



République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Mémoire de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme

De Master en Aéronautique

Option : Propulsion

ETUDE DES PERFORMANCES DES SYSTEMES DE PROPULSIONS

Proposé et dirigé par :

✓ Pr ABADA Omar

Présenté par :

CHABANGA Destiny Victor

Année Universitaire 2013-2014

REMERCIEMENTS

Au terme de ce Mémoire je tiens à remercier tout naturellement en premier lieu Dieu le tout Puissant qui m'a donné la force, le courage et la patience de mener à bien ce travail.

*Je tiens tout particulièrement à remercier mon promotor Monsieur **Abada Omar** tout d'abord, pour avoir accepté de diriger cette étude ainsi que pour sa patience, et les conseils avisés qui m'ont aidé à réaliser ce travail.*

*Je remercie, également mon encadreur Monsieur **Benaicha Adel** pour son apport précieux et sa disponibilité. Je la remercie aussi d'avoir accepté de travailler avec moi et de m'avoir aidé par son expérience et sa documentation.*

Mes remerciements sincères vont également à tout le personnel d'Air Algérie pour leur gentillesse, leur bonne humeur quotidienne sans faille et leurs capacités de travail en équipe exemplaire. Grâce à leurs expériences professionnelles et leurs expertises, j'ai pu découvrir la diversité du métier de banc d'essai. De plus, mes remerciements seraient incomplets, si ne je fais pas mention de l'Air ALGERIE mon stage a été très formateur et les tâches de banc d'essai auxquelles il m'a associé m'ont vraiment permis de consolider mes connaissances et d'en développer de nouvelles informations.

*Un merci très particulier à Monsieur **Bentrad Hocine** pour son aide, son formidable intelligence, sa documentation et le temps qui a sacrifié pour m'aider a réalisé cette thèse.*

Mes remerciements vont aussi à ma famille pour leur générosité, leur discernement et leur soutien inconditionnel.

Je tiens à saluer, à travers ce modeste travail tous mes amis et mes camarades de la promotion 2014, et tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la bonne réalisation de ce travail. Je vous suis reconnaissant.

Merci à Dieu, Merci à tous, Merci pour tout.

Résumé :

Le présent mémoire consiste à élaborer un logiciel de simulation pour déterminer les performances thermodynamique des moteurs propulsif en particulier turbofan, turbojet et turboprop. Le modèle mathématique est basé sur les équations thermodynamique du cycle réel en adaptation et en hors adaptations.

Les résultant de la simulation permettent au utilisateur de banc d'essai au atelier de maintenance des compagnies arienne de confronte les résultats est de tires les conclusions nécessaire a la compréhension du comportement du moteur et service de support d'aide sur la discours de remise en service du moteur conformement au marge de sécurité d'utilisation dicte par le constructeur.

Une interface graphique a été conçu à l'aide du langage C#. Elle permet d'accéder aux calculs de la pression totale et la température totale dans chaque composant du turboréacteur lors des différentes phases de fonctionnement (compression, combustion, détente) ainsi que les performances des moteurs propulsifs (Poussée, consommation spécifique et différents rendements).

Abstract:

This thesis consists of a simulation of software to determine thermodynamic performances of propulsive motors in particular turbofan, turbojet and turboprop. A mathematical model is based on the thermodynamic equations of real cycle in on and off design.

The results of this simulation permit the test bench user of air companies to analyses their results and draw a necessary conclusion after understanding the motor components. This will help to match the motor with the obligated line of security of a constructor.

A graphical interface has been designed using the C# programming language and it is used to calculate the total pressure and total temperature in each component of the turbofan during the various phases of operation: compression, combustion, and the performance of the propulsive engines (thrust, specific fuel consumption and different efficiencies)."

TABLE DES INDICES

Indice	Signification
C	Compresseur
CBP	Compresseur basse pression
CC	Chambre de combustion
CHP	Compresseur haute pression
F	Fan
P	Polytropicque
Pr	Propulsion
T	Turbine
TBP	Turbine basse pression
THP	Turbine haute pression
Typ	Tuyère primaire
Tys	Tuyère secondaire
a	Air
c	Carburant
d	Diffuseur
eq	Equivalente
g	Global
i	interne
is	Isentropique
p	Primaire
s	Secondaire
sp	Spécifique
t	Totale
0	Air ambiant
b	Burner (chambre de combustion)
n	Nozzle (tuyère).
g	Réducteur de vitesse
prop	Propeller (hélice)
tp	Turbine de puissance(libre).

TABLE DES NOMENCLATURE

Symbole	Signification
η_r	Rendement de l'entrée d'air.
η_b	Rendement de la chambre de combustion
η_t	Rendement de la turbine.
η_{tp}	Rendement turbine de puissance
η_{prop}	Rendement hélice
η_P	Rendement de propulsion
η_{th}	Rendement thermique
η_{gl}	Rendement global
η_{ml}	Rendement mécanique.
R	Constante universelle des gaz en (J /kg. °K).
e_{thp}	Rendement polytropique de la turbine haute pression
e_{ibp}	Rendement polytropique de la turbine basse pression
e_{cbp}	Rendement polytropique du compresseur basse pression
e_{chp}	Rendement polytropique du compresseur haute pression
MFP	Paramètre de débit massique
C_p	Chaleur spécifique à pression constante en (kg/s/N)
C_{p_a}	Chaleur spécifique de l'air
C_{p_b}	Chaleur spécifique de la chambre de combustion
γ_c	Rapport de chaleur spécifique à pression constante sur la chaleur spécifique à volume constant.
M	Nombre de mach
a	Vitesse du son en (m/s).
V	Vitesse en m/s.
P_t	Pression totale en Pa
T_t	Température totale en °K
P	Pression statique en Pa
T	Température statique en °K
f	Dosage
f_0	Dosage globale
H	Altitude
W	Travail en Joule
Q	Quantité de chaleur en Joule
U	Energie interne en kj/kg

Symbole	Signification
\dot{m}	Débit massique en kg/s
H_{pr}	Pouvoir calorifique inférieur
H	Enthalpie en kJ/kg.
C_V	Chaleur spécifique à volume constant en J/kg
ρ	Masse volumique en kg/m ³
E_C	Énergie cinétique
E_P	Énergie potentielle
π	Rapport de pression totale.
τ	Rapport de température totale.
T_{MAX}	Température maximale à la sortie de la chambre de combustion
K_1	La charge de la turbine haute pression
K_2	La charge de la turbine basse pression
ε_4	La charge de la chambre de combustion
C_{EQ}	Consommation spécifique équivalente
C_{SPE}	Consommation spécifique.
P_{SPE}	Puissance spécifique
P_{EQ}	Puissance équivalente
T_{SPE}	Poussée spécifique.
T	Poussée
T_{Pr}	Poussée engendrée par l'hélice
d_0, \dot{m}_0	Débit massique en kg/s
D	Débit réduit
α	La fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre
μ	Coefficient manométrique
v	Volume en m ³ .
F	Force en N.
S	Surface en m ² .
Z	Hauteur en mètre
U_n	Vitesse de périphérie.
P_c	Pouvoir calorifique du carburant.
P_{ci}	Pouvoir calorifique inférieur du carburant
Δh	Chute d'enthalpie entre la turbine libre et la tuyère
C_H	Consommation horaire
$C_{H_{EQ}}$	Consommation horaire équivalente.

Remerciement.....	1
Table des indices.....	2
Table des symboles.....	3
Liste des figures	5
Introduction.....	7
Chapitre 1.....	9
Généralités des types des moteur propulsif et des conceptions de banc d'essai moteur	
1.1 Les principes de la propulsion par réaction	10
1.2 Les différents types de propulseurs à réaction.....	10
1.2.1 Propulseur a réaction directe	10
1.2.2 La famille des turboréacteurs	11
1.2.3 Propulseur à réaction indirecte.....	13
1.3 Avantages et inconvénients des turboréacteurs à double flux	16
1.4 Les comparaisons des moteurs propulsifs.....	17
1.5 Banc d'essai moteur	17
1.5.1 Nécessité et avantages des tests moteurs.....	17
1.5.2 Avantages lies aux tests moteurs dans un banc d'essais.....	18
1.5.3 La certification du vol d'un moteur propulsif.....	18
1.5.4 Certification du turboréacteur.....	19
1.5.5 Atelier du moteur h400.....	20
1.5.6 Les normes de sécurité.....	21
Chapitre 2	23

2.0 Etude énergétique des systèmes propulsifs.....	24
2.1 - Rappel thermodynamique.....	24
2.2 Etude énergétique de chaque section des systèmes propulsif.....	34.
2.2.1 Section entrée d'air.....	34
2.2.2 Section compresseur.....	36
2.2.3 Section chambre de combustion.....	41
2.2.4 Section turbine.....	45
2.2.5 Equilibre compresseur –turbine.....	47
2.3 Les paramètres de performances du moteur.....	52
Chapitre 3.....	54
Fonctionnement hors adaptation et des modelés mathématiques des systèmes des moteurs propulsifs.	
3.0 Fonctionnement hors adaptation des moteurs propulsif.....	55
3.1 Le point fixe de fonctionnement de la turbomachine	56
3.2 La régulation de la turbomachine.....	57
3.3 Modèle mathématique.....	58
3.4 Etude des paramètres du turbopropulseur au point fixe et en vol.....	59
3.5 Calcule mathématique d'un système turboréacteur a double flux.....	59
3.5.1 Model mathématique du turboréacteur systèmes adapte.....	60
3.5.1.1 Entrée d'air – diffuseur.....	60
3.5.1.2 Fan.....	61
3.5.1.3 Compresseur Basse Pression.....	61

3.5.1.4	Compresseur haute pression.....	62
3.5.1.5	Chambre de combustion.....	62
3.5.1.6	Turbine haute pression.....	63
3.5.1.7	Tuyère primaire.....	64
3.5.1.8	Tuyère secondaire.....	65
3.5.2	Modele mathématique du turbofan au point fixe.....	66
3.5.2.1	Fans.....	66
3.5.2.2	Compresseur basses pressions.....	66
3.5.2.3	Compresseur hautes pressions.....	66
3.5.2.4	Chambres de combustion.....	67
3.5.2.5	Turbines hautes pression et d'écoulement mélangé.....	67
3.5.2.6	Tuyère primaire.....	68
3.5.2.7	Tuyère secondaire.....	69
3.5.2.8	Calcul de la performance de moteur turbofan.....	70
3.5.3	Modele mathématique du turbofan en vol.....	71
3.5.3.1	Compresseur haute pression.....	71
3.5.3.2	Fan et compresseur basse pression.....	71
3.5.3.3	La turbine	73
3.5.3.4	La performance de moteur.....	74
3.5.4	Model mathématique du turbopropulseur au point fixe.....	75
3.5.4.1	Equations préliminaire.....	75

3.5.4.2	Entrée d'air.....	77
3.5.4.3	Le compresseur	77
3.5.4.4	La chambre de combustion.....	78
3.5.4.5	La turbine	78
3.5.4.6	La turbine libre.....	79
3.5.4.7	La tuyère.....	79
3.5.4.8	Le core moteur.....	80
3.5.5.	Modele mathématique du turbopropulseur en vol.....	82
Chapitre 4.....		84
4.0	Resultants et interpretations.....	85
4.1	Utilisation de l'interface graphique.....	85
4.2	Résultats et interprétation.....	88
4.2.1	Entrée diffuseur	89
4.2.2	La partie soufflante.....	90
4.2.3	La chambre de combustion.....	91
4.2.4	La turbine.....	92
4.2.5	La tuyère.....	92
4.2.6	Les paramètres de performances.....	93
4.2.7	Évolution de la température et de la pression du flux primaire et du flux secondaire.....	94
4.2	Turbojet on design.....	96
4.3.1	Résultats et interprétation.....	96
4.3	Turbojet off design.....	96

4.4.1 Résultats et interprétation.....	98
Conclusion.....	100
References bibliographies.....	101
Annexe.....	102

LISTE DES FIGURES

Chapitres	Figures	Titre	Page
Chapitre 1	Figure (1.1)	Schéma d'un turboréacteur à mono flux.	11
	Figure (1.2)	Schéma d'un turboréacteur à double flux.	12
	Figure (1.3)	Schéma d'un statoréacteur.	13
	Figure (1.4)	Schéma d'un turbopropulseur.	14
	Figure (1.5)	Organigramme des propulseurs à réaction.	15
Chapitre 2	Figure (2.1)	Bilan des puissances et des rendements.	30
	Figure (2.2)	Cycle thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.	35
	Figure (2.3)	Cycle thermodynamique au niveau du compresseur.	40
	Figure (2.4)	Cycle thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.	43
	Figure (2.5)	Cycle thermodynamique au niveau de la turbine.	48
	Figure (2.6)	Cycle thermodynamique représentant la distribution de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère.	50
	Figure (2.7)	Cycle thermodynamique pour l'ensemble des composants du moteur.	51
Chapitre 3	Figure (3.1)	Schéma des stations du turboréacteur.	59
	Figure (3.2)	Schéma des stations du Turbopropulseur:	77
Chapitre 4	Figure (4.1)	Page d'accueil de l'interface graphique.	85
	Figure (4.2)	Schéma de l'accès Turbofan	86
	Figure (4.3)	Schéma de l'accès Calcul adapté	86
	Figure (4.4)	Schéma des données de l'affichage détaillé	87

Chapitre 4	Figure (4.5)	Schéma des résultats de l'affichage détaillé.	87
	Figure (4.6.A)	Les pressions totales et les températures totales dans le diffuseur.	89
	Figure (4.6.B)	Les pressions totales et les températures totales dans la soufflante.	90
	Figure (4.6.C)	Les pressions totales et les températures totales dans la chambre de combustion.	92
	Figure (4.6.D)	Les pressions totales et les températures totales dans les turbines.	92
	Figure (4.7.E)	Les pressions totales et les températures totales dans les tuyères.	93
	Figure (4.7)	Variation de la température dans le flux primaire et le flux secondaire.	94
	Figure (4.8)	Variation de la pression dans le flux primaire et le flux secondaire.	95
	Figure (4.9)	Les résultant de turbojet on design	97
	Figure (4.10)	Les résultant pour la comparaison on design	97
	Figure (4.11)	Les résultants de turbojet off design	99
	Figure (4.12)	Les résultants pour la comparaison off design	99

Introduction

Le but principal des ingénieurs est d'améliorer la sécurité des vols, l'efficacité, la vitesse et le poids d'avion et aussi réduire les coûts des vols. En effet ils cherchent à améliorer les performances des moteurs propulsifs pour qu'ils s'adaptent avec le volume, la masse et le volume horaires des vols. Les recherches consistent à trouver le point optimal correspondant à une poussée importante et un rendement global important avec une minimisation des effets négatifs de fonctionnement comme la consommation du combustible, le bruit sonore et l'influence des gaz d'échappement sur l'environnement.

Au début, les recherches s'appuyaient sur l'étude expérimentale. Mais avec le progrès considérable dans le domaine de la programmation, l'étude tend vers les simulations numériques des phénomènes qui introduisent le fonctionnement des moteurs propulsif, ou bien les bancs d'essai qui permettent eux aussi d'analyser le comportement des moteurs lors des différentes phases du vol « décollage, vol et atterrissage ».

L'unité électronique du contrôle moteur reçoit des signaux électroniques venant des différents détecteurs qui se trouvent dans chaque partie du turboréacteur qui les envoie par la suite au DASC. Cette dernière et avec le programme intégré permet au système de traduire ses signaux électroniques en valeurs numériques, parmi ces détecteurs, il existe :

- ✓ Thermocouples : permettent de calculer la température de l'air, du combustible ou bien de l'huile dans différentes positions.
- ✓ Sondes : son rôle est de calculer les différentes pressions.
- ✓ Tachymètre : pour déterminer la vitesse de rotation des arbres des attelages haute et basse pression.

Le présent travail consiste à calculer les performances du turboréacteur à partir d'un modèle mathématique traduit en langage informatique. Ce modèle sera basé sur les différentes lois de la thermodynamique pour les systèmes ouverts, la mécanique des fluides compressibles, ainsi que l'étude de l'écoulement d'air dans les différentes tuyères (convergentes, divergentes).

Le calcul des caractéristiques thermodynamiques du fluide dans chaque station permettra de calculer des performances. Une comparaison sera faite par rapport aux valeurs acquises et celles de sécurité imposées par le constructeur.

Une interface graphique sera réalisée. Cette dernière va représenter un support pédagogique aux étudiants du domaine lors de l'étude des moteurs propulsifs (turbofan, turbojet et turboprop), ainsi que la compagnie Air Zimbabwe pour établir la certification du vol des moteurs.

