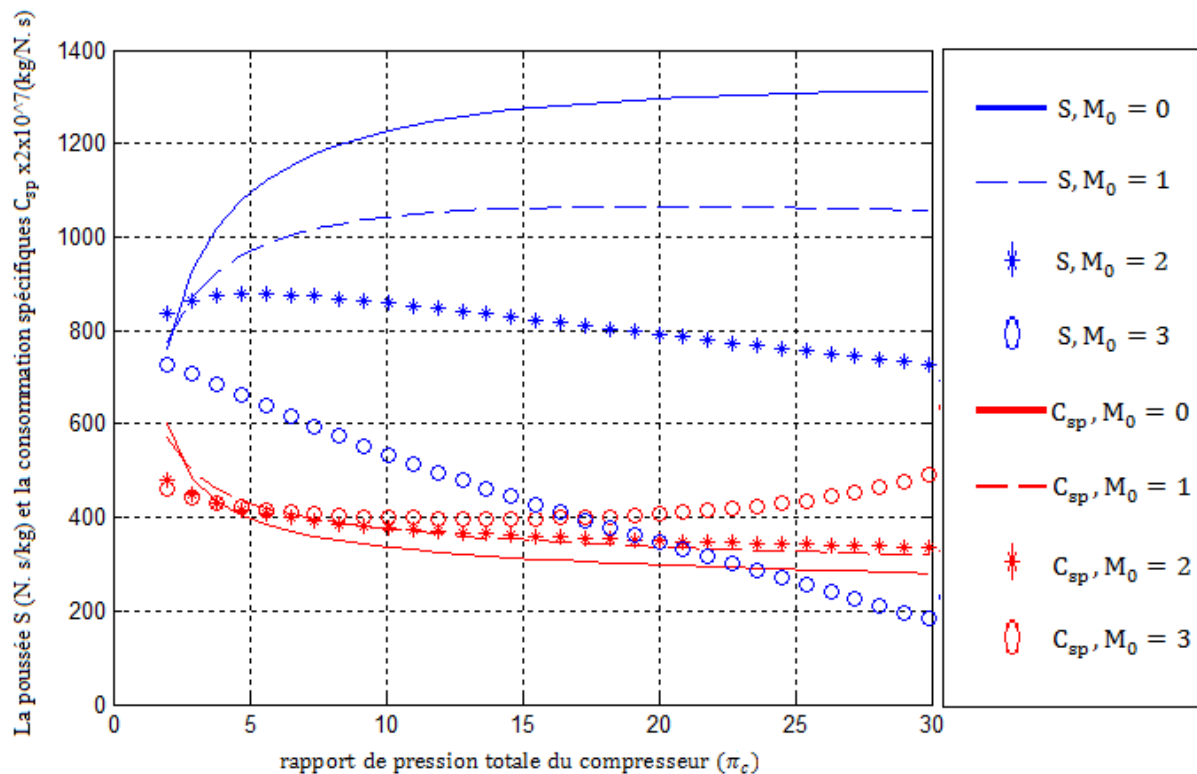


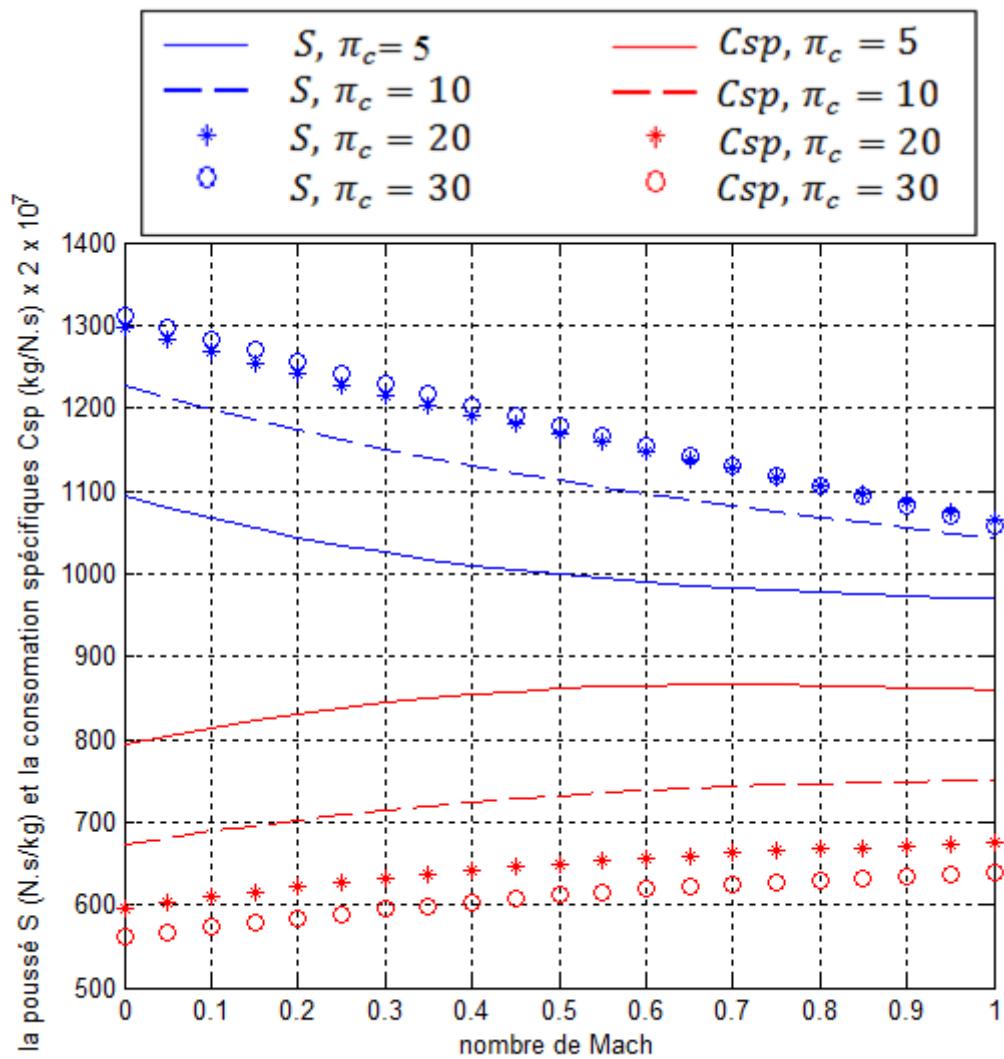
Figure IV. 11: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach dans la figure (IV.11).

La figure (IV.11) montre que, pour un nombre de Mach fixe, il existe un rapport de pression du compresseur qui donne une poussée spécifique maximale. Comme elle montre également qu'un rapport de pression du compresseur inférieur est souhaité pour des nombres de Mach élevés afin d'obtenir une poussée spécifique raisonnable.

Cette figure montre que la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur à cause de l'augmentation de la température totale en sortie de ce dernier. Ce qui entraîne une diminution du débit de carburant dans la chambre

pour la réaction de combustion. Ainsi qu'on remarque sa valeur est plus grande que le cas idéal à cause des pertes.



(a)

