

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

Mémoire de Master

En vue de l'obtention du diplôme de **MASTER** en :

Filière : Génie mécanique

Option : Installations Energétiques et Turbomachines

THEME

Analyse et Optimisation Thermodynamique de la
Consommation Spécifique des Turboréacteurs à Double Flux

Présenté par :

Ait ziane Hamza

Nedjam Imam

Promotrice : M^{me} F.Brahimi

Promotion 2017- 2018

Remerciements

*Nous remercions **ALLAH** qui nous a donné la force et la patience Pour
terminer ce travail.*

Nous exprimons nos sincères remerciements:

*A nos parents pour leur contribution pour chaque travail que nous avons
effectué.*

A notre promotrice M^{me}Brahimi .F pour son aide et son dévouement.

*A l'ensemble des enseignants du département de Génie Mécanique et
spécialement ceux de l'option installation énergétique*

*Que tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce
travail, trouvent sincères reconnaissances.*

Merci

Dédicace

Je dédie ce mémoire à:

Tous ceux qui se sont donné toutes les peines et les sacrifices,

Pour me voir réussir dans la vie.

*Les deux personnes les plus chères à mon cœur, mon père et ma mère,
qui m'ont apporté soutien et confort tout au long de mes études.*

Mon frère tarek

Mes sœurs : Meriem, Besma, Kenza

Et la famille Nedjam

Tous mes amis que j'aime et que j'estime.

Mes collègues du groupe MIET-16

Tous mes amis sans exception.

Tous les membres de 'Sada El Khier', et Assia

Mon binôme «Hamza»

Et sa famille «Ait ziane ».

Et sans oublier mes enseignants qui m'ont soutenu durant

Toutes mes années d'études.

Imam



Dédicace

Jedédiece mémoire à:

Tous ceux qui ses ont donné toutes les peines et les sacrifices

Pour me voir réussir dans la vie.

*Les deux personnes les plus chères à mon cœur, mon père et ma mère,
qui m'ont apporté soutient confort tout au long de mes études.*

*Mes sœurs Nassima Hayat
Warda et les fils de
Mes sœur Zakaria, Ahmed
Mohamed,
Et la famille Ait Ziane,
Allouane*

*Tous mes amis de SADA ELKHAIRE et ABD REZAK AMINE
DENDECH TAHER SOFIAN RAFIK MOHEMED SLIMAN
SALAH IMAD MOUNIR ABD RAOUF TALEB NASRO
HALOO que j'aime et que j'estime.*

Mes collègues du groupe miet-16.

Tous mes amis swaben sans exception.

*Mon binôme «IMAM»etsafamille«NEDJAM». Et
sans oublier mes enseignants qui m'ont soutenu durant*

Toutes mes années d'études.

hamza



Tableau de matière

Liste des figures

Liste des tableaux

Nomenclature

Sommaire :

Introduction générale : 1

Chapitre I: Aperçu sur les turboréacteurs à double flux et recherche bibliographique

I. Eléments constitutifs : 2

I.1 Entrée d'air : 2

I.2 Soufflante (fan) : 3

I.3. Compresseur : 3

I.4 Chambre de combustion : 4

I.5 Turbine: 5

I.6 Tuyère : 6

II. Principe de fonctionnement d'un turboréacteur 7

III. Types des turboréacteurs doubles flux : 8

III.1 Turboréacteur double flux mélangés : 8

III.2. Turboréacteur double flux séparés : 10

IV. Présentation générale du turbo fan CFM56-7B : 12

IV.1 Caractéristiques principales : 14

V. Recherche bibliographique..... 15

Chapitre II: Bilan énergétique et performances

I. Différents station et cycle thermodynamique du turboréacteur 19

II. Premier principe de la thermodynamique..... 20

III. Variation de P_{atm} et T_{atm} en fonction de l'altitude : 21

IV. Bilan énergétique 21

IV.1. Entrée d'air 21

IV.2. Sortie soufflant 23

IV.3. Compresseur base pression 23

IV.4. Compresseur haut pression..... 24

IV.5. Chambre de combustion.....	25
IV.6. Turbine haut pression.....	26
IV.7. Turbine basse pression.....	26
IV.8. Tuyère primaire.....	27
IV.9. Tuyère secondaire.....	28
V. Performance.....	29
V.1. Poussée.....	29
V.2. Taux de dilution.....	29
V.3. Consommation horaire spécifique.....	29
V.4. Consommation spécifique.....	29
V.5. Poussée spécifique.....	29
VI. Puissances.....	30
VI.1. Puissance calorifique.....	30
VI.2. Puissance thermique théorique.....	30
VI.3. Puissance thermique réelle.....	30
VI.4. Puissance propulsive.....	30
VII. Rendements.....	31
VII.1. Rendement thermique théorique :.....	31
VII.2. Rendement réel.....	31
VII.3. Rendement interne.....	31
VII.4. Rendement de propulsion.....	31
VII.5. Rendement globale.....	31
VIII. Développement de l'expression de la consommation spécifique.....	32
VIII.1. Développement de l'expression de vitesse de sortie tuyère primaire V_8	32
VIII.2. Développement de l'expression de vitesse sortie tuyère secondaire V_s :.....	33
VIII.3. Développement de l'expression de masse de carburant.....	33
Chapitre III: Optimisation	
IX. Organigramme de programme.....	35
I. Classification des méthodes d'optimisation :.....	36
I.1. Optimisation continue :.....	37
I.1.1 Méthode énumératives :.....	37
I.1.2 Méthodes déterministes :.....	37
I.1.2.1 Méthodes de gradient :.....	38

I.1.2.2. Méthode de Newton :	38
I.1.2.3. Méthode multistart :	38
I.1.2.4 Méthode de Nelder Mead :	39
I.1.3. Méthode stochastique :	39
I.1.3.1. Méthode recuit simulé :	40
I.1.3.2 Méthode de recherche taboue :	41
I.1.3. 3. Algorithmes génétiques :	42
I.1.3.4. Algorithme de colonie de fourmis :	43
I.1.3.5. Algorithme d'essaim de particules :	44
I.2 Optimisation combinatoire :	46
I.2.1 Méthodes d'optimisation combinatoire :	47
I.2.1.1. Méthodes exactes :	47
a). Méthode de branch and bound :	47
b). Programmation dynamique :	48
I.2.1.2 Méthodes approchées ou heuristiques :	49
a) Méthodes constructives :	49
b). Méthodes métaheuristique :	50
II. Choix de la méthode	50
III. Application de la méthode de PSO	50
IV. Application des algorithmes génétiques	53
Chapitre IV: Résultats et discussions	
I. Résultats du bilan énergétique:	56
II. Analyse paramétrique avec l'expression développée :	59
II.1. Influence de l'altitude et du nombre de Mach	59
II.2. Influence du taux de compression	60
II.3. Influence de la température au sol	60
II.4. Influence de la température à la sortie de la chambre de combustion	61
II.5. Influence du taux de dilution	62
III. Résultats des méthodes d'optimisation	64
III.1 Evolution de la consommation spécifique	64
III.2. Evolution des variables d'optimisation avec la méthode PSO	65
III.3. Evolution de la consommation spécifique optimale en fonction de la température à la sortie de la chambre de combustion (Tt5) pour les deux méthodes PSO et AG	68

III.4. Evolution de la consommation spécifique pour différents nombres de Mach avec les deux méthodes d'optimisation.....	69
III.5. Evolution de la consommation spécifique pour différentes altitudes avec les deux méthodes d'optimisation.....	70
IV. Comparaison entre l'expression développée et les deux méthodes d'optimisation.....	71
Conclusion générale.....	72

Référence bibliographique

Annexe

Liste des figures :

Fig. I.1 : Présentation d'un turboréacteur double flux.	2
Fig. I.2 : Entrée d'air et la soufflante	3
Fig. I.3 : Composantes de compresseur.....	4
Fig.I.4 : Chambre de combustion.	5
Fig. I.5 : Composantes de la turbine.....	6
Fig. I.6 : Schéma d'une tuyère.	6
Fig. I.6.1 : Tuyère de turboréacteur a double flux séparés.....	7
Fig. I.7 : Schéma d'un turboréacteur double flux mélanges	9
Fig. I.8 : Cycle thermodynamique de d'un turboréacteur double flux mélange.	9
Fig. I.9 : Schéma d'un turboréacteur double flux séparés.....	11
Fig. I.10 : Cycle thermodynamique de d'un turboréacteur double flux séparés	11
Fig. I.11 : CFM56-7B.....	13
Fig. II.1 : Station du turboréacteur	19
Fig. II.2 : Cycle thermodynamique.	20
Fig. II.3 : Organigramme de calcul	35
Fig.III.1 : Classification des méthodes d'optimisation.	36
Fig.III.2 : Algorithme de la méthode recuit simulé.....	41
Fig.III.3 : Algorithme de la méthode recherche taboue.	42
Fig.III.4 : Algorithme de la méthode algorithme génétique.....	43
Fig.III.5 : Algorithme de la méthode colonie de fourmie.	44
Fig.III.6 : Algorithme de la méthode d'essaim particules.....	46
Fig.III.7 : Algorithme de la méthode branch and bound.....	48
Fig.III.8 : Division en sous-problèmes.....	48
Fig.III.9 : Etapes de la programmation dynamique.....	49
Fig. IV.1 : Variation de la consommation spécifique en fonction de l'altitude et du nombre de Mach.....	59
Fig. IV.2 : Influence de taux de compression sur la consommation spécifique pour différentes nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.....	60
Fig. IV.3 : Influence de température au sol sur la consommation spécifique pour différentes nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.....	61
Fig. IV.4 : Influence de la température à la sortie de la chambre de combustion sur la consommation spécifique pour différentes nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.....	62
Fig. IV.5 : Influence du taux de dilution sur la consommation spécifique pour différentes nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.....	63
Fig. IV.6 : Evolution des flux primaire et secondaire en fonction du taux de dilution.....	63
Fig. IV.7 : Convergence de la consommation spécifique : a) AG, b) PSO.....	65
Fig. IV.8 : Evolution du taux de pression de la soufflante.....	66
Fig. IV.9 : Evolution du taux de pression du CBP.....	66
Fig. IV.10 : Evolution du taux de pression du CHP.....	67
Fig. IV.11 : Evolution du taux de dilution	68
Fig. IV.12 : Consommation spécifique pour les deux méthodes d'optimisation en fonction de température a la sortie de la chambre de combustion.	69

Fig. IV.13 : Consommation spécifique pour les deux méthodes en fonction de nombre de Mach.....	69
Fig. IV.14 : Consommation spécifique pour les deux méthodes d'optimisation en fonction d'altitude :a) $M = 0.8$, b) $M = 0$	70

Liste des tableaux :

Tableau IV.1 : Données de calcul.	56
Tableau IV.2 : Température et pression total à chaque station.	57
Tableau IV.3 : Défiérent puissance de turboréacteur.....	58
Tableau IV.4 : Performances de turboréacteur.....	58
Tableau IV.5: Variable d'optimisation.....	64
Tableau IV.6 : Temps de calcul.	65
Tableau. IV.6 : comparaison entre l'expression développer et PSO et AG	71

Nomenclature

Symbole	signification	unité
a	vitesse du son	m/s
Cp	La chaleur massique spécifique à pression constant	J/kg.K
C _H	Consommation spécifique	kg feul/h
Csp	Consommation spécifique	feul/N.h
Ec	Energie cinétique	J
Ep	Energie potentielle	J
F	Poussée	N
F _{SP}	Poussée spécifique	N.s/kg
g	Gravitation	m/s ²
G _{best}	Meilleure solution	-
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 tuyère primaire	kg/s
\dot{m}_s	Débit massique de l'air passant dans tuyère secondaire	kg/s
n	Nombre de particule dans la méthode PSO	-
P	Pression statique	Pa
P _t	Pression total	Pa
P _{SOUF}	Puissance du soufflant	W
P _{CBP}	Puissance de compresseur basse pression	W
P _{CHP}	Puissance de compresseur haute pression	W

P_{THP}	Puissance de turbine haute pression	W
P_{TBP}	Puissance de 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
P_{best}	Meilleure solution pour chaque particule	-
Q	Quantité de chaleur échangé par unité de masse	J/kg
r	constant des gaz parfait	J/kg.K
r_g	Constant des gaz brûlés	J/kg.K
T	Température statique	K
T_t	Température total	K
V_0	Vitesse de l'air à l'entrée	m/s
V_8	Vitesse de sortie des gaz de la tuyère primaire	m/s
$V_{8'}$	Vitesse de sortie des gaz de la tuyère secondaire	m/s
W	Travail	J/kg
W_{Souf}	Travail du soufflant	J/kg
W_{CBP}	Travail de compresseur basse pression	J/kg
W_{CHP}	Travail de compresseur haute pression	J/kg
W_{THP}	Travail de turbine haute pression	J/kg
W_{TBP}	Travail de turbine basse pression	J/kg
Z	Altitude	m

Lettres grecques

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_{THP}	Taux de compression de turbine basse pression	-
Π_{TBP}	Taux de compression de turbine haute pression	-
$\eta_{is\ SOUF}$	Rendement isentropique de la soufflante	-
$\eta_{is\ CBP}$	Rendement isentropique du compresseur basse pression	-
$\eta_{is\ CHP}$	Rendement isentropique du compresseur haute pression	-
$\eta_{is\ THP}$	Rendement isentropique de la turbine haute pression	-
$\eta_{is\ TBP}$	Rendement isentropique de la turbine basse pression	-
$\eta_{is\ TP}$	Rendement isentropique de la tuyère primaire	-
$\eta_{is\ SP}$	Rendement isentropique de la tuyère secondaire	-
η_{th}	Rendement thermique théorique	-
η_{thr}	Rendement réel	-
η_{in}	Rendement interne	-
η_p	Rendement de propulsion	-
η_g	Rendement global	-

Abréviation

AG	Algorithme génétique
PSO	Optimisation par essaim de particules
CBP	Compresseur basse pression
CHP	Compresseur haute pression
THP	Turbine haute pression
TBP	Turbine basse pression
SAC	Single Annular Combustor
DAC	Double Anular Combustor
FADEC	Full Authority Digital Engine Control (control numérique du moteur à plein autorité)

A thick, dark blue vertical bar is positioned on the left side of the page. From the bottom of this bar, several thin, curved lines in shades of blue and grey extend upwards and to the right, creating an abstract, organic shape.

Introduction Générale

Introduction générale :

Dans le domaine de l'aviation civile les moteurs les plus utilisés sont les turboréacteurs à double flux, un moteur d'avion doit satisfaire un certain nombre d'exigences : une grande fiabilité, une longue durée de vie, un faible poids et une faible consommation de carburant et de surface frontale.

Il y'a plusieurs chercheurs qui se sont intéressés à analyser et optimiser les performances des turboréacteurs à double flux, pour arriver à satisfaire les exigences précédentes.

L'objectif de notre travail est de contribuer à l'amélioration des turboréacteurs à double flux et en particulier le turboréacteur CFM 56-7B à travers l'analyse et l'optimisation thermodynamique de la consommation spécifique. En premier lieu nous avons visé à établir un bilan énergétique du moteur et élaborer un programme sous environnement MATLAB qui permet d'évaluer les paramètres thermodynamiques à chaque station du moteur et ses performances pour différents régimes de fonctionnement. Nous avons aussi développé l'expression de la consommation spécifique pour mettre en relief tous les paramètres dont elle dépend et procéder à une analyse paramétrique.

En deuxième lieu nous avons visé à faire une petite recherche sur les méthodes d'optimisation et choisir ainsi la méthode qui convient à notre problème.

En troisième lieu nous avons visé à établir une comparaison des différents résultats issus de l'étude paramétrique et de l'optimisation.

Pour répondre à nos objectifs nous avons organisé le travail comme suite :

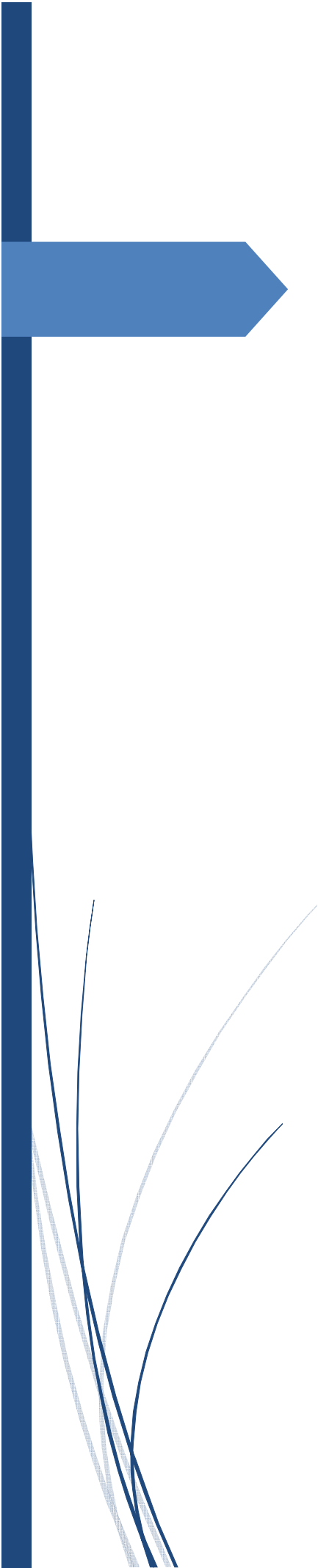
Chapitre I : Aperçu sur les turboréacteurs double flux et recherche bibliographique.

Chapitre II : Bilan énergétique et performances.

Chapitre III : Optimisation.

Chapitre IV : Résultats et discussions.

En fin, ce travail termine par une conclusion générale.



Aperçu sur les
turboréacteurs à double
flux et recherche
bibliographique

Les turboréacteurs à double flux sont apparus dans les années 60 et ces moteurs sont les plus utilisés dans l'aviation civile, dans ces moteurs les premiers étages de compresseur basse pression (souvent réduits à un seul qu'on appelle soufflante ou « fan ») sont de grandes dimensions pour aspirer de grandes quantités d'air.

Ce type de moteur est utilisé, au début du XXI^e siècle, sur les avions de transport commerciaux. Ils sont facilement reconnaissables en raison du diamètre de la soufflante qui atteint plusieurs mètres. Les poussées atteintes permettent la propulsion d'avions de très grande capacité telle que l'A 380.

L'un des avantages de ce moteur est la grande poussée pour le décollage il est plus économique aux vitesses plus basses [1].

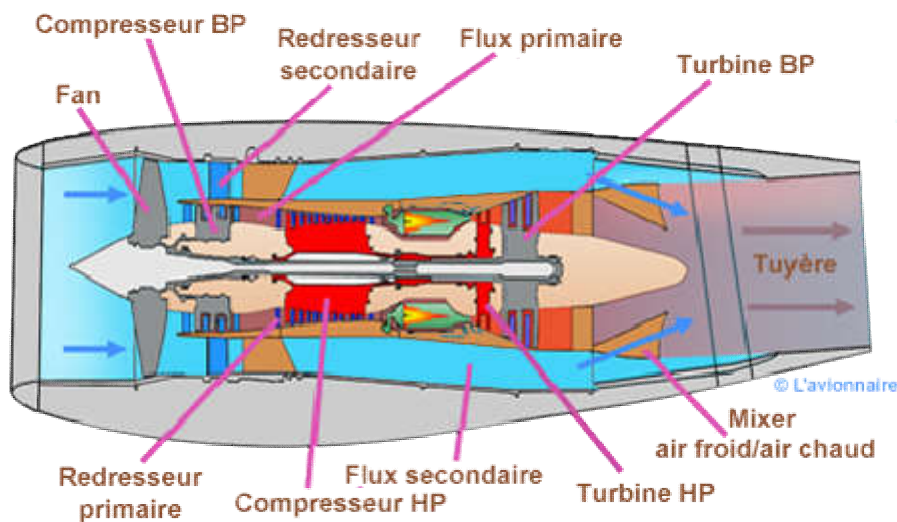


Fig. I.1 : Présentation d'un turboréacteur double flux.

I. Eléments constitutifs :

I.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 antigivrage. L'entrée contient également des matériaux réduisant le son, qui absorbent le bruit du FAN et permet de rendre le moteur plus silencieux [1].

I.2 Soufflante (fan) :

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. La majeure partie appelée flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. L'autre partie appelée flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression [1].



Fig. I.2 : Entrée d'air et la soufflante

I.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.

Les turboréacteurs est généralement composé :

- compresseur basse pression
- compresseur haute pression

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

Conçus de la même manière les compresseurs basse et haute pressions se différencient par la taille de leurs aubes et par leurs vitesses de rotation.

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aubes mobiles 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 et tourne autour un 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 la vitesse débitante axiale une valeur constante [1].

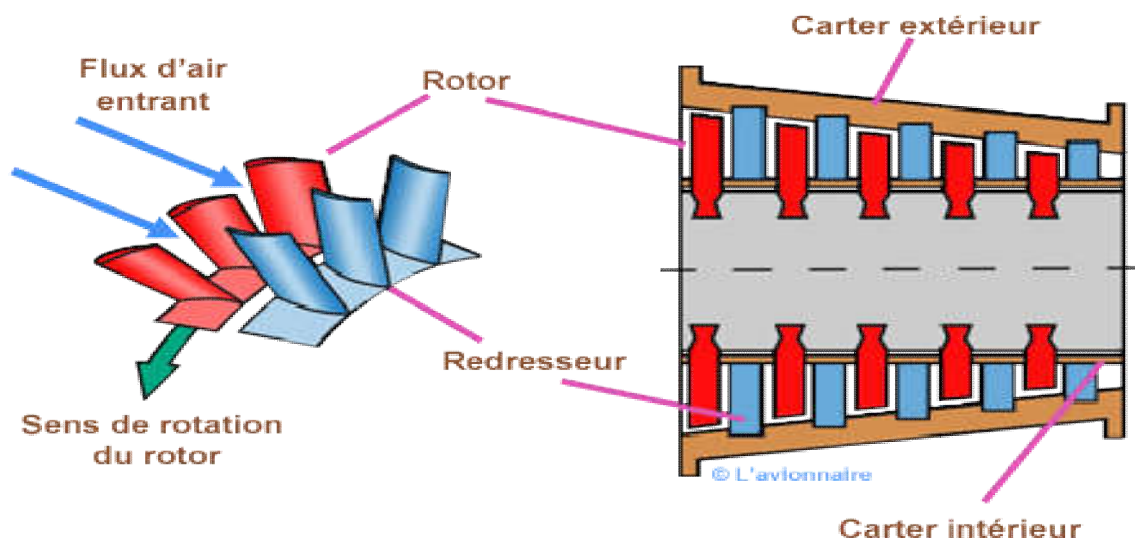


Fig. I.3 : Composantes de compresseur.