CHAPITRE 1

GENERALITES DES

TYPES DES MOTEUR PROPULSIF ET

DES CONCEPTIONS DE BANC D'ESSAI

MOTEUR

CHAPITRE 1

GENERALITES SUR DES TYPES DE MOTEUR

PROPULSIF

1.1 Les principes de la propulsion par réaction

La propulsion des avions à réaction s'appuie, principalement, sur deux branches de la science physique:

- ✓ La mécanique : avec le principe de "l'action et de la réaction",
- ✓ L'aérodynamique : avec les "jets propulsifs".

1.2 Les différents types de propulseurs à réaction

Le système propulsif est le dispositif permettant à l'aéronef d'acquérir sa vitesse et de vaincre la traînée aérodynamique. Parmi les différents systèmes, on distingue principalement:

- ✓ Propulseurs à réaction directe.
- ✓ Propulseurs à réaction indirecte.

1-2-1 Propulseur à réaction directe

- Définition :

Les propulseurs à réaction directe fournissent « directement » des gaz comprimés et de l'énergie cinétique à partir d'une réaction chimique entre un comburant et un carburant. Ils sont générateurs de poussée. Dans ces moteurs se trouve la famille des turboréacteurs ainsi que des moteurs fusées.

- Les moteurs fusés :

Ils emportent en général avec eux une certaine quantité de mélange de propergols solides, liquides ou gazeux. Ils éjectent des gaz qui tirent leur énergie, donc leur vitesse, de la

combustion interne de ces propergols; par exemple, avec de l'hydrogène (carburant) et de l'oxygène (comburant) c'est de l'eau (vaporisée) qui est éjectée.

Certains moteurs fusées utilisent de la matière sous d'autres formes; par exemple des ions dans le cas des moteurs plasmiques, voire des particules élémentaires telles que des électrons.

1.2.2 La famille des turboréacteurs

Les turboréacteurs, les statoréacteurs, les pulsoréacteurs, les moteurs à hélice ont besoin de l'air ambiant pour propulser un avion. Tout comme les moteurs à combustion des véhicules automobiles et des petits avions à hélice, on les nomme moteurs "aérobies".

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

✓ Le turboréacteur mono-flux (simple flux):

Les moteurs sont dits à simple flux quand la totalité de l'air admis traverse le moteur et actionne les turbines. Les turboréacteurs à simple flux sont très bruyants et n'atteignent leur meilleur rendement qu'au-delà de Mach 1.

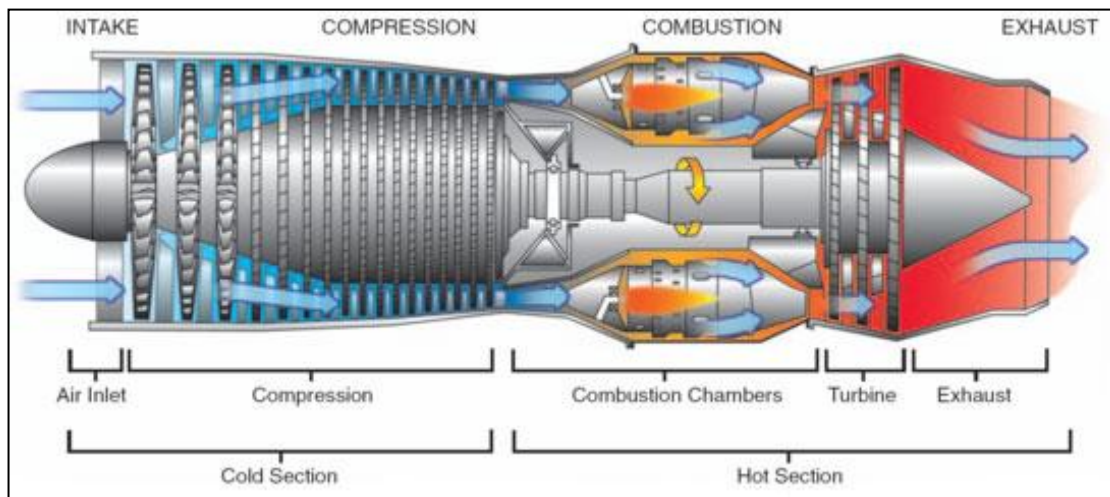


Figure 1.1 : Schéma d'un turboréacteur à mono flux.

✓ Le turboréacteur à double-flux:

Le problème de forte consommation et de bruit excessif a pu être résolu en développant des réacteurs à double flux.

• Définition :

Dans un réacteur double flux :

- ✓ Seule une partie de l'air entrant – le flux primaire ou flux chaud – traverse la chambre de combustion et la turbine.
- ✓ L'autre partie – le flux secondaire ou flux froid - est comprimée puis envoyée dans une tuyère commune aux deux flux ou éjectée dans une tuyère séparée.
- ✓ Dans ce type de réacteur, la quantité de carburant nécessaire à la combustion du flux primaire est forcément moins importante et le flux secondaire contournant le générateur d'air chaud en étouffe le bruit.

Les réacteurs double-flux sont caractérisés par :

- Le taux de compression du fan.
- Le taux de dilution : rapport du débit-masse d'air secondaire sur le débit-masse d'air primaire (de 0 – simple flux – à 5 ou 6).

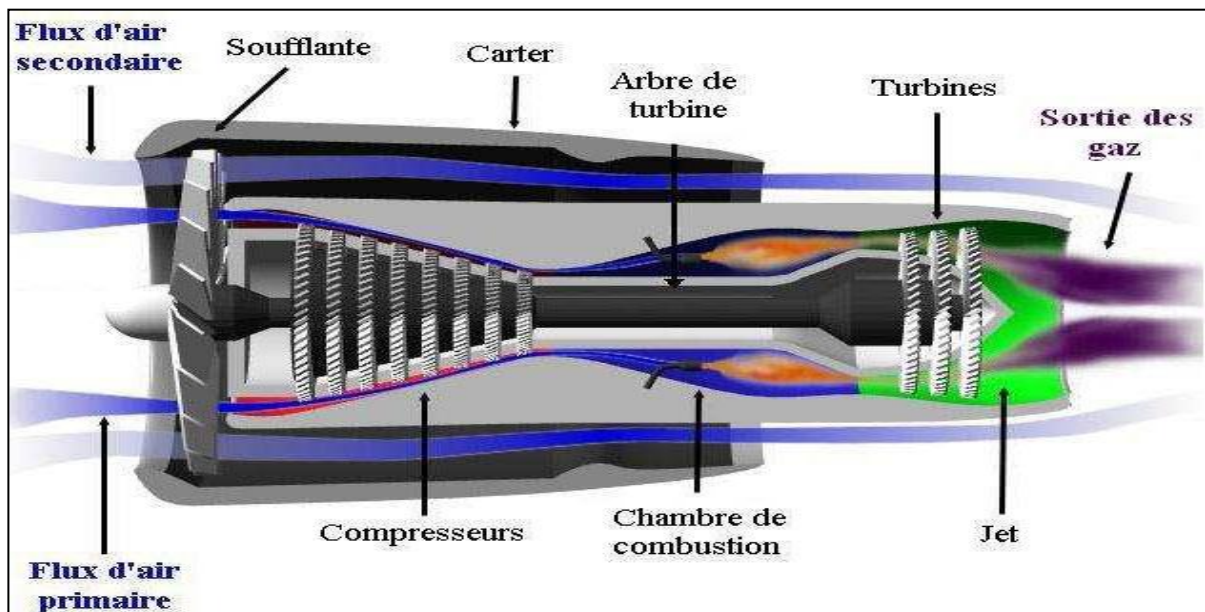


Figure 1.2 : Schéma d'un turboréacteur à double flux.

✓ Les statoréacteurs :

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

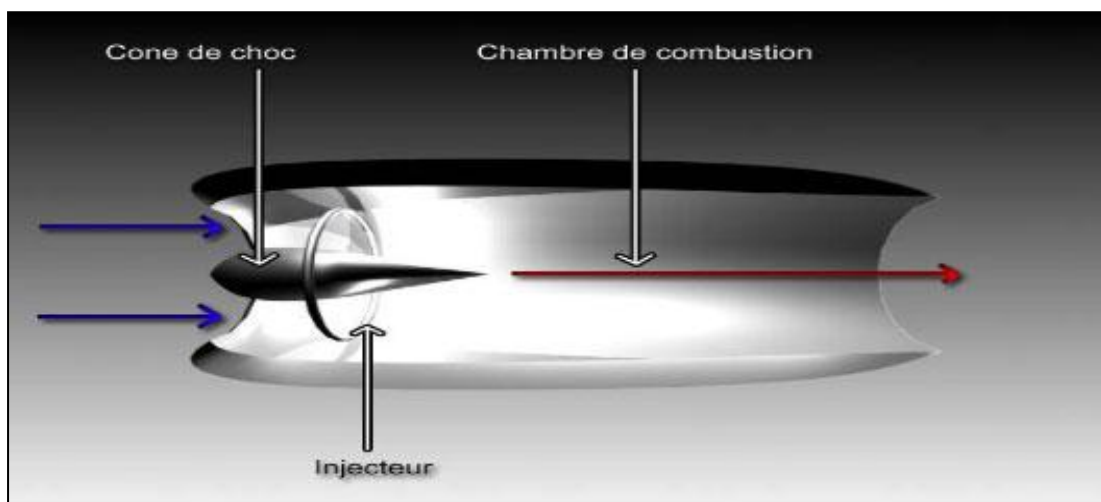


Figure 1.3 : Schéma d'un statoréacteur.

1.2.3 Propulseur à réaction indirecte

- Définition :

Les propulseurs à réaction indirecte produisent de l'énergie mécanique « intermédiaire » transmise par un arbre à une hélice. On transforme ainsi de l'énergie chimique en énergie mécanique puis en énergie cinétique. Ces moteurs sont générateurs de traction. Ces propulseurs peuvent être des moteurs à piston classiques (avions légers) ou des turbopropulseurs.

✓ Le turbopropulseur :

Il a globalement la même constitution que le turboréacteur et l'air y subit à peu près le même cycle thermodynamique. Le turbopropulseur utilise cependant une hélice pour fournir l'énergie de propulsion. Environ 90 % de l'énergie des gaz détendus est absorbée dans la partie de la turbine à gaz qui commande l'hélice; 10 % sont utilisés pour accélérer le flux d'éjection. Ce dernier contribue donc seulement pour une petite partie à la poussée globale de propulsion. Les turbopropulseurs sont efficaces pour les avions de petite taille et de taille moyenne qui volent à des vitesses inférieures à 750 km/h. Ces réacteurs ne peuvent toutefois pas rivaliser avec les turboréacteurs à simple ou à double flux pour les grands avions et pour les vitesses supérieures.

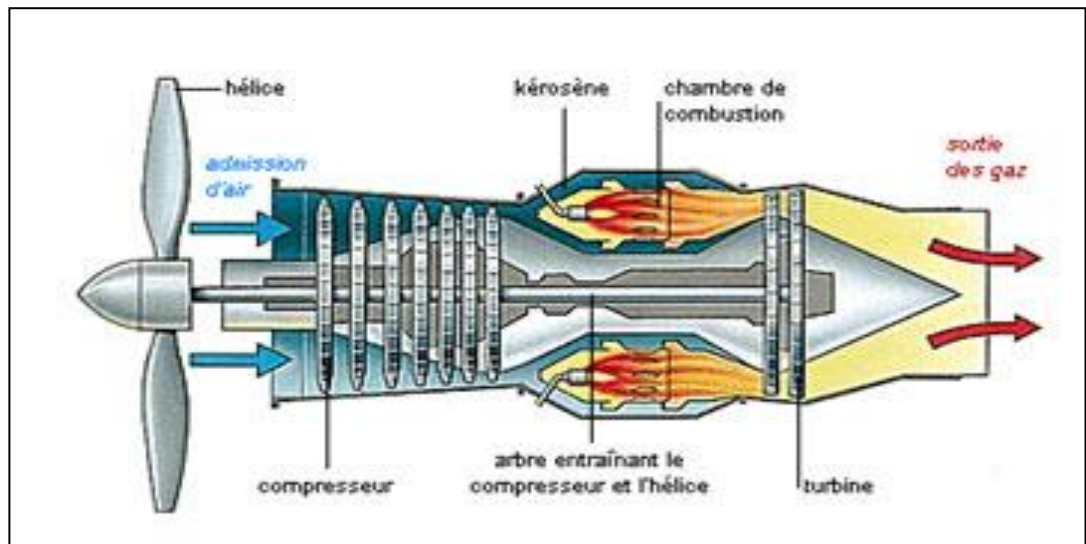


Figure 1.4 : Schéma d'un turbopropulseur.

La classification des différents types de propulseurs à réaction est schématiser par la figure (1.5).

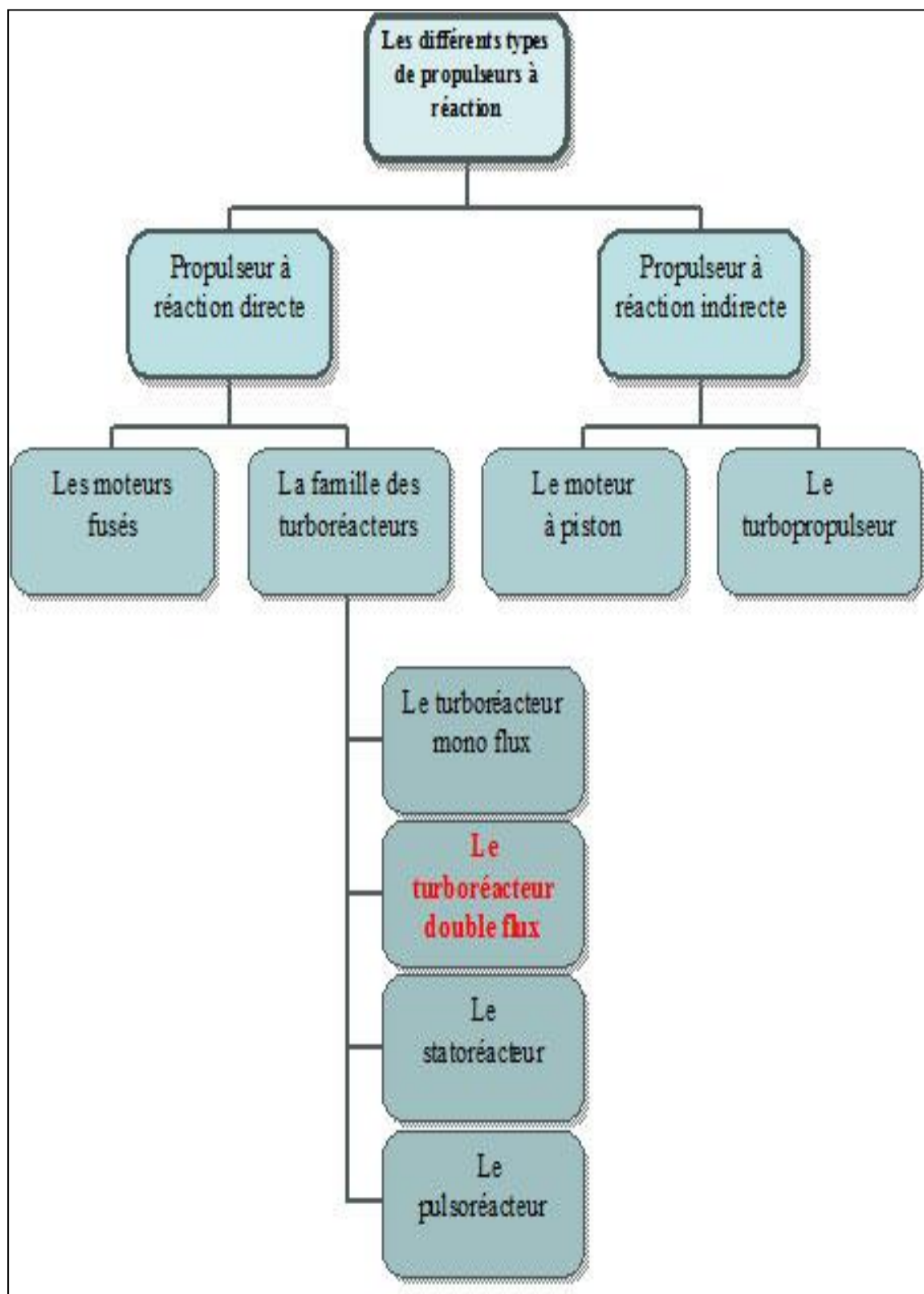


Figure 1.5: Organigramme des propulseurs à réaction.

1-3 Avantages et inconvénients des turboréacteurs à double flux

L'intérêt dans cette étude c'est porté sur le turboréacteur à double flux et à double corps. Il existe plusieurs avantages et plusieurs inconvénients à son utilisation, telles que :

✓ Faible consommation :

En restant tout de même importante sa consommation en kérosène est moindre que celle d'un turboréacteur traditionnel. En effet le surplus d'air qu'apporte la soufflante n'est pas brûlé mais augmente tout de même sa poussée ce qui apporte un meilleur rendement. C'est un argument de poids lorsque l'on connaît la voracité des moteurs à réaction en général.