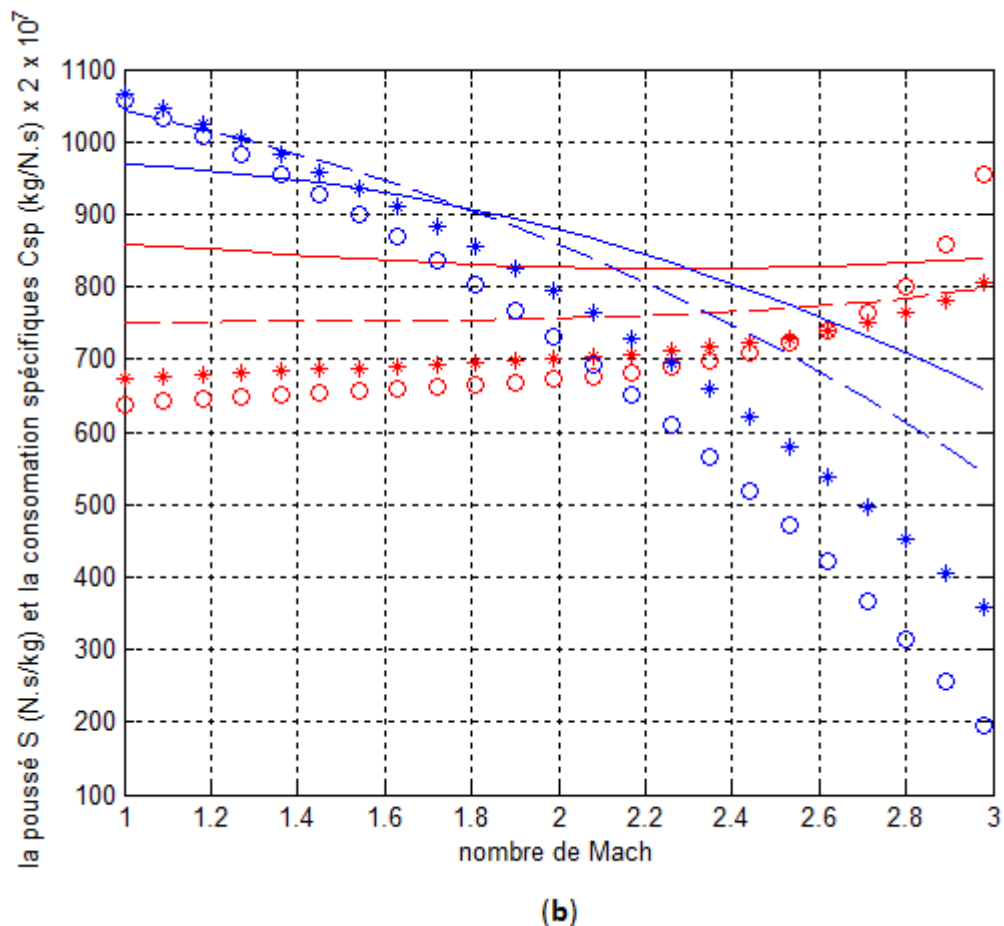


Figure IV. 12: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ;b-cas supersonique

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur.

Cette figure montre la tendance de la diminution de la poussée spécifique et avec le nombre de Mach croissant. Par contre la consommation spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de mach mais pour un rapport de pression totale de compresseur fixé.

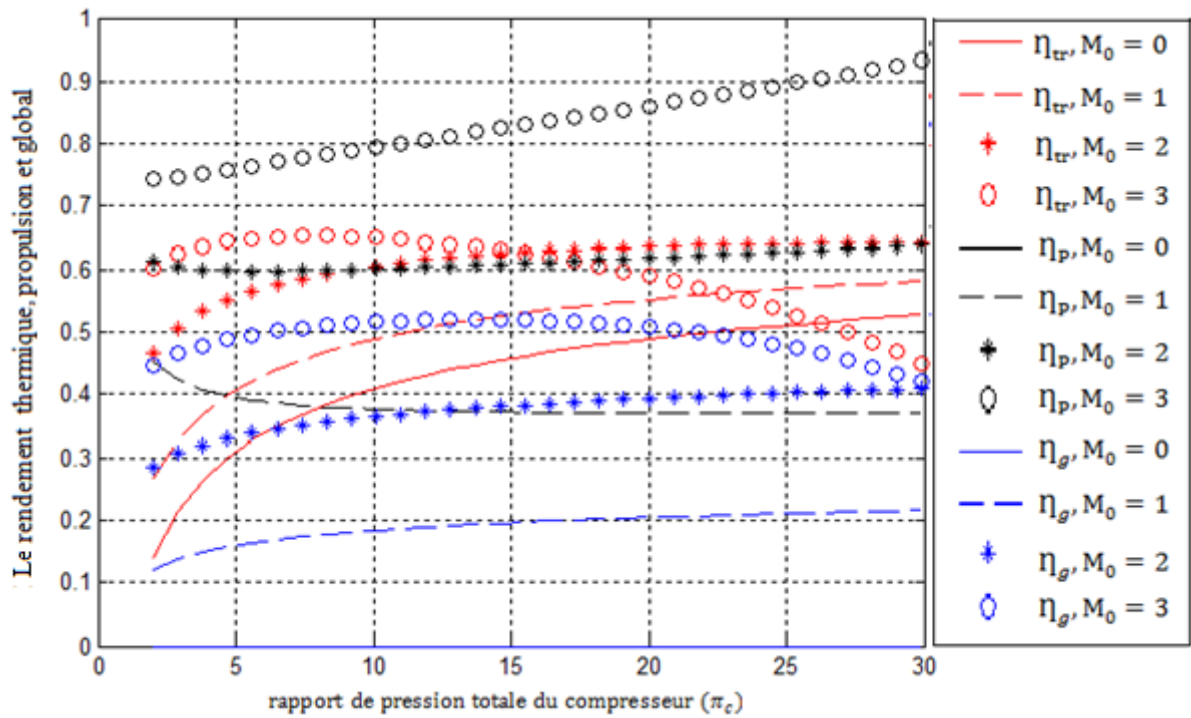
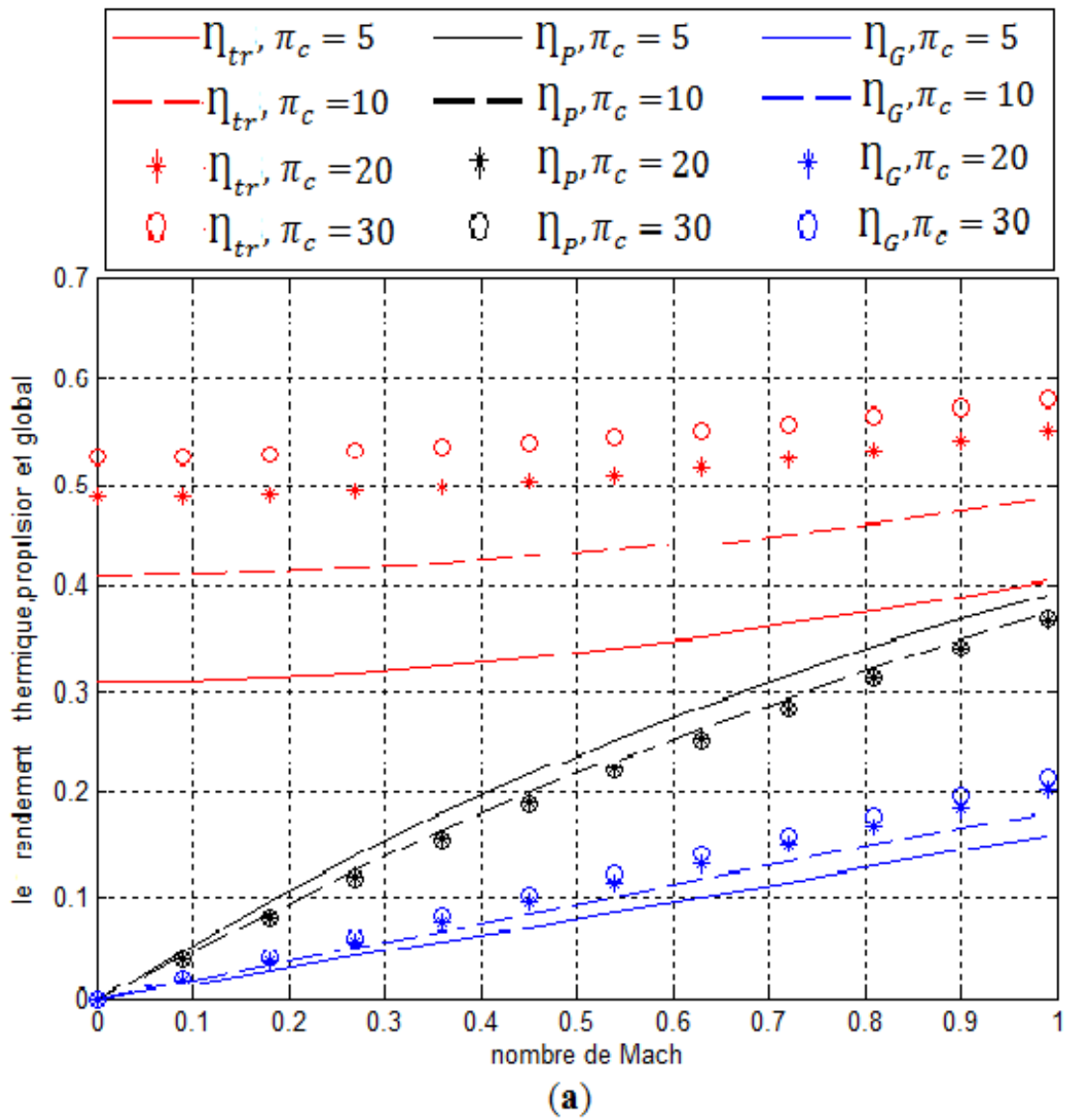


Figure IV. 13: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de mach de vol

Le rendement thermique, propulsion et le rendement global sont tracés en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différents valeur du nombre de Mach de vol.