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.4 Chambre de combustion :

la chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir les turbines et donner suffisamment de la poussée à la tuyère. Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant du kérosène en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.

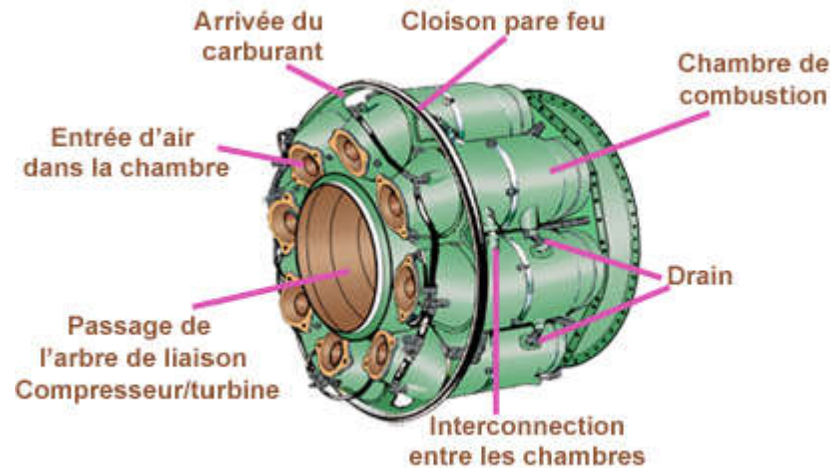


Fig.I.4 : Chambre de combustion.

L'air pénètre en amont du carter de la chambre, une grande partie passe par la tête du foyer pour alimenter les systèmes d'injection, une autre partie la contourne. L'air de contournement sert à la fois au refroidissement des parois, à diluer et à bien mélanger l'écoulement dans le foyer. Les injecteurs au nombre d'une vingtaine, ou plus régulièrement répartis en tête de foyer, sont destinés à fournir un débit de carburant suffisamment pulvérisé pour obtenir un mélange avec l'air optimal [1].

I.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 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.

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe (distributeur) suivi d'un aubage mobile.

Sur les turboréacteurs doubles flux la turbine HP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflantes FAN [1].

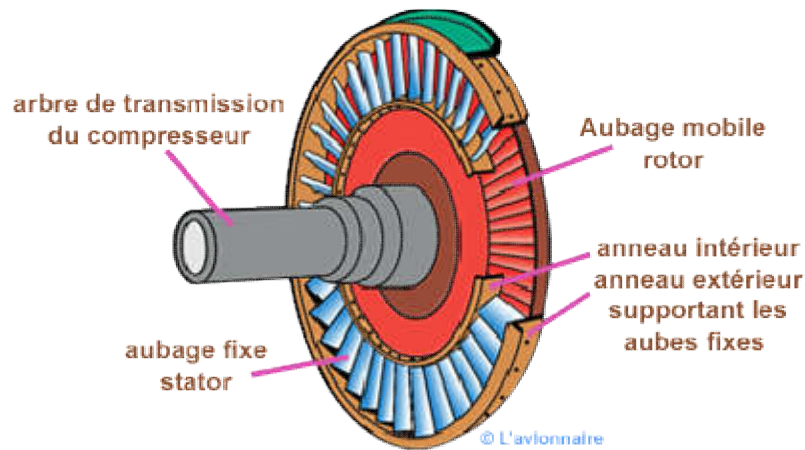


Fig. I.5 : Composantes de la turbine

I.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.

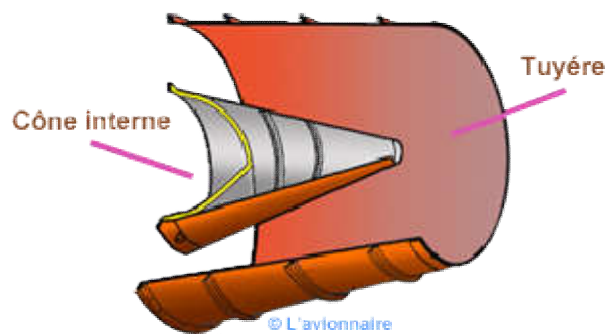


Fig. I.6 : Schéma d'une tuyère.

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.



Fig. I.6.1 : Tuyère de turboréacteur a double flux séparés

Sur certains réacteurs a double flux, pour favoriser le mélange air secondaire air froid /air primaire air chaud, un mélangeur mixer est rajouté au début de la tuyère. Ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale [1].

II. Principe de fonctionnement d'un turboréacteur

Le turboréacteur est un moteur basé sur le principe de la réaction, laquelle est l'unique moyen de la propulsion dans les fluides. 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, engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé vers l'avant.

Le principe de propulsion par réaction implique tout simplement la réaction de deux ou plusieurs substances, dans un espace confiné, dans le but de propulser un objet, tel qu'un Jet ou une fusée.

Le turboréacteur fonctionne sur le cycle thermodynamique de Brayton pour systèmes ouverts et est composé de 4 phases : admission, compression, combustion, et détente avec la compression et la détente s'effectuant sur le même arbre mécanique.

On résume le principe de fonctionnement d'un turboréacteur par les quatre points suivants:

1. L'air extérieur est aspiré puis comprimé via un compresseur. Il y subit une ou plusieurs compressions, selon le nombre d'étage. Sa température et sa pression augmentent.
2. En sortie de compresseur, l'air entre dans la chambre de combustion. Le carburant (Kérosène) y est également injecté et brûlé avec l'air. A cause de la combustion, la température augmente.

3. Les gaz brûlés sortent ensuite de la chambre de combustion pour passer par la turbine. L'action des gaz brûlés sur les aubes des turbines met en rotation l'arbre du turboréacteur (pour entraîner le compresseur et les accessoires nécessaires au fonctionnement).
4. Les gaz d'échappement sont finalement expulsés. Ils passent par une tuyère, qui accélère les gaz brûlés. La tuyère d'éjection est alors placée en aval des étages de turbines. Elle permet de transformer la pression des gaz en énergie cinétique, afin d'obtenir une poussée importante [1].

III. Types des turboréacteurs doubles flux :

III.1 Turboréacteur double flux mélangés :

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine basse pression à un ou plusieurs étages qui entrainera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur.

- Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression.
- Le flux secondaire ou flux froide contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés.

Sur certains réacteurs pour favoriser le mélange air secondaire/ air primaire.

Un mélangeur (mixer) est rajouté au début de la tuyère. Ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale [1].

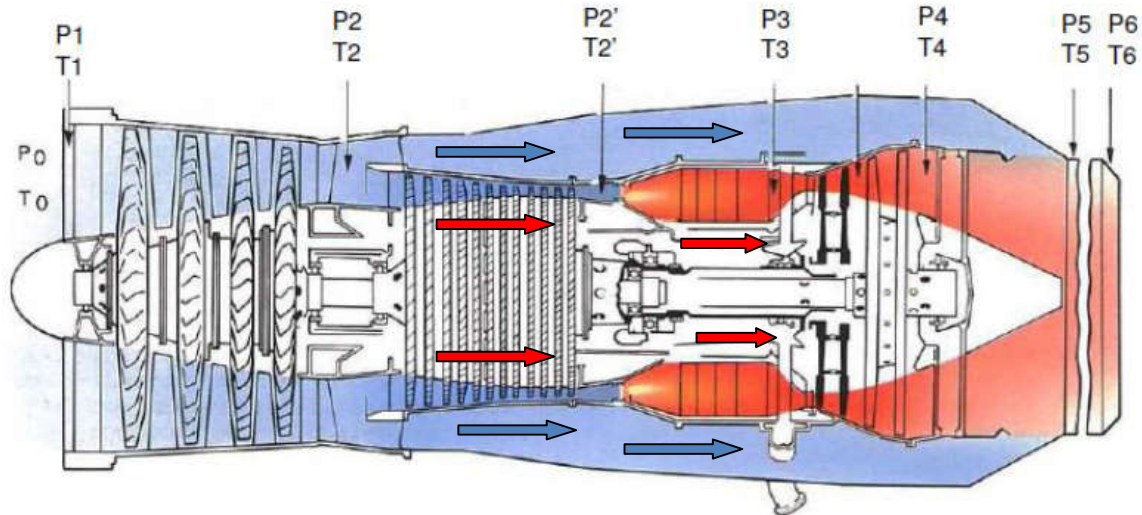


Fig. I.7 : Schéma d'un turboréacteur double flux mélangés

Les différentes phases qui représentent le cycle d'un turboréacteur double flux mélangés sont :

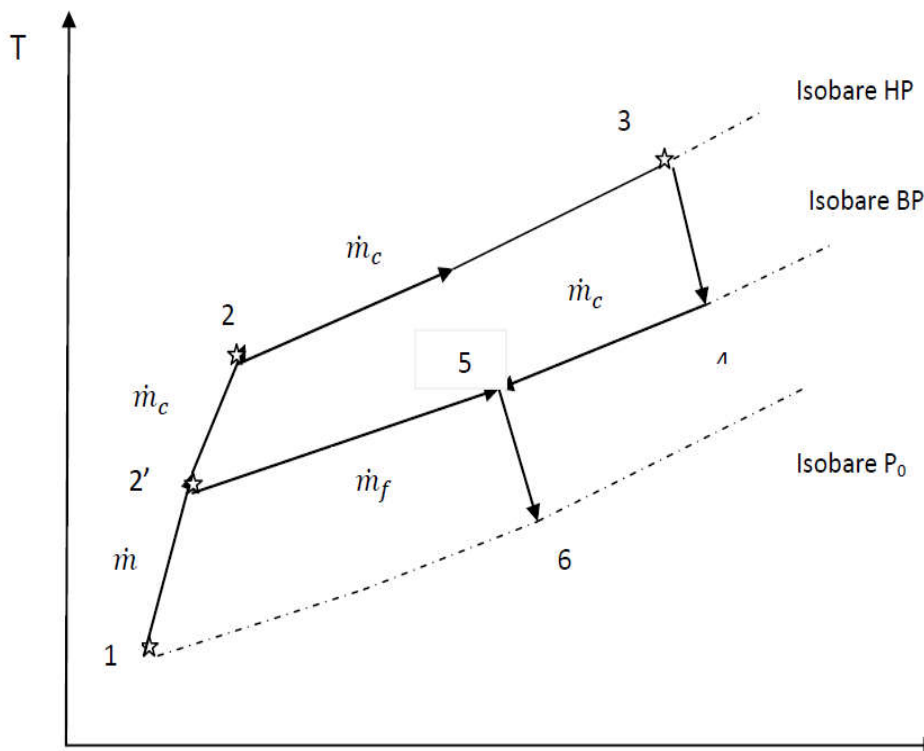


Fig. I.8 : Cycle thermodynamique de d'un turboréacteur double flux mélange.

1→2': compression réelle de flux d'air total dans le diffuseur puis dans le compresseur basse pression.

2' → 2: compression réelle de flux d'air primaire dans le compresseur haute pression.

2 → 3: combustion isobare dans la chambre de combustion.

3 → 4: détente réelle du gaz dans la turbine.

4 → 5: diminution de température du gaz T4 à T5 à pression constante.

2' → 5: Augmentation de température de T2' à T5 à pression constante.

5 → 6: détente réelle de mélange (débit primaire + débit secondaire) dans la tuyère.

III.2. Turboréacteur double flux séparés :

Dans le cas où le turboréacteur comporte deux flux d'air séparés ("flux primaire" et "flux secondaires")

La soufflante reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions. La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire.

Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire.

Dans un turboréacteur à simple flux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important.

En revanche dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le flux secondaire est faiblement accélérée et vient "grainer" le flux primaire fortement accélérée d'où diminution du bruit.

Malheureusement la soufflante engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite [1].

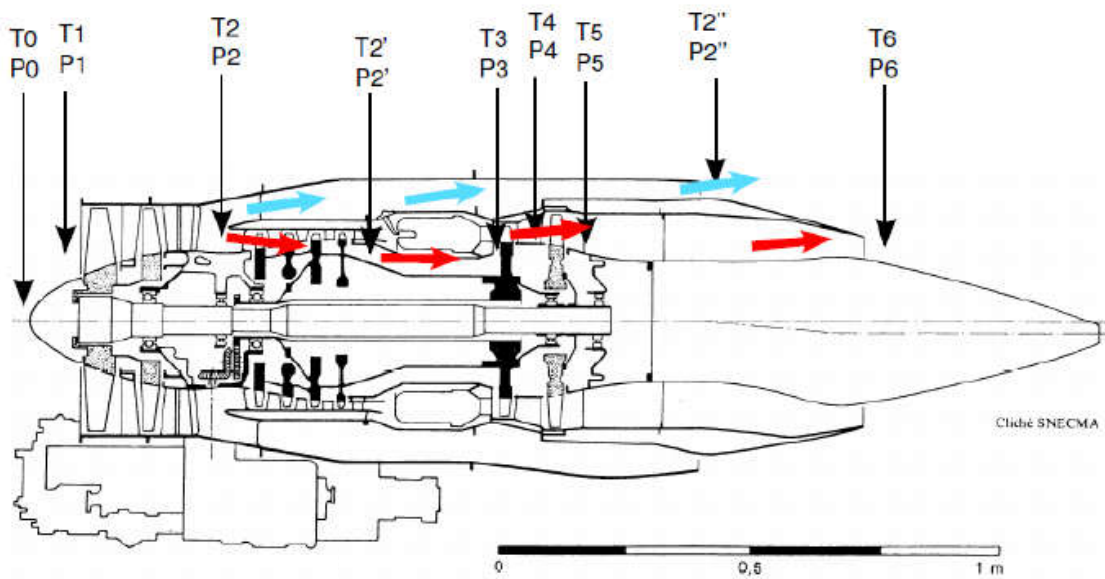


Fig. I.9 : Schéma d'un turboréacteur double flux séparés

Les différentes phases qui représentent le cycle d'un turboréacteur double flux séparés sont :

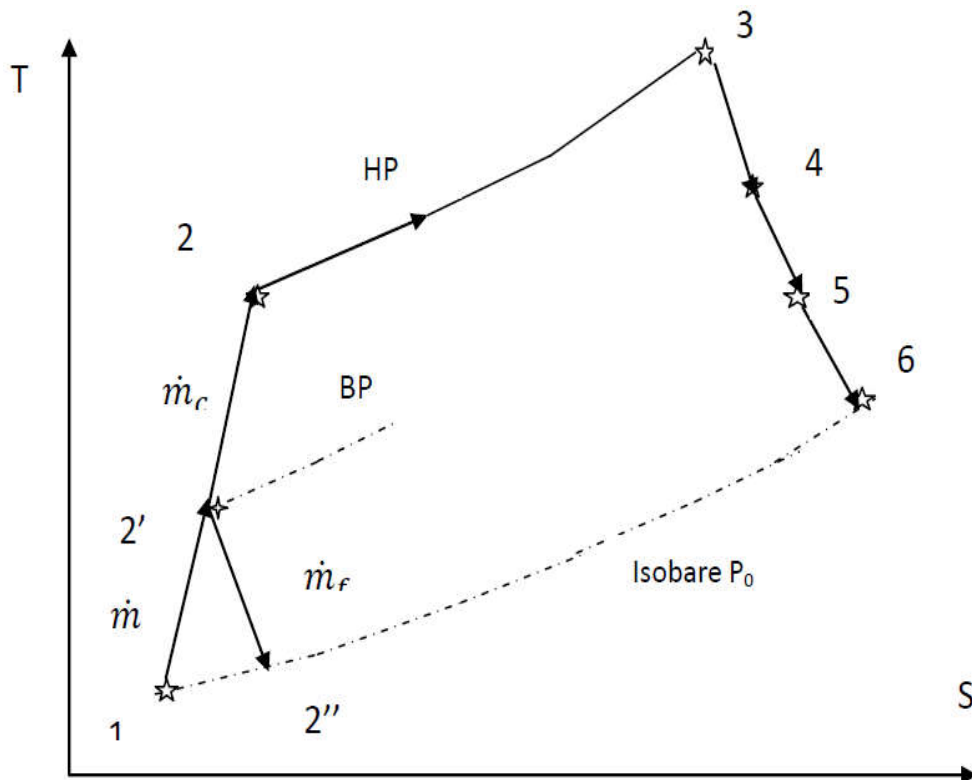


Fig. I.10 : Cycle thermodynamique de d'un turboréacteur double flux séparés

1→2': compression réelle flux d'air total dans le diffuseur

2'→2: compression réelle de flux d'air primaire dans le compresseur basse pression puis haute pression.

2→3: combustion isobare dans la chambre de combustion.

3→4: détente réelle du gaz dans la turbine haute pression.

4→5: détente réelle du gaz dans la turbine basse pression.

5→6: détente réelle du gaz dans la tuyère primaire

2'→2'': détente réelle de flux d'air secondaire dans la tuyère secondaire.

IV. Présentation générale du turbo fan CFM56-7B :

Le moteur **CFM56-7B** est un réacteur de type fan à double flux, double corps à écoulement axial avec un taux de dilution élevé, et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance. Ce moteur dernier-né de la famille des **CFM56**, occupe une position commerciale très sûre dans le marché aéronautique. Il a été choisi par Boeing comme source unique pour motoriser ses Boeing 737 séries 600, 700, 800, 900, COMBJ-BBJ (Boeing Business Jet), C40A (Version Militaire). Son rôle est de fournir la poussée à l'avion et la puissance aux systèmes avions suivants : Electrique, Hydraulique, Pneumatique

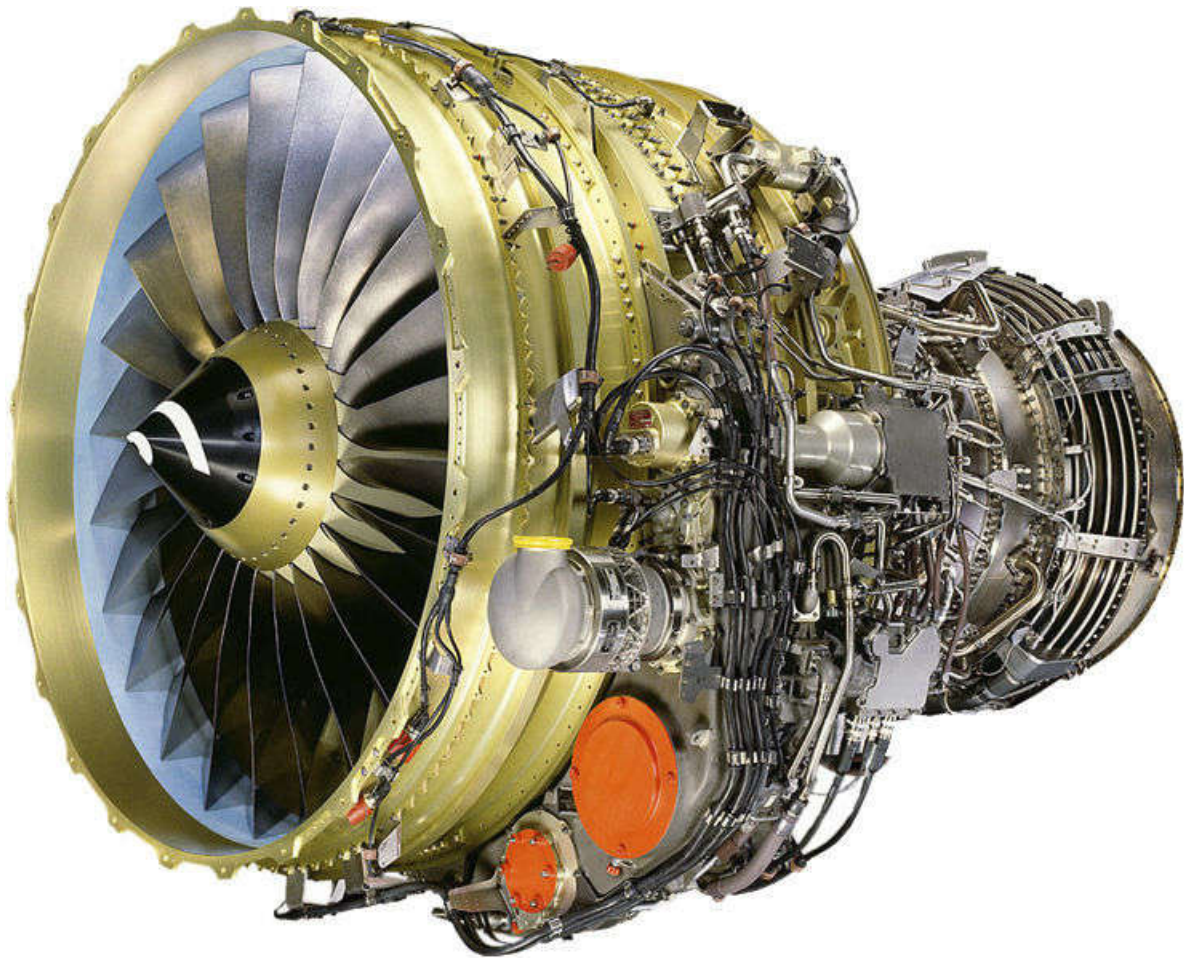


Fig. I.11 : CFM56-7B

Le **CFM56-7B** est un nom d'une série d'un réacteur d'avion appartenant à la catégorie des turboréacteurs. En effet, on a :

- **CF** : Commercial-Fan.
- **M** : Moteur.
- **56** : 56^{ème} projet de SNECMA.
- **7** : le nombre de la génération de ce type de réacteur et qui est le dernier pour le moment
- **B** : le type d'avion sur lequel ce réacteur est avionné

Le **CFM56-7B** intègre également une nouvelle régulation électronique pleine autorité de nouvelle génération (**FADEC**). Pour répondre aux exigences des compagnies les plus soucieuses de l'environnement, Le **CFM56-7B** est proposé en option avec une chambre de combustion à double tête (**DAC**) [2].

IV.1 Caractéristiques principales :

Pour le **CFM56-7B** on distingue les différentes caractéristiques.

– Type de moteur.....Turbo fan.

– Rotation.....Sens horaire.

● Compresseur :

–Fan.....Un seul étage

–Compresseur LP.....Quatre étages

–Compresseur HP.....Neuf étages

● Chambre de combustion :

–Annulaire du type SAC (optionnel DAC)

● Turbine :

–Turbine HP.....Un seul étage

–Turbine LP.....Quatre étage

● Poids.....2348 Kilogrammes (5257 livres)

● Dimensions :

–Longueur.....2.51m

–Hauteur.....1.83m

–Largeur.....2.12m

● Performances : (voir annexe A)

»Poussée assurée par le flux primaire : 20% de la poussée totale.

» Poussée assurée par le flux secondaire : 80% de la poussée totale.

