

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE
FACULTE DES SCIENCES ET DES SCIENCES APPLIQUEES



Département Génie Mécanique
Présenté pour obtenir le diplôme
De Master
Spécialité : Génie mécanique
Option : mécanique énergétique

Thème :

***Étude et Optimisation du fonctionnement de turboréacteur double
flux avec soufflante***

Réalisé par

- BENZIANI Yasmina

Encadré par

- Mr R .Lekhal

Devant les jurys composés de

Président : Mr. Laouari .A

Examineur 1 : Mme Baghdadi .F

Examineur 2 : Mme Bouras.C

ANNEE UNIVERSITAIRE 2017-2018

Dédicaces

Ce modeste travail est dédié :

À ma chère mère ;

À la mémoire de mon père ;

À tous mes proches de la famille Benziani, et plus

Particulièrement, mes sœurs et mes frères chacun à son nom

À tous mes chers amis et mes collègues de l'Université de

Bouira ;

Et à tous ce qui m'ont enseigné moi au long de ma vie scolaire ;

Yasmina Benziani

Remerciement

*En premier lieu, je tiens à remercier mon DIEU qui
m'a donné la force pour accomplir ce modeste
travail.*

*J'adresse mes remerciements à mon promoteur
consultant « Mr. Lekhal Rachid » pour m'avoir dirigé
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.*

*Enfin je tiens à exprimer mes vifs remerciements à
ma famille pour leur soutien et leur patience.*

Résumé

Ce Travail consiste en l'analyse thermodynamique du fonctionnement d'un moteur de turboréacteur double flux séparés avec soufflante avant (ventilateur). Les performances de ce type de turboréacteur ont été mises en exergue en fonction de certains paramètres qui influencent de manière significative le fonctionnement de ce dernier. Pour ce faire, le calcul optimal de la poussée spécifique et de la consommation spécifique de carburant ont été l'objet du travail en réalisant 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. Les résultats obtenus montrent que la poussée et la consommation spécifique sont très influencées par les paramètres suivants (rapports de pressions totales au niveau du compresseur et du ventilateur, le taux de dilution et le nombre de Mach de vol).

Mots clés : turbofan, taux de dilution, propulsion, optimisation.

Abstract

This work consists of the thermodynamic analysis of the operation of a separate dual-flow turbojet engine with blower (fan). The performance of this type of turbojet has been highlighted according to certain parameters that significantly influence the operation of the latter. To do this, the optimal calculation of the specific thrust and fuel consumption was the object of the work by carrying out a calculation program under the MATLAB software to bring out by the way of several simulations the graphs which Reflect their variations in the ideal and real case. The results show that the thrust and the specific consumption are strongly influenced by the following parameters (total pressure ratios at the compressor and fan level, the dilution rate and the number of flight Mach).

Key words: Turbofan, dilution rate, propulsion, optimization.

ملخص

يتكون هذا العمل من التحليل الدينامي الحراري لتشغيل المحرك التوربيني المزدوج التدفق المنفصل مع منفاخ (مروحة). وقد تم تسليط الضوء على أداء هذا النوع من الطائرات التوربينية وفقا لبعض المعايير التي تؤثر بشكل كبير على تشغيل هذه الاخيره. للقيام بذلك ، كان الحساب الأمثل للاتجاه محدد واستهلاك الوقود هو الهدف من العمل من خلال تنفيذ برنامج حساب في إطار برنامج MATLAB بواسطة العديد من المحاكاة الرسوم البيانية التي تعكس الاختلافات في حاله مثاليه وحقيقية. وتظهر النتائج أن الاتجاه والاستهلاك المحدد يتأثران بشده بالمعلمت التالية (نسب الضغط الإجمالية في مستوي الضاغط والمروحة، ومعدل التخفيف وعدد الرحلات الجوية).

الكلمات الرئيسية: المروحة التوربينية، معدل التخفيف ، الدفع ، والتحسين.

Sommaire

Introduction générale.....	1
Chapitre I : Etude bibliographique sur les turboréacteurs et leurs applications	
I.1 Généralités sur les turboréacteurs.....	4
I.2 L’historique de turboréacteurs.....	4
I.3 Les types de turboréacteurs	5
I.3.1 turboréacteurs à compresseur centrifuge.....	5
I.3.2. turboréacteurs à compresseur axiale.....	6
I.3.2.1 turboréacteurs simple flux-mono corps.....	6
I.3.2.2 turboréacteurs simple flux double corps.....	6
I.3.2.3. turboréacteurs simple flux mono corps avec PC.....	7
I.3.2.4 Turboréacteurs double flux avec soufflante.....	7
I.4 Les élément de turboréacteurs.....	8
I.4.1 Diffuseur.....	8
I.4.2 Compresseur.....	9
Compresseur centrifuge.....	9
Compresseur axiale.....	10
I.4.3 La chambre de combustion.....	10
I.4.4 La turbine.....	10
I.4.5 La tuyère.....	11
I.5. Principe de fonctionnement.....	11
I.6 Les avantages et les inconvénients du turboréacteur.....	12
I.6.1. Avantages.....	12
I.6.2 Inconvénients.....	12
I.7 Les applications de turboréacteurs.....	13
I.8 Conclusion	13

Chapitre II : Description de turboréacteurs double flux avec soufflante

II. 1 Introduction.....	14
II. 2 Présentation de turboréacteurs double flux avec soufflante.....	14
II.2.1 Définition.....	14
II.2.2 Les caractéristiques de turboréacteur double flux avec soufflante.....	14
II.3 Les composantes de turboréacteur double flux avec soufflante.....	15
II.3.1 L'entrée d'air.....	15
II.3.2 La soufflante ou fan	15
➤ Le principe de fonctionnement d'une soufflante.....	16
II.3.3 La section de compresseur.....	16
• compresseur à basse pression (CBP).....	16
• compresseur à haute pression (CHP).....	16
II.3.4 Section de chambre de combustion.....	16
II.3.5 Section turbine.....	17
• La turbine à haute pression (THP).....	17
• La turbine à basse pression (TBP).....	18
II.3 .6 Sections d'échappement.....	18
II.3 .6.1 La tuyère d'éjection	18
II.3 .6.2 Les inverseurs de poussée.....	19
• Inverseur à obstacles.....	19
• Inverseurs à porte	19
II.4 Principe de fonctionnement de turboréacteurs double flux avec soufflante	20
II.5 Conclusion.....	21

Chapitre III : Etude thermodynamique du turbofan double flux séparés

III.1 Introduction.....	23
III.2 Schéma d'installation.....	23
III.3 Cycle thermodynamique.....	23
III.4. Thermodynamique de turboréacteur.....	24
III.4.1 L'entrée d'air.....	24
III.4.2 La soufflante.....	25
III.4.2.1 Le rendements isentropique de soufflante.....	26
III.4.2.2 Le rendement polytropique de soufflante (fan).....	26
III.4.3 Le compresseur	27
III.4.3.1 Le rendements isentropique de compresseur.....	27
III.4.3.2 Le rendements polytropique de compresseur.....	28.
III.4.3.3 compresseurs à plusieurs étages.....	29
III.4.4 Chambre de combustion.....	30
➤ Rendement thermique de chambre de combustion.....	31
III.4.5 La turbine	31
III.4.5.1 Le rendement isentropique de la turbine	32
III.4.5.2 Le rendement polytropique de la turbine.....	32
III.4.5.3 Turbines plusieurs étages.....	34
III.4.6 La tuyère	35
III.4.6.1 Le rendement isentropique de la tuyère.....	35
III.4.6.2 Vitesse d'éjection de la tuyère	35
III .4.7 Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine-compresseur.....	36
III.5 Les paramètre de performances.....	36
III.5.1 La poussée, la consommation spécifique.....	36

❖ Poussée spécifique.....	36
❖ Consommation spécifique.....	36
III.5.2 Les puissances.....	36
➤ La puissance calorifique.....	37
➤ La puissance thermodynamique.....	37
➤ La puissance thermique réelle.....	37
➤ La puissance de propulsion.....	37
III.5.3 Les rendements.....	37
➤ Le rendement thermodynamique.....	38
➤ Le rendement thermique.....	38
➤ Le rendement interne.....	38
➤ Le rendement de propulsion.....	38
➤ Le rendement global.....	38
III.8 Conclusion.....	39
Chapitre IV : L'optimisation de turbofan double flux séparés	
IV.1 Introduction.....	41
IV.2 Etude de turboréacteur double flux idéal.....	41
IV.2.1 Schéma de l'installation.....	41
IV.2.2 Cycle thermodynamique de turboréacteur double flux idéal.....	42
IV.2.2.1 Analyse du cycle.....	43
IV.2.2.2 Optimisation de turboréacteur cas idéal.....	46
IV.2.2.3 Taux de dilution optimal α^*	46
IV.2.2.4 Turboréacteur idéal avec un rapport de pression de ventilateur optimal.....	50
IV.2.2.5 Rapport optimal de pression du ventilateur.....	51
IV.3 Etude de turboréacteur double flux séparés cas réel.....	53
IV.3.1 Schéma et le cycle.....	53
IV.3.2 L'analyse du cycle.....	53
IV.3.2.1 Flux du ventilateur.....	54

IV.3.2.2 Flux de base du moteur.....	55
IV.3.3 Optimisation de turboréacteur double flux avec soufflante cas réel.....	57
IV.3.3.1 Le taux de dilution optimal α^*	58
IV.4 Conclusion.....	61
Chapitre V : Résultats et discussion	
V.1 Introduction.....	63
V.2 L'optimisation par MATLAB.....	63
V.4 Résultats et Interprétations	63
• Cas idéal	64
• Cas réel.....	76
V.4 Conclusion.....	83
Conclusion générale	
Les annexes	
Références	

Liste de figures

Figure I.1 : Schéma d'un turboréacteur.....	p 4
Figure I.2 : Turboréacteurs simple flux avec compresseur centrifuge.....	p5
Figure I.3 : Turboréacteurs simple flux avec compresseur axiale	p6
Figure I.4 : Turboréacteurs simple flux double corps.....	p6
Figure I.5 : Turboréacteurs simple flux avec post-combustion	p7
Figure I.6 : Turboréacteurs double flux avec soufflante	p7
Figure I.7 : Le diffuseur.....	p8
Figure I.8 : Compresseur centrifuge	p9
Figure I.9 : Compresseur axiale.....	p9
Figure I.10 : Schéma de principe de fonctionnement du turboréacteur	p11
Figure II.1 : Turboréacteur double flux avec soufflante	p14
Figure II.2 : L'entrée d'air	p15
Figure II.3 : La soufflante.....	p15
Figure II.4: Chambre de combustion tubulaire	p17
Figure II.5 : La tuyère d'éjection de flux primaire et secondaire	p18
Figure II.6 : schéma d'inverseur à obstacle	p19
Figure II.7: Inverseurs à obstacle.....	p19
Figure II.8 : Schéma d'inverseur à porte.....	p19
Figure II.9 : Inverseurs à portes	p19
Figure II.10 : Schéma de fonctionnement de turboréacteur.....	p21
Figure III.1 : Schéma d'installation de turboréacteurs double flux avec soufflante.....	p23
Figure III.2 : Diagramme (T-S) de turboréacteur double flux idéal	p23

Liste de figures

Figure III.3 Diagramme (T-S) pour le flux de ventilateur du turboréacteur réel.....	p24
Figure III.4 : Schéma d'un diffuseur.....	p25
Figure III.5 : Diagramme (T-S) de diffuseur.....	p25
Figure III.6 : La soufflante.....	p25
Figure III.7 : Diagramme (T-S) de la soufflante.....	p26
Figure III.8 : Schéma d'un compresseur	p27
Figure III.9: Diagramme (T-S) d'un compresseur	p27
Figure III.10 : diagramme (T-S) de compresseur à plusieurs étages.....	P29
Figure III.11 : Schéma de CC	p30
Figure III.12 : Diagramme (T-S) de CC	p30
Figure III.13 : Schéma d'une turbine	p31
Figure III.14 : Diagramme (T-S) de la turbine	p31
Figure III.15 : Schéma de la tuyère	p34
Figure III.16 : diagramme (T-S) de la tuyère	p34
Figure IV.1 : Turboréacteurs double flux idéal	p41
Figure IV.2 : Diagramme (T-S) de turboréacteur double flux idéal	p41
Figure IV.3 : Le diagramme(T-S) pour le flux de ventilateur du moteur turboréacteur idéal	p42
Figure V.1 : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur totale pour différentes valeurs du taux de dilution.....	p64
Figure V.2 : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale de compresseur	p64
Figure V.3 : Variation du rendement de propulsion en fonction de rapport totale de pression pour plusieurs valeurs de taux de dilution	p65

Liste de figures

Figure V.4 : Variation du rendement global en fonction de rapport totale de pression pour plusieurs valeurs de taux de dilution	p66
Figure V.5 : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du ventilateur.	p67
Figure V.6 : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale de ventilateur	p67
Figure V.7 : variation du rendement de propulsion en fonction de rapport totale des pressions de ventilateur pour plusieurs valeurs de taux de dilution	p68
Figure V.8 : Variation du rendement global en fonction de rapport totale de pression de ventilateur pour plusieurs valeurs de taux de dilution	p69
Figure V.9 : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de dilution pour différentes valeurs du rapport de pressions total du ventilateur	p70
Figure V.10 : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de dilution	p70
Figure V.11 : Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach	p71
Figure V.12 : Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach	p72
Figure V.13 Variation de taux de dilution optimale en fonction de rapport de pression totale de compresseur pour plusieurs valeurs de rapport de pression de ventilateurs	p73
Figure V.14 : variation du taux de dilution optimal en fonction du rapport de pression totale du ventilateur pour plusieurs valeurs de nombre de Mach	p754
Figure V.15 : variation du taux de dilution optimal en fonction du nombre de Mach pour plusieurs valeurs de rapport de pression du ventilateur	p75
Figure V.16 : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale pour différentes valeurs de taux de dilution	p76

Liste de figures

- Figure V.17 : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale pour différentes valeurs de taux de dilution..... P6
- Figure V.18 : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du ventilateur pour différentes valeurs de taux de dilutionp77
- Figure V.19 : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale de ventilateur pour différentes valeurs de taux de dilutionp78
- Figure V.20 : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de dilution..... P79
- Figure V.21 : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de dilutionp79
- Figure V.22 : Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach..... p80
- Figure V.23 : Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach.....p81
- Figure V.24 : Variation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur avec taux de dilution optimal dans le cas idéal et réelp82
- Figure V.25 : Variation de la consommation spécifique avec le rapport de pression de compresseur avec taux de dilution optimal dans le cas idéal et réelp82

Liste de symboles

Symbole	Désignation	Unité
a_0	La vitesse de son	m/s
cp_a	La chaleur spécifique de l'air	kJ/kg.k
cp_g	La chaleur spécifique de gaz	kJ/kg.k
C_{sp}	La consommation spécifique	N/kg.s
f	Le dosage	
F	La poussée	N
F_f	La poussée de ventilateur	N
F_c	La poussée du moteur	N
F_C	La poussée du moteur idéal	N
g	L'accélération de gravité	
h	L'enthalpie	Kj/Kg
\dot{m}_f	Le débit massique du carburant	kg/s
\dot{m}_C	Le débit massique qui travers le moteur	kg/s
\dot{m}_F	Le débit massique qui travers le ventilateur	kg/s
\dot{m}_0	Le débit global	kg/s
M_0	Le nombre de Mach à l'entrée	
M_9	Le nombre de Mach à la sortie de la tuyère de moteur	
M_{19}	Le nombre de Mach à la sortie de la tuyère du ventilateur	
P	La pression	Pa
P_{cal}	La puissance calorifique	W
P_p	La puissance de propulsion	W

Liste de symboles

$P_{th,r}$	La puissance thermique réelle	W
\dot{Q}_c	La puissance thermique du compresseur	W
\dot{Q}_f	La puissance thermique de ventilateur	W
\dot{Q}_t	La puissance thermique de la turbine	W
R	Constante des gaz	j/kg.k
S	La poussée spécifique	kg.s/N
S_F	La poussée spécifique du ventilateur	kg.s/N
S_c	La poussée spécifique du moteur	kg.s/N
T	La température	K
V	La vitesse	m/s
\dot{W}_c	La puissance de compresseur	W
w_c	Le travail du compresseur	Kj
$w_{c,is}$	Le travail isentropique du compresseur	Kj
\dot{W}_f	La puissance du ventilateur	W
w_f	Le travail du ventilateur	Kj
$w_{f,is}$	Le travail isentropique du ventilateur	Kj
\dot{W}_t	La puissance de la turbine	W
w_t	Le travail de la turbine	Kj
$w_{t,is}$	Le travail isentropique de la turbine	Kj

Lettres grec

α	Taux de dilution
α^*	Taux de dilution optimale

Liste de symboles

η_d	Le rendement de diffuseur
η_r	Le rendement de rabattement
$\eta_{c,is}$	Le rendement isentropique du compresseur
η_{pc}	Le rendement polytropique du compresseur
η_b	Le rendement de chambre de combustion
$\eta_{t,is}$	Le rendement isentropique de la turbine
$\eta_{p,t}$	Le rendement polytropique de la turbine
$\eta_{f,is}$	Le rendement isentropique du ventilateur
$\eta_{p,f}$	Le rendement polytropique du ventilateur
$\eta_{ty,is}$	Le rendement isentropique de la tuyère
η_g	Le rendement global
η_p	Le rendement polytropique
η_{th}	Le rendement thermodynamique
η_{tr}	Le rendement thermique
η_i	Le rendement interne
γ	Le rapport des chaleurs spécifiques
τ_r	Température réduite
τ_d	Rapport des températures totales du diffuseur
τ_λ	Rapport d'enthalpie
τ_f	Rapport des températures totales du ventilateur
τ_c	Rapport des températures totales du compresseur
τ_t	Rapport des températures totales de la turbine

Liste de symboles

τ_{ty}	Rapport des températures totales de la tuyère
τ_{rty}	Température réduite de la tuyère
π_d	Rapport des pressions de diffuseur
$\pi_{d,max}$	Rapport max des pressions de diffuseur
π_c	Rapport des pressions du compresseur
π_b	Rapport des pressions de la chambre de combustion
π_t	Rapport des pressions de la turbine
π_{ty}	Rapport des pressions de la tuyère
τ_f^*	Rapport des températures optimales
η_m	Le rendement mécanique
$\pi_{r,ty}$	Pression réduite de la tuyère

Les abréviations

C : compresseur	CC : chambre de combustion
D : diffuseur	T : turbine
Ty : tuyère	
CBC : compresseur basse pression	CHP : compresseur haute pression
TBP : turbine basse pression	THP : turbine haute pression
HP : haute pression	BP : basse pression
N : L'ensemble compresseur et turbine	

Remarque

Dans le chapitre III les équations de chaque élément sont tirées de référence [10], les équations de la tuyère et les paramètres du turboréacteur sont tirés de référence [3]

Et dans chapitre IV tous les équations sont tirées de références [10]

Dans le chapitre V le mot alpha signifie le taux de dilution α , et Pf signifie le rapport de pressions totales du ventilateur.

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Introduction générale

L'étude de la propulsion concerne les véhicules tels que les automobiles, trains, navires, avions et engins spatiaux. Les méthodes conçues pour produire une force de la poussée pour la propulsion d'un véhicule en vol sont basées sur le principe de l'action réaction par la production de jets de propulsion.

Les systèmes de propulsion à jet peuvent être divisés en deux grandes catégories aérobie et anaérobie. Les systèmes de propulsion aérobie utilisent l'oxygène de l'air comme comburant ou oxydant dans une réaction de combustion. Ils peuvent être utilisés que dans l'atmosphère terrestre. Ils comprennent les moteurs alternatifs, les turboréacteurs, statoréacteurs, turbopropulseurs et turbomoteurs. Les moteurs anaérobies emportent avec eux le comburant et le carburant pour assurer la réaction chimique de combustion. Ils sont conçus pour pouvoir fonctionner en dehors de toute atmosphère. Dans cette catégorie figurent les moteurs de fusées à propergols solides (ou poudre), ou à ergols liquides (moteurs cryotechniques couple LH_2+LO_2) et on peut citer aussi les moteurs non chimiques qui sont utilisés pour la propulsion de sondes.

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

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. Ce type de moteur est essentiellement utilisé sur les avions de type commercial ou militaire. La poussée générée résulte de l'accélération d'une certaine quantité d'air entre l'entrée (buse d'entrée d'air) et la sortie (tuyère d'éjection). Afin d'injecter une quantité d'air suffisante en masse, un accroissement de la pression à vitesse à peu près constante est assuré par le compresseur d'entrée. Un important dégagement d'énergie est ensuite provoqué par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air qui traverse la machine. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine à la sortie de la chambre de combustion pour entraîner certains accessoires, dont le compresseur situé juste en

Introduction

aval de l'entrée d'air. L'autre partie du flux chaud (additionnée ou non au flux froid suivant le type de réacteur) produit de la poussée par détente dans la tuyère d'éjection.

Parmi les turboréacteurs utilisés dans l'aviation, les turboréacteurs doubles flux séparés avec soufflante (turbofan) objet de notre étude.

Ce travail représente une étude d'optimisation du fonctionnement de turboréacteur double flux avec soufflante afin d'évaluer les paramètres de performances et présenter une étude thermodynamique des composantes du turbofan.

Pour cela notre étude s'articule sur Cinq (05) chapitres importants :

- Chapitre I : Etude bibliographique sur les turboréacteurs et ses applications.
- Chapitre II : Description du turboréacteur double flux avec soufflante.
- Chapitre III : Etude thermodynamique de turbofan double flux séparés.
- Chapitre IV : l'Optimisation du turbofan double flux séparés
- Chapitre V : Résultats et discussion.

Enfin en terminant notre travail par une conclusion générale.

CHAPITRE I

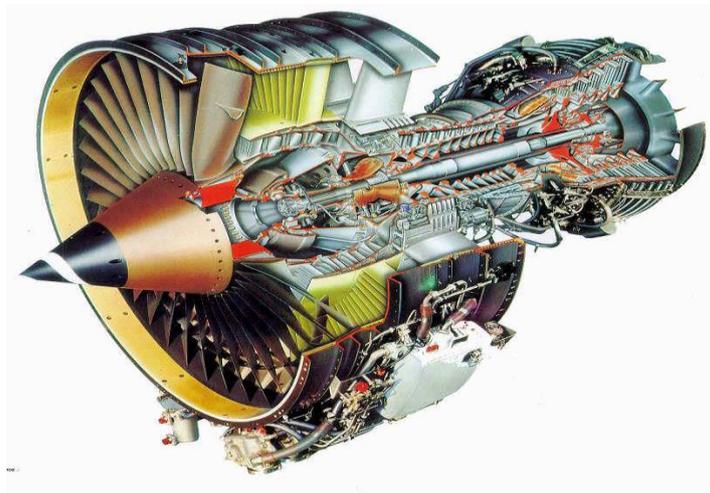
ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE
SUR LES TURBORÉACTEURS
ET LEURS APPLICATIONS

I.1 Généralités sur les turboréacteurs

Un turboréacteur est un moteur qui permet de transformer de l'énergie potentielle, chimique contenue dans un carburant en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans le sens opposé à l'éjection.

Les turboréacteurs sont utilisés sur tous les avions civils et militaires moyens et gros porteurs, car ils sont les seuls à pouvoir atteindre des vitesses transsoniques (entre Mach 0,8 et Mach 1) de manière économique. [5]

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur qui, par réaction, d'où le terme de moteur à réaction engendre le déplacement de l'avion. [11]



Figure(I.1) Schéma d'un turboréacteur. [6]

I.2 Historique de turboréacteurs

Les premiers turboréacteurs ont été conçus à peu près simultanément par Sir Frank Whittle en Angleterre et par le Dr. Hans von Ohain en Allemagne dans les années 1930.

Le premier turboréacteur fut construit par Whittle en 1935 et tourna au banc en 1936. Mais ce fut von Ohain qui fit voler le premier turboréacteur sur un Heinkel He 178 en 1939.

Les premiers avions à réaction construits en série furent des chasseurs-bombardiers (Messerschmitt Me262 Schwalbe) utilisés à la fin de la Seconde Guerre mondiale.

Après guerre, les turboréacteurs se généralisèrent, aussi bien dans l'aviation militaire que civile, ainsi que les turbopropulseurs mais uniquement dans le civil.

Les turboréacteurs d'aujourd'hui sont des machines d'une extrême complexité. Le développement d'un nouveau moteur demande des moyens humains, technologiques et financiers considérables que seules quelques rares entreprises possèdent dans le monde.

Si le rendement et la fiabilité de ces moteurs se sont considérablement améliorés depuis leurs débuts, leur coût est très important, et représente en général pour un avion civil le tiers du coût total de l'appareil.

En fait, l'invention du turboréacteur semble être antérieure aux travaux de Whittle et Von Ohain. En effet, le Français Maxime Guillaume a déposé en mai 1921 une demande de brevet concernant un "propulseur par réaction sur l'air" et délivré en janvier 1922. [2]

I.3 Les type de turboréacteurs

I.3.1. Turboréacteurs 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. [2]

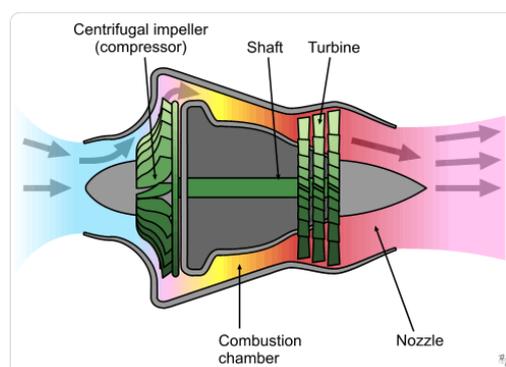


Figure (I.2) : Turboréacteurs simple flux avec compresseur centrifuge. [2]

I.3.2 Turboréacteurs à compresseur axial

I.3.2.1 Turboréacteurs simple flux mono-corps

Un turboréacteur est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval et dit mono corps si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps où l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles. ^[1]

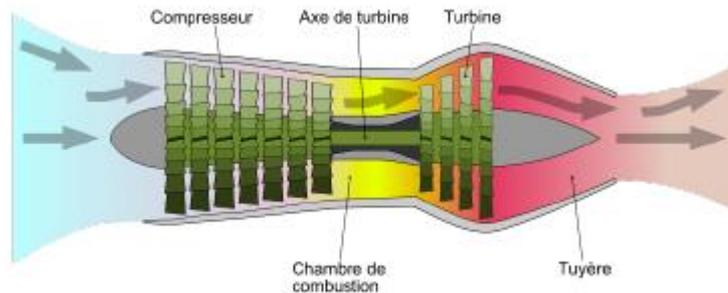


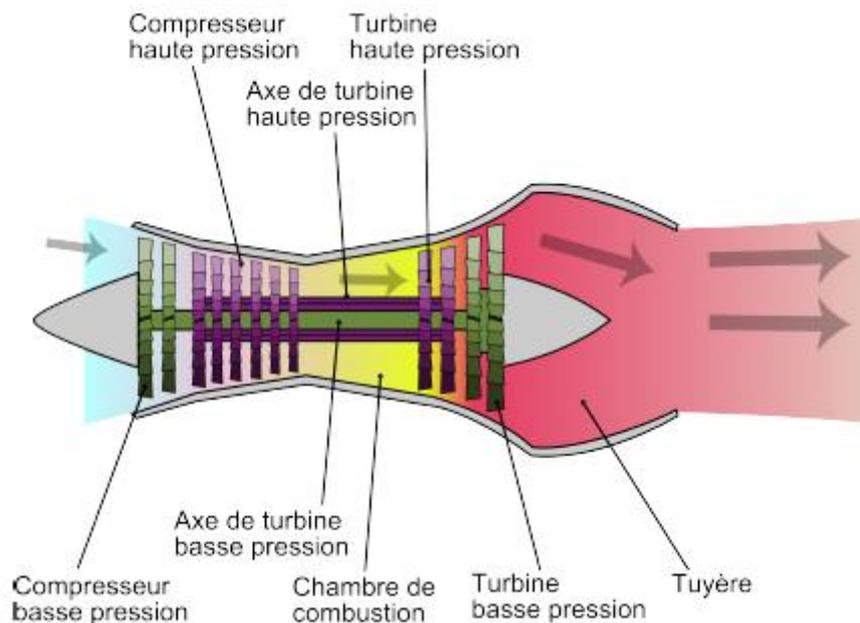
Figure (I.3) : Turboréacteurs simple flux avec compresseur axiale. ^[5]

I.3.2.2 Turboréacteurs simple flux, double corps

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine

L'ensemble turbine HP, compresseur HP constitue l'attelage haute pression.