✓ Faible niveau sonore :

Les gaz d'échappement étant noyés dans le flux d'air supplémentaire, le bruit issu de la combustion et des organes en mouvement est largement diminué. Cet avantage le rendit presque obligatoire sur les avions de ligne car cela est bien plus agréable tant pour les passagers que pour les riverains d'un aéroport.

✓ Les dangers représentés par les oiseaux :

Vorace en air, le turboréacteur a tendance à absorber tout ce qui passe à sa portée, et notamment les oiseaux qui peuvent conduire à l'arrêt du moteur avec toutes les conséquences que l'on peut imaginer. La plupart de ces accidents ont eu lieu à basse altitude lors des phases critiques c'est à dire de décollage ou d'atterrissage.

✓ Les émissions polluantes :

Issues de la combustion du kérosène sont l'un des problèmes majeurs du turboréacteur pris à bras le corps par les ingénieurs. Néanmoins, ils doivent être relativisés, puisque le trafic aérien ne représente que 5 % des émissions polluantes au voisinage des habitations, et que le CO₂ émis ne contribue à l'effet de serre du globe terrestre qu'à hauteur de 2 %. Les effets des traînée de condensation sont sensibles, mais à préciser.

1.4 Les comparaisons des moteurs propulsifs

Le moteur à turbo-propulsion a incontestablement un meilleur rendement que le turbo jet, mais sa vitesse maximale est plus limitée.

- ❖ Par rapport au turboréacteur, le turbopropulseur a l'avantage :
 - d'un rendement de propulsion élevé dans les faibles vitesses de vol (le mach limite est de 0,75) ;
 - d'une endurance plus grande dans la durée ;
 - d'un coût d'utilisation plus faible.

- ❖ Par rapport au groupe motopropulseur, le turbopropulseur se distingue par :
 - une gamme de puissance étendue et élevée (100 à 1000 cv) ;
 - une utilisation d'ensembles tournants à grandes vitesses qui réduisent les vibrations ;
 - un maître-couple plus faible à même puissance ;
 - un rapport poids/puissance plus intéressant ; 0,3 à 0,2 kg/cv pour un turbopropulseur ;
 - un débit d'air de refroidissement plus faible (refroidissement de cylindre,...) ;
 - une endurance élevée par des périodes de révision plus espacées ;
 - une consommation spécifique plus faible.

1.5. Banc d'essai moteur

1.5.1 Nécessité et avantages des tests moteurs

Après avoir subit des réparations internes et avant son montage sur avion, le moteur doit passer des tests de certification visant à le mettre en service (release) et cela après avoir contrôler le bon fonctionnement des systèmes moteur et la capacité de celui-ci a développer une poussée suffisante et nécessaire au décollage de l'avion. Ces test se font dans des infrastructures spéciales appelées banc d'essais moteurs (Engine Test Cell). l'importance de

ces infrastructures est telle que si on n'a pas de banc d'essais moteur, on est obligé de faire les tests sur avion (On Wing), et cela se révèle à la fois couteux et dangereux.

1.5.1. Avantages liés aux tests moteurs dans un banc d'essais

- Sécurité totale
- Tests plus poussés :
 - Plus de paramètres à contrôler.
 - Mesure plus détaillée de la vibration.
 - Mesure de la poussée.
- Accès aux endroits les plus difficiles notamment pour le remplacement de certains joints ou accessoires qui sont impossible à accéder sur avion
- Facilité de détecter les fuites de carburant et d'huile par rapport aux tests sur avion.

1.5.2. La certification du vol d'un moteur propulsif

La certification du vol d'un moteur propulsif est obtenue après un diagnostic. Ce dernier se base sur l'étude des caractéristiques thermodynamiques des moteurs propulsifs lors des différentes phases de fonctionnement (compression, combustion et détente). Les résultats acquis doivent être comparé avec les normes de sécurités imposées par le constructeur.

Pour cela un modèle mathématique reflétant le fonctionnement du turboréacteur est nécessaire.

La présente étude nous permet de calculer les caractéristiques (la pression totale, la température totale de l'air pour chaque composant du turboréacteur, la poussée, consommation spécifique...).

L'autre facette du problème est d'utiliser ce modèle afin de concevoir un outil pédagogique accessible aux élèves ingénieurs du domaine.

Prenant à la base le modèle déjà établi dans la première partie de cette étude, une interface régissant le fonctionnement du turboréacteur doit être réalisée.

- ❖ Le présent travail sera divisé en deux parties distinctes :
- ✓ Certification du moteur: le but de cet accès est d'avoir la certification du vol du moteur propulsif par exemple, turboréacteur CFM56-7B et cela à la demande de la compagnie aérienne nationale Air-Algérie.
- ✓ Conception de l'outil pédagogique : pour aider et accompagner l'élève ingénieur lors de l'étude d'un turboréacteur à double flux et à double corps et /ou chacune de ses composants.

1.5.3. Certification du turboréacteur

Dans le cadre de l'entretien planifié, les avions subissent des vérifications qu'on appelle « check ». Ces check diffèrent dans le temps (Check A1, B ou C...). Cela peut durer quelques heures jusqu'à plusieurs semaines.

Les check sont planifiés selon trois paramètres :

- ✓ Nombre de cycles : (c'est-à-dire nombre d'atterrissages et décollages), chaque 150 cycle, l'avion doit effectuer un check.
- ✓ Heures de vol : chaque 1000 heure de vol, l'avion doit effectuer un check.
- ✓ Temps : chaque 4 année, l'avion doit effectuer un check.

Une fois l'avion recueilli dans le hangar au niveau de la base de maintenance d'Air Algérie pour un check, plusieurs équipes s'y succèdent pour accomplir leurs tâches. Le travail est méthodique et organisé. Le Technicien n'a pas à innover mais il doit suivre des procédures bien définies par le constructeur. Le constructeur ne livre pas que les avions, mais aussi tout ce qui s'en suit ; fourniture et toute la documentation nécessaire, formation et qualification de personnels, fourniture de pièces de rechange nécessaire dans les meilleur délais, plus le contact permanent et continu.

Les check contiennent 2 types de modification :

1. Modification SB (service bulletin) : ce type de modification n'est pas obligatoire.

Chapitre 1. Généralités des types des moteur propulsif et des conceptions de banc d'essai moteur

2. Modification AD (Airworthiness directive): c'est une modification obligatoire exigé par le constructeur tel que au moment ou la compagnie reçue la modification elle sera obligée de l'appliquer immédiatement.

Les simples vérifications ou maintenances des moteurs sont faites au niveau du hangar, mais dans le cas d'une réparation avancée ou d'une révision générale, le moteur ou le turboréacteur en question est détaché et acheminé vers l'atelier moteur « H400 ».

Le département Engineering est l'organe clé de la base de maintenance. Son rôle est de coordonner et d'assurer la cohérence des différents départements et cellules de la base de maintenance.

Remarque:

Dans le cas d'une panne ambiguë ou nouvelle, l'exploitant transmet les données au constructeur qui analysera la situation et se doit d'apporter les réponses. Si ce même problème s'avère menaçant, une note corrective sera transmise à tous les exploitants du même type d'avions et ce à travers le monde.

1.5.5 Atelier du moteur H400

D'après le diagnostic du moteur dans l'atelier, le service prend la décision - selon les moyens de la compagnie et la qualification de personnels – de traiter les pannes du moteur ou bien de l'envoyer au constructeur à l'étranger pour la réparation.

Après le traitement de la panne ou bien la modification, le moteur est mis au banc d'essai au niveau de la base de maintenance pour faire le test de fonctionnement et de performances.

Les résultats obtenus seront utiles pour avoir la certification du vol du turboréacteur BRT (bulletin de recommandation technique) en comparant ces résultats avec les valeurs de sécurité imposées par le constructeur.

1.5.6. Les normes de sécurité

Sont des valeurs imposées par le constructeur. Dans le cas où l'un des paramètres de performances, du moteur, atteint la limite, l'accord ou bien la certification de vol ne peut être accordée.

Il existe plusieurs valeurs de sécurités tels que (pour le CFM 56) :

- ✓ La température des gaz d'échappements : elle doit être inférieure à $T_{\max} = 924$ °C.
- ✓ La limite de la vitesse de rotation N2 de l'attelage haute pression est de 14896 tr/min.
- ✓ La limite de la vitesse de rotation N1 de l'attelage basse pression est de 5380 tr/min.
- ✓ La consommation spécifique.
- ✓ Il existe des marges de sécurités pour les vibrations du moteur.

Les valeurs des paramètres de performances du turboréacteur doivent être connues pour les comparer aux normes de sécurité (cités ci-dessus).

Un programme de simulation de fonctionnement du turboréacteur est nécessaire C'est le thème du présent travail.

Un modèle mathématique du turboréacteur à double flux et à double corps est établi qui nous permettra de calculer les paramètres suivants :

- ✓ La poussée totale.
- ✓ La consommation spécifique.
- ✓ La température totale des gaz d'échappements.
- ✓ La vitesse de rotation N2 : c'est la vitesse de l'arbre de l'attelage haute pression c'est-à-dire l'arbre qui lie la turbine haute pression avec la compresseur haute pression.

La figure suivant montre un exemplaire des résultants de banc d'essai moteur CFM56 7B

CHAPITRE 2
ETUDE
ENERGETIQUE
DES SYSTEMES
PROPULSIFS

CHAPITRE 2 :

ETUDE ENERGETIQUE DES SYSTEMES PROPULSIFS

Le cycle thermodynamique comprend cinq phases qui consistent dans l'admission, la compression, la combustion, la détente et l'éjection. Dans toute machine thermique les pertes se divisent en deux catégories :

1. Les pertes aérodynamiques dues aux frottements entre fluide et corps, d'une part et aux effets de viscosité, d'autre part.
2. Les pertes thermodynamiques sont dues au transfert de chaleur entre les différentes parties du moteur et l'environnement .Elles sont dues aussi à une mauvaise combustion.

Dans le présent chapitre, nous étudierons les aspects énergétiques des systèmes propulsifs, afin de mesurer le rendement de chaque composant de la turbomachine, à différents cycles de son fonctionnement. En effet, il s'agit à travers cette étude, de déterminer les écarts qui caractérisent le rendement théorique et réel, lors de chacune des cinq phases de fonctionnement du moteur. Les résultats auxquels nous aboutirons, nous permettront de mesurer les performances de la poussée, de la puissance et de la consommation du moteur. En dernière analyse, nous établirons le ratio de rendement des systèmes propulsifs par rapport à la norme du rendement parfait décliné en rendement thermique, et global.

2.1 - Rappel thermodynamique

Il est intéressant de rappeler quelques notions et principes de thermodynamique qui ont un rapport direct avec notre étude. A cet égard, il s'agit de préciser que :

- Un processus réversible est un processus dont la direction peut être inversée à n'importe quel stade, grâce à une modification infinitésimale des conditions externes.
- Le processus est dit irréversible lorsqu'au cours d'une transformation, les conditions d'équilibres mécanique et thermique ne sont pas réalisées.
- Un système est dit ouvert lorsqu'il y a échange de matière et d'énergie.

- Une transformation est dite adiabatique lorsqu'il n'existe pas d'échange de chaleur avec le milieu extérieur.
- L'entropie est une grandeur thermodynamique qui permet d'évaluer la dégradation de l'énergie et caractérise son degré de désordre.
 - L'enthalpie est une grandeur thermodynamique égale à la somme de l'énergie interne et du produit de la pression par le volume qui sert à calculer l'énergie échangée lors d'un changement d'état ou d'une réaction chimique.
 - Un fluide compressible est l'aptitude d'un corps, à diminuer de volume sous l'effet d'une augmentation de pression.
 - Un fluide incompressible est un fluide, qui ne peut pas être comprimé.
 - Une chaleur spécifique ou massique est une quantité de chaleur nécessaire pour élever de 1°C la température d'un corps ayant une masse égale à l'unité.

Nous considérons que les chaleurs spécifiques sont variables au niveau de chaque section.

La chaleur spécifique de l'air en (J/kg. °K) :

$$Cp_a = 53,442\theta^4 - 29,355\theta^3 - 89,592\theta^2 + 155,139\theta + 1163,102 \quad (2.1)$$

D'où :

$$\theta = \frac{T - 1125}{875} \quad (2.2)$$

La chaleur spécifique de combustion en (J/kg. °K)

$$Cp_b = 39,359\theta^4 - 17,6524\theta^3 - 99,4754\theta^2 + 204,786\theta + 1292,626 \quad (2.3)$$

➤ Principe de conservation de la masse

Le principe de conservation de la masse est un principe physique, qui permet d'établir une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui les provoquent. Il se traduit par l'équation de continuité.

$$\iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot dS + \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dV = 0$$

D'après le théorème de Gauss, selon lequel nous pouvons transformer que si la vitesse V est différentiable, une intégrale surfacique en une intégrale volumique :

$$\iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot dS = \iiint_{CV} \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) \cdot d\vec{V}$$

Il s'en suit que :

$$\iiint_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) \right] \cdot dV = 0$$

Mais le volume V est arbitraire, et par conséquent, l'intégrand doit être nul.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot V) = 0$$

Si l'écoulement est stationnaire $\frac{\partial}{\partial t} = 0$

Et si l'écoulement est incompressible, $\rho = \text{Cte}$

Cela implique que $\text{div} \vec{V} = 0$

L'équation de continuité est :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho \cdot \vec{V} = 0 \quad (2.4)$$

➤ Théorème de la quantité de mouvement

Le théorème de quantité de mouvement est un principe de mécanique qui permet d'établir des relations entre les caractéristiques du fluide, celles de ses mouvements et les causes qui les produisent. Il se traduit par les équations des quantités de mouvement ou par l'équation fondamentale de la dynamique. La quantité de mouvement de la masse traversant la surface du volume de contrôle est :

$$I = \iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{V} \cdot dS .$$

La variation de la quantité de mouvement locale est :

$$I_t = \iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dv .$$

Finalement on aboutit à :

$$\iint \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{v} \cdot ds + \iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dv = \sum \vec{F}_{ext} .$$

Puisque le régime est permanent

$$\iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dv = \vec{0} .$$

Donc :

$$\sum \vec{F}_{ext} = \vec{F} - \iint_{se} P \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{ss} P \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{Sc+S_n} P \cdot \vec{n} \cdot ds$$

La surface de la carène étant cylindrique donc les forces appliquées dessus s'équilibrent .Soit :

$$\iint_{Sc+S_n} P \cdot \vec{n} \cdot ds = \vec{0}$$

Alors :

$$P_1 \cdot A_1 - F - P_2 \cdot A_2 = \dot{m}_2 \cdot V_2 - \dot{m}_1 \cdot V_1 \quad (2.5)$$

Avec P_1 et P_2 les pressions exercées respectivement sur A_1 et A_2 .

➤ Equation d'énergie

Le principe de conservation de l'énergie représente le premier principe de la thermodynamique. Il permet de faire le bilan des différentes formes d'énergie mises en jeu lors d'une transformation donnée, sans pour autant indiquer le sens de déroulement de cette transformation.

Ce premier principe considère toutes les transformations comme également possibles, sans tenir compte du caractère d'irréversibilité d'une opération.

Le premier principe de thermodynamique doit être rapproché du deuxième principe, qui détermine le sens privilégié dans lequel les transformations peuvent se dérouler. Le second principe tient compte de la notion d'irréversibilité et du concept d'entropie.

La variation d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un système ouvert représente le travail reçu et la quantité de chaleur échangée. Cette variation d'énergie est égale à la variation d'énergie interne, cinétique et potentielle.

$$W + Q = \Delta U + \Delta E_c + \Delta E_p \quad (2.6)$$

ΔU Représente la variation d'énergie interne.

ΔE_c Représente la variation d'énergie cinétique.

ΔE_p Représente la variation d'énergie potentielle.

Alors l'équation d'énergie sera :

$$dw + dq = (U_s + U_e)dm + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2)dm + g(Z_s - Z_e)dm$$

Pour une transformation adiabatique ($dq = 0$), le travail de pression sur les surfaces S_s et S_e :

$$dw = dm(P_e \cdot V_e - P_s \cdot V_s) = dm \left[\frac{P_e \cdot P_s}{\rho_e \cdot \rho_s} \right]$$

Avec V : volume spécifique.

D'où :

$$\left[\frac{P_e}{\rho_e} + \frac{1}{2} \cdot V_e^2 + g \cdot Z_e + U_e \right] \cdot dm = \left[\frac{P_s}{\rho_s} + \frac{1}{2} \cdot V_s^2 + g \cdot Z_s + U_s \right] \cdot dm$$

On définit enthalpie :

$$h = U + \frac{P}{\rho} \quad (2.7)$$

D'où :

$$h + \frac{1}{2} \cdot V^2 + g \cdot Z = h_t = Cte \quad (2.8)$$

Pour un turbopropulseur, le terme $g \cdot Z$ est négligeable.