»Poussée du moteur dans les conditions standards au niveau de la mer (1 Bar, 15°C) :
81.819kN- 121.410kN.

» Poussée maximale en ascension : 26.4789kN.

»Masse du réacteur nu : 2385 kg

»Diamètre de l'entrée d'air : 1.55 mètres.

- » Longueur de moteur : 2.51 mètres
- » Hauteur 1.83 mètres
- » Taux de dilution : 5.3
- » Température maximale d'échappement de la turbine basse pression (EGT) : 950°C.
- » Vitesse N1 max 5380 tr/min
- » Vitesse N2 max 51183 tr/min

V. Recherche bibliographique

Les performances des turboréacteurs sont évaluées à travers deux paramètres importants : la poussée spécifique qui représente la poussée par unité de débit massique d'air qui traverse le moteur. Et la consommation spécifique qui représente la consommation de carburant par unité de poussée et de temps.

Beaucoup d'auteurs se sont intéressés à optimiser ces performances par différentes méthodes et moyens. Nous présentons par la suite les différents travaux qu'on a pu recueillir suite à notre recherche.

V.1. A.HOMAIFAR et H. Y. Lai et E. McCormick (1994) :

Ils ont appliqué l'algorithme génétique à l'optimisation du système des moteurs double flux. Les algorithmes génétiques sont des algorithmes d'optimisation à usage général relativement nouveaux qui appliquent les règles de la génétique pour explorer une espace de recherche donnée.

Deux critères différents sont choisis pour l'évaluation, ces critères sont la poussée par unité de débit massique et le rendement global.

Les variables d'optimisation sont le nombre de Mach, le rapport de pression du compresseur, le rapport de pression de la soufflante et le taux de dilution.

Les résultats numériques indiquent que les algorithmes génétiques sont capables d'optimiser un système complexe [3].

V.2. Valceres Silva et Wael Khatib et Peter Fleming (1999):

Ils ont utilisé les algorithmes génétiques pour optimiser les performances d'un turboréacteur. Le but de ce travail est de minimiser la consommation spécifique tout en maintenant la poussée et maximiser la poussée et la durée de vie du moteur par la réduction de la température d'entrée de la turbine en maintenant la poussée [4].

V.3. Giovanni Torella et Luciano Blasi (2000) :

Ils ont développé un solveur intégré pour optimiser le cycle, la taille et le poids d'un turboréacteur. Le solveur est basé sur les techniques d'algorithmes génétiques, le moteur choisi est à double flux. Les variables d'optimisation sont : le taux de dilution, les rapports de pression de la soufflante, des compresseurs basse et haute pression et la température à l'entrée de la turbine.

Les critères optimisés sont : la poussée spécifique, la consommation spécifique, la longueur du moteur et le rapport de poids [5].

V.4. K. Atashkari et N. Nariman-Zadeh et A. Pilechi et A. Jamali et X. Yaob (2005) :

Ils ont utilisé les algorithmes génétiques multi objectifs pour l'optimisation du cycle thermodynamique des turboréacteurs idéaux. Les variables optimisées sont quatre la poussée spécifique; le rendement thermique; le rendement propulsif et la consommation spécifique; parmi les variables utilisées dans l'optimisation il y a le nombre de Mach et le taux de compression [6].

V.5. Valceres V.R. Silvaa et Wael Khatibb et Peter J. Fleming (2005):

Ils ont optimisé les performances d'un turboréacteur par les algorithmes génétiques. Les variables optimisées sont la poussée spécifique et la température à l'entrée de la turbine [7].

V.6. Jeffrey J. Berton et Mark D. Guynn (2011) :

Ils ont appliqué les algorithmes génétiques multi et mono objectif pour le développement des turboréacteurs à double flux. Les variables de conception indépendantes étudiées incluent trois variables continues: la poussée statique au niveau de la mer, et le point de conception aérodynamique, rapport de pression, et quatre variables discrètes: le rapport de

pression global, et le compresseur haute et basse pression répartition du travail. Le poids de la rampe, la consommation de carburant, le bruit et les émissions sont les paramètres traités comme des fonctions objectives [8].

V.7. Lorenzo Casalino et Dario Pastrone (2012) :

Pour minimiser la consommation spécifique et le poids du moteur d'un turboréacteur double flux Lorenzo Casalino et Dario Pastrone ont utilisé un algorithme d'optimisation hybride qui utilise un algorithme génétique, un algorithme d'évolution différentielle et un algorithme PSO.

Les variables d'optimisation utilisées: le taux de compression de la soufflante, la température à la sortie de la chambre de combustion et le taux de compression [9].

V.8. KELNER (2013) :

Il a développé un logiciel de simulation et d'optimisation d'un cycle BRAYTON dans le cadre de la modélisation d'un turboréacteur double flux.

La méthode d'optimisation utilisée est les algorithmes génétiques, les paramètres optimisés sont la poussée spécifique et la consommation spécifique, les variables d'optimisation sont le nombre de Mach, la température à la sortie de la chambre de combustion et le taux de compression basse pression. Les résultats obtenus dans ce travail montrent que l'efficacité des A.G. les rend bien plus intéressants. Les AG sont plus rapides et plus précis que leurs homologues mathématiques [10].

V.9. Mingdong Cao1 et Zhanxue Wang et Zengwen Liu et Xiaobo Zhang (2014) :

Ils ont utilisé un algorithme STTVDE (self-adaptive three times variation differential evolution) développé à partir des algorithmes génétiques pour optimiser les cycles thermodynamiques des turboréacteurs à double flux, les critères optimisés sont la consommation spécifique en croisière, la limite de la température à la sortie du compresseur et le poids de moteur [11].

V.10. Yousef S.H.Najarn Ibrahim et A.I.Balawneh (2015) :

Ils ont optimisé la consommation spécifique et la poussée spécifique par un programme d'ordinateur de l'algèbre générale. Le système de modélisation (GAMS) a été

utilisé pour l'analyse et l'optimisation. Les variables d'optimisation sont la température d'entrée de la turbine et le taux de compression [12].

V.11. Junning Qian et Feng Lu et Xiaojie Qiu et Chunsheng (2015) :

Pour améliorer la précision d'un modèle mathématique de moteur double flux pour le moteur réel, les auteurs ont utilisé l'algorithme d'optimisation de l'essaim particule (PSO). La fonction objective est définie comme les erreurs relatives des paramètres de mesure clés entre le moteur individuel réel et son modèle. Ensuite les résultats obtenus sont utilisés pour corriger les lignes caractéristiques des composantes et les cartes de performances. Deux combinaisons de facteurs de correction de composantes sont discutées et comparées dans les expériences de simulation. L'une consiste à corriger le ventilateur et le compresseur et l'autre consiste à corriger le compresseur et la turbine haute pression [13].

Après l'analyse des travaux ci-dessus par rapport aux méthodes d'optimisation, la totalité des travaux ont utilisé les algorithmes génétiques à l'exception des travaux de **Junning Qian et al** et les travaux de **Lorenzo Casalino et Dario Pastrone** qui ont utilisé la technique PSO.

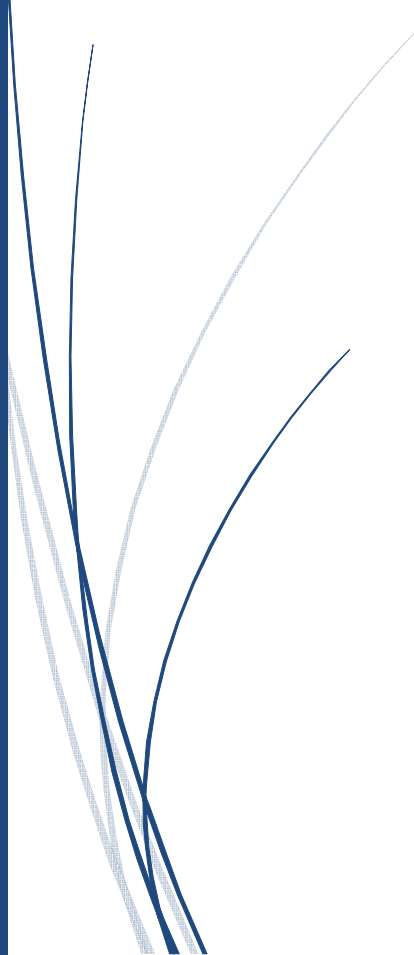
La majorité de ces travaux a porté sur les turboréacteurs à double flux. Les variables d'optimisation utilisées sont : le nombre de Mach, la température à la sortie de la chambre de combustion, le taux de compression, le taux de dilution et le rapport de pression de la soufflante.

D'après l'analyse de ces travaux les méthodes utilisées sont efficaces et donnent de bons résultats.



Chapitre II

Bilan énergétique et performances



Dans ce chapitre on va établir un bilan énergétique pour calculer les différents paramètres thermodynamique et les performances et en va développée et l'expression de la consommation spécifique.

I. Différents station et cycle thermodynamique du turboréacteur :

Pour l'étude thermodynamique du turboréacteur il a été réparti en plusieurs stations :

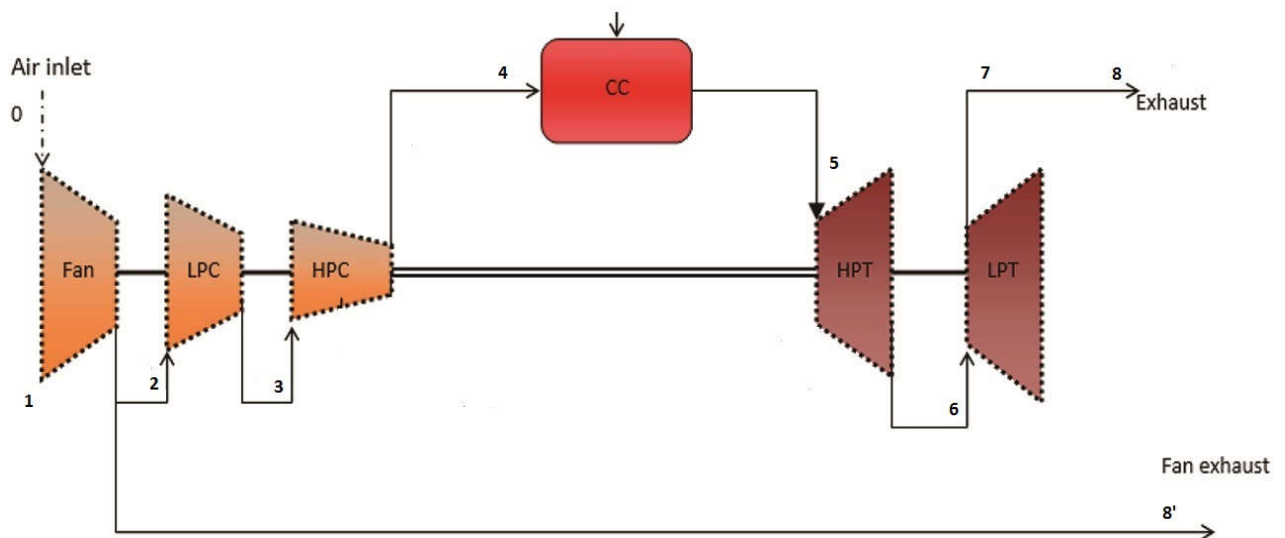


Fig. II.1 : Station du turboréacteur

Les stations sont :

Station 0 : infini amont.

Station 1 : entrée fan.

Station 2 : entrée compresseur basse pression.

Station 3 : entrée compresseur haute pression.

Station 4 : entrée chambre de combustion.

Station 5 : entrée turbine haute pression.

Station 6 : entrée turbine basse pression.

Station 7 : entrée tuyère primaire.

Station 8 : sortie tuyère primaire.

Station 8' : entrée tuyère secondaire.

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 8'). Après la compression l'air est envoyé dans la chambre de combustion où il est mélangé avec un combustible puis l'ensemble s'enflamme élevant la température des gaz (4 vers 5) et les dilate fortement. 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).

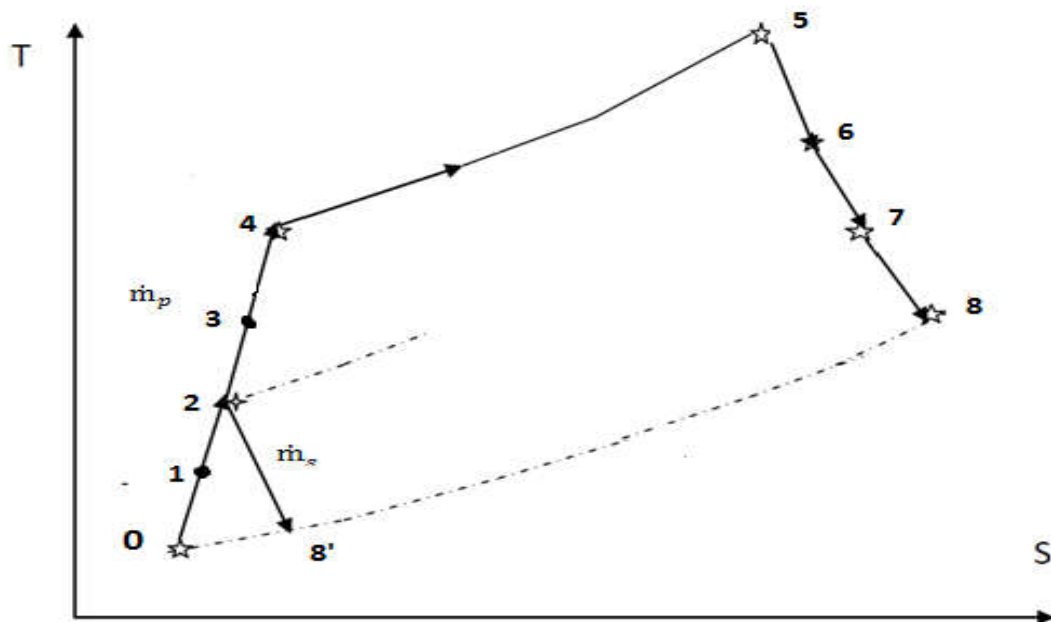


Fig. II.2 : Cycle thermodynamique.

II. Premier principe de la thermodynamique :

Le premier principe de la thermodynamique pour un système ouvert est donné par :

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

Avec :

- W est le travail massique.
- Q est la quantité de chaleur échangé par unité de masse.

- H l'enthalpie et égale : $H=C_pT$.
- E_c l'énergie cinétique : $E_c=\frac{1}{2} V^2$
- E_p l'énergie potentielle

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

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

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

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

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

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

$$\rho_{atm}=\frac{P_{atm}}{r*T_{atm}} \quad (II.4)$$

IV. Bilan énergétique :

Hypothèses :

L'air est supposé comme un gaz parfait.

Les évolutions sont considéré isentropique (adiabatique réversible).

Les tuyères sont considéré adaptées.

$r=287$ [j/kg.K] : constant des gaz parfait.

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

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

$\gamma_g=1.33$: rapport de capacité thermique

$C_p=1005$: chaleur massique spécifique a pression constant [J/kg.K].

IV.1. Entrée d'air :

On utilise le 1^{er} principe de la thermodynamique :

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

$W=0 \Rightarrow$ pas de travail

$Q=0 \Rightarrow$ (évolution supposée adiabatique).

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

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

$$\text{ou : } (C_p * T_1 + \frac{V_1^2}{2}) - (C_p * T_0 + \frac{V_0^2}{2}) = 0$$

On peut écrire également :

$$C_p (T_1 + \frac{V_1^2}{2}) = C_p (T_0 + \frac{V_0^2}{2}) \quad (\text{II.5})$$

On a :

$$V = M^* a \quad \text{et} \quad a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot \bar{t}} \Rightarrow V = M^* \sqrt{\gamma \cdot r \cdot \bar{t}}$$

$$\text{Et} \quad C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$$

On remplace dans l'éq (II.5) précédent :

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

$$C_p * T_1 (1 + \frac{M_1^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot \bar{t} (\gamma - 1)}{2 \gamma r}) = C_p * T_0 (1 + \frac{M_0^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot \bar{t} (\gamma - 1)}{2 \gamma r})$$

Donc :

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

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

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

Avec $T_0 = T_{atm}$

On a encore :

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

$$P_{t1} = \delta * P_{t0} \quad (\text{II.8})$$

IV.2. Sortie soufflante :

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

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

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

$$T_{t2is} = \Pi_{SOUF} * T_{t1}$$

On a encore :

$$\eta_{is\ SOUF} = \frac{(T_{t2is} - T_{t1})}{(T_{t2} - T_{t1})}$$

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

➤ **Travail de la soufflante :**

D'après l'éq (II.1) dans la soufflante on obtient :

$$W_1^2 + Q_1^2 = \Delta H_1^2 + \Delta E C_1^2 \quad (\text{II.1})$$

$Q=0 \Leftrightarrow$ (évolution supposée adiabatique).

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

Donc :

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

Et $H = C_p * T$

$$W_1^2 = C_p (T_{t2} - T_{t1}) \quad (\text{II.11})$$

➤ **Puissance de la soufflante :**

$$P_{SOUF} = \dot{m}_p * C_p (T_{t2} - T_{t1}) \quad (\text{II.12})$$

IV.3. Compresseur base pression :

$$\text{On a : } \frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \Pi_{CBP}$$

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

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

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

On a encore :

$$\eta_{is\ CBP} = \frac{(T_{t3is} - T_{t2})}{(T_{t3} - T_{t2})}$$

$$\Rightarrow T_{t3} = \frac{(T_{t3is} - T_{t2})}{\eta_{is\ CBP}} + T_{t2} \quad (\text{II.14})$$

➤ **Travail de compresseur basse pression :**

En appliquant l'éq (II.1) dans le compresseur basse pression on obtient :

$$W_2^3 + Q_2^3 = \Delta H_2^3 + \Delta E c_2^3$$

$$Q=0 \Rightarrow (\text{évolution supposée adiabatique}).$$

$$\Delta E_p = 0 \Rightarrow (\text{pas de dénivellation}).$$

Donc :

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

$$\text{Et } H = C_p * T$$

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

➤ **Puissance de compresseur basse pression :**

$$P_{CBP} = \dot{m}_p * C_p (T_{t3} - T_{t2}) \quad (\text{II.16})$$

IV.4. Compresseur haut pression :

$$\text{On a : } \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \Pi_{CHP}$$

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

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

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

On a encore :

$$\eta_{is} = \frac{(T_{t4is} - 3)}{(T_{t4} - T_{t3})}$$

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

➤ **Travail de compresseur haute pression :**

En appliquant l'éq (II.1) dans le compresseur haute pression on obtient :

$$W_3^4 + Q_3^4 = \Delta H_3^4 + \Delta E C_3^4$$

$Q=0 \Leftrightarrow$ (évolution supposée adiabatique).

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

Donc :

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

Et $H = C_p * T$

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

➤ **Puissance de compresseur haute pression :**

$$P_{CHP} = \dot{m}_p * C_p (T_{t4} - T_{t3}) \quad (\text{II.20})$$

IV.5. Chambre de combustion :

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

La température totale à la sortie de chambre de combustion est donnée par le constructeur

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

On a :

$$\dot{m}_c * p_{ci} * \eta_{cc} = \dot{m}_p * T_{t4} * C_p + \dot{m}_p * C_p * T_{t5} + \dot{m}_c * C_p * T_{t5}$$

On peut écrire également :

$$\dot{m}_c (p_{ci} * \eta_{cc} - C_p * T_{t5}) = \dot{m}_p (C_p * T_{t5} - C_p * T_{t4})$$

$$\Rightarrow \dot{m}_c = \frac{\dot{m}_p (C_p * T_{t5} - C_p * T_{t4})}{(p_{ci} * \eta_{cc} - C_p * T_{t5})} \quad (\text{II.22})$$

IV.6. Turbine haut pression :

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

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

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

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

On a encore :

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

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

➤ Travail de la turbine haute pression :

En appliquant l'éq (II.1) dans la turbine haut pression on obtient :

$$W_5^6 + Q_5^6 = \Delta H_5^6 + \Delta E C_5^6$$

$Q=0 \Rightarrow$ (évolution supposée adiabatique).

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

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

$$\text{Et } H = C_p * T$$

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

➤ Puissance de la turbine haute pression :

$$P_{THP} = \dot{m}_p * C_p (T_{t5} - T_{t6}) \quad (\text{II.26})$$

IV.7. Turbine basse pression :

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

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

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

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

$$\eta_{is\ TBP} = \frac{(T_{t6} - T_{t7})}{(T_6 - T_{7is})}$$

$$\Rightarrow T_{t7} = T_{t6} - (\eta_{is\ TBP} * (T_{t6} - T_{7is})) \quad (\text{II.28})$$

➤ Travail de la turbine basse pression

En appliquant l'éq (II.1) dans la turbine basse pression on obtient :

$$W_6^7 + Q_6^7 = \Delta H_6^7 + \Delta E C_6^7$$

$Q=0 \Leftrightarrow$ (évolution supposée adiabatique).

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

$$W_5^6 = (H_6 + \frac{1}{2} V_6^2) - (H_7 + \frac{1}{2} V_7^2)$$

Et $H = C_p * T$

$$W_5^6 = C_p (T_{t6} - T_{t7}) \quad (\text{II.29})$$

➤ Puissance de la turbine basse pression

$$P_{TBP} = \dot{m}_p * C_p (T_{t5} - T_{t6}) \quad (\text{II.30})$$

IV.8. Tuyère primaire :

En appliquant l'éq (II.1) dans la Tuyère primaire on obtient :

$$W_7^8 + Q_7^8 = \Delta H_7^8 + \Delta E C_7^8$$

$W=0 \Leftrightarrow$ pas de travail

$Q=0 \Leftrightarrow$ (évolution supposée adiabatique).