L'ensemble turbine BP, compresseur BP constitue l'attelage basse pression. Les deux attelages ont leur arbre de liaison concentrique et tournent à des vitesses de rotation différentes. ^[1]



Figure(I.4) : Turboréacteurs simple flux double corps. ^[5]

I.3.2.3 Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC

La post-combustion 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, elle permet d'obtenir des poussées élevées au détriment du potentiel des mobiles tournants. [2]

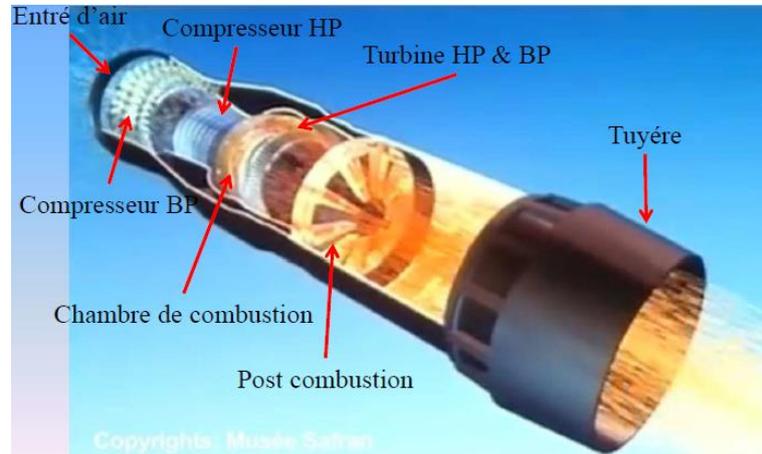
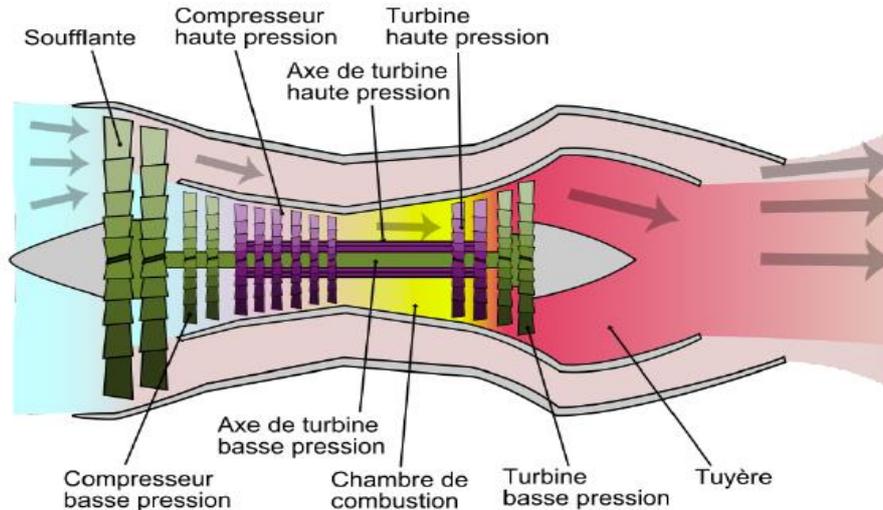


Figure (I.5) : Turboréacteurs simple flux avec post-combustion. [8]

I.3.2.5 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. [2]



Figure(I.6) : Turboréacteurs double flux avec soufflante. ^[5]

I.4 Les éléments principaux d'un turboréacteur

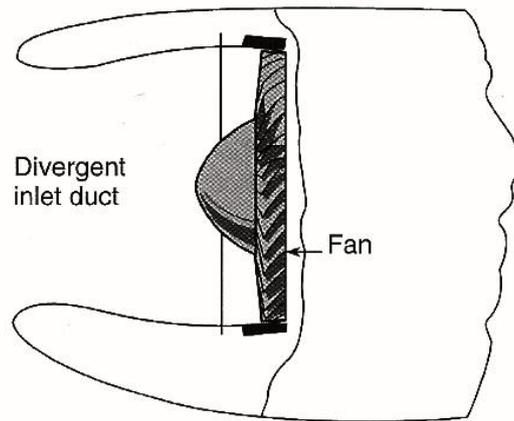
- Le turboréacteur se compose de :
 - Diffuseur (D).
 - Compresseur (C).
 - Chambre de combustion (CC).
 - Turbine (T).
 - Tuyère d'échappement (Ty).

I.4.1 Diffuseur

Le diffuseur est une conduite divergente à paroi thermiquement isolée. Elle transforme l'énergie cinétique de l'air en mouvement en énergie de pression. L'air traversant le diffuseur dans un propulseur subit une compression dynamique. C'est un processus de compression adiabatique non réversible à cause de la présence des frottements dans l'écoulement du fluide. ^[4]

L'ensemble « entrée d'air »

- Il est à la charge de l'avionneur
- Il permet l'alimentation du moteur en air dans tous le domaine de vol et quelques soient les conditions extérieures
- Il peut être muni de divers équipements (grille de protection, atténuateur de bruit, filtre, dispositif antigivrage,...)
- Carter en alliage léger (aluminium, composites). ^[5]



Figure(I.7) : Le diffuseur. [7]

I.4.2 Le compresseur

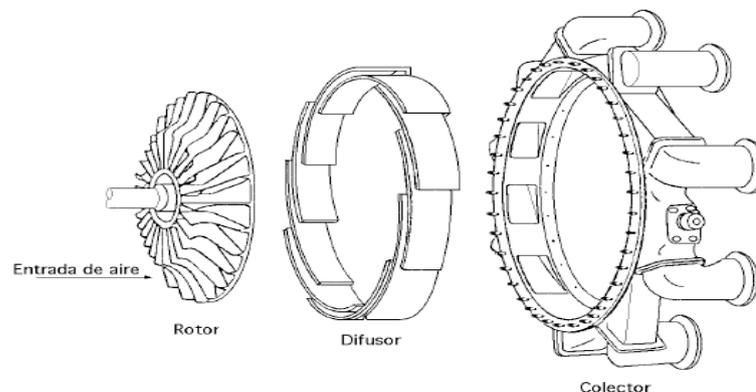
Le compresseur permet d'augmenter la pression de l'air sortant du diffuseur. Le système reçoit un travail provenant de la turbine. L'air traversant le compresseur dans un propulseur subit une compression mécanique avec un rapport de compression π_c . C'est un processus de compression adiabatique non réversible. [4]

Il existe deux sortes principales de compresseurs

- les compresseurs centrifuges
- les compresseurs axiaux

- **Compresseur centrifuges**

Un compresseur centrifuge est composé d'un rouet à palettes radiales qui aspire l'air axialement et de deux diffuseurs.

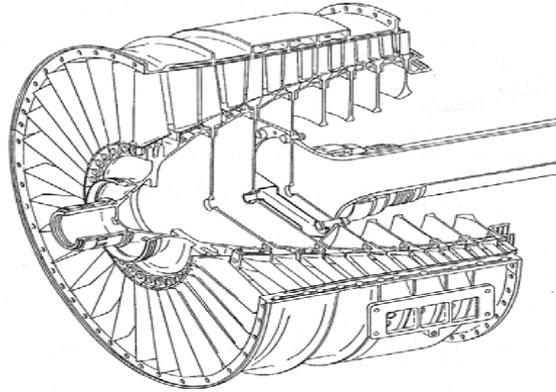


Figure(I.8) : compresseur centrifuge. [7]

- **Les compresseurs axiaux**

Un turboréacteur est généralement composé :

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



Figure(I.9) : Compresseur axiale. ^[7]

I.4.3 La chambre de combustion

L'air comprimé sortant du compresseur rentre dans la chambre de combustion. Le système reçoit une quantité de chaleur à pression constante par le phénomène de combustion. Le mélange air carburant subit donc une augmentation d'enthalpie. ^[4]

Deux types de chambres de combustion sont principalement rencontrés dans le milieu aéronautique pour les turbines à gaz : chambre de combustion tubulaire et chambre de combustion annulaire.

I.4.4 La turbine

La turbine est située à côté du brûleur. La puissance utilisée pour conduire les compresseurs est obtenue à partir de turbines. La turbine extrait l'énergie du flux de gaz à haute température qui sort du brûleur en tournant les lames. Cette énergie est transférée aux compresseurs en reliant les arbres. L'air sortant de la turbine a une basse température et une pression par rapport à l'air sortant du brûleur en raison de l'extraction d'énergie. Les lames de turbine doivent contenir des matériaux spéciaux qui peuvent résister à la chaleur ou doivent être refroidis activement. Il peut y avoir plusieurs étages de turbine pour entraîner différentes parties du moteur indépendamment, comme le compresseur. ^[9]

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines:

- les turbines centripètes très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances.

- les turbines axiales solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine HP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante ou fan.

I.4.5 La tuyère

La tuyère est une conduite convergente ou (convergente divergente) à paroi thermiquement isolée. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique. Les gaz de combustion traversant la tuyère dans un propulseur subit une détente dynamique. C'est un processus de détente adiabatique non réversible. ^[4]

Dans le milieu aéronautique il y'a plusieurs types de tuyères de turboréacteurs :

- Tuyère de turboréacteur double flux mélangés.
- Tuyère de turboréacteur double flux séparés.
- Tuyère de turboréacteur avec post- combustion.

I.5. Principe de fonctionnement de turboréacteur

Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz, l'air provenant de l'atmosphère entre dans le diffuseur du turboréacteur en diminuant la vitesse et en augmentant la pression statique, l'air sortant du diffuseur est comprimé via un compresseur, le carburant est injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce dernier se réchauffe donc fortement et se dilate puis s'écoule rapidement par la turbine qu'il entraîne avant de s'échapper par la tuyère. La puissance mécanique produite par la turbine est juste suffisante pour l'entraînement du compresseur, la pompe de carburant et d'autres accessoires. Par l'injection des gaz à très grande vitesse une réaction ou une force de poussée est développée dans le sens inverse. Cette force propulse l'avion dans l'air.

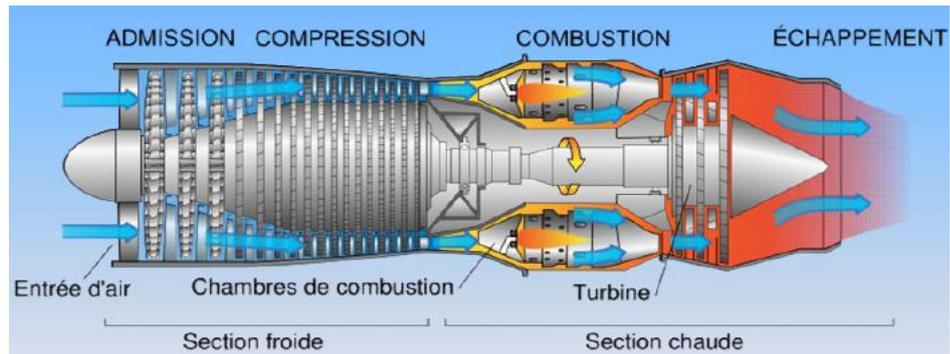


Figure (I.10) : Schéma de principe de fonctionnement du turboréacteur. ^[8]

I.6. Avantages et inconvénients du turboréacteur

I.6.1 Avantages

Les avantages des turboréacteurs à double flux sont les suivants

- Simple construction
- Une plus grande poussée au décollage par rapport à la poussée d'un turboréacteur à simple flux.
- Un refroidissement du moteur grâce à la déviation de l'air. ^[18]
- Une diminution du bruit en provenance de la combustion grâce au gaz d'échappement qui est noyé dans le flux d'air supplémentaire...
- Maintenance à cout bas.
- La vitesse de vole 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 poste combustion.
- Puisque le turboréacteur comprend un compresseur, il peut être exploité dans les conditions statiques. ^[4]

I.6.2. Inconvénient

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

- Diminution brusque de vitesse est difficile. ^[4]

I.7 Les applications de turboréacteurs

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

Seuls les petits avions de tourisme et les ULM sont encore équipés de moteurs à explosion à pistons.

Dans l'aviation militaire, l'utilisation du turboréacteur s'est généralisée. Elle a permis de dépasser le mur du son. Les turbopropulseurs équipent des avions d'entraînement et quelques appareils de transport logistique peu rapides, mais capables de se passer de vraies pistes d'atterrissage. ^[2]

I.8 Conclusion

Dans ce chapitre on a pu connaître les caractéristiques et les composantes ainsi que le principe de fonctionnement des turboréacteurs comme on a vu les avantages et les inconvénients des turboréacteurs et ses applications.

CHAPITRE II

DESCRIPTION DE

TURBORÉACTEUR DOUBLE

FLUX AVEC SOUFFLANTE

II. 1 Introduction

L'objectif de ce chapitre est de présenter une étude descriptive des différents éléments et caractéristiques des turboréacteurs double flux avec soufflante.

II. 2 Présentation de turboréacteurs double flux avec soufflante

II.2.1 Définition

Le turboréacteur est un système de propulsion par réaction produite par éjection de gaz de combustion d'un carburant. Il a la particularité d'utiliser une partie de l'énergie de ces gaz pour comprimer l'air utilisé comme comburant. Existents les compresseurs centrifuges (ou radiaux), les compresseurs axiaux et les turbopropulseurs. [2]

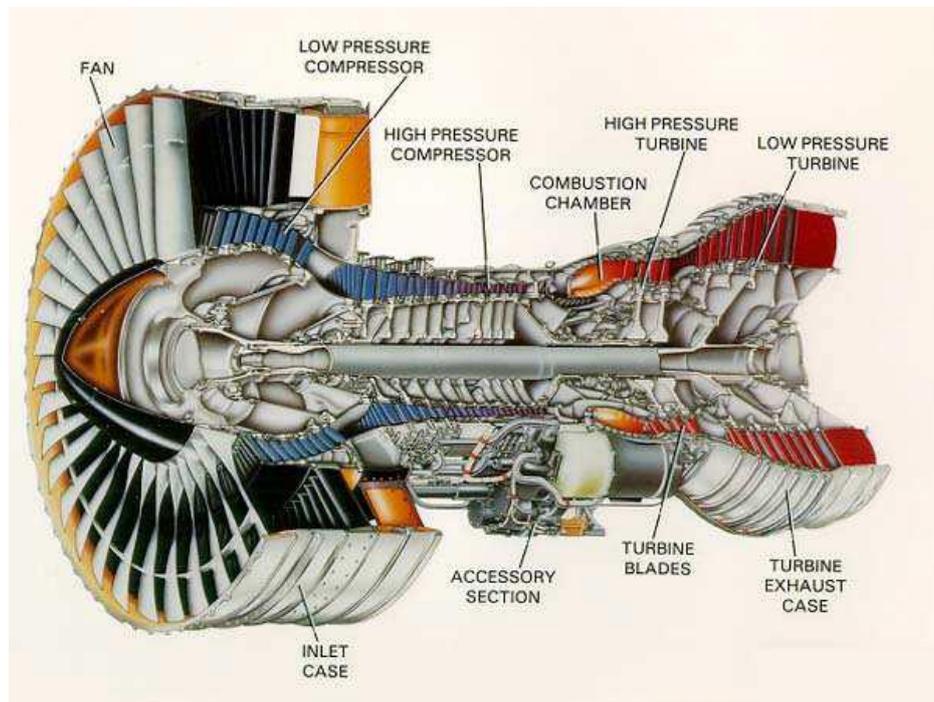


Figure (II.1) : Turboréacteur double flux avec soufflante. [6]

II.2.2 Les caractéristiques de turboréacteurs double flux avec soufflante

Le turboréacteur est composé d'entrée d'air et d'une soufflante (compresseur supplémentaire), d'un compresseur basse et haute pression, d'une chambre de combustion, de turbine haute et basse pression et d'une tuyère d'éjection.

II.3 Les composantes de turboréacteur double flux avec soufflante

II.3.1 L'entrée d'air

Une entrée réduit la vitesse d'entrée de l'air à un niveau approprié pour le compresseur. Elle se fait au travers d'une « manche d'entrée d'air » qui doit alimenter la soufflante ou les compresseurs en air, à des vitesses convenables (environ la moitié de la célérité du son locale) et de façon homogène. ^[14]



Figure (II.2) : L'entrée d'air. ^[5]

II.3.2 La soufflante ou fan

Il s'agit du premier étage de compression chargé de l'accélération de l'air admis à l'entrée du réacteur. Il se compose d'une roue à aubes longues, fines et présentant un certain vrillage. La vitesse tangentielle à l'extrémité des aubes peut atteindre 460 m/s. La température à cet étage est faible. ^[17]

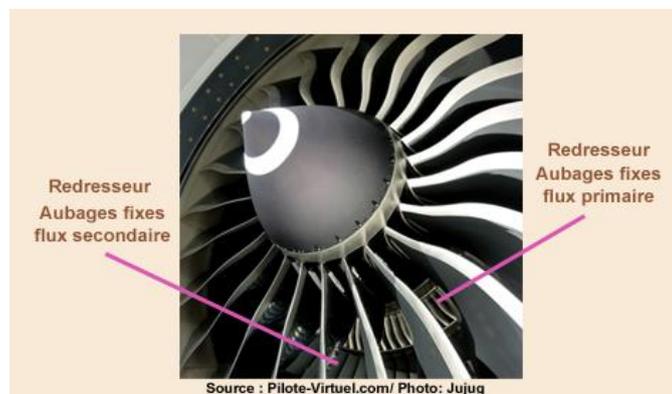


Figure : (II.3) la soufflante. ^[8]

➤ **Le principe de fonctionnement d'une soufflante**

Le principe de fonctionnement d'une soufflante actuelle soufflante est

- à la dimension des aubes, surtout les aubes mobiles, qui ont un grand allongement, leur hauteur représentant plus de la moitié du rayon de la soufflante,
- au fait que le flux d'air se sépare en deux flux à la sortie de l'aubage mobile : flux primaire et flux secondaire, avec un redresseur distinct pour chacun d'eux,
- au fait que la soufflante est une source de bruit importante, que l'on réduit en choisissant des nombres d'aubes adéquats et de grands écartements entre l'aubage mobile et ses redresseurs.^[14]

II.3.3 La section de compresseur

Le rôle du compresseur est de comprimer l'air pour l'amener à de vitesse, et augmenter la pression de l'air sortant de diffuseur en prévenance de la turbine, c'est un processus de compression adiabatique et réversible.

- **compresseur à basse pression (CBP)**

Le CBP est lié à la turbine à basse pression (TBP) par l'arbre à basse pression. Le CBP a des rangées de pales qui retournent l'air dans les moteurs.

Lorsque l'air est forcé vers l'arrière, la surface transversale du TBP diminue, ce qui réduit le volume d'air. De la loi idéale sur le gaz, cela implique que l'air devient pressurisé et que la température augmente. Immédiatement après que l'air traverse le TBP, il entre dans le compresseur haute pression.^[9]

- **compresseur à haute pression (CHP)**

Le compresseur à haute pression (CHP) est situé directement en aval du TBP et directement en amont de la chambre de combustion. Le CHP est lié à la turbine à haute pression par l'arbre haute pression. Comme le, CBP le CHP dispose de deux rangées de lames de filage qui forcent l'air vers l'arrière vers une pression plus élevée et une température plus élevée.^[9]

II.3.4 Section de chambre de combustion

La chambre de combustion est la partie du turboréacteur qui a pour rôle d'élever la température de l'air issu du compresseur par combustion de carburant afin de fournir des gaz chauds à la turbine et de participer à la propulsion à travers leur détente dans la tuyère d'éjection.^[5]



Figure (II.4) : Chambre de combustion tubulaire. ^[3]

II.3.5 Section turbine

La turbine est située à côté du brûleur. Elle extrait l'énergie du flux de gaz à haute température qui sort du brûleur en tournant les lames. Cette énergie est transférée aux compresseurs en reliant les arbres. L'air sortant de la turbine a une basse température et une pression par rapport à l'air sortant du brûleur en raison de l'extraction d'énergie. Les lames de turbine doivent contenir des matériaux spéciaux qui peuvent résister à la chaleur ou doivent être refroidis activement. Il peut y avoir plusieurs étages de turbine pour entraîner différentes parties du moteur indépendamment, comme le compresseur. ^[15]

- **La turbine à haute pression (THP)**

La turbine à haute pression (THP) est située directement en aval de la chambre de combustion et directement en amont de la turbine à basse pression. Le THP est piloté par l'air haute pression qui le traverse. La surface transversale du THP est initialement petite, puis augmente en aval. Ce changement de surface permet à l'air de se développer, en augmentant son volume en diminuant la pression et la température. Cette diminution de la pression et de la température, ainsi que l'énergie utilisée pour tourner la turbine, correspondent à une diminution de l'énergie globale dans le flux d'air. L'air sortant du THP est nettement plus frais et moins pressurisé que l'entrée d'air. Cependant, il a encore une énergie viable qui sera extraite par la turbine à basse pression. Comme mentionné précédemment, le THP est connecté au CHP par l'arbre à haute pression. L'arbre à haute pression tourne le CHP lorsque le HPT est filé par l'air qui le traverse. Cette interaction garantit que le CHP tirera de l'air dans la chambre de combustion en continu, alimentant ainsi le THP fortement alimenté, brûlant l'air en continu. ^[9]

- **La turbine à basse pression (TBP)**

La turbine basse pression (TBP) est située directement en aval du THP et directement en amont de la buse d'échappement. Le TBP fonctionne exactement comme le THP, mais il est connecté au TBP par l'arbre à basse pression. Par conséquent, lorsque le LPT est entraîné par l'air qui le traverse, il entraîne également le TBP et produit la poussée en accélérant l'air de dérivation hors du moteur. L'air sortant du TBP est nettement plus frais qu'en entrant, mais il est encore plus chaud que l'air ambiant. Cet air chaud sort du TBP et entre immédiatement dans la buse d'échappement. ^[9]

II.3 .6 Sections d'échappement

II.3 .6.1 La tuyère d'éjection

Les gaz de combustion vont continuer à s'accélérer en se détendant à travers la tuyère d'éjection jusqu'à ce qu'ils atteignent leur vitesse maximale générant ainsi une poussée. On rappelle que cette poussée est marginale par rapport à la poussée générée par la soufflante. ^[12]

- A l'intérieur du turboréacteur, l'écoulement du flux est subsonique et si on prolonge la sortie de la turbine par une tuyère, cela permet d'accélérer la masse de gaz jusqu'à la section de sortie.

- La tuyère assure donc l'éjection des gaz brûlés et leur retour à la pression ambiante.

- L'accélération du flux génère la poussée du turboréacteur.

- La section de sortie peut avoir un design particulier pour réduire le bruit. ^[5]

Ce type de tuyère est appelée tuyère à chevrons et permet de réduire le bruit basses fréquences



Source : Pilote-Virtuel.com/ Photo: Jujuk

Figure (II.5) : La tuyère d'éjection de flux primaire et secondaire. ^[5]

II.3 .6.2 Les inverseurs de poussée

Le rôle d'un inverseur de poussée lors de l'atterrissage d'un avion est de diminuer la distance de freinage en redirigeant vers l'avant une partie de la poussée générée par le turboréacteur.

Ils peuvent être classés en trois catégories principales inverseurs à obstacles, inverseurs à portes, inverseurs à grilles et un autre inverseur à cascade, on peut expliquer :

- **Inverseur à obstacles**

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

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

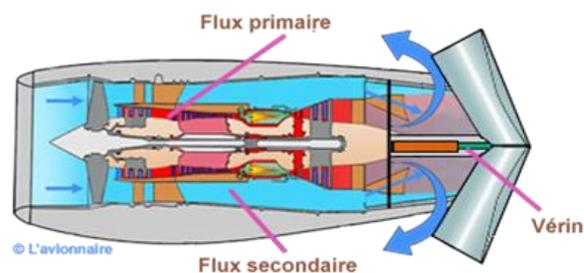


Figure (II.6) : schéma d'inverseur à obstacle. ^[5]

Figure (II.7) : Inverseurs à obstacle. ^[5]

- **Inverseurs à porte**

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

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

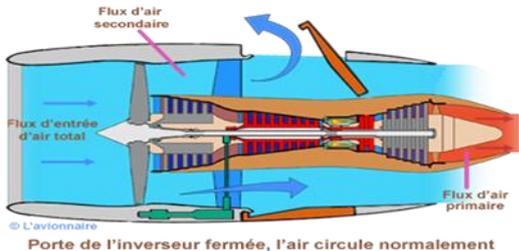


Photo : F.Robert

Figure(II.8) : Schéma d'inverseur à porte. ^[5] Figure (II.9) : Inverseurs à portes. ^[5]

II.4 Principe de fonctionnement de turboréacteurs double flux avec soufflante

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction : il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures de turboréacteurs reposent sur les mêmes 04 étapes, à savoir : l'admission de l'air, la compression la combustion et la détente dans la turbine et la tuyère

Le principe de fonctionnement de turboréacteurs double flux avec soufflante est résumé dans les points suivant :

- l'air provenant de l'atmosphère rentre dans le turboréacteur à double flux par l'intermédiaire d'une soufflante.
- l'air traversant la soufflante se divise ensuite à deux flux : primaire et secondaire.
- le flux de l'air primaire \dot{m}_c traverse le compresseur, la chambre de combustion, la turbine et la tuyère d'échappement. Par conséquent une poussée est développée dans le sens inverse.
- l'air secondaire \dot{m}_f ou l'air froid à une pression relativement faible s'écoule autour du turboréacteur à double flux et se dilate dans une tuyère d'échappement. Donc une poussée est produite.
- les poussées développées par les flux secondaire et primaire sont respectivement à faible vitesse et à très grande vitesse.
- la poussée totale qui propulse l'avion est la somme des deux poussées développées par le flux secondaire et le flux primaire.
- le rapport entre les débits massique de l'air froid et chaud est connu sous le nom taux de passage. ^[4]

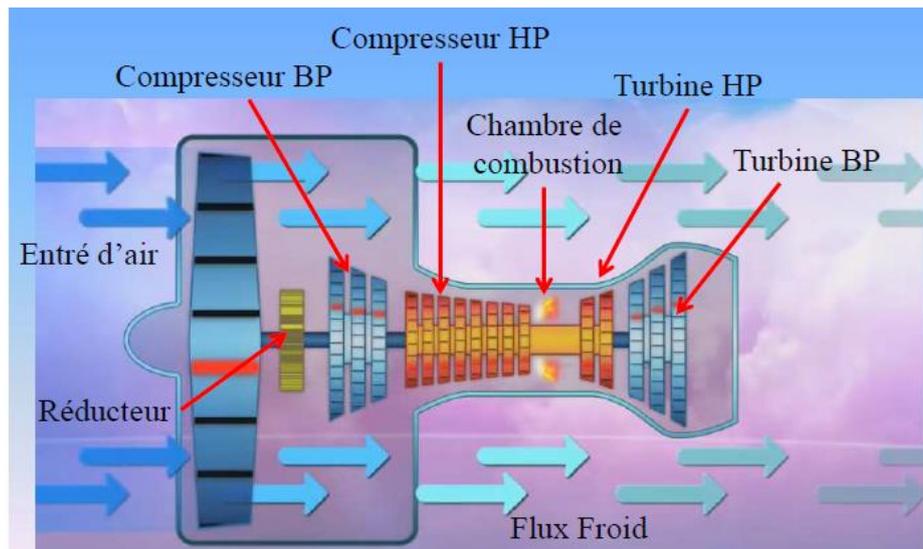


Figure (II.10) : Schéma de fonctionnement de turboréacteur. ^[8]

II.5 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons fait une étude descriptive de turboréacteur double flux avec soufflante, elle comprend les principales sections, les caractéristiques et le principe de fonctionnement de turboréacteurs double flux avec soufflante.