D'où :

$$h_t = h + \frac{1}{2} \cdot V^2 \quad (2.9)$$

Pour un gaz calorifiquement parfait :

$$h = Cp \cdot T \quad (2.10)$$

Cp : Chaleur spécifique à pression constante.

Donc :

$$C_p \cdot T + \frac{1}{2} \cdot V^2 = h_t = C_p \cdot T_t \quad (2.11)$$

(Température totale).

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{1}{2 \cdot C_p \cdot T} \cdot V^2 \quad (2.12)$$

D'après l'équation (2.6), on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$C_p \cdot T_{te} = C_p \cdot T_{ts} \Rightarrow T_{te} = T_{ts}$$

(e : section d'entrée ; s : section de sortie)

➤ Théorème d'Hugoniot

L'équation de conservation de débit de masse développée en début de chapitre II montre que le débit d'entrée est égal au débit de sortie, sans perte de masse. A partir de cette équation, le théorème d'Hugoniot établit une relation entre la différentielle de la vitesse de l'écoulement et la différentielle de l'air de section droite :

$$\frac{ds}{s} = (M^2 - 1) \cdot \frac{dV}{V} \quad (2.13)$$

En fonction du nombre de mach, trois régimes sont définis :

M>1 : régime supersonique.

M=1 : régime sonique.

M<1 : régime subsonique.

Dans une zone subsonique M<1, la vitesse et l'air de la section droite varient en sens inverse.

$$M^2 - 1 < 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = -\frac{dV}{V} \quad (2.14)$$

Dans une zone supersonique M>1, la vitesse et l'air de la section droite varient dans le même sens :

$$M^2 - 1 > 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = \frac{dV}{V} \quad (2.15)$$

La vitesse ne peut être égale à la célérité du son qu'en une section du tube de courant minimale.

$$M = 1 \Rightarrow \frac{dS}{S} = 0 \quad (2.16)$$

➤ Les rendements

Les rendements sont de trois sortes : le rendement thermique, le rendement propulsif et le rendement thermopropulsif.

▪ Rendement thermique

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique utile sur la puissance cédée à l'air dans la chambre de combustion.

$$\eta_{th} = \frac{P_U}{P_{CC}} \quad (2.17)$$

P_U = Puissance sur arbre turbine libre pour générateur de gaz.

P_{CC} = Débit carburant multiplié par le pouvoir calorifique carburant.

▪ Rendement propulsif

Le rendement propulsif est le rapport de la puissance utile sur la puissance dynamique.

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_d} \quad (2.18)$$

▪ Rendement thermopropulsif (rendement global)

Le rendement thermopropulsif est le rapport de la puissance de propulsion sur la puissance dans la chambre de combustion

$$\eta_{thp} = \eta_{th} \cdot \eta_{pr} \quad (2.19)$$

▪ Bilan des puissances et des rendements :

Le bilan des puissances et des rendements d'un système propulsif est établi selon la figure (2.2).

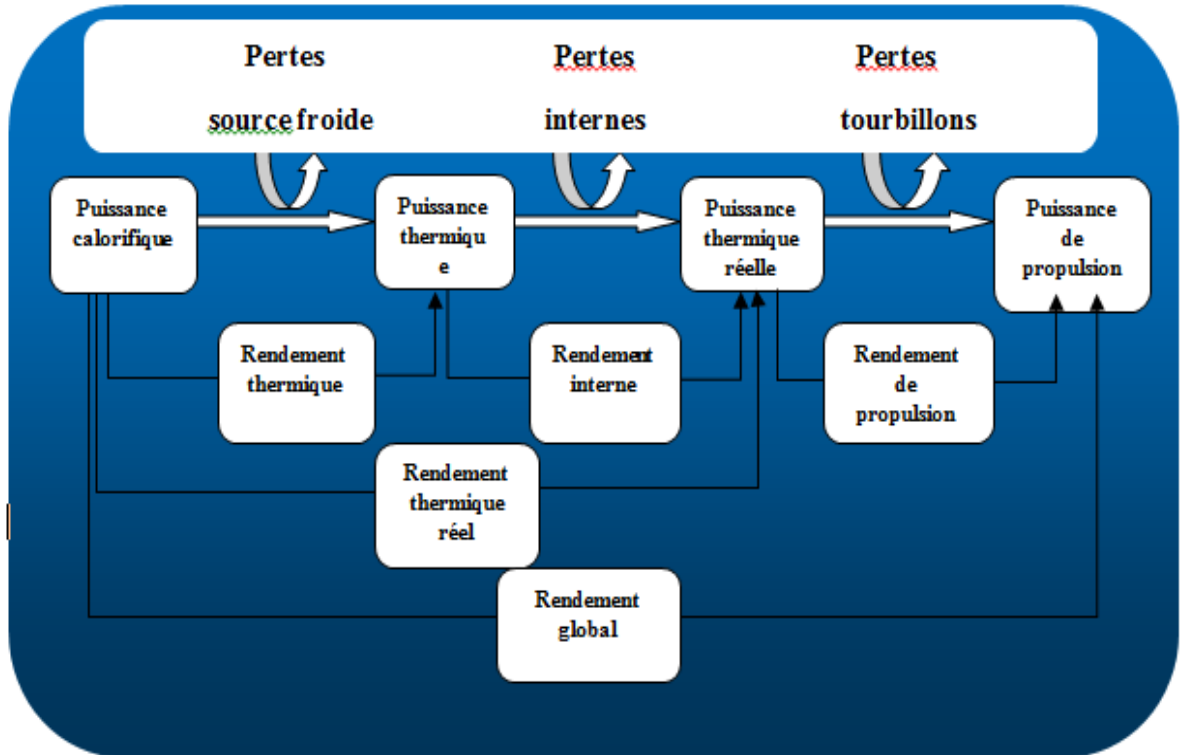


Figure 2.1 : Bilan des puissances et des rendements.

➤ Lois générales d'un écoulement isentropique

Un mouvement de fluide est dit isentropique s'il est à la fois :

- Adiabatique ($\delta Q_e = 0$)
- Sans frottements ($\delta \zeta = 0$)
- Sans apport de travail par des forces à distances. $\vec{F} \cdot d\vec{l} = 0$

Pour un écoulement isentropique, on a :

$$C_p - C_v = r \text{ et } \gamma = \frac{C_p}{C_v} . \quad (2.20)$$

D'où :

$$C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} . \quad (2.21)$$

Avec C_v chaleur spécifique à volume constant et r la constante des gaz.

$$r = 287 \frac{J}{Kg \cdot ^\circ K} , \gamma = 1.4 \text{ et } C_p = 1.004 \frac{Kj}{(Kg \cdot ^\circ K)} . \quad (2.22)$$

On définit le nombre de Mach comme étant rapport de vitesse sur la vitesse du son local :

$$M = \frac{V}{a} . \quad (2.23)$$

Avec :

$$a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T} . \quad (2.24)$$

Remplaçant $C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$ dans la relation (2.6) on obtient :

$$\begin{aligned} \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T + \frac{V^2}{2} &= \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t \\ \Rightarrow \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T + \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{\gamma \cdot r \cdot T} \cdot \frac{V^2}{2} \right] &= \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t \end{aligned}$$

$$\frac{T_t}{T} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right] \quad (2.25)$$

Pour une transformation réversible, on a :

$$P \cdot T^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = Cte \quad (2.26)$$

En remplaçant dans l'équation (2.12), on aboutit à :

$$\frac{P_t}{P} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.27)$$

De même, on a la relation : $\frac{P}{\rho^\gamma} = Cte$ (transformation réversible), en remplaçant dans

l'équation (2.14), on trouve :

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.28)$$

D'après l'équation de continuité et pour écoulement unidimensionnel stationnaire, on a :

$$\rho \cdot V \cdot A = Cte$$

Entre deux sections 1 et 2 :

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot A_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot A_2$$

Avec

$$\frac{a_1}{a_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{2}} \text{ et } \frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}}$$

D'où :

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{M_2}{M_1} \cdot \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

En l'introduisant dans l'équation (2.12), on trouve :

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_2}{M_1} \cdot \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot M_1^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.29)$$

➤ Le paramètre du débit (MFP)

Le MFP est un paramètre qui relie le débit à la variation du nombre de Mach, Par conservation, on définit :

$$MFP = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_t}}{P_t \cdot A} \quad (2.30)$$

D'autre part :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad (2.31)$$

On a :

$$V = M \cdot (\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad \text{et} \quad \rho = \frac{P}{r \cdot T}. \quad (2.32)$$

Si on remplace V et ρ dans l'équation (2.18):

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P}{r \cdot T} \cdot M \cdot (\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}}. \quad (2.33)$$

En multipliant (2.19) par $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$ et en tenant compte des équations (2.12) et (2.13),

On obtiendra alors :

$$MFP = \frac{M \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r}}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}. \quad (2.34)$$

2.2 -Etude énergétique de chaque section des systèmes propulsifs

La présente partie se propose de définir l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température statiques et totales dans chaque section du moteur, afin de prévoir le comportement thermodynamique du moteur au niveau de chacune des sections et de déterminer ses performances en termes de poussée, de consommation et de puissance.

2.2.1 Section entrée d'air :

L'étude énergétique théorique et réelle de l'entrée d'air consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer l'efficacité du processus d'admission d'air.

- Evolution théorique des paramètres : pression et température.

La transformation d'admission d'air est supposée adiabatique. Si nous appliquons le premier principe de la thermodynamique à ce type de transformation sur un système ouvert, nous obtenons :

$$(W_T + Q)_1 = (H_2 - H_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2}\right) + g(Z_2 - Z_1)$$

Avec :

$Z_2 = Z_1$ Pas de variation de hauteur

$W_T = 0$ Pas de travail de transvasement (sans machine)

$Q = 0$ Pas d'échange de chaleur

$H = CpT$ Enthalpie du gaz parfait

D'où

$$0 = H_2 - H_1 + \frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2}$$

$$Cp \cdot T_2 + \frac{V_2^2}{2} = Cp \cdot T_1 + \frac{V_1^2}{2}$$

Le ralentissement dans l'entrée d'air de V_1 à V_2 occasionné par la divergente implique une augmentation de température statique $T_2 > T_1$.

De plus, si la transformation est réversible, la pression statique et température statique sont liées par la relation :

$$\left(\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

En remplaçant P et T par Pt et Tt , nous obtenons :

$$\left(\frac{Pt}{Tt^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

Or, si la température totale reste constante il vient immédiatement que la pression totale se conserve. Donc : $Pt = c^{te}$. La formule indique que si la température statique évolue du fait de ralentissement, la pression statique évolue elle aussi suivant la loi isentropique (adiabatique réversible).

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

L'air subit donc une compression isentropique dans la manche d'entrée d'air.

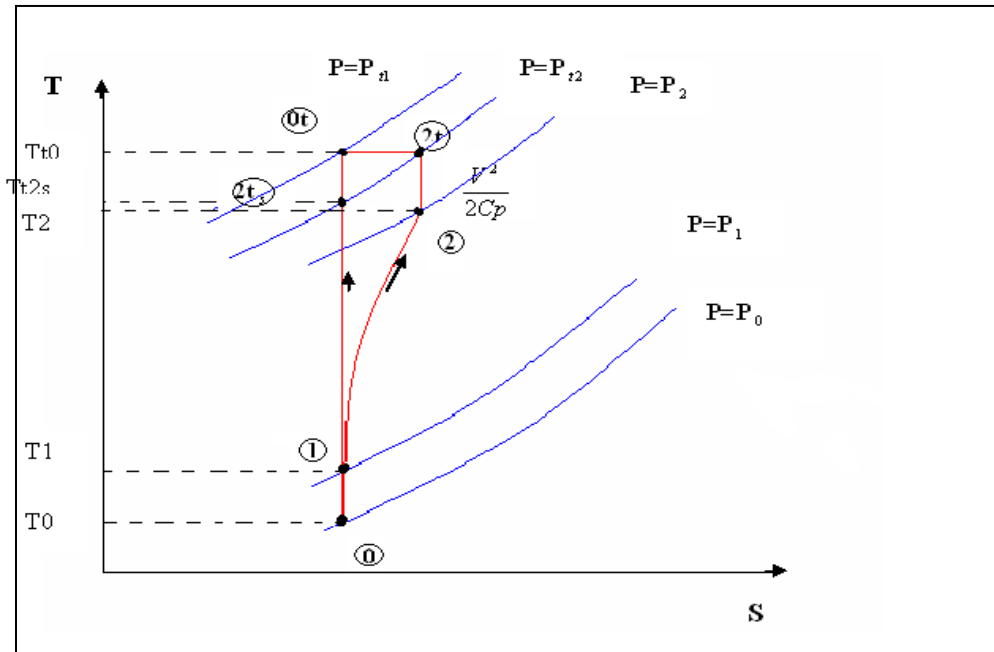


Figure (2-2) : Cycle thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.

▪ Evolution réelle des paramètres : pression et température.

La compression réelle n'est pas réversible, car il existe des efforts de viscosité. La compression réelle est dite poly-tropique. Elle est régie par la loi suivante :

$$\left(\frac{P}{T^{\frac{k}{k-1}}} \right) = Cst \text{ avec } (k > \gamma) \quad \text{en compression.}$$

D'où:

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Il implique que la température réelle T'_2 en fin de compression dans l'entrée d'air est supérieure à T_1 . En ce qui concerne la Pt_2 , nous savons que l'efficacité $\frac{Pt_2}{P_\infty} < 1$. La différence entre Pt_1 et Pt_2 représente l'efficacité de la manche puisque $P_\infty = Pt_1$ (écoulement externe adiabatique réversible). Par contre, la T_t se conserve quelle que soit la nature réversible ou non de l'écoulement.

- La notion d'efficacité

On définit l'efficacité comme étant le rapport de la pression d'arrêt réelle (ou pression d'impact) sur la pression isentropique :

$$\eta_r = \left(\frac{P_2}{P_{is2}} \right)_{totale} \quad (2.35)$$

$$\eta_r = \begin{cases} 0,98 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.075 \cdot (M_0 - 1)^{1.35} & 1 \leq M_0 \leq 5 \end{cases} \quad (2.36)$$

2.2.2 Section compresseur

L'étude énergétique théorique et réelle du compresseur consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus de compression.

- Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique

La compression est supposée isentropique (adiabatique et réversible) dans le compresseur.

L'air est assimilé à un gaz parfait, l'écoulement du fluide est permanent.

$$\frac{P_3}{P_2} = \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Application du premier principe à la transformation ouverte :

$$[W_T + Q]_2^3 = [H]_2^3 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_2^3 + g \cdot [Z]_2^3$$

Or :

W_T Travail de transvasement existant par la présence d'une machine dynamique.

D'où :

$$[W_T]_2^3 = C p_c \cdot (T_3 - T_2)$$

C'est le travail fourni par le compresseur pendant la transformation. Donc, la puissance théorique absorbée par le compresseur est :

$$P_{C_{th}} = m_a \cdot C_{p_C} \cdot (T_3 - T_2)$$

Si
$$\pi = \frac{P_3}{P_2}$$

On obtiendra

$$P_{C_{th}} = m_a \cdot C_{p_C} \cdot T_3 \cdot \left(\pi^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right) \quad (2.37)$$

▪ Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique

En contexte de compression réelle, la transformation n'est pas réversible, compte tenu des efforts de viscosité, nous sommes alors en présence d'une transformation polytropic.

En effet, les frottements internes au compresseur entraînent l'augmentation de la température. Pour conserver le même rapport $\frac{P_3}{P_2}$, c'est-à-dire un rapport constant entre la pression entrée et la pression sortie, la température T'_3 devient supérieure à la température théorique T_3 .

Par analogie, le travail réel fourni par le compresseur est :

$$\left| W_T \right|_2^3 = m_a \cdot C_p \cdot (T'_3 - T_2) \quad (2.38)$$

Ce qui implique que la puissance réelle à fournir au compresseur est :

$$P_{C_{REEL}} = m_a \cdot C_p \cdot (T'_3 - T_2) \quad (2.39)$$

Le rapport entre la puissance théorique isentropique et la puissance réelle de compression caractérise le rendement du compresseur également appelé rendement isentropique de compression.

$$\eta_c = \frac{(T_3 - T_2)}{(T'_3 - T_2)} \quad (2.40)$$

Il est au voisinage de 0,80 à 0,85 avec $T'_3 \succ T_3$ (2.41)

On définit le rendement poly-tropique η_{polyc} comme suit :

$$\eta_{polyc} = \frac{\frac{k}{k-1}}{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}} \quad (2.42)$$

- Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}}} = Cte$$

En introduisant les températures et les pressions totales, à partir des équations (2.12) et (2.14).

