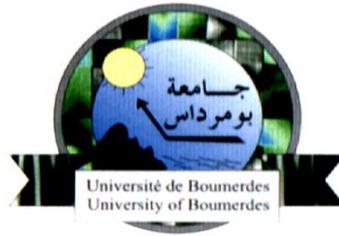


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA BOUMERDES



Faculté des Sciences de L'Ingénieur
Département Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme de **MASTER** en Génie Mécanique

Spécialité

Installations énergétiques et turbomachines

Thème

*Effet du refroidissement intermédiaire sur les performances
d'un turbofan*

Présenté par :

ATTOUCHE Ibtissam

Promotrice:

Dr.F.BRAHIMI

Encadreur :

Mr. KEBIECHE MOULOUD

Promotion 2018- 2019

Remerciements

Je remercie dieu qui m'a donnée la force et la patience pour terminer ce travail.

J'exprime mes sincères remerciements à mes parents pour leur aide pendant mon parcours.

Je souhaite ainsi à exprimer toute ma gratitude Mme la promotrice BRAHIMI F., maître de conférences à l'UMBB, pour son soutien et ses conseils pour la réalisation de ce travail ; merci également aux membres de jury d'avoir accepté à évaluer ce travail.

Je remercie ainsi mon encadreur Mr KEBIECHE MOULOD, ingénieur à Tassili Airlines, pour son soutien.

Je remercie également l'ensemble des enseignants du département de génie mécanique et spécialement ceux de l'option installations énergétiques et turbomachines

A tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Dédicaces

A ma chère maman et mon cher papa.

A mes chers frère : Lounes, Yacín & Zakaría.

A ma chère tante Naïma.

A mon neveu Anís et ma nièce Rímasse.

*A mes amis (es) : Fahíma, Hala, Hanane,
Meriem, Walíd, Mohamed, Redha & Mehdi.*

A mes collègues du groupes : MIET17.

*A mes grands-parents que dieu garde leurs âmes
dans son vaste paradis.*

Ibtissam



Sommaire

Sommaire

Sommaire	i
Liste des figures	iv
Liste des tableaux	vi
Nomenclatures.....	vii
1. Présentation de la compagnie de Tassili Airlines	1

Chapitre I: Description du moteur CFM56-7B

Introduction générale	4
I.1 Description du moteur CFM56-7B	5
I.2 Principaux éléments constitutifs d'un turboréacteur	7
I.2.1 Entrée d'air	7
I.2.2 Soufflante	7
I.2.3 Compresseur	8
I.2.4 Chambre de combustion.....	9
I.2.5 Turbine	10
I.2.6 Tuyère	10
I.3 Principe de fonctionnement.....	11

Chapitre II: Bilan énergétique et performances des cycles avec et sans refroidissement

II.1 Introduction	13
II.2 Différentes stations du turboréacteur	13
II.3 Cycle thermodynamique	13
II.4 Différentes phases du cycle d'un turboréacteur double flux séparés	14
II.5 Premier principe de la thermodynamique	15
II.6 Variation de P_{atm} et T_{atm} en fonction de l'altitude :	15
II.7 Bilan énergétique	16
II.7.1 Entrée d'air	16
II.7.2 Soufflante	17

II.7.3	Compresseur base pression	18
II.7.4	Compresseur haute pression.....	19
II.7.5	Chambre de combustion.....	20
II.7.6	Turbine haute pression	21
II.7.7	Turbine basse pression	22
II.7.8	Tuyère primaire	23
II.7.9	Tuyère secondaire.....	24
II.8	Performances	25
II.8.1	Poussée.....	25
II.8.2	Poussée spécifique	25
II.8.3	Consommation massique horaire (CH).....	25
II.8.4	Consommation spécifique	26
II.8.5	Taux de dilution.....	26
II.9	Puissance	26
II.9.1	Puissance calorifique	26
II.9.2	Puissance thermodynamique ou thermique théorique	26
II.9.3	Puissance thermique réelle	27
II.9.4	Puissance de propulsion	27
II.10	Rendements.....	28
II.10.1	Rendement thermodynamique.....	28
II.10.2	Rendement thermique réel	28
II.10.3	Rendement interne	28
II.10.4	Rendement de propulsion.....	28
II.10.5	Rendement global	28
II.11	Cycle thermodynamique avec refroidissement	29
II.12	Bilan énergétique de cycle avec refroidissement	30
II.13	Organigramme de calcul.....	31

Chapitre III: Résultats et discussions

III.1.	Introduction	32
III.2.	Résultats du bilan énergétique.....	33
III.3.	Influence de la température au sol sur les performances	44

III.3.1. Influence de la température au sol sur les poussées à $Z=0$ et $M=0$	44
III.3.2. Influence de la température au sol sur les poussées à $Z=11000$ et $M=0.1$	44
III.3.3. Influence de la température au sol sur la consommation spécifique	45
III.3.4. Influence de la température au sol sur la consommation horaire	45
III.3.5. Influence de la température au sol sur la poussée spécifique	46
III.3.6. Influence de la température au sol sur les rendements	46
III.4. Influence de l'efficacité sur les performances.....	47
III.4.1. Influence de l'efficacité sur les poussées.....	47
III.4.3. Influence de l'efficacité sur la poussée spécifique	48
III.4.3. Influence de l'efficacité sur la consommation horaire	48
III.4.4. Influence de l'efficacité sur la consommation spécifique	49
III.5 Influence du taux de dilution sur les performances.....	49
III.5.1 Influence du taux de dilution sur les poussées.....	49
III.5.2 Influence du taux de dilution sur la poussée spécifique	50
III.5.3 Influence du taux de dilution sur la consommation spécifique.....	50
III.5.4 Influence du taux de dilution sur la consommation horaire	51
III.5.5 Influence du taux de dilution sur les rendements.....	51
Conclusion générale.....	53
Références bibliographiques	x

Figure I. 1: CFM56-7B.....	5
Figure I. 2: Différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing.....	6
Figure I. 3: Dates clefs CFM56-7B.....	6
Figure I. 4: Différents composants du module FAN.....	8
Figure I. 5: Composantes de compresseur.....	9
Figure I. 6: Chambre de combustion.....	10
Figure I. 7: Tuyère de turboréacteur a double flux séparés.....	11
Figure I. 8: Turboréacteur à double flux.....	12
Figure I. 9: Soufflante.....	12
Figure II.1: Stations du turboréacteur.....	13
Figure II.2: Cycle thermodynamique.....	14
Figure II.3 : Arbre des puissances et des rendements.....	29
Figure II.4 : Cycle double flux avec refroidissement.....	29
Figure II. 5: Organigramme de calcul.....	31
Figure III. 1: Comparaison des vitesses a la sortie de la tuyère primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	36
Figure III. 2: Comparaison des vitesses a la sortie de la la tuyère primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	36
Figure III. 3: Comparaison des différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	37
Figure III. 4: Comparaison des différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	38
Figure III. 5: Comparaison des poussées primaire, secondaire et totale sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	40
Figure III. 6: Comparaison des poussées primaire, secondaire, et totale sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	40
Figure III. 7: Comparaison de la consommation spécifique sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	41
Figure III. 8: Comparaison de la consommation spécifique sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	41
Figure III. 9: Comparaison des puissances calorifique, thermodynamique et thermique réelle sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	42
Figure III. 10: Comparaison des puissances propulsive, calorifique, thermodynamique et thermique réelle sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	42

Figure III. 11: Comparaison des rendements thermodynamique, thermique réel et interne sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	43
Figure III. 12: Comparaison des rendements thermodynamique, thermique réel, interne, propulsif et globale sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	43
Figure III. 13: Influence de la température au sol sur les poussées à $Z=0$ et $M=0$	44
Figure III. 14: Influence de la température au sol sur les poussées à $Z=11000$ et $M=0.1$	44
Figure III. 15: Influence de la température au sol sur la consommation spécifique.	45
Figure III. 16: Influence de la température au sol sur la consommation horaire.	45
Figure III. 17: Influence de la température au sol sur la poussée spécifique.	46
Figure III. 18: Influence de la température au sol sur les rendements à $Z=0$ et	46
Figure III. 19: Influence de la température au sol sur les rendements à $Z=11000$ et $M=0.1$	47
Figure III. 20: Influence de l'efficacité sur la poussée primaire, secondaire et totale. .	47
Figure III. 21: Influence de l'efficacité sur la poussée spécifique.	48
Figure III. 22: Influence de l'efficacité sur la consommation horaire.	48
Figure III. 23: Influence de l'efficacité sur la consommation spécifique.	49
Figure III.24: Influence du taux de dilution sur la poussée primaire, secondaire et totale	49
Figure III.25: Influence du taux de dilution sur la poussée spécifique.	50
Figure III.26: Influence du taux de dilution sur la consommation spécifique.	50
Figure III.27: Influence du taux de dilution sur la consommation horaire.	51
Figure III.28: Influence du taux de dilution sur les rendements à $Z=0$ et $M=0$	51
Figure III.29: Influence du taux de dilution sur les rendements à $Z=11000$ et $M=0.1$...	52

Liste des tableaux

Tableau III. 1: Données de calcul.....	32
Tableau III. 2: Température et pression totale sans et avec refroidissement à chaque station à $Z=0$ et $M=0$	33
Tableau III. 3: Température et pression totale sans et avec refroidissement à chaque station à $Z=11000$ et $M=0.1$	34
Tableau III. 4: Vitesse de tuyère primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	35
Tableau III. 5: Vitesse de tuyère primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	36
Tableau III. 6: Différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	37
Tableau III. 7: Différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	38
Tableau III. 8: Performances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$	38
Tableau III. 9: Performances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$	39

Nomenclatures

Symbole	Signification	Unité
A	Vitesse du son	m/s
C _p	La chaleur massique spécifique à pression constante	J/kg.K
CH	Consommation spécifique	kg/h
C _{sp}	Consommation spécifique	Kg/N.h
E _c	Energie cinétique	J
E _p	Energie potentielle	J
F	Poussée	N
F _{sp}	Poussée spécifique	N.s/kg
H	Enthalpie	J/kg
K	Coefficient polytropique	-
M	Nombre de Mach	-
\dot{m}_c	Débit massique de carburant	kg/s
\dot{m}_p	Débit massique de l'air passant dans la tuyère primaire	kg/s
\dot{m}_s	Débit massique de l'air passant dans la tuyère secondaire	kg/s
P	Pression statique	Pa
P _t	Pression totale	Pa
P _{SOUF}	Puissance de la soufflante	W
P _{CBP}	Puissance du compresseur basse pression	W
P _{CHP}	Puissance du compresseur haute pression	W
P _{THP}	Puissance de la turbine haute pression	W
P _{TBP}	Puissance de la turbine basse pression	W
P _{cal}	Puissance calorifique	W
P _{tht}	Puissance thermique théorique	W

P_{thr}	Puissance thermique réelle	W
P_p	Puissance propulsive	W
PCI	Pouvoir calorifique	J/kg
Q	Quantité de chaleur échangée par unité de masse	J/kg
R	constante des gaz parfaits	J/kg.K
R_g	Constante des gaz brûlés	J/kg.K
T	Température statique	K
T_t	Température totale	K
V_0	Vitesse de l'air à l'entrée du turboréacteur	m/s
V_8	Vitesse de sortie des gaz de la tuyère primaire	m/s
V_9	Vitesse de sortie des gaz de la tuyère secondaire	m/s
W	Travail	J/kg
W_{SOUF}	Travail de la soufflante	J/kg
W_{CBP}	Travail du compresseur basse pression	J/kg
W_{CHP}	Travail du compresseur haute pression	J/kg
W_{THP}	Travail de la turbine haute pression	J/kg
W_{TBP}	Travail de la turbine basse pression	J/kg
Z	Altitude	m
γ	Rapport de capacité thermique	-
γ_g	Rapport de capacité thermique	-
ρ_{atm}	Masse volumique	Kg/m ³
λ	Taux de dilution	-
Π_{SOUF}	Taux de compression du soufflant	-
Π_{CBP}	Taux de compression de compresseur basse pression	-
Π_{CHP}	Taux de compression de compresseur haute pression	-

Π_{TBP}	Taux de compression de turbine basse pression	-
Π_{THP}	Taux de compression de turbine haute pression	-
η_{isSOUF}	Rendement isentropique de la soufflante	-
η_{isCBP}	Rendement isentropique du compresseur basse pression	-
η_{isCHP}	Rendement isentropique du compresseur haute pression	-
η_{isTHP}	Rendement isentropique de la turbine haute pression	-
η_{isTBP}	Rendement isentropique de la turbine basse pression	-
η_{isTP}	Rendement isentropique de la tuyère primaire	-
η_{isTS}	Rendement isentropique de la tuyère secondaire	-
η_{thr}	Rendement thermique réel	-
η_{tht}	Rendement thermodynamique ou thermique théorique	-
η_i	Rendement interne	-
η_p	Rendement de propulsion	-
η_g	Rendement global	-



**Présentation de la
compagnie de Tassili
Airlines**

1. Présentation de la compagnie de Tassili Airlines

Tassili Airlines a été créée en Mars 1998. La compagnie concentre l'essentiel de ses activités au profit du secteur pétrolier en opérant des Charters et Navettes aussi bien en Domestique qu'en International.

Les activités principales de Tassili Airlines sont les vols Charters pour la société pétrolière SONATRACH et ses filiales, les compagnies pétrolières internationales et le travail aérien à travers sa filiale « Tassili Travail Aérien ».

Plus récemment, Tassili Airlines a étendu son réseau au service du grand public pour des vols charters internationaux et le transport régulier national et international.

- Tassili Airlines est créée le 4 mars 1998 et effectue ses premiers vols en avril 1999.
- Tassili Airlines est initialement une coentreprise entre la aérienne Air et la compagnie pétrolière SONATRACH. En 2005, elle devient une filiale à 100 % de SONATRACH après le rachat des actions que détenait Air Algérie. SONATRACH décide alors de restructurer la compagnie Tassili Airlines en un groupe aérien qui dispose de deux filiales :
 - Naftal Tassili Air, qui s'occupe du transport des travailleurs du secteur à partir des gisements d'hydrocarbures.
 - Tassili Airlines, qui s'occupe du transport public national et international, de passagers et de marchandises.
- Le 28 septembre 2011, Tassili Airlines reçoit l'autorisation du ministère des Transports algériens d'effectuer des vols grand public.
- Le 4 octobre 2011, la compagnie aérienne réceptionne son quatrième Boeing 737-800 et procède à l'inauguration de sa première agence commerciale, à l'aéroport d'Alger - Houari Boumediene.

Depuis fin novembre 2011, la compagnie aérienne a obtenu le label international de qualité IOSA, délivré par : l'Association Internationale du Transport Aérien (IATA).

- Le 28 septembre 2012, la compagnie a inauguré son premier vol international à destination de Rome.

Présentation de la compagnie de Tassili Airlines

- Le 5 juillet 2013, la compagnie a inauguré deux vols internationaux à destination de Saint-Étienne et Grenoble en France.
- Le 13 novembre 2014, la compagnie a inauguré deux nouvelles liaisons à destination de Marseille et Strasbourg en France .
- Le 10 juillet 2015, la compagnie a inauguré une nouvelle liaison à destination de Lyon en France .
- Le 4 juin 2016, la compagnie inaugurera une nouvelle liaison au départ de Constantine et à destination de Strasbourg .
- Fin 2018, Tassili Airlines a réceptionné trois autres Boeing 737-800.

Tassili Airlines possède aujourd'hui, en toute propriété, une flotte d'aéronefs de divers types qui lui permet de répondre, de façon adaptée, à la demande du marché aérien en Algérie.

Elle est composée de 28 aéronefs dont la capacité variée de 5 à 155 sièges.

- **7 Boeing 737-800 :**



Boeing 737 - 800

- turboréacteur
- Twin-jet plane
- Capacité : 155 sièges
- Rayon d'action : 5000 km
- Vitesse de croisière: 900 km/h

- **4 Dash8-Q400 :**



Bombardier Q400

- Avion bi-turbopropulseurs
- Capacité 74 sièges
- Rayon d'action 2415 Km
- Vitesse de croisière 667 Km/h

Présentation de la compagnie de Tassili Airlines

- **4 Dash8-Q200 :**



Bombardier Q200

- Avion bi turbopropulseurs
- Capacité 37 sièges
- Rayon d'action 1802 Km
- Vitesse de croisière 537 Km/h

- **3 Beechcraft BE 1900D :**



Beechcraft 1900D

- Avion bi-turbopropulseurs
- Capacité 18 sièges
- Rayon d'action 2000 Km
- Vitesse de croisière 480 Km/h

- **4 CESSNA208B :**



Cessna208B

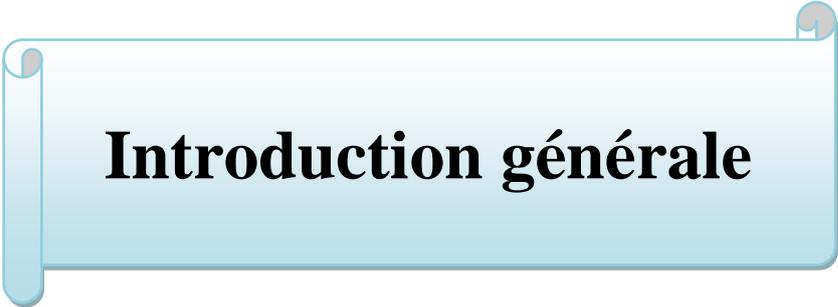
- Avion monomoteur turbopropulseur
- Capacité 9 passagers
- Autonomie 5h00
- Vitesse de croisière 280 Km/h
- Version caravane : 2 civières et 2 accompagnateurs
- Vol de jour seulement

- **6 Bell Hélicoptère 206 Long Ranger :**



Bell 206LR

- Hélicoptère mono turbine Bell 206 Long Ranger
- Capacité 5 passagers
- Autonomie 3h00
- Vitesse de croisière 200 Km/h
- Version Evasant : 1 civière et 1 accompagnateur



Introduction générale

Introduction générale

Les avions de lignes ont une importance énorme dans notre société actuel .Dans le domaine de l'aviation civile les moteurs les plus utilisés sont les turboréacteurs à double flux, alors nous comme les énergéticiens, on se trouve dans le besoin de participer à développer les performances des avions.

L'objectif de notre étude est d'améliorer les performances du turboréacteur à double flux séparés en particulier CFM56-7B avec un refroidissement au niveau de la sortie du compresseur basse pression.