CHAPITRE III

ETUDE THERMODYNAMIQUE
DU TURBOFAN DOUBLE
FLUX SÉPARÉS

III.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons aborder l'aspect thermodynamique du fonctionnement d'un turboréacteur double flux avec soufflante, la figure ci-dessous représente les principaux organes relatifs à la construction d'un turboréacteur.

III.2 Schéma d'installation

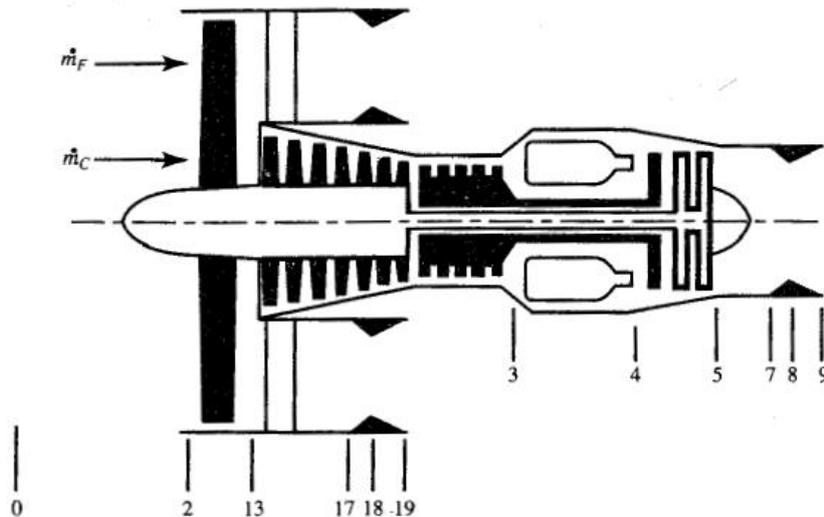


Figure (III. 1) : Schéma d'installation de turboréacteurs double flux avec soufflante.^[10]

III.3 Cycle thermodynamique

Le cycle thermodynamique d'un turboréacteur double flux séparé avec soufflante est représenté dans diagramme (T-S) comme suit :

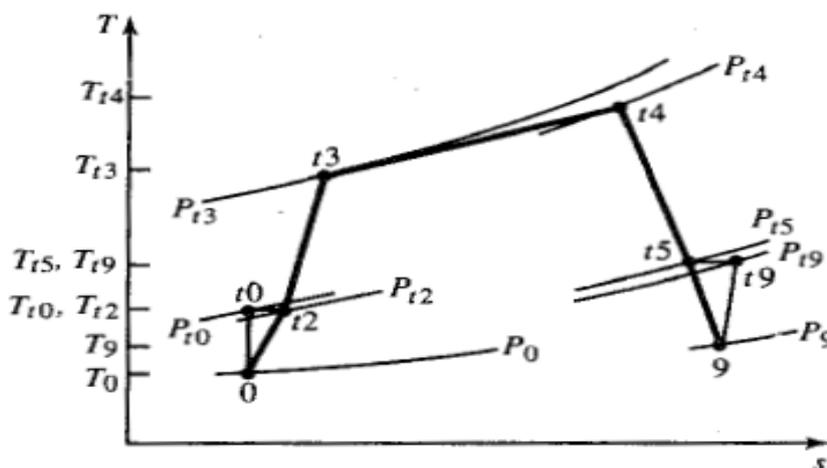


Figure (III.2) : Diagramme (T-S) de turboréacteurs double flux.^[10]

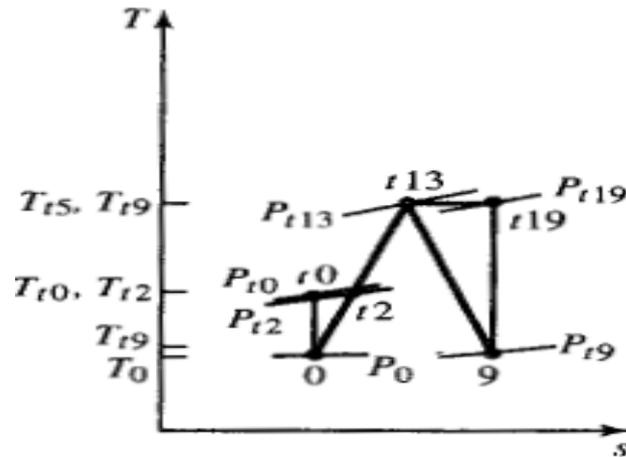


Figure (III.3) : Diagramme (T-S) pour le flux de ventilateur du turboréacteur réel.^[10]

III.4. Thermodynamique de turboréacteur

III.4.1 L'entrée d'air

Les pertes d'admission surviennent en raison de la présence de frottements de parois et d'ondes de choc (dans une entrée supersonique). La friction des parois et les pertes de chocs entraînent une pression totale de sorte que $\eta_d < 1$. Les entrées sont adiabatique à un très degré élevé de approximation, nous avons donc $\tau_d = 1$.^[10]

Le rendement isentropique du diffuseur est défini comme

$$\eta_d = \frac{h_{t2s} - h_0}{h_{t0} - h_0} = \frac{T_{t2s} - T_0}{T_{t0} - T_0}$$

Ce rendement peut être liée avec τ_d et π_d pour donner

$$\eta_d = \frac{\tau_{rd}^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_r - 1} \quad (III.1)$$

En vol supersonique, la décélération du débit des entrées est accompagnée les ondes de choc qui peuvent produire une perte de pression totale beaucoup plus grande que, et dans plus de, la perte de frottement de mur.^[10]

En raison de chocs, seule une partie de la pression totale peut être récupéré. Nous définissons maintenant $\pi_{d\max}$ le rapport de pression total du diffuseur sans phénomènes d'ondes de choc et η_r le coefficient de rabattement qui tient compte de la présence d'ondes de choc.

D'où, l'expression du rapport total de pression π_d au niveau du diffuseur :

$$\pi_d = \pi_{d\max} \times \eta_r \tag{III.2}$$

Pour le débit subsonique et supersonique, une référence utile pour la récupération est exprimée comme suit^[10]

$$\eta_r = \left\{ \begin{array}{ll} 1 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} & 1 < M_0 < 5 \\ \frac{800}{M_0^4 + 935} & 5 < M_0 \end{array} \right\} \tag{III.3}$$

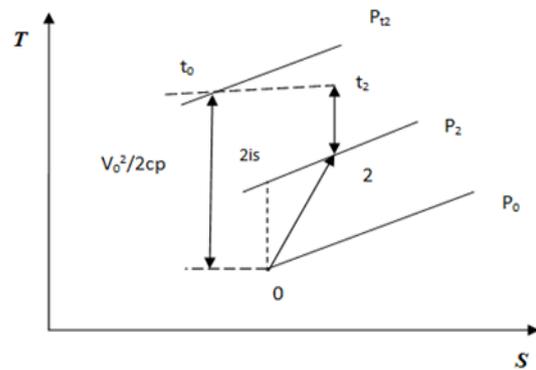
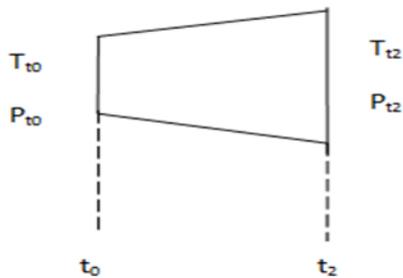


Figure (III.4) : Schéma d'un diffuseur.

Figure (III.5) : Diagramme (T-S) de diffuseur.

III.4.2 La soufflante

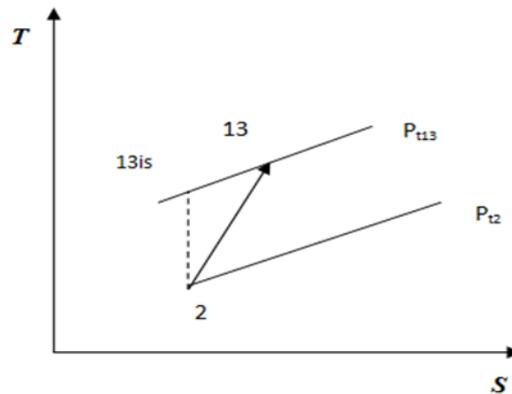
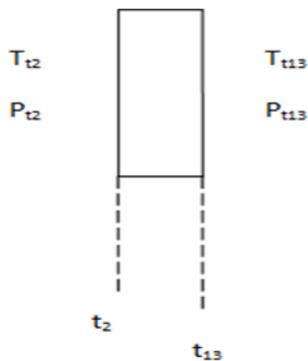


Figure : (III.6) La soufflante.

Figure (III.7) : Diagramme (T-S) de la soufflante.

III.4.2.1 Le rendements isentropique de soufflante

$$\eta_f = \frac{\text{travail recut dans la transformation isentropique}}{\text{travail recut dans la transformation polytropique}}$$

$$\eta_{is,f} = \frac{w_{f,is}}{w_f} = \frac{T_{t13is} - T_{t2}}{T_{t13} - T_{t2}} = \frac{\left(\frac{T_{t13,is}}{T_{t2}} - 1\right)}{\left(\frac{T_{t13}}{T_{t2}} - 1\right)} = \frac{\tau_{fi} - 1}{\tau_f - 1}$$

τ_{cis} est le rapport de température totale dans le cas isentropique, est relié au rapport du pression totale par

$$\frac{T_{t13}}{T_{t2}} = \left(\frac{P_{t13}}{P_{t2}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Donc

$$\eta_{is,f} = \frac{\pi_f^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\tau_f - 1} \quad (III.4)$$

III.4.2.2 Le rendement polytropique de soufflante (fan)

$$\eta_{p,f} = \frac{dw_{f,is}}{dw_f} = \frac{dh_{is}}{dh_i} = \frac{dT_{is}}{dT_i} \quad (III.5)$$

Notez que pour un compresseur idéal, la relation isentropique donne $T_{is} = P_{is}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

En différenciant, on obtient

$$\frac{dT_{is}}{T_i} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_i}{P_i}$$

$$\eta_{p,f} = \frac{dT_{is}/T_i}{dT_i/T_i} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_i/P_i}{dT_i/T_i} \quad (III.6)$$

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

Par l'intégration entre les états T_{t2} et T_{t13} donne

$$\ln \frac{T_{t13}}{T_{t2}} = \frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_{pc}} \ln \frac{P_{t13}}{P_{t2}}$$

Où

$$\tau_f = (\pi_f)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{pf}}} \quad (III.7)$$

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

$$\eta_{pcf} = \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_f - 1} = \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{pf}}} - 1} \quad (III.8)$$

III.4.3 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 réversible, les figures (III.8) et (III.9) représentent le schéma et le diagramme (T-S) de compresseur

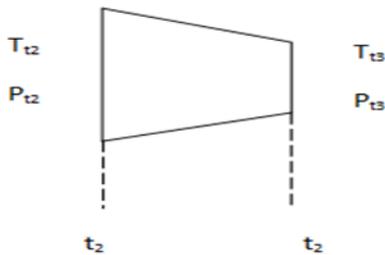


Figure (III.8) : Schéma d'un compresseur.

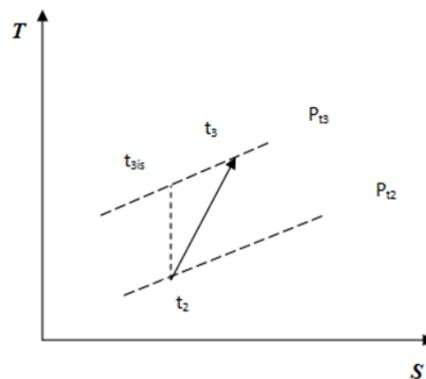


Figure (III.9) : Diagramme (T-S) d'un compresseur.

III.4.3.1 Le rendements isentropique de compresseur

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

$$\eta_{is,c} = \frac{w_{c,is}}{w_c} = \frac{T_{t3is} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}} = \frac{\left(\frac{T_{t3,is}}{T_{t2}} - 1\right)}{\left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}} - 1\right)} = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau - 1}$$

τ_{cis} est le rapport de température totale dans le cas isentropique, est relié au rapport de pression totale par

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow \tau_{cis} = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Donc

$$\eta_{is,c} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (III.9)$$

III.4.3.2 Le rendement polytropique de compresseur

Le rendement polytropique η_{pc} du compresseur est défini comme suit

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

Ainsi

$$\eta_{p,c} = \frac{dw_{c,is}}{dw_c} = \frac{dh_{is}}{dh_i} = \frac{dT_{is}}{dT_i} \quad (III.10)$$

Notez que pour un compresseur idéal, la relation isentropique donne $T_{is} = P_{is}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

En différenciant, on obtient

$$\frac{dT_{is}}{T_i} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_i}{P_i} \quad (III.11)$$

$$\eta_{p,c} = \frac{dT_{is}/T_i}{dT_i/T_i} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_i/P_i}{dT_i/T_i} \quad (III.12)$$

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

$$\frac{dT_i}{T_i} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_i}{P_i}$$

2. L'intégration entre les États T_{t2} et T_{t3} donne

$$\ln \frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_{pc}} \ln \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad \tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{pc}}}$$

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

$$\eta_{pc} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{pc}}} - 1} \quad (III.13)$$

III.4.3.3 Compresseurs à plusieurs étages

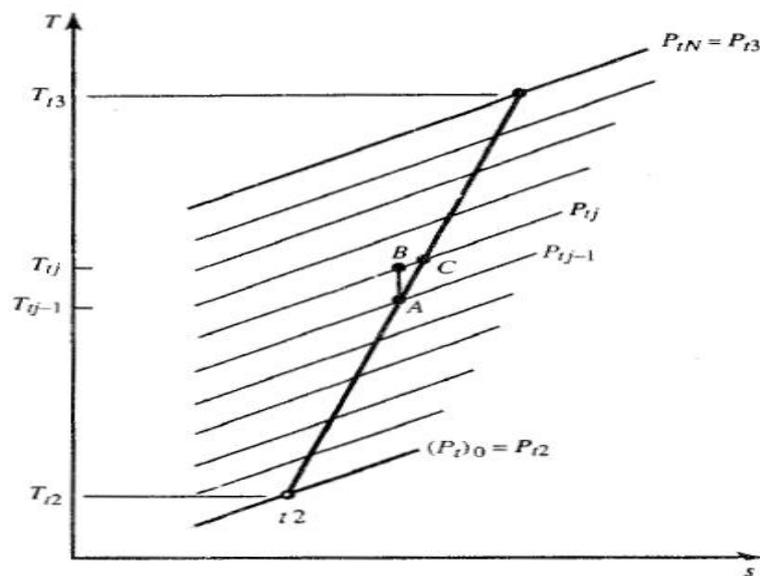


Figure (III.10) : diagramme (T-S) de compresseur à plusieurs étages. ^[10]

Le rendement de l'étage du compresseur η_{sj} est défini de manière tout à fait analogue au rendement du compresseur, sauf que le rapport de pression de référence est celui de la scène elle-même

$$\eta_{sj} = \frac{\pi_{sj}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_{sj} - 1} \quad (III.14)$$

$$\text{Avec } \pi_{sj} = \frac{P_{i,j}}{P_{i,j-1}} \quad \text{et} \quad \tau_{sj} = \frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}}$$

Supposant l'indice «0» correspondant à l'entrée du 1^{er} étage du compresseur

$$P_{i0} = P_{i1}$$

Et « N » l'indice correspondant la sortie du dernier étage

$$P_{i2} = P_{iN}$$

$$\text{Alors } \eta_{sjc} = \frac{\left(\frac{P_{i3}}{P_{i2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{T_{i3}}{T_{i2}}\right)^{-1}} \eta_{is,c} = \frac{\left(\frac{P_{i,N}}{P_{i,2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{T_{i,N}}{T_{i,2}}\right)^{-1}} \quad (III.15)$$

On a

$$\frac{T_{i,j}}{T_{i,j-1}} = \tau_{c,j} = 1 + \frac{1}{\eta_{c,j}} \left[(\pi_{c,j})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (III.16)$$

Et donc

$$\tau_c = \frac{T_{i,N}}{T_{i,0}} = \prod_{j=1}^N \tau_{c,j} = \prod_{j=1}^N \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{c,j}} \left[(\pi_{c,j})^{\frac{\lambda-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad (III.17)$$

Donc

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\prod_{j=1}^N \left[\frac{\pi_{s,j}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\eta_{s,j}} \right] - 1} \quad (III.18)$$

III.4.4 Chambre de combustion

Elle assure la combustion du mélange carburant/comburant et transforme l'énergie libère par la réaction chimique en énergie calorifique (l'enthalpie).

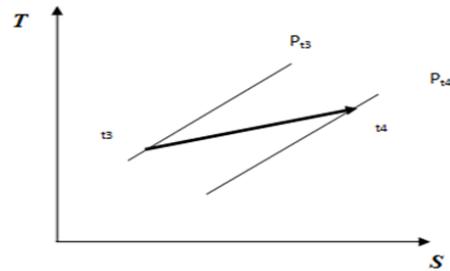
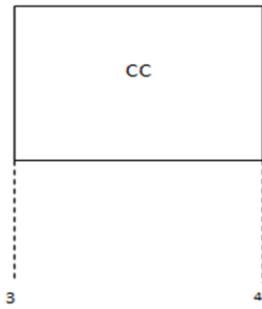


Figure (III.11) : Schéma de CC.

Figure (III.12) : Diagramme (T-S) de CC.

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

$$\dot{m}_f \cdot P_{ci} = (\dot{m}_C + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m}_C h_{t3} \Rightarrow \dot{m}_f P_{ci} = (\dot{m}_C + \dot{m}_f) c p_g T_{t4} - \dot{m}_C c p_a T_{t3}$$

Soit f le dosage de la chambre de combustion en (kg_f/kg_a)

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_C}$$

Alors

$$f \cdot P_{ci} = (1 + f) c p_g T_{t4} - c p_a T_{t3} \Rightarrow f = \frac{c p_g T_{t4} - c p_a T_{t3}}{P_{ci} - c p_g T_{t4}} \quad (III.19)$$

➤ Rendement thermique réelle de 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

$$\eta_b = \frac{\text{puissance réelle produite}}{\text{puissance calorifique}}$$

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_f + \dot{m}_C) c p_g T_{t4} - \dot{m}_C c p_a T_{t3}}{\dot{m}_f P_{ci}} \Rightarrow \frac{(1 + f) c p_g T_{t4} - c p_a T_{t3}}{f P_{ci}} \quad (III.20)$$

III.4.5 La turbine

La turbine permet de la récupération de l'énergie pour fournir du travail au compresseur et d'autres accessoires du turboréacteur.

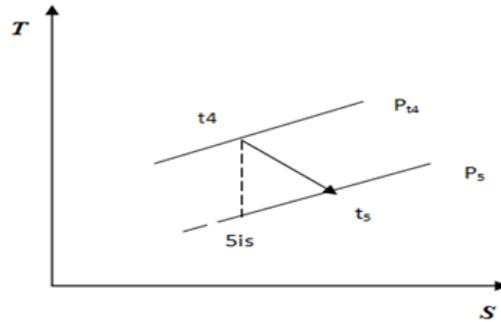
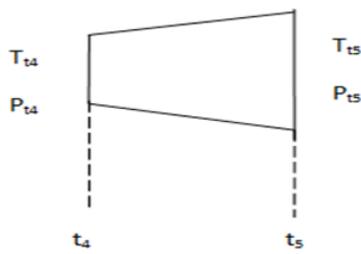


Figure (III.13) : Schéma de la turbine. Figure (III.14) : Diagramme(T-S) de la turbine.

III.4.5.1 Le rendement isentropique de la turbine

Le rendement de la turbine est défini d'une manière analogue à celle du rendement du compresseur pour donner

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

$$\eta_{is,t} = \frac{w_t}{w_{t,is}} \text{ Avec } \pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}}$$

$$\eta_{is,t} = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5,is}} = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5,is}} \Rightarrow \eta_{is,t} = \frac{T_{t3} \left[1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right]}{T_{t3} \left[1 - \frac{T_{t5,is}}{T_{t4}} \right]}$$

Alors

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_{t,is}} \tag{III.21}$$

III.4.5.2 Rendements polytropique de la turbine

Le rendement polytropique η_{pt} de la turbine est défini comme suit

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

$$\eta_{p,t} = \frac{dw_i}{dw_{i, is}} = \frac{dh_i}{dh_{is}} = \frac{dT_i}{dT_{i, is}} \quad (III.22)$$

De la loi d'isentropique on a :

$$\frac{dT_{is}}{T_i} = \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \frac{dP_i}{P_i} \quad (III.23)$$

et

$$\eta_{p,t} = \frac{\frac{dT_i}{T_i}}{\frac{dT_{i, is}}{T_i}} = \frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \frac{\frac{dT_i}{T_i}}{\frac{dP_i}{P_i}} \quad (III.24)$$

Supposons que le rendement polytropique est constant

$$\frac{dT_i}{T_i} = \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{pt} \frac{dP_i}{P_i} \quad (III.25)$$

En intégrant (III.25) entre t_4 et t_5

$$\ln \frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{pt} \ln \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \quad (III.26)$$

D'où

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{pt}} \quad (III.27)$$

Alors

$$\eta_{is,t} = \frac{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} \eta_{pt}}}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \quad (III.28)$$

III.4.5.3 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} »

$$\eta_{t,j} = \frac{1 - \tau_{t,j}}{1 - (\pi_{t,j})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (III.29)$$

Notons

$$\tau_{t,j} = 1 - \eta_{t,j} \left[1 - (\pi_{t,j})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad \text{et} \quad \tau_{t,j} = \prod_{j=1}^N \tau_{t,j}$$

Il s'ensuit que

$$\eta_t = \frac{1 - \prod_{j=1}^N \left\{ 1 - \eta_{t,j} \left[1 - (\pi_{t,j})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}}{1 - (\pi_t)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (III.30)$$

Dans le cas particulier où tous les rendements d'étages de la turbine ont la même valeur η_{sj} , l'équation précédente devient :

$$\eta_t = \frac{1 - \left\{ 1 - \eta_s \left[1 - (\pi_s)^{\frac{\gamma_g-1}{\gamma_g \cdot N}} \right] \right\}^N}{1 - (\pi_s)^{\frac{(\gamma_g-1)N}{\gamma_g}}} \quad (III.31)$$

Avec

$$\pi_t = \pi_s^N$$

III.4.6 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.

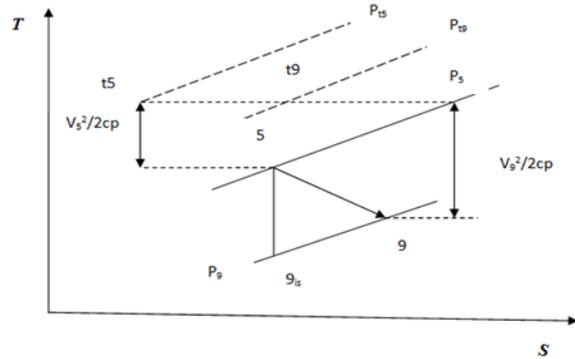
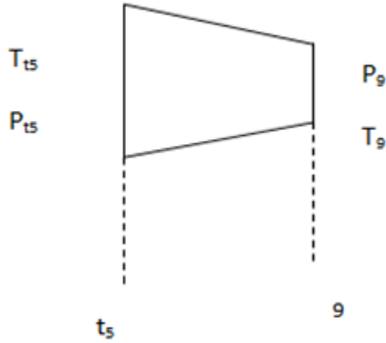


Figure (III.15) : Schéma de la tuyère. Figure (III.16) : diagramme (T-S) de la tuyère.