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

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

$$C_p (T_{t8} - T_{t7}) = 0 \quad (\text{II.31})$$

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

$$V_8 = \sqrt{2 * C_p (T_{t8} - T_8)} \quad (\text{II.32})$$

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

$$\text{On a: } \frac{T_{8is}}{T_{t7}} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\Rightarrow T_{8is} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} * T_{t7}$$

On a encore :

$$\eta_{is TP} = \frac{(T_{t7} - T_8)}{(T_{t7} - T_{8is})}$$

$$\Rightarrow T_8 = T_{t7} - (\eta_{is TP} * (T_{t7} - T_{8is})) \quad (\text{II.33})$$

IV.9. Tuyère secondaire :

En appliquant l'eqt (II.1) dans la Tuyère secondaire on obtient :

$$W_2^{8'} + Q_2^{8'} = \Delta H_2^{8'} + \Delta E C_2^{8'}$$

$$W=0 \Leftrightarrow \text{pas de travail}$$

$$Q=0 \Leftrightarrow (\text{évolution supposée adiabatique}).$$

$$\Delta E_p = 0 \Leftrightarrow (\text{pas de dénivellation}).$$

$$(H_{8'} + \frac{1}{2} V_{8'}^2) - (H_2 + \frac{1}{2} V_2^2) =$$

$$C_p (T_{t8'} - T_{t2}) = 0$$

$$T_{t8'} = T_{t2} \quad (\text{Conservation de la température totale}) \quad (\text{II.34})$$

$$V_{8'} = \sqrt{2 * C_p (T_{t8'} - T_{8'})} \quad (\text{II.35})$$

On suppose que la tuyère est adapté $P_{8'} = P_{atm}$

$$\text{On a: } \frac{T_{8'is}}{T_{t2}} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t8'}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\Rightarrow T_{8'is} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t8'}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} * T_{t7}$$

On a encore :

$$\eta_{is TS} = \frac{(T_{t2} - T_8)}{(T_{t2} - T_{8'is})}$$

$$\Rightarrow T_8 = T_{t2} - (\eta_{is TS} * (T_{t2} - T_{8'is})) \quad (\text{II.36})$$

V. Performances :

V.1. Poussée :

$$F = \dot{m}_p * (V_8 - V_0) + \dot{m}_s * (V_{8'} - V_0) + \dot{m}_c * V_8 \quad (\text{II.37})$$

F : la poussée en Newton (N).

\dot{m}_p : Débit massique de l'air passant dans tuyère primaire (kg/s).

\dot{m}_s : Débit massique de l'air passant dans tuyère secondaire (kg/s).

\dot{m}_c : Débit massique de carburant en (kg/s).

V_0 : Vitesse de l'air à l'entrée (m/s).

V_8 : Vitesse de sortie des gaz de la tuyère primaire (m/s).

$V_{8'}$: Vitesse de sortie des gaz de la tuyère secondaire (m/s).

V.2. Taux de dilution :

Pour un turboréacteur à double flux le taux de dilution λ est le rapport entre le débit d'air du flux secondaire (froid) et celui primaire (chaud), il est défini par :

$$\lambda = \frac{\text{débit massique du flux secondaire}}{\text{débit massique flux primaire}} \quad \text{donc :} \quad \lambda = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \quad (\text{II.38})$$

V.3. Consommation horaire spécifique :

Caractérisée par la consommation du carburant par heure.

$$C_H = 3600 * \dot{m}_c \quad \text{en (kg combustible/h)} \quad (\text{II.39})$$

V.4. Consommation spécifique :

C'est le rapport entre la consommation horaire du carburant et la poussée nette du moteur

$$C_{SP} = \frac{C_H}{F} \quad \text{en (kg combustible/N.h)} \quad (\text{II.40})$$

V.5. Poussée spécifique :

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

$$F_{SP} = \frac{F}{(\dot{m}_p - \dot{m}_c)} \quad \text{en (N.S /Kg)}. \quad (\text{II.41})$$

VI. Puissances :

VI.1. Puissance calorifique :

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

$$P_{cal} = \dot{m}_c * PCI \quad (\text{II.42})$$

PCI : pouvoir calorifique de combustible.

VI.2. Puissance thermique théorique :

C'est la fraction de la puissance calorifique transformée en énergie mécanique

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

$$\dot{m} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c)$$

T_8 : Température des gaz à la sortie du réacteur en (K).

T_0 : Température atmosphérique.

VI.3. Puissance thermique réelle :

Est la fraction de la puissance calorifique réellement transformée en énergie mécanique.

$$P_{thr} = \frac{1}{2} \dot{m}_p (V_8^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_s (V_8^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c V_8^2 \quad (\text{II.44})$$

VI.4. Puissance propulsive :

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

$$P_p = F * V_0 \quad (\text{II.45})$$

VII. Rendements :

VII.1. Rendement thermique théorique :

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique et la puissance calorifique

$$\eta_{th} = \frac{P_{tht}}{P_{cal}} \quad (\text{II.46})$$

VII.2. Rendement réel :

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

$$\eta_{thr} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}} \quad (\text{II.47})$$

VII.3. Rendement interne :

C'est le rapport de la puissance thermique réelle à la puissance thermique théorique.

$$\eta_{in} = \frac{P_{thr}}{P_{tht}} \quad (\text{II.48})$$

VII.4. Rendement de propulsion :

C'est le rapport de la puissance propulsive à la puissance thermique réelle

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{thr}} \quad (\text{II.49})$$

VII.5. Rendement globale :

C'est le rapport du travail fournie par la machine à la chaleur qui elle à reçu.

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} = \eta_{thr} * \eta_p \quad (\text{II.50})$$

VIII. Développement de l'expression de la consommation spécifique :

VIII.1. Développement de l'expression de vitesse de sortie tuyère primaire

V_8 :

D'après l'équation (II.32) on a :: $T_{t8}=T_{t7}$ (conservation de la température total)

$$\text{Donc : } V_8 = \sqrt{2 * Cp(T_{t7} - T_8)} \quad (\text{II.51})$$

Et on a encore : $T_8 = T_{t7} - (T_{t7} - T_8) * \eta_{is tp}$

$$\text{Avec : } T_{8is} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t7}$$

$$\text{Donc : } T_8 = T_{t7} - \left(T_{t7} - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t7}\right) * \eta_{is tp} \quad (\text{II.52})$$

$$\text{Alors : } V_8 = \sqrt{2 * Cp(T_{t7} - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t7}) * \eta_{is tp}} \quad (\text{II.53})$$

$$\text{On a encore : } T_{t7} = T_{t6} - (T_{t6} - T_{7is}) * \eta_{is tbp} \quad (\text{II.54})$$

$$\text{Et : } T_{7is} = \left(\frac{P_{t7}}{P_{t6}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t6}$$

$$\text{Donc : } T_{t7} = T_{t6} \left(1 - (1 - \Pi_{tbp}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}) * \eta_{is tbp}\right) \quad (\text{II.55})$$

$$\text{Alors : } V_8^2 = 2 * Cp T_{t6} \left(1 - (1 - \Pi_{tbp}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}) * \eta_{is tbp}\right) * \left(1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * \eta_{is tp}\right) \quad (\text{II.56})$$

$$\text{On a : } T_{t6} = T_{t5} \left(1 - (1 - \Pi_{thp}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}) * \eta_{is thp}\right) \quad (\text{II.57})$$

Alors l'expression V_8 devient :

$$V_8^2 = 2 * Cp T_{t5} \left(1 - (1 - \Pi_{thp}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}) * \eta_{is thp}\right) * \left(1 - (1 - \Pi_{tbp}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}) * \eta_{is tbp}\right) * \left(1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * \eta_{is tp}\right) \quad (\text{II.58})$$

VIII.2. Développement de l'expression de vitesse sortie tuyère secondaire V_s :

D'après l'équation (II.35) On a : $T_{t8'} = T_{t2}$ (conservation de la température totale)

$$\text{Et on a encore : } T_8 = T_{t2} - (T_{t2} - T_{t8'is}) * \eta_{isTs} \quad (\text{II.59})$$

$$\text{Avec : } T_{t8'is} = \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t2}$$

$$\text{Donc : } T_8 = T_{t2} - * \eta_{isTs} \left(T_{t2} - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t2} \right) * \eta_{isTs} \quad (\text{II.60})$$

$$\text{Alors : } V_s^2 = 2 * C_p T_{t2} \left(1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right) * \eta_{isTs} \quad (\text{II.61})$$

$$\text{On a : } T_{t2} = T_{t1} \left(\left(\frac{\Pi_{souf}-1}{\eta_{is\ souf}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} + 1 \right) \quad (\text{II.62})$$

$$\text{Avec : } T_{t1} = T_{t0} \quad (\text{conservation de la température total})$$

Et d'après l'équation (II.6) on a :

Donc V_s devient :

$$V_s^2 = 2 * C_p T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2 \right) * \left(\left(\frac{\Pi_{souf}-1}{\eta_{is\ souf}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} + 1 \right) * \left(1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right) * \eta_{isTs} \quad (\text{II.63})$$

VIII.3. Développement de l'expression de masse de carburant :

D'après l'équation (II.22)

$$\text{On a l'équation (II.18) } T_{t4} = \frac{(T_{t4is} - T_{t3})}{\eta_{is\ chp}} + T_{t3}$$

$$\text{Et } T_{t4is} = \left(\Pi_{chp} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * T_{t3}$$

$$\text{Donc : } T_{t4} = T_{t3} \left(\frac{\left(\Pi_{chp} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ chp}} + 1 \right) \quad (\text{II.65})$$

$$\text{Et : } T_{t3} = T_{t2} \left(\frac{\left(\Pi_{cbp} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ cbp}} + 1 \right) \quad (\text{II.66})$$

Et :

$$T_{t2} = T_{t1} \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1 \right) \quad (\text{II.67})$$

On a encore : $T_{t1} = T_{t0}$ (conservation de la température totale)

Et on a l'équation (II.6)

Alors :

$$T_{t3} = T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2 \right) * \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1 \right) * \left(\frac{(\Pi_{cbp})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ cbp}} + 1 \right) \quad (\text{II.68})$$

On peut écrire :

$$\dot{m}_c = \frac{(\dot{m}_p * C_p * T_{t5}) - (\dot{m}_p * C_p * T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2 \right) * \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1 \right) * \left(\frac{(\Pi_{cbp})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ cbp}} + 1 \right))}{(p_{ci} * \eta_{cc}) - C_p * T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2 \right) * \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1 \right) * \left(\frac{(\Pi_{cbp})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ cbp}} + 1 \right)} \quad (\text{II.69})$$

D'après les eqt (II.69 et II.63 et II.58) l'expression de la consommation spécifique devient :

$$\frac{(\dot{m}_p * C_p * T_{t5}) - (\dot{m}_p * C_p * T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2\right) * \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1\right) * \left(\frac{(\Pi_{cbp})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ cbp}} + 1\right))}{(P_{ci} * \eta_{cc}) - C_p * T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2\right) * \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1\right) * \left(\frac{(\Pi_{cbp})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ cbp}} + 1\right)}$$

Cs=

$$\dot{m}_p \left(2 * C_p * T_{t5} \left(1 - \left(1 - \Pi_{thp} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right) * \eta_{is\ thp} * \left(1 - \left(1 - \Pi_{tbp} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right) * \eta_{is\ tbp} * \left(1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t7}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} * \eta_{is\ tp} \right) - M * \sqrt{\gamma * r * t} \right) + \dot{m}_s \left(2 * C_p * T_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2 \right) * \left(\frac{(\Pi_{souf})^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\eta_{is\ souf}} + 1 \right) * \left(1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_{t2}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right) * \eta_{is\ Ts} - M * \sqrt{\gamma * r * t} \right)$$

IX. Organigramme de programme :

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

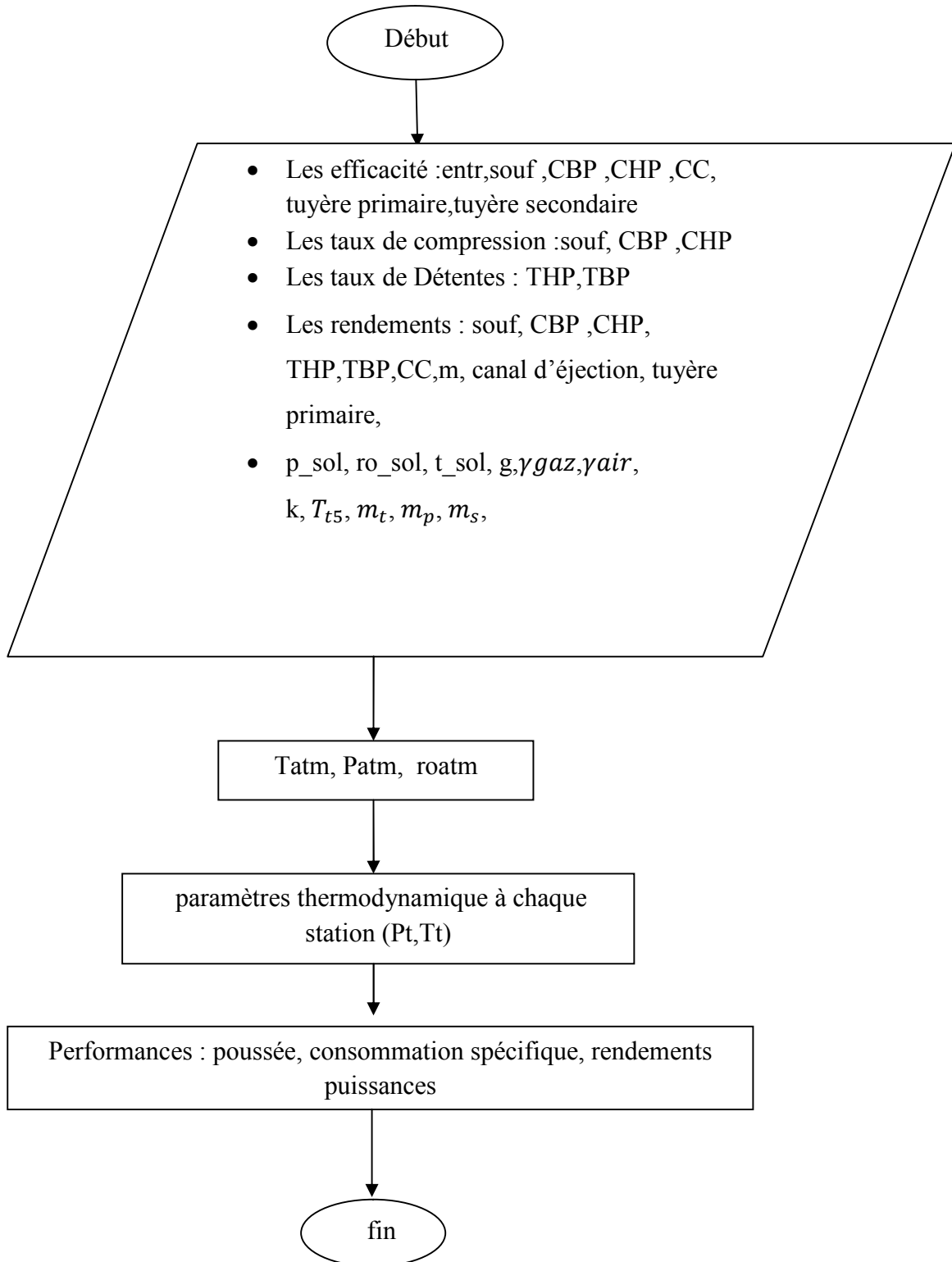


Fig. II.3 : Organigramme de calcul



Chapitre
Chapitre I

Optimisation

L'optimisation est une discipline mathématique qui cherche à modéliser, à analyser et à résoudre analytiquement ou numériquement les problèmes et qui consiste à minimiser ou maximiser une fonction sur un ensemble.

En mathématiques l'optimisation recouvre toutes les méthodes qui permettent de déterminer l'optimum d'une fonction, avec ou sans contraintes.

L'optimisation est appliquée dans plusieurs domaines tels que: l'économie (Finances), la biologie, le transport, l'organisation (Logistique/SCM), la robotique (Intelligence artificielle) et l'ingénierie.

I. Classification des méthodes d'optimisation :

La résolution d'un problème d'optimisation est réalisée à l'aide des méthodes d'optimisation dont la classification est illustrée dans la figure III.1 :

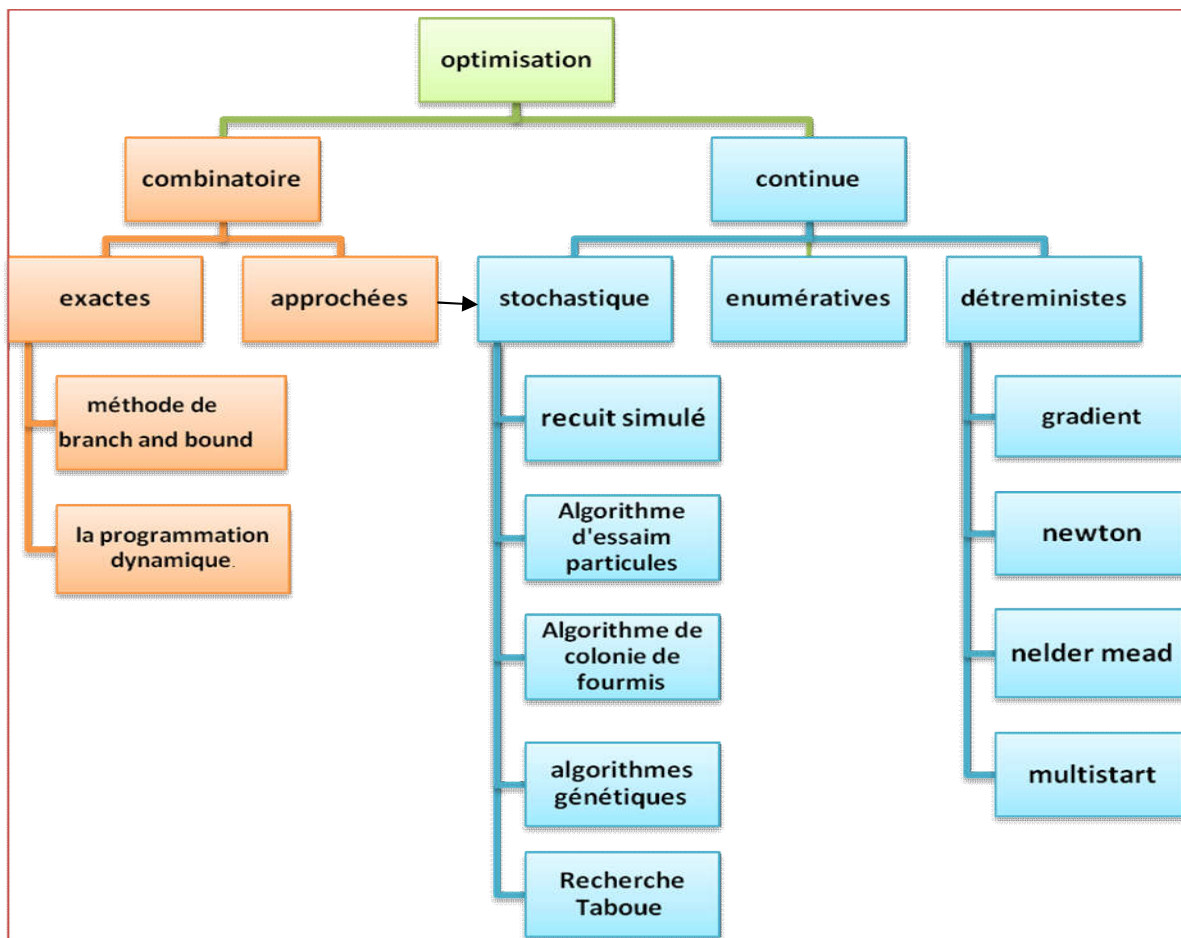


Fig.III.1 : Classification des méthodes d'optimisation.

I.1. Optimisation continue :

Il y a trois grandes familles de méthodes d'optimisation continue :

- les méthodes énumératives.
- les méthodes déterministes.
- les méthodes stochastiques.

I.1.1 Méthode énumératives :

L'évaluation de la valeur de la fonction objective est faite en chaque point de l'espace des solutions qui peut être fini ou infini mais discrétisé. Cette méthode est intéressante dans le cas où le nombre n'est pas très important ce qui n'est pas le cas dans la pratique. Ces méthodes ont deux inconvénients majeurs :

- Inadaptation aux problèmes de grande taille
- Absence de processus intelligent qui guide la recherche vers un sous espace sans parcourir l'ensemble des solutions possibles [14].

I.1.2 Méthodes déterministes :

Méthodes déterministes Ces méthodes n'utilisent aucun concept aléatoire, et se caractérisent par une exploration systématique de l'espace de recherche. Elles requièrent en générale des hypothèses sur la fonction objective, telles que la continuité et dérivabilité en tout point du domaine de recherche. Les méthodes déterministes se divisent en deux classes principales : les méthodes d'exploration directes et les méthodes d'exploration indirecte. Ces derniers cherchent à atteindre les extrema locaux en résolvant les systèmes d'équations, souvent non linéaires, obtenus en annulant le vecteur gradient de la fonction étudiée. Les méthodes d'exploration directes recherchent les optima locaux en se déplaçant dans une direction qui dépend du gradient de la fonction. Deux inconvénients majeurs se présentent pour ces méthodes :

- Dans la pratique les fonctions à optimiser peuvent ne pas être dérivable et souvent même pas continues.
- Risque de convergence prématurée vers un optimum local, l'optimum global n'est obtenu que lorsque le point initial de départ choisi est proche de cet optimum [14].

I.1.2.1 Méthodes de gradient :

Les méthodes de gradient sont simples à mettre en œuvre et donnent de bons résultats. Pour cette raison, ils sont largement utilisés dans des applications pratiques. Ces méthodes précèdent de la façon suivante: à partir d'un point de départ \mathbf{x}^0 , on calcule le gradient $\nabla f(\mathbf{x}^0)$. Ce gradient indique la direction de la plus grande augmentation de f , on se déplace d'une quantité λ_0 dans le sens opposé au gradient et on a le point suivant \mathbf{x}^1 :

$$\mathbf{x}^1 = \mathbf{x}^0 - \lambda^0 \frac{\nabla f(\mathbf{x}^0)}{\|\nabla f(\mathbf{x}^0)\|} \quad (\text{III.1})$$

Ainsi on engendre une série de points $\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}^k$ qui se rapprochent en plus de l'optimum.

$$\mathbf{x}^{k+1} = \mathbf{x}^k - \lambda^k \frac{\nabla f(\mathbf{x}^k)}{\|\nabla f(\mathbf{x}^k)\|} \quad (\text{III.2})$$

$\lambda^k > 0$ est le pas de déplacement à chaque itération. Si le pas est fixe, on parle de méthode de gradient à pas prédéterminé. L'inconvénient dans ce choix est que la convergence dépendra beaucoup du choix du pas et risque de ralentir le processus. Pour remédier à ce défaut, la méthode de la plus forte pente est utilisée. Elle permet de se libérer du choix de λ^k qui doit être calculée en minimisant à chaque itération la fonction $g(\lambda) = f(\mathbf{x}^k - \lambda \nabla f(\mathbf{x}^k))$ c'est-à-dire $\lambda^k = \text{Argmin}_{\lambda} (f(\mathbf{x}^k - \lambda \nabla f(\mathbf{x}^k)))$. Cet algorithme appelé algorithme de descente de gradient [14].