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



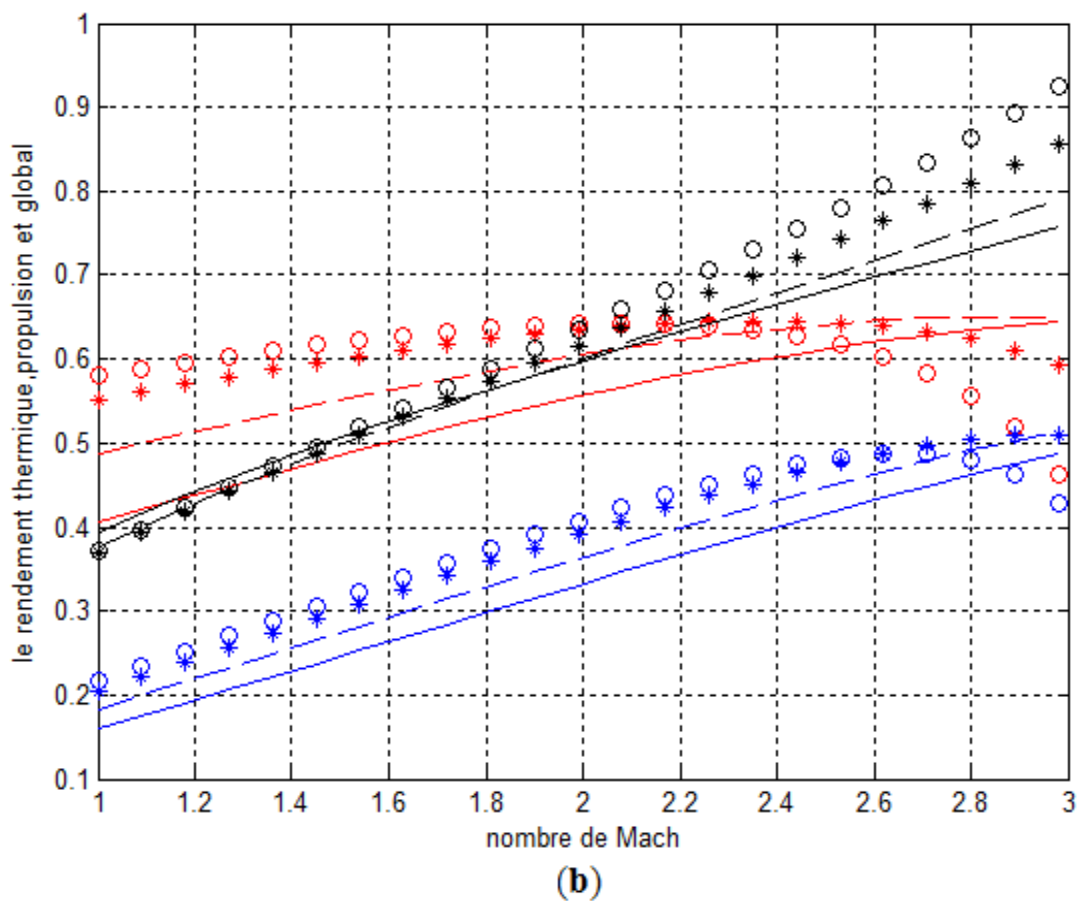


Figure IV. 14: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur: a-cas subsonique ;b-cas supersonique

Le rendement thermique, propulsion et le rendement global sont tracés en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale de compresseur, cette figure montre l'augmentation générale du rendement de propulsion, thermique et global avec du nombre de Mach et avec un rapport de pression totale du compresseur croissant.

➤ **Turboréacteur avec postcombustion**

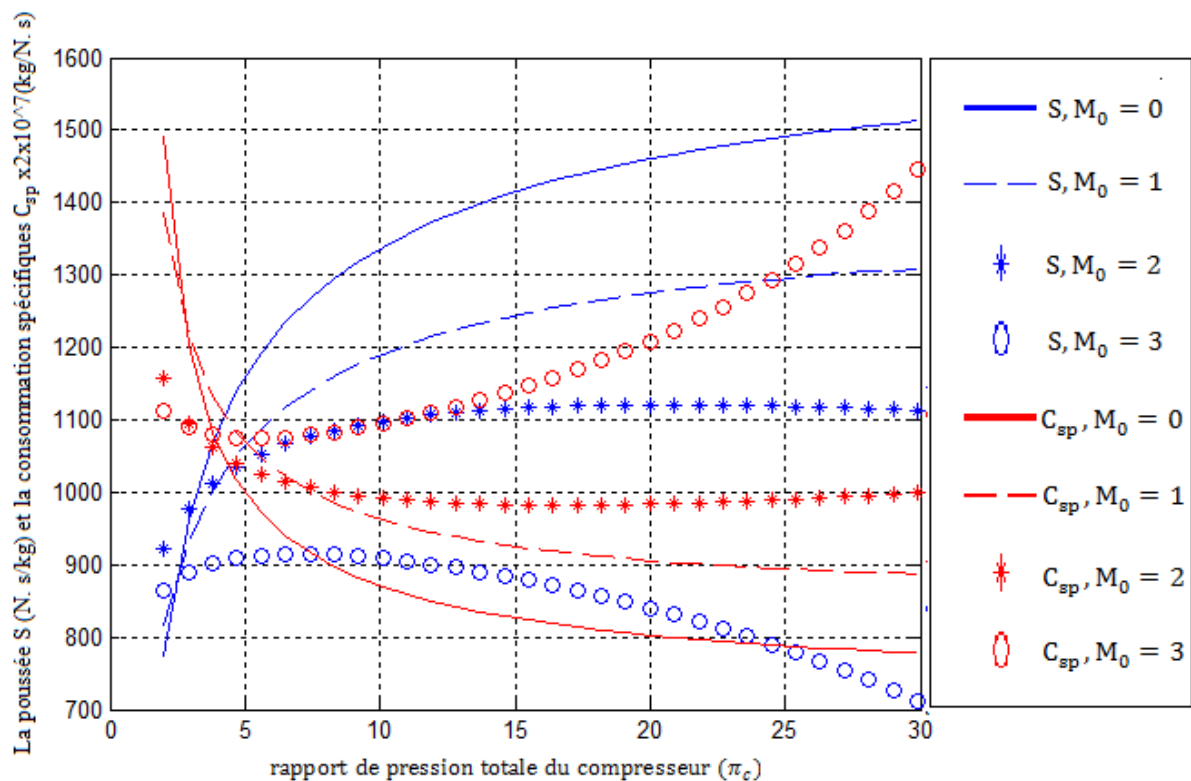
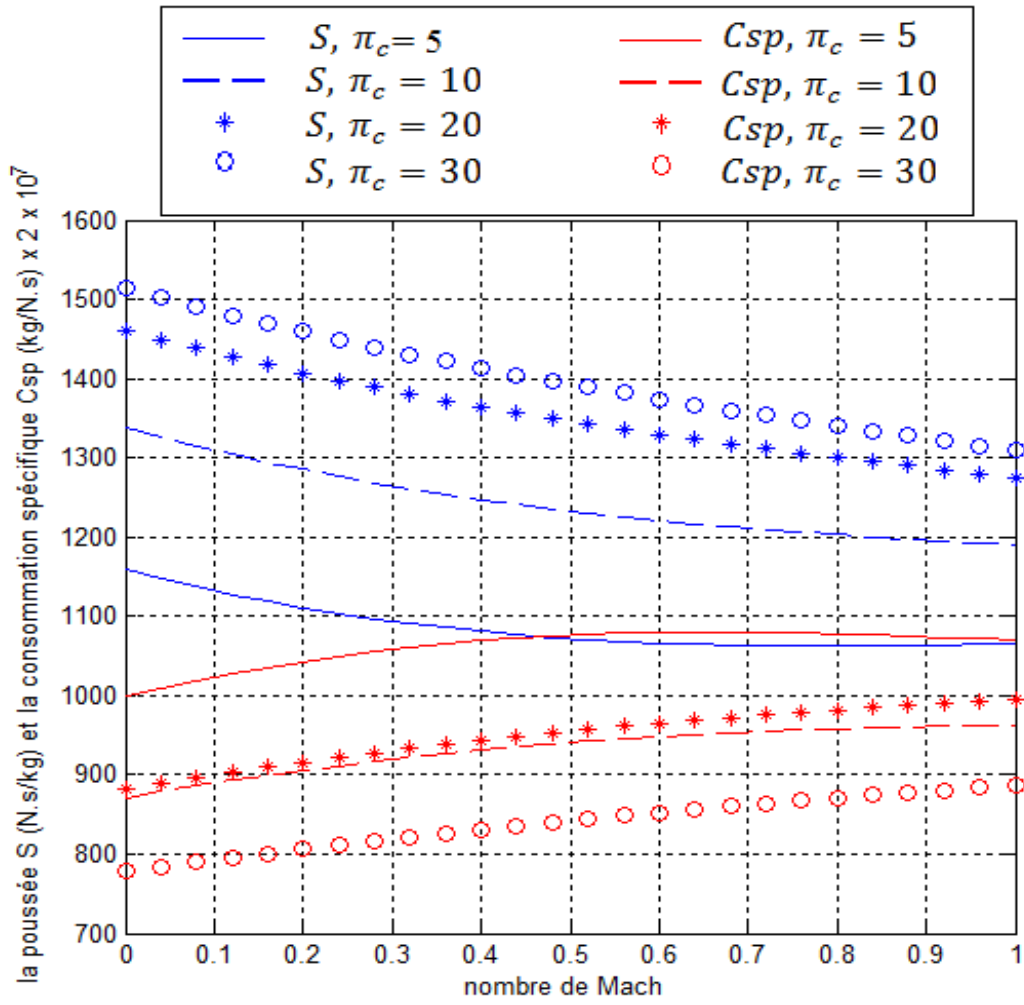


Figure IV. 15: Variation de la poussé et la consommation spécifiques en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport le rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol dans la figure (IV.15).