III.4.6.1 Le rendement isentropique de la tuyère

$$\eta_{is,ty} = \frac{h_{t5} - h_9}{h_{t5} - h_{9is}} = \frac{T_{t5} - T_9}{T_{t5} - T_{9is}}$$

$$\frac{T_{9is}}{T_{t5}} = \frac{T_{9is}}{T_{9is}} \frac{T_{9is}}{T_{t5}} = \frac{1}{\tau_{r,ty}} (\pi_{ty})^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \quad (III.32)$$

$$\eta_{is,ty} = \frac{1 - \frac{1}{\tau_{r,ty}}}{\frac{\pi_{ty}^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}}{\tau_{r,ty}}} \Rightarrow \eta_{is,ty} = \frac{\tau_{r,ty} - 1}{\tau_{r,ty} - \pi_{ty}^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \quad (III.33)$$

III.4.6.2 Vitesse d'éjection de la tuyère

$$v_9 = \sqrt{v_5^2 + 2cp_g (T_{t5} - T_9)} = \sqrt{2cp_g (T_{t5} - T_9)}$$

$$v_9 = \sqrt{2 \frac{\gamma_g \cdot r_g}{\gamma_g - 1} (T_{t9} - T_9)} = \sqrt{2 \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} T_9 \left(\frac{T_{t9}}{T_9} - 1 \right)}$$

$$v_9 = \sqrt{2 \frac{\gamma_g \cdot r_g}{\gamma_g - 1} T_9 (\tau_{r,ty} - 1)} \Rightarrow v_9 = \sqrt{\gamma_g r_g T_9} \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} (\tau_{r,ty} - 1)} \quad (III.34)$$

En divisant sur le terme $\sqrt{\gamma_g r_g T_9}$

$$\Rightarrow \frac{v_9}{\sqrt{\gamma_g r_g T_9}} = \frac{v_9}{a_9} = M_9 = \sqrt{(\tau_{r,ty} - 1) \frac{2}{\gamma_g - 1}} \quad (III.35)$$

III.4.7 Le rendement mécanique de l'arbre de la transmission turbine-compresseur

Le rendement mécanique de l'arbre est défini comme suit

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

$$\eta_m = \frac{\dot{W}_c}{\dot{W}_t} = \frac{\dot{m}_c w_c}{(\dot{m}_c + \dot{m}_f) w_t} \Rightarrow \eta_m = \frac{w_c}{(1 + f) w_t} \quad (III.36)$$

III.5. Les paramètres de performances

III.5.1 La poussée, la consommation spécifique

❖ Poussée spécifique

$$S = \frac{F}{\dot{m}_f + \dot{m}_c} \quad (III.37)$$

❖ Consommation spécifique

$$C_{sp} = \frac{3600 \dot{m}_f}{F} \quad (III.38)$$

Unité : (kg combustible/N.h)

Unités : (N.s/ Kg)

III.5.2 Les puissances

Dans les turbo-réacteurs, on utilise 4 sortes de puissance qui permettent de faire apparaître les différentes pertes d'énergie, ces puissances sont (calorifique, thermodynamique ou thermique théorique, thermique réelle, de propulsion)

➤ La puissance calorifique

$$P_{cal} = \dot{m}_f P_{ci} \quad (III.39)$$

➤ **La puissance thermodynamique (ou thermique théorique)**

$P_{th,t} = P_{cal}$ - Puissance théorique perdue sous forme de chaleur vers la source froide.

$$P_{th,t} = P_{cal} - \dot{m}c_p(T_s - T_0) \quad (III.40)$$

Avec :

$\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_C$ 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**

$$P_{th,r} = \frac{1}{2} \dot{m}_C (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_F (V_{19}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f V_s^2 \quad (III.41)$$

➤ **La puissance de propulsion**

$$P_p = F \times V = [\dot{m}_C (V_9 - V_0) + \dot{m}_F (V_{19} - V_0) + \dot{m}_f V_s] \times V_0 \quad (III.42)$$

On a supposé : vitesse de l'avion V_0 et $P_s = P_0$

On a également $P_p = P_{th,r} - \text{pertes tourbillon}$

$$P_p = P_{th,r} - \frac{1}{2} \dot{m}_C (V_9 - V_0)^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_F (V_{19} - V_0)^2 \quad (III.43)$$

$$P_p = \frac{1}{2} (\dot{m}_C (V_9^2 - V_0^2) + \dot{m}_F (V_{19}^2 - V_0^2) - \dot{m}_C (V_9 - V_0)^2 + \dot{m}_F (V_{19} - V_0)^2) \quad (III.44)$$

III.5.3 Les rendements (thermodynamique, interne, de propulsion, global).

➤ **Le rendement thermodynamique**

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

➤ **Le rendement thermique**

$$\eta_{tr} = \frac{P_{tr}}{P_{cal}} \quad (III.46)$$

➤ **Le rendement interne**

$$\eta_i = \frac{P_{tr}}{P_{th}} \quad (III.47)$$

➤ **Le rendement de propulsion**

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{tr}} \quad (III.48)$$

➤ **Le rendement global**

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (III.49)$$

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 :

$$\eta_g = \frac{F \times V_0}{\dot{m}_f \times P_{ci}} = \frac{V_0}{\frac{\dot{m}_f}{F} \times P_{ci}} \quad (III.50)$$

$$C_{sp} = 3600 \frac{\dot{m}_f}{F} \Rightarrow \eta_g = 3600 \times \frac{V_0}{C_{sp} \times P_{ci}} \quad (III.51)$$

On remarque que

$$\eta_{tr} = \eta_{th} \times \eta_i \Rightarrow \eta_g = \eta_{tr} \times \eta_p \quad (III.52)$$

III.6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons vu les composantes de turboréacteur double flux avec soufflante, la thermodynamique de chaque composante et la performance.

CHAPITRE IV

L'OPTIMISATION DE

TURBOFAN DOUBLE FLUX

SÉPARÉS

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre on va faire une optimisation et une comparaison entre le turboréacteur double flux avec soufflante idéal et réel

IV.2 Etude de turboréacteur double flux idéal

La numérotation de la station pour l'analyse du cycle turboréacteur est donnée dans la figure (IV.1) et les diagrammes (T-S) pour le débit idéal à travers le ventilateur et le moteur de base sont donnés respectivement dans les figures (IV.2) et (IV.3). La chute de température à travers la turbine ($T_{t4} - T_{t5}$) est maintenant plus grande que l'élévation de température par le compresseur ($T_{t3} - T_{t2}$) puisque la turbine actionne le ventilateur en plus du compresseur. ^[10]

La sortie du ventilateur est la station 13, et le rapport de pression totale du ventilateur et le rapport de température totale du ventilateur sont π_f et τ_f , respectivement. La sortie du gicleur du ventilateur est la station 19, et le rapport de pression totale de la buse du ventilateur et le rapport de température totale de la buse du ventilateur sont respectivement π_{fn} et τ_{fn} . Ces quatre rapports sont énumérés ci-dessous. ^[10]

$$\pi_f = \frac{P_{t13}}{P_{t2}} \quad \tau_f = \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \quad \pi_{fn} = \frac{P_{t19}}{P_{t13}} \quad \tau_{fn} = \frac{T_{t19}}{T_{t13}}$$

Le flux de gaz à travers le moteur de base est et le flux de gaz à travers le ventilateur est \dot{m}_F le rapport entre le flux du ventilateur et le débit de base est défini comme le taux de dilution est étant donné le symbole alpha a ainsi ^[10]

$$\alpha = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_C} \tag{IV.1}$$

Le débit de gaz total est $(\dot{m}_F + \dot{m}_C)$ ou $(1 + \alpha)\dot{m}_C$. Nous utiliserons également \dot{m}_0 pour le débit total de gaz. Ainsi

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_C + \dot{m}_F = (1 + \alpha)\dot{m}_C \tag{IV.2}$$

Dans l'analyse du moteur turboréacteur idéal, nous supposons que le débit massique du carburant est beaucoup moins que le débit massique du gaz à travers le noyau du moteur.

Nous supposons également que la buse du moteur et la buse du ventilateur sont conçues de façon à ce que $P_0 = P_9 = P_{19}$

IV.2.1 Schéma de l'installation

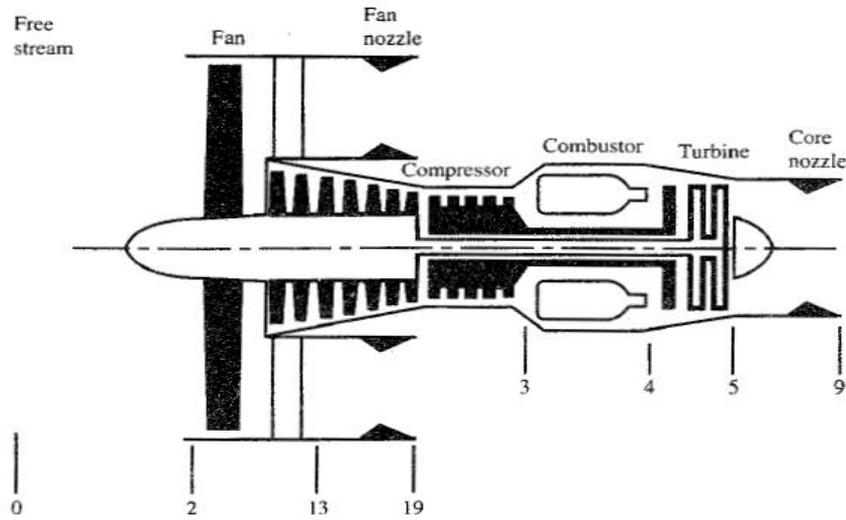


Figure (IV.1) : Turboréacteurs double flux idéal. ^[10]

IV.2.2 Cycle thermodynamique de turboréacteur double flux idéal

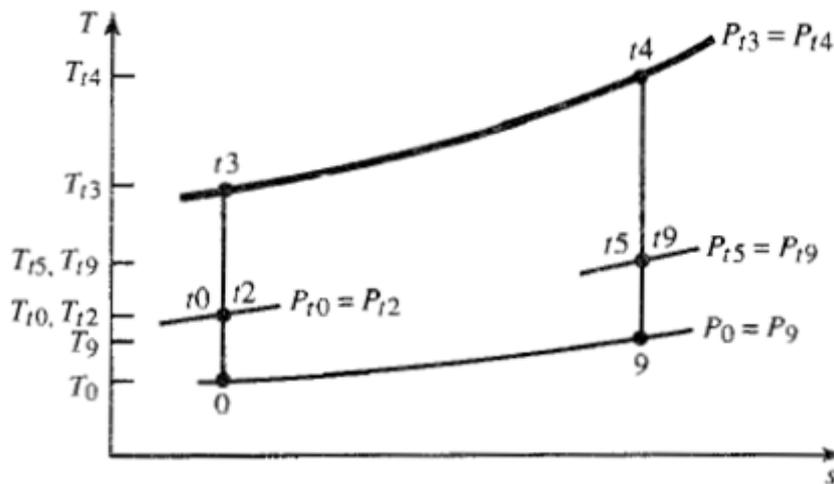


Figure (IV.2) : Diagramme (T-S) de turboréacteur double flux idéal. ^[10]

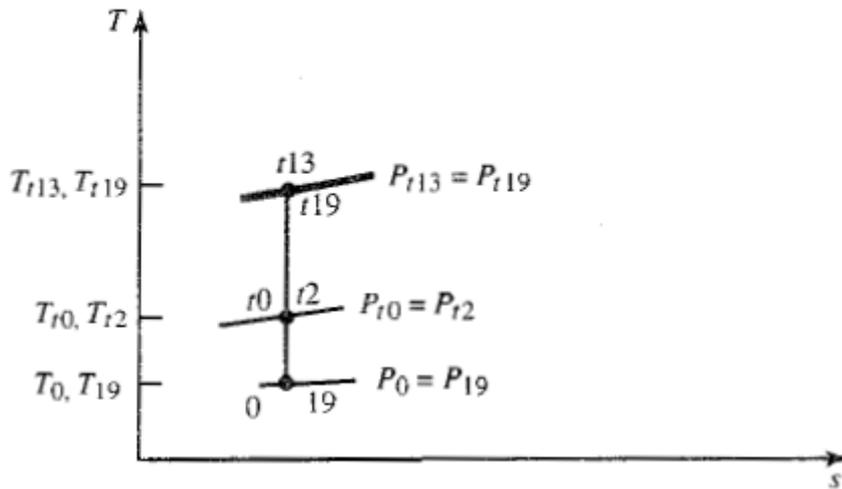


Figure (IV.3) : Diagramme(T-S) pour le flux de ventilateur du moteur turboréacteur idéal.^[10]

IV.2.2.1 Analyse du cycle

L'application des étapes de l'analyse du cycle au moteur turboréacteur idéal des figures (IV.1) et (IV.2) est présentée ci-dessous.

Étape 1 La poussée du moteur turboréacteur idéal est

$$S = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left[\frac{V_9}{a_0} - M_0 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 \right) \right] \quad (IV.3)$$

$$F_C = \dot{m}_C (V_9 - V_0) + \dot{m}_F (V_{19} - V_0)$$

Avec $S = \frac{F_C}{\dot{m}_C}$

Étapes 2 à 4 Tout d'abord, le flux de base du turboréacteur rencontre les mêmes composants du moteur que le turboréacteur idéal, et nous pouvons utiliser ses résultats. Nous avons, à partir de l'analyse du turboréacteur idéal

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{T_9}{T_0} M_9^2 \frac{T_9}{T_0} = \tau_b = \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1)$$

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{T_9}{T_0} M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \quad (IV.4)$$

Deuxièmement, par rapport au flux de base, le flux du ventilateur du turboréacteur contient un ventilateur plutôt que d'un compresseur et n'a pas soit une combustion ou une turbine. Ainsi, les équations ci-dessus pour le flux de base du turboréacteur idéal peuvent être adaptées pour le flux de ventilateur comme suit:

$$\left(\frac{V_{19}}{a_0}\right)^2 = \frac{T_{19}}{T_0} M_{19}^2 T_{19} = T_0 M_{19}^2 = \frac{2}{\gamma-1} (\tau_r \tau_f - 1)$$

$$\left(\frac{V_{19}}{a_0}\right)^2 = M_{19}^2 = \frac{2}{\gamma-1} (\tau_r \tau_f - 1) \quad (IV.5)$$

Étape 5 L'application de l'équation d'énergie de débit régulier au brûleur donne

$$\dot{m}_c cp T_{t3} + \dot{m}_f Pci = (\dot{m}_c + \dot{m}_f) cp T_{t4}$$

Nous définissons les termes du rapport carburant/air fin du débit massique de l'air à travers le brûleur \dot{m}_c et nous obtenons

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} = \frac{cp T_0}{Pci} (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad (IV.6)$$

Étape 6 La puissance hors de la turbine est

$$\dot{W}_t = (\dot{m}_c + \dot{m}_f) c_p (T_{t4} - T_{t5}) \cong \dot{m}_c c_p T_{t4} (1 - \tau_t) \Rightarrow \dot{m}_f \cong 0$$

La puissance requise pour conduire le compresseur est

$$\dot{W}_c = \dot{m}_c cp (T_{t3} - T_{t2}) = \dot{m}_c cp T_{t2} (\tau_c - 1)$$

La puissance nécessaire pour conduire le ventilateur est

$$\dot{W}_f = \dot{m}_f cp (T_{t13} - T_{t2}) = \dot{m}_f cp T_{t2} (\tau_f - 1)$$

Pour turboréacteur idéal la puissance est $\dot{W}_t = \dot{W}_c + \dot{W}_f$

$$T_{t4} (1 - \tau_t) = T_{t2} (\tau_c - 1) + \alpha T_{t2} (\tau_f - 1) \Rightarrow \tau_t = 1 - \frac{T_{t2}}{T_{t4}} [\tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1)]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1)] \quad (IV.7)$$

Étape 7 Combinant l'équation (IV.4) et (IV.7), nous obtenons

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left\{ \tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} \right\} \quad (IV.8)$$

Étape 8

$$C_{sp} = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f}{F / \dot{m}_c} = \frac{f}{(\dot{m}_0 / \dot{m}_c)(S)}$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_c} \quad \text{et} \quad \dot{m}_0 = \dot{m}_F + \dot{m}_c$$

$$C_{sp} = \frac{f}{(1 + \alpha)(S)} \quad (IV.10)$$

Étape 9 Le rendement thermique d'un moteur turboréacteur idéal est la même que celle d'un moteur à turboréacteurs idéal, c'est

$$\eta_T = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c} \quad (IV.11)$$

Cela peut sembler surprenant puisque la puissance nette d'un turboréacteur est $\dot{m}_0(V_9^2 - V_0^2)/2$ tandis que pour un turboréacteur il est $\dot{m}_c(V_9^2 - V_0^2) + \dot{m}_F(V_{19}^2 - V_0^2)/2$ La raison pour laquelle l'efficacité thermique est la même est que la puissance extraite du flux de base du moteur turboréacteur est ajoutée au flux de dérivation sans perte dans le cas idéal. Ainsi, la puissance nette reste la même.

On peut facilement montrer que le rendement de propulsion du moteur turboréacteur idéal est donnée par

$$\eta_P = 2 \frac{V_9/V_0 - 1 + \alpha(V_{19}/V_0 - 1)}{V_9^2/V_0^2 - 1 + \alpha(V_{19}^2/V_0^2 - 1)} \quad (IV.12)$$

Un paramètre de performance utile pour le moteur turboréacteur est le rapport entre la poussée spécifique par unité de débit massique du flux de base et celle du flux du ventilateur. Nous donnons ce rapport de poussée le symbole FR définissons :

$$FR = \frac{F_c / \dot{m}_c}{F_F / \dot{m}_F} \quad (IV.13)$$

Pour le moteur turboréacteur idéal, le rapport de poussée FR peut être exprimé en

$$FR = \frac{V_9 / a_0 - M_0}{V_{19} / a_0 - M_0} \quad (IV.14)$$

Nous découvrirons dans l'analyse de moteur turboréacteur optimum que nous voudrions un certain rapport de poussée pour la consommation de carburant spécifique de poussée minimum.

IV.2.2.2 Optimisation de turboréacteur cas idéal

Pour un ensemble donné de conditions de T_0 et M_0 et la limite de conception τ_λ , il existe trois variables de conception π_c, π_f et α , nous pouvons voir qu'en augmentant le rapport de compresseur π_c , nous pouvons augmenter la poussée par unité de débit de masse et diminuer le carburant spécifique à la poussée. ^[10]

L'augmentation du rapport de pression du compresseur au-dessus d'une valeur de 20 n'augmente pas la poussée par unité de débit massique, mais diminue la consommation de carburant spécifique de la poussée.

Le rapport de pression du ventilateur existe pour tous les autres paramètres fixés. Le rapport de pression du ventilateur d'optimum donne à la fois la poussée maximale par unité de débit massique et la consommation de carburant spécifique de poussée minimale. Nous voyons qu'un taux de dilution optimal existe pour tous les autres paramètres. Ce taux de dilution optimal donne la consommation de carburant spécifique minimale. Nous allons regarder d'abord à ce rapport de dérivation optimal. Le rapport optimal de pression du ventilateur sera analysé dans la section suivante. ^[10]

IV.2.2.3 Taux de dilution optimal α *

Lorsque l'équation (IV.6) pour le rapport carburant/air et l'équation (IV.3) pour la poussée spécifique sont insérés dans l'équation pour la consommation de carburant spécifique l'équation (IV.10), une expression en termes de taux de dilution α et d'autres variables prescrites résultats. Pour un ensemble donné de ces variables prescrites ($\tau_r, \pi_c, \pi_f, \tau_\lambda, V_0$), nous pouvons localiser le C_{sp} minimum en prenant la dérivée partielle de C_{sp} par rapport au taux de dilution α . Comme le rapport carburant/air f n'est pas fonction du taux de dilution, nous avons ^[10] :

$$C_{sp} = \frac{f}{(1+\alpha)(S)}$$

$$\frac{\partial C_{sp}}{\partial \alpha} = \frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\frac{f}{(1+\alpha)(S)} \right] = 0 \Rightarrow \frac{\partial C_{sp}}{\partial \alpha} = \frac{-f}{[(1+\alpha)(S)]^2} \frac{\partial}{\partial \alpha} [(1+\alpha)(S)] = 0$$

Ainsi que $\frac{\partial C_{sp}}{\partial \alpha} = 0$ est satisfait par $\frac{\partial}{\partial \alpha} [(1+\alpha)(S)] = 0$

$$(1+\alpha) \left(\frac{F}{\dot{m}_0} \right) = \frac{V_9}{V_0} - 1 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right) \Rightarrow \frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\frac{V_9}{V_0} - 1 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right) \right] = \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{V_9}{V_0} \right) + \frac{V_{19}}{V_0} - 1 = 0$$

Cependant

$$\frac{1}{2V_9/V_0} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] = \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{V_9}{V_0} \right) \quad (i)$$

Ainsi (i) devient

$$\frac{1}{2V_9/V_0} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] + \frac{V_{19}}{V_0} - 1 = 0 \quad (ii)$$

Ainsi

$$\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 = \frac{1}{M_0^2} \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{1}{[(\gamma-1)/2](\tau_r-1)} \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1}$$

Puis

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] = \frac{\partial}{\partial \alpha} \left\{ \frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1} \right\}$$

Donne

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] = - \frac{\tau_r (\tau_f - 1)}{\tau_r - 1} \quad (iii)$$

Ainsi

$$\left(\frac{V_{19}}{V_0} \right)^2 = \frac{1}{M_0^2} \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{1}{[(\gamma - 1)/2](\tau_r - 1)} \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1} \quad (iv)$$

En remplaçant l'équation (iii) et (iv) dans l'équation (ii) donne

$$\frac{1}{2V_9/V_0} \left[- \frac{\tau_r (\tau_f - 1)}{\tau_r - 1} \right] + \sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} - 1 = 0$$

La substitution de l'équation pour V_9/V_0 donne

$$\frac{1}{2} \frac{-\tau_r (\tau_f - 1)}{\sqrt{\{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)\} / (\tau_r - 1)}} + \sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} - 1 = 0$$

Où

$$\frac{1}{2} \frac{\tau_r (\tau_f - 1)}{\sqrt{\{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)\} / (\tau_r - 1)}} = \sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} - 1$$

Quadrature ces deux côtés, nous avons

$$\frac{1}{4} \frac{[\tau_r (\tau_f - 1)]^2}{\{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)\} / (\tau_r - 1)} = \left(\sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} - 1 \right)^2$$

$$\frac{1}{4} \frac{[\tau_r (\tau_f - 1)]^2}{\left[\sqrt{(\tau_r \tau_f - 1) / (\tau_r - 1)} - 1 \right]^2} = \frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1} \quad (v)$$

Une expression pour le taux de dilution donnant la consommation de carburant minimale est obtenue en résolvant l'équation (v) pour α^* ainsi

$$\alpha^* = \frac{\tau_r - 1}{\tau_r(\tau_f - 1)} \left[\frac{\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1) - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1} - \frac{1}{4} \left(\sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} \right)^2 \right]$$

Où

$$\alpha^* = \frac{1}{\tau_r(\tau_f - 1)} \left[\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - \frac{1}{4} \left(\sqrt{\tau_r \tau_f - 1} + \sqrt{\tau_r - 1} \right)^2 \right] \quad (IV.15)$$

Maintenant, notez que nous pouvons écrire

$$\frac{\tau_r(\tau_f - 1)}{\tau_r - 1} = \frac{\tau_r \tau_f - \tau_r + 1 - 1}{\tau_r - 1} = \frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1} - 1$$

Alors l'équation (v) devient

$$\frac{1}{4} \left[\frac{\left(\sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} \right)^2 - 1}{\sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} - 1} \right]^2 = \frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c}}{\tau_r - 1}$$

Prendre la racine carrée des deux côtés de cette équation donne

$$\frac{1}{2} \left(\sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} + 1 \right) = \sqrt{\frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1}}$$

Où

$$\frac{1}{2} \left(\sqrt{\frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}} - 1 \right) = \sqrt{\frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha^* (\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1}} - 1 \quad (vi)$$

Notant les équations (IV.5) et (IV.4) que le terme à l'intérieur de la racine carrée sur le côté gauche du signe égal est le rapport des vitesses V_{19}/V_0 , et que le terme à l'intérieur de la racine carrée sur le côté droit est le rapport des vitesses V_9/V_0 , nous voyons que l'équation (vi) devient

$$\frac{1}{2} \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right) = \frac{V_9}{V_0} - 1 \quad \text{où} \quad V_9 - V_0 = \frac{1}{2} (V_{19} - V_0)$$

Ainsi

$$FR = \frac{V_9 - V_0}{V_{19} - V_0} = \frac{1}{2} \quad (IV.16)$$

Nous observons que l'équation (IV.16) que lorsque le taux de dilution est choisi pour donner la consommation de carburant spécifique minimale, la poussée par unité de débit massique du noyau du moteur est la moitié de celle du ventilateur. Ainsi, le rapport de poussée d'un taux de dilution optimal idéal turboréacteur est 0,5. En utilisant ce fait, nous pouvons écrire l'équation de la poussée spécifique avec taux de dilution optimale est simplement comme :

$$(S)_{\alpha^*} = a_0 \frac{1 + 2\alpha^*}{2(1 + \alpha^*)} \left[\sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_f - 1) - M_0} \right] \quad (IV.17)$$

Où α^* est obtenu à partir de l'équation (IV.15)

On peut facilement montrer que le rendement de propulsion au taux de dilution optimal est donnée par :

$$(\eta_p)_{\min s} = \frac{4(1 + 2\alpha^*)V_0}{(3 + 4\alpha^*)V_0 + (1 + 4\alpha^*)V_{19}} \quad (IV.18)$$

IV.2.2.4 Turboréacteur idéal avec un rapport de pression de ventilateur optimal

Pour les conditions de T_0 indiquées et M_0 , la limite de conception τ_λ le rapport de pression du compresseur π_c et le taux de dilution α , il y a un rapport optimal de pression de ventilateur π_f qui donne la consommation de carburant spécifique minimale et la poussée spécifique maximale. Comme il sera montré, le rapport optimal de pression du ventilateur correspond à la vitesse de sortie V_{19} du flux du ventilateur, étant égale à la vitesse de sortie du flux de base V_9 il est laissé, comme un exercice de lecture, pour montrer que les vitesses de sortie égales ($V_9 = V_{19}$) correspondent au maximum.^[10]

IV.2.2.5 Rapport optimal de pression du ventilateur π_f^*

Pour un ensemble donné de variables prescrites $(\tau_r, \pi_c, \tau_\lambda, V_0, \alpha)$, nous pouvons localiser le rapport optimal de pression de ventilateur en prenant la dérivée partielle de la poussée spécifique par rapport à la température totale du ventilateur. La dérivation d'une expression pour le rapport optimal de température totale du ventilateur et, par l'équation (IV.3), le rapport optimal de pression de ventilateur suit de l'équation (IV.10), nous avons^[10] :

$$\frac{\partial C_{sp}}{\partial \tau_f} = \frac{-f}{[(1+\alpha)(S)]^2} \frac{\partial}{\partial \tau_f} [(1+\alpha)(S)] = 0$$

Ainsi

$$\frac{\partial C_{sp}}{\partial \tau_f} = 0 \Rightarrow \frac{\partial}{\partial \tau_f} [(1+\alpha)(S)] = 0$$

Où

$$(1+\alpha)(S) = \frac{V_9}{V_0} - 1 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right)$$

Par conséquent, le rapport optimal de pression du ventilateur est donné par la solution de

$$\frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\frac{V_9}{V_0} - 1 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right) \right] = \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left(\frac{V_9}{V_0} \right) + \alpha \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left(\frac{V_{19}}{V_0} \right) = 0 \quad (i)$$

Puisque

$$\frac{\partial}{\partial \tau_f} \left(\frac{V_9}{V_0} \right) = \frac{1}{2V_9/V_0} \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] \quad \text{Et} \quad \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left(\frac{V_{19}}{V_0} \right) = \frac{1}{2V_{19}/V_0} \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\left(\frac{V_{19}}{V_0} \right)^2 \right]$$

L'équation (i) devient

$$\frac{1}{2V_9/V_0} \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] + \alpha \frac{1}{2V_{19}/V_0} \frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\left(\frac{V_{19}}{V_0} \right)^2 \right] = 0 \quad (ii)$$

Pour déterminer le premier terme de l'équation (ii), nous commençons par

$$\begin{aligned} \left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 &= \frac{1}{M_0^2} \left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{1}{[(\gamma-1)/2](\tau_r-1)} \left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 \\ &= \frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_c \tau_r)}{\tau_r - 1} \end{aligned} \quad (iii)$$

Donc

$$\frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 \right] = \frac{-\alpha \tau_r}{\tau_r - 1} \quad (iv)$$

Pour déterminer le second terme de l'équation (ii), nous commençons par

$$\left(\frac{V_{19}}{V_0}\right)^2 = \frac{1}{M_0^2} \left(\frac{V_{19}}{a_0}\right)^2 = \frac{1}{[(\gamma-1)/2](\tau_r-1)} \left(\frac{V_{19}}{a_0}\right)^2 = \frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1} \quad (v)$$

Donc

$$\frac{\partial}{\partial \tau_f} \left[\left(\frac{V_{19}}{V_0}\right)^2 \right] = \frac{\tau_r}{\tau_r - 1} \quad (vi)$$

Substitution d'équation (iv) et (vi) dans l'équation (ii) donne

$$\frac{1}{2V_9/V_0} \left(\frac{-\alpha \tau_r}{\tau_r - 1} \right) + \alpha \frac{1}{2V_{19}/V_0} \frac{\partial}{\partial \tau_f} \frac{\tau_r}{\tau_r - 1} = 0 \quad (vii)$$

Ainsi, nous pouvons conclure de l'équation (vii) que le rapport optimal de pression du ventilateur correspond à cette valeur de τ_f rendement

$$V_9 = V_{19} \quad (IV.20)$$

Aussi

$$FR = 1 \quad (IV.21)$$

Pour résoudre pour le rapport optimal de température de ventilateur, nous assimilons les équations (iii) et (v):

$$\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 = \frac{\tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c)}{\tau_r - 1} = \left(\frac{V_{19}}{V_0}\right)^2 = \frac{\tau_r \tau_f - 1}{\tau_r - 1}$$

Donne

$$\tau_f^* = \frac{\tau_\lambda \tau_r (\tau_c - 1) - \tau_\lambda / (\tau_r \tau_c) + \alpha \tau_r + 1}{\tau_r (1 + \alpha)} \quad (IV.22)$$

L'équation pour la poussée spécifique d'un rapport optimal de pression de ventilateur turboréacteur est obtenue en commençant par l'expression simplifiée

$$(S)_{\tau_f^*} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 \right)$$

Qui devient

$$(S)_{\tau_f^*} = a_0 \left(\sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_f^* - 1)} - M_0 \right) \quad (IV.23)$$

Le rendement de propulsion pour le rapport optimal de pression de ventilateur turboréacteur moteur est simplement

$$(\eta_p)_{\tau_f^*} = \frac{2}{V_{19}/V_0 + 1} \quad (IV.24)$$

IV.3 Etude de turboréacteur double flux séparés cas réel

IV.3.1 Schéma et le cycle voire les figures (III.1) (III.2)

IV.3.2 L'analyse du cycle

Les hypothèses pour l'analyse du cycle moteur turboréacteur avec des pertes sont aussi

Suit:

1. Gaz parfait en amont du brûleur principal avec des propriétés constantes γ_a, R_a, cp_a
...etc
2. Gaz parfait en aval du brûleur principal avec des propriétés constantes γ_g, R_g, cp_g
...etc

3. Tous les composants sont adiabatiques (pas de refroidissement de turbine).
4. les rendements du compresseur, du ventilateur et de la turbine sont décrites par l'utilisation des rendements polytropiques (constantes) η_c, η_f et η_t respectivement.