I.1.2.2. Méthode de Newton :

L'idée de base de la méthode de Newton pour l'optimisation sans contrainte consiste à utiliser de manière itérative l'approximation quadratique de la fonction objective f à condition que la fonction est continue et deux fois différentiable et le hessien $\nabla^2 f(\mathbf{x}^k)$ est définie positif. De la même manière que la méthode du gradient la suite (\mathbf{x}^k) est définie par [14] :

$$\mathbf{x}^{k+1} = \mathbf{x}^k - [\nabla^2 f(\mathbf{x}^k)]^{-1} \nabla f(\mathbf{x}^k) \quad (\text{III.3})$$

I.1.2.3. Méthode multistart :

Dans le cas de fonction non convexes, les méthodes de gradient peuvent converger vers un optimum local. Pour remédier à ce problème la méthode multistart effectue une recherche locale à partir de plusieurs réparties dans l'espace de recherche. Un maillage adéquat doit être établi au préalable en respectant la forme de la fonction objective. Si le maillage est

trop grand on risque de ne pas traiter certains intervalles. Dans le cas contraire la recherche ne sera pas efficace puisque plusieurs points de départ donneront lieu au même résultat [14].

I.1.2.4 Méthode de Nelder Mead :

La première méthode de recherche directe basée sur le principe de simplexe a été proposée par Spendley, Hext et Himsworth en 1962 (Spendley et al. 1962). Elle n'utilise que deux types de transformations pour former un nouveau simplexe à chaque étape : La réflexion loin du mauvais sommet (celui avec la plus grande valeur de la fonction), ou rétrécissement vers un meilleur sommet (avec la plus petite valeur de fonction) Dans ces transformations, les angles entre les arêtes dans chaque simplexe restent constants tout au long des itérations, de sorte que le simplexe de travail peut changer de taille, mais pas en forme. En 1965, Nelder et Mead a modifié la méthode originale de Spendley et al. En incluant deux transformations supplémentaires (expansion et contraction), qui permettent au simplexe de changer non seulement sa taille, mais aussi sa forme (Nelder et Mead 1965) Elle devient une technique directe et simple de recherche qui a été largement employée pour résoudre des problèmes d'optimisation sans contrainte. Cette méthode commence par un simplexe de $n+1$ sommets, qui est un point de R^n , notés $\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_n$, tel que $f(\mathbf{x}_0) \leq f(\mathbf{x}_1) \leq \dots \leq f(\mathbf{x}_n)$ Puisqu'on cherche à minimiser f , \mathbf{x}_0 est le meilleur point et \mathbf{x}_n est le mauvais. A chaque itération, le mauvais point \mathbf{x}_n est éliminé, et un autre point est accepté dans le simplexe. Ce processus continue jusqu'à ce que la convergence soit réalisée. Cet algorithme utilise quatre paramètres scalaires : coefficient de réflexion (ρ), d'expansion (χ), de contraction (γ), et de rétrécissement (σ). Selon le papier original de Nelder Mead (Nelder et Mead 1965), ces paramètres doivent satisfaire [14].

$$\rho > 0, \chi > 1, \chi > \rho, 0 < \gamma < 1, \text{ and } 0 < \sigma < 1$$

I.1.3. Méthode stochastique :

Ce sont des méthodes itératives où l'optimisation est guidée partiellement ou totalement par un processus stochastique. Lorsqu'on veut résoudre un problème difficile, dès que sa dimension est grande, Les méthodes d'exploration traditionnelles, déterministes ou énumératives peuvent avoir un temps de calcul déraisonnable, et on a alors recours aux méthodes stochastiques. Cependant, elles présentent l'inconvénient de ne pas garantir la convergence que d'une manière asymptotique. Le mot heuristique vient du grec heurein "découvrir" et qualifie tout ce qui sert à l'invention et à la recherche. Une heuristique peut

être conçue pour résoudre un type de problème donné, ou bien être conçue comme une méthode générale, qui peut être adaptée à divers problèmes d'optimisation, dans ce cas on parle de métaheuristique. Les métaheuristicques sont à l'origine dédiées au problème combinatoire, où les paramètres ne peuvent prendre que des valeurs discrètes.

Pour l'optimisation d'une fonction continue ces méthodes d'optimisation peuvent moyennant des transformations plus ou moins aisées, en inventant une nouvelle topologie. Chaque paramètre doit être discret de façon individuelle. La difficulté majeure réside dans la détermination de la taille optimale du pas de discrétisation contrôlant les différents opérateurs et l'influence du ou des processus stochastiques. L'efficacité d'une heuristique dépend du choix de ses paramètres de contrôle. Ce réglage est complexe, surtout quand le nombre de paramètres est élevé et quand la plage de variation de chacun de ces paramètres est étendue. Les différents paramètres sont généralement corrélés, ce qui rend encore plus difficile leur réglage. Les métaheuristicques progressent de façon itérative, en rendant encore alternant des phases d'intensification de diversification et d'apprentissage, ou en mêlant ces notions de façon plus étroite. L'état de départ est souvent choisi aléatoirement. L'algorithme se déroulant ensuite jusqu'à ce qu'un critère d'arrêt soit atteint. Enfin pour un jeu de paramètres de contrôle donnés, l'aspect stochastique fait que les résultats varient d'une exécution à l'autre [14].

I.1.3.1. Méthode recuit simulé :

Le recuit simulé en anglais « simulated annealing » est souvent présenté comme la plus ancienne des métaheuristicques. Il s'inspire d'une procédure utilisée depuis longtemps par les métallurgistes. Elle a été mise au point par trois chercheurs Kirkpatrick, Gelatt et Vecchi en 1983, et indépendamment par Černý en 1985. (S. Kirkpatrick, et al. 1983) (V. Cerny, 1985) Le recuit simulé s'appuie sur l'algorithme de Metropolis-Hastings, qui permet de décrire l'évolution d'un système thermodynamique. Par analogie avec le processus physique, la fonction à minimiser est l'énergie du système. On introduit également un paramètre fictif, la température du système. Dans l'algorithme de Métropolis, on part d'une configuration donnée, et on fait subir au système une modification élémentaire. Si cette perturbation a pour effet de diminuer la fonction objective (ou énergie) du système, elle est acceptée. Sinon, elle est acceptée avec une probabilité P . En appliquant itérativement cette règle, on engendre une séquence de configurations qui tendent vers l'équilibre thermodynamique. L'algorithme de recuit simulé est différent du premier algorithme Hill Climbing dans la décision de remplacer

la solution S, par une solution meilleure R. Plus précisément dans l'algorithme de recuit simulé, si R est meilleure que S, nous remplaçant la solution S par R comme d'habitude. Mais si R est pire que S, nous pouvons encore remplacer S avec R avec une probabilité, P (t, R, S)

$$P(t, R, S) = e^{(f(R)-f(S))/t} \quad [14].$$

Algorithme Recuit Simulé

1. $t \leftarrow t_0$; t_0 est la température initialisée à une grande valeur
2. $s \leftarrow s_0$; s_0 une solution initiale
3. $best \leftarrow s$;
4. **Tantque** (*Best* est la meilleure solution) & (*Nombre Iter.* = max) & ($t \leq 0$) **Faire**
5. $r \leftarrow s'$ où $s' \in N(s)$;
6. $\rho \leftarrow random(0, 1)$;
7. **Si** ($f(r) < f(s)$) **ou** ($\rho < e^{\frac{f(r)-f(s)}{t}}$) **Alors**
8. $s \leftarrow r$;
9. **Si** ($f(s) < f(best)$) **Alors**
10. $best \leftarrow s$;
11. *décémenter* t ;
12. **Fin Tantque**

Fig.III.2 : Algorithme de la méthode recuit simulé[14].

I.1.3.2 Méthode de recherche taboue :

L'algorithme de Recherche taboue (Tabu Search) est une technique de recherche dont les principes ont été proposés pour la première fois par Fred Glover dans les années 80 (Glover, 1980). La méthode de recherche taboue est une approche facile à comprendre, le but est de conserver dans une liste taboue L, d'une certaine longueur l, les solutions récemment visitées. Chaque fois que nous choisissons une nouvelle solution, elle est insérée dans la liste taboue. Si la liste taboue est trop grande, on enlève la solution la plus âgée et elle ne sera plus taboue. Le fait de créer une liste taboue c'est pour éviter d'être piégé et tourné ainsi en rond, et c'est pour ça qu'on crée la liste L qui mémorise les dernières solutions visitées et qui interdit tout déplacement vers une solution de cette liste. Cette liste L est appelée liste Tabou, c'est la mémoire de la recherche et le savoir d'exploration de l'espace de solution [14].

```

1.    $l \leftarrow$  longueur maximale de la liste taboue,
2.    $n \leftarrow$  number of tweaks desired to sample the gradient
3.    $s \leftarrow$  solution initial;
4.    $Best \leftarrow s$ 
5.    $L \leftarrow \{\}$  la liste taboue de longueur  $l$  de politique first in first out;
6.   Insérer  $s$  dans  $L$  ;
7.   Tantque ( $Best$  est la meilleure) ou ( $Nombre\ Iter. = \max$ ) Faire
8.   Si longueur( $L$ ) >  $l$  Alors
9.   Défiler un élément de la liste  $L$ 
10.   $r \leftarrow r'$  où  $r' \in N(s)$ 
11.  Pour ( $i \leftarrow 1, \dots, n - 1$ ) Faire
12.   $w \leftarrow w'$  où  $w' \in N(s)$ 
13.  Si  $w \notin L$  et ( $f(w) < f(r)$  ou  $r \in L$ ) Alors
14.   $r \leftarrow w$ 
15.  Si  $r \notin L$  et  $f(r) < f(s)$  Alors
16.   $s \leftarrow r$ 
17.  Enfiler  $r$  dans  $L$ 
18.  Si  $f(s) < f(Best)$  Alors
19.   $Best \leftarrow s$ 
20.  Fin Tantque

```

Fig.III.3 : Algorithme de la méthode recherche taboue[14].

I.1.3. 3. Algorithmes génétiques :

Les algorithmes génétiques est une technique d'optimisation est de recherche basée sur les principes de la génétique et de la sélection naturelle. La méthode a été à l'origine développée par John Holland (1975) et popularisée par David Goldberg (1998). Les AG sont appréciées par sa flexibilité, malgré le coût élevé de calcul. Les AG peuvent résoudre des problèmes d'optimisation avec variables continues ou discrètes et il est bien adapté pour le calcul parallèle. Plusieurs variétés d'AG n'exigent pas d'information sur la dérivée et peuvent traiter des fonctions objectives discontinues. Le traitement des problèmes avec contraintes et le coût élevé peuvent limiter leur utilisation.

Les AG permet à une population composée d'individus d'évoluer de génération en génération c'est à dire, par l'application successive des opérateurs de croisement, de mutation et de sélection à un état qui maximise la qualité de la population c'est à dire, réduit au minimum les valeurs de la fonction objective. Ce processus d'évolution continue jusqu'à ce que les critères d'arrêt soient atteints. Dans la formulation pionnière, chaque élément de l'espace de travail est codé en binaire appelé chromosome.

Les étapes de croisement et de mutation sont conçues dans une optique d'imitation de la nature, elles consistent en une combinaison et une transformation aléatoire du chromosome.

Dans l'étape de la sélection on compare les nouveaux chromosomes produits et on favorise l'élimination de ceux ayant les mauvaises fitnesses.

Ensuite beaucoup d'approches alternatives ont été introduites par exemples en traitant des fonctions à valeur réelles, nous pouvons considérer une codification par des nombres réelles en utilisant un vecteur de points flottant au lieu être construit en empruntant le concept de la combinaison linéaire des vecteurs de l'ensemble convexe. L'opérateur de mutation peut consister en une modification déterministe, aléatoire ou hybride de l'élément. Comme par exemple utilisation d'une descente par gradient (Janikow et Michalewicz 1991) [14].

1. *Initialiser la population initiale $P(t)$.*
2. *Evaluer $P(t)$.*
3. **TantQue** (Critère arrêt non atteint) **Faire**
4. $P(t + 1) \leftarrow$ Sélection des Parents dans $P(t)$
5. $P(t + 1) \leftarrow$ Appliquer Opérateur de Croisement sur $P(t + 1)$
6. $P(t + 1) \leftarrow$ Appliquer Opérateur de Mutation sur $P(t + 1)$
7. $P(t) \leftarrow$ Remplacer les Anciens de $P(t)$ par leurs Descendants de $P(t + 1)$
8. *Evaluer $P(t)$*
9. **FinTantQue**

Fig.III.4 : Algorithme de la méthode algorithme génétique[14].

I.1.3.4. Algorithme de colonie de fourmis :

Cette approche, proposée par Colomi, Drigo et Maniezzo (Colomiet al. 1991). S'attache à simule la capacité collective à résoudre certaine problème, come on l'observe dans une colonie de fourmis, dont les membres sont équipées individuellement avec des facultés très limitées. Leur succès soulève de nombreuse question. En particulier, les entomologistes on analysé la collaboration qui s'établit entre les fourmis dans la recherche de nourriture en dehors de la fourmilière. Il est remarquable que les fourmis suivent toujours le même chemin, et ce chemin est le plus coût possible. Ce contrôle est le résultat d'un mode de communication indirecte, via l'environnement : "le stigmergie". Chaque fourmi dépose, le long de son chemin, une substance chimique, appelée "phéromone". Tous les membres de la colonie perçoivent cette substance et se dirige préférentiellement vers les zones les plus « odorant ». Il en résulte en particulier dans une faculté collective pour trouver rapidement le chemin le plus court si celui-ci est bloqué par hasard par un obstacle. Bien que ce comportement a été pris

comme point de départ pour modéliser l'algorithme. Colomi et al. (1991) ont proposé un nouvel algorithme pour la solution du problème du voyageur de commerce. Depuis ce travail de recherche, la méthode a été étendue à de nombreux problèmes d'optimisation combinatoire ou continue. Les algorithmes de colonie de fourmis ont plusieurs caractéristiques intéressantes; en particulier le parallélisme intrinsèque élevée, la flexibilité (une colonie de fourmis est capable de s'adapter aux modifications de l'environnement), la robustesse (une colonie est prêt à maintenir son activité, même si certain personne n'y parviennent pas), la décentralisation (une colonie n'obéit pas à une autorité centralisée) et l'auto organisation (une colonie se trouve une solution, qui n'est pas connu à l'avance). Cette méthode semble particulièrement utile pour les problèmes d'évolution dynamique, qui exigent une forte tolérance aux pannes. A ce stade de développement de ces algorithmes, la transposition à chaque problème d'optimisation n'est cependant pas anodine : elle doit faire l'objet d'un traitement spécifique, qui peut être difficile [14].

1. *Initialiser* la trace de la phéromone τ_d à 0 pour toute décision d .
2. *Tant que* (Critère d'arrêt non atteint) *Faire*
3. *Pour* Chaque fourmi $k \in K$ *Faire*
4. Construire une solution en tenant compte de la visibilité et la trace
5. Mettre à jour la trace τ_d ainsi que la solution trouvée
6. *Finpour*
7. *FinTantQue*

Fig.III.5 : Algorithme de la méthode colonie de fourmie[14].

I.1.3.5. Algorithme d'essaim de particules :

L'optimisation par essaim de particules (Particle swarm optimization : pso) est l'un des derniers techniques métaheuristiques développée par Kennedy et Eberhart (1995). Dans cet algorithme, les solutions candidates d'une population, appelées des particules, coexistent et évoluent simultanément en se basant sur le partage des connaissances avec les particules voisines. Alors qu'il volait à travers l'espace de recherche, chaque particule génère une solution utilisant son vecteur vitesse. Chaque particule modifie sa vitesse pour trouver une meilleure solution (position) en appliquant sa propre expérience de vol (c.à.d mémoire ayant la meilleure position trouvée dans les vols précédentes) et l'expérience de particules voisines (c.à.d meilleure solution trouvée de la population).

A chaque itération k , la position x_i^k de la particule i est mise à jour par une vitesse v_i^{k+1} qui dépend de trois facteurs : la vitesse courante v_i^k , le vecteur de différence pondéré ($p_i^k - x_i^k$) et ($p_g^k - x_i^k$). Plus précisément, l'ensemble est mis à jour la prochaine itération en utilisant :

$$v_i^{k+1} = v_i^k + v_i^{k+1} \quad (\text{III.4})$$

$$v_i^{k+1} = v_i^k + r_1 c_1 (p_i^k - x_i^k) + r_2 c_2 (p_g^k - x_i^k) \quad (\text{III.5})$$

Où x_i^k représente la position actuelle de la particule i dans l'espace des solutions et k indique le numéro de l'itération en cours ; p_i est la meilleure position trouvée pour la particule i jusqu'à l'itération k et représente la contribution cognitive de la vitesse de recherche v_i^k . Chaque composante de v_i^k peut être choisie dans un intervalle $[-v_{\max}, v_{\max}]$ pour contrôler l'itinérance excessive de particules hors de l'espace de recherche ; p_g^k est la meilleure position trouvée parmi toutes les particules dans l'essaim jusqu'à l'itération k . Les paramètres r_1 et r_2 sont des nombres uniformément répartis dans $[0,1]$ et c_1 et c_2 , connus sous le nom de paramètres cognitifs et sociaux, respectivement, sont généralement pris égaux à $c_1 = c_2 = 2$ (Clerc 2006).

Dans l'algorithme PSO sans voisinage, toutes les particules sont voisines les unes des autres. Ainsi, la position de la meilleure particule globale de l'essaim est utilisée dans l'expression de l'équation de mise à jour de la vitesse. La convergence dans ce cas est rapide, car toutes les particules sont attirées simultanément à la meilleure région de l'espace de recherche. Toutefois, si l'optimum global n'est pas proche de la meilleure particule, il peut être impossible pour l'essaim d'explorer d'autres domaines, ce qui signifie que l'essaim peut être piégé dans un optimum local avec la notion de voisinages.

Les voisinages de l'essaim convergent lentement mais cela permet d'avoir plus de chance de localiser l'optimum global [14].

```

for chaque particule do
  Initialisation aléatoire de la particule
end for
repeat
  for chaque voisinage do
    for chaque particule du voisinage do
      Calculer la valeur de la fonction (fitness)
      if fitness < pbest (meilleure valeur rencontrée pour la particule) then
        pbest = fitness
      end if
    end for
    gbest = meilleur pbest de toutes les particules
  for chaque particule do do
    calcul de la vitesse de la particule par l'équation de la vitesse
    mise à jour de la position de la particule  $x_i^{k+1} = x_i^k + v_i^{k+1}$ 
  end for
end for
until un des critères de convergence est atteint

```

Fig.III.6 : Algorithme de la méthode d'essaim particules[14].

I.2 Optimisation combinatoire :

L'optimisation combinatoire est un outil indispensable combinant diverse technique de la mathématique discrète et de l'information afin de résoudre des problèmes d'optimisation combinatoire de la vie réelle. Il s'agit en générale de maximiser (problème de maximisation) ou minimiser (problème de minimisation) une fonction objective sous certaines contraintes. Le but est trouver une solution optimale dans un temps d'exécution raisonnable.

Pour résoudre un problème d'optimisation combinatoire nécessite l'étude de trois points particuliers :

- La définition de l'ensemble des solutions réalisables
- L'expression de l'objectif à optimiser
- Le choix de la méthode d'optimisation à utiliser

Les deux premiers points relèvent de la modélisation du problème, le troisième de sa résolution. Afin de définir l'ensemble des solutions réalisables, il est nécessaire d'exprimer l'ensemble des contraintes du problème. Ceci ne peut être qu'avec une bonne connaissance du problème sous étude et de son domaine d'application [15].

I.2.1 Méthodes d'optimisation combinatoire :

Les méthodes d'optimisation combinatoire peuvent être réparties en deux grandes classes de méthodes pour la résolution des problèmes :

- les méthodes exactes.
- les méthodes approchées.

I.2.1.1. Méthodes exactes :

Les algorithmes exacts sont utilisés pour trouver au moins une solution optimale d'un problème. Les algorithmes les plus réussis dans la littérature appartiennent aux paradigmes de quatre grandes classes :

- les méthodes de recherche arborescente (branch & bound).
- la programmation dynamique [15].

a). Méthode de branch and bound :

La méthode de branch and bound (procédure par évaluation et séparation progressive) consiste à énumérer ces solutions d'une manière intelligente en ce sens que, en utilisant certaines propriétés du problème en question. Cette technique arrive à éliminer des solutions partielles qui ne mènent pas à la solution que l'on recherche. De ce fait, on arrive souvent à obtenir la solution recherchée en des temps raisonnables. Bien entendu, dans le pire cas on retombe toujours sur l'élimination explicite de toutes les solutions du problème.

Pour ce faire cette méthode se dote d'une fonction qui permet de mettre une borne sur certaines solutions pour soit les exclure soit les maintenir comme des solutions potentielles.

Bien entendu la performance d'une méthode de branch and bound dépend entre autres, de la qualité de cette fonction (de sa capacité d'exclure des solutions partielles tôt) [15].

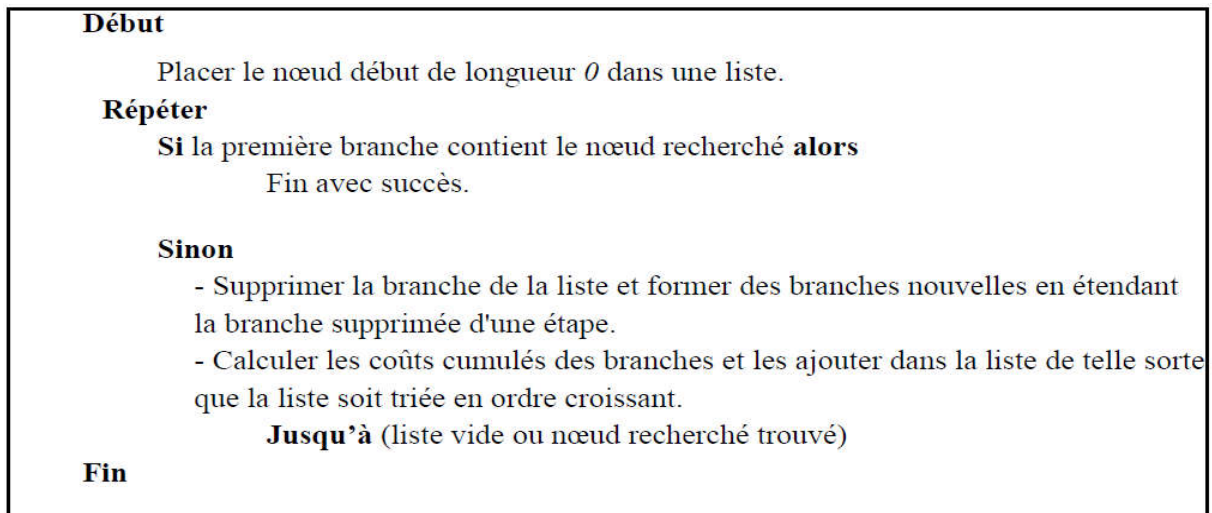


Fig.III.7 : Algorithme de la méthode branch and bound[15].

b). Programmation dynamique :

La programmation dynamique a été appelée comme cela depuis 1940 par Richard Bellman et permet d'appréhender un problème de façon différente de celle que l'on pourrait imaginer au premier abord. Le concept de base est simple : une solution optimale est la somme de sous problèmes résolus de façon optimale. Il faut donc diviser un problème donné en sous problèmes et les résoudre un par un.