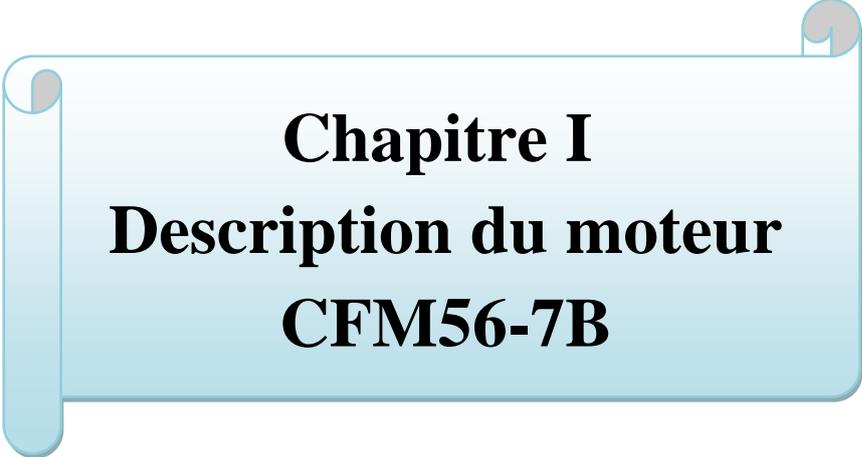
Dans la partie pratique on à élaboré un programme de calcul (sans et avec refroidissement) sous Matlab pour pouvoir calculer tous les paramètres thermodynamiques à chaque station du moteur et engager par la suite sur une analyse comparative et paramétrique montrant l'effet de chaque paramètre sur les performances

Ce travail est structuré ainsi en quatre chapitres :

Chapitre I : Description du moteur CFM56-7B.

Chapitre II : Bilan énergétique et performances des cycles avec et sous refroidissement.

Chapitre III : Résultats et discussions.



Chapitre I
Description du moteur
CFM56-7B

I.1 Description du moteur CFM56-7B

Le CFM56-7B est un turbosoufflante (turbofan) double corps à écoulement axial avec un taux de dilution élevé, et d'une conception entièrement modulaire pour permettre une facilité dans les opérations de maintenances.

CF6 : Compresseur-fan de la 6^{ème} génération.

M5 : Moteur dont le nombre est 5.

7 : Représente le nombre de la génération de ce type de réacteur.

B : Représente le type d'avion dans lequel ce réacteur est avionné, dans notre cas Boeing.



Figure I. 1: CFM56-7B.

Le CFM56-7B est fabriqué par la société CFM International qui produit la gamme des moteurs CFM56. Son nom est à l'origine d'une combinaison des deux grands fabricants de moteur avion :

- ❖ GENERAL ELECTRIC (GE) : aux Etats unis qui se charge de la partie CORE qui représente la partie haute pression du moteur (compresseur haute pression, chambre de combustion et la turbine haute pression).
- ❖ SNECMA (Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Avion) en France qui se charge de la partie basse pression du moteur (le fan, le compresseur BP et la turbine BP) ainsi que des accessoires et de la tuyère d'éjection.

Il a été monté en 1996 sur le Boeing 737-800 NG. Il détient près de 59% des ventes sur le marché. Son rôle est de délivrer une poussée à l'avion et d'assurer une puissance

de 90KVAaux systèmes accessoires. Le moteur pèse 2384 kg et mesure 2,51 m de long 1,83 m de haut et 2,12 m de largeur [1].

CFM56-7B18	(19,500 lbs)	737-600
CFM56-7B20 & - 7B20/2	(20,600 lbs)	737-700
CFM56-7B22 & - 7B22/2	(22,700 lbs)	737-800
CFM56-7B20 & - 7B20/2	(20,600 lbs)	737-900
CFM56-7B22 & - 7B22/2	(22,700 lbs)	737-BBJ / COMBI
CFM56-7B24 & - 7B24/2	(24,200 lbs)	C40A
CFM56-7B26 & - 7B26/B1 & - 7B26/2	(26,300 lbs)	
CFM56-7B27 & - 7B27/B1 & - 7B26/B3 & - 7B26/2	(27,300 lbs)	
CFM56-7B24 & - 7B24/2	(24,200 lbs)	
CFM56-7B26 & - 7B26/B1 & - 7B26/2	(26,300 lbs)	
CFM56-7B27 & - 7B27/B1 & - 7B26/B3 & - 7B26/2	(27,300 lbs)	
CFM56-7B26 & - 7B26/B1 & - 7B26/2	(26,300 lbs)	
CFM56-7B26 & - 7B26/B1 & - 7B26/2	(26,300 lbs)	

Figure I. 2: Différents modèles de moteurs équipant les avions Boeing.

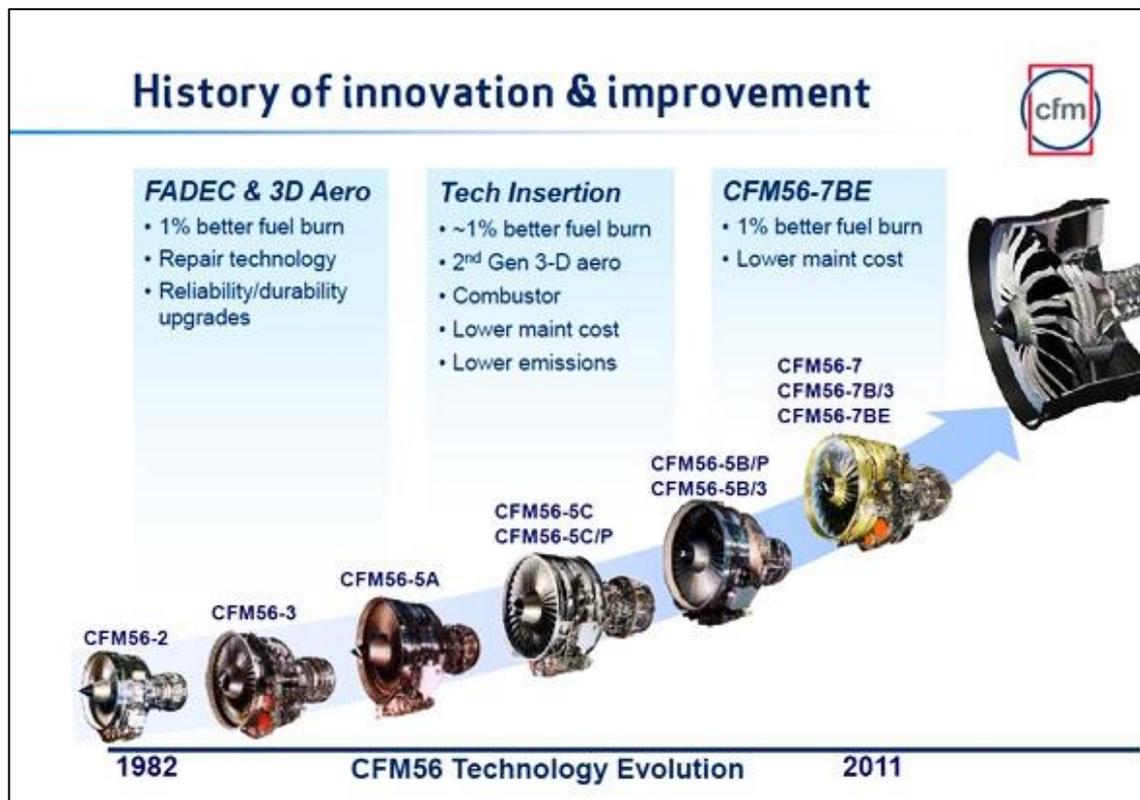


Figure I. 3: Dates clefs CFM56-7B.

I.2 Principaux éléments constitutifs d'un turboréacteur

- Entrée d'air.
- Compresseur (basse et haute pression).
- Chambre de combustion.
- Turbine (haute et basse pression).
- Tuyère.

I.2.1 Entrée d'air

Appelée également manche à air son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant la soufflante **FAN** ou le premier compresseur soit régulier. Elle est conçue selon le type de turbine. Une entrée de turboréacteur sera complètement différente d'une entrée de turbopropulseur. Ces entrées d'air axiales sont dégivrées par de l'air chaud provenant généralement du compresseur haute pression.

Si des ailettes directrices d'entrée d'air sont utilisées, elles disposeront également d'un système anti-givrage. L'entrée contient également des matériaux réduisant le son, qui absorbent le bruit du **FAN** et permet de rendre le moteur plus silencieux [2].

I.2.2 Soufflante

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

Son rôle est d'assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur, ce flux va être séparé en deux flux [2] :

- ❖ Flux secondaire (ou flux froid) qui contourne toute la partie chaude du réacteur et représente une grande partie d'air aspiré ayant pour objectif d'obtenir un maximum de poussée avec des vitesses d'injection pas trop élevées [3].
- ❖ L'autre partie appelée flux primaire (ou flux chaud) qui traverse tout le réacteur, est essentiellement utilisé pour la génération de l'énergie nécessaire au turboréacteur.

Ce flux traverse les différents étages des compresseurs, ensuite la chambre de combustion et finalement les turbines avant d'être éjecté [3].

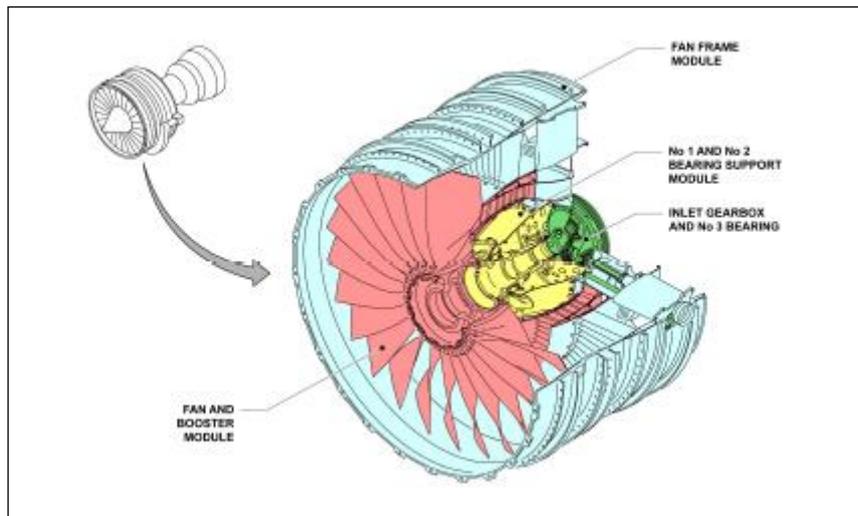


Figure I. 4: Différents composants du module FAN.

I.2.3 Compresseur

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

Un turboréacteur est généralement composé :

- Compresseur basse pression à trois étages.
- Compresseur haute pression à neuf étages.

Le taux de compression des compresseurs est lié à sa vitesse de rotation et au nombre d'étages qu'il comporte.

Conçus de la même manière, les compresseur basses et hautes pressions se différencient par la taille de leurs aubes et par leur vitesse de rotation.

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aubes mobile rotor et d'un stator à aubes redresseur, tous ces étages sont calculés pour adapter parfaitement leurs conditions de fonctionnement à celles des étages en amont et en aval.

L'aubage mobile rotor est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des aubes (ailettes) et tourne devant l'aubage fixe redresseur.

L'envergure des ailettes varie le long de l'écoulement pour compenser les variations de la masse volumique du fluide et pour conserver à la vitesse débitante axiale une valeur constante [2].

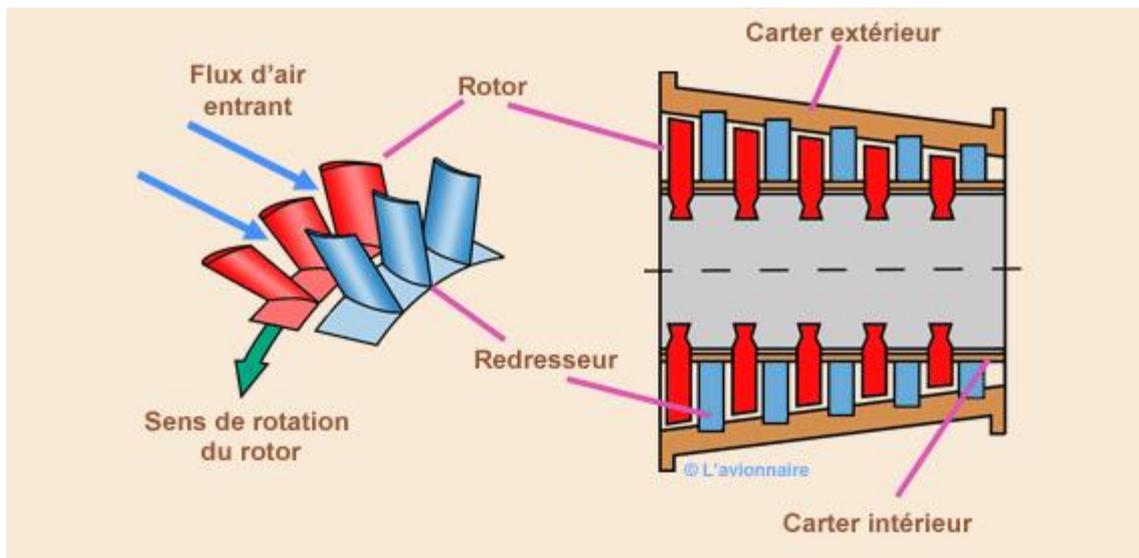


Figure I. 5: Composantes de compresseur.

Les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par :

- Son débit d'air Q .
- Son taux de compression ou rapport de pression P/P .
- Son rendement.

I.2.4 Chambre de combustion

La section de combustion est localisée entre le compresseur haute pression et la turbine basse pression.

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage de compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère.

Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence.

Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible [2].

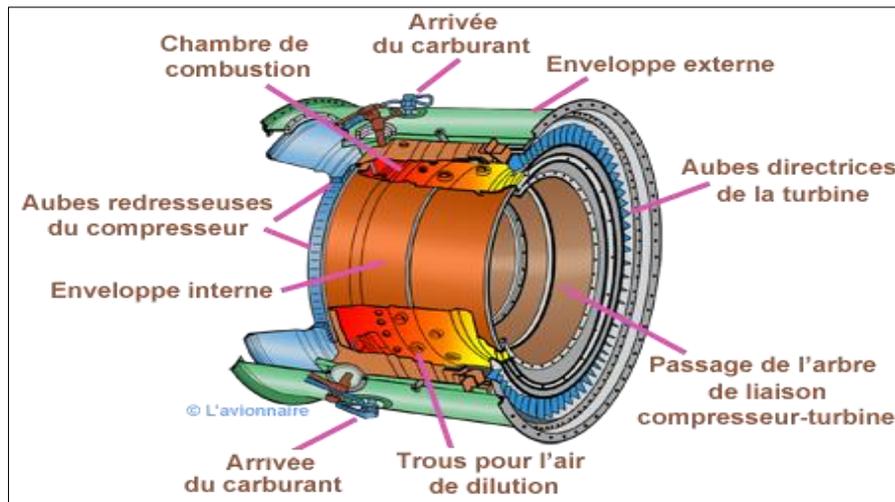


Figure I. 6: Chambre de combustion

Une chambre de combustion est constituée d'un « tube à flamme » ou « foyer » en forme de tore (généralement). Celui-ci est enfermé dans un « carter de chambre », également de forme torique, le tout situé dans l'axe du moteur, entre le compresseur (HP) et la turbine (HP).

I.2.5 Turbine

Sur un turboréacteur la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires.

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbine :

- Les turbines centrifètes très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances.
- Les turbines axiales solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Sur un turboréacteur double flux la turbine BP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante FAN [2].

I.2.6 Tuyère

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de

poussée. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente.

Les flux étant séparés chaque flux est éjecté par une tuyère. En bleu la tuyère du flux secondaire et en rouge la tuyère du flux primaire.

On remarque sur la figure N... à la sortie des tuyères des "dents".

Ce type de tuyère est appelée tuyère à chevrons et permet de réduire le bruit basse fréquence [2].



Figure I. 7: Tuyère de turboréacteur a double flux séparés.

I.3 Principe de fonctionnement

Le démarreur pneumatique du moteur reçoit de l'air comprimé depuis l'APU, il entraîne la AGB « accessory gear box » ainsi que tous ces accessoires puis a travers un HDS « horizontal drive shaft » entraîne la TGB «transferegear box qui elle-même constitue un bevelgear entraîne RDS « Radial drive shaft » puis transmet ce mouvement a l'IGB «l'inletgear box», et c'est ainsi que le compresseur haute pression est enclenché, de l'air pénètre dans la chambre de combustion, mélangé au fuel injecté par les injecteurs, ce mélange s'enflamme, la combustion se produit et des gaz chauds « énergie » en résultent , ils entraînent la turbine haute pression puis basse pression, qui transmet ce mouvement au fan qui aspire d'avantage d'air qui est divisé en deux flux , le primaire pénètre dans la chambre de combustion après compression et sert à la combustion, pendant que le flux secondaire génère près de 80% de la poussée au décollage et joue un rôle primordiale lors de l'inversion de poussée .

Ce moteur est divisé en partie chaude et partie froide, puisque de l'air est aspiré de l'atmosphère, comprimé, injecté dans la chambre de combustion il s'enflamme, et on utilise ces gaz chauds pour entrainer le fan.

Lorsque le moteur arrive à un certain pourcentage de sa puissance le démarreur se désengage et le moteur devient autonome dans sa combustion.

Le EEC « électronique engins control » récolte toute les informations collectées par les différents capteurs et sondes et donne les ordres d'exécutions au HMU monté sur la AGB, ainsi le EEC informe le pilote en temps réel de l'état du moteur et gère constamment les différents accessoires du moteur.

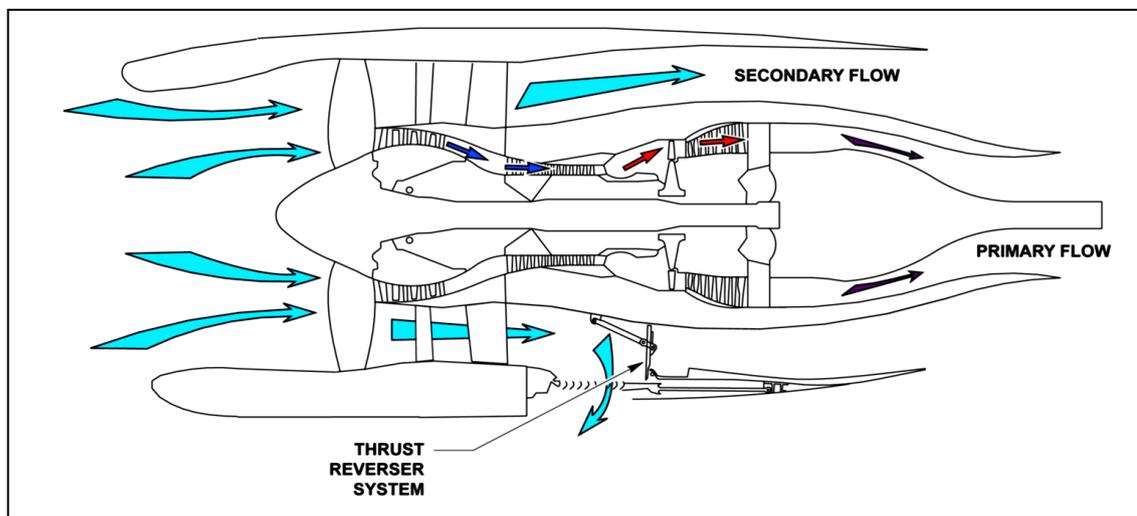


Figure I. 8: Turboréacteur à double flux.