Les étapes de l'analyse du cycle sont appliquées au moteur turboréacteur et présentées ci-dessous. Nous allons appliquer les étapes de l'analyse du cycle à la fois le flux du ventilateur et le flux du cœur du moteur. ^[10]

IV.3.2.1 Flux du ventilateur

Les étapes 1 à 4 sont les suivantes

Étape 1. Poussée du flux de ventilateur F_f

$$F_f = \dot{m}_F (V_{19} - V_0) + A_{19} (P_{19} - P_0)$$

En divisant sur \dot{m}_F

$$S_F = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_a} \right) \quad (IV.25)$$

Étape 2

$$\left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{T_{19}}{T_0} M_{19}^2 \quad (IV.26)$$

Étape 3 on a

$$M_{19}^2 = \frac{2}{\gamma_a - 1} \left[\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right] \quad (IV.27a)$$

Où

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (IV.27b)$$

Étape 4 on a

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{T_{t19}/T_0}{(P_{t19}/P_9)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}}} \quad (IV.28a)$$

Où

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \tau_r \tau_f \quad (IV.28b)$$

IV.3.2.2 Flux de base du moteur

Les étapes 1 à 5 sont les mêmes que pour le cycle du moteur à turbo-réacteurs avec pertes.

Étape 1 Poussée

$$F_c = (\dot{m}_f V_9 - \dot{m}_c V_0) + A_9 (P_9 - P_0)$$

Où

$$S_c = a_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_g}{R_a} \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{1-P_0/P_9}{\gamma_a} \right] \quad (IV.30)$$

Avec f le rapport carburant/air pour le brûleur principal, il est défini

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (IV.31)$$

Étape 2

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{\gamma_g R_g T_9}{\gamma_a R_a T_0} M_9^2 \quad (IV.32)$$

Étape 3 on a

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma_g - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_g-1}{\gamma_g}} - 1 \right] \quad (IV.33a)$$

Où

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (IV.33b)$$

Étape 4 On a

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{(P_{t9}/P_0)^{(\gamma_g-1)/\gamma_g}} \quad (IV.34)$$

$$\frac{T_{t9}}{T_0} = \tau_r \tau_d \tau_c \tau_b \tau_t \tau_n = \frac{c_{pa}}{c_{pg}} \tau_\lambda \tau_t \quad (IV.35)$$

Étape 5. L'application de la première loi de la thermodynamique au brûleur donne

$$\dot{m}_C c_{pa} T_{t3} + \eta_b \dot{m}_f P_{ci} = (\dot{m}_C + \dot{m}_f) c_{pg} T_{t4}$$

En utilisant les définitions des rapports de température et du rapport carburant/air, les équations deviennent

$$\begin{aligned} \tau_r \tau_c + f \frac{\eta_b P_{ci}}{c_{pa} T_0} &= (1+f) \tau_\lambda \\ \Rightarrow f &= \frac{\tau_\lambda \tau_r \tau_c}{\eta_b P_{ci} / (c_{pa} T_0) - \tau_\lambda} \end{aligned} \quad (IV.36)$$

Étape 6 L'équilibre de puissance entre la turbine, le compresseur et le ventilateur, avec un rendement mécanique η_m du couplage entre la turbine et le compresseur et le ventilateur, donne

$$\dot{m}_C c_{pa} (T_{t3} - T_{t2}) + \dot{m}_f c_{pa} (T_{t13} - T_{t2}) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pg} (T_{t4} - T_{t5}) \quad (IV.37)$$

Avec

$\dot{m}_C c_{pa} (T_{t3} - T_{t2})$ la puissance de compresseur

$\dot{m}_F c_{pa} (T_{t13} - T_{t2})$ la puissance de ventilateur

$\eta_m \dot{m}_4 c_{pg} (T_{t4} - T_{t5})$ la puissance net de la turbine

Diviser l'équation ci-dessus par $\dot{m}_C c_{pa} T_{t2}$ et en utilisant les définitions des rapports de température, du rapport carburant/air et du taux de dilution (IV.1) nous obtenons

$$\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1) = \eta_m (1+f) \frac{\tau_\lambda}{\tau_r} (1 - \tau_t)$$

La résolution pour le rapport de température de turbine donne

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] \quad (IV.38)$$

Pour le ventilateur, les équations suivantes s'appliquent:

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a e_f} \quad (IV.39)$$

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1}{\tau_f - 1} \quad (IV.40)$$

Étape 7. En combinant les équations de poussée pour le flux du ventilateur et le flux du noyau du moteur, nous obtenons

$$S = \frac{a_0}{1+\alpha} \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_g T_9 / T_0}{R_a V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_a} \right] + a_0 \frac{\alpha}{1+\alpha} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / a_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_a} \right) \quad (IV.41)$$

Étape 8. La consommation de carburant spécifique de la poussée S est

$$C_{sp} = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{\dot{m}_f / \dot{m}_C}{(\dot{m}_0 / \dot{m}_C) S} \Rightarrow C_{sp} = \frac{f}{(1+\alpha) S} \quad (IV.42)$$

Étape 9. Les expressions pour le rendement de propulsion η_p et le rendement thermique η_t sont énumérées ci-dessous pour le cas de $P_9 = P_{19} = P_0$ le développement de ces équations est laissée comme un exercice pour le lecteur.

$$\eta_p = \frac{2M_0 [(1+f)(V_9/a_0) + \alpha(V_{19}/a_0) - (1+\alpha)M_0]}{(1+f)(V_9/a_0)^2 + \alpha(V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2} \quad (IV.43)$$

$$\eta_t = \frac{a_0^2 [(1+f)(V_9/a_0)^2 + \alpha(V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2]}{2f Pci} \quad (IV.44)$$

IV.3.3 Optimisation de turboréacteur double flux avec soufflante cas réel

Pour l'optimisation du turboréacteur, on considère généralement deux paramètres : la poussée spécifique du moteur et la consommation de carburant spécifique.

IV.3.3.1 Le taux de dilution optimal α^*

Comme c'était le cas pour le turboréacteur sans pertes, nous pouvons obtenir une expression qui nous permet de déterminer le taux de dilution optimale α^* qui conduit à la consommation de carburant spécifique minimale. Pour un ensemble donné de telles variables prescrites $(\tau_r, \pi_c, \pi_f, \tau_\lambda, V_0)$, nous pouvons localiser le C_{sp} minimum en prenant la dérivée partielle de C_{sp} par rapport au taux de dilution α . Nous considérons le cas où les pressions d'échappement à la fois du flux du ventilateur et du flux de base égalent la pression ambiante $P_0 = P_9 = P_{19}$ puisque le rapport carburant/air n'est pas fonction du taux de dilution, nous avons ^[10]:

$$C_{sp} = \frac{f}{(1+\alpha)S}$$

$$\frac{\partial C_{sp}}{\partial \alpha} = \frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\frac{f}{(1+\alpha)S} \right] = 0 \Rightarrow \frac{\partial C_{sp}}{\partial \alpha} = \frac{-f}{[(1+\alpha)S]^2} \frac{\partial}{\partial \alpha} [(1+\alpha)S] = 0$$

Ainsi que $\frac{\partial C_{sp}}{\partial \alpha} = 0$ est satisfait par

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} [(1+\alpha)S] = 0$$

Où

$$(1+\alpha)S = (1+f) \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) + \alpha \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right)$$

Ensuite, le taux de dilution optimal est donné par l'expression suivante:

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \left[(1+f) \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) + \alpha \left(\frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right) \right] = (1+f) \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{V_9}{V_0} \right) + \frac{V_{19}}{V_0} - 1 = 0 \quad (i)$$

Cependant

$$\frac{1}{2V_9/V_0} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 \right] = \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{V_9}{V_0} \right)$$

Ainsi l'équation (i) devient

$$\left(\frac{V_9}{V_0}\right)_{\alpha^*} = -\frac{1+f}{2} \frac{\partial/\partial\alpha[(V_9/V_0)^2]}{V_{19}/V_0 - 1} \quad (ii)$$

Notez que

$$\begin{aligned} \left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 &= \frac{1}{M_0^2} \left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{1}{[(\gamma_a - 1)/2](\tau_r - 1)} \left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 \\ &= \frac{1}{[(\gamma_a - 1)/2](\tau_r - 1)} M_9^2 \frac{\gamma_g R_g T_9}{\gamma_a R_a T_0} \end{aligned}$$

En utilisant l'équation (IV.27) et (IV.28), nous avons

$$\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{\tau_r - 1} \left[1 - \left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{-(\gamma_g - 1)/\gamma_g} \right] \quad (iii)$$

Où

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (iv)$$

En combinant l'équation (iii) et (iv), nous obtenons

$$\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{\tau_r - 1} \left[1 - \frac{1}{\prod (\pi_t)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \right] \quad (v)$$

Où

$$\prod = (\pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} \quad (IV.45)$$

Notez que

$$(\pi_t)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} = \tau_t^{1/\eta_{pt}}$$

Nous voyons que l'équation (v) devient

$$\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 = \frac{\tau_\lambda}{\tau_r - 1} \left(\tau_t - \frac{1}{\prod} \tau_t^{-(1-\eta_{pt})/\eta_{pt}} \right) \quad (vi)$$

Pour évaluer la dérivée partielle de l'équation (ii), nous appliquons la règle de chaîne à (vi) comme suit:

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 \right] = \frac{\partial \tau_t}{\partial \alpha} \frac{\partial}{\partial \tau_t} \left[\left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 \right] = \frac{\partial \tau_t}{\partial \alpha} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r - 1} \left(1 + \frac{1-\eta_{pt}}{e_t} \frac{\tau_t^{-1/\eta_{pt}}}{\prod} \right) \quad (vii)$$

Ainsi

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)]$$

Puis

$$\frac{\partial \tau_t}{\partial \alpha} = - \frac{\tau_r(\tau_f - 1)}{\eta_m \tau_\lambda (1+f)} \quad (viii)$$

Combinant les rendements les équations (ii), (vii) et (viii)

$$\left(\frac{V_9}{V_0}\right)_{\alpha^*} = \frac{1}{2\eta_m(\tau_r - 1)} \frac{\tau_r(\tau_f - 1)}{V_{19}/V_0 - 1} \left(1 + \frac{1-\eta_{pt}}{\eta_{pt}} \frac{\tau_t^{-1/\eta_{pt}}}{\prod} \right)$$

L'expression pour τ_t est obtenue par quadrature de l'équation ci-dessus, en substituant $(V_9/V_0)^2$ à l'aide de l'équation (vi), puis en résolvant pour le premier τ_t , entre parenthèses sur le côté droit de l'équation (vi). L'expression résultante pour le rapport de température de turbine τ^* correspondant aux de dilution optimal α^* est

$$\tau_t^* = \frac{\tau_t^{-(1-\eta_{pt})/\eta_{pt}}}{\prod} + \frac{1}{\tau_\lambda(\tau_r - 1)} \left[\frac{1}{2\eta_m} \frac{\tau_r(\tau_f - 1)}{V_{19}/V_0 - 1} \left(1 + \frac{1-\eta_{pt}}{e_t} \frac{\tau_t^{-1/\eta_{pt}}}{\prod} \right) \right]^2 \quad (IV.46)$$

Depuis l'équation (IV.46) est l'équation pour τ_t^* en termes de lui-même, en plus d'autres valeurs connues, une solution itérative est nécessaire. L'expression de départ de τ_t^* dénotée par τ_{ii}^* est obtenue en résolvant l'équation (IV.46) pour le cas où $\eta_{pt} = 1$, ce qui donne

$$\tau_{ii}^* = \frac{1}{\prod} + \frac{1}{\tau_\lambda(\tau_r - 1)} \left[\frac{1}{2\eta_m} \frac{\tau_r(\tau_f - 1)}{V_{19}/V_0 - 1} \right]^2 \quad (IV.47)$$

Cette expression de départ peut être remplacée dans le côté droit de l'équation (IV.46), ce qui donne une nouvelle valeur de τ_t^* . Cette nouvelle valeur de τ_t^* est ensuite remplacée par l'équation (IV.46), et une autre nouvelle valeur de τ_t^* est calculée. Ce processus se poursuit jusqu'à ce que le changement des calculs successifs de τ_t^* soit inférieur à un petit nombre (0,0001). Une fois que la solution pour τ_t^* est trouvée, le taux de dilution optimal α^* est calculé en utilisant l'équation (IV.38), résolu pour α .

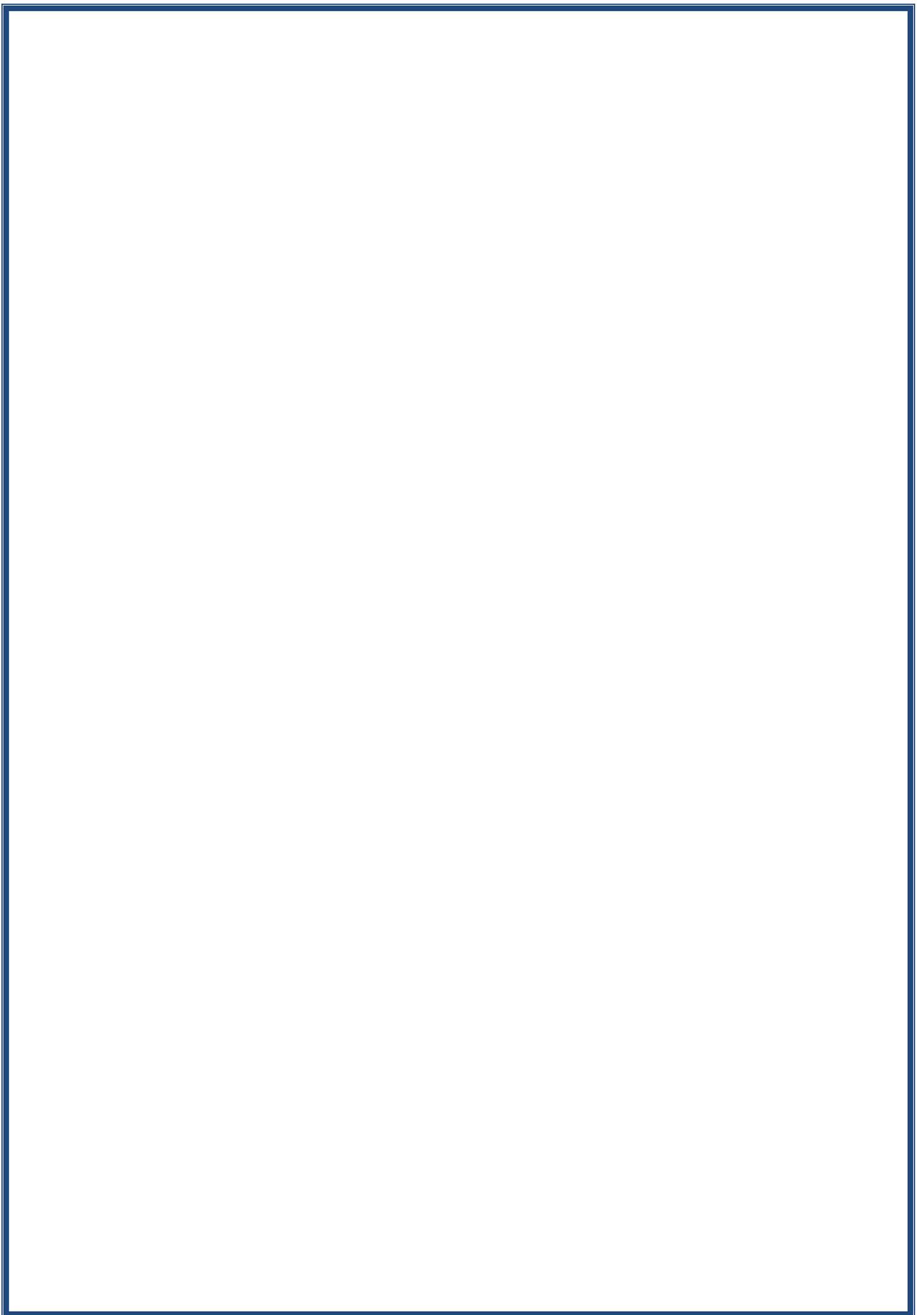
$$\alpha^* = \frac{\eta_m(1+f)\tau_\lambda(1-\tau_t^*) - \tau_r(\tau_c - 1)}{\tau_r(\tau_f - 1)} \quad (IV.48)$$

Lorsque les taux de dilution optimal α^* est désiré dans le calcul de la performance du cycle moteur paramétrique, les équations (IV.45), (IV.46), (IV.47) et (IV.49) remplacent l'équation de τ_t contenue dans le résumé des équations et α^* est une sortie.

IV.4 Conclusion

Dans ce chapitre on a fait est une étude des paramètres de l'optimisation du fonctionnement du turboréacteur, qui nous permet d'obtenir une poussée spécifique maximale et une consommation spécifique de carburant minimale.

CHAPITRE V
RÉSULTATS ET DISCUSSIONS



V.1 Introduction

Ce chapitre est consacré à la présentation des résultats relatifs aux calculs thermodynamiques du turboréacteur double flux séparés avec soufflante. Les indicateurs de performance les plus importants, à savoir, la poussée spécifique (S) et la consommation spécifique (Csp) du turboréacteur sont tracés fonction des paramètres suivants :

- Le taux de dilution ;
- Le rapport de pressions totales au niveau du compresseur ;
- Le rapport de pressions totales au niveau du ventilateur (soufflante) ;
- Le nombre de Mach de vol.

Le fonctionnement du turbo a fait l'objet de plusieurs simulations relatives aux deux cas principaux suivants :

- Le cas idéal : les transformations sont supposées parfaites et réversibles ;
- Le cas réel : les rendements des différents éléments du turbo sont pris en considération ;

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

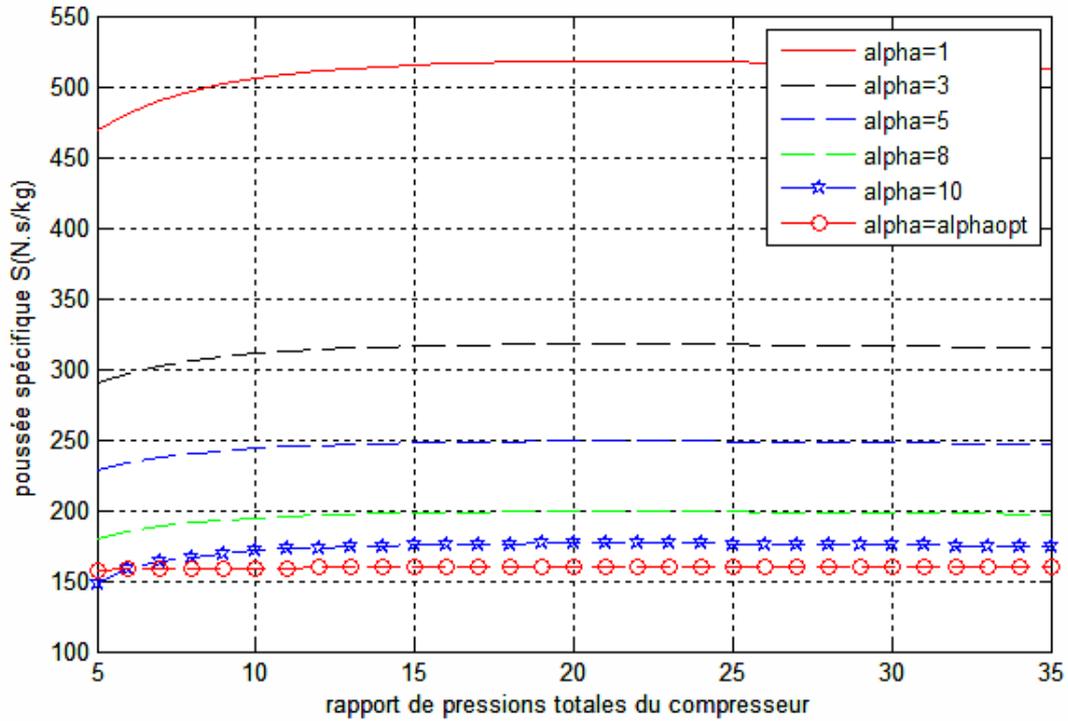
Ces simulations ont été réalisées à l'aide de codes de calculs élaborés sous le logiciel MATLAB.

V.2 L'optimisation par MATLAB

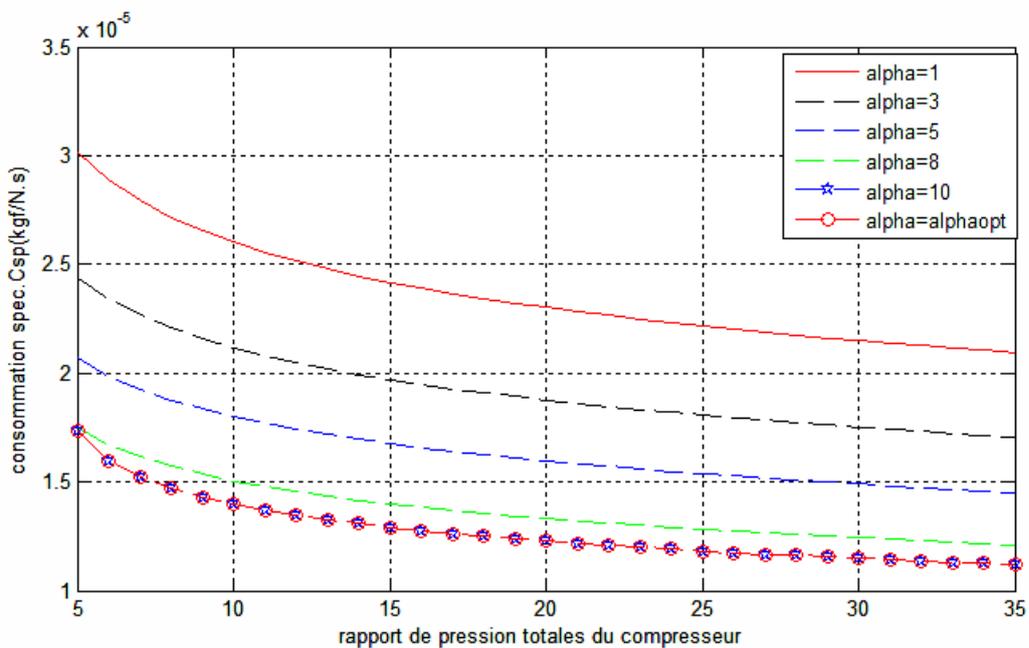
MATLAB est un langage de calcul numérique et de visualisation graphique pour la résolution des problèmes scientifiques, mathématiques, d'ingénieurs etc. MATLAB est utilisé dans ce travail afin de modéliser et calculer les fonctionnements et les performances des turboréacteurs.

V.3 Résultats et interprétations

Cas idéal



Figure(V.1) : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression de compresseur totale pour différentes valeurs du taux de dilution.



Figure(V.2) : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale de compresseur.

La poussée et la consommation spécifiques sont tracées par rapport au rapport de pression total du compresseur pour différentes valeurs du taux de dilution dans les figures (V.1) et (V.2). Le rapport de pression du ventilateur est maintenu constant.

La figure (V.1) montre que la poussée spécifique reste essentiellement constante pour des valeurs de rapport de pression allant de 20 à 30 ; cela s'explique par le fait que ce dernier n'influence pas le seuil de température totale produite par la réaction de combustion, car celle-ci est fixée comme donnée d'entrée.