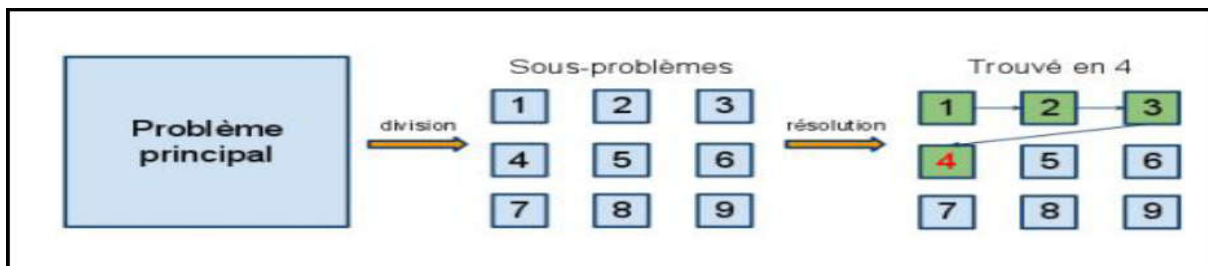


Fig.III.8 : Division en sous-problèmes[15].

La conception d'un algorithme de programmation dynamique peut être planifiée dans une séquence de quatre étapes [15].

1. Caractériser la structure d'une solution optimale.
2. Définir récursivement la valeur d'une solution optimale.
3. Calculer la valeur d'une solution optimale en remontant progressivement jusqu'à l'énoncé du problème initial.
4. Construire une solution optimale pour les informations calculées.

Fig.III.9 : Etapes de la programmation dynamique[15].

I.2.1.2 Méthodes approchées ou heuristiques :

une méthode heuristique ou approchée est une méthode d'optimisation qui a pour but de trouver une solution réalisable de la fonction objectif en un temps raisonnable, mais sans garantie d'optimalité, l'avantage principale de ces méthodes qu'elles peuvent s'appliquer à n'importe quelle classe de problèmes, faciles ou très difficiles. D'un autre côté les algorithmes d'optimisation tels que les algorithmes de recuit simulé, les algorithmes tabous et les algorithmes génétique ont démontré leurs robustesses et efficacités face à plusieurs problèmes d'optimisation combinatoires [15].

Les méthodes approchées englobent deux classes :

-les méthodes constructives.

- les métaheuristique.

a) Méthodes constructives :

Ce sont des méthodes itératives qui construisent, pas à pas, une solution. Partant d'une solution partielle initialement vide, ils cherchent à étendre à chaque étape la solution partielle de l'étape précédente, et ce processus se répète jusqu'à ce que l'on obtienne une solution complète.

Les méthodes constructives sont généralement utilisables quand la qualité de solution n'est pas un facteur primordial ou la taille de l'instance est raisonnable, en l'occurrence pour générer une solution initiale dans une métaheuristique, ces méthodes rapides et faciles d'implémentation [15].

b). Méthodes métaheuristique :

Pour les méthodes métaheuristique ces sont les mêmes méthodes pour l'optimisation stochastique de l'optimisation continue.

II. Choix de la méthode :

Dans tout problème d'optimisation, il faut trouver un maximum ou un minimum. Dans les applications simples, on applique les méthodes déterministes par exemple : méthode de gradient, méthode de Newton, méthode de Nelder Mead. Elles sont généralement appliquées dans le cas d'une recherche d'optimum local, elles sont basées sur la détermination des dérivées de la fonction objective et des contraintes. Ces méthodes ne sont pas applicables pour la résolution de notre problème d'optimisation car notre fonction objective dépend de plusieurs variables et cela rend difficile la dérivation. Il est généralement recommandé d'utiliser des méthodes dites stochastiques et plus particulièrement les méthodes évolutionnaires tels que les algorithmes génétiques et la méthode PSO (Particle Swarm optimization). Suite à cette synthèse et à la recherche bibliographique effectuée au début du travail nous avons opté pour l'utilisation des méthodes des algorithmes génétiques (AG) et Particle Swarm Optimisation (PSO) pour répondre à l'objectif de notre travail.

III. Application de la méthode de PSO :

L'optimisation des essaims de particule (PSO) est une technique d'optimisation stochastique basée sur la population développée par le Dr Eberhart et Dr Kennedy en 1995, inspirée par le comportement social du flocage des oiseaux ou de la scolarisation des poissons.

Chaque particule conserve une trace de ses coordonnées dans l'espace du problème qui sont associées à la meilleure solution (condition physique) qu'il a obtenu jusqu'à présent. (La valeur de forme physique en également stockée). Cette valeur appelée p_{best} . Une autre « meilleur » valeur qui est suivie par l'optimiseur de pulvérisation de particules est la meilleure valeur, obtenue jusqu'à présent par toute particule dans les voisins de la particule. Cet endroit s'appelle l_{best} . Quand une particule prend toute la population comme ses voisins topologiques, la meilleure valeur est un meilleure globale et est appelé g_{best} .

Le concept d'optimisation des essaims de particules consiste, à chaque pas de temps à changer la vitesse d'accélération de chaque particule vers ses emplacements p_{best} et l_{best}

(version locale de PSO). L'accélération est pondérée par un terme aléatoire, avec des nombres aléatoires séparés générés pour l'accélération vers les emplacements pbest et lbest.

Au cours des dernières années, la PSO a été appliquée avec succès dans de nombreux domaines de recherche et d'application. Il est démontré que PSO obtient de meilleurs résultats d'une manière plus rapide, moins cher par rapport à d'autres méthodes.

Une autre raison pour laquelle PSO est attrayante est qu'il y'a peu de paramètres à ajuster. Une version, avec de légères variations, fonctionne bien dans une grande variété d'application. L'optimisation des essaims de particules a été utilisée pour des approches qui peuvent être utilisées dans un large éventail d'application, ainsi que pour des applications spécifiques axées sur une exigence spécifique.

PSO se distinguent par certains avantages par rapport aux autres techniques similaires comme les algorithmes génétiques, à savoir :

- Le fait qu'elle soit facile à implémenter, il y a juste quelques paramètres à ajuster ;
- Chaque particule se rappelle de sa meilleure position (solution) antérieure et la meilleure position du groupe et par conséquent il n'y'a plus de capacité de mémoire effective en la comparant aux algorithmes génétiques.
- PSO n'a pas de mutation ou de croisement, le déplacement vers une position meilleure a lieu durant le développement des générations en utilisant la vitesse des particules.

Ainsi, seules les meilleures solutions transmettent l'information aux autres particules et ceci accélère le calcul.

La nouvelle position de chaque particule est déterminée par l'ancienne position vecteur : X_K^t et par la nouvelle vitesse (V_K^{t+1}).

$$X_K^{t+1} = X_K^t + V_K^{t+1} \quad (\text{III.6})$$

L'information disponible pour chaque individu est basé sur l'expérience qui lui est propre (Pbest) et sur la connaissance de la performance des autres individus du groupe Gbest.

Du moment que l'importance de ces deux types d'information diffère d'un individu à un autre, il devient raisonnable de les multiplier par deux constantes de pondération prises arbitrairement, la vitesse serait par la suite déterminée comme suit :

$$V_K^{t+1} = w V_K^t + C_1 U_1^t (P_{BESTK}^t - X_K^t) + C_2 U_2^t (P_{BESTK}^t - X_K^t) \quad (\text{III.7})$$

Le premier terme dans l'équation précédent (wV_K^t) représente la tendance de la particule à continuer dans la même direction multipliée par le poids (w). Ce dernier prend des valeurs entre 0.4 et 0.9, sa valeur changeant avec les générations et il est calculé selon l'expression suivant :

$$w = w_{\max} - \frac{w_{\max} - w_{\min}}{t_{\max}} \cdot t \quad (\text{III.8})$$

Le second terme ($C_1 U_1^t (P_{BESTK}^t - X_K^t)$) modélise l'attraction vers la meilleure position qu'elle a elle-même retrouvée multipliée par le poids choisi arbitrairement ($C_1 U_1^t$). U_1^t Est une variable aléatoire appartenant à l'intervalle [0,1] et C_1 prend une valeur constante égale à 2.

Le dernier terme ($C_2 U_2^t (P_{BESTK}^t - X_K^t)$) représente l'attraction vers la meilleure position par rapport à tout le groupe multipliée par le poids choisi arbitrairement ($C_2 U_2^t$). Aussi U_2^t est une variable aléatoire appartenant à l'intervalle [0,1] et C_2 égale à 2 [16].

L'organigramme décrivant l'algorithme en général est donné dans la annexe B et qui est résumé dans les étapes suivantes :

1. Créer une population initiale Pop composée de N particules uniformément réparties dans l'espace de recherche.
2. Chaque particule p_k est évaluée en utilisant la fonction fitness F. Toute particule n'obéissant pas aux contraintes imposées est exclue du groupe et remplacée par une autre.
3. Si la position X_K^t de la particule X_K^t est la meilleure en termes de la fonction fitness Pbest doit être actualisée.
4. Déterminer la meilleure particule (Gbest) parmi les N particules du groupe.
5. Actualiser la vitesse (v_k) de chaque particule (K) en utilisant la relation précédent.
6. Déplacer les particules vers leurs nouvelles positions X_i^{t+1} en utilisant l'expression précédente.
7. Revenir à la deuxième étape jusqu'à ce que le critère d'arrêt soit vérifié.

IV. Application des algorithmes génétiques :

Les algorithmes génétiques, initiés dans les années 1970 par John Holland, sont des algorithmes d'optimisation s'appuyant sur des techniques dérivées de la génétique et des mécanismes d'évolution de la nature: croisement, mutation, sélection.

Les algorithmes génétiques fournissent des solutions aux problèmes n'ayant pas de solution calculables en temps raisonnable de façon analytique ou algorithmique.

Selon cette méthode, des milliers de solutions (génotypes) plus ou moins bonnes sont créées au hasard puis sont soumises à un procédé d'évaluation de la pertinence de la solution mimant l'évolution des espèces : les plus « adaptés », c'est à dire les solutions au problème qui sont les plus optimales survivant davantage que celles qui le sont moins et la population évolue par générations successives en croisant les meilleures solutions entre elles et en les faisant muter, puis en relançant ce procédé un certain nombre de fois afin d'essayer de tendre vers la solution optimale [16].

Les algorithmes génétiques peuvent être particulièrement utilisés dans les domaines suivants :

- Optimisation : optimisation de fonctions, planification, etc....
- Apprentissage : classification, prédiction, robotique, etc.....
- Programmation automatique programmes LISP, automates cellulaires, etc.....
- Etude de vivant, du monde réel : marchés économiques, comportements sociaux, systèmes immunitaires etc....

Un algorithme génétique générique a la forme suivante :

- 1) Initialiser la population initiale P.
- 2) Tant Que (pas convergences) faire :
 - a) $P' =$ Sélection des parents dans P.
 - b) $P' =$ Appliquer opérateur de croisement sur P' .
 - c) $P' =$ Appliquer opérateur de mutation sur P' .
 - d) $P =$ Remplacer les anciens de P par leur descendants de P.
 - e) Evaluer P

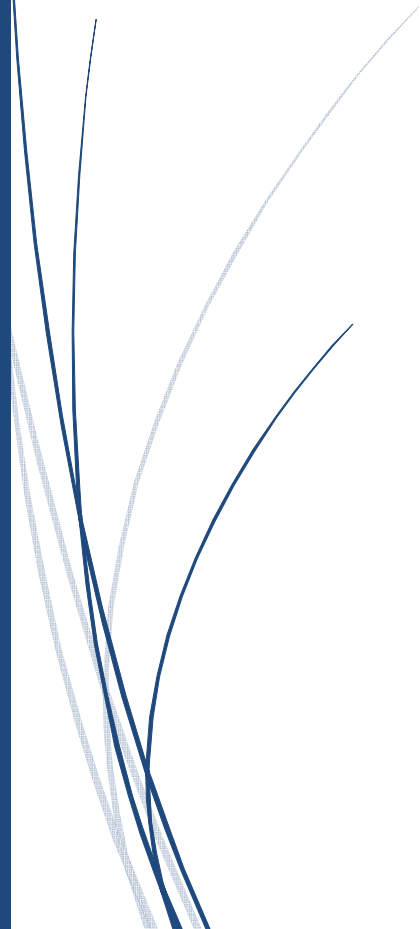
Fin tant que

L'organigramme décrivant l'algorithme en général est donné dans l'annexe C.



Chapitre IV

Résultats et discussion



Dans ce chapitre nous allons présenter et discuter les différents résultats obtenus par l'analyse paramétrique sur l'expression développée de la consommation spécifique, et les résultats obtenus par les deux méthodes d'optimisation.

Les résultats présentés sont basés sur les données du turboréacteur qui sont récapitulés dans le tableau IV.1.

	Données	Symbol e	Unité	Valeur
Les coefficients de perte	pertes au diffuseur	σ_d	-	0.98
	pertes de CBP	σ_{cbp}	-	0.98
	pertes de CHP	σ_{chp}	-	0.98
	pertes de chambre de combustion	σ_{cc}	-	0.96
	pertes tuyère I	σ_I	-	0.98
	pertes tuyère II	σ_{II}	-	0.98
Les rendements	rendement de diffuseur	η_d	-	0.86
	rendement de soufflant	η_f	-	0.86
	rendement du CBP	η_{CBP}	-	0.86
	rendement du CHP	η_{CHP}	-	0.86
	rendement du CC	η_{CC}	-	0.97
	rendement mécanique	$\eta_{mé}$	-	0.99
	rendement de THP	η_{THP}	-	0.92
	rendement de TBP	η_{TBP}	-	0.92
	rendement du canal d'éjection	η_{CE}	-	0.9
rendement de la tuyère primaire	η_{Tu}	-	0.9	
Les taux de compression	Soufflante	π_{fan}	-	1.5434
	Le CBP	π_{CBP}	-	2.8
	Le CHP	π_{CHP}	-	9.192
Les taux de Détentes	La THP	π_{THP}	-	0.3
	La TBP	π_{TBP}	-	0.25
Les diverses	Le pouvoir calorifique	PCI	J/kg	4.225* 10 ⁷

Données	Débit total à l'entrée		kg/s	388.61
	Taux de dilution		-	5.3
	Température total a la sortie de chambre de combustion		K	1681.4
				18

Tableau IV.1 : Données de calcul.

I. Résultats du bilan énergétique:

Les tableaux IV.2, IV.3, IV.4 représentent un exemple de résultats obtenus avec le programme que nous avons élaboré. Dans le tableau IV.2 on retrouve les paramètres thermodynamiques tels que la température et la pression aux différentes stations du turboréacteur. Dans le tableau IV.3 nous avons les différentes puissances consommées et fournies par les différents éléments du turboréacteur et enfin dans le tableau IV.4 nous présentons les performances du turboréacteur.

La température et la pression atmosphériques étant de 288.15K et 1.01325 bar respectivement. Les résultats sont obtenus avec un nombre de Mach et une altitude nuls

Les stations	Température (K)	Pression (bar)
Station 0	288,15	1,0133
Station1	288,15	0,933
Station2	332,3817	1,5326
Station3	464,5696	4,2912
Station4	942,5	39,445
Station5	1681,4	37,867
Station6	1281,9	11,360
Station7	938,6856	2,84
Station8	938,6856	2,7832
Station8'	332,3817	1,5019

Tableau IV.2 : Température et pression totale à chaque station.

Puissance de la soufflante	2,7258 MW
Puissance du compresseur basse pression	8,1865 MW
Puissance du compresseur haute pression	29 ,600 MW
Puissance de la turbine haute pression	27,105 MW
Puissance de la turbine basse pression	23,291 MW
Puissance calorifique	47670W
Puissance utile	25 ,838 MW
Puissance propulsive	0 W

Tableau IV.3 : Différentes puissances du turboréacteur.

Poussée primaire	43,25 (kN)
Poussée secondaire	84,60 (kN)
Poussée totale	127,86 (kN)
Consommation spécifique	0,0319 (kg/h.N)
Consommation horaire	4072,32 (kg/h)
Poussée spécifique	328,0619 (N.s/kg)
Rendement thermique	0,5420
Rendement propulsif	0
Rendement global	0

Tableau IV.4 : Performances du turboréacteur.

II. Analyse paramétrique avec l'expression développée :

Après le développement de l'expression de la consommation spécifique (eq N°II.58 et II.63 et II.58), on a fait une analyse paramétrique par rapport aux paramètres opérationnels, le nombre de Mach et l'altitude, et les paramètres conceptuels, le taux de dilution, le taux de compression, la température au sol et la température à la sortie de la chambre de combustion. Cette analyse a pour but de mettre en évidence l'influence de ces paramètres sur la consommation spécifique.

II.1. Influence de l'altitude et du nombre de Mach :

La figure IV.1 représente la variation de la consommation spécifique en fonction de l'altitude et du nombre de Mach. Nous constatons que pour un même nombre de Mach plus la l'avion prend en altitude la consommation augmente, et pour une altitude fixe la consommation augmente avec l'augmentation de la vitesse de l'air à l'entrée du turboréacteur.

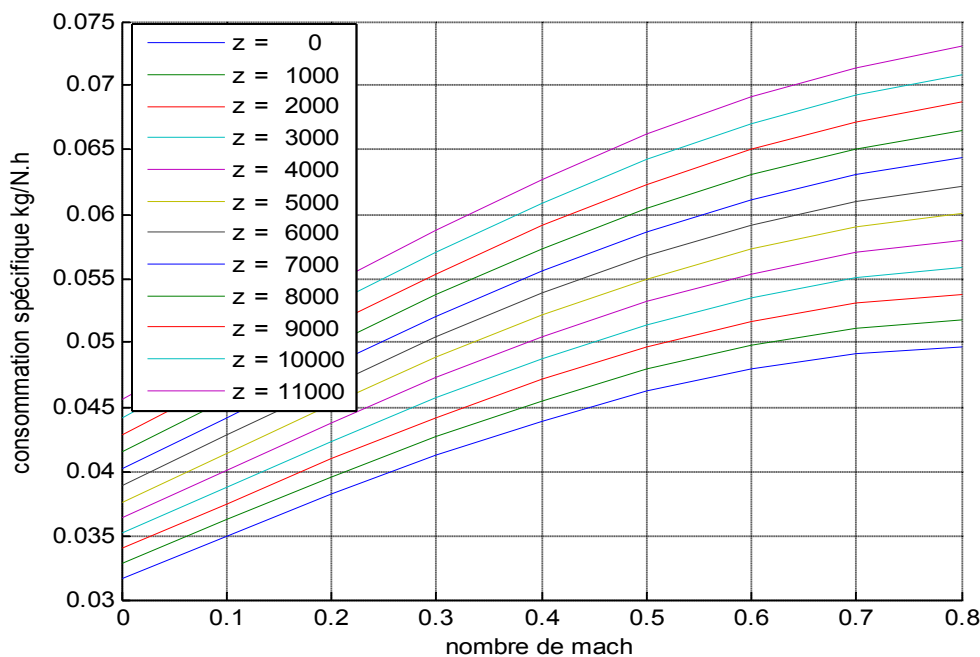


Fig. IV.1 : Variation de la consommation spécifique en fonction de l'altitude et du nombre de Mach

II.2. Influence du taux de compression :

La figure IV.2, représente l'évolution de la consommation spécifique en fonction du taux de compression, elle montre que, pour une altitude fixe, la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de compression

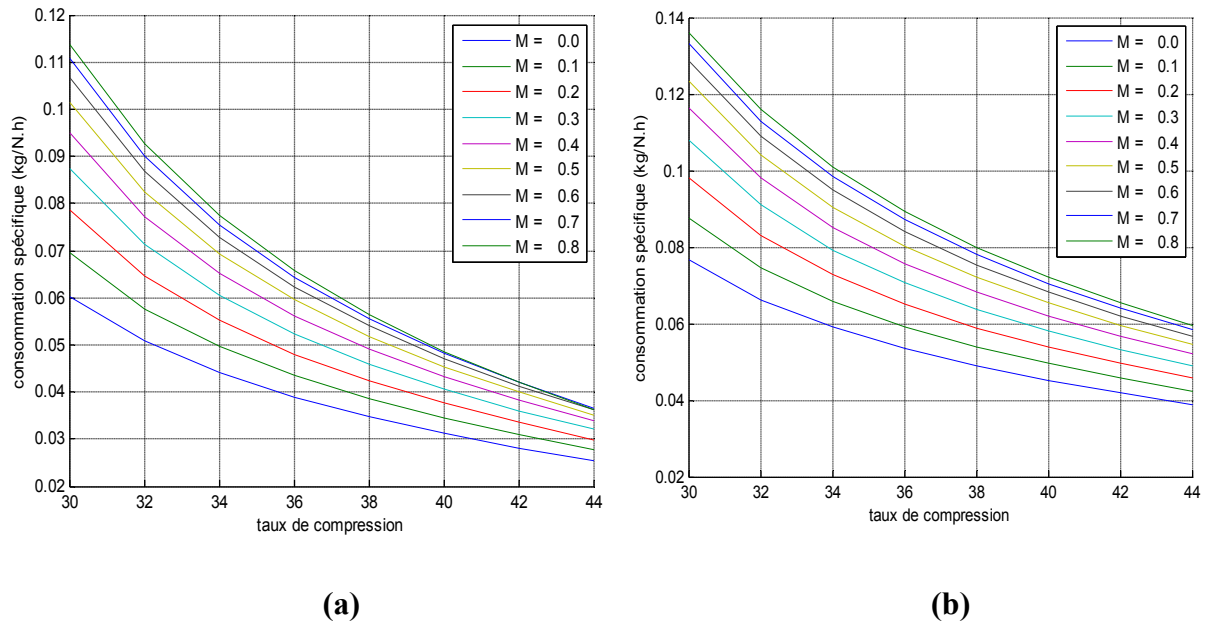


Fig. IV.2 : Influence de taux de compression sur la consommation spécifique pour différentes nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.