Il ressort alors

$$\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} = \left(\frac{T_{t_3}}{T_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}}$$

Puisque la transformation n'est pas réversible réellement en ce sens que la transformation est poly-tropique nous avons donc : $T'_{t_3} \succ T_{t_3}$ d'où :

$$\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} = \left(\frac{T'_{t_3}}{T_{t_2}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

On définit le taux de compression comme étant le rapport de la pression de sortie P_3 du compresseur à la pression entrée compresseur P_2 , soit :

$$\pi = \frac{P_3}{P_2} \quad (2.43)$$

Ce rapport est aussi équivalent aux rapports des pressions d'impacts respectives.

- Relation entre la vitesse de rotation du compresseur et le taux de compression

Le travail de compression s'établit par la formule :

$$W_C = m_a \cdot T_2 \cdot C_{p_c} \cdot \left[\left(\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right] \quad (2.44)$$

Le travail fourni par le compresseur sera d'autant meilleur que le taux de compression sera élevé. La vitesse de périphérie est alors :

$$U_n = \sqrt{\frac{W_C}{\mu_n \cdot n}} \quad (2.45)$$

μ_n : Le coefficient manométrique de la roue et il vaut 0.6.

n : Nombre d'étages (2 étages).

D'où :

$$N = \frac{30 \cdot U_n}{\pi \cdot R} \quad (2.46)$$

Ou :

N : La vitesse de rotation du compresseur.

R : Le rayon externe du compresseur.

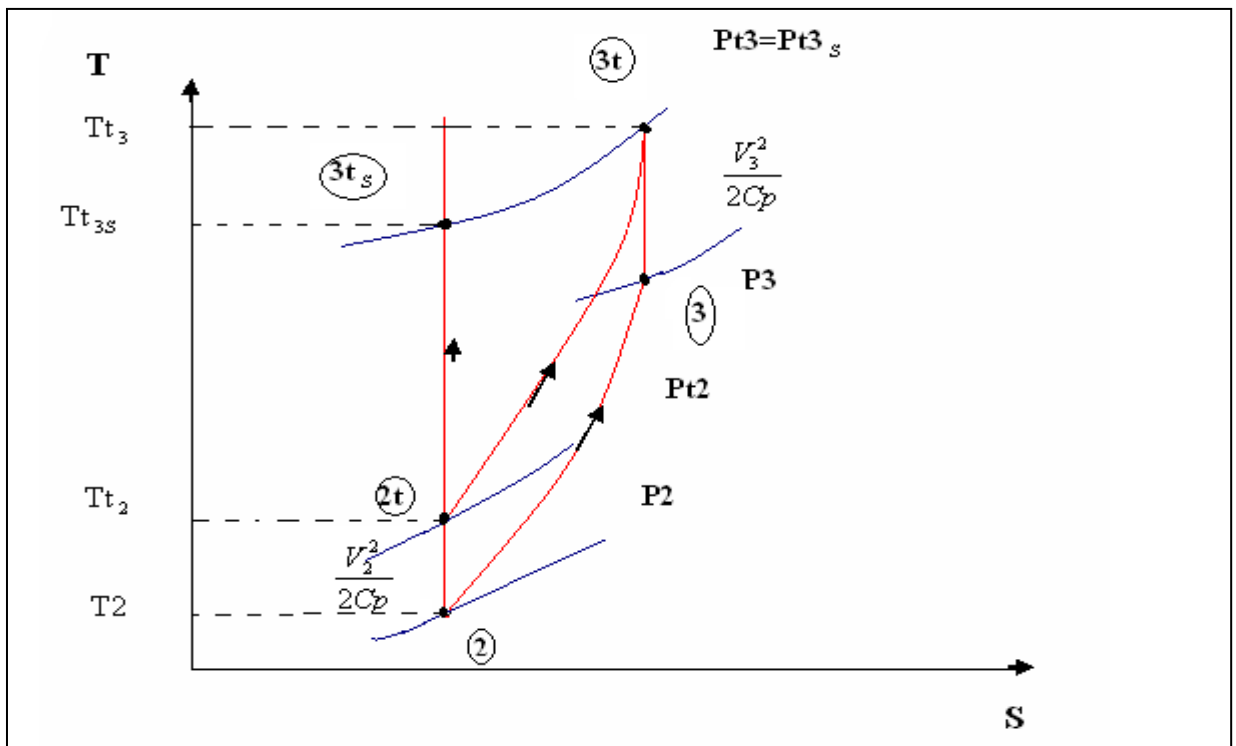


Figure (2, 3) : cycle thermodynamique au niveau du compresseur.

2.2.3 Section chambre de combustion :

L'étude énergétique théorique et réelle de la chambre de combustion consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement, afin de déterminer le rendement du processus de combustion.

- Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique

On considère que la combustion s'effectue dans une enceinte ouverte à pression constante, autrement dit isobare.

- Puissance de combustion théorique

En appliquant le premier principe de la thermodynamique à un système ouvert :

$$(W_T + Q)_3^4 = H_4 - H_3 + \frac{V_4^2 - V_3^2}{2} + g \cdot (Z_4 - Z_3)$$

Si la chambre de combustion (tube à flamme) est à section constante (aucune modification de vitesse), nous obtenons :

$$|Q|_3^4 = C_p \cdot (T_4 - T_3)$$

Quantité de chaleur délivrée au fluide par unité de masse

Par conséquent, la puissance de combustion théorique est :

$$P_{icc} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_3) \quad (2.47)$$

P_{icc} : Puissance théorique de la chambre de combustion.

m_a : Masse de l'air.

m_c : Masse de carburant.

- Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique

La turbulence, la dilution et le refroidissement dans la chambre de combustion entraînent de pertes de charge. La pression sortie chambre est donc inférieure à celle de l'entrée. Ces pertes de charge sont d'environ 5%. De plus, la température d'entrée est la

température réelle Tt_3' de fin de compression. La température Tt_4' d'entrée turbine réelle est la même que la température théorique T_4 pour des raisons de limitations.

- Puissance réelle de combustion

La température d'entrée Tt_3' est supérieure à Tt_3 .

Si la chambre de combustion à une section variant le long du tube à flamme, donc :

$$[Q]_3^4 = Cp \cdot (T_{t_4} - T_{t_3}')$$

Par analogie, nous obtenons :

$$P_{rec} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (Tt_4 - Tt_3') \quad (2.48)$$

P_{rec} : Puissance réelle de la chambre de combustion.

Le rendement de combustion est déterminé par le rapport $\frac{P_{rec}}{P_{tcc}}$; nous obtenons :

$$\eta_{cc} = \frac{T_4 - T_3'}{T_4 - T_3} \quad (2.49)$$

Il est voisin de 98% en croisière.

- Rendements théorique et réel de la chambre de combustion

La chambre de combustion est en soi une machine. Elle reçoit la puissance calorifique et libère une puissance théorique. Cette puissance devient la puissance réelle si nous déduisons les pertes. Nous savons que la puissance calorifique du carburant est :

$$P_c = m_c \cdot P_{ci} \quad (2.50)$$

P_c : Puissance calorifique du carburant.

P_{ci} : Pouvoir calorifique inférieur.

Donc, le rendement théorique de la chambre de combustion est :

$$\eta_{theor_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T_{t_3})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad (2.51)$$

η_b^t : Rendement théorique de combustion.

Le rendement réel de la chambre sera :

$$\eta_{réel_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T'_{t_3})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad (2.52)$$

soit environ 0,95

- -Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

Auparavant, nous avons considéré l'évolution de vitesse V négligeable dans la chambre de combustion, ce qui n'est pas tout à fait vrai. Il y a effectivement accroissement de la vitesse du fluide au passage de la chambre. Par conséquent, la température statique augmente et la vitesse également. La température totale évolue de T_{t_3} à T_{t_4} . En ce qui concerne la pression totale P_t , elle est considérée constante.

Le rapport $\frac{T_{t_4}}{T_{t_3}} = 1 + \theta$, Est appelée chauffage. En réalité, il existe des pertes de charge

liées aux turbulences et le fait d'avoir un rapport de chaleur généré une perte de pression totale. Théoriquement, la combustion est isobare, mais réellement des pertes existent dont on essaye toujours de les minimiser. Ces pertes sont de deux types :

a- Pertes hydrauliques dûes:

- aux frottements avec la surface interne de la chambre de combustion.
- à la résistance de la flamme.

b- Pertes dues à la chaleur libérer dans la chambre de combustion.

$$P_{t_4} = P_{t_3} \cdot (1 - \varepsilon) .$$

ε : Pertes de pression.

Les pertes de charge sont comprises entre 5 et 10%. L'évolution de ces paramètres est tout à fait théorique. En réalité $P_{t_4} \neq P_{t_3}$ et V_4 est légèrement supérieure à V_2 .

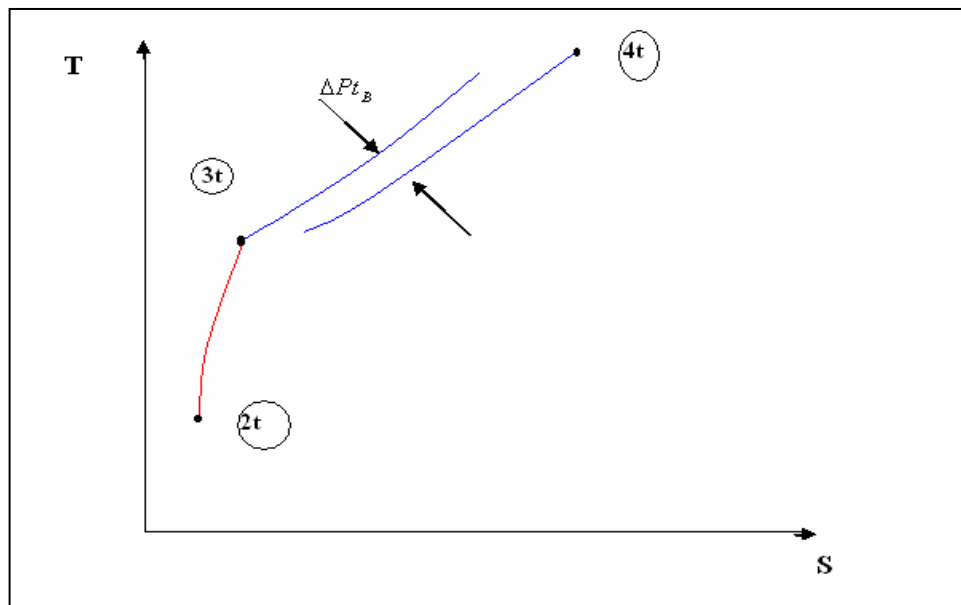


Figure (2-4) : Cycle thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.

- La température à la sortie de la chambre de combustion ($T_{t_{MAX}}$)

Bien que la température à la sortie de la chambre de combustion dépende du débit d'air entrant, elle est étroitement liée à la vitesse de rotation et au taux de compression. Cette interdépendance est une exigence préalable. Une fois la température à la sortie de la chambre de combustion fixée, on peut calculer, le dosage où la richesse réelle de cette combustion. Le choix initial est basé sur la température limite d'entrée turbine (conditions métallurgiques) et la richesse maximal qu'on peut atteindre. On définit la richesse comme étant le rapport de la masse du carburant sur la masse d'air.

$$f = \frac{m_c}{m_a} .$$

$$f = \frac{Cp_b \cdot Tt_4 - Cp_a \cdot Tt_3}{P_{ci} \cdot \eta_b - Cp_b \cdot Tt_4} \quad (2.53)$$

Cp_a : Chaleur spécifique de l'air.

Cp_b : Chaleur spécifique de combustion.

2.2.4 Section turbine

L'étude énergétique théorique et réelle de la turbine consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et de température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus de détente.

- Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique

La transformation d'énergie de pression en énergie cinétique s'effectue par détente. Celle-ci est théoriquement isentropique (adiabatique et réversible). Le gaz est assimilé à un gaz parfait et l'écoulement du fluide est permanent. La loi qui régit l'écoulement est donc :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

Donc :

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Puisque la détente est isentropique, la diminution de pression du P_4 à P_5 s'accompagne d'une diminution de température de T_4 à T_5 .

- Puissance théorique de la turbine

Appliquons le premier principe de thermodynamique à la transformation ouverte :
Le W et Q sont ramenés à l'unité de masse du fluide.

$$[W_T + Q]_4^5 = [H]_4^5 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_4^5 + g[Z]_4^5$$

Nous remarquons que T_5 étant inférieure à T_4 , le travail est négatif. Le fluide cède bien de l'énergie à la roue de turbine qui reçoit alors le travail massique équivalent à

$$[W_T]_4^5 = Cp \cdot (T_4 - T_5)$$

C'est le travail fourni par le gaz par unité de masse. En effet, on remarque que $T_5 < T_4$

Par conséquent, la puissance théorique reçue par la turbine est :

$$P_{th} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_5) \quad (2.54)$$

▪ Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques

En considérant les efforts de viscosité, la transformation devient non réversible que si la température sortie turbine est $T'_5 > T_5$. Une détente réelle est en fait une succession de détente élémentaire qui s'effectue pendant la traversée successive des étages. Cette détente est appelée transformation poly-tropique. Dans la pratique, il existe des frottements internes à la turbine qui ont pour effet d'augmenter la température. Pour un même rapport de pression $\frac{P_4}{P_5}$, la température T'_5 est supérieure à la température théorique T_5 .

$$W = Cp \cdot (T_4 - T'_5)$$

Il vient immédiatement que la puissance réelle fournie à la turbine est :

$$P_{t_{reelle}} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T'_5 - T_4) \quad (2.55)$$

Le rapport entre la puissance théorique isentropique et la puissance réelle de détente nous donne le rendement isentropique ou le rendement de la turbine :

$$\eta_t = \frac{T_4 - T'_5}{T_4 - T_5} \quad (2.56)$$

il est compris entre 0,80 et 0,88

Nous avons $T'_5 > T_5$, ce qui entraîne $\eta < 1$.

$$\eta_{pt} = \frac{\frac{\gamma}{k}}{\frac{\gamma-1}{k-1}} \quad (2.57)$$

Avec k coefficient poly tropique $k < \gamma$ dans le cas d'une détente et

➤ Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

En traduisant les températures et pressions totales, on obtient :

$$\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

Et d'où :

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

La transformation n'est pas réversible $T'_{t5} > T_{t5}$

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T'_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

2.2.5 Equilibre compresseur –turbine

Lorsque le régime de rotation est stabilisé, l'attelage d'une turbine accouplée à un compresseur montre que la puissance reçue par la turbine venant des gaz est égale à la puissance absorbée du compresseur.

$$\begin{aligned} P_{t_h} &= P_{c_h} \\ (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_5) &= Q_a \cdot Cp \cdot (T_3 - T_2) \end{aligned} \quad (2.57)$$

- Si la chaleur spécifique Cp des gaz est proche de la chaleur spécifique de l'air ;
- Si le débit carburant mis en jeu est négligeable devant le débit d'air ;
- Si la puissance absorbée des accessoires peut être négligée.

On a :

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

La chaleur massique à pression des gaz chauds est un peu différente de celle des gaz froids (compresseur). D'autre part, le débit masse carburant est faible comparé au débit d'air, d'où: $m_a + m_c \neq m_a$, nous obtiendrons donc avec toutes les approximations précédentes :

$$(T_4 - T_5) \neq (T_2 - T_1)$$

▪ Turbine libre (cas de turbopropulseur):

Cas particulier, la turbine libre existe seulement pour le moteur turbopropulseur. Ayant le même rôle que la turbine génératrice de gaz, la turbine libre sert à transformer l'énergie calorifique en énergie cinétique. Contrairement à la turbine génératrice de gaz, la turbine libre est montée librement, comme son nom l'indique, c'est-à-dire qu'elle ne possède pas de liaison mécanique avec d'autres organes moteur, à part avec l'hélice, à travers un réducteur que la turbine libre a pour rôle de faire tourner.

▪ La chute d'enthalpie :

L'enthalpie chute dans la turbine libre et la tuyère pour se transformer en énergie cinétique.

$$\Delta h = C_{ptp} \cdot T_{t5} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_0}{P_{t5}} \right)^{\frac{1-\gamma_p}{\gamma_p}} \right) \quad (2.58)$$

$$\alpha = 1 - \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{tp}^2} \right) \quad (2.59)$$

α : Est la fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre

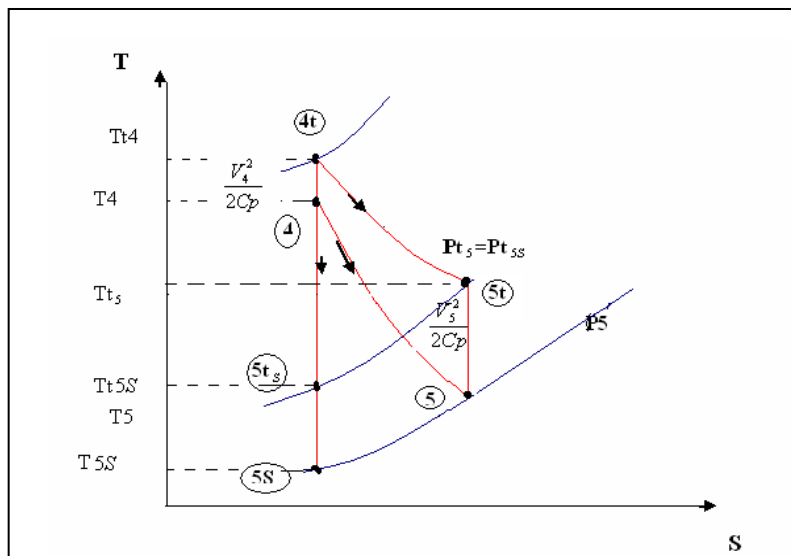


Figure (2.5) : Cycle thermodynamique au niveau de la turbine.