Par contre, la diminution de la consommation spécifique représentée en figure (V.2) 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 et du coup, 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.

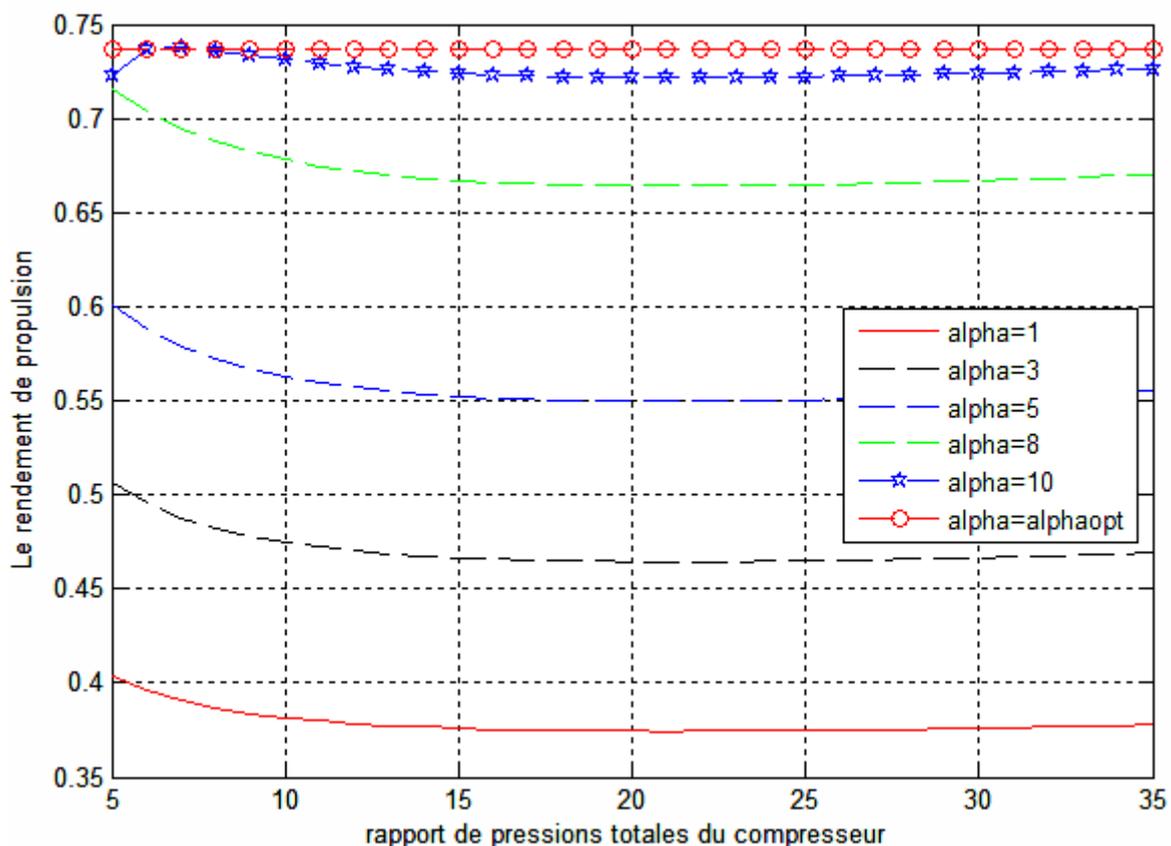


Figure (V.3) : Variation du rendement de propulsion en fonction de rapport total de pression pour plusieurs valeurs de taux de dilution.

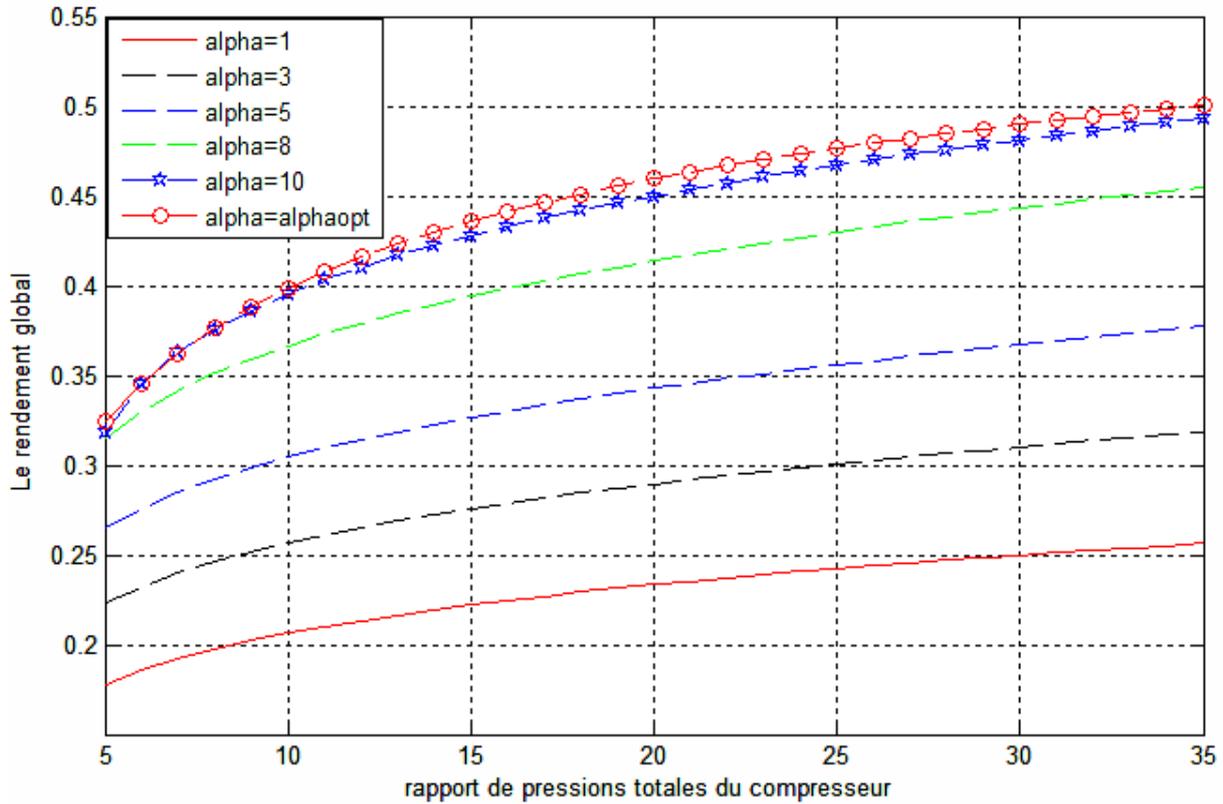
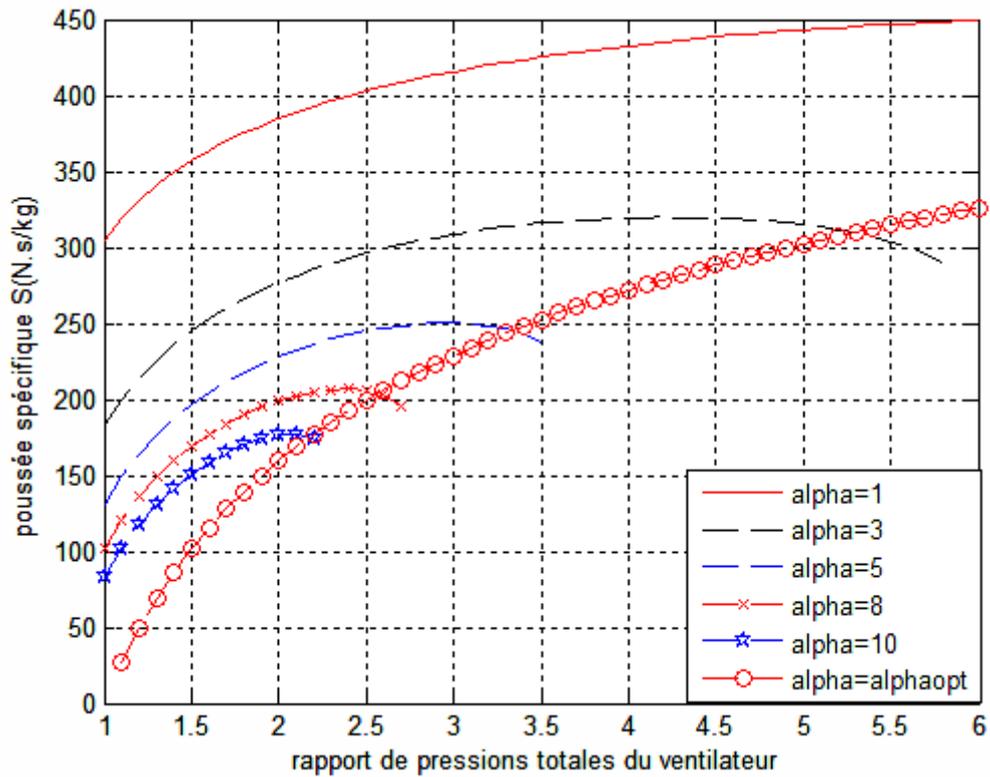


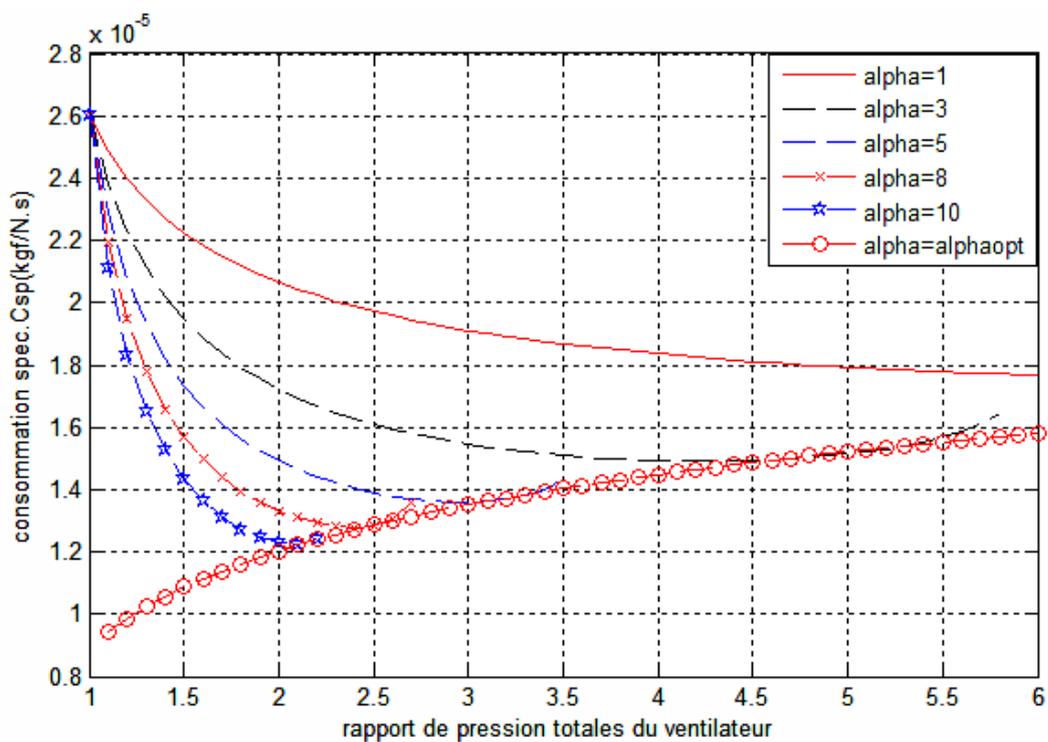
Figure (V.4) : Variation du rendement global en fonction de rapport totale de pression pour plusieurs valeurs de taux de dilution.

Les rendements de propulsion et global sont tracés en fonction de rapport de pression totale du compresseur pour différentes valeurs de taux de dilution, la figure(V.3) montre que le rendement de propulsion augmente avec le taux de dilution et reste constante pour le rapport allant de 15 ; cela veut dire que le rendement de propulsion n'influence pas par l'augmentation de la température.

Par contre la figure (V.4) montre que le rendement global augmente avec l'augmentation de taux de dilution et avec le rapport total des pressions ce qui s'explique que le rendement global s'influence avec la température



Figure(V.5) : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du ventilateur.



Figure(V.6) : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale de ventilateur.

La poussée spécifique, la consommation de carburant spécifique sont marqués par rapport à la pression du ventilateur pour différentes valeurs du taux de dilution dans les figures (V.5) et (V.6) respectivement. Le rapport de pression du compresseur est maintenu constant dans ces cas. Ces figures montrent que la poussée spécifique augmente et la consommation spécifique diminue avec l'augmentation de rapport de pression totale de ventilateur. On remarque que pour chaque valeur de taux de dilution, il existe un rapport de pression du ventilateur qui maximise la poussée spécifique et minimise la consommation de carburant spécifique. Autrement dit, à chaque rapport de dilution optimal correspond un rapport de pression optimal au niveau de la soufflante.

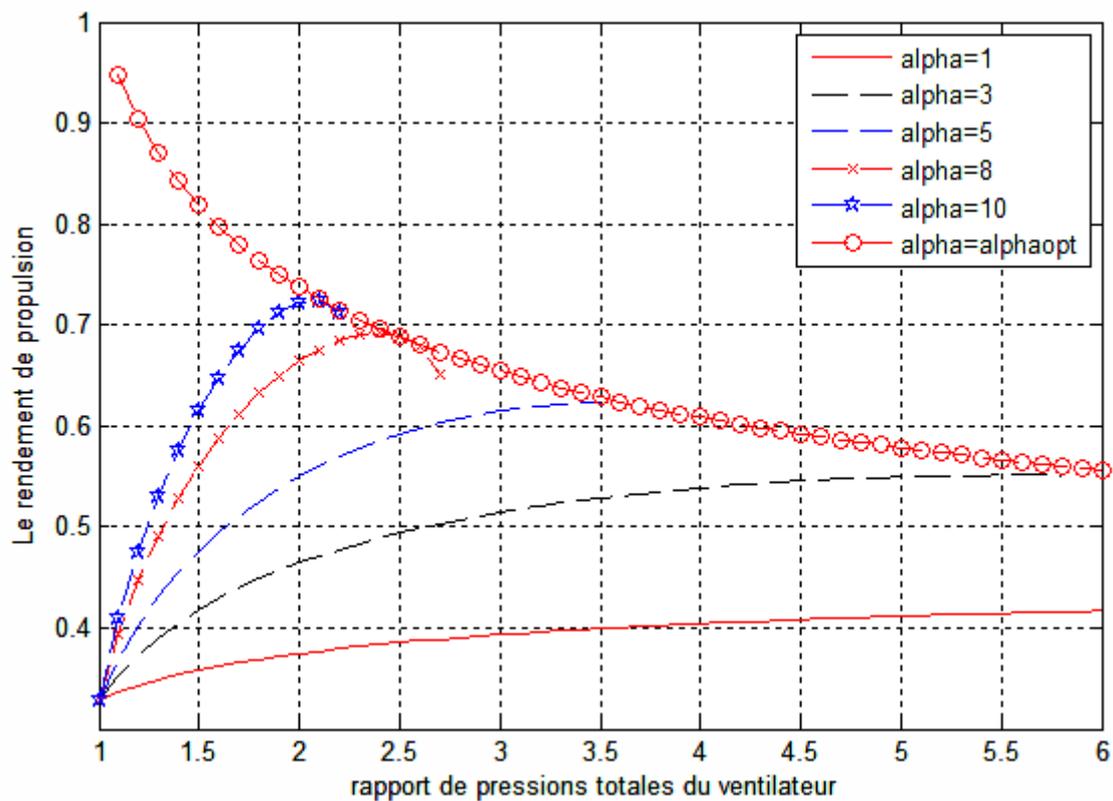


Figure (V.7) : Variation du rendement de propulsion en fonction de rapport totale des pressions de ventilateur pour plusieurs valeurs de taux de dilution.

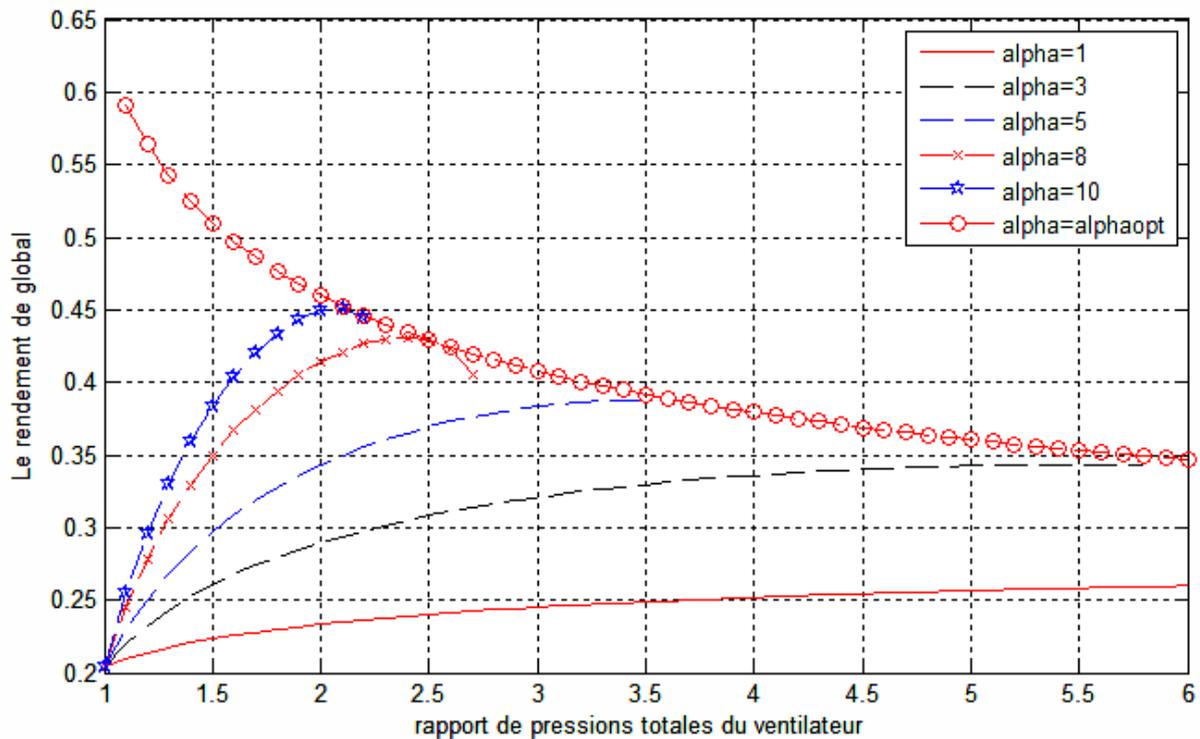
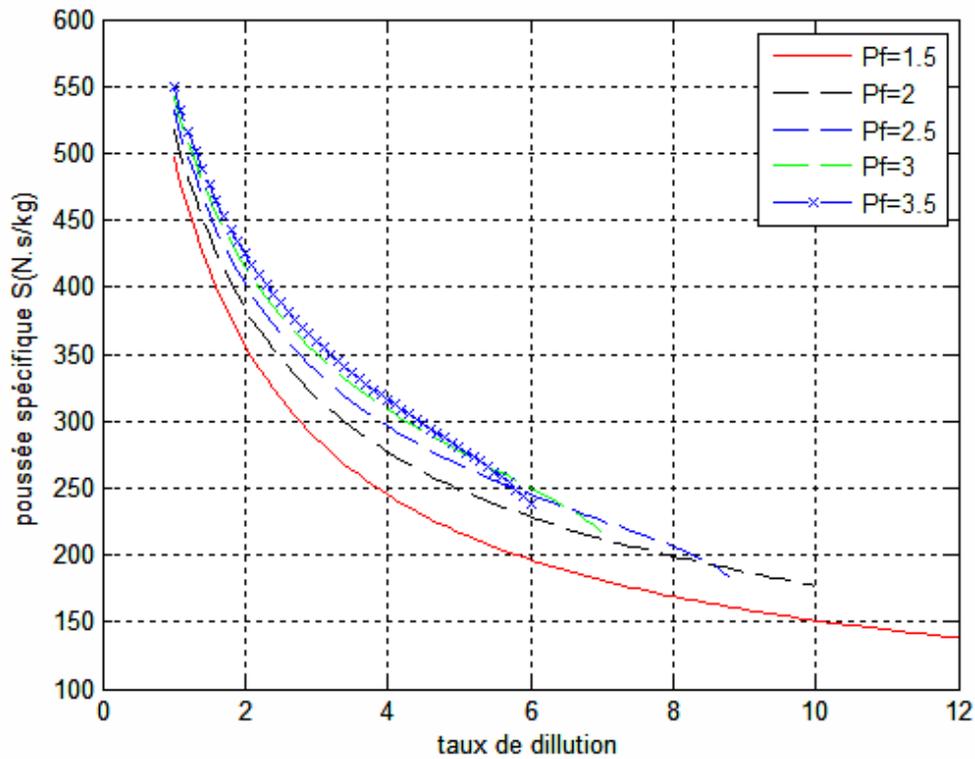
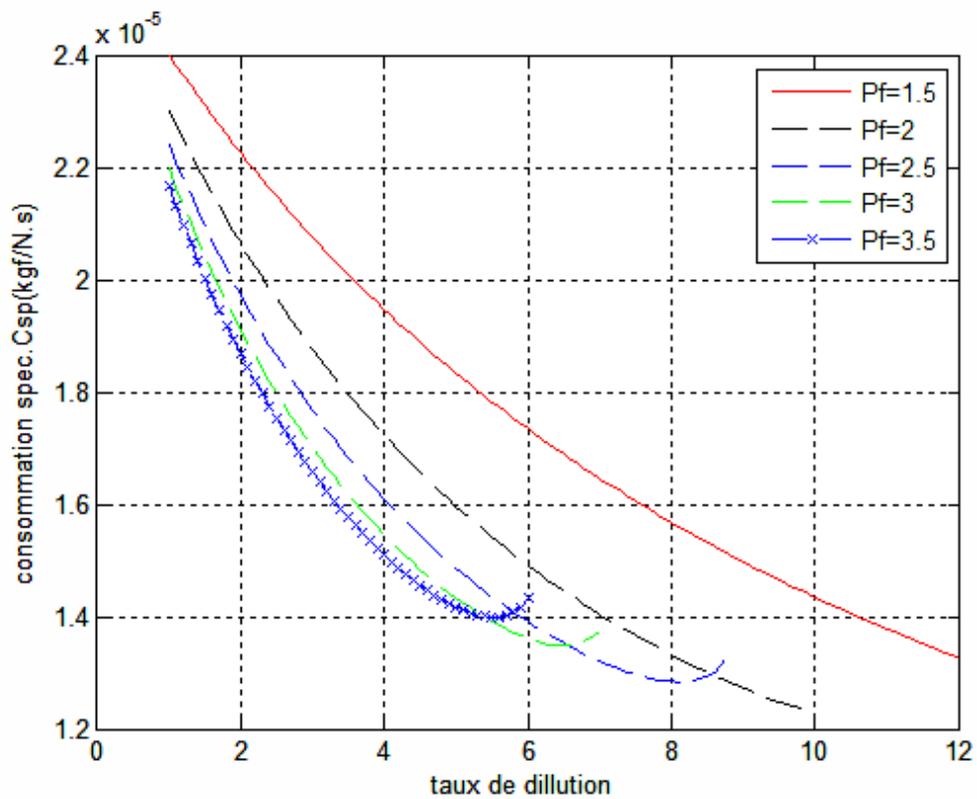


Figure (V.8) : Variation du rendement global en fonction de rapport totale de pression de ventilateur pour plusieurs valeurs de taux de dilution.

Le rendement de propulsion et global sont tracés en fonction de rapport de pressions de ventilateur pour différentes valeurs de taux de dilution, le rapport de pressions de compresseurs est maintenu constant ; ces figures montrent que le rendement de propulsion et global augmentent avec l'augmentation de rapport de pression totale de ventilateur. On remarque que pour chaque valeur de taux de dilution optimale il y a un rapport de pression de ventilateur qui maximise le rendement de propulsion et global.

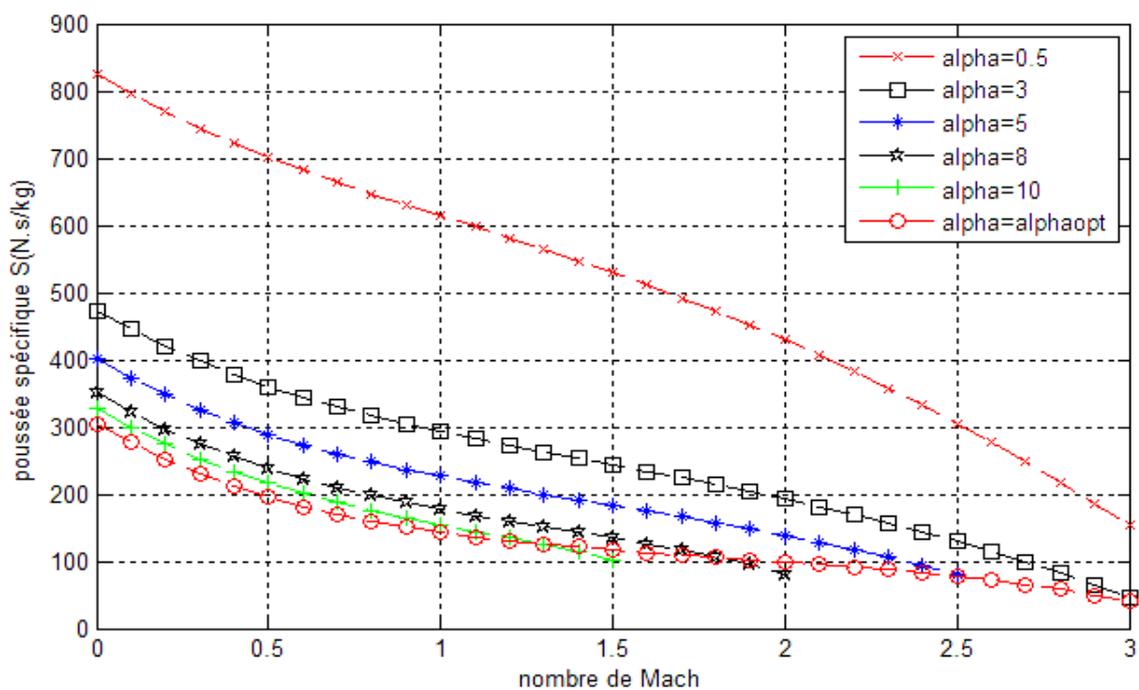


Figure(V.9) : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de dilution pour différentes valeurs du rapport de pressions total du ventilateur.