Cette figure montre que la poussé 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 éjecté. Mais pour la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur.



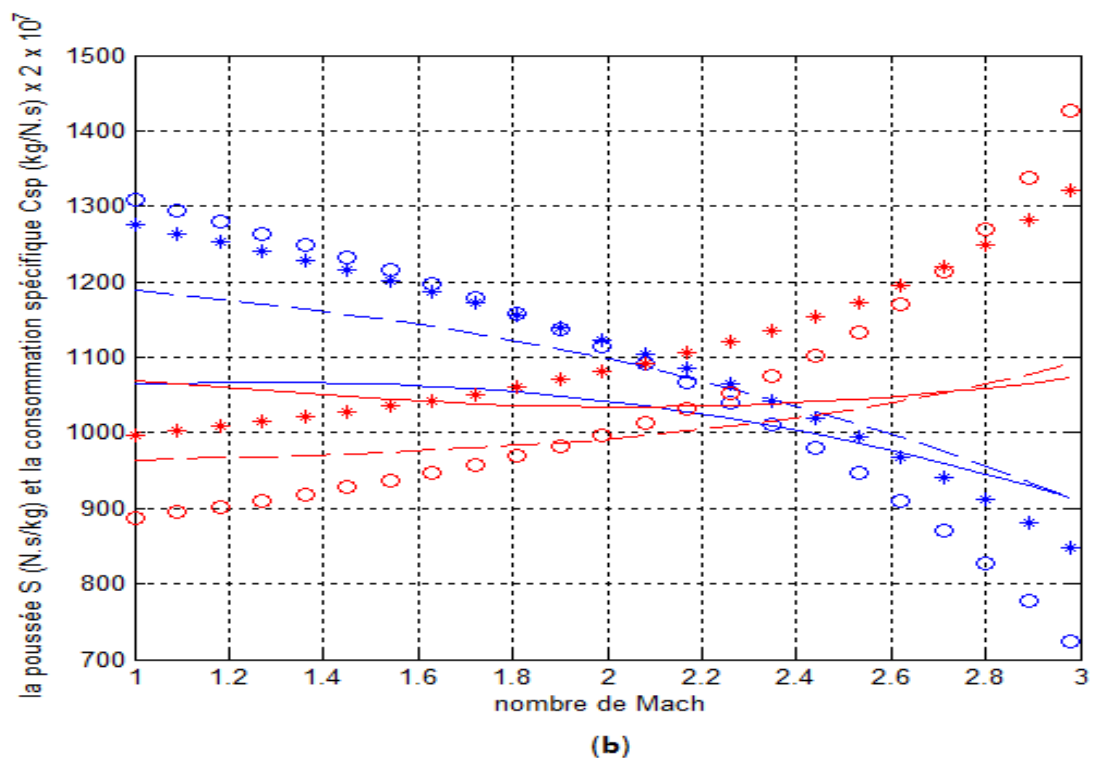


Figure IV. 16: Variation de la poussée et la consommation spécifiques en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ; b-cas supersonique

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au nombre de Mach de vol rapport de pression total du compresseur pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur.

Cette figure montre que la poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach et pour un rapport de pression totale du compresseur fixé. Par contre la consommation spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach et pour un rapport de pression totale du compresseur fixé.

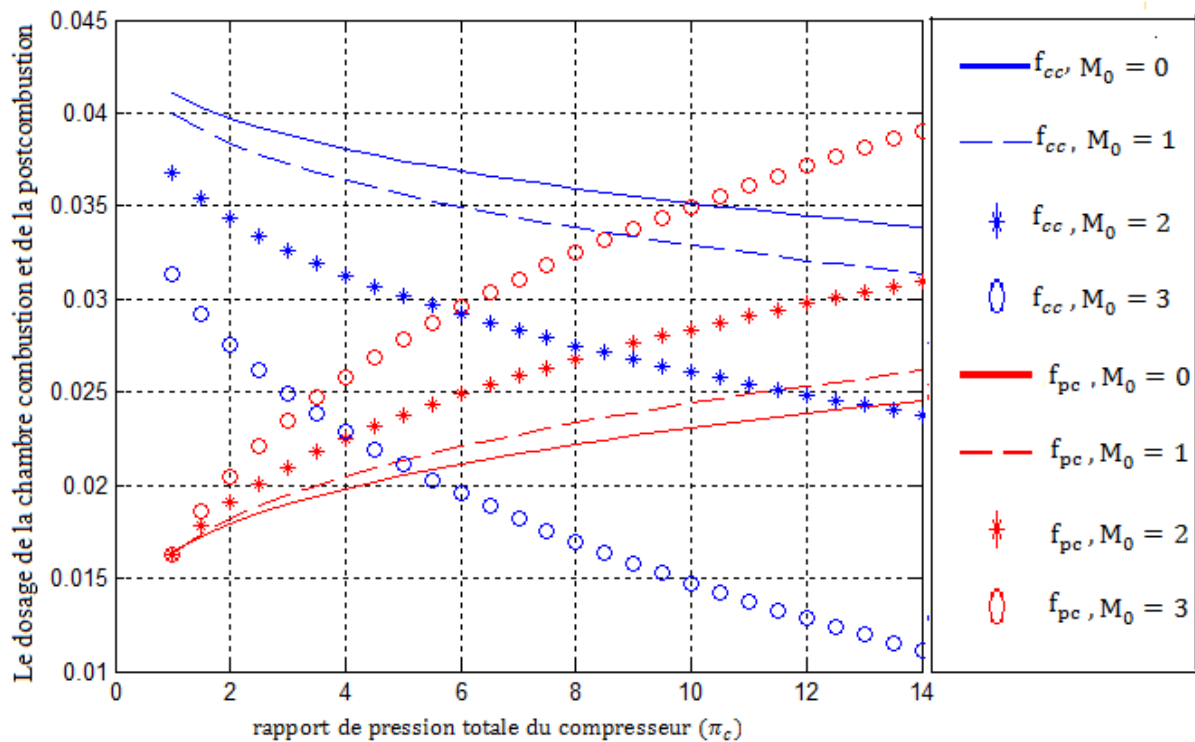
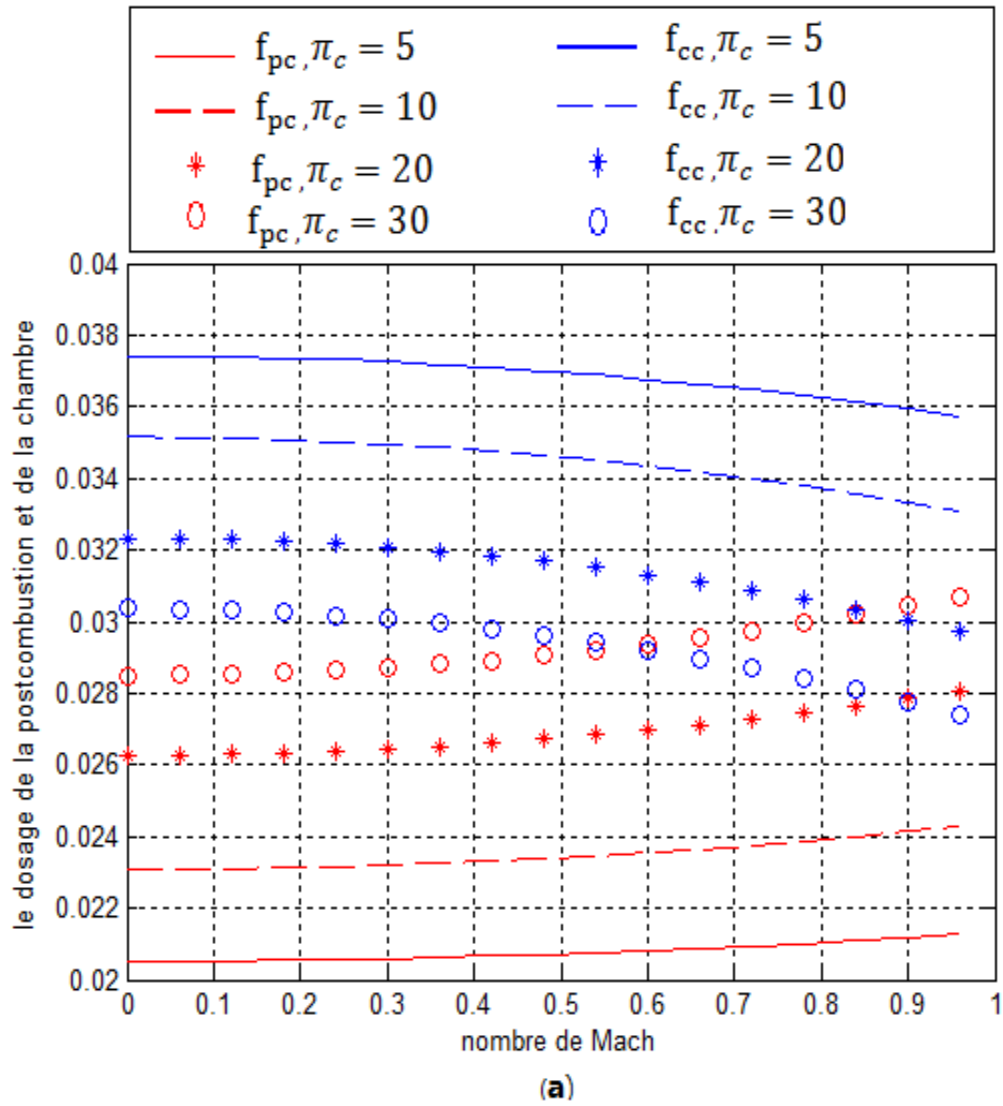