➤ Section tuyère :

L'étude énergétique théorique et réelle de l'échappement consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et de température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus d'éjection.

○ Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statiques :

Le gaz dans la tuyère est supposé gaz parfait et non visqueux. La détente du gaz est supposée isentropique (adiabatique et réversible), donc :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

Par conséquent

$$\frac{P_{10}}{P_6} = \left(\frac{T_{10}}{T_6} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

La détente des gaz dans l'échappement s'accompagne d'une perte de compétence statique $P_{10} = P_{exterieure}$ si la tuyère est adaptée.

○ Puissance théorique du jet gazeux :

Appliquons le premier principe au canal convergent :

$$[W_T + Q]_6^{10} = [H]_6^{10} + \left[\frac{V^2}{2} \right]_6^{10} + g[Z]_6^{10}$$

$W_T = 0$ pas de machine

$Q = 0$ transformation adiabatique

La puissance théorique est :

$$P_{J_{theori}} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_6 - T_{10}) \quad (2.60)$$

▪ Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques :

En réalité, la détente s'accompagne d'un échauffement du gaz dû aux effets de viscosité et de frottements. La détente se termine avec une température statique T'_{10}

supérieure à la température théorique T_{10} . La détente réelle est une détente poly-tropique.

$$k = \gamma \quad \text{pour la détente.}$$

- Puissance réelle du jet :

$$P_{J \text{ réelle}} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_6 - T_{10}) \quad (2.61)$$

- Rendement de la tuyère

Le rendement de la tuyère est le rapport entre la puissance réelle et la puissance théorique du gaz :

$$\eta_n = \frac{T_6 - T'_{10}}{T_6 - T_{10}} \quad (2.62)$$

La valeur de η_n est comprise entre 0.95 et à 0.98.

- Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

La température totale se conserve. Les effets de viscosités amènent des frottements qui provoquent des pertes de charge $P_{t_{10}} < P_{t_6}$ et un échappement

$$T'_{t_{10}} > T_{t_6}$$

- La vitesse d'échappement :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{ptp} \cdot T_{T6} \cdot \eta_n \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_n - 1}{\eta_n}}} \quad (2.63)$$

V_{10} : Vitesse d'échappement.

C_{ptp} : Chaleur spécifique de la détente dans la turbine libre.

Ou bien :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot \eta_n \cdot (1 + \alpha) \cdot \Delta h} \quad .$$

α : La chute d'enthalpie dans la turbine libre sur la chute d'enthalpie totale (la turbine libre et la tuyère). Δh : La chute totale d'enthalpie.

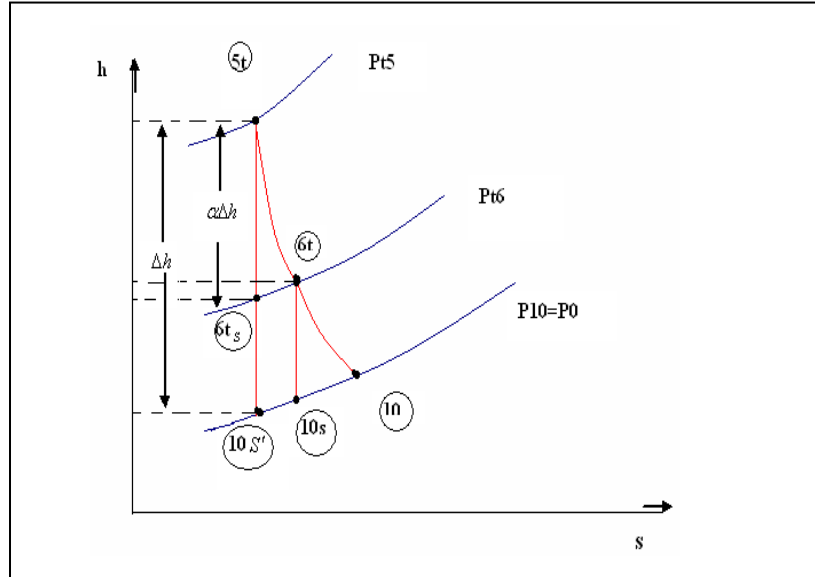


Figure (2-6) : Cycle thermodynamique représentant la distribution de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère.

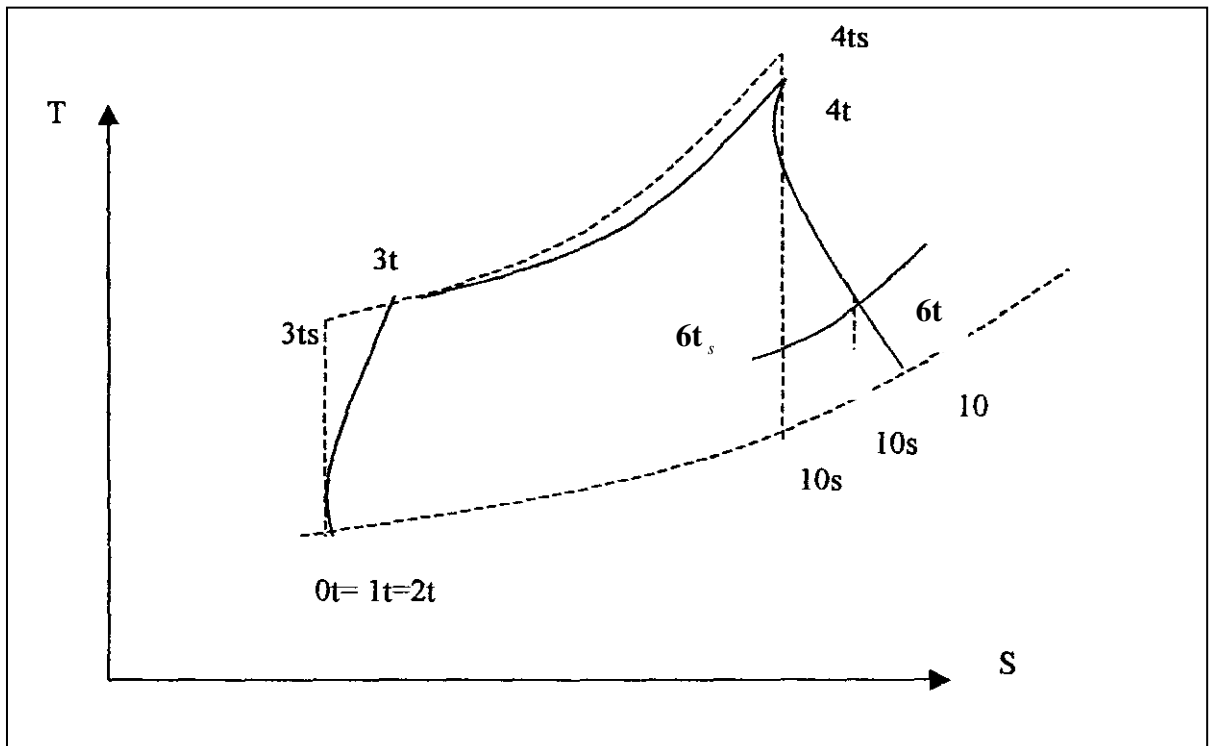


Figure (2-7) : Cycle thermodynamique pour l'ensemble des composants du moteur.

————— Cycle réel
 - - - - - Cycle isentropique

2.3 -Les paramètres de performances du moteur

➤ Poussée spécifique pour un turbopropulseur :

$$T_{SPE} = T_{SPE_{prop}} + T_{SPE_n} \quad (2.63)$$

Avec :

$$T_{SPE_{prop}} = \frac{\eta_{pr} \cdot P_e}{\dot{m}_a} \quad (2.64)$$

Ou :

$$P_e = \eta_g \cdot \eta_m \cdot P_T - P_C = \eta_g \cdot \eta_m \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot \eta_t \cdot \alpha \cdot C p_t \cdot T_{t_4} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{t_4}}{P_0} \right)^{\frac{1-\gamma_t}{\gamma_t}} \right) - \dot{m}_a \cdot (T_{t_3} - T_{t_2})$$

P_e : Puissance d'éjection.

P_T : Puissance de la turbine.

P_C : Puissance du compresseur.

$T_{SPE_{PROP}}$: La poussée spécifique de l'hélice.

T_{SPE_n} : La poussée spécifique de la tuyère.

T_{SPE} : La poussée spécifique.

Et :

$$T_{SPE_n} = (1 + f) \cdot V_{10} - V_0 \quad (2.65)$$

• La poussée pour un turbopropulseur :

$$T = T_S \cdot \dot{m}_a = T_n + T_{prop} \quad (2.66)$$

T_{pr} : Poussée engendré par l'hélice.

T_n : Poussée engendré par la tuyère d'éjection.

➤ Puissance équivalente spécifique :

$$\frac{P_e}{\dot{m}_a} = \frac{T_n \cdot V_0}{\eta_{prop} \cdot \dot{m}_a} \quad (2.67)$$

• Puissance équivalente :

Soit la puissance équivalente ; P_{eq} :

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_n \cdot V_0}{\eta_{pr}} \quad (2.68)$$

Parce que :

$$P_{eq} = \frac{T \cdot V_0}{\eta_{pr}}$$

- Consommation spécifique équivalente :

$$C_{S_{eq}} = \frac{f}{T_S} \quad (2.69)$$

D'où la consommation spécifique équivalente horaire s'établit par la formule:

$$C_{SH_{eq}} = C_{S_{eq}} \cdot 3600 . \quad (2.70)$$

- Consommation équivalente :

$$C_{eq} = \frac{\dot{m}_c}{P_{S_{eq}}} = C_{S_{eq}} \cdot T . \quad (2.71)$$

Par la même conséquence que celle de dessus:

$$C_{H_{eq}} = C_{eq} \cdot 3600 . \quad (2.72)$$

Où : $C_{H_{eq}}$ est la consommation équivalente horaire.

- Rendements :

Par définition, le rendement d'une machine thermique est le rapport de la puissance de sortie sur la puissance d'entrée.

- Rendement propulsif :

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

$$\eta_p = \frac{T \cdot V_0}{P_e + \frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot V_0^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot V_0^2} . \quad (2.73)$$

- Rendement thermique :

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique sur la puissance calorifique.

$$\eta_{th} = \frac{P_e + \frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot V_0^2}{f \cdot P_{Cl}} . \quad (2.74)$$

- Rendement global :

Le rendement global est le produit des deux rendements propulsif et thermique.

$$\eta_{gl} = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{\eta_{pr} \cdot P_{Seq}}{f \cdot P_{Cl}} . \quad (2.75)$$

CHAPITRE 3

MODELE MATHEMATIQUE

DES SYSTEMES DE

MOTEURS PROPULSIFS

CHAPITRE 3

FONCTIONNEMENT HORS ADAPTATION ET DES MODELES MATHEMATIQUES DES SYSTEMES DES MOTEURS PROPULSIFS.

3.1. Fonctionnement hors adaptation des moteurs propulsifs

Le calcul hors adaptation consiste à définir les performances du moteur (poussée, consommation spécifique) dans tout le domaine de vol.

Le terme hors adaptation est pris dans un sens très large. En effet, il désigne le comportement du moteur à des modifications d'ambiance (température, pression, nombre de mach), mais aussi les effets du vieillissement (détérioration des rendements et des pertes de charge), les effets de prélèvement d'air et de puissance, ainsi que l'intérêt de géométries variables (tuyères ou aubages).

L'ensemble des réactions que le constructeur note sur le fonctionnement du moteur, en hors adaptation, sont étudiées, évaluées et traduites techniquement, afin que le moteur puisse répondre à toutes les situations possibles.

Il faut préciser qu'en hors adaptation, la géométrie du moteur impose des contraintes qui n'existaient pas au niveau du calcul de cycle initial. Ces contraintes d'ordre aérodynamique, représentent les lois de débit dans les différentes sections dimensionnées.

Le calcul hors adaptation diffère alors du calcul de cycle purement thermodynamique, du fait qu'il introduit des grandeurs géométriques.

Les corrections seront assurées par les systèmes de régulation du moteur qui consistent à maintenir le moteur dans sa zone de fonctionnement, donc à l'intérieur de toutes les limitations, quelles que soient les variations de paramètres externes et des ordres pilotent.

Les systèmes de la régulation sont assurés sur le turbopropulseur par divers dispositifs, entre autres, le limiteur de sur vitesse ; le limiteur température turbine, la protection contre le pompage au bas régime, le ralenti sol, vol, arrêt moteur etc...

Le présent chapitre détermine l'importance de la géométrie sur le fonctionnement des moteurs propulsifs, sur le nombre de paramètres indépendants qui fixent son fonctionnement ainsi que sur la réaction du moteur à un changement de conditions de vol ou de géométrie.

En faisant directement intervenir la géométrie du moteur, le calcul hors adaptation permet d'évaluer l'influence d'une variation de cette géométrie et, par suite, d'optimiser le fonctionnement du moteur, soit au niveau de sa mise au point et de son développement par un réajustement des éléments de géométrie fixe (distributeurs de turbines par exemple) ; soit au niveau de la régulation et de l'utilisation continue (tuyère variable).

3.1 Le point fixe de fonctionnement de la turbomachine

Une turbomachine se définit comme un assemblage d'éléments, tels que : les compresseurs, les turbines, la chambre de combustion, la tuyère. Chacun de ces éléments, une fois dimensionné, à ses caractéristiques propres qui définissent ses performances dans toutes les conditions de fonctionnement du moteur.

Comme nous l'avons vu dans la partie dimensionnement, une turbomachine se calcule et se dimensionne par un point de fonctionnement stabilisé bien déterminé. Pour un avion civil, ce sera en général le point de vol croisière (exemple : mach $M = 0,8$, altitude $H = 8000\text{m}$ poussée spécifique bien définie).

Dans le point de fonctionnement stabilisé, le cycle s'optimise, en fonction de certains critères : poussée, consommation spécifique, état actuel de la technologie.

Cette première étape permet de déterminer le cycle de la turbomachine et par suite son dimensionnement.

La deuxième étape consiste à étudier le comportement de la turbomachine tournante dans les autres domaines de vol ; autrement dit, le fonctionnement de la turbomachine hors adaptation, et ce, afin de trouver la ou les lignes de fonctionnement en régime établi.

En régime transitoire, le problème est différent, le moment cinétique du rotor intervient dans l'équilibre mécanique entre la turbine et le compresseur.

Au point de dimensionnement, le calage des aubages d'un compresseur ou d'une turbine est adapté aux angles d'écoulement des gaz. Hors de ce point de fonctionnement, les aubes sont attaquées avec des incidences qui ne correspondent plus à leur calage. Elles sont alors désadaptées, ce qui entraîne une perte de rendement et un blocage du débit.

La séparation du compresseur, en deux corps, introduit cependant un degré de liberté qui permet au deuxième corps d'adapter sa vitesse de rotation et de présenter ses aubes, en fonction du débit sortant du corps basse pression.

3.2 -La régulation de la turbomachine

La régulation a pour rôle de maintenir automatiquement le moteur dans des limites déterminées. Les limites essentielles sont généralement la vitesse de rotation et la température turbine. Cela s'explique par la résistance des parties chaudes du moteur. La régulation consiste à agir sur le seul paramètre physique généralement disponible : le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion.

La régulation du moteur permet en particulier de fixer les régimes maximaux du moteur et de l'empêcher ainsi de dépasser les limites pour lesquelles il a été dimensionné : limites de température, limites de pression, limites de vitesse de rotation et limites aérodynamiques.

Aussi, la régulation peut être mécanique, hydromécanique, pneumatique ou électronique.

Les types de régulateurs sont nombreux, mais les plus utilisés sont le régulateur de vitesse mécanique simple, limiteur de charge thermique, le régulateur de vitesse hydro-mécanique, le régulateur de température, le régulateur électronique.

Dans le turbopropulseur dit conventionnel, la régulation hélice adapte le couple résistant au couple moteur, afin de maintenir la vitesse constante. Pour une position donnée de la manette, la puissance W est alors fixe ; le débit carburant Q est simplement régulé pour éviter le dépassement de certains paramètres.