L'air aspiré est divisé en 2 flux d'air, le primaire et le secondaire. Le primaire est dirigé vers le LPC, le HPC et la chambre de combustion, fournissant de l'énergie pour le HPT et le LPT. Le flux secondaire fournit environ 80% de la poussée totale au décollage.

Le taux de dilution du CFM56-7B, c'est à dire le rapport du flux primaire et secondaire est de 5.

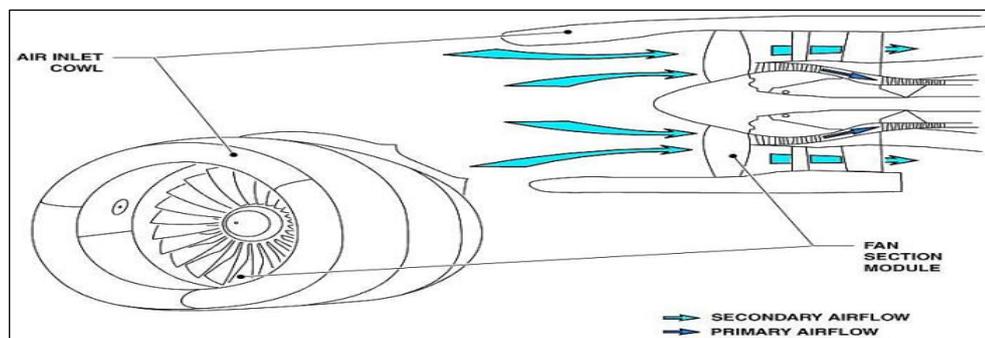
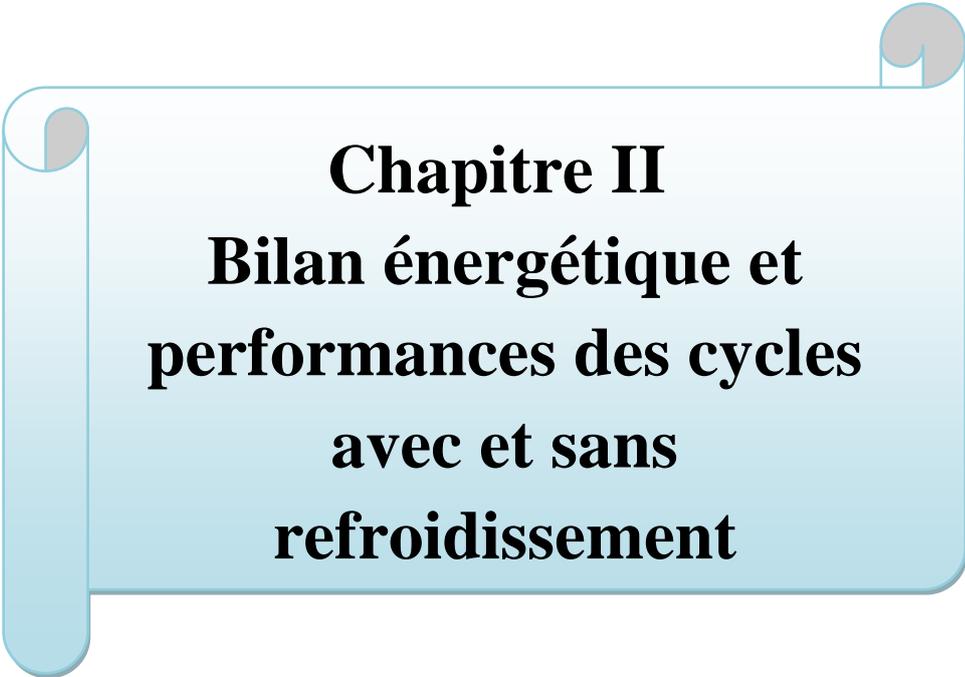


Figure I. 9: Soufflante.



Chapitre II
Bilan énergétique et
performances des cycles
avec et sans
refroidissement

II.1 Introduction

Dans ce chapitre on va établir un bilan énergétique pour calculer les différents paramètres thermodynamiques et les performances des deux cycles présentes précédent.

II.2 Différentes stations du turboréacteur

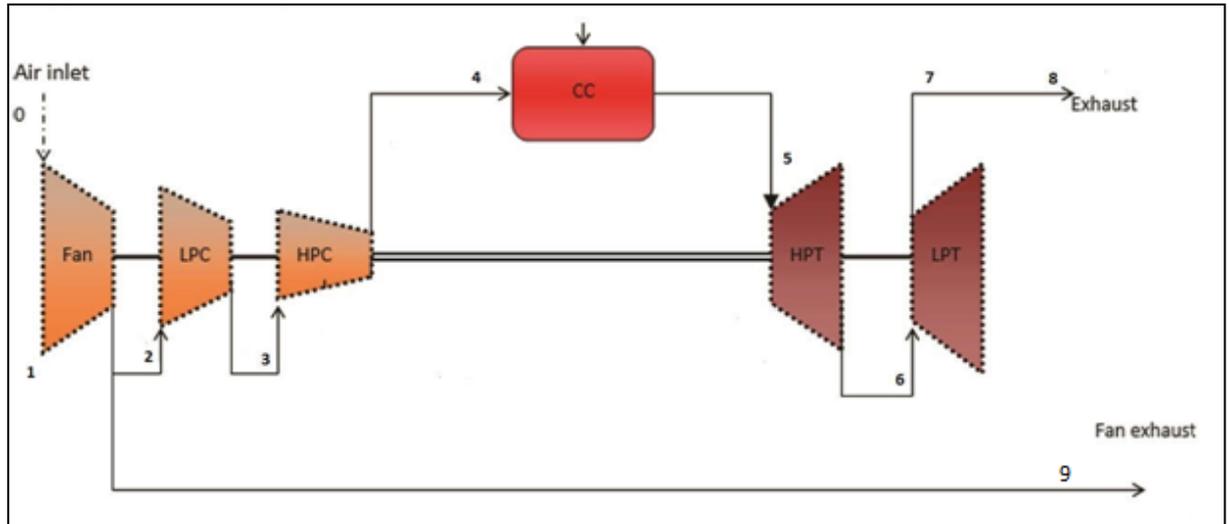


Figure II.1 : Station du turboréacteur.

Les stations sont :

Station 0 : infini amont.

Station 1 : entrée fan.

Station 2 : entrée compresseur basse pression.

Station 3 : entrée compresseur haut pression.

Station 4 : entrée chambre de combustion.

Station 5 : entrée turbine haut pression.

Station 6 : entrée turbine basse pression.

Station 7 : entrée tuyère primaire.

Station 8 : sortie tuyère primaire.

Station 9 : entrée tuyère secondaire.

II.3 Cycle thermodynamique

Le cycle thermodynamique du turboréacteur est présenté sur la figure (Fig. II.2), l'air à pression ambiante est admis à travers un diffuseur de (0 vers 1), dans une soufflante le débit total d'air se partage en deux flux le flux primaire va passer dans un

compresseur (CBP) et(CHP) qui va augmenter sa pression et température par une compression adiabatique (1 vers 4), et le flux secondaire va passer dans une tuyère secondaire de (2 vers 9). Après la compression l'air est envoyé dans la chambre de combustion mélangé avec un combustible puis l'ensemble s'enflamme élevant la température des gaz (4vers 5). En suite les gaz sont envoyés dans une turbine (THP) et(TBP) ou ils vont subir une détente adiabatique (5 vers 7). Après la détente l'énergie thermique des gaz chauds est convertie en énergie cinétique dans la tuyère (7 vers 8).

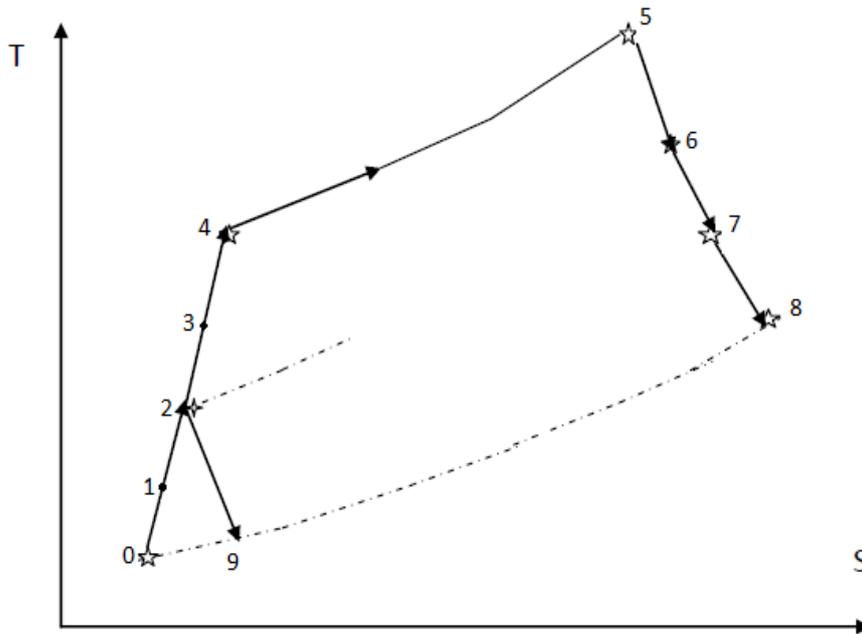


Figure II.2 : Cycle thermodynamique

II.4 Différentes phases du cycle d'un turboréacteur double flux séparés

0→1 : pénétration du débit d'air totale dans le manche d'entrée d'air (prise d'air ou diffuseur).

1→2 : soufflante.

2→3: compression de l'air dans le compresseur basse pression.

3→4 : compression de l'air dans le compresseur haute pression (flux primaire).

4→ 5: combustion du mélange air (flux primaire) et combustible (kérosène) dans la chambre de combustion.

5→6 : détente des gaz (flux primaire) dans la turbine haute pression convertissant une partie de l'énergie calorifique en énergie mécanique pour entraîner le compresseur haute pression.

6→7 : détente des gaz dans la turbine basse pression (conversion une partie de l'énergie thermique en énergie mécanique afin d'entraîner le compresseur basse pression.

7→8 : détente des gaz (flux primaire) dans la tuyère convertissant le reste de l'énergie calorifique en énergie cinétique générant une poussée.

2→9: refroidissement et détente de l'air (flux secondaire) jusqu'à la pression atmosphérique externe. [4]

II.5 Premier principe de la thermodynamique

Le premier principe de la thermodynamique pour un système :

$$Q+W = \Delta H + \Delta E_c + \Delta E_p \quad (\text{II.1})$$

avec :

- W : travail massique.
- Q : quantité de chaleur échangé par unité de masse.
- H : enthalpie.
- E_c : énergie cinétique.
- E_p : énergie potentielle.

II.6 Variation de P_{atm} et T_{atm} en fonction de l'altitude :

- La variation de T_{atm} en fonction de l'altitude est donnée par :

$$T_{atm} = T_{sol} - \frac{k-1}{k \cdot r} \cdot g \cdot z \quad (\text{II.2})$$

- La variation de P_{atm} en fonction de l'altitude :

$$P_{atm} = P_{sol} \left(1 - \frac{\rho_{sol} \cdot g \cdot z}{P_{sol}} \left(\frac{k-1}{k} \right) \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{II.3})$$

- La variation de la masse volumique en fonction de l'altitude :

$$\rho_{\text{atm}} = \frac{P_{\text{atm}}}{rT_{\text{atm}}} \quad (\text{II.4})$$

II.7 Bilan énergétique

Hypothèses

L'air est supposé comme un gaz parfait.

Les évolutions sont considérés réelles.

Les tuyères sont considérés adaptées.

$R = 287$: constant des gaz parfait. [J/kg.K].

$r_g = 290.9$: constant des gaz brulés. [J/kg.K].

$\gamma = 1.4$: rapport de capacité thermique.

$\gamma_g = 1.33$: rapport de capacité thermique.

$C_{p_a} = 1004$: chaleur massique spécifique de l'air [J/kg.K].

$C_{p_g} = 1100$: chaleur massique spécifique du gaz.

II.7.1 Entrée d'air : 0 → 1

On utilise le premier principe de la thermodynamique :

$$Q + W = \Delta H + \Delta E_c + \Delta E \quad (\text{II.1})$$

$W = 0$ (pas de travail).

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E_p = 0$ (pas de dénivellation).

$$(H_1 - H_0) + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2) = 0 \quad (\text{II.5})$$

$$\left(H_1 + \frac{1}{2}V_1^2\right) - \left(H_0 + \frac{1}{2}V_0^2\right) = 0$$

$$\left(C_p T_1 + \frac{1}{2}V_1^2\right) - \left(C_p T_0 + \frac{1}{2}V_0^2\right) = 0$$

$$C_p \left(T_1 + \frac{1}{2C_p}V_1^2\right) - C_p \left(T_0 + \frac{1}{2C_p}V_0^2\right) = 0$$

$$V = M \cdot a \quad \text{Et} \quad a = \sqrt{\gamma r t} \quad \Rightarrow \quad V = M \cdot \sqrt{\gamma r t}$$

$$C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1}$$

$$C_p \left(T_1 + \frac{1}{2} \frac{M_1^2 \gamma r T_1 (\gamma - 1)}{\gamma r} \right) = C_p \left(T_0 + \frac{1}{2} \frac{M_0^2 \gamma r T_0 (\gamma - 1)}{\gamma r} \right)$$

$$C_p T_1 \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_1^2 \right) = C_p T_0 \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_0^2 \right)$$

donc :

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (\text{II.6})$$

$$T_{t1} = T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right) \quad (\text{II.7})$$

$$\Rightarrow T_{t1} = T_{t0} \text{ (conservation de la température totale).}$$

avec : $T_0 = T_{atm}$

❖ **Efficacité d'une entrée d'air :**

$$\sigma = \frac{\text{pression totale réelle sortie diffuseur}}{\text{pression totale théorique sortie diffuseur}}$$

$$\sigma = \frac{P_{t1}}{P_{t0}}$$

$$\Rightarrow P_{t1} = \sigma P_{t0} \quad (\text{II.8})$$

II.7.2 Soufflante 1→2

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = \Pi_{\text{SOUF}}$$

$$P_{t2} = \Pi_{\text{SOUF}} * P_{t1} \quad (\text{II.9})$$

et :

$$\frac{T_{t2is}}{T_{t1}} = \left(\frac{P_{t2}}{P_{t1}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

$$T_{t2is} = \left(\frac{p_{t2}}{p_{t1}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} * T_{t1}$$

$$\eta_{is\ SOUF} = \frac{T_{t2is} - T_{t1}}{T_2 - T_{t1}}$$

$$T_{t2} = \frac{T_{t2is} - T_{t1}}{\eta_{is\ SOUF}} + T_{t1} \quad (II.10)$$

❖ **Travail de la soufflante**

L'équation (1) devient :

$$W_1^2 = (H_2 - H_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2)$$

$$W_1^2 = \left(H_2 + \frac{1}{2}V_2^2 \right) - \left(H_1 + \frac{1}{2}V_1^2 \right)$$

$$w_1^2 = C_{Pa}(T_{t2} - T_{t1}) \quad (II.11)$$

avec :

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E_p = 0$ (pas de dénivellation).

❖ **Puissance**

$$P_{SOUF} = \dot{m}_t \cdot W_1^2$$

$$P_{SOUF} = \dot{m}_t \cdot C_{Pa}(T_{t2} - T_{t1}) \quad (II.12)$$

II.7.3 Compresseur base pression 2→3

On a

$$\frac{p_{t3}}{p_{t2}} = \Pi_{CBP}$$

$$p_{t3} = \Pi_{CBP} * p_{t2} \quad (II.13)$$

$$\frac{T_{3is}}{T_{t2}} = \left(\frac{p_{t3}}{p_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{t3is} = \left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} * T_{t2}$$

$$\eta_{isCBP} = \frac{T_{3is} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}}$$

$$T_{t3} = \frac{T_{t3is} - T_{t2}}{\eta_{isCBP}} + T_{t2} \quad (II.14)$$

❖ **Travail de compresseur basse pression**

On appliquant l'équation (1).

Avec :

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E_p = 0$ (pas de dénivellation).

On obtient le travail du compresseur basse pression :

$$W_2^3 = (H_3 - H_2) + \frac{1}{2}(V_3^2 - V_2^2)$$

$$W_2^3 = \left(H_3 + \frac{1}{2}V_3^2 \right) - \left(H_2 + \frac{1}{2}V_2^2 \right)$$

$$W_2^3 = C_{Pa}(T_{t3} - T_{t2}) \quad (II.15)$$

❖ **Puissance :**

$$P_{CBP} = \dot{m}_p \cdot W_2^3$$

$$P_{CBP} = \dot{m}_p \cdot C_{Pa}(T_{t3} - T_{t2}) \quad (II.16)$$

II.7.4 Compresseur haute pression 3→4

$$\frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \Pi_{CHP}$$

$$P_{t4} = \Pi_{CHP} \cdot P_{t3} \quad (II.17)$$

$$\frac{T_{t4is}}{T_{t3}} = \left(\frac{P_{t4}}{P_{t3}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\Rightarrow T_{t4is} = \left(\frac{P_{t4}}{P_{t3}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T_{t3}$$

$$\eta_{is\ CHP} = \frac{T_{t4is} - T_{t3}}{T_{t4} - T_{t3}}$$

$$T_{t4} = \frac{T_{t4is} - T_{t3}}{\eta_{is\ CHP}} + T_{t3} \quad (II.18)$$

Le travail de compresseur haute pression est exprimé par :

$$W_3^4 = (H_4 - H_3) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2)$$

$$W_3^4 = \left(H_4 + \frac{1}{2}V_4^2 \right) - \left(H_3 + \frac{1}{2}V_3^2 \right)$$

avec :

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E_p = 0$ (pas de dénivellation).