Figure IV. 17: Variation du dosage de la chambre combustion et la postcombustion en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Le dosage de la chambre combustion et de la postcombustion sont tracées par rapport le rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol.

Cette figure montre que le dosage de la chambre combustion diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale et le nombre de Mach. Cela s'explique par le fait de l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur entraîne une augmentation de température totale à l'entrée de la chambre et du coup, une réduction de consommation du carburant étant donné le même seuil de température totale en sortie de cette dernière.

Par contre le dosage de la postcombustion augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur et le nombre de Mach. Cela s'explique par la détente des gaz brûlés dans la turbine qui entraîne une chute de température à la sortie de cette dernière. Pour arriver à une température plus élevée à la sortie de postcombustion donc l'injection du carburant doit être plus importante.



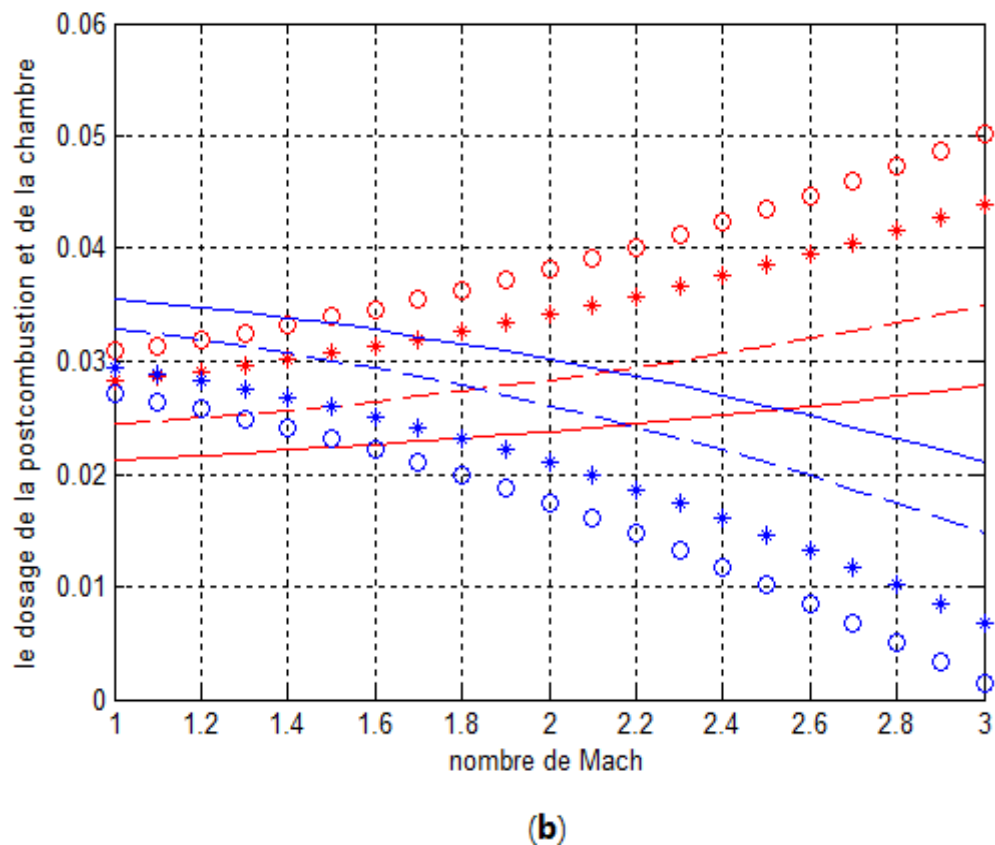
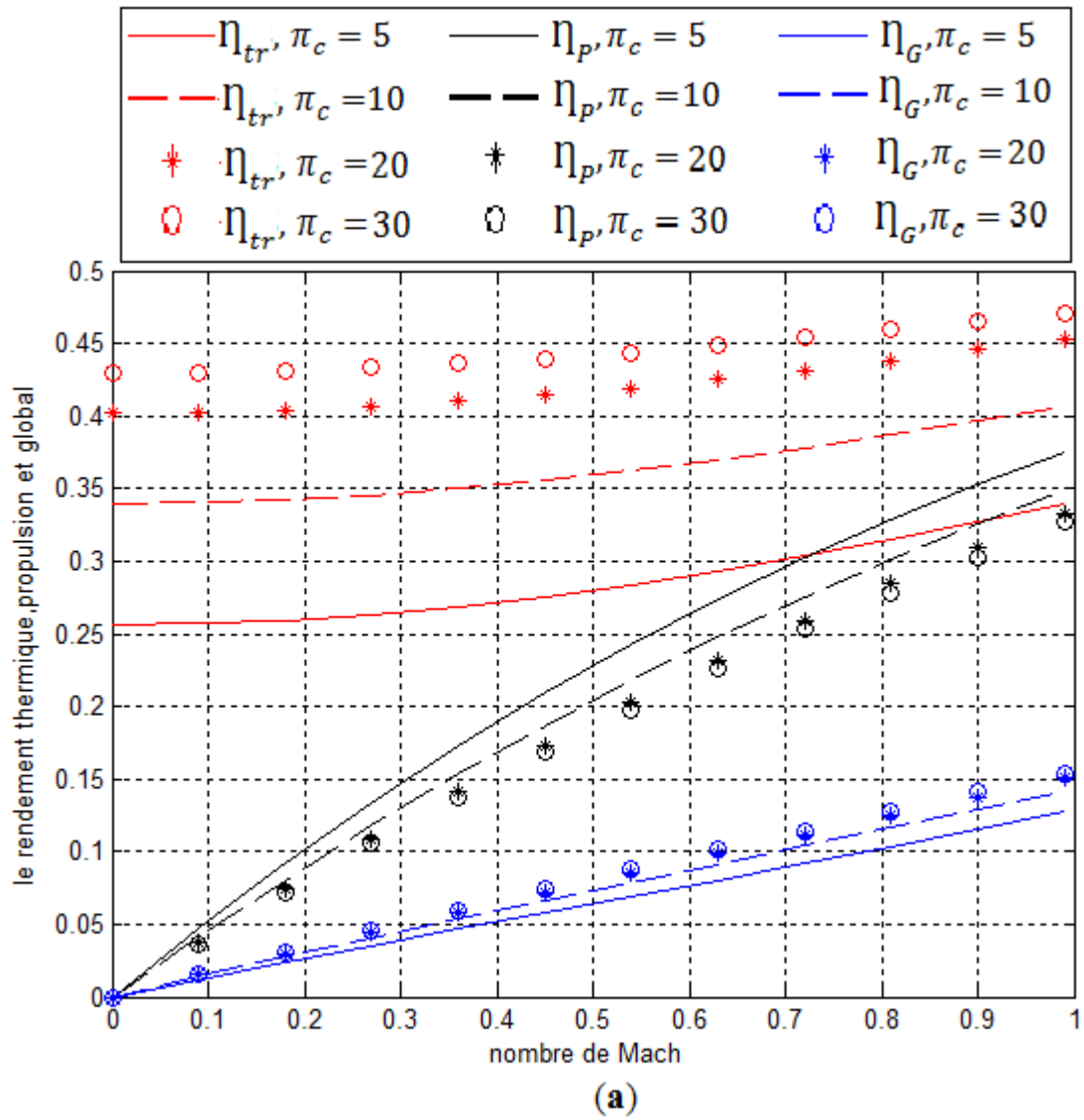


Figure IV. 18: Variation du dosage de la chambre combustion et la postcombustion en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeur rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ; b-cas supersonique

Le dosage de la chambre combustion et de la postcombustion sont tracées par rapport le nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur.