Dans le cas d'un turbopropulseur, dit non conventionnel, la régulation carburant adapte le moteur aux conditions de l'hélice, pour maintenir la vitesse N constante. La puissance W varie automatiquement, même pour une position fixe de la manette.

Les prélèvements d'air et de puissance sont effectués, soit pour améliorer le fonctionnement du moteur (cas des décharges d'air à la sortie du compresseur), soit pour être utilisés pour les besoins de l'avion (pressurisation, climatisation ou fourniture de puissance pour ses équipements).

En effet, sur tout moteur une partie de la puissance fournie par le carburant est prélevée soit pour entraîner les équipements propres au moteur (pompe à carburant, pompe du module de lubrification, alternateur de régulation électronique) ou pour faire fonctionner les équipements de l'avionneur (pompes hydrauliques, alternateurs qui fournissent la puissance ou systèmes d'armes).

3.3 Modèle mathématique

Le modèle mathématique établi pour les systèmes propulsif est établi avec les hypothèses simplificatrices suivantes :

- ✓ l'air est considéré comme gaz parfait.
- ✓ Le régime est permanent.
- ✓ Les transformations sont adiabatiques (non réversible).
- ✓ Pas de prélèvement d'air et de puissance.
- ✓ La variation de la température est unidimensionnelle.
- ✓ Les pertes de chaleur sont négligeables dans la chambre de combustion.

- ✓ C_p, γ sont constants à travers tout composant.

Cela s'exprimera par des équations mathématiques pour chaque composant.

3.4 - Etude des paramètres du turbopropulseur au point fixe et en vol

Dans cette partie, nous allons définir les différents paramètres adimensionnels de chaque section qui régit le fonctionnement du moteur ; d'une part, au point fixe et d'autre part, en vol.

3.5 Calcul Mathématique d'un système Turboréacteur à double flux

Schéma des stations:

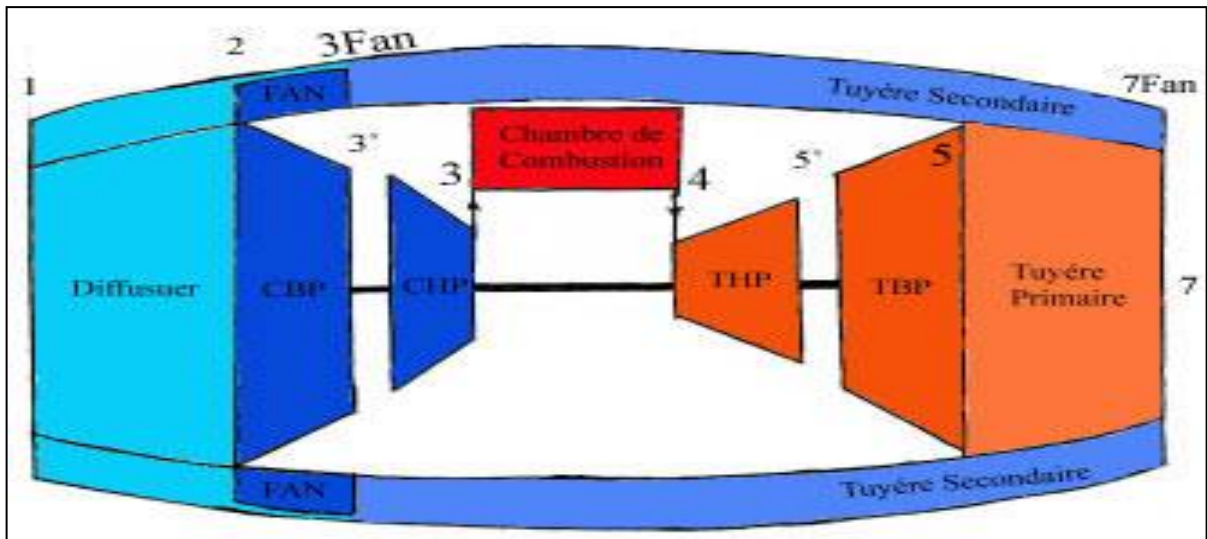


Figure 3.1 : Schéma des stations du turboréacteur.

- 1 : Entrée diffuseur.
- 2 : Sortie diffuseur - Entrée compresseur basse pression.
- 3' : Sortie compresseur basse pression - Entrée compresseur haute pression.
- 3 : Sortie compresseur haute pression - Entrée chambre de combustion.
- 3Fan : Sortie fan - Entrée tuyère secondaire.

4 : Sortie chambre de combustion - Entrée turbine haute pression.

5' : Sortie turbine haute pression - Entrée turbine basse pression.

5 : Sortie turbine basse pression - Entrée tuyère primaire.

7 : Sortie tuyère primaire.

7Fan : Sortie tuyère secondaire.

3.5.1 Modèle mathématique du turboréacteur d'un système adapté

3.5.1.1. Entrée d'air - Diffuseur

- Rapport de température entre l'air ambiant et l'entrée du diffuseur:

$$\frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \quad (3.1)$$

- Rapport de pression entre l'air ambiant et l'entrée du diffuseur:

$$\frac{P_{t0}}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.2)$$

- Vitesse de l'air ambiant à l'entrée du diffuseur :

$$V_0 = M \sqrt{\gamma r T_0} \quad (3.3)$$

- Section de passage de l'air ambiant à l'entrée du diffuseur :

$$A_0 = \frac{m_a}{\rho_0 \times V_0} \quad (3.4)$$

- La pression totale à l'entrée du diffuseur :

$$P_{t0} = P_0 \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.5)$$

- La température totale à l'entrée du diffuseur :

$$T_{t0} = T_0 \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right) \quad (3.6)$$

- La pression totale à la sortie du diffuseur :

$$P_{ts} = \pi_d \times P_{te} \quad (3.7)$$

- La température totale à la sortie du diffuseur :

$$T_{ts} = \tau_d \times T_{te} \quad (3.8)$$

3.5.1.1 Fan

La formule du coefficient polytropique appliquée au niveau du fan deviendra :

$$\frac{n_F-1}{n_F} = \frac{1}{\eta_{PF}} \frac{\gamma_F-1}{\gamma_F} \quad (3.9)$$

$$\tau_F = \pi_F^{\frac{n_F-1}{n_F}} \quad (3.10)$$

- La pression totale à la sortie du fan :

$$P_{ts} = \pi_F \times P_{te} \quad (3.11)$$

- La température totale à la sortie du fan :

$$T_{ts} = \tau_F \times T_{te} \quad (3.12)$$

3.5.1.3 Compresseur basse pression

En appliquant la formule du coefficient polytropique (2.38) au niveau du compresseur basse pression :

$$\frac{n_{CBP}-1}{n_{CBP}} = \frac{1}{\eta_{PCBP}} \frac{\gamma_C-1}{\gamma_C} \quad (3.13)$$

$$\tau_{CBP} = \pi_{CBP}^{\frac{n_{CBP}-1}{n_{CBP}}} \quad (3.14)$$

- La pression totale à la sortie de la compresseur basse pression :

$$P_{ts} = \pi_{CBP} \times P_{te} \quad (3.15)$$

- La température totale à la sortie de la compresseur basse pression:

$$T_{ts} = \tau_{CBP} \times T_{te} \quad (3.16)$$

3.5.1.4 Compresseur haute pression

La formule (2.38) deviendra au niveau de la compresseur haute pression :

$$\frac{n_{CHP}-1}{n_{CHP}} = \frac{1}{\eta_{PCHP}} \frac{\gamma_C-1}{\gamma_C} \quad (3.17)$$

$$\tau_{CHP} = \pi_{CHP}^{\frac{n_{CHP}-1}{n_{CHP}}} \quad (3.18)$$

- La pression totale à la sortie de la compresseur haute pression:

$$P_{ts} = \pi_{CHP} \times P_{te} \quad (3.19)$$

- La température totale à la sortie du compresseur haute pression:

$$T_{ts} = \tau_{CHP} \times T_{te} \quad (3.20)$$

3.5.1.5 Chambre de combustion

Selon le bilan énergétique de la chambre de combustion :

$$Q_e + Q_c = Q_s$$

Q_e = La quantité de chaleur à l'entrée de la chambre de combustion.

Q_c = la quantité de chaleur de la combustion.

Q_s = la quantité de chaleur à la sortie du chambre de combustion

$$C_{pC} T_{te} + \xi_{CC} f PCI = (1 + f) C_{pT} T_{ts} \quad (3.21)$$

- La pression totale à la sortie de la chambre de combustion :

$$P_{ts} = \pi_{CC} \times P_{te} \quad (3.22)$$

3.5.1.6 Turbine haute pression

La formule du coefficient polytropique appliquée au niveau de la turbine haute pression deviendra:

$$\frac{n_{THP}-1}{n_{THP}} = \eta_{P_{THP}} \times \frac{\gamma_T-1}{\gamma_T} \quad (3.23)$$

La turbine haute pression entraîne le compresseur haute pression. A l'équilibre mécanique de l'attelage haute pression, le travail mécanique de la turbine haute pression est égal au travail mécanique du compresseur haute pression. On obtient donc:

$$W_{THP} = W_{CHP}$$

$$(1 + f) \xi_{méc\ CHP} C_{pT} (T_{te} - T_{ts}) = C_{pC} (T_{tsCHP} - T_{teCHP}) \quad (3.24)$$

- Le rapport de pression de la turbine haute pression :

$$\pi_{THP} = \tau_{THP}^{\frac{n_{THP}-1}{n_{THP}}} \quad (3.25)$$

- La pression totale à la sortie de la turbine haute pression :

$$P_{ts} = \pi_{THP} \times P_{te} \quad (3.26)$$

3.5.1.6 Turbine basse pression

En appliquant la formule du coefficient polytropique au niveau de la turbine basse pression :

$$\frac{n_{TBP}-1}{n_{TBP}} = \eta_{P_{TBP}} \times \frac{\gamma_T-1}{\gamma_T} \quad (3.27)$$

La turbine basse pression entraîne le compresseur basse pression ainsi que le fan. A l'équilibre mécanique de l'attelage basse pression, le travail mécanique de la turbine basse pression égal au travail mécanique du compresseur basse pression plus le travail mécanique du fan, on obtient donc:

$$W_{TBP} = W_{CBP} + W_{Fan} \quad (3.28)$$

W_{TBP} = le travail mécanique de la turbine basse pression.

W_{CBP} = le travail mécanique du compresseur basse pression.

W_{Fan} = le travail mécanique du fan.

En remplaçant, on obtient :

$$(1 + f) \xi_{méc\ CBP} C_{pT} (T_{te} - T_{ts}) \\ = m_p C_{pC} (T_{tsCBP} - T_{teCBP}) + m_s C_{pFan} (T_{tsFan} - T_{teFan})$$

- Le rapport de pression de la turbine basse pression :

$$\pi_{TBP} = \tau_{TBP}^{\frac{n_{TBP}-1}{n_{TBP}}} \quad (3.29)$$

- La pression totale à la sortie de la turbine basse pression :

$$P_{ts} = \pi_{TBP} \times P_{te} \quad (3.30)$$

3.5.1.7 Tuyère primaire

- La pression totale à la sortie de la tuyère primaire :

$$P_{ts} = \pi_{Typ} \times P_{te} \quad (3.31)$$

- La température totale à la sortie de la tuyère primaire :

$$T_{ts} = \tau_{Typ} \times T_{te} \quad (3.32)$$

- La pression statique à la sortie de la tuyère primaire :

$$P_s = \frac{P_{ts}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (3.33)$$

- La température statique à la sortie de la tuyère primaire :

$$T_s = \frac{T_{ts}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \quad (3.34)$$

- La vitesse des gaz d'échappements à la sortie de la tuyère primaire :

$$V_{TYP} = \sqrt{2 C_{pT} (T_{ts} - T_s)} \quad (3.35)$$

- La section de passage de l'air à la sortie de la tuyère primaire :

$$A_{TYP} = \frac{m_p}{\rho_{TYP} \times V_{TYP}} \quad (3.36)$$

3.5.1.8 Tuyère secondaire

- La pression totale à la sortie de la tuyère secondaire :

$$P_{ts} = \pi_{Tys} \times P_{te} \quad (3.37)$$

- La température totale à la sortie de la tuyère secondaire :

$$T_{ts} = \tau_{Tys} \times T_{te} \quad (3.38)$$

- La pression statique à la sortie de la tuyère secondaire :

$$P_s = \frac{P_{ts}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (3.39)$$

- La température statique à la sortie de la tuyère secondaire :

$$T_s = \frac{T_{ts}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \quad (3.40)$$

- La vitesse de l'air à la sortie de la tuyère secondaire :

$$V_{Tys} = \sqrt{2 C_{pC} (T_{ts} - T_s)} \quad (3.41)$$

- La section de passage de la sortie de la tuyère secondaire :

$$A_{Tys} = \frac{m_s}{\rho_{Tys} \times V_{Tys}} \quad (3.42)$$

3.5.2 Modèle mathématique du turbofan au point fixe

Il s'agit d'étudier les paramètres adimensionnels des différentes sections au point fixe : entrée d'air, compresseur, chambre de combustion, turbine, échappement.

3.5.2.1 Fan

- Le rapport de température de Fan :

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_f)} \quad (3.43)$$

- Le rendement de Fan :

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c) - 1}}{\tau_f - 1} \quad (3.44)$$

3.5.2.2 Compresseur basse pression

- Le rapport de température du Compresseur Basse Pression:

$$\tau_{CBP} = \pi_{CBP}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{CBP})} \quad (3.45)$$

- Le rendement du Compresseur Basse Pression:

$$\eta_{CBP} = \frac{\pi_{CBP}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c) - 1}}{\tau_{CBP} - 1} \quad (3.46)$$

3.5.2.3 Compresseur haute pression

- Le rapport de température du Compresseur Haute Pression:

$$\tau_{CHP} = \pi_{CHP}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{CHP})} \quad (3.47)$$

- Le rendement du Compresseur Haute Pression:

$$\eta_{CHP} = \frac{\pi_{CHP}^{(\gamma_c-1)/(\gamma_c)} - 1}{\tau_{CHP} - 1} \quad (3.48)$$

3.5.2.4 Chambre de combustion

- La température totale à la sortie du Compresseur Haute Pression:

$$T_{t3} = T_0 \tau_r \tau_{\tau_{CBP}} \tau_{CHP} \quad (3.49)$$

- La richesse f pour la chaleur spécifique constante (CSH):

$$f = \frac{h_{t4} - h_{t3}}{\eta_b h_{PR} - h_{t4}} \quad (3.51)$$

- La richesse f pour la chaleur spécifique modifié (MSH):

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{\tau_{CBP}} \tau_{CHP}}{\frac{\eta_b h_{PR}}{h_0} - \tau_\lambda} \quad (3.52)$$

3.5.2.5 Turbine haute pression et d'écoulement mélangé

$$\tau_{m1} = \frac{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{CHP} \tau_{CHP} / \tau_\lambda}{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1} \quad (3.53)$$

- Le rapport de température de Turbine Haute Pression

$$\tau_{THP} = 1 - \frac{\tau_r \tau_{CHP} (\tau_{CHP} - 1) + (1+\alpha) C_{TOH} / \eta_{mPH}}{\eta_{mPH} \tau_\lambda \{ (1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{CBP} \tau_{CHP} / \tau_\lambda \}} \quad (3.54)$$

- Le rapport de pression de Turbine Haute Pression :

$$\pi_{THP} = \tau_{THP}^{\gamma_t / (\gamma_t - 1) e_{THP}} \quad (3.55)$$

- Le rendement de Turbine Haute Pression :

$$\eta_{THP} = \frac{1 - \tau_{THP}}{1 - \pi_{THP}^{(t-1)/(\gamma t)}} \quad (3.56)$$

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2(\tau_r \tau_{CHP} \tau_{CHP} / \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{THP})}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad (3.57)$$

- Le rapport de température de Turbine Basse Pression

$$\tau_{TBP} = 1 - \frac{\tau_r \{(\tau_{CBP} - 1) + \alpha(\tau_f - 1)\} + (1 + \alpha) C_{TOH} / \eta_{mPL}}{\eta_{mL} \tau_\lambda \tau_{THP} \left\{ (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \left(\varepsilon_1 + \frac{\varepsilon_2}{\tau_{THP}} \right) \frac{\tau_r \tau_{CBP} \tau_{CHP}}{\tau_\lambda} \right\}} \quad (3.58)$$

- Le rapport de pression de Turbine Basse Pression

$$\pi_{TBP} = \tau_{TBP}^{\gamma_t / (\gamma_t - 1) e_{TBP}} \quad (3.59)$$

- Le rendement de Turbine Basse Pression :

$$\eta_{TBP} = \frac{1 - \tau_{TBP}}{1 - \pi_{TBP}^{(\gamma_t - 1) / (\gamma_t)}} \quad (3.60)$$

3.5.2.6 Tuyère primaire

- Le rapport de pression de tuyère primaire :

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_{CBP} \pi_{CHP} \pi_b \pi_{THP} \pi_{TBP} \pi_n \quad (3.61)$$

Et

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (3.62)$$

- Le rapport de température de tuyère primaire :

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t4} \tau_{ml} \tau_{THP} \tau_{m2} \tau_{TBP} / T_0}{(P_{t9}/P_9)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}} \quad (3.63)$$

- le nombre de Mach à la station 9:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left\{ \left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \right\}} \quad (3.64)$$

- Le rapport de vitesse de tuyère primaire

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{\tau_{\lambda} \tau_{ml} \tau_{THP} \tau_{m2} \tau_{TBP}}{(\gamma_c - 1)} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{-(\gamma_t - 1) / \gamma_t} \right\}} \quad (3.65)$$

3.5.2.7 Tuyère secondaire

- Le rapport de température de tuyère secondaire :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t19}/P_{19})^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c}} \quad (3.66)$$

- Le rapport de pression de tuyère secondaire :

$$\frac{P_{t19}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{nf} \quad (3.67)$$

et

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2} \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (3.68)$$

- le nombre de Mach à la station 19:

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left\{ \left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \right\}} \quad (3.69)$$

- Le rapport de vitesse de tuyère secondaire :

$$\frac{V_{19}}{a_0} = \sqrt{\frac{2\tau_r\tau_f}{(\gamma_c - 1)} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{-(\gamma_c - 1) / \gamma_c} \right\}} \quad (3.70)$$

3.5.2.8 Calcul de la performance du moteur turbofan

- La richesse globale.