Donc :

$$W_3^4 = C_{Pa}(T_{t4} - T_{t3}) \quad (II.19)$$

❖ **Puissance :**

$$P_{CHP} = \dot{m}_p \cdot W_3^4$$

$$P_{CHP} = \dot{m}_p \cdot C_{Pa}(T_{t4} - T_{t3}) \quad (II.20)$$

II.7.5 Chambre de combustion 4→5

$$P_{t5} = P_{t4} - \Delta P \quad (II.21)$$

La température à la sortie de chambre de combustion est donnée par le constricteur :

$$T_{t5} = 1681.418 \text{ K.}$$

$$(\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot C_{Pg} \cdot T_5 - \dot{m}_a \cdot C_{Pa} \cdot T_4 = \eta_{cc} \cdot \dot{m}_c \cdot PCI$$

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_p \cdot (C_{Pg} \cdot T_5 - C_{Pa} \cdot T_4)}{\eta_{CC} \cdot PCI - C_{Pg} \cdot T_5} \quad (II.22)$$

m_p : Débit d'air primaire.

m_c : Débit de carburant (fuel).

PCI : Pouvoir calorifique du kérosène.

II.7.6 Turbine haute pression 5→6

$$\frac{P_{t6}}{P_{t5}} = \Pi_{\text{THP}}$$

$$P_{t6} = \Pi_{\text{THP}} \cdot P_{t5} \quad (\text{II.23})$$

Et :

$$\frac{T_{t6is}}{T_{t5}} = \left(\frac{P_{t6}}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

On a encore :

$$T_{t6is} = \left(\frac{P_{t6}}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T_{t5}$$

$$\eta_{is\text{THP}} = \frac{T_{t5} - T_{t6}}{T_{t5} - T_{t6is}}$$

$$T_{t6} = T_{t5} - (\eta_{is\text{THP}}(T_{t5} - T_{t6is})) \quad (\text{II.24})$$

Le travail de la turbine haute pression est donnée par :

$$W_5^6 + Q_5^6 = \Delta C_5^6 + \Delta E c_5^6$$

Avec :

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E p = 0$ (pas de dénivellation).

Donc :

$$W_5^6 = (H_5 - H_6) + \frac{1}{2}(V_5^2 - V_6^2)$$

$$W_5^6 = \left(H_5 + \frac{1}{2}V_5^2 \right) - \left(H_6 + \frac{1}{2}V_6^2 \right)$$

$$W_5^6 = C_{Pg}(T_{t5} - T_{t6}) \quad (\text{II.25})$$

❖ **Puissance :**

$$P_{\text{THP}} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot W_5^6$$

$$P_{\text{THP}} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot C_{\text{Pg}}(T_{t5} - T_{t6}) \quad (\text{II.26})$$

II.7.7 Turbine basse pression 6→7

$$\frac{P_{t7}}{P_{t6}} = \Pi_{\text{TBP}}$$

$$P_{t7} = \Pi_{\text{TBP}} * P_{t6} \quad (\text{II.27})$$

Et :

$$\frac{T_{t7is}}{T_{t6}} = \left(\frac{P_{t7}}{P_{t6}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{t7is} = \left(\frac{P_{t7}}{P_{t6}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T_{t6}$$

$$\eta_{\text{isTBP}} = \frac{T_{t6} - T_{t7}}{T_{t6} - T_{t7is}}$$

$$T_{t7} = T_{t6} - (\eta_{\text{isTBP}}(T_{t6} - T_{t7is})) \quad (\text{II.28})$$

Le travail de la turbine basse pression est exprimé par :

$$W_6^7 + Q_6^7 = \Delta H_6^7 + \Delta E_6^7$$

Avec :

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E_p = 0$ (pas de dénivellation).

Donc :

$$W_6^7 = (H_6 - H_7) + \frac{1}{2}(V_6^2 - V_7^2)$$

$$W_6^7 = \left(H_6 + \frac{1}{2}V_6^2\right) - \left(H_7 + \frac{1}{2}V_7^2\right)$$

$$W_6^7 = C_{\text{Pg}}(T_{t6} - T_{t7}) \quad (\text{II.29})$$

❖ **Puissance :**

$$P_{\text{TBP}} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot W_6^7$$

$$P_{\text{TBP}} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot C_{p_g}(T_{t6} - T_{t7}) \quad (\text{II.30})$$

II.7.8 Tuyère primaire 7→8

En appliquant l'éq (1) dans la tuyère secondaire on obtient :

Avec :

$W=0$ (pas de travail).

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta E_p = 0$ (pas de dénivellation).

$$(H_7 - H_8) + \frac{1}{2}(V_7^2 - V_8^2) = 0$$

$$\Rightarrow C_{p_g}(T_7 - T_8) + \frac{1}{2}(V_7^2 - V_8^2) = 0$$

$$C_{p_g}\left(T_7 + \frac{1}{2}V_7^2\right) - C_{p_g}\left(T_8 + \frac{1}{2}V_8^2\right) = 0$$

$$C_{p_g}(T_{t7} - T_{t8}) \quad (\text{II.31})$$

$T_{t8} = T_{t7}$ (Conservation de la température totale)

$$V_8 = \sqrt{2 C_{p_g}(T_{t7} - T_8)} \quad (\text{II.32})$$

On suppose que la tuyère est adaptée $P_8 = P_{atm}$

$$\frac{T_{t8is}}{T_{t7}} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{t8is} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T_{t7}$$

On a encore :

$$\eta_{isTP} = \frac{T_{t7} - T_8}{T_{t7} - T_{8is}}$$

$$T_8 = T_{t7} - (\eta_{isTP}(T_{t7} - T_{8is})) \quad (II.33)$$

II.7.9 Tuyère secondaire : 2→9

En appliquant l'éq (1) dans la tuyère secondaire on obtient :

$$(H_2 - H_9) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_9^2) = 0$$

Avec :

$W=0$ (pas de travail).

$Q = 0$ (évolution adiabatique).

$\Delta Ep = 0$ (pas de dénivellation).

Donc :

$$C_{Pa}(T_2 - T_9) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_9^2) = 0$$

$$C_{Pa} \left(T_2 + \frac{1}{2} V_2^2 \right) - C_{Pa} \left(T_9 + \frac{1}{2} V_9^2 \right) = 0$$

$$C_{Pa}(T_{t2} - T_{t9}) = 0 \quad (II.34)$$

$T_{t2} = T_{t9}$ (Conservation de la température totale).

$$V_9 = \sqrt{2 C_{pa}(T_{t2} - T_9)} \quad (II.35)$$

On suppose que la tuyère est adaptée $P_9 = P_{atm}$

$$\frac{T_{9is}}{T_{t2}} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{t9is} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T_{t2}$$

On a encore :

$$\eta_{isTP} = \frac{T_{t2} - T_9}{T_{t2} - T_{9is}}$$

$$T_9 = T_{t2} - (\eta_{isTS}(T_{t2} - T_{9is})) \quad (II.36)$$

II.8 Performances

II.8.1 Poussée

❖ **Double flux**

$$F = \dot{m}_p(V_8 - V_0) + \dot{m}_s(V_9 - V_0) + \dot{m}_c V_8 + (P_9 - P_0)S_e + (P_8 - P_0)S_i$$

Avec :

- \dot{m}_p : débit massique d'air primaire (flux chaud) en kg/s i m.
- \dot{m}_s : débit massique d'air secondaire (flux froid) en kg/s e m.
- \dot{m}_c : débit massique de carburant (kg/s) c m.
- V_8 : vitesse d'éjection des gaz chauds (m/s).
- V_9 : vitesse d'éjection des gaz froids (m/s).
- V_0 : vitesse d'entrée d'air dans le réacteur.
- V_c : vitesse d'entrée carburant = 0.
- P_8 : pression statique sortie de gaz chauds.
- P_9 : pression statique de sortie de gaz froids.

Si tuyère adaptée et :

$$F = \dot{m}_p(V_8 - V_0) + \dot{m}_s(V_9 - V_0) + \dot{m}_c V_8 \quad (\text{II.37})$$

II.8.2 Poussée spécifique

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

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p + \dot{m}_c} \quad (\text{II.38})$$

II.8.3 Consommation massique horaire (CH)

Caractérise la consommation du carburant par heure.

Unité : (kg/h)

Si \dot{m}_c est le débit massique du carburant (en kg/s) nous avons

$$CH = 3600 \cdot \dot{m}_c \quad (\text{II.39})$$

II.8.4 Consommation spécifique

C'est une notion très important caractérisant un turboréacteur, par définition c'est le rapport de la consommation horaire sur la poussé nette du moteur.

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{3600.m_c}{F} \quad (II.40)$$

II.8.5 Taux de dilution

Pour un turboréacteur a double flux le taux de dilution est le rapport de débit masse d'air secondaire (fan) sur le débit de masse d'air primaire corps.

$$\lambda = \frac{\text{débit massique du flux secondaire}}{\text{débit massique du flux prémaire}}$$

Donc :

$$\lambda = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (II.41)$$

II.9 Puissance

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

II.9.1 Puissance calorifique

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

$$P_{cal} = \dot{m}_C \cdot PCI \cdot \eta_{cc} \quad (II.42)$$

II.9.2 Puissance thermodynamique ou thermique théorique

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

P_{th}

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

$$P_{th} = P_{cal} - \dot{m}C_p(T_8 - T_0) \quad (II.43)$$

Avec :

$\dot{m} = \dot{m}_p + \dot{m}_c$: Débit du fluide sortant du réacteur.

T_8 : Température des gaz à la sortie du réacteur

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

II.9.3 Puissance thermique réelle

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

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

Cette puissance sera représentée comme suit :

Pour un réacteur double flux

$$P_{\text{thr}} = \frac{1}{2} \dot{m}_p (V_8^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_s (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_s^2 \quad (\text{II.43})$$

II.9.4 Puissance de propulsion

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

Double flux

$$P_p = F \cdot V_0 = [\dot{m}_p (V_8 - V_0) + \dot{m}_s (V_9 - V_0) + \dot{m}_s V_8] \cdot V_0 \quad (\text{II.44})$$

On a également :

$$P_p = P_{\text{thr}} - \text{pertes tourbillon}$$

$$P_p = \text{thr} - \frac{1}{2} \dot{m}_p (V_8 - V_0) + \frac{1}{2} \dot{m}_s (V_9 - V_0)$$

$$P_p = \frac{1}{2} \dot{m}_p (V_8^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_s (V_9^2 - V_0^2) - \frac{1}{2} \dot{m}_p (V_9 - V_0)^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_s (V_9 - V_0)^2$$

On simplifiant, on aboutit à la relation :

$$P_p = [\dot{m}_p (V_8 - V_0) + \dot{m}_s (V_9 - V_0)] \cdot V_0$$

II.10 Rendements

II.10.1 Rendement thermodynamique

C'est le rapport de la puissance thermique à la puissance calorifique :

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

II.10.2 Rendement thermique réel

C'est le rapport de la puissance thermique à la puissance calorifique :

$$\eta_{thr} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}} \quad (II.46)$$

II.10.3 Rendement interne

C'est la puissance thermique réelle à la puissance thermodynamique.

$$\eta_i = \frac{P_{thr}}{P_{th}} \quad (II.47)$$

II.10.4 Rendement de propulsion

Le rendement de propulsion est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance thermique réelle.

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{thr}} \quad (II.48)$$

II.10.5 Rendement global

C'est le rendement total du turboréacteur, qui est défini comme étant le rapport de la puissance de propulsion à la puissance calorifique.

Aussi, il est le produit des deux rendements ; thermique et propulsif.

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} = \eta_{tr} \cdot \eta_p \quad (II.49)$$

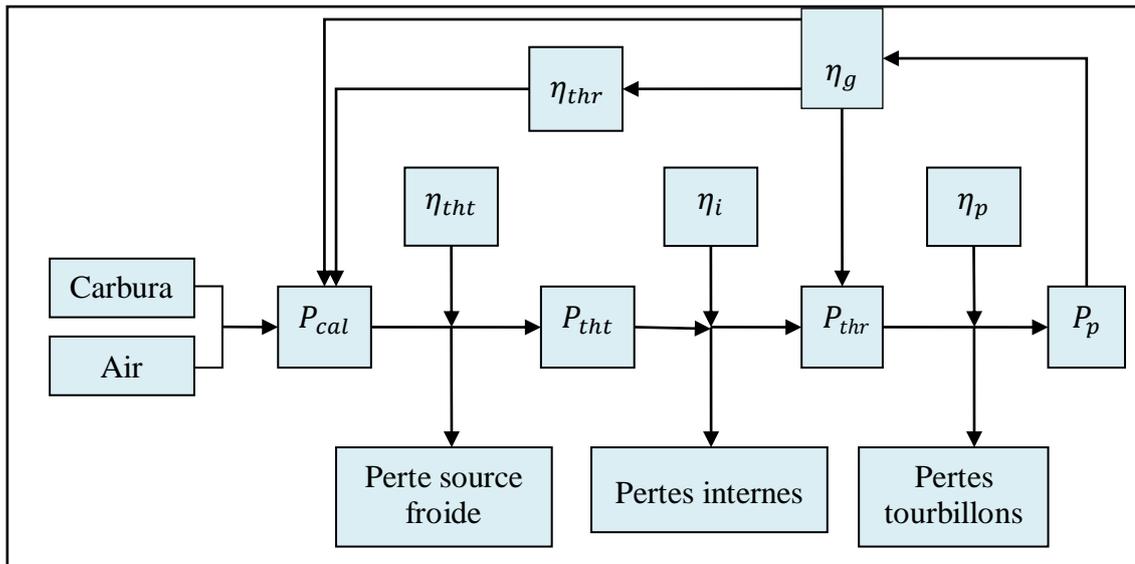


Figure II.3 : Arbre des puissances et des rendements.

II.11 Cycle thermodynamique avec refroidissement

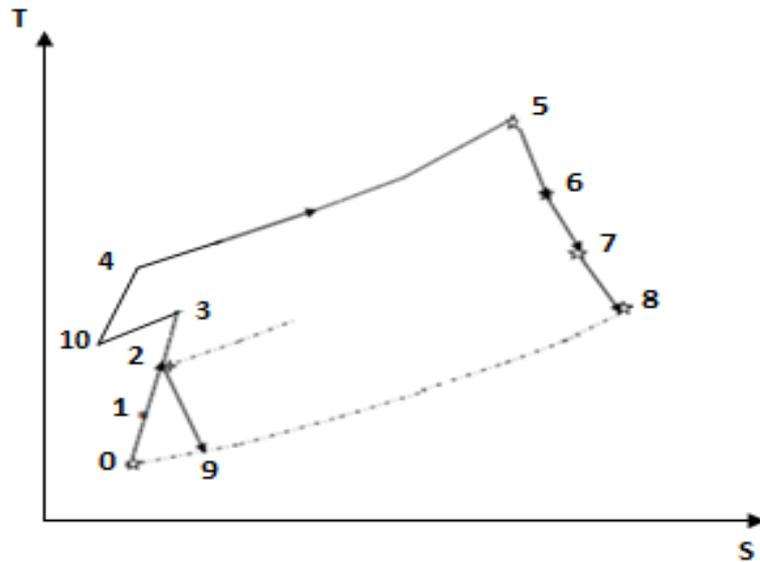


Figure II.4 : Cycle double flux avec refroidissement.

Différentes phases qui représentent le cycle d'un turboréacteur double flux avec refroidissement :

0→1 : pénétration du débit d'air totale dans le manche d'entrée d'air (prise d'air ou diffuseur).

1→2 : la soufflante.

2→3: compression d'air dans le compresseur basse pression.

3→10 : refroidissement au tant de compression.

10→4 : compression d'air dans le compresseur haute pression (flux primaire).

4→ 5 : combustion du mélange air (flux primaire) et combustible (kérosène) dans la chambre de combustion.

5→6 : détente des gaz (flux primaire) dans la turbine haute pression convertissant une partie de l'énergie calorifique en énergie mécanique pour entraîner le compresseur haute pression.

6→7 : détente des gaz dans la turbine basse pression (conversion une partie de l'énergie thermique en énergie mécanique afin d'entraîner le compresseur basse pression.

7→8 : détente des gaz (flux primaire) dans la tuyère convertissant le reste de l'énergie calorifique en énergie cinétique générant une poussée.

2→9: refroidissement et détente de l'air (flux secondaire) jusqu'à la pression atmosphérique externe.

II.12 Bilan énergétique de cycle avec refroidissement

C'est le même bilan de cycle simple qui on a cité avant dans les équations de cycle simple (II.1, II.2, II.3, II.4, II.5, II.6, II.7, II.8, II.9...,II.36) sauf dans le cycle avec refroidissement on a refroidit entre le compresseur basse pression et haute pression de point 3 a 10

Refroidisseur : 3→10

$$\varepsilon = \frac{T_{10} - T_3}{T_{atm} - T_3}$$

II.13 Organigramme de calcul

Tous les calculs ont été faits avec un programme en Matlab dont l'organigramme est le suivant :

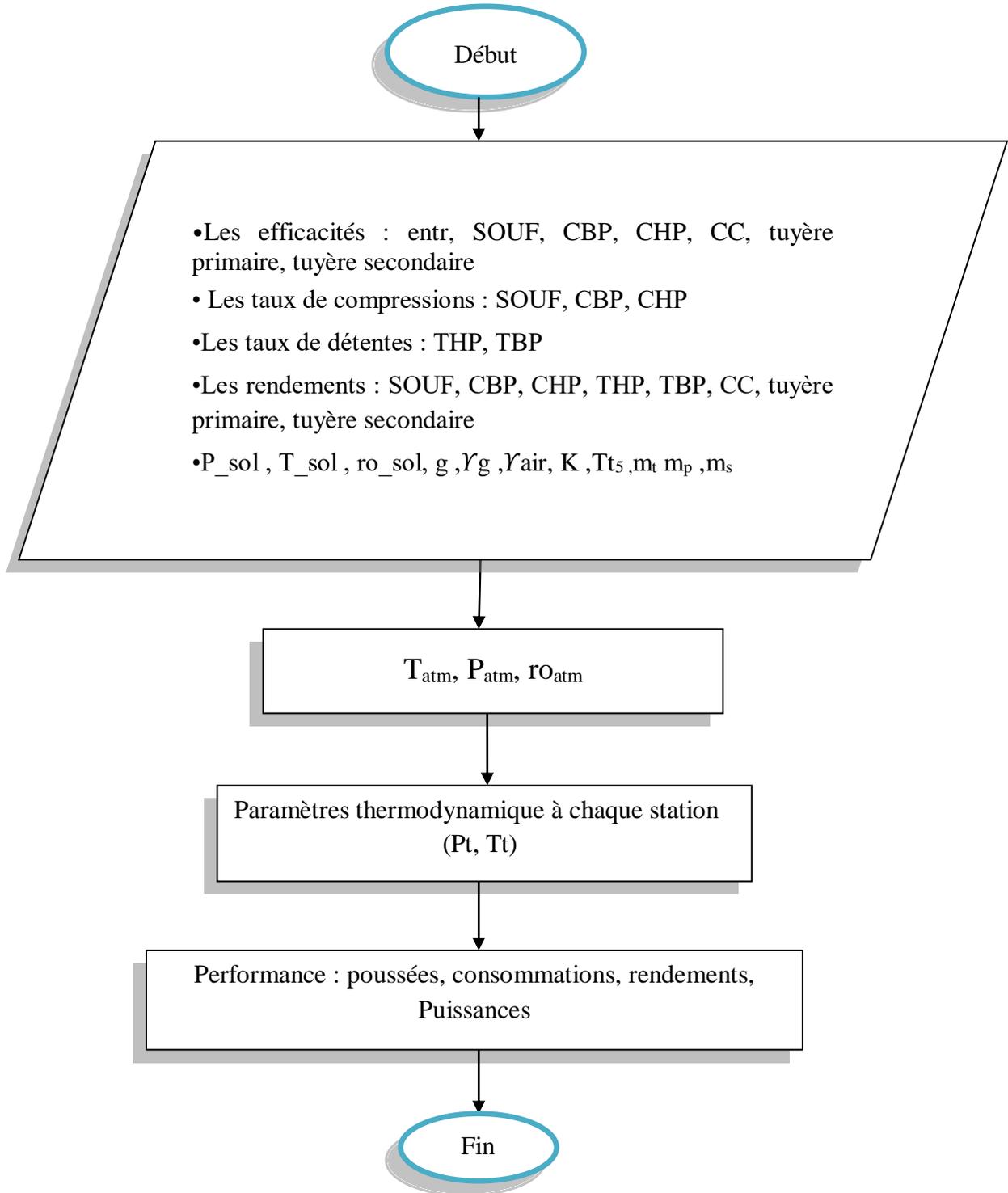


Figure II. 5 : Organigramme de calcul

III.1 Introduction

Dans ce chapitre on présente et en discuté les différents résultats obtenus par la comparaison du calcul sans et avec refroidissement sur les performances du turboréacteur CFM56-7B

Les résultats présentés sont basés sur les données du turboréacteur CFM56-7B qui sont récapitulés dans le tableau **III.1**.