II.3. Influence de la température au sol :

D'après la figure IV.3, on note que, pour une altitude fixe la consommation diminue avec l'augmentation de la température au sol, et pour une même température la consommation augmente avec le nombre du Mach, on constate que la variation de la température au sol influe de manière inverse sur la consommation spécifique du moteur.

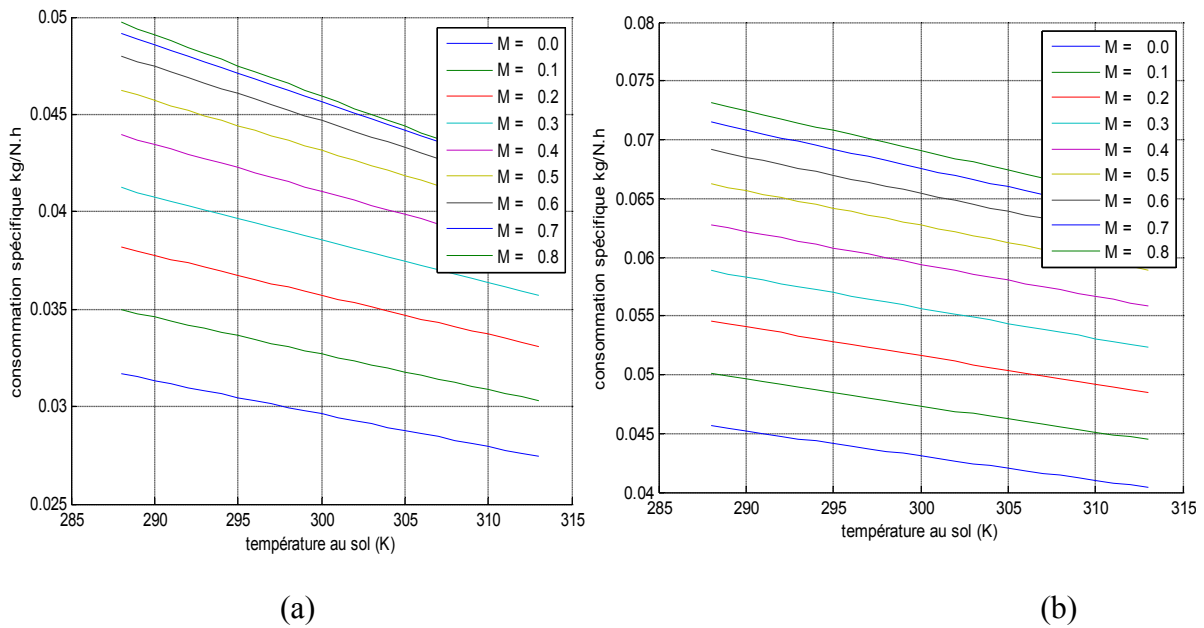


Fig. IV.3 : Influence de température au sol sur la consommation spécifique pour différents nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.

II.4. Influence de la température à la sortie de la chambre de combustion :

La figure IV.4 représente la variation de la consommation spécifique en fonction de nombre du Mach et la température à la sortie de la chambre de combustion. Pour un nombre de Mach et une altitude fixes, la consommation spécifique augmente avec l'augmentation de la température à la sortie de la chambre de combustion, pour une température à la sortie de chambre de combustion maximale, la consommation spécifique a une valeur max, on remarque qui il y'a une relation proportionnelle entre la consommation spécifique et la température à la sortie de chambre de combustion.

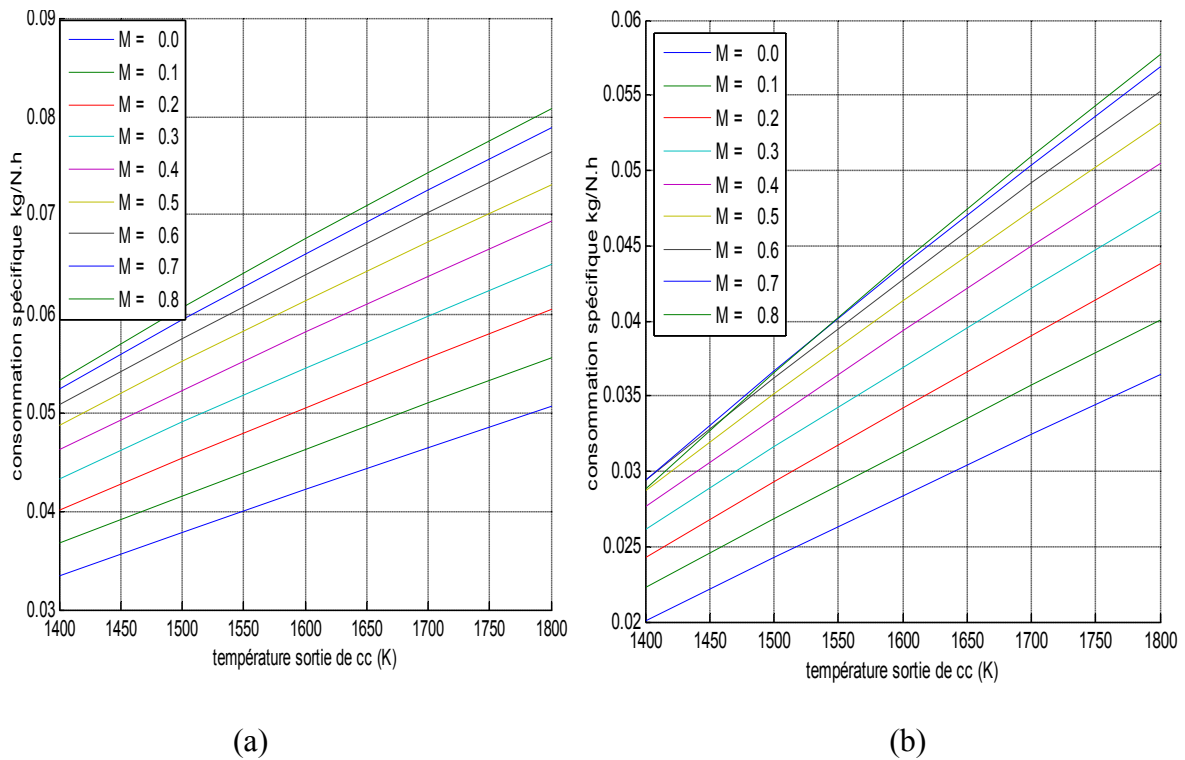


Fig. IV.4 : Influence de la température à la sortie de la chambre de combustion sur la consommation spécifique pour différents nombre de mach : a) $h = 0$ m, b) $h = 11000$ m.

II.5. Influence du taux de dilution :

Sur la figure IV.5 on observe qu'à une altitude fixe, la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de dilution. Ceci est dû au fait que la variation du taux de dilution affecte les débits primaire et secondaire. Pour un débit fixe plus le taux de dilution augmente le flux primaire qui contribue à la combustion diminue et le flux secondaire augmente comme représenté sur la figure IV.6.

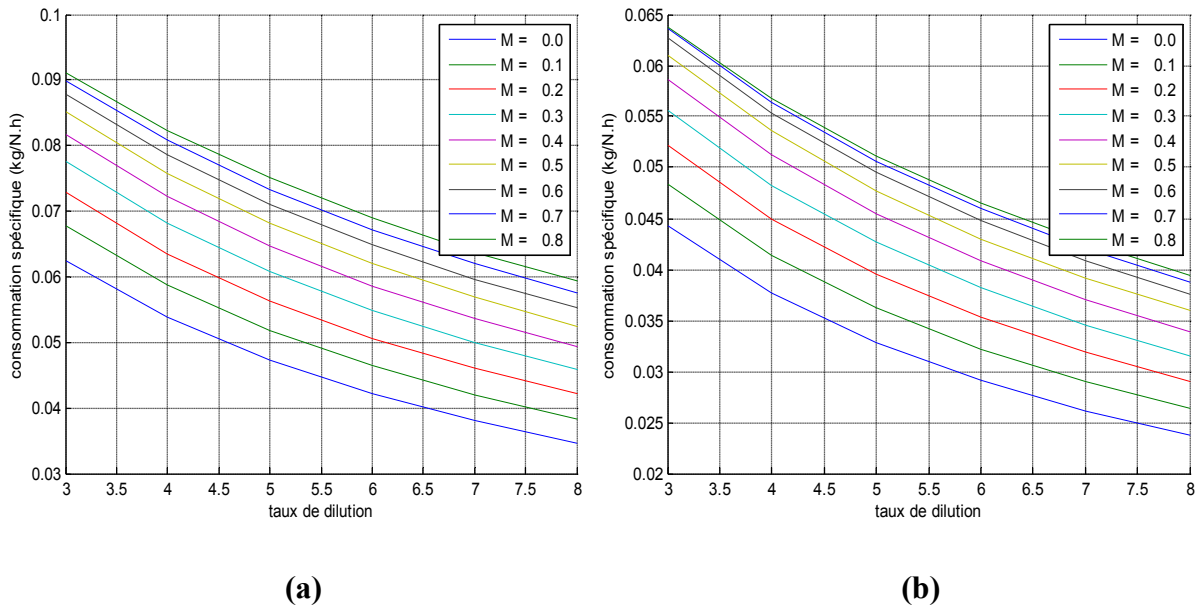


Fig. IV.5 : Influence du taux de dilution sur la consommation spécifique pour différentes nombre de mach : a) h = 0 m, b) h = 11000 m.

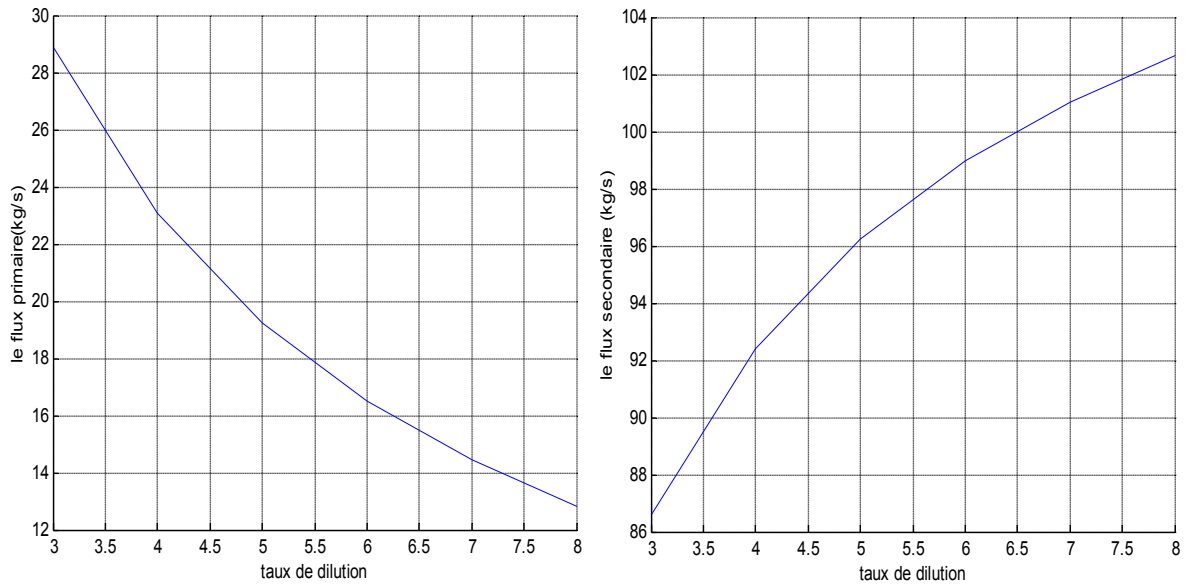


Fig. IV.6 : Evolution des flux primaire et secondaire en fonction du taux de dilution.

III. Résultats des méthodes d'optimisation:

Le but de cette étude est l'optimisation (minimisation) de la consommation spécifique d'un turboréacteur à double flux tout en gardant une poussée nette suffisante.

Les variables d'optimisation utilisées sont le taux de compression de la soufflante Π_{SOUF} , le taux de compression du compresseur basse pression Π_{CBP} , le taux de compression du compresseur haute pression Π_{CHP} et le taux de dilution λ . Les valeurs limites de ces variables sont représentées sur le tableau IV.5.

	Min	Max
Π_{SOUF}	1.3	1.8
Π_{CBP}	2.5	3.5
Π_{CHP}	8	12
Taux de dilution λ	3	8

Tableau IV.5: Variables d'optimisation.

➤ Contrainte :

La poussée : 21 kN

Taux de compression globale : 45

III.1 Evolution de la consommation spécifique

La figure IV.7 représente la convergence de la consommation spécifique pour les deux méthodes, les algorithmes génétiques (AG) et de "Particle Swarm Optimisation" (PSO) pour différentes tailles de la population initiale. La simulation est faite avec une température à la sortie de la chambre de combustion de 1681.418 K, un nombre de Mach de 0.8 et une altitude de croisière égale à 11000 m.

Sur la figure IV.7 on constate que, pour les deux méthodes d'optimisation, la solution optimale de la consommation converge plus rapidement avec l'augmentation de la taille de la population. On observe aussi que la solution optimale obtenue par la méthode PSO converge plus rapidement que la solution obtenue par la méthode des algorithmes génétiques (AG).

Le tableau IV.6 donne le temps de calcul fait avec un PC Celeron CPU 2GB RAM, pour 50 itérations.

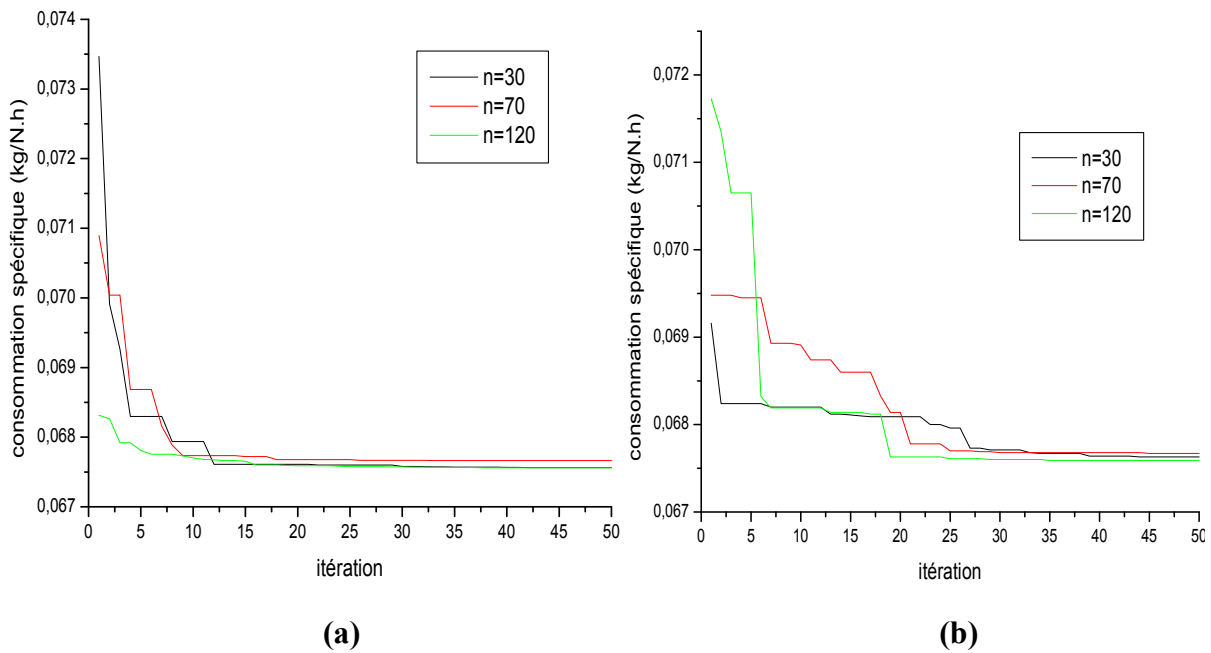


Fig. IV.7 : Convergence de la consommation spécifique : a) AG, b) PSO.

	n=30	n=70	n=120
PSO	0.29s	0.51s	0.75s
AG	4.3s	4.8s	5.3s

Tableau IV.6 : Temps de calcul.

III.2. Evolution des variables d’optimisation avec la méthode PSO :

Nous avons calculé avec la méthode PSO, l’évolution de chaque paramètre d’optimisation en fonction des itérations et pour différentes tailles (30,70 et 120).

- **Evolution du taux de compression de la soufflante Π_{SOUF} :**

La figure IV.8 représente l’évolution du taux de compression de la soufflante Π_{SOUF} en fonction des itérations pour différentes tailles.

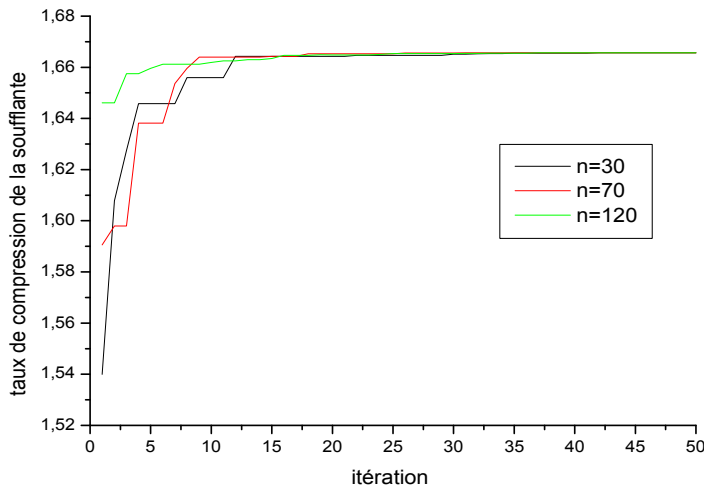


Fig. IV.8 : Evolution du taux de pression de la soufflante.

D’après la figure IV.8 on voit que, pour les trois tailles de population, le taux de compression de la soufflante atteint la même meilleure valeur mais avec des temps de convergence différents. Pour des tailles de population de 30 et 70 la convergence est atteinte après 15 et 10 itérations respectivement mais pour une population de 120 la valeur converge dès la cinquième itération.

- **Evolution du taux de compression basse pression Π_{CBP} :**

La figure IV.9, représente l’évolution du taux de compression du compresseur basse pression pour différentes tailles (30,70 et 120).

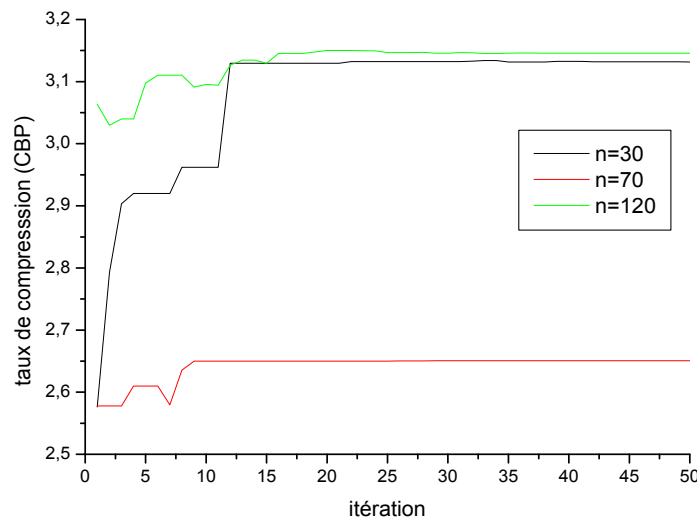


Fig. IV.9 : Evolution du taux de pression du CBP.

D’après cette figure on voit que la meilleure valeur du taux de pression du compresseur basse pression ainsi que le temps de convergence dépendent de la taille de la

population. pour 0 a 15 itération avec $n=30$ taux de compression basse pression (Π_{CBP}) augmente de 2.6 a 3.1, et pour $n=120$ taux de compression (Π_{CBP}) augmente de 3.05 jusqu'à 3.15, par contre pour $n=70$ de 0 a 10 itération taux de compression (Π_{CBP}) augmente de 2.5 jusqu'à 2.65, puis pour $n=30$ taux de compression (Π_{CBP}) ce stabilise a la 12^{eme} itération pour $n=70$ la valeur de (Π_{CBP}) ce stabilise a la 9^{eme} itération et pour $n=120$ la valeur de (Π_{CBP}) ce stabilise a la 15^{eme} itération.

- **Evolution du taux de compression haute pression Π_{CHP} :**

La figure IV.10 représente l'évolution du taux de pression du compresseur haute pression Π_{CHP} pour différentes tailles (30,70 et 120).

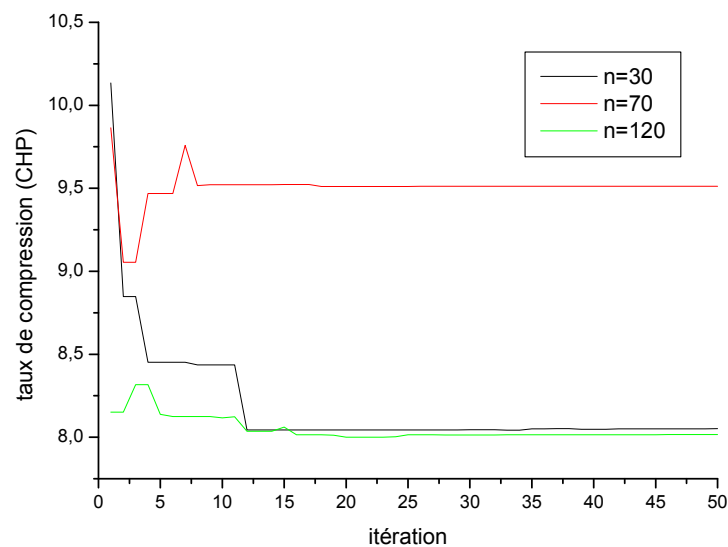


Fig. IV.10 : Evolution du taux de pression du CHP.

On voit que la convergence du taux de pression Π_{CHP} est sensible à la taille de la population. Pour des tailles de population de 30 et 120, la meilleure valeur du taux de pression se stabilise à 8.1 après 10 itérations. Par contre pour la taille de 70 la meilleure valeur se stabilise à 9.5 après 9 itérations.

- **Evolution du taux de dilution :**

La figure IV.11 représente l'évolution du taux de dilution pour différentes tailles de population.