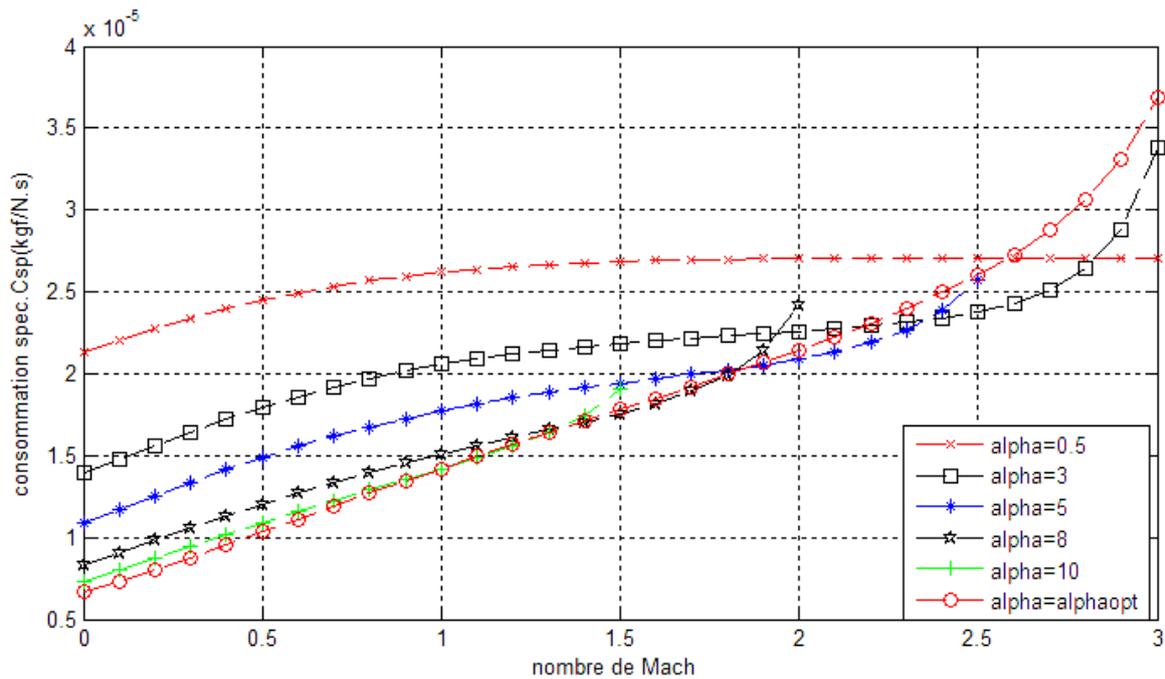


Figure(V.10) : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de dilution.

La poussée spécifique et la consommation de carburant spécifique sont tracées par rapport au taux de dilution pour différentes valeurs du rapport de pression de ventilateur dans la Figure(V.9) et (V.10). Le rapport de pression du compresseur est maintenu constant. La figure (V.9) montre la tendance de la diminution de la poussée spécifique et la consommation avec un taux de dilution croissant qui est caractéristique du moteur du turboréacteur. Cela s'explique par le fait de la diminution du débit massique qui traverse le corps du turboréacteur pour des valeurs de taux de dilution plus grandes et du coup une poussée et une consommation moins importante.



Figure(V.11) : Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach.



Figure(V.12) : Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach.

Les figures (V.11) et (V.12) montrent que la poussée spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach et avec un taux de dilution croissant et la consommation spécifique du carburant augmente. Il en est de même pour les allures du taux de dilution optimal. En effet, pour des nombres de Mach élevés, la poussée spécifique diminue au détriment de la quantité de mouvement par unité de débit massique global du turboréacteur.

La consommation spécifique est proportionnelle au débit massique du carburant au niveau de la chambre de combustion. Ce dernier est plus important pour des nombres de Mach plus grands afin d'assurer l'équilibre aux performances requises du turboréacteur.

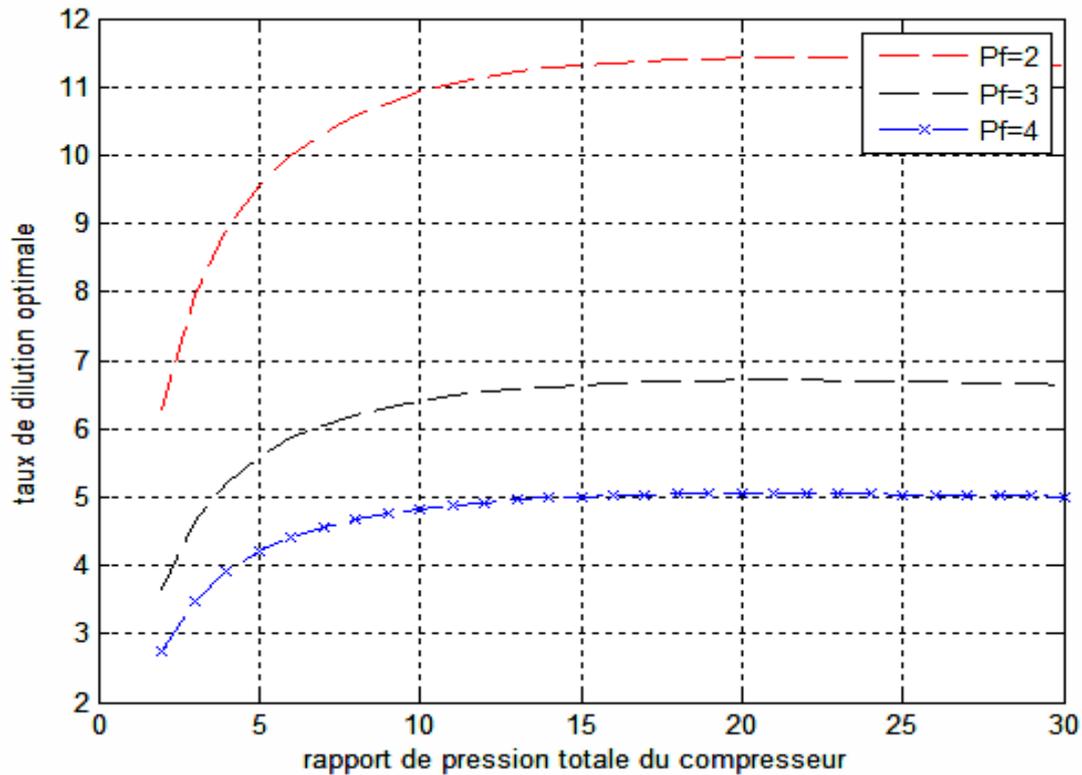


Figure (V.13) Variation de taux de dilution optimale en fonction de rapport de pression totale de compresseur pour plusieurs valeurs de rapport de pression de ventilateur.

Le taux de dilution optimal est tracé dans la figure(V.13) par rapport au rapport de pression du compresseur pour un nombre de Mach de 0,8 et différentes valeurs de rapport de pression du ventilateur. Nous constatons que le taux de dilution optimal augmente avec le rapport de pression du compresseur et diminue en fonction du rapport de pression du ventilateur. Toutefois, ce dernier tend à se linéariser à partir de rapports de pression du compresseur dépassant le seuil de 20.

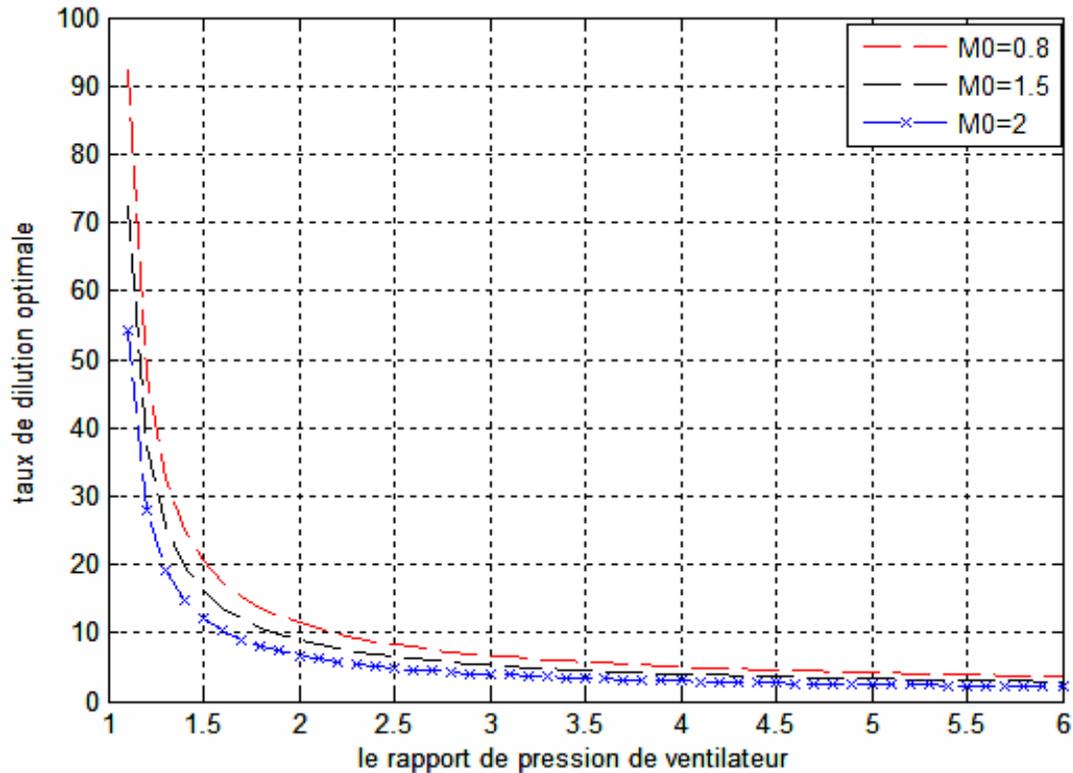


Figure (V.14) : Variation du taux de dilution optimal en fonction du rapport de pression totale du ventilateur pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.

Le taux de dilution optimal est tracé dans la figure(V.14) en fonction du rapport de pression du ventilateur pour trois nombres de Mach de vol. Cette figure montre que le taux de dilution optimal diminue avec l'augmentation du rapport de pression du ventilateur. Par ailleurs, à partir d'un rapport de pression de ventilateur de 4.5, le taux de dilution optimal reste quasiment constant. En effet, cela nous renseigne sur la valeur optimale du rapport de pression du ventilateur qu'il faut bien choisir en tenant compte de cette considération.

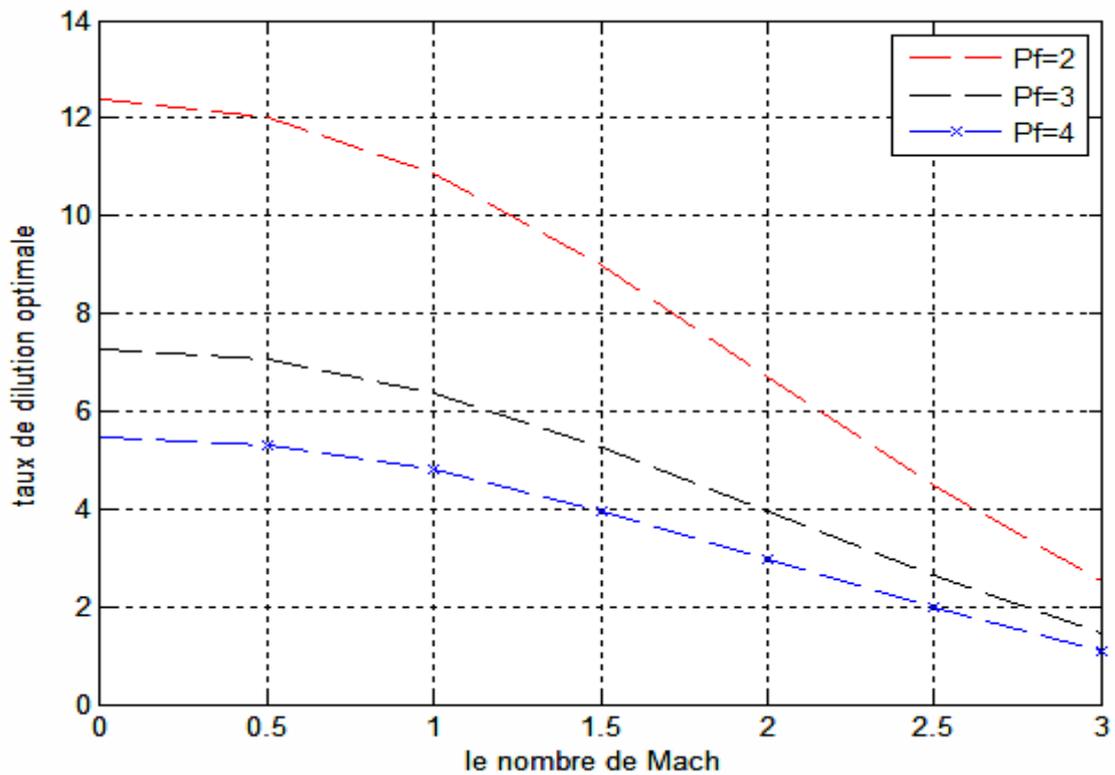
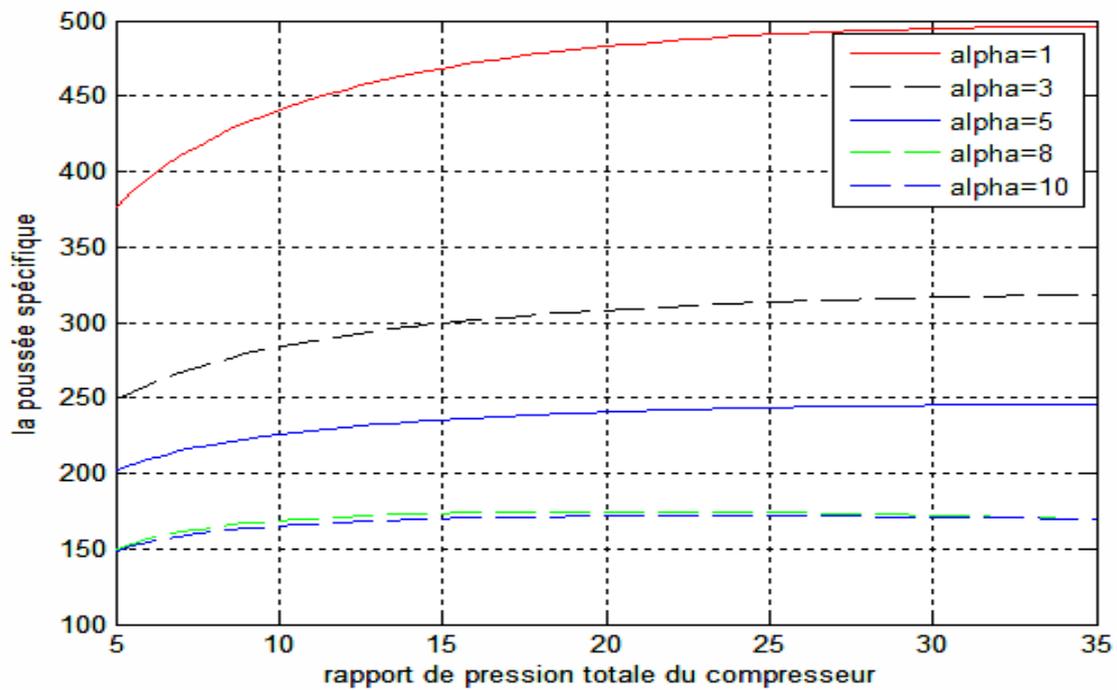


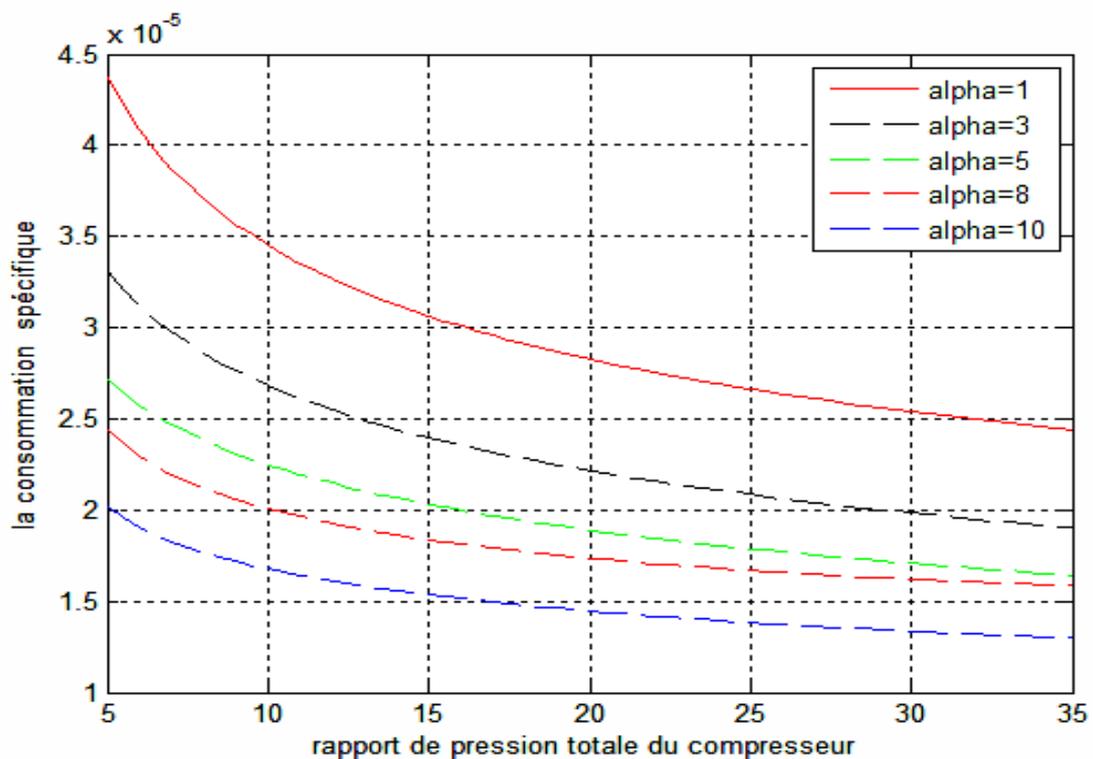
Figure (V.15) : Variation du taux de dilution optimal en fonction du nombre de Mach pour plusieurs valeurs de rapport de pression du ventilateur.

Le taux de dilution optimal par rapport au nombre de Mach est tracé dans la figure(V.15) pour les rapports de pression des ventilateurs de 2, 3 et 4. À partir de ces graphes, on peut voir que le rapport de dilution optimal diminue avec le nombre de Mach.

• Cas réel

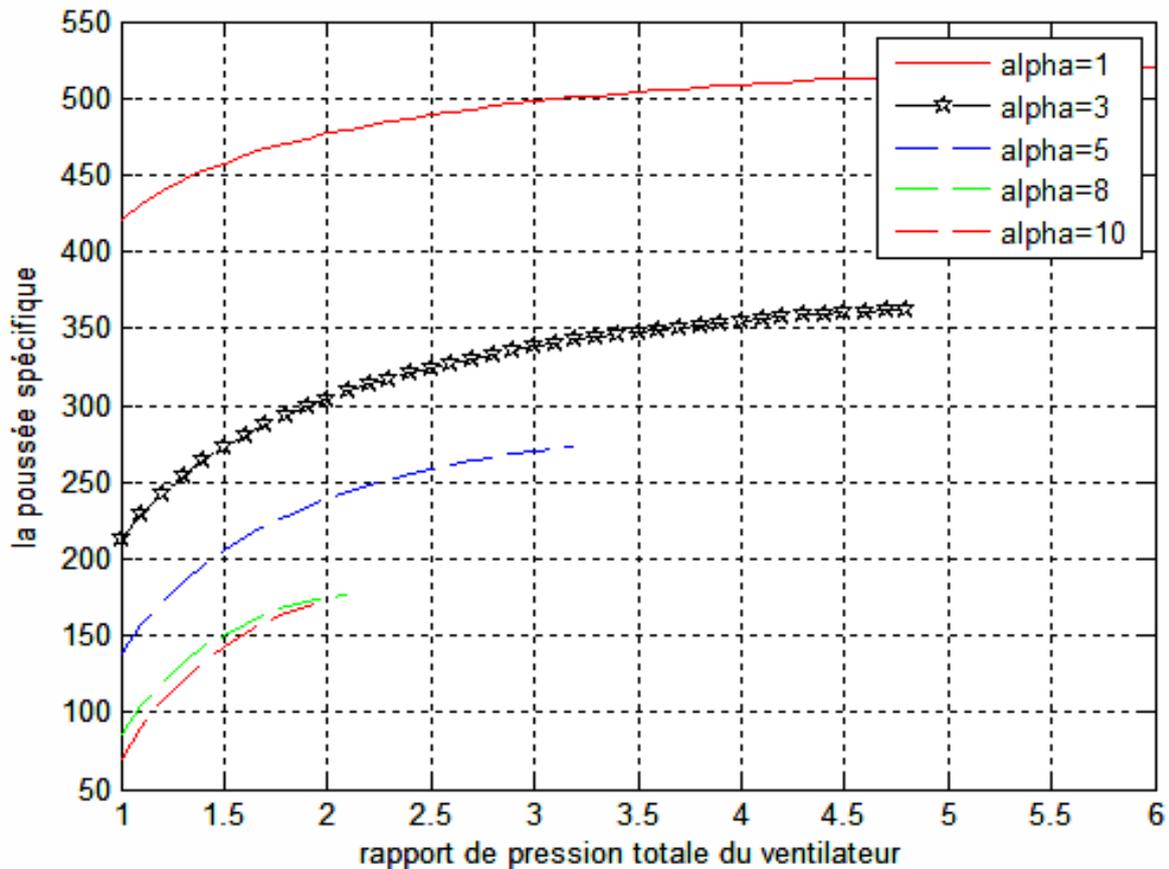


Figure(V.16) : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale pour différentes valeurs de taux de dilution.

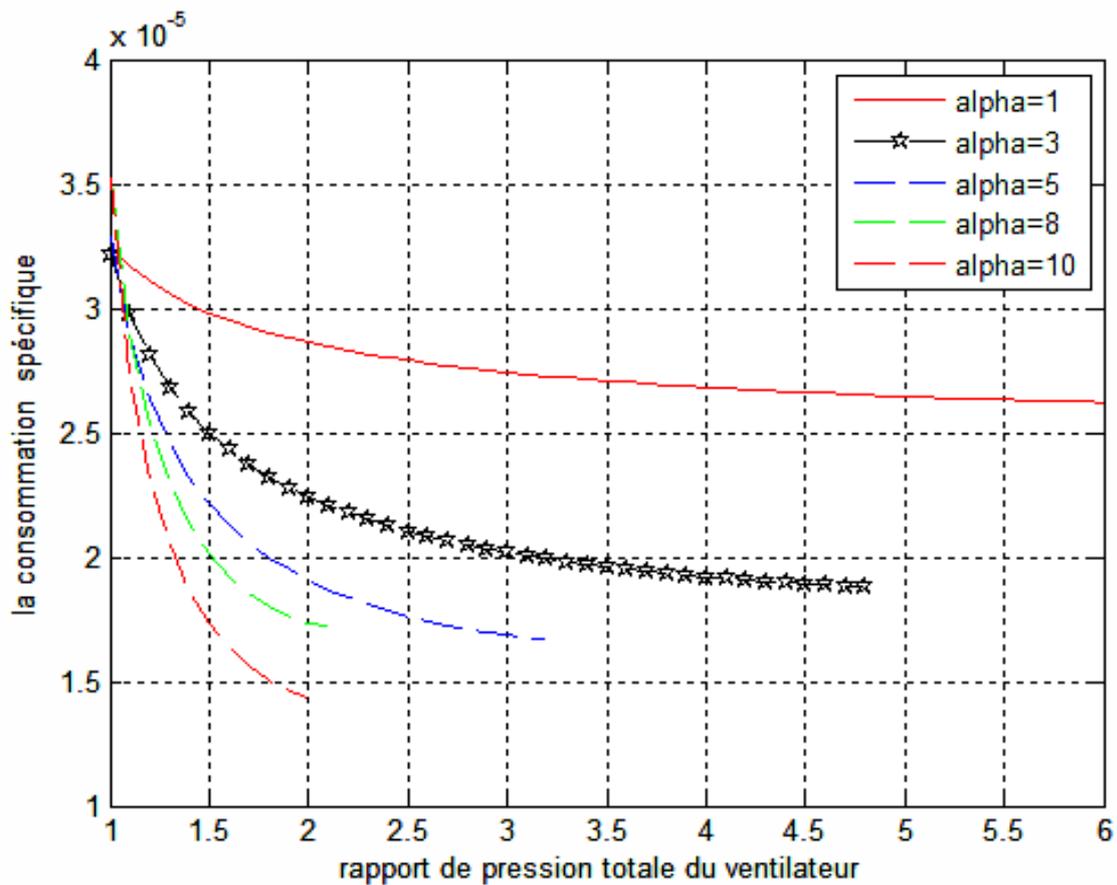


Figure(V.17) : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale pour différentes valeurs de taux de dilution.

Les figures (V.16) et(V.17) montrent l'influence du rapport de pression du compresseur et du taux de dilution sur les performances du moteur. Au fur et à mesure que le taux de dilution augmente, la différence de poussée spécifique entre le cycle moteur avec les pertes et le cycle moteur idéal augmente. La principale différence entre la consommation de carburant spécifique à la poussée du cycle du moteur pour les deux modèles est le rapport «carburant/air » beaucoup plus élevé pour le moteur réel.

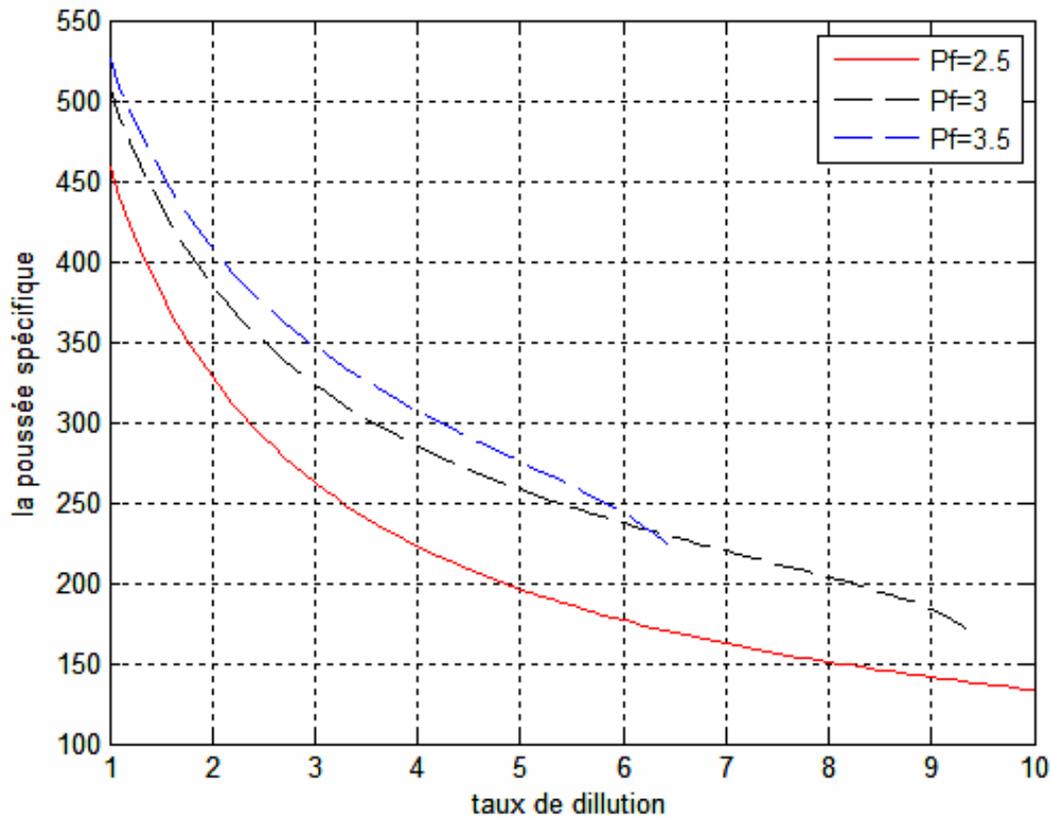


Figure(V.18) : Variation de la poussée spécifique en fonction du rapport de pression totale du ventilateur pour différentes valeurs de taux de dilution.