Tableau III. 1: Données de calcul.

	Données	Symboles	Unités	Valeurs
Pertes	Pertes dans le diffuseur		-	0.98
	Pertes entre le CBP et CHP		-	0.98
	Pertes de combustion		-	0.96
	Pertes dans la tuyère I		-	0.98
	Pertes dans la tuyère II		-	0.98
Rendements	Rendement du diffuseur		-	0.86
	Rendement de la soufflante		-	0.86
	Rendement du CBP		-	0.86
	Rendement du CHP		-	0.86
	Rendement de CC		-	0.98
	Rendement de la THP		-	0.90
	Rendement de la TBP		-	0.90
Taux de compression	Soufflante		-	1.5434
	CBP		-	2.8
	CHP		-	9.192
Taux de détente	THP		-	0.30
	TBP		-	0.25
Diverses données	Pouvoir calorifique de carburant		J/Kg	4.3×10^7
	Température totale à la sortie de CC		K	1681.418
	Débit total à l'entrée		Kg/s	388.61
	Taux de dilution		-	5.30

III.2 Résultats du bilan énergétique

Les tableaux III.2, III.4, III.6, III.8 représentent un exemple de résultats obtenues avec le programme que on a élaboré sur Matlab à nombre de Mach et une altitude nuls.

Dans le tableau III.2 on retrouve les paramètres thermodynamique tels que la température et la pression aux différentes stations du turboréacteur sans et avec refroidissement. Le tableau III.4 représente la vitesse dans la tuyère primaire et secondaire .Dans le tableau III.6, nous avons les différentes puissances et enfin dans le tableau III.8 présente les performances du turboréacteur.

Les tableaux III.3, III.5, III.7, III.9 présentent les mêmes paramètres mais à nombre de Mach 0.1 et à une l'altitude 11000 m.

La température et la pression atmosphérique étant de 288.15k et 1.01325 respectivement.

Tableau III. 2: Température et pression totale sans et avec refroidissement à chaque station à $Z=0$ et $M=0$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
T_{t0}	288.15	288.15
T_{t1}	288.15	288.15
T_{t2}	332.38	332.38
T_{t3}	464.56	464.56
T_{t4}	942.52	799.35
T_{t5}	1681.418	1681.418
T_{t6}	1254.9	1321
T_{t7}	888.3	955.67
T_{t8}	888.3	955.67
T_8	705.05	711.79
T_{t9}	332.38	332.38
T_9	299.02	299.02

T_{t10}	/	394
P_{t0}	1.01325	1.01325
P_{t1}	0.99	0.99
P_{t2}	1.53	1.53
P_{t3}	4.29	4.29
P_{t4}	39.44	39.44
P_{t5}	37.86	37.86
P_{t6}	11.64	14.32
P_{t7}	2.89	3.88
P_{t8}	2.83	3.80
P_{t9}	1.50	1.50
P_{t10}	/	4.29

Tableau III. 3: Température et pression totale sans et avec refroidissement à chaque station à $Z=11000$ et $M=0.1$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
T_{t0}	217.03	217.03
T_{t1}	217.03	217.03
T_{t2}	250.35	250.35
T_{t3}	349.91	349.91
T_{t4}	709.92	601.73
T_{t5}	1681.418	1681.418
T_{t6}	1362	1411.4
T_{t7}	1087.5	1137.6
T_{t8}	1087.5	1137.6

T_8	723.90	728.91
T_{t9}	250.35	250.35
T_9	224.83	224.83
T_{t10}	/	296.59
P_{t0}	0.227	0.227
P_{t1}	0.223	0.223
P_{t2}	0.34	0.34
P_{t3}	0.96	0.96
P_{t4}	8.86	8.86
P_{t5}	8.51	8.51
P_{t6}	3.64	4.02
P_{t7}	1.46	1.76
P_{t8}	1.44	1.72
P_{t9}	0.33	0.33
P_{t10}	/	0.96

Tableau III. 4: Vitesse aux sorties des tuyères primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
V_8	634.94	732.48
V_9	258.80	258.80

La figure III.1 et III.2 représentent la comparaison des vitesses aux sorties des tuyères V_8 et V_9 dans le cycle simple et le cycle avec refroidissement. On constate que V_8 est plus élevée dans le cycle avec refroidissement par rapport à celle du cycle simple (sans refroidissement), mais V_9 reste la même.

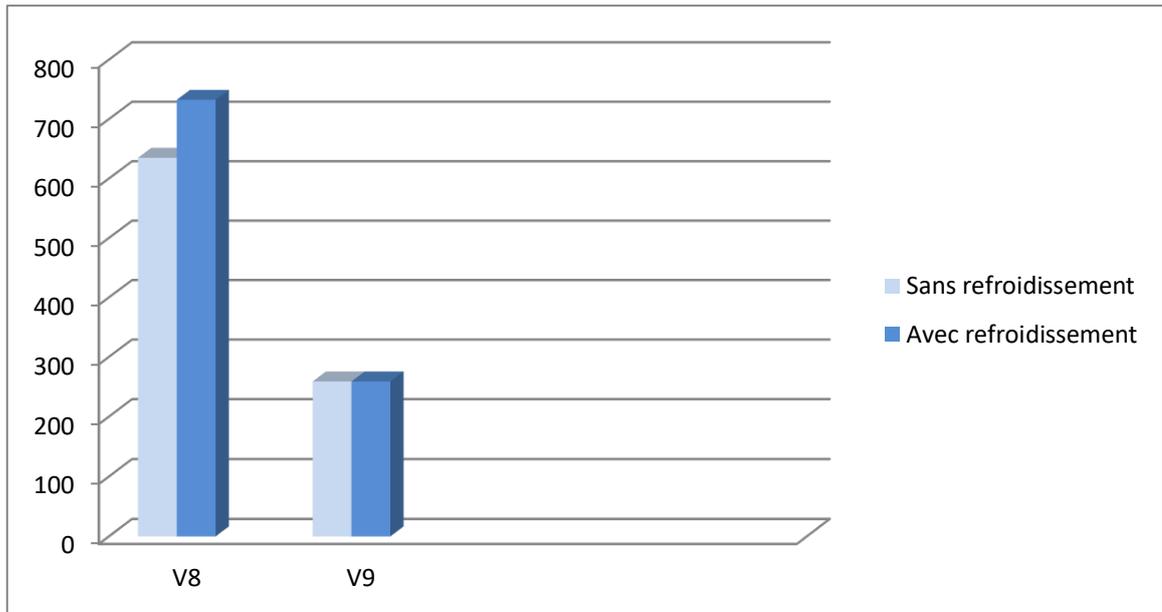


Figure III. 1: Comparaison des vitesses dans la tuyère primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

Tableau III. 5: Vitesses aux sorties des tuyères primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
V_8	894.34	948.20
V_9	226.38	226.38

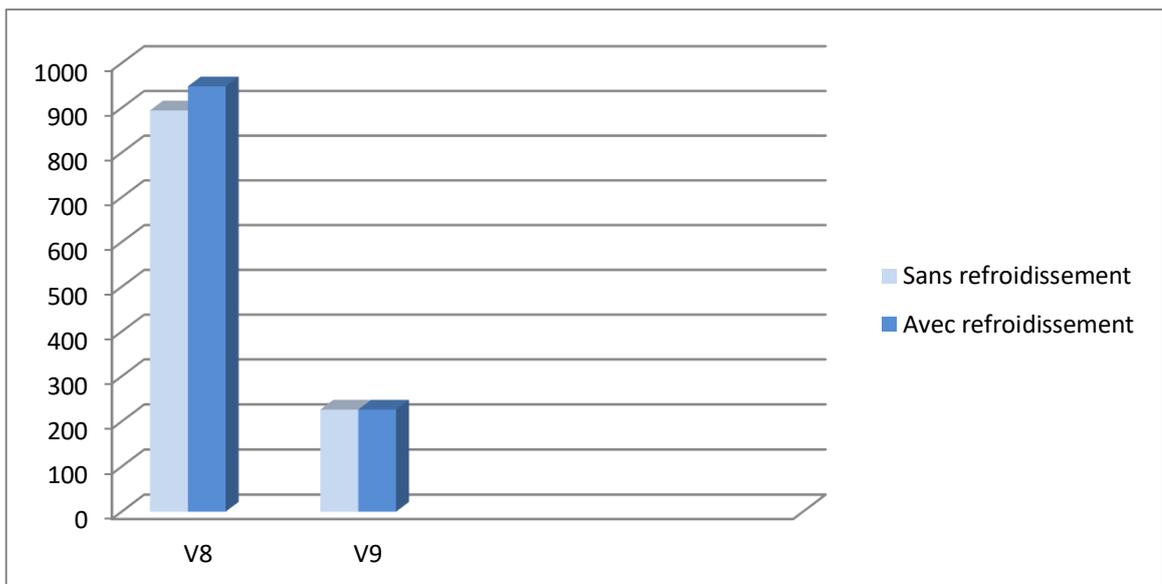


Figure III. 2: Comparaison des vitesses dans la tuyère primaire et secondaire sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

Tableau III. 6: Différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
P_{SOUF}	$1.72.10^7$	$1.72.10^7$
P_{CBP}	$8.18.10^6$	$8.18.10^6$
P_{CHP}	$2.96.10^7$	$2.51.10^7$
P_{TBP}	$2.54.10^7$	$2.54.10^7$
P_{THP}	$2.96.10^7$	$2.51.10^7$

La figure III.3 ci-dessous représente la comparaison des puissances des cycles sans et avec refroidissement. On constate tout d'abord que la puissance de la soufflante (P_{SOUF}) et la puissance du compresseur basse pression (P_{CBP}) restent constantes (sans et avec refroidissement) parce qu'on a refroidie à la sortie du compresseur basse pression, ensuite on voit qu'après le refroidissement la puissance du compresseur haute pression (P_{CHP}) diminue, à l'autre coté la puissance de la turbine basse pression diminue aussi.

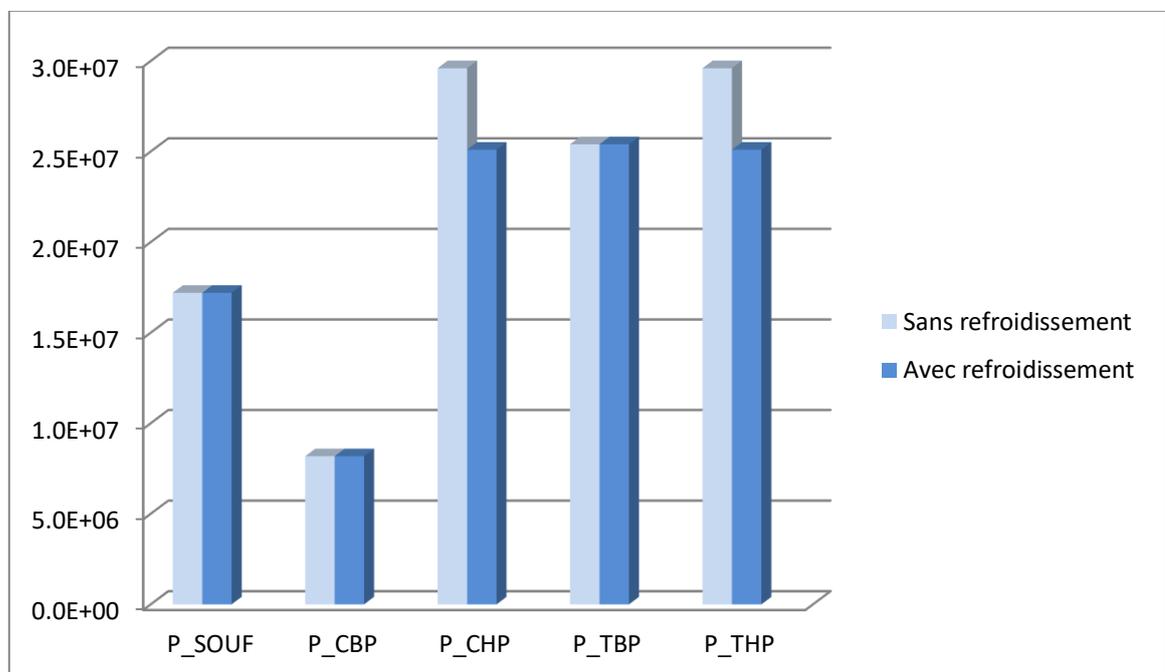


Figure III. 3: Comparaison des différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

Tableau III. 7: Différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
P_{SOUF}	$3.86.10^6$	$3.86.10^6$
P_{CBP}	$1.83.10^6$	$1.83.10^6$
P_{CHP}	$6.62.10^6$	$5.61.10^6$
P_{TBP}	$5.69.10^6$	$5.69.10^6$
P_{THP}	$6.62.10^6$	$5.61.10^6$

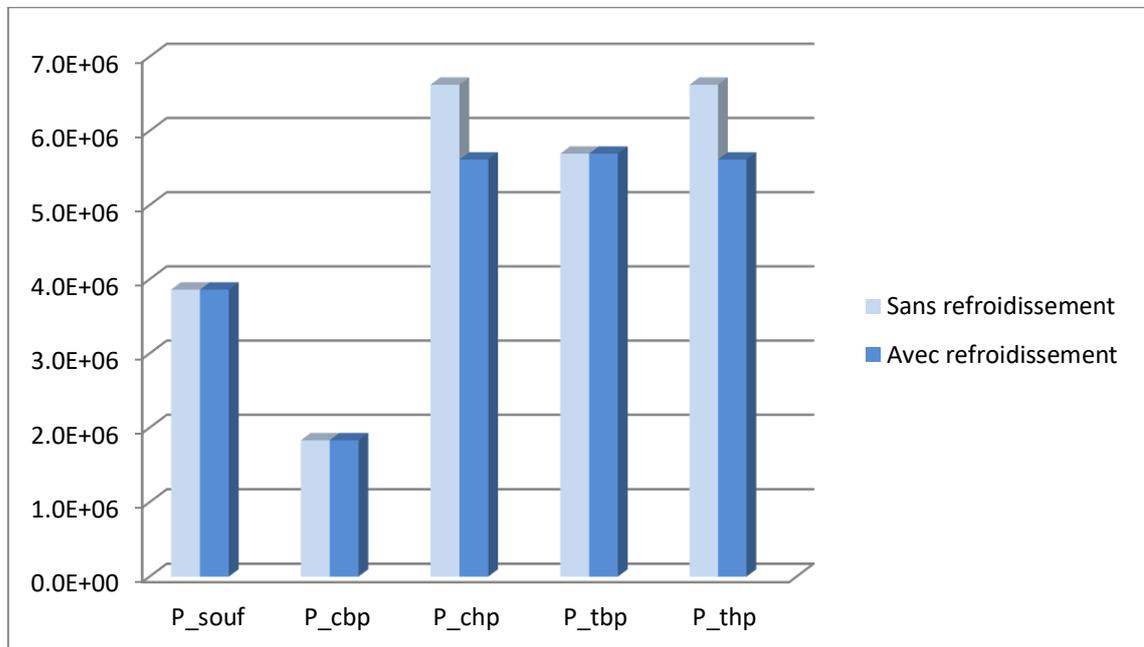


Figure III. 4: Comparaison des différentes puissances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

Tableau III. 8: Performances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
F_P	40068	46388
F_S	84624	84624
F	124690	131010

F_{SP}	320.8	337.06
CH	5074.9	58882.5
CSP	0.0407	0.0449
P_P	0	0
P_{cal}	$5.83.10^7$	$6.76.10^7$
P_{tht}	$2.93.10^7$	$3.81.10^7$
P_{thr}	$2.36.10^7$	$2.79.10^7$
η_{tht}	0.5039	0.5635
η_{thr}	0.4058	0.4132
η_i	0.8053	0.7332
η_p	0	0
η_g	0	0

Tableau III. 9: Performances du turboréacteur sans et avec refroidissement à $Z=11000$
et $M=0.1$

Paramètre	Sans refroidissement	Avec refroidissement
F_P	16316	17379
F_S	19117	19117
F	35433	36496
F_{SP}	306.98	316.20
CH	1896.7	2077.9
CSP	0.0535	0.0569
P_P	$1.04.10^6$	$1.07.10^6$
P_{cal}	$2.18.10^7$	$2.38.10^7$
P_{tht}	$1.12.10^7$	$1.32.10^7$
P_{thr}	$0.99.10^7$	$1.09.10^7$
η_{tht}	0.51	0.55

η_{thr}	0.4576	0.4578
η_i	0.88	0.82
η_p	0.10	0.09
η_g	0.0479	0.0451

La figure III.5 et III.6 représentent la comparaison des poussées .On observe que la poussée primaire et la poussée totale sont plus élevées avec refroidissement par rapport sans refroidissement.