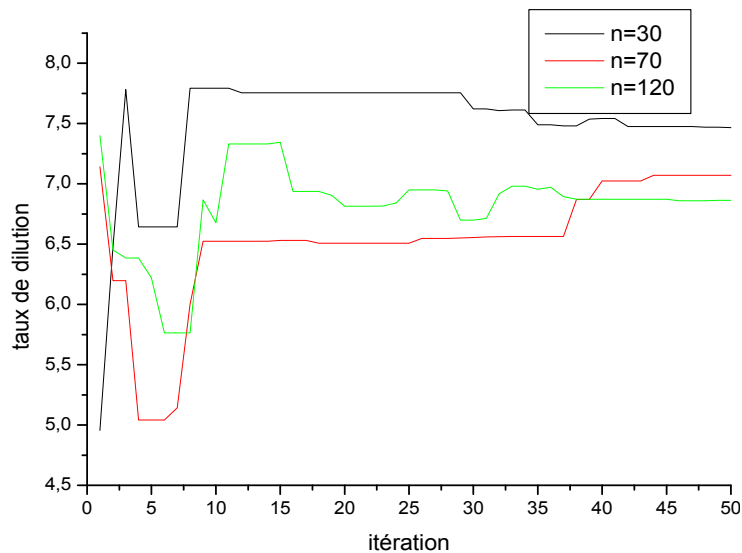


Fig. IV.11 : Evolution du taux de dilution.

D'après la figure IV.11 on voit que pour une taille de 30 le taux de dilution augmente légèrement avant de se stabiliser à 7,5 à la 45^{ème} itération, et pour une taille de 70 le taux diminue de 7 jusqu'à 5 à la 5^{ème} itération puis augmente de 5 jusqu'à 6,5 avant de se stabiliser à la 45^{ème} itération. Pour une taille de 120 le taux diminue de 7,5 jusqu'à 5,5 à la 10^{ème} itération puis se stabilise à la 40^{ème} itération.

III.3. Evolution de la consommation spécifique optimale en fonction de la température à la sortie de la chambre de combustion (Tt5) pour les deux méthodes PSO et AG :

La figure IV.12 représente l'évolution de la consommation spécifique optimale en fonction de la température à la sortie de la chambre de combustion, pour les deux méthodes d'optimisation. La figure, montre que la consommation spécifique optimale est fortement affectée par la température à la sortie de la chambre de combustion. On note aussi que, pour une température comprise entre 1400 et 1700 K la technique PSO conduit à une consommation inférieure à celle de l'algorithme génétique mais la différence entre les valeurs correspondant aux deux méthodes demeure faible. Par contre pour une température supérieure à 1700 K, les deux méthodes conduisent aux mêmes valeurs optimales.

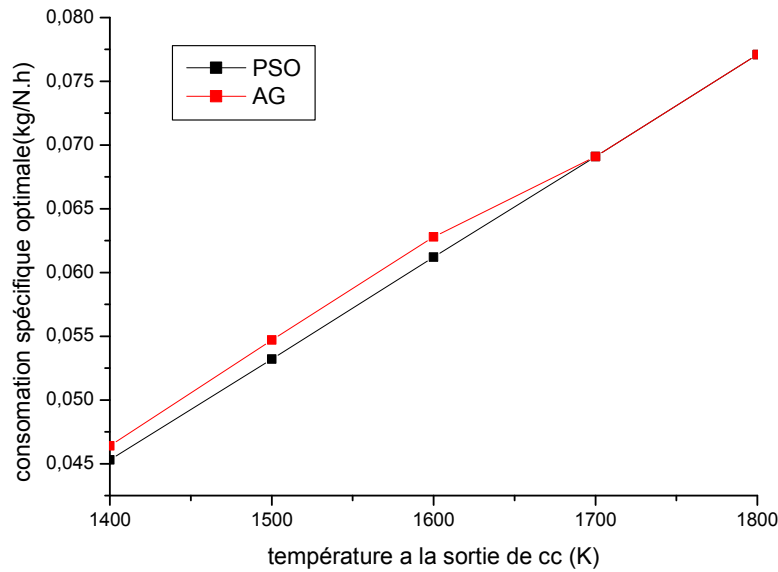


Fig. IV.12 : Consommation spécifique pour les deux méthodes d’optimisation en fonction de température a la sortie de la chambre de combustion.

III.4. Evolution de la consommation spécifique pour différents nombres de Mach avec les deux méthodes d’optimisation :

La figure (IV.13), représente l’évolution de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach pour une altitude fixe de 11000 m avec les deux méthodes d’optimisation. On voit que le nombre de Mach influe fortement sur la consommation spécifique optimale et là aussi, on constate que la valeur optimale de la consommation spécifique obtenue avec la technique PSO est légèrement inférieure à celle obtenue par les algorithmes génétiques.

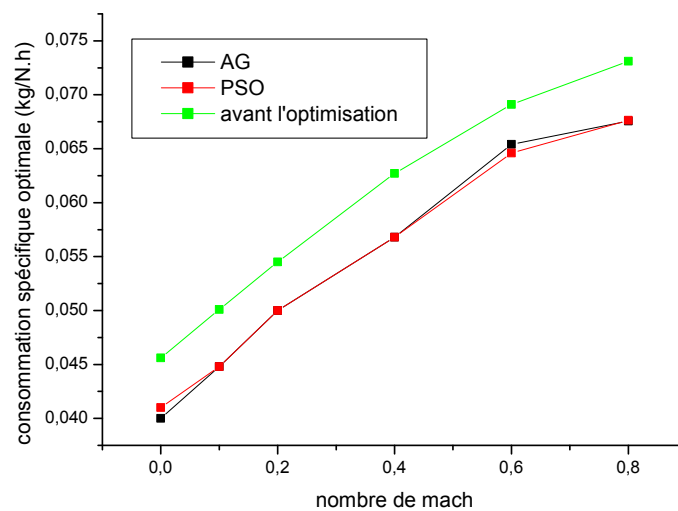


Fig. IV.13 : Consommation spécifique pour les deux méthodes en fonction de nombre de Mach.

III.5. Evolution de la consommation spécifique pour différentes altitudes avec les deux méthodes d'optimisation :

La figure IV.14, représente l'évolution de la consommation spécifique en fonction de l'altitude pour deux nombres de Mach (0 et 0,8). On voit que la variation de l'altitude influe sur la consommation spécifique optimale, et les valeurs obtenues avec la technique PSO sont toujours légèrement inférieures par rapport aux valeurs des algorithmes génétiques.

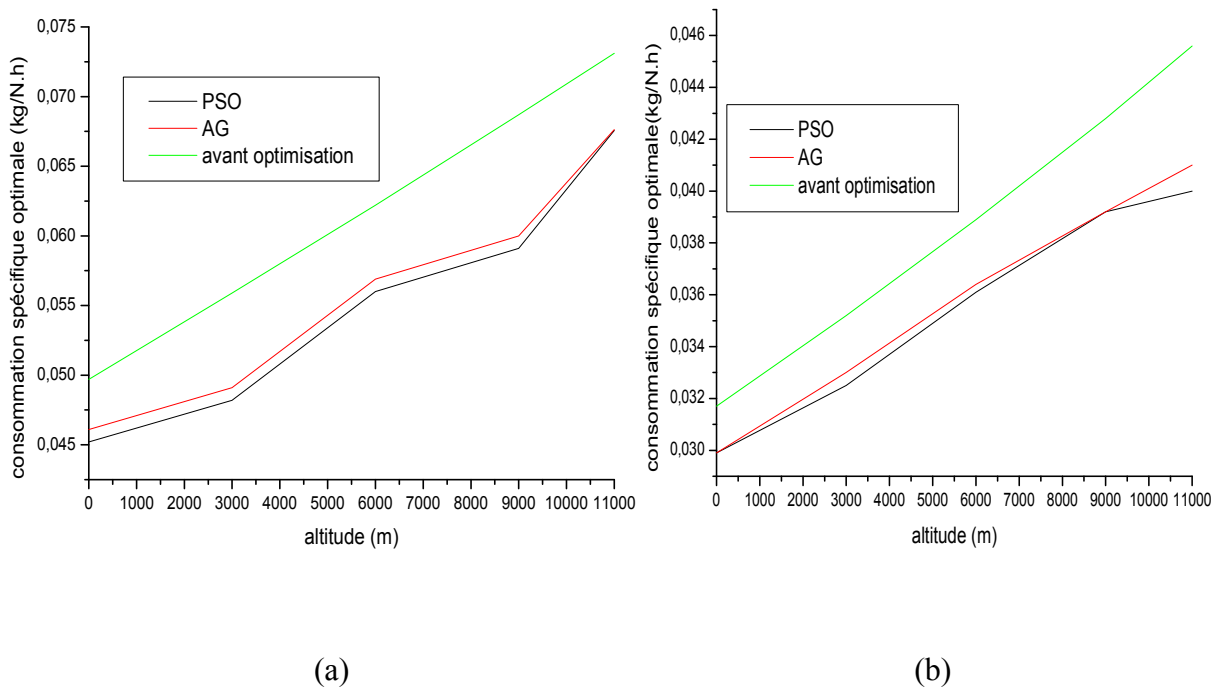


Fig. IV.14 : Consommation spécifique pour les deux méthodes d'optimisation en fonction d'altitude :a) $M = 0.8$, b) $M = 0$.

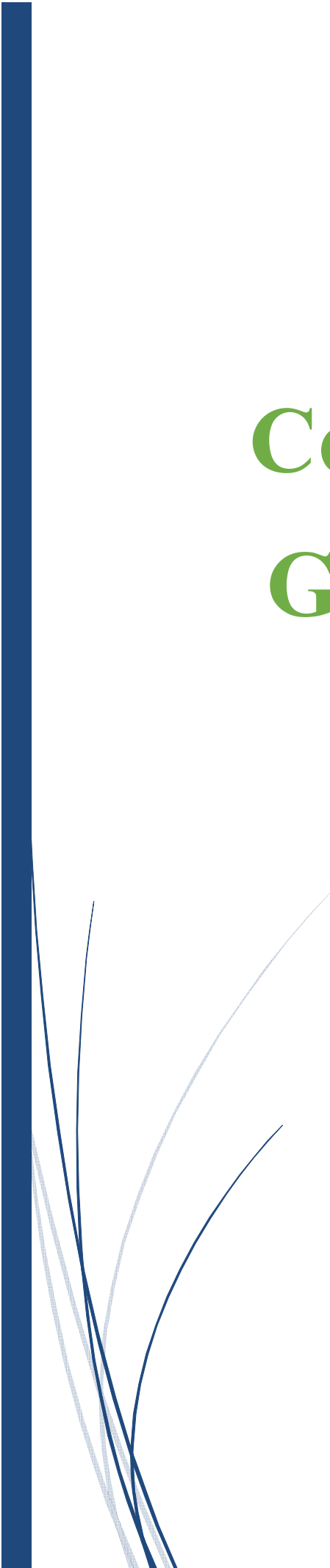
IV. Comparaison entre l'expression développée et les deux méthodes d'optimisation :

	Expression développée	Expression développée	PSO	AG
Consommation Spécifique (kg/N.h)	0.0598	0.0593	0.0674	0.0677
Taux de Dilution	5.3	8	7.4	6.5
Taux de compression Global	44	39.72	40.31	41.6

Tableau. IV.6 : Comparaison entre l'expression développer et PSO et AG

Le tableau IV.6 présente les résultats obtenus par les différentes méthodes utilisées dans ce travail pour une altitude et un nombre de Mach fixes. Ces résultats nous montrent l'intérêt de l'optimisation par rapport à l'utilisation de l'expression développée de la consommation spécifique. D'après ce tableau on remarque qu'à travers l'analyse paramétrique de l'expression développée les valeurs minimales de la consommation spécifique correspondent aux valeurs maximales du taux de compression et du taux de dilution et à la valeur minimale de la température totale à la sortie de la chambre de combustion, des valeurs qu'on ne peut pas réaliser en même temps.

Par contre à travers les méthodes d'optimisation on aboutit à des valeurs minimales de la consommation spécifique pour des valeurs optimales du taux de compression global, du taux de dilution et de la température à l'entrée de la turbine qu'on peut réaliser simultanément.

A thick dark blue vertical bar is positioned on the left side of the page. From the bottom of this bar, several thin, curved lines in shades of blue and grey extend upwards and to the right, creating an abstract, organic shape.

Conclusion Générale

Conclusion générale :

Dans ce mémoire le travail a porté sur l'analyse et l'optimisation thermodynamique de turboréacteurs à double flux où la consommation spécifique est considérée comme fonction objective à minimiser.

Nous avons alors élaboré un programme sous MATLAB basé sur le bilan énergétique et l'expression développée de la consommation spécifique. 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 paramétrique, sur l'expression développée de la consommation spécifique, et de l'optimisation par les deux méthodes PSO et AG permettent de tirer les conclusions suivantes :

- L'étude paramétrique sur l'expression développée nous a montré que la consommation spécifique est proportionnelle avec les paramètres fonctionnels du moteur tels que le nombre de Mach et l'altitude. Mais elle est inversement proportionnelle avec les paramètres conceptuels tels que le taux de compression et le taux de dilution.
- En comparant les deux méthodes d'optimisation utilisées dans ce travail, on a déduit que la technique PSO est plus rapide que la méthode des algorithmes génétiques, et la valeur optimale obtenue par la PSO est légèrement inférieure à celle des AG.
- Les valeurs minimales de la consommation spécifique obtenues par l'expression développée correspondent à des valeurs maximales du taux de compression global et du taux de dilution, quand on augmente l'un de ces deux paramètres la consommation spécifique diminue. Par contre les valeurs minimales de la consommation spécifique, avec les deux méthodes d'optimisation (PSO et AG), sont obtenues à des valeurs optimales de ces deux paramètres.
- La comparaison entre ces méthodes nous a conduits à connaître l'intérêt de l'optimisation en général, et en particulier la technique PSO qui est efficace et peut déterminer la meilleure solution en un temps relativement court.



Références Bibliographiques



Références bibliographiques

- [1] [https:// www.l'avionnaire.com](https://www.l'avionnaire.com)
- [2] CFM 56-7B Technical Data documentation-Air Algérie, 2003
- [3] A.Homaifar, H.Y.Lai, E. McCormick System optimization of turbofan engines using genetic algorithms, Applied Mathematical Modeling, Volume18, Issue 2, February1994, Page 72-83
- [4] Valceres V.R. Silvaa et Wael Khatibb et Peter J. Fleming, Performance optimization gas turbine engines using the studga, IFAC Proceeding volumes volume 32, issue 2, July 1999,Page 3029-3034
- [5] Giovanni Torella et Luciano Blasi, The Optimization of Gas Turbine Engine Design by Genetic Algorithms, 36th ASAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 16-19 July 2000 Huntsville, Alabama
- [6] Atashkari et N. Nariman-Zadeh et A. Pilechi et A. Jamali et X. Yaob, thermodynamic Pareto optimization of turbojet engines using multi-objective genetic algorithms, Intrenational Journal of Thermal Science, Volume 44, Issue 11, Novembre 2005, Page 1061-1071
- [7] Valceres V.R. Silvaa et Wael Khatibb et Peter J. Fleming, Performance optimization of gas turbine engine, IFAC Proceeding volumes volume 32, issue 2, April 2005,Page 215-225
- [8] Jeffrey J. Berton et Mark D. Guynn, Multi-Objective Optimization of a Turbofan for an Advanced, Single-Aisle Transport, journal of aircraft, Vol. 48, No. 5, September–October 2011
- [9] Lorenzo Casalino et Dario Pastrone, Optimization of Civil Turbofan with Evolutionary Algorithms, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georg
- [10] Ir. V. KELNER, Développement d'un logiciel de simulation et d'optimisation d'un cycle de Brayton dans le cadre de la modélisation d'un turboréacteur double flux, <https://www.isilf.be/Articles/ISILF13p149gramme>
- [11] Mingdong Cao1 et Zhanxue Wang et Zengwen Liu et Xiaobo Zhang, Study on the optimization design of a civil turbofan engine, Propulsion and Energy Forum July 28-30, 2014, Cleveland
- [12] Yousef S.H.Najarn Ibrahim et A.I.Balawneh, Optimization gas turbines for sustanable trbojet propulsion, Propolusion and Power Research ,Volume 4,Issue 2,June 2015,Page 144-121

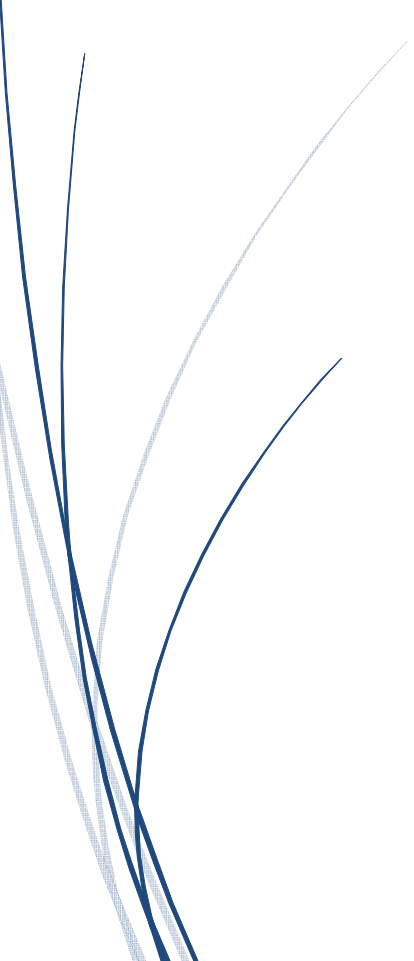
[13] Junning Qian et Feng Lu et Xiaojie Qiu et Chunsheng, Individual model identification for turbofan engine based on particle swarm optimization, AIAA AVIATION Forum 22-26 June 2015, Dallas, TX AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference

[14] Hafid Zidani. Représentation de solutions en optimisation continue, multi-objective et applications, <https://tel.archives-ouvertes.fr> 2013

[15] Abdesslem LAYEB, Utilisation des Approches d'Optimisation Combinatoire pour la Vérification des Applications Temps Réel. Thèse de Doctorat, Université Mentouri de Constantine 2010.

[16] Gacem Mohamed Sadaoui Anis Mémoire de fin d'études, Optimisation thermodynamique d'une chaudière de récupération par la technique PSO et les algorithmes génétiques, Juin 2016/2017

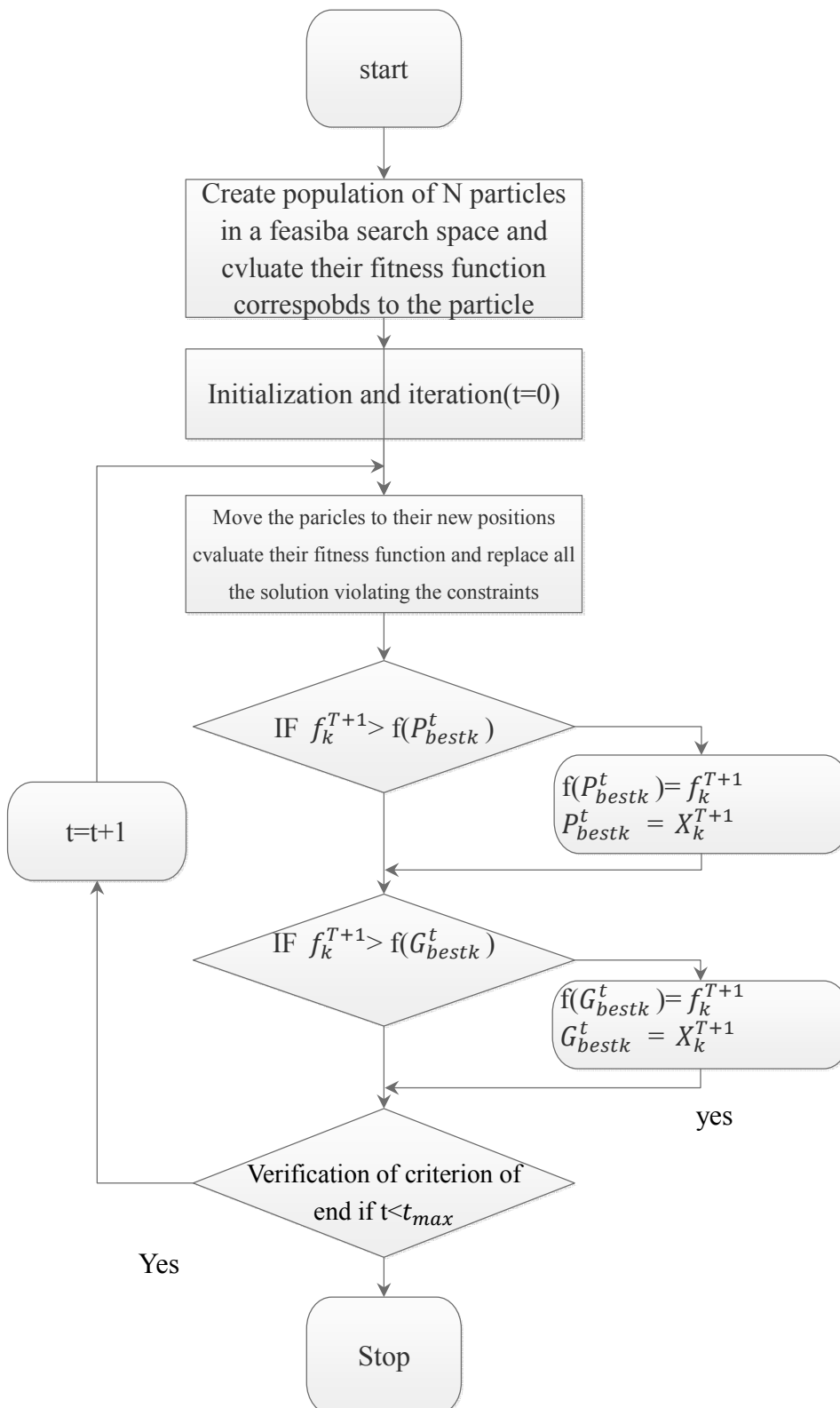
Annexes



Annexe A : Caractéristique du moteur CFM 56-7B

	-7B18/3	-7B20/3	-7B22/3	-7B24/3	-7B26/3	-7B27/3
Poussée max. au décollage (lb)	19 500	20 600	22 700	24 200	26 300	27 300
T° à poussée nominale maintenue (°C) 30	30	30	30	30	30	
Débit d'air total (lb/sec)	667	696	728	752	779	792
Taux de dilution	5,50	5,40	5,30	5,30	5,10	5,10
Poussée max. en montée (lb) 35 000 ft – Mach 0,8 – ISA Moteur avionné	5 960	5 960	5 960	5 960	5 960	5 960
Taux de compression général pour la montée max.	32,70	32,70	32,70	32,70	32,70	32,70
Longueur (mm)	2 629	2 629	2 629	2 629	2 629	2 629
Diamètre soufflante (mm)	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550
Applications	737-600	737-600 737-700	737-600 737-700	737-700 737-800 737-900	737-700 737-800 737-900 BBJ	737-700 737-700 737-900 BBJ-BBJ2 AEW&C

Annexe B: Organigramme de la méthode PSO



Annexe C: Organigramme de la méthode AG