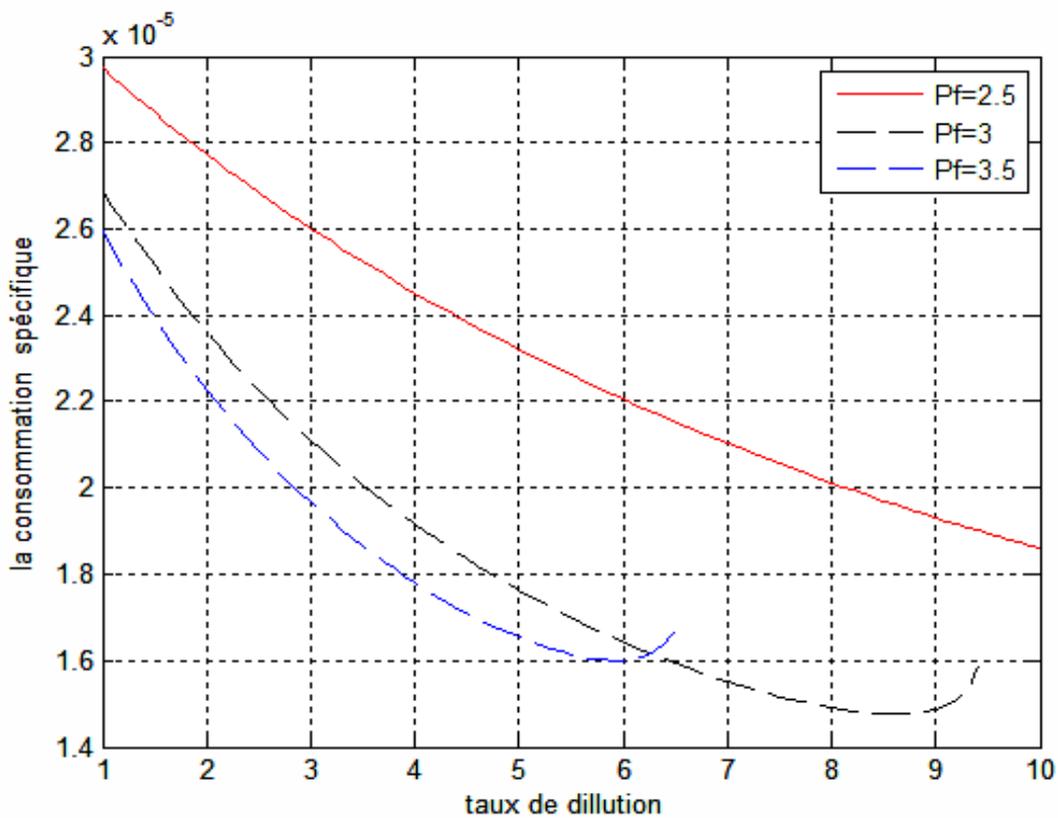


Figure(V.19) : Variation de la consommation spécifique en fonction de rapport de pression totale de ventilateur pour différentes valeurs de taux de dilution.

Les figures (V.18) et (V.19) montrent l'influence du rapport de pression du ventilateur et du taux de dilution sur la performance du moteur. Un rapport optimal de pression de ventilateur existe toujours pour le turboréacteur avec des pertes, et la valeur du rapport optimal de pression de ventilateur est beaucoup plus basse que celle pour le turboréacteur idéal.

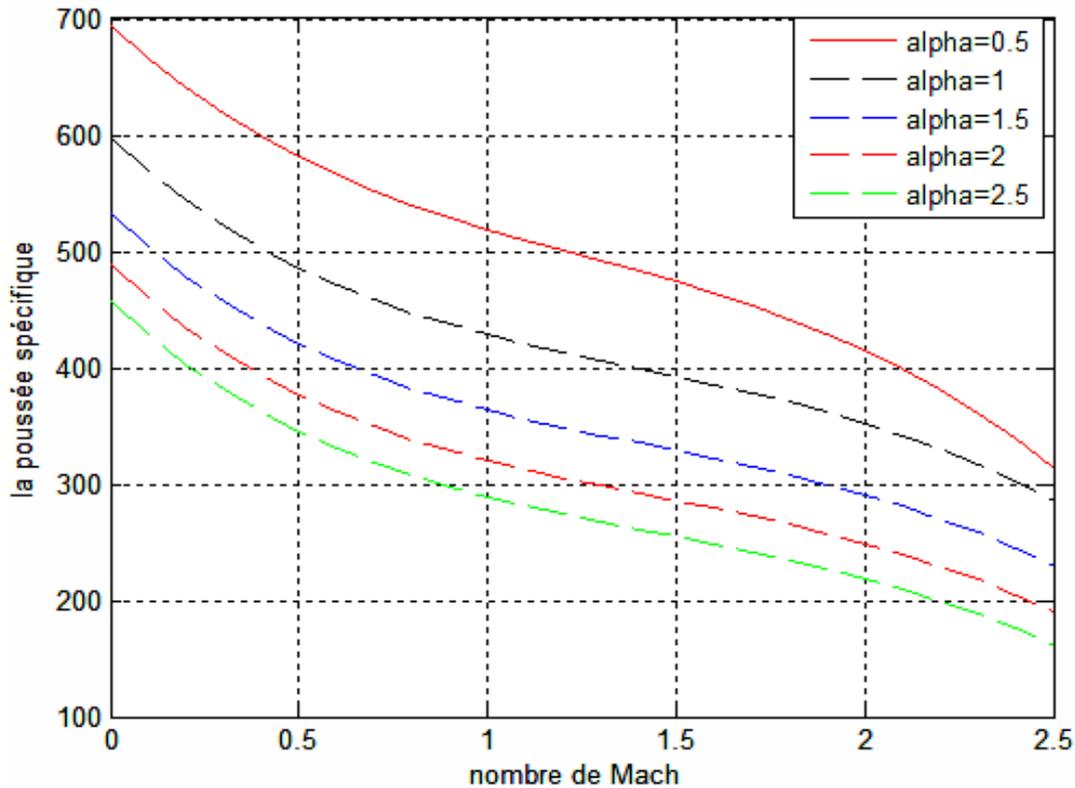


Figure(V.20) : Variation de la poussée spécifique en fonction du taux de dilution.

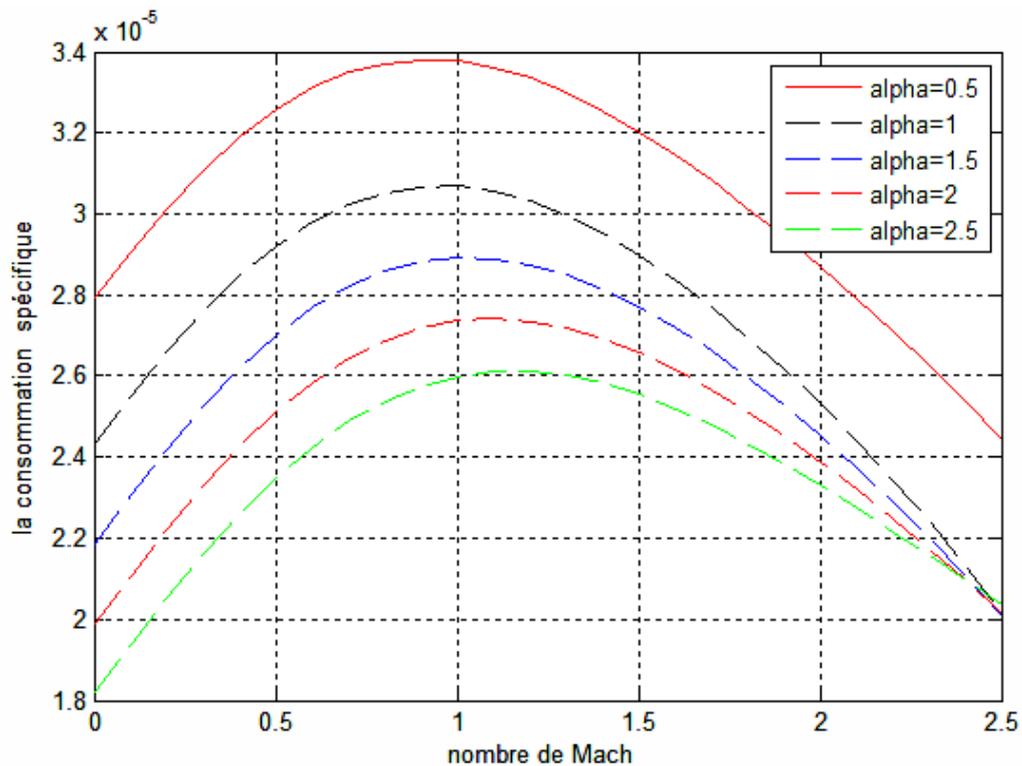


Figure(V.21) : Variation de la consommation spécifique en fonction du taux de dilution.

Les figures (V.20) et (V.21) montrent la variation de poussée et de la consommation de carburant spécifique avec le taux de dilution pour différentes valeurs du rapport de pression de ventilateur. On remarque une diminution des deux paramètres pour des taux de dilutions plus importants qui une conséquence de la réduction du débit massique passant dans le corps du turboréacteur.



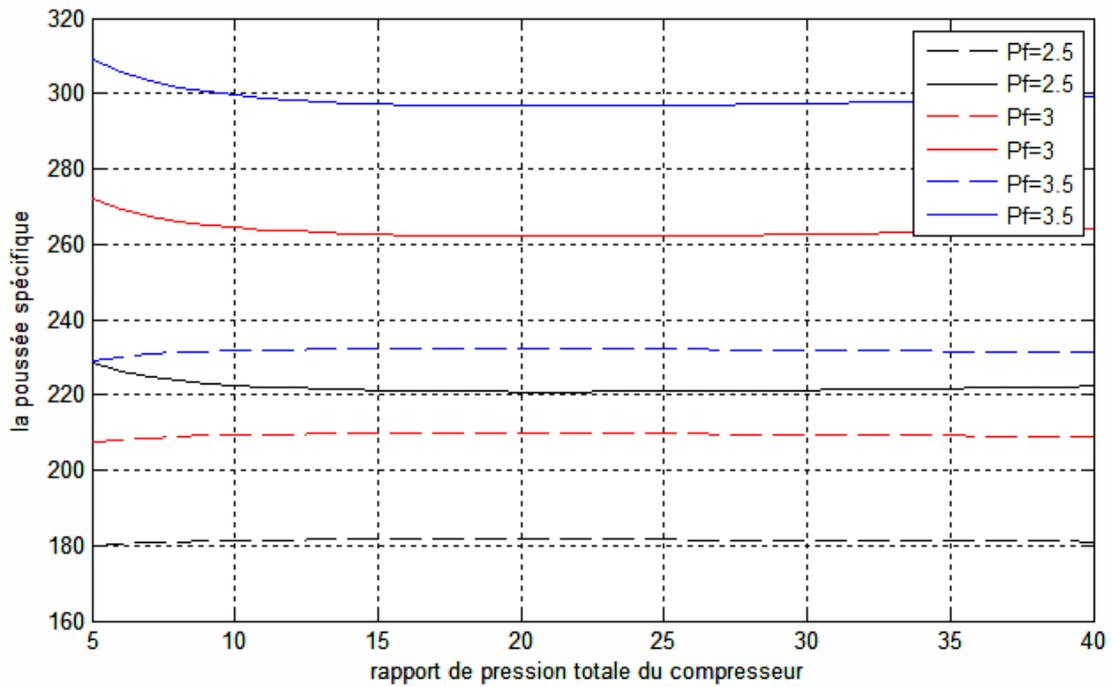
Figure(V.22) : Variation de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach.



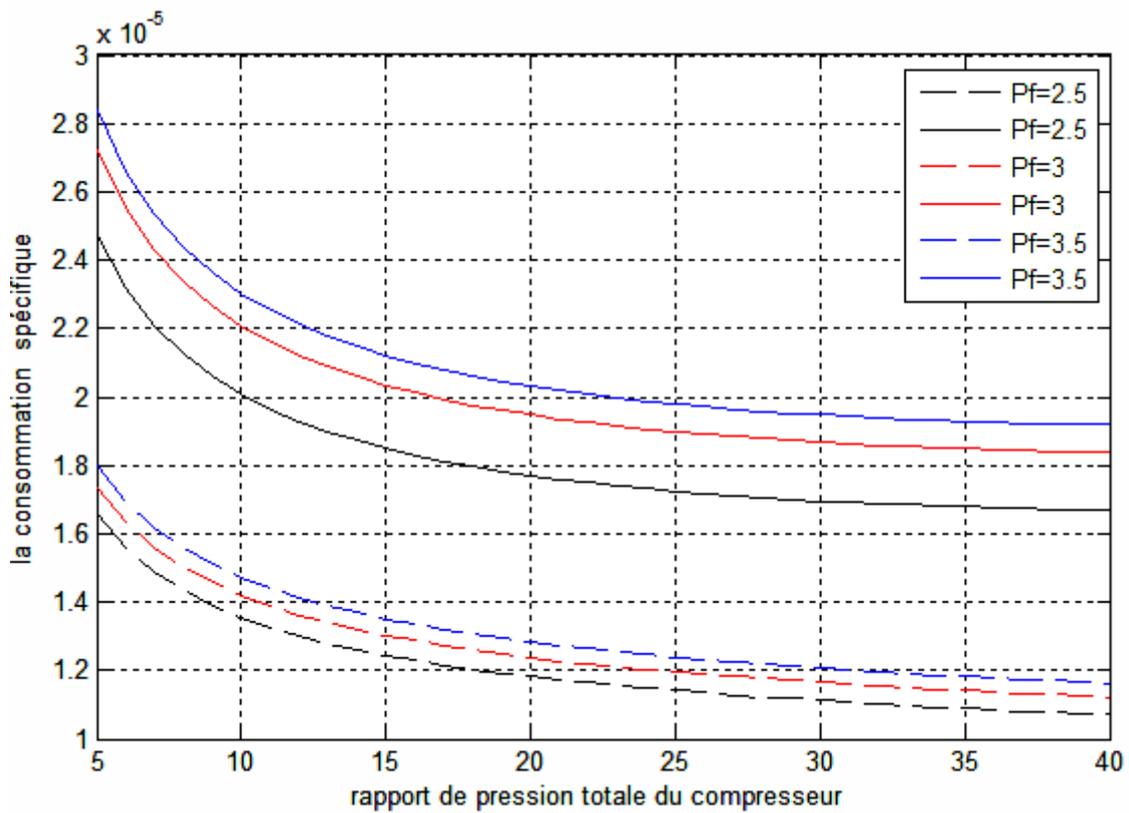
Figure(V.23) : Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach.

Les figures (V.22) et (V.23) montrent l'influence du nombre de Mach et du taux de dilution sur la performance du moteur. La poussée spécifique du moteur est réduite comparativement à celle du moteur idéal, en particulier pour des nombres de Mach élevés.

La consommation spécifique présente des pics pour un nombre de Mach autour de 1 et diminue considérablement en allant vers des valeurs plus élevées. Autrement dit, l'optimum du fonctionnement du turboréacteur de ce type, est plus favorable à des nombres de Mach supersoniques.



Figure(V.24) : variation de la poussée spécifique avec le rapport de pression de compresseur avec taux de dilution optimal dans le cas idéal et réel.



Figure(V.25) : Variation de la consommation spécifique avec le rapport de pression de compresseur avec taux de dilution optimal dans le cas idéal et réel.

La poussée et la consommation de carburant spécifique sont tracées par rapport au rapport de pression du compresseur pour des taux de dilution optimaux dans les figures (V.24) et (V.25) pour différents rapports de pression du ventilateur.

En ce qui concerne la poussée spécifique figure (V.24), l'influence du rapport de pression de compression n'est pas significative, toutefois, on remarque une différence considérable de poussée entre le cas idéal et celui avec pertes allant de 50 N.s/kg pour un rapport de pression du ventilateur de 2,5 jusqu'à 80 N.s/kg pour le même rapport à 3,5 ; en effet le rapport de pressions totales au niveau du ventilateur influence sensiblement la poussée produite par le turboréacteur du fait qu'une partie de cette dernière est consécutive à l'augmentation de quantité de mouvement produite par le flux secondaire boosté par la soufflante.

La figure (IV.24) montre que la consommation de carburant spécifique diminue avec le rapport de pression du compresseur et le taux de dilution optimal et les écarts entre eux sont relativement les mêmes.

V.4 Conclusion

Au terme de ce chapitre, nous avons pu cerner l'ensemble des paramètres qui influencent et déterminent le fonctionnement optimal d'un turboréacteur à double flux séparés avec soufflante avant par l'intermédiaire des simulations effectuées pour le cas idéal et avec pertes et ce via un code de calcul automatique élaboré sous le langage MATLAB.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale

Notre travail a fait l'objet d'un calcul thermodynamique d'optimisation des paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur à double flux séparés avec soufflante avant (ventilateur).

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

Par suite, nous nous sommes intéressés à l'un des types de turboréacteurs le plus utilisé dans l'industrie aéronautique que ce soit pour les avions militaires ou civils et à des régimes de vol allant du subsonique au supersonique. Ce type de moteur est le turbofan à double flux séparés. Une étude thermodynamique relativement complète a été réalisée en mettant en exergue tous les paramètres et facteurs de performances qui caractérisent le cas retenu.

Juste après, nous avons présenté une méthode d'optimisation sur le taux de dilution qui minimise la consommation spécifique du carburant ainsi que sur le rapport de pression totale du ventilateur. L'application au cas étudié a été faite au dernier chapitre par un ensemble de simulations en faisant varier quelques paramètres de calcul du turboréacteur.

En fin, nous avons présenté les résultats obtenus via un code de calcul élaboré sur MATLAB et qui permet de simuler le fonctionnement du turboréacteur en faisant ressortir les variations des deux indicateurs de performance d'un turboréacteur, à savoir, la poussée spécifique et la consommation spécifique de carburant et ce en fonction des rapports de pressions totaux du ventilateur et du compresseur, du taux de dilution du turbofan ainsi que du nombre de Mach de vol.

L'essentiel des résultats retenus sont les suivants :

- Le rapport de pression total du compresseur doit être choisi beaucoup plus par rapport à la consommation spécifique du carburant que par rapport à la poussée dont son influence n'est pas significative à partir d'un seuil de 20 ;
- Le rapport optimal pression total du ventilateur qui minimise la consommation et maximise la poussée existe toujours pour n'importe quel taux de dilution optimal ;

Conclusion générale

- Le minimum de la consommation spécifique de carburant correspond à un taux de dilution optimal donnée par la relation d'optimisation mais ce taux ne correspond pas forcément au maximum de la poussée qu'il faut choisir en fonction des besoins en amont (poussée spécifique désirée).
- 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 la plus défavorable correspond à un nombre de Mach transsonique autour de 1. En allant vers des régimes supersoniques, la consommation spécifique diminue. De ce fait, l'optimum du fonctionnement d'un tel turbofan est plus favorable pour des nombres de Mach supersoniques dans le cas où la poussée spécifique ne présente pas de contrainte majeure.

Au terme de ce travail, nous pouvons conclure que les paramètres optimaux de fonctionnement (taux de dilution, pressions totales compresseur et fan, nombre de Mach..) de ce turboréacteur ont spécifiés en faisant des compromis entre la poussée spécifique qui devrait être maximale et la consommation spécifique du carburant maintenue à sa valeur minimale et c'est cela qui nous permet d'avoir, dans la mesure du possible, le maximum du rendement global du turboréacteur.

ANNEXES

L'algorithme

Cas idéal

Les entrées

$$M_0 = 0.8 \quad T_0 = 220 \quad \gamma = 1.4 \quad c_p = 1004 \quad p_{ci} = 42800000$$

$$T_{t4} = 1600; \quad \pi_f = 2; \quad \pi_c = 5:1:35; \quad \alpha = 1$$

Les étapes de calcul

$$r = \frac{\gamma - 1}{\gamma} c_p;$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma r T};$$

$$\tau_r = \frac{\gamma - 1}{2} M^2 + 1;$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0};$$

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}};$$

$$\tau_f = \pi_f^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}};$$

$$f = \frac{c_p T_0}{P_{ci}} (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c);$$

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1)] - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} \right\}};$$

$$\frac{V_{19}}{a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_f - 1)};$$

$$S = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left[\frac{V_9}{a_0} - M_0 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 \right) \right];$$

$$C_{sp} = \frac{f}{(1 + \alpha)(S)};$$

Les sorties

La poussée spécifique **S**

La consommation spécifique C_{sp}

Le rendement de propulsion η_p

Le rendement global η_g

Cas réel

Les entrées

$$M_0 = 0.8$$

$$T_0 = 220;$$

$$\gamma_a = 1.4;$$

$$\gamma_g = 1.33;$$

$$cp_a = 1004;$$

$$cp_g = 1096;$$

$$p_{ci} = 42800000$$

$$T_{t4} = 1600;$$

$$\pi_{d_{\max}} = 0.98;$$

$$\pi_b = 0.98;$$

$$\pi_n = 0.98;$$

$$\pi_{nf} = 0.98;$$

$$\eta_b = 0.99;$$

$$\eta_m = 0.98;$$

$$e_c = 0.90;$$

$$e_t = 0.91;$$

$$e_f = 0.88;$$

$$\pi_f = 2;$$

$$\pi_{fn} = 0.99;$$

$$\eta_r = 1;$$

$$\frac{P_0}{P_9} = 1;$$

$$\frac{P_0}{P_{19}} = 1;$$

Les étapes de calcul

$$R_a = \frac{(\gamma_a - 1)cp_a}{\gamma_a};$$

$$R_g = \frac{(\gamma_g - 1)cp_g}{\gamma_g};$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_a R_a T_0}$$

$$V_0 = M_0 \times a_0;$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_0^2;$$

$$\pi_r = (\tau_r)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}}$$

$$\pi_d = \eta_r \times \pi_{d \max};$$

$$\tau_\lambda = \frac{cp_a \times T_{t4}}{cp_g \times T_0};$$

$$\pi_c = 5 : 0.5 : 35;$$

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} e_c;$$

$$\eta_c = \frac{(\pi_c)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1}{\tau_c - 1};$$

$$\tau_f = (\pi_f)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} e_f;$$

$$\eta_f = \frac{(\pi_f)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1}{\tau_f - 1};$$

$$f = \frac{\tau_\lambda \tau_r \tau_c}{\eta_b Pci / (c_{pa} T_0) - \tau_\lambda}$$

$$\tau_i = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)];$$

$$\pi_i = (\tau_i)^{\frac{\gamma_g}{(\gamma_i - 1) \times e_i}};$$

$$\eta_i = \frac{1 - \tau_i}{1 - \tau_i^{1/e_i}};$$

$$\frac{P_0}{P_9} = 1$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \times \pi_r \times \pi_d \times \pi_c \times \pi_b \times \pi_i \times \pi_n;$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1 \right]};$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_i}{\left(P_{t9} / P_9 \right)^{(\gamma_g - 1) / \gamma_g}} \frac{cp_a}{cp_g};$$

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{\gamma_g R_g T_9}{\gamma_a R_a T_0}} M_9^2 ;$$

$$\frac{P_0}{P_{19}} = 1$$

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_9} \times \pi_r \times \pi_d \times \pi_f \times \pi_{fn};$$

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_a - 1} \left[\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right]};$$

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{\left(P_{t19} / P_{19} \right)^{(\gamma_g - 1) / \gamma_g}};$$

$$\frac{V_{19}}{a_0} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_0}};$$

$$S = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left[(1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_g T_9 / T_0}{R_a V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_a} \right]$$

$$+ a_0 \frac{\alpha}{1 + \alpha} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / a_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_a} \right)$$

$$Csp = \frac{f}{(1 + \alpha)S}$$

Les sorties

La poussée spécifique **S**

La consommation spécifique C_{sp}

LES RÉFÉRENCES

Références

- [1] HENNI MANSOUR Z, Cours de thermopropulsion II « chapitre III : Moteurs à Réaction ».
- [2] Daniel Huilier, Licence LPAI : Aérodynamique et propulsion, 2007-2008.
- [3] HENNI MANSOUR Z, Cours de thermopropulsion II « Chapitre V: Les organes du turboréacteur et leur fonction ».
- [4] Introduction à la mécanique de propulsion, Université Kasdi Merbah, Ouargla 2014-2015.
- [5] Julien BALLESTER, MOTEURS.
- [6] Xavier OTTAVY André Vouillarmet, cours turbomachines.
- [7] RAMON CARRERAS « Etudion d'un turbofan », 2012.
- [8] Etude des aéronefs et des engins spatiaux
- [9] Colin Kling Process Description: How a Turbofan Engine Works.
- [10] Jack D. Mattingly, Element of gaz turbine propulsion
- [11] Julien LEROUX, Modélisation numérique du contact pour matériaux Composites, 2013 Ingénieur INSA Lyon, THÈSE doctorat
- [12] Yani SOUAMI Thèse doctorat : (Tolérance aux Défaillances par Capteurs Virtuels: Application aux Systèmes de Régulation d'un Turboréacteur) 2015.
- [13] Marion GRUIN Thèse doctorat (Dynamique non-linéaire d'une roue de turbine Basse Pression soumise à des excitations structurales d'un turboréacteur), 2012.
- [14] Jean Claude Thevnin, Les turboréacteurs, moteurs des avions à réactions, 3^{ème} édition juin 2004.
- [15] Gordon C. Oates, Aerodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion, 3^{ème} edition.
- [16] A. Scius, Etude des aéronefs et des engins spatiaux, groupes motopropulseurs.
- [17] Marion CUNY, CONTRIBUTION À LA CARACTÉRISATION LOCALE DES COUPLES DE MATÉRIAUX MIS EN JEU LORS DU CONTACT ROTOR/STATOR DANS UNE TURBOMACHINE), 2012.
- [18] Gaétan (réalisateur), « Les types de propulseurs à réactions », Janvier, 2009.