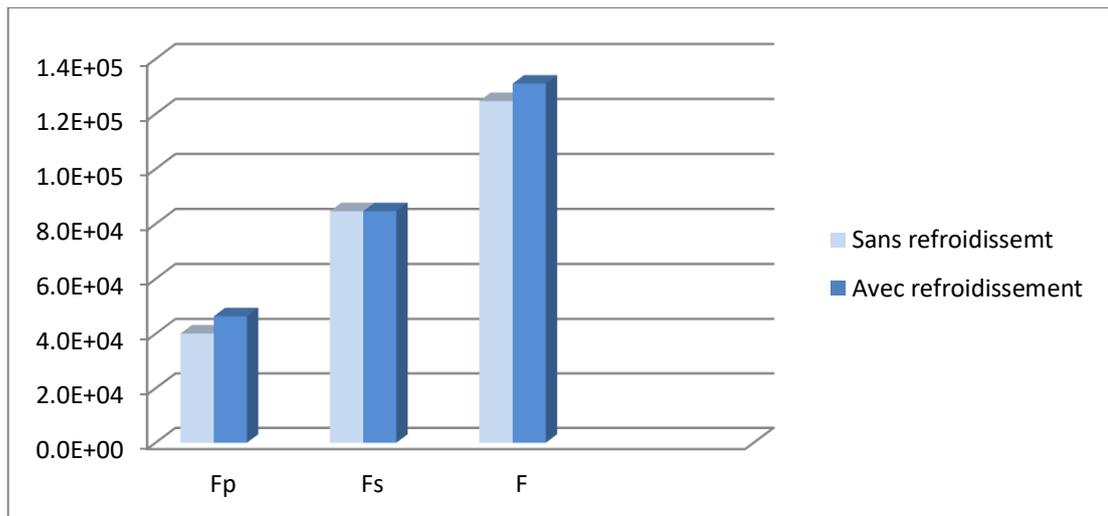


Figure III. 5: Comparaison des poussées primaire, secondaire et totale sans et avec refroidissement à Z=0 et M=0.

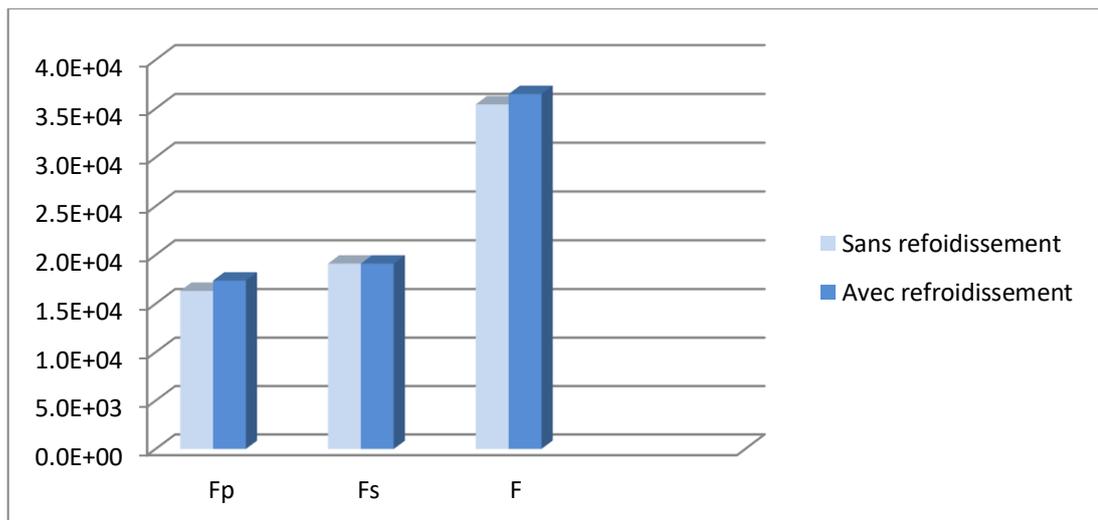


Figure III. 6: Comparaison des poussées primaire, secondaire, et totale sans et avec refroidissement à Z=11000 et M=0.1.

La figure III.7 représente la comparaison de la consommation spécifique à nombre de Mach et une altitude fixe .On constate que la consommation spécifique du cycle avec refroidissement est plus élevée que celle du cycle simple.



Figure III. 7: Comparaison de la consommation spécifique sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

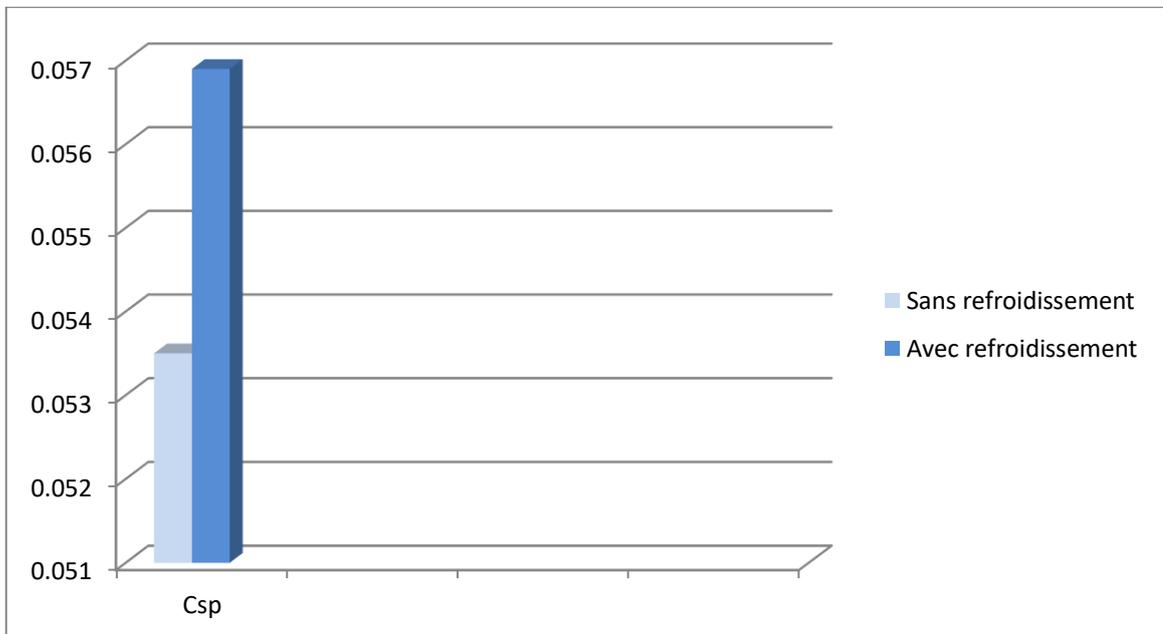


Figure III. 8: Comparaison de la consommation spécifique sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

La figure III.9 représente la comparaison des puissances calorifique, thermodynamique et thermique réelle. On constate que toutes les puissances du cycle avec refroidissement sont plus élevées que celles du cycle simple (sans refroidissement).

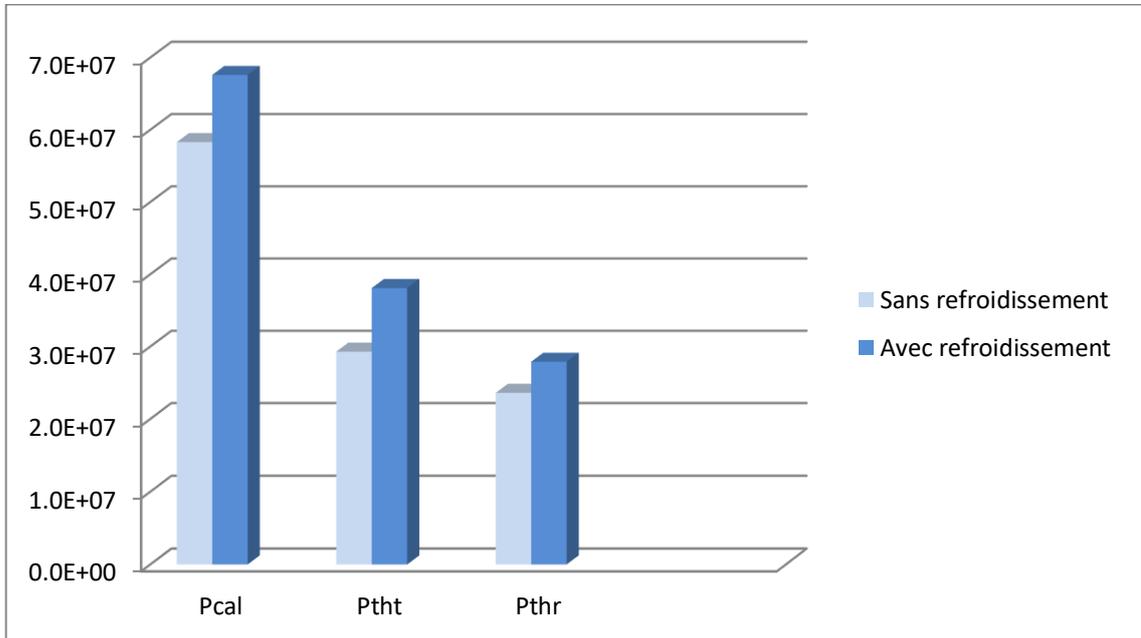


Figure III. 9: Comparaison des puissances calorifique, thermodynamique et thermique réelle sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

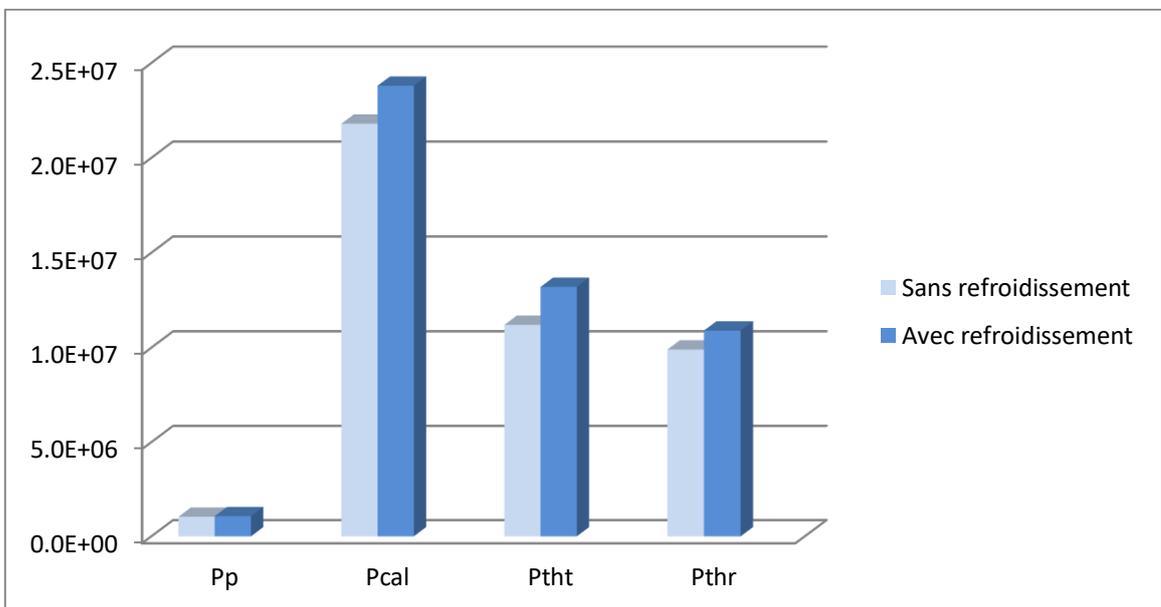


Figure III. 10: Comparaison des puissances propulsive, calorifique, thermodynamique et thermique réelle sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

La figure III.11 représente la variation des rendements thermodynamique, thermique réel et interne sans et avec refroidissement (à $Z=0$ et $M=0$)

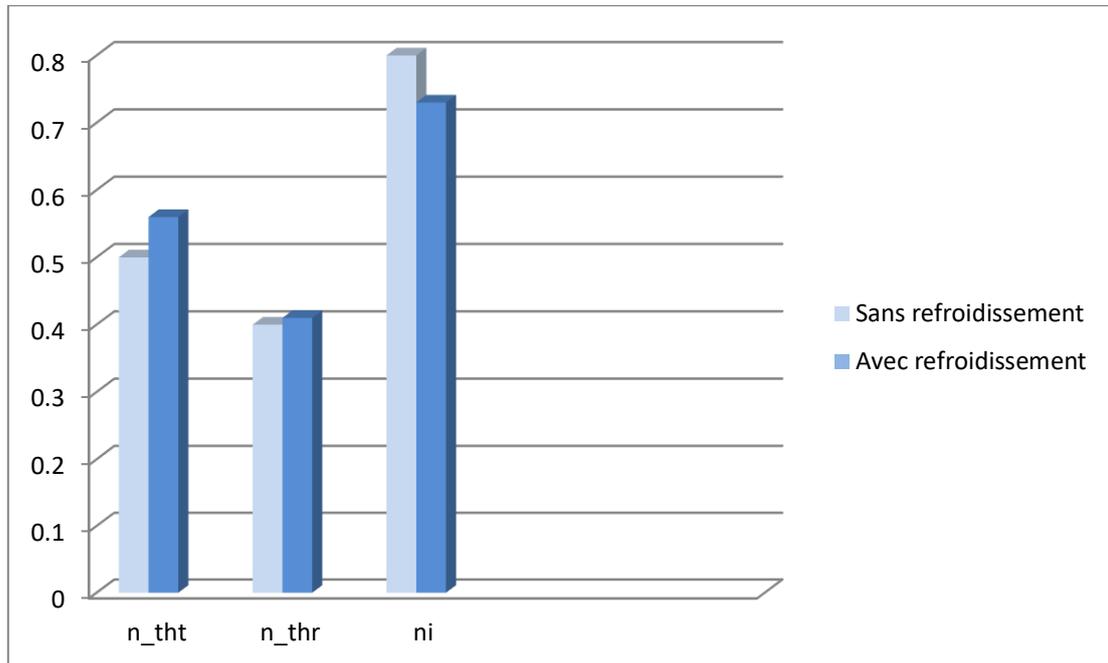


Figure III. 11: Comparaison des rendements thermodynamique, thermique réel et interne sans et avec refroidissement à $Z=0$ et $M=0$.

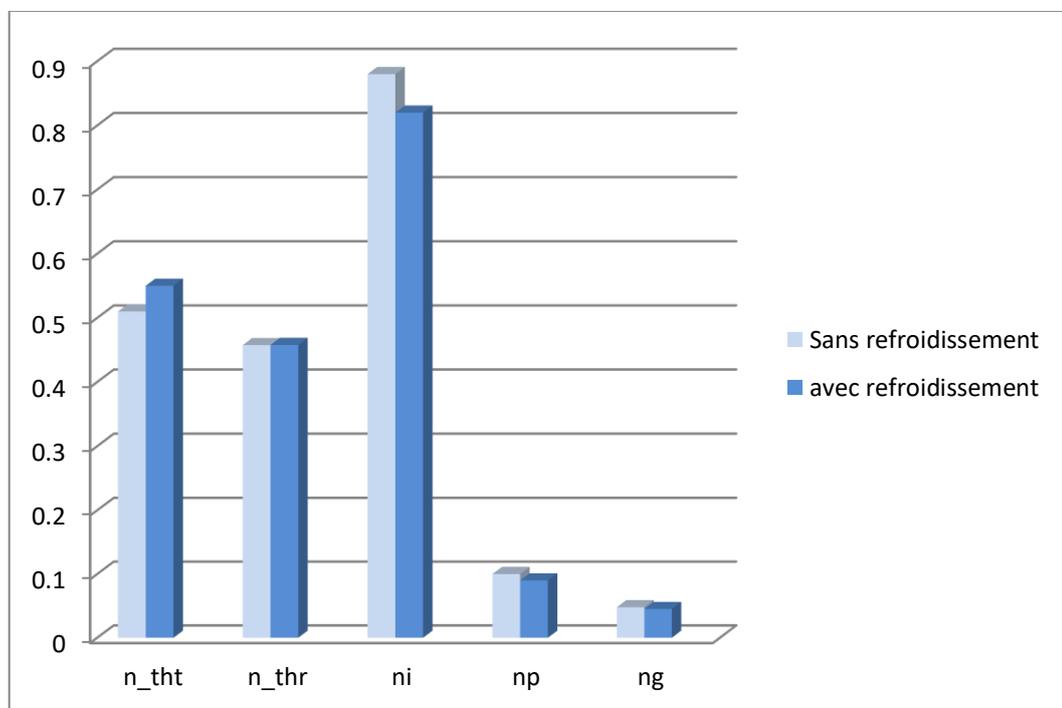


Figure III. 12: Comparaison des rendements thermodynamique, thermique réel, interne, propulsif et globale sans et avec refroidissement à $Z=11000$ et $M=0.1$.

III.3. Influence de la température au sol sur les performances

La figure III.13 et III.14 représentent la variation de la poussée primaire, secondaire et totale en fonction de la température de sol au banc d'essai et en altitude de croisière (pour les deux cycles). Nous constatons que toutes les poussées diminuent. Ceci est expliqué par la diminution du débit massique à l'entrée du turboréacteur.

III.3.1. Influence de la température au sol sur les poussées à Z=0 et M=0

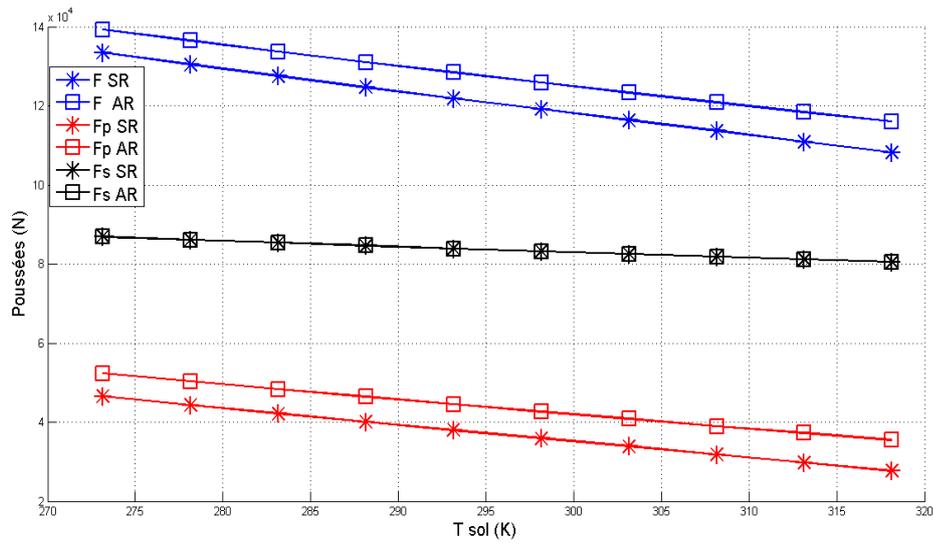


Figure III. 13: Influence de la température au sol sur les poussées à Z=0 et M=0.