Cette figure montre que le dosage de la chambre combustion diminue avec l'augmentation du rapport de pression totale et le nombre de Mach .Cela s'explique par le fait de l'augmentation du nombre de Mach qui entraîne une augmentation de température totale à l'entrée du compresseur et du coup, une réduction de consommation du carburant étant donné le même seuil de température totale en sortie de cette dernière.

Par contre le dosage de la postcombustion augmente avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur et le nombre de Mach .Cela s'explique par la chute de température à l'entrée de la postcombustion par l'effet de la détente des gaz brulés dans la turbine et du coup, une augmentation du dosage pour atteindre la température fixé à la sortie



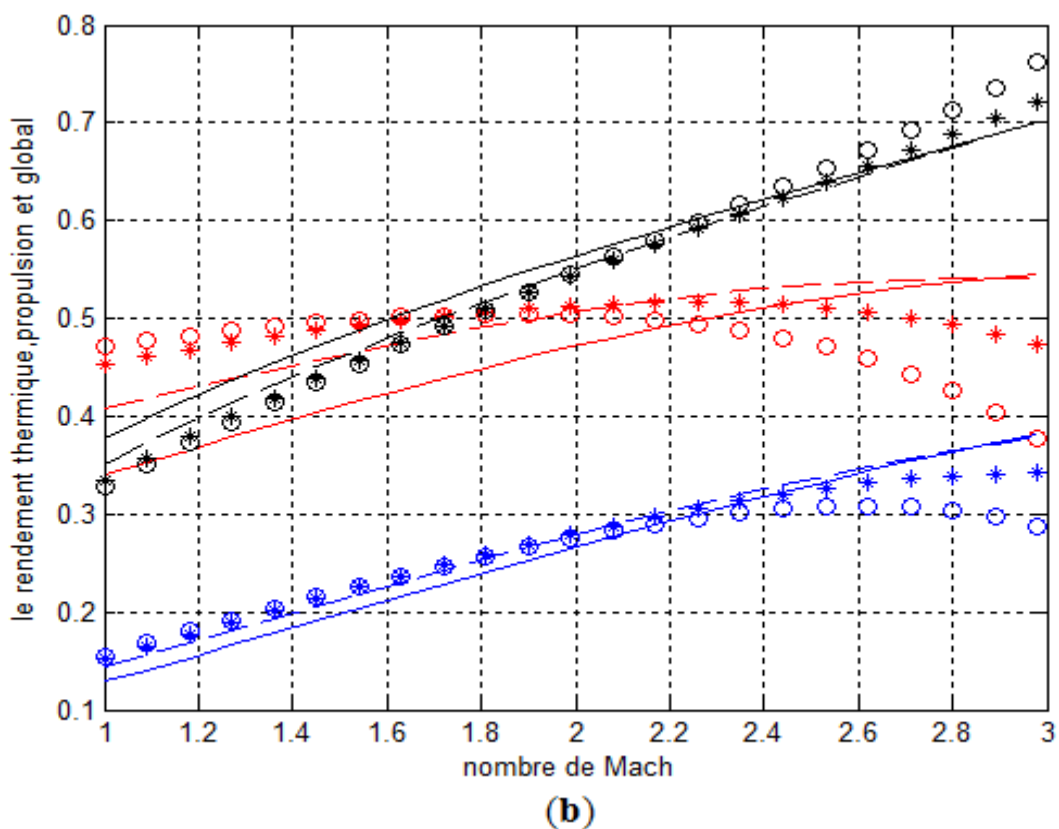


Figure IV. 19: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale du compresseur : a-cas subsonique ; b-cas supersonique

Le rendement thermique, propulsion et le rendement global sont tracés en fonction du nombre de Mach de vol pour différentes valeurs du rapport de pression totale de compresseur.

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

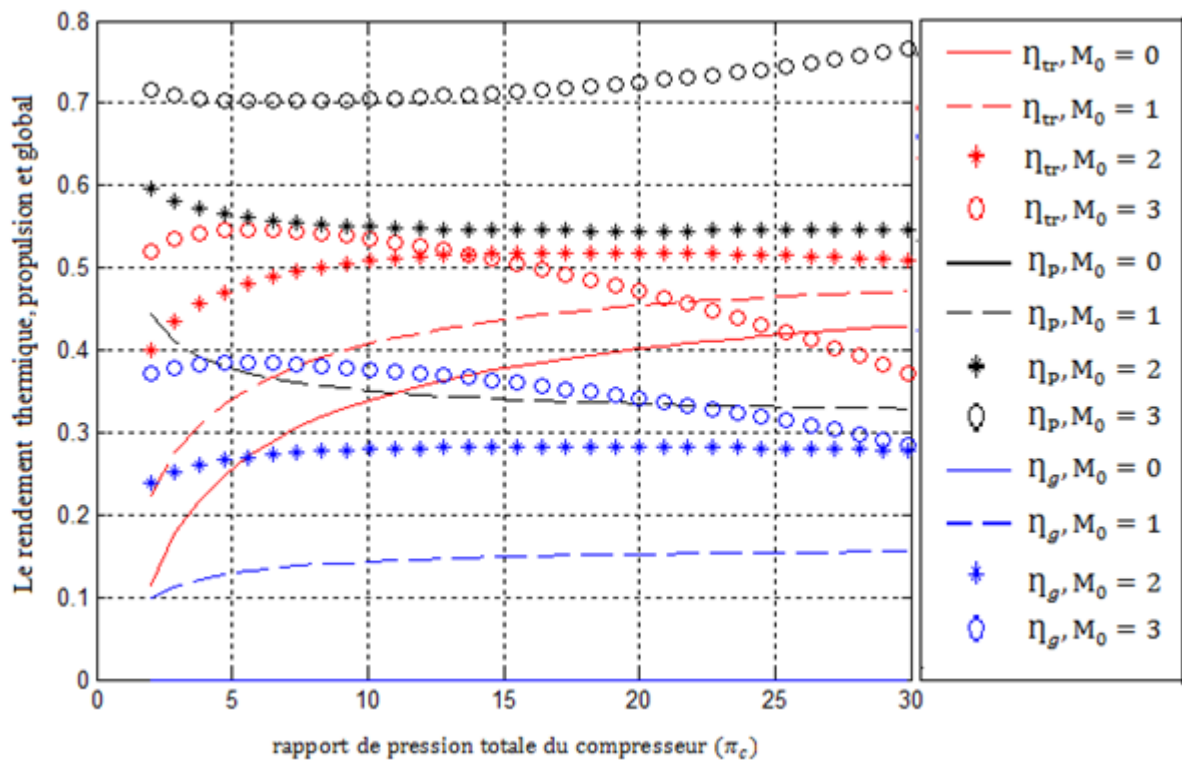


Figure IV. 20: Variation du rendement thermique, propulsion et global en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol

Le rendement thermique, propulsion et global sont tracés en fonction du rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs du nombre de Mach de vol.

Cette figure montre l'augmentation générale des trois rendements avec l'augmentation du rapport de pression totale du compresseur et du nombre de Mach de vol. Mais, on remarque une différence considérable de la valeur maximale des rendements dans le cas réel est beaucoup plus basse que le cas idéal cela s'explique par les pertes dans le cas réel.

IV.4 Comparaison des performances du turboréacteur avec et sans Postcombustion

Le tableau suivant présente un résumé des indicateurs de performances de ce type de turboréacteur dans le cas réel.

	Nombre de Mach de vol: M_0	0	1	3
Poussée Spécifique (N.s/kg)	<i>Cas sans PC</i>	1319	1056	181
	<i>Cas avec PC</i>	1552	1308	710
Consommation Spécifique (kg/ N.s)	<i>Cas sans PC</i>	558	638	987
	<i>Cas avec PC</i>	773	886	1450

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

1. Le maximum de poussée au sol est obtenu pour un fonctionnement avec PC qui atteint environ 18% de plus que le cas sans PC avec une surconsommation en carburant de 38,5%.
2. En comparant les deux fonctionnements du turboréacteur, nous remarquons qu'une poussée spécifique à un nombre de Mach sonique pour le cas avec PC est équivalente à celle d'un fonctionnement au sol pour le cas sans PC.
3. Le taux de diminution de la poussée spécifique dans le domaine supersonique est plus important pour le cas sans PC. Donc, il est préférable d'adopter un fonctionnement avec PC afin s'assurer une stabilité des performances de l'avion.

IV.5 Validation des résultats

IV.6 Conclusion

Au terme de ce chapitre, nous avons pu cerner l'ensemble des paramètres qui influencent sur le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion par l'intermédiaire des simulations effectuées pour le cas idéal et avec pertes et ce via un code du calcul automatique élaboré sous le langage MATLAB.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale

Ce travail a fait l'objet d'un calcul thermodynamique des paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion.

Au début de ce mémoire, nous avons présenté le concept de la propulsion et ces types ainsi que les différents moteurs à réaction de chaque type comme nous avons fait la présentation des principaux composants du turboréacteur.

Par suite, nous sommes intéressés à l'un des types de turboréacteurs le plus utilisé dans l'industrie aéronautique, en particulier pour les avions militaires à des régimes de vol allant du subsonique au supersonique. Ce type de moteur est le turboréacteur avec postcombustion. Juste après, nous avons fait une étude thermodynamique sur les éléments principaux de ce type.

Enfin, nous avons présenté les résultats obtenus via un code de calcul élaboré sur MATLAB et qui permet de simuler le fonctionnement d'un turboréacteur avec postcombustion en faisant ressortir ses indicateurs de performance, à savoir, la poussée spécifique, la consommation spécifique de carburant et les rendements en fonction du rapport de pression totale au niveau du compresseur et du nombre de Mach de vol.

L'essentiel des résultats obtenus sont les suivants :

- Le nombre de Mach de vol influence considérablement la poussée spécifique qui diminue pour des valeurs de nombre de Mach croissantes. Par contre, la consommation spécifique de carburant augmente en fonction du nombre de Mach de vol.
- Le rapport de pression totale du compresseur a un effet favorable sur la consommation spécifique qui diminue pour des valeurs du rapport de pression totale du compresseur croissantes ; l'énergie d'enthalpie à l'entrée de la chambre de combustion est plus importante et du coup, le dosage du carburant nécessaire pour atteindre le même niveau d'énergie en sortie de la chambre diminue.
- L'avantage d'utiliser la Postcombustion est confortée par les résultats obtenus pour des poussées plus importantes surtout au décollage et dans le domaine supersonique.

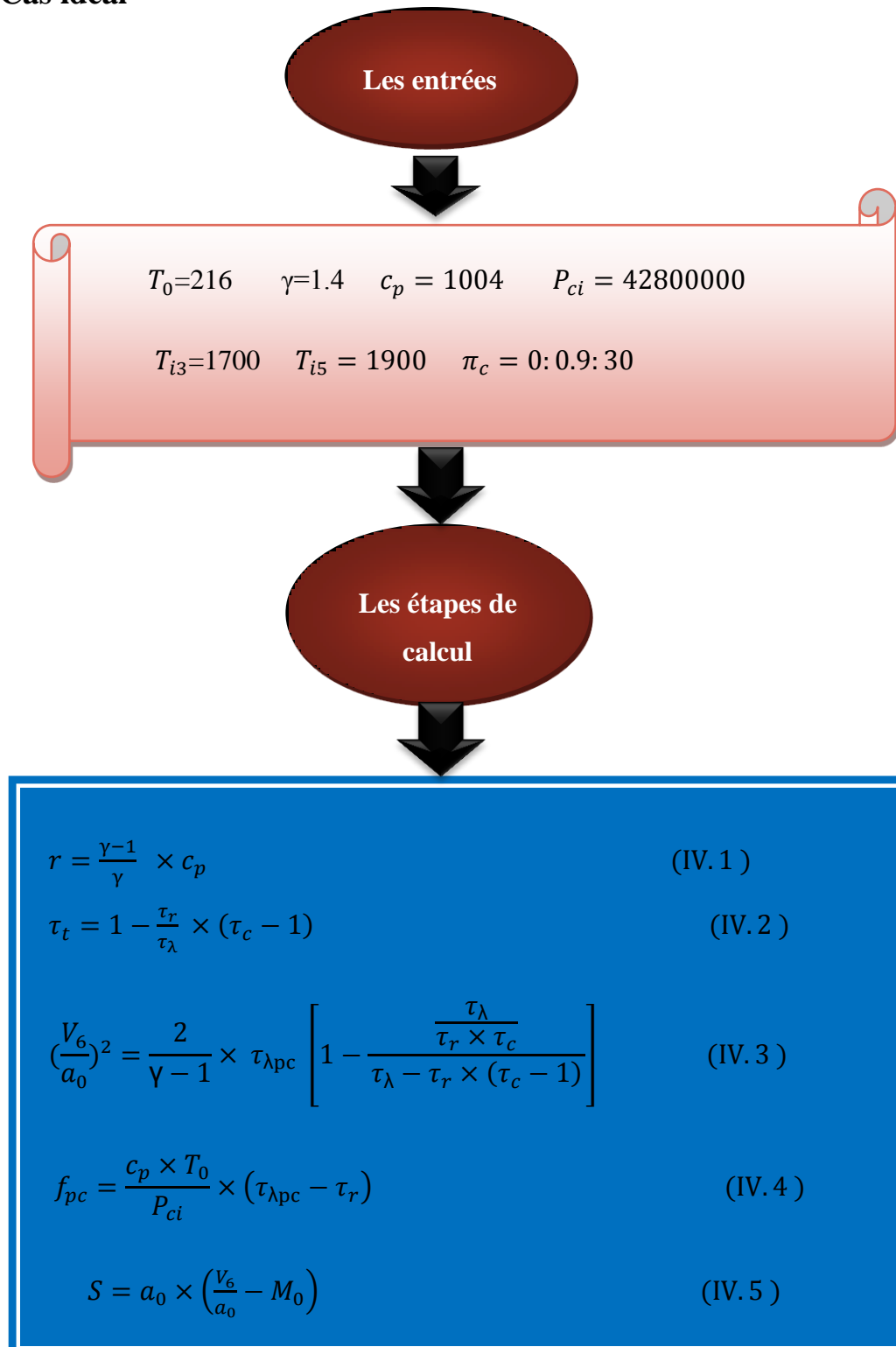
Enfin, nous recommandons aux futures promotions intéressées par ce domaine d'étude la nécessité de réaliser un banc d'essai d'un turboréacteur afin de confronter les résultats de simulation avec le cas pratique.

ANNEXES

Annexes

L'algorithme d'un turboréacteur avec postcombustion

➤ Cas idéal



$$C_{sp} = \frac{f}{S} \quad (IV.6)$$

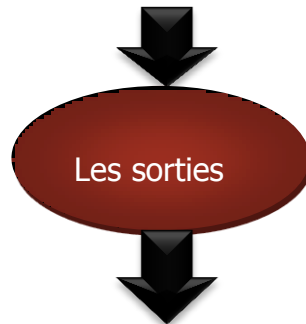
$$\eta_{tr} = \frac{(\gamma - 1) \times c_p \times T_0 \left[\left(\frac{V_6}{a_0} \right)^2 - M_0^2 \right]}{2 \times f \times P_{ci}} \quad (IV.7)$$

$$\eta_P = \frac{2 \times M_0}{\left(\frac{V_6}{a_0} \right) + M_0} \quad (IV.8)$$

$$\eta_G = \eta_{tr} \times \eta_P \quad (IV.9)$$

Dans le cas sans postcombustion on élimine les équations suivant :

(IV.3), on remplace (IV.4) par $f_{cc} = \frac{c_p \times T_0}{P_{ci}} (\tau_\lambda - \tau_r \times \tau_c)$, $T_{i5} = 0$