III.3.2. Influence de la température au sol sur les poussées à Z=11000 et M=0.1

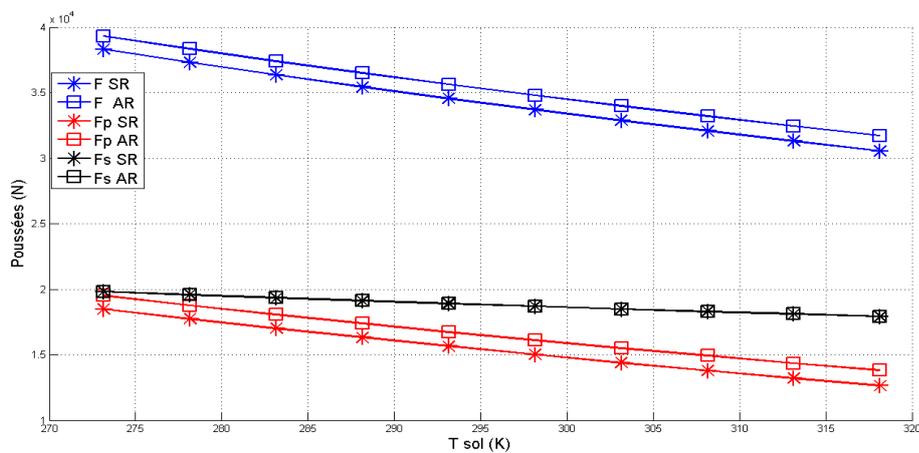
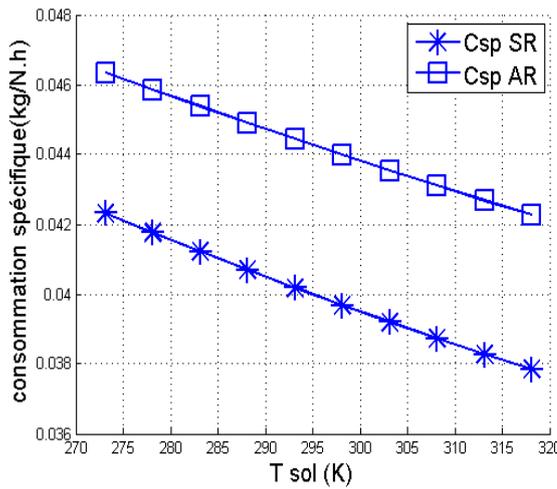


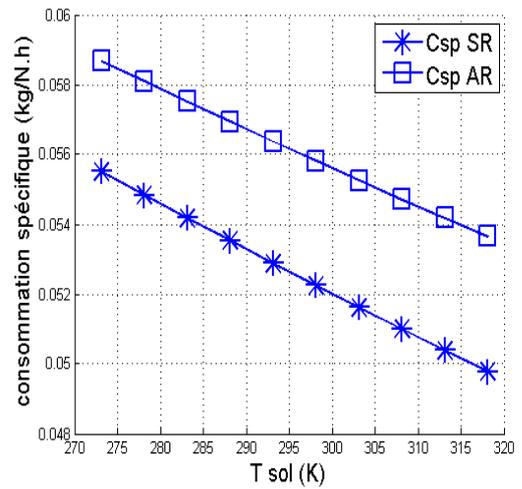
Figure III. 14: Influence de la température au sol sur les poussées à Z=11000 et M=0.1

III.3.3. Influence de la température au sol sur la consommation spécifique

D’après la figure III.15, on note que pour une altitude et nombre de Mach fixes la consommation spécifique diminue avec l’augmentation de la température au sol, on constate que la variation de température au sol influe de manière inverse sur la consommation spécifique du moteur.



a) Z=0 et M=0

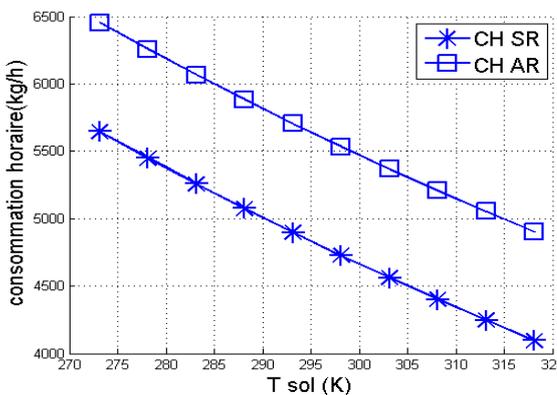


b) Z=11000 et M=0.1

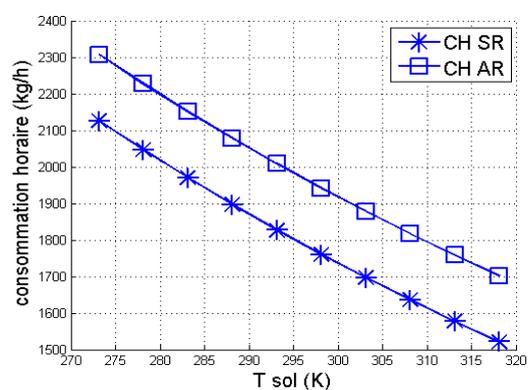
Figure III. 15 : Influence de la température au sol sur la consommation spécifique.

III.3.4. Influence de la température au sol sur la consommation horaire

La figure III.16 montre l’évolution de la consommation horaire obtenue par les deux cycles (sans et avec refroidissement). Aussi la figure montre que les deux cycles influencé par T_{sol} et qu’il ya une diminution considérable de la consommation horaire avec l’augmentation de T_{sol} .



a) Z=0 et M=0



b) Z=11000 et M=0.1

Figure III. 16: Influence de la température au sol sur la consommation horaire.

III.3.5. Influence de la température au sol sur la poussée spécifique

La figure III.17 représente l'évolution de la poussée spécifique sans et avec refroidissement en fonction de température de sol, elle montre que pour une altitude et nombre de Mach fixes la poussée spécifique diminue avec l'augmentation de la température au sol.

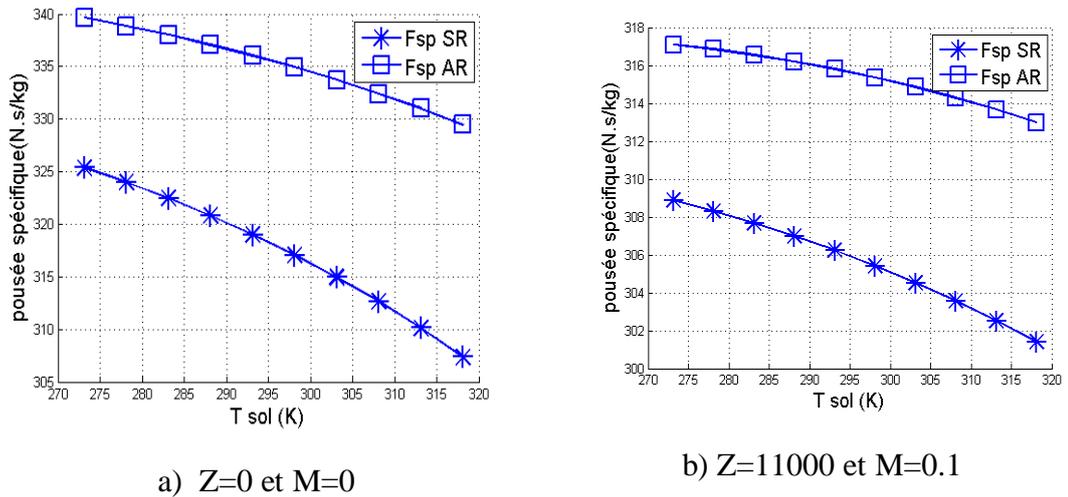


Figure III. 17: Influence de la température au sol sur la poussée spécifique.

III.3.6. Influence de la température au sol sur les rendements

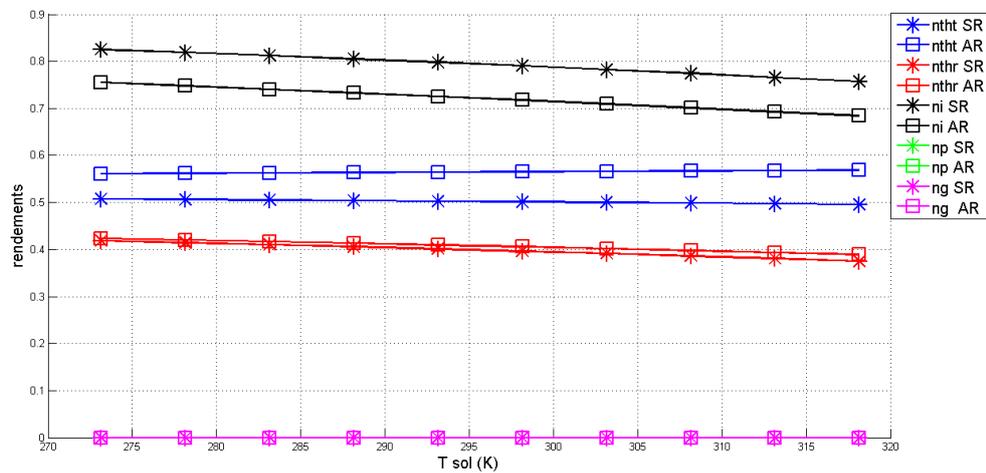


Figure III. 18: Influence de la température au sol sur les rendements à $Z=0$ et $M=0$

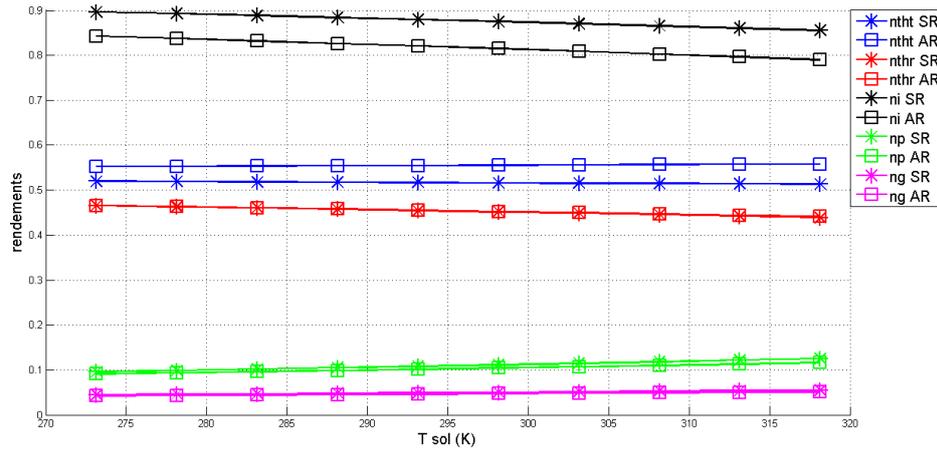


Figure III. 19: Influence de la température au sol sur les rendements à $Z=11000$ et $M=0.1$.

III.4 Influence de l'efficacité sur les performances

III.4.1 Influence de l'efficacité sur les poussées

La figure III.20 représente la variation de la poussée primaire, secondaire et totale en fonction de l'efficacité. Nous constatons que plus l'efficacité augmente les poussées primaire et totale augmente mais la poussée secondaire reste constante.

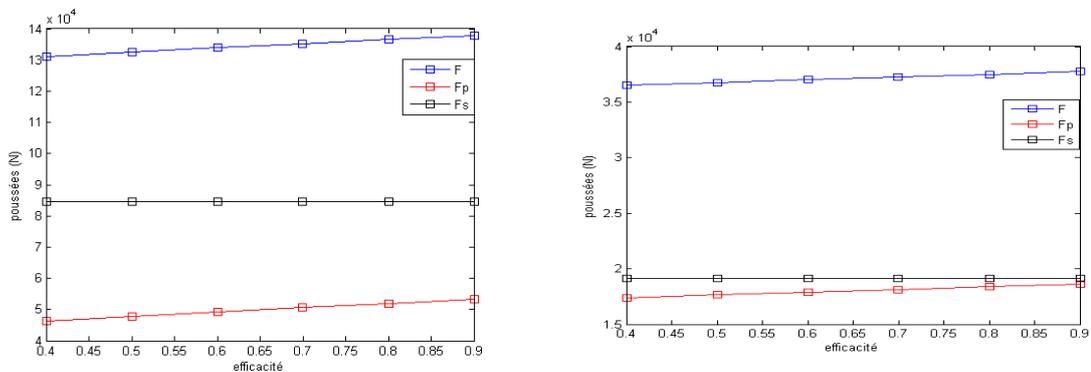
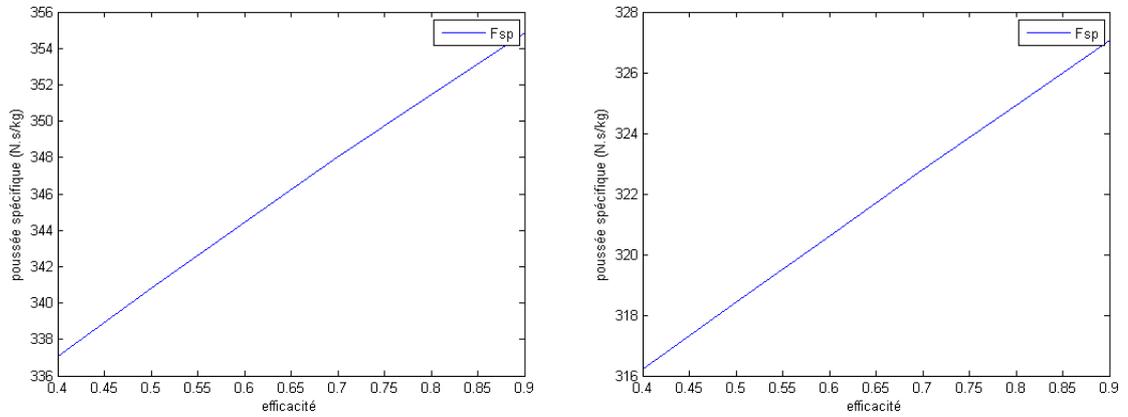


Figure III. 20: Influence de l'efficacité sur la poussée primaire, secondaire et totale.

III.4.2 Influence de l'efficacité sur la poussée spécifique

D'après la figure III.21, on note que pour un nombre de Mach et une altitude fixe la poussée spécifique augmente avec l'augmentation de l'efficacité.



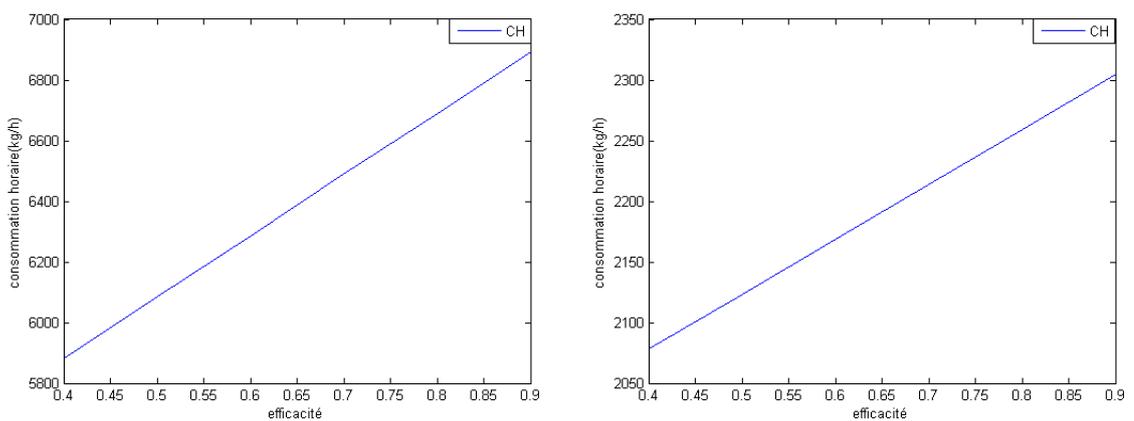
(a) Z=0 et M=0

(b) Z=11000 et M=0.1

Figure III. 21:Influence de l'efficacité sur la poussée spécifique.

III.4.3 Influence de l'efficacité sur la consommation horaire

La figure III.22 représente l'évolution de la consommation horaire en fonction de l'efficacité .On constate que la consommation horaire augmente avec l'augmentation de l'efficacité à nombre de Mach et altitude fixe .Et plus l'avion prend en altitude la consommation horaire diminue.



(a) Z=0 et M=0

(b) Z=11000 et M =0.1

Figure III. 22: Influence de l'efficacité sur la consommation horaire.

III.4.4 Influence de l'efficacité sur la consommation spécifique

La figure III.23 représente la variation de la poussée spécifique en fonction de l'efficacité. Nous constatons que pour un nombre de Mach et une altitude fixe la consommation spécifique augmente avec l'augmentation de l'efficacité.

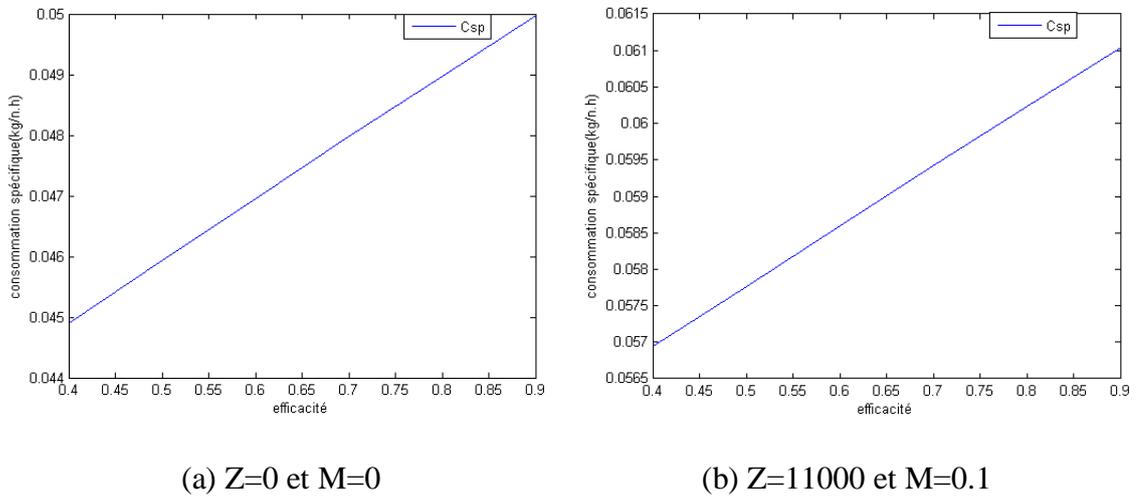


Figure III. 23: Influence de l'efficacité sur la consommation spécifique.

III.5 Influence du taux de dilution sur les performances

III.5.1 Influence du taux de dilution sur les poussées

Sur la figure III.24 on observe qu'à une altitude et nombre de Mach fixes, les poussées primaire et totale diminuent avec l'augmentation du taux de dilution et la poussée secondaire augmente. Ceci est dû au fait que la variation du taux de dilution affecte les débits primaire et secondaire.

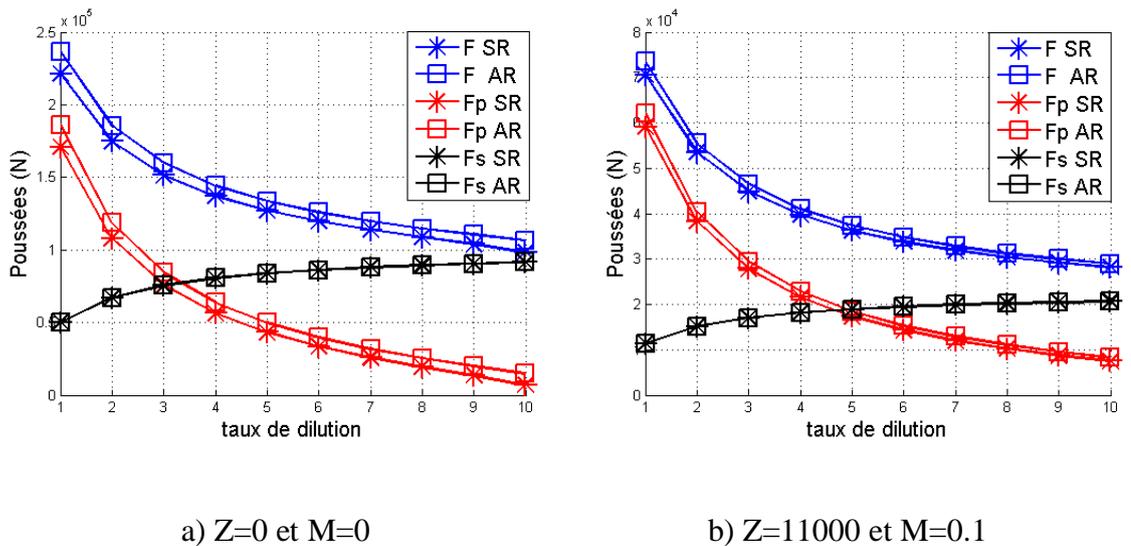
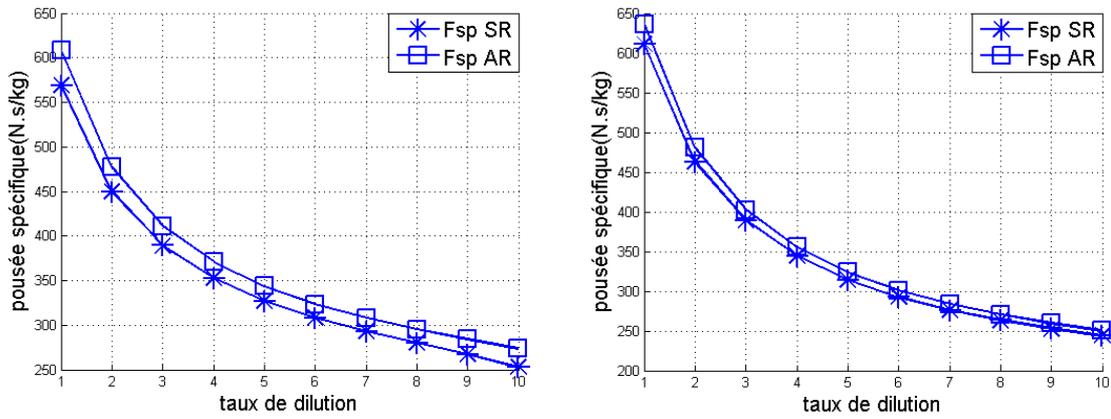


Figure III.24: Influence du taux de dilution sur la poussée primaire, secondaire et totale.

III.5.2 Influence du taux de dilution sur la poussée spécifique

La figure III.25 représente la variation de la poussée spécifique en fonction du taux de dilution .Pour un nombre de Mach et une altitude fixes, la poussée spécifique diminue avec l’augmentation du taux de dilution.



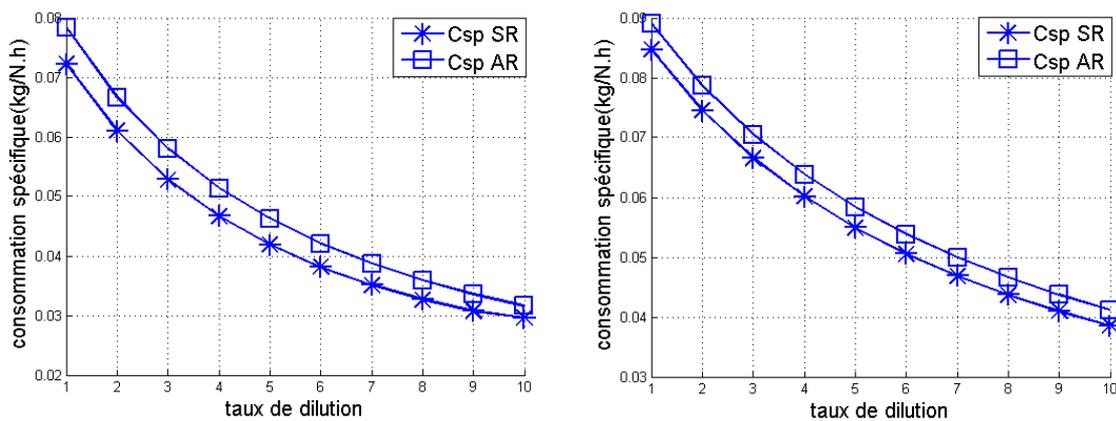
a) Z=0 et M=0

b) Z=11000 et M=0.1

Figure III.25: Influence du taux de dilution sur la poussée spécifique.

III.5.3 Influence du taux de dilution sur la consommation spécifique

Sur la figure III.26 on observe qu’à un nombre de Mach et une altitude fixes, la consommation spécifique diminue avec l’augmentation du taux de dilution. Ceci est du au fait que la variation du taux de dilution affecte les débits primaire et secondaire. Plus le taux de dilution augmente le flux primaire qui contribue à la combustion diminue et le flux secondaire augmente.



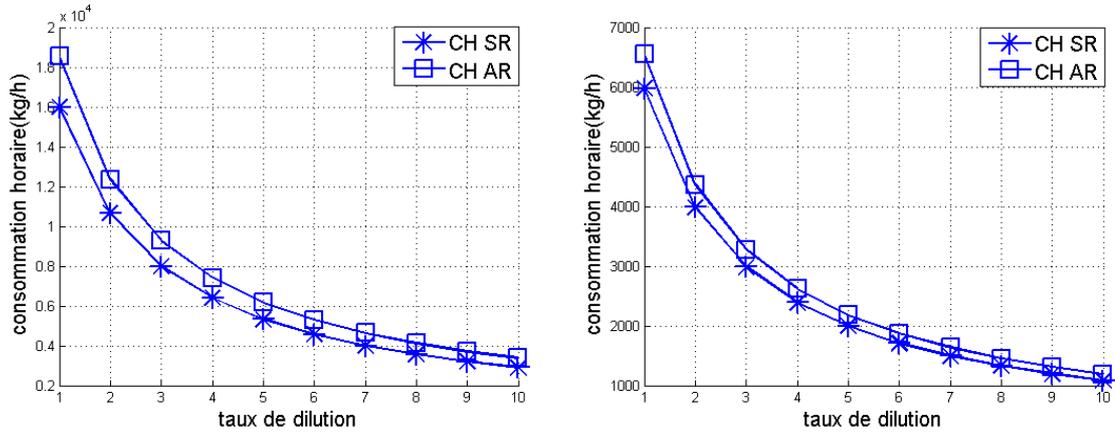
a) Z=0 et M=0

b) Z=11000 et M=0.1

Figure III.26: Influence du taux de dilution sur la consommation spécifique.

III.5.4 Influence du taux de dilution sur la consommation horaire

La figure III.27 montre l'évolution de la consommation horaire obtenue par les deux cycles (sans et avec refroidissement), on note que pour une altitude et nombre de Mach fixes la consommation horaire diminue avec l'augmentation du taux de dilution.



a) $Z=0$ et $M=0$

b) $Z=11000$ et $M=0.1$

Figure III.27: Influence du taux de dilution sur la consommation horaire.

III.5.5 Influence du taux de dilution sur les rendements

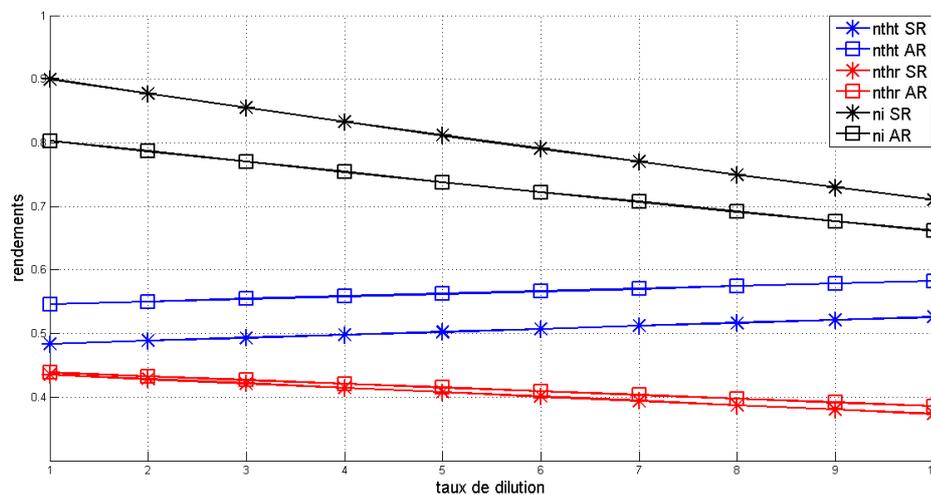


Figure III.28: Influence du taux de dilution sur les rendements à $Z=0$ et $M=0$.

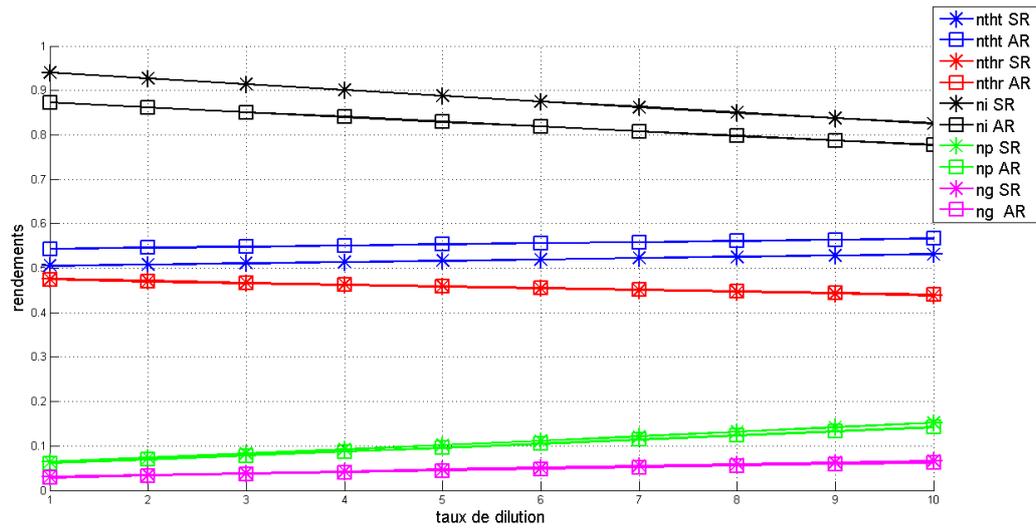
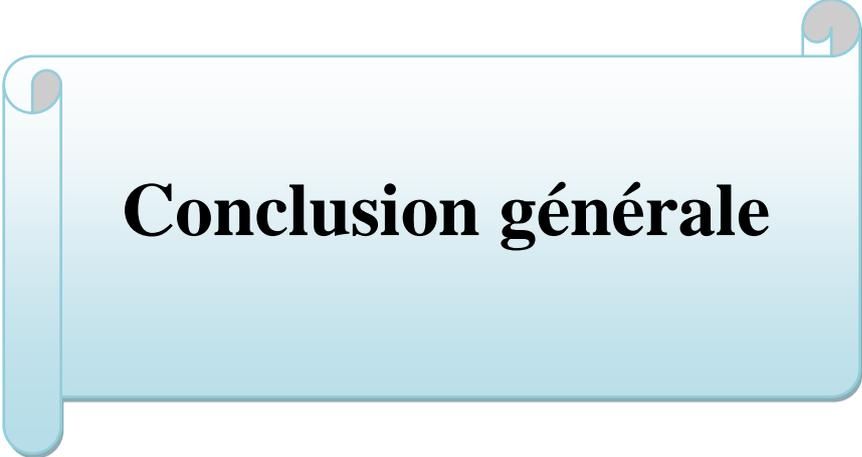


Figure III.29: Influence du taux de dilution sur les rendements à Z=11000 et M=0.1.



Conclusion générale

Conclusion générale

Le présent travail de fin d'études reflète une modeste participation sur le plan énergétique dans le domaine aéronautique concernant le monde des turboréacteurs.

En effet, à l'issue de cette étude, on a pris connaissance du turbo fan CFM56-7B et on peut comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement.

Dans ce mémoire le travail a porté sur l'amélioration des performances à travers l'amélioration du cycle via l'analyse comparative et paramétrique thermodynamique de turboréacteur à double flux sans et avec refroidissement.

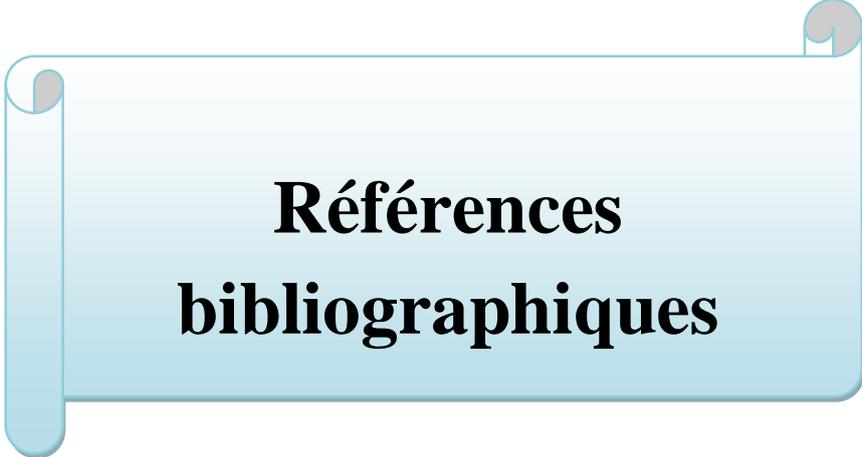
Nous avons alors élaboré un programme sous Matlab basé sur le bilan énergétique des deux cycles. Ce programme nous a permis de calculer les températures et les pressions à chaque station du turboréacteur ainsi que ses différentes performances.

Les résultats de l'analyse comparative sur les performances nous ont montrés qu'il y'a une amélioration avec le cycle avec refroidissement par rapport au cycle simple.

Les résultats de l'analyse paramétrique des performances permettent de tirer les conclusions suivantes :

- la variation de la température au sol influe de manière inverse sur la consommation spécifique du moteur.
- La consommation horaire diminue avec l'augmentation de la température au sol.
- L'augmentation de la température conduit à une diminution de la poussée ceci est expliqué par la diminution du débit massique à l'entrée du turboréacteur.
- La poussée spécifique diminue avec l'augmentation de la température au sol.
- Plus l'efficacité augmente les poussées primaire et totale augmentent mais la poussée secondaire reste constante.
- La poussée spécifique et la consommation spécifique, horaire augmentent avec l'augmentation de l'efficacité.

- Les poussées primaire et totale diminuent avec l'augmentation du taux de dilution et la poussée secondaire augmente. Ceci est dû au fait que la variation du taux de dilution affecte les débits primaire et secondaire.
- La poussée spécifique diminue avec l'augmentation du taux de dilution.
- La consommation horaire diminue avec l'augmentation du taux de dilution.
- La consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de dilution et plus le taux de dilution augmente le flux primaire qui contribue à la combustion diminue et le flux secondaire augmente.



**Références
bibliographiques**

Références bibliographiques

[1] CFM56-7B Technical Data documentation-Air Algérie ,2003

[2] <https://www.l'avionaire.com>

[3] Y.SOUAMI, " Tolérance aux Défaillances par Capteurs Virtuels : Application aux Systèmes de Régulation d'un Turboréacteur, thèse de doctorat, "l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, France 2015

[4] Jean –claude thevenin, Le turboréacteur,moteur des avions à réaction :Description simplifiée,principe de fonctionnement, principale caractéristique , AAAF 3^{ème} Edition, juin 2004.

[5] Oskar Thulin ; Olivier Petit, Carlos Xisto, Xin Zhao and Tomas Grönstedt,first and second law analysis of radical intercooling concepts , Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,,Department of Mechanics and Maritime Sciences ,Chalmers University of Technology,Gothenburg, Sweden Received July 14, 2017.

[6] Xin Zhao,First and Second Law Analysis of Intercooled Turbofan Engine, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Fluid Dynamics Division,Applied Mechanics Department,Chalmers University of Technology,Geoteborg 41296, Sweden ,February 2016.

[7] Xin Zhao ,Mikhali Tokarev ,Erwin Adi hartono,Valey chernoray ,Tomas Gronstedt, Experimental Validation of the Aerodynamic Characteristics of an Aero-engine Intercooler; Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, MAY 2017.

[8] XIN ZHAO ,Aero Engine Intercooling Conceptual design and experimental validation of an aero engine intercooler, thesis for the degree of doctor of philosophy in thermo and fluid dynamics, Department of Applied Mechanics, ,Chalmers University of Technology, Gothenburg ,Sweden 2016 .