La poussée spécifique S

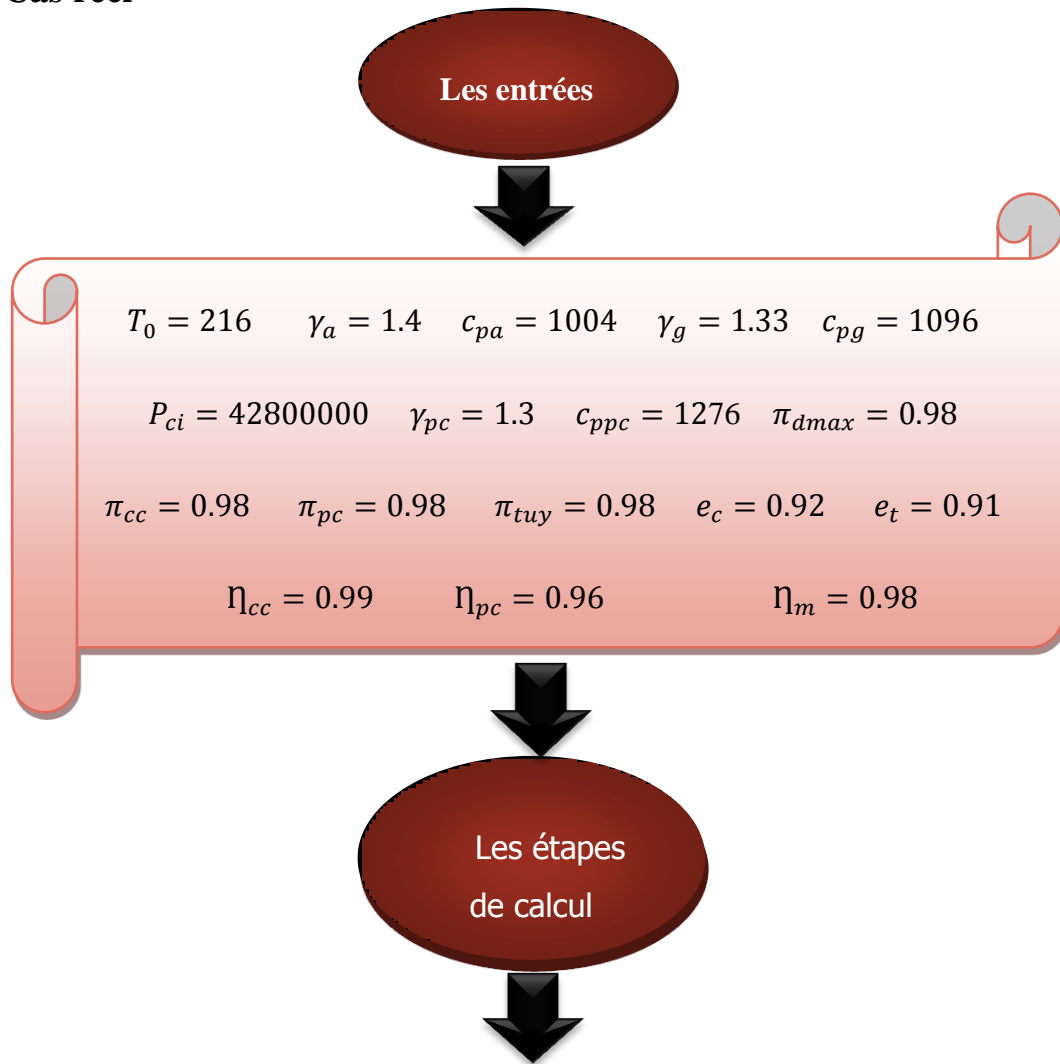
La consommation spécifique C_{sp}

Le dosage de la chambre combustion f_{cc} et de la postcombustion f_{pc}

Le rendement thermique η_{tr}

Le rendement de propulsion η_P et le rendement global η_G

➤ Cas réel



$$R_a = \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} \times c_{pa} \quad (IV.10)$$

$$R_{pc} = \frac{\gamma_{pc} - 1}{\gamma_{pc}} \times c_{ppc} \quad (IV.11)$$

$$\tau_{\lambda pc} = \frac{c_{ppc} \times T_{i5}}{c_{pa} \times T_0} \quad (IV.12)$$

$$f_{cc} = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\frac{P_{ci} \eta_{cc}}{c_{pa} T_0} - \tau_\lambda} \quad (IV.13)$$

$$f_{pc} = (1 + f_{cc}) \times \left[\frac{\tau_{\lambda pc} - \tau_{\lambda} \times \tau_t}{\frac{P_{ci} \times \eta_{pc}}{c_{pa} \times T_0} - \tau_{\lambda pc}} \right] \quad (IV.14)$$

$$\frac{P_{i6}}{P_6} = \frac{P_0}{P_6} \times \pi_r \times \pi_d \times \pi_c \times \pi_{cc} \times \pi_t \times \pi_{pc} \times \pi_{tuy} \quad (IV.15)$$

$$\frac{T_6}{T_0} = \frac{\frac{T_{i5}}{T_0}}{\left(\frac{P_{i6}}{P_6} \right)^{\left(\frac{\gamma_{pc}-1}{\gamma_{pc}} \right)}} \quad (IV.16)$$

$$M_6^2 = \frac{2}{\gamma_{pc} - 1} \times \left[\left(\frac{P_{i6}}{P_6} \right)^{\left(\frac{\gamma_{pc}-1}{\gamma_{pc}} \right)} - 1 \right] \quad (IV.17)$$

$$\frac{V_6}{a_0} = M_6 \times \sqrt{\frac{\gamma_{pc} R_{pc} T_{pc}}{\gamma_a R_a T_0}} \quad (IV.18)$$

$$S = a_0 \times \left[(1 + f_{cc} + f_{pc}) \frac{V_6}{a_0} - M_0 + (1 + f_{cc} + f_{pc}) \frac{R_{pc} \times (T_6/T_0)}{R_a \times (V_6/a_0)} \times \frac{[1 - (P_0/P_6)]}{\gamma_a} \right] \quad (IV.19)$$

$$C_{sp} = \frac{f_{cc} + f_{pc}}{S} \quad (IV.20)$$

$$\eta_P = \frac{2 \times V_0 \times S}{a_0^2 \times \left[(1 + f_{cc} + f_{pc}) \times (V_0/a_0)^2 - M_0^2 \right]} \quad (IV.21)$$

$$\eta_{tr} = \frac{a_0^2 \times \left[(1 + f_{cc} + f_{pc}) \times (V_0/a_0)^2 - M_0^2 \right]}{2 \times (f_{cc} + f_{pc}) \times P_{ci}} \quad (IV.22)$$

$$\eta_G = \eta_{tr} \times \eta_P \quad (IV.23)$$

Dans le cas sans postcombustion on élimine les équations suivant :

(IV.11), (IV.12), (IV.14), On à $T_{i5} = 0$.



- La poussée spécifique S
- La consommation spécifique C_{sp}
- Le dosage de la chambre combustion f_{cc}
- Le dosage de la postcombustion f_{pc}
- Le rendement thermique η_{tr}
- Le rendement de propulsion η_P
- Le rendement global η_G

RÉFÉRENCES

Références

- [1] Jean-Claude Thevenin AAAF-Le Turboréacteur, Moteur des Avions à Réaction -Juin 2004 3ème Edition compression combustion détente turbine.
- [2] Fundamentals of Propulsion ,V.Babu,1 déc 2009.
- [3] (Dr HENNI MANSOUR Zoubir) Cours de thermopropulsion II « chapitre III : Moteurs à Réaction », University .Blida ,Dép.D'aéronautique,2013.
- [4] Ch.I- Définitions et caractéristiques générales de systèmes propulsifs.
- [5] Daniel Alonzo Alex CrockerEric James John Kingston III Submitted on Design and Manufacturing of a Miniature Turbojet Engine: March 23, 2018
- [6] Klaus Hunecke ,jet engines,1997, Edition Moteurbooks International publishers.
- [7] Boukhechem Soumia – lagha aissa , mini projet de turbomachine,University Ain témouchent ,Dép GM , 2014-2015.
- [8] Introduction à la mécanique de propulsion, Université Kasdi Merbah, Ouargla 2014-2015
- [9] Rolls-Royce plc,the jet engine,1986 ,Fifth Edition.
- [10] Ping He, Zhigang Sun, Baoting Guo, Haisheng Chen and Chunqing,Tan -Aerothermal Investigation of Backface clearance flow in Deeply Scalloped Radial turbines, journal of turbomachinery,31 Oct , 2012.
- [11] Exhaust Systems With Turbocharger.
- [12] Gilles Aouizerat, Spécificités des moteurs aéronautiques de nouvelle génération,
31 Mars 2015, Edition SIA.
- [13] Beginner's Guide to Propulsion Turbine Engine Parts – Inlets Activity.

[14] Dr Pan. Tzieropoulos ,Direction de l'étude de l'EPFL:

Utilisation de la Postcombustion, novembre 2010.

[15] Anand , Lokesharun , Rajkumar , Kirubakaran , journal international : 3D CFD Analysis in an Afterburner Using Numecca, 2017.

[16] The Turbojet cycle.

[17] Philippe Arquès, Théorie générale des machines : Machines à réaction, motrices et réceptrices, à vapeur ou à gaz, Paris, Editions Technip, 2007

[18] How does an afterburner work ? [archive], sur *How stuff works* ? (consulté le 15 août 2009)

[19] HENNI MANSOUR Z, Cours de thermopropulsion II «Chapitre IV. Performances et cycles des turboréacteurs» , University .Blida ,Dép.D'aéronautique,2013.

[20] Jack D. Mattingly, Element of gaz turbine propulsion,1avril 1996, Tata- Mc-graw-Hill Edition.

Mémoires consultés

[21] BENZIANI Yasmina

Etude et optimisation du fonctionnement de turboréacteur double flux avec soufflante 2017-2018,University,Bouira , Dép, GM .

[22] Khoudja- hadjer et Ziadi-Chibane

Etude des performances d'un turboréacteur double flux cfm56- 7b, 2016-2017,University Boumerdes ,Dép,GM.