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) / (1 + \alpha) \quad (3.71)$$

- La poussée spécifique de turbofan

$$\frac{F}{m_0} = \frac{a_0}{g_c(1+\alpha)} \left\{ \begin{aligned} & [1 + f_0(1 + \alpha) - \beta] \frac{V_9}{a_0} + \alpha \frac{V_{19}}{a_0} - (1 + \alpha)M_0 \\ & + [1 + f_0(1 + \alpha) - \beta] \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{(1-P_0/P_9)}{\gamma_c} \\ & + \alpha \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \frac{(1-P_0/P_{19})}{\gamma_c} \end{aligned} \right\} \quad (3.72)$$

- La consommation spécifique de turbofan

$$S = \frac{f_0}{F/m_0} \quad (3.73)$$

- Le rendement de propulsion :

$$\eta_p = \frac{2g_c M_0 (1+\alpha) \frac{F}{m_0}}{[1 + f_0(1 + \alpha) - \beta] \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 - (1 + \alpha)M_0^2} \quad (3.74)$$

- Le rendement de Turbine Haute Pression :

$$\eta_{THP} = \frac{\frac{1}{2g_c} \left\{ \frac{[1+f_0(1+\alpha)-\beta]V_9^2 + \alpha V_{19}^2}{(1+\alpha)} - V_0^2 \right\} + (C_{TOL} + C_{TOH})h_0}{f_0 h_{PR}} \quad (3.75)$$

3.5.3 Modèle mathématique du turbofan en vol

On pose des variables $\beta, \varepsilon_1, \varepsilon_2, (1+f), \pi_b, \pi_{nf}, A_{19}, A_4, M_4$ comme constante et équivalant à des valeur de référence

3.5.3.1 Compresseur haute pression

$$\tau_{CHP} = \frac{1}{1 - \varepsilon_1(1 - \tau_{THP})\eta_{mH}} \left\{ \begin{array}{l} 1 + \eta_{mH}(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) \frac{\tau_\lambda(1 - \tau_{THP})}{\tau_r \tau_{CBP}} \\ - \frac{(1+\alpha)}{\tau_r \tau_{CBP} \eta_{mPH}} \frac{P_{TOH}}{m_0 h_0} \end{array} \right\} \quad (3.76)$$

$$\pi_{CHP} = \{1 + \eta_{CHP}(\tau_{CHP} - 1)\}^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)} \quad (3.77)$$

3.5.3.2 Fan et Compresseur basse pression

- Le rapport de pression de fan

$$\pi_f = \{1 + \eta_f(\tau_f - 1)\}^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)} \quad (3.78)$$

- Le rapport de pression de Compresseur Basse Pression

$$\pi_{CBP} = \{1 + \eta_{CBP}(\tau_{CBP} - 1)\}^{\gamma_c/(\gamma_c-1)} \quad (3.79)$$

- Le rapport de pression de flux primaire

$$\frac{P_{t19}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{nf} \quad (3.80)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_{CBP} \pi_{CHP} \pi_b \pi_{THP} \pi_{TBP} \pi_n \quad (3.81)$$

- le nombre de Mach à la station 9:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t-1} \left\{ \left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\gamma_t/(\gamma_t-1)} - 1 \right\}} \quad (3.82)$$

- le nombre de Mach à la station 19:

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c-1} \left\{ \left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\gamma_c/(\gamma_c-1)} - 1 \right\}} \quad (3.83)$$

- Taux de dilution

$$\alpha = \alpha_R \frac{\pi_{CBPR} \pi_{CHPR} / \pi_{fR}}{\pi_{CBP} \pi_{CHP} / \pi_f} \sqrt{\frac{T_{t4}/T_{t4R}}{\tau_r \tau_f / (\tau_{rR} \tau_{fR})} \frac{MFP(M_{19})}{MFP(M_{19R})}} \quad (3.84)$$

- Le rapport de température de fan-nozzel :

$$\tau_{fN} = 1 + \frac{(1-\tau_{TBP})\eta_{mL} \left\{ \begin{array}{l} (1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f)^{\frac{\tau_{\lambda} \tau_{THP}}{\tau_r}} \\ + (\varepsilon_1 \varepsilon_{THP} + \varepsilon_2) \tau_{CBP} \tau_{CHP} \end{array} \right\}}{\left\{ \begin{array}{l} (\tau_{CBP-1})_R + \alpha \\ (\tau_f-1)_R \end{array} \right\}} \quad (3.85)$$

- Le rapport de température de compresseur basse pression

$$\tau_{CBP} = 1 + (\tau_f - 1) \frac{(\tau_{CBP} - 1)_R}{(\tau_f - 1)_R} \quad (3.86)$$

3.5.3.3 La Turbine

- Le rapport de température de la turbine basse pression

$$\tau_{TBP} = 1 - \eta_{tL} (1 - \pi_{CBP}^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}) \quad (3.87)$$

- Le rapport de pression de la turbine basse pression

$$\pi_{TBP} = \pi_{TBP R} \sqrt{\frac{\tau_{TBP} MFP(M_{9R})}{\tau_{TBP R} MFP(M_9)}} \quad (3.88)$$

$$m_{0N} = m_{0R} \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{P_0 \pi_r \pi_d \pi_{CBP} \pi_{CHP}}{(P_0 \pi_r \pi_d \pi_{CBP} \pi_{CHP})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad (3.89)$$

- La richesse f pour la chaleur spécifique constante (CSH):

$$f = \frac{h_{t4} - h_{t3}}{\eta_b h_{PR} - h_{t4}} \quad (3.90)$$

- La richesse f pour la chaleur spécifique modifiée (MSH):

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{CBP} \tau_{CHP}}{\frac{\eta_b h_{PR}}{h_0} - \tau_\lambda} \quad (3.91)$$

- La richesse globale f_0

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) / (1 + \alpha) \quad (3.92)$$

- Le rapport de température de tuyère primaire :

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t4} \tau_{m1} \tau_{THP} \tau_{m2} \tau_{TBP} / T_0}{(P_{t9} / P_9)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}} \quad (3.93)$$

- Le rapport de température de tuyère secondaire :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t19}/P_{19})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c}} \quad (3.94)$$

- La vitesse de son à la station 9 :

$$a_9 = \sqrt{\gamma_t R_t g_c T_9} \quad (3.95)$$

- La vitesse de son à la station 19 :

$$a_{19} = \sqrt{\gamma_t R_t g_c T_{19}} \quad (3.96)$$

- La vitesse d'éjection d'écoulement à la station 9 :

$$V_9 = M_9 a_9 \quad (3.97)$$

- La vitesse d'écoulement à la station 19 :

$$V_{19} = M_{19} a_{19} \quad (3.98)$$

3.5.3.4 La performance du moteur

- La poussée spécifique de turbofan

$$\frac{F}{m_0} = \frac{a_0}{g_c(1+\alpha)} \left\{ \begin{aligned} & \left[1 + f_0(1+\alpha) - \beta \right] \frac{V_9}{a_0} + \alpha \frac{V_{19}}{a_0} - (1+\alpha)M_0 \\ & + \left[1 + f_0(1+\alpha) - \beta \right] \frac{R_t T_9/T_0 (1-P_0/P_9)}{\gamma_c} \\ & + \alpha \frac{T_{19}/T_0 (1-P_0/P_{19})}{\gamma_c} \end{aligned} \right\} \quad (3.99)$$

- La poussée :

$$F = \frac{F}{m_0} m_0 \quad (3.100)$$

- La consommation spécifique

$$S = \frac{f_0}{\frac{F}{m_0}} \quad (3.101)$$

- Le rendement de propulseur :

$$\eta_p = \frac{2g_c M_0 (1+\alpha) \frac{F}{m_0}}{[1+f_0(1+\alpha)-\beta] \left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0}\right)^2 - (1+\alpha) M_0^2} \quad (3.102)$$

- Le rendement de Turbine Haute Pression :

$$\eta_{THP} = \frac{\frac{1}{2g_c} \left\{ \frac{[1+f_0(1+\alpha)-\beta] V_9^2 + \alpha V_{19}^2}{(1+\alpha)} - V_0^2 \right\} + (C_{TOL} + C_{TOH}) h_0}{f_0 h_{PR}} \quad (3.103)$$

- Le rendement global :

$$\eta_G = \eta_{TH} \eta_P \quad (3.104)$$

$$A_0 = \frac{m_0 \sqrt{T_{t0}}}{P_{10} MFP(M_0)} \quad (3.105)$$

$$\%RPM_{LP \text{ SPOOL}} = 100 \sqrt{\frac{T_0 \tau_r (\tau_f - 1)}{(T_0 \tau_r (\tau_f - 1))_R}} \quad (3.106)$$

$$\%RPM_{LP \text{ SPOOL}} = 100 \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \tau_{CBP} (\tau_{CHP} - 1)}{(T_0 \tau_r \tau_{CBP} (\tau_{CHP} - 1))_R}} \quad (3.107)$$

3.5.4 - Modèle mathématique du turbopropulseur au point fixe

3.5.4.1 Equations préliminaire

Le rendement propulsif est donné par

$$\eta_p = 2u_0 / (u_9 + u_0) \quad (3.108)$$

Où

u_0 est la vitesse de vol

u_9 est la vitesse de (jet speed)

Cette expression est approprié pour propulser et sert à préciser qu'une grande hélice est nécessaire si le rendement propulsif est élevé c.à.d pour réduire le u_9 pour une poussée donnée $F=m.(u_9 - u_0)$.

$$\eta_{prop} = \frac{\text{la puissance de(vehicule)}}{\text{la puissance de propulsif}}$$

Donc

$$\eta_{prop} = \frac{Fu_0}{W_{prop}} = \frac{m(u_9 - u_0).u_0}{\frac{1}{2}m(u_9^2 - u_0^2)} \times \frac{\frac{1}{2}m(u_9^2 - u_0^2)}{W_{prop}} = \eta_p \eta_L \quad (3.109)$$

Où

W_{prop} est la puissance de propulsif d'entrée

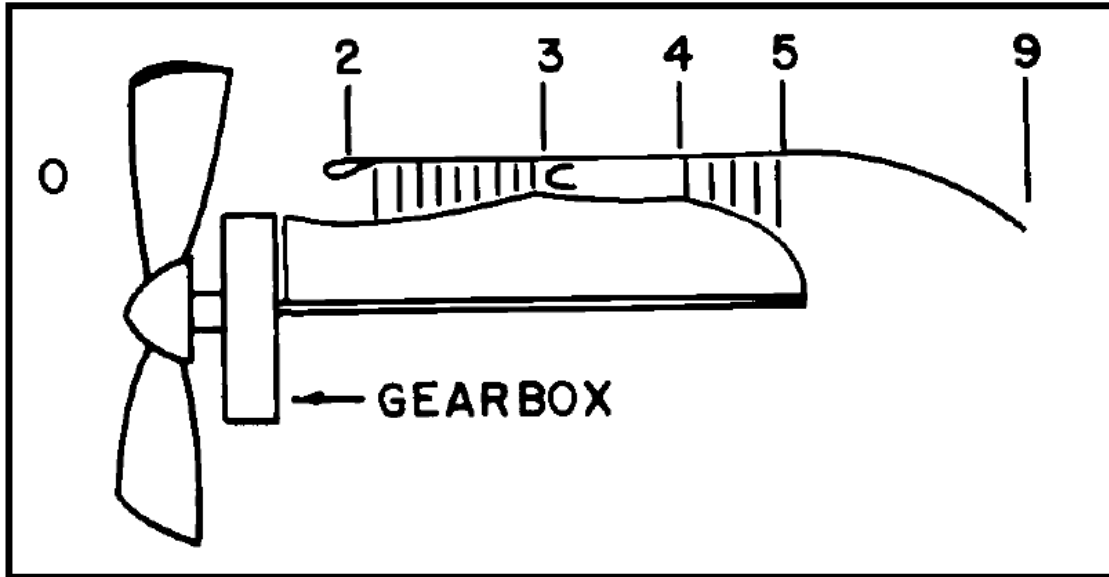
$$\eta_L = \frac{\frac{1}{2}m(u_9^2 - u_0^2)}{W_{prop}} \quad (3.110)$$

η_L est la puissance propulsive d'éjection dans la direction axiale.

Le rendement propulsif augmente si la taille de l'hélice augmente dans le cas où le rendement propulsif idéal si la masse augmente.

Note :

Si la taille des hélices augmente aux extrémités, le η_L va être réduit à la cause du nombre de Mach élevé à la partie extérieur des **pales**.

1. Schéma des stationsFigure 3.2 *Schéma des stations du Turbopropulseur:*

- 2 : Entrée de compresseur
- 3 : Sortie de compresseur haute pression - Entrée chambre de combustion.
- 4 : Sortie chambre de combustion - Entrée turbine haute pression.
- 5 : Sortie turbine basse pression - Entrée tuyère
- 9 : Sortie tuyère

3.5.4.2. Entrée d'air

- Le rapport de température du diffuseur

$$\tau_r = 1 + M_0^2/5 \quad (3.111)$$

- Le rapport de pression du diffuseur.

$$\pi_r = \tau_r^{3.5} \quad (3.112)$$

3.5.4.3. Le compresseur

- Le rapport de température du compresseur.

$$\tau_c = 1 + (1/\eta_c) (\pi_c^{1/3.5} - 1) \quad (3.113)$$

3.5.4.4. La chambre de combustion

- Le rapport de température de la chambre de combustion.

$$\tau_b = \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \cdot \frac{T_{t4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_c} \quad (3.114)$$

- Le rapport de pression de la chambre de combustion.

$$\pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \quad (3.115)$$

- Le rapport de température.

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt}}{C_{pc}} \cdot \frac{T_{t4}}{T_0} \quad (3.116)$$

- La richesse.

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\left(P_{ci} \cdot \lambda_b / C_{pc} T_0 \right)^{-\tau_\lambda}} \quad (3.117)$$

3.5.4.5. La turbine

- Le rapport de température de la turbine

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m \cdot (1+f)} \cdot \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \cdot (\tau_c - 1) \quad (3.118)$$

- Le rapport de pression de la turbine

$$\pi_t = \left[1 - \left(\frac{1}{\eta_t} \right) (1 - \tau_t) \right]^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (3.119)$$

3.5.4.6. La turbine libre

$$\Delta H = C_p T_p \cdot T_{t_5} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{t_5}} \right)^{\frac{\gamma_p}{\gamma_t}} \quad (3.120)$$

- Taux de dilution

$$\alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_m}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{tp}^2} \right) \quad (3.121)$$

Le rapport de température de la turbine libre

$$\tau_{tp} = 1 - \frac{\eta_{tp} \cdot \alpha \cdot \Delta h}{C_p T_p \cdot T_{t_5}} \quad (3.122)$$

- Le rapport de pression de la turbine libre

$$\pi_{tp} = \left[\frac{\tau_{tp} - 1}{\eta_{tp}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_p}{\gamma_t - 1}} \quad (3.123)$$

3.5.4.7. La tuyère

- Le rapport de température de la turbine libre.

$$\pi_n = \frac{P_{t_{10}}}{P_{t_6}} \quad (3.124)$$

- Le rapport de température de la turbine libre.

$$\tau_n = \pi_n \left(\frac{\gamma_{\varphi-1}}{\eta_P \cdot \gamma_T} \right) \quad (3.125)$$

- La vitesse d'éjection.

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{ptp} \cdot T_{t_6} \cdot \eta_N \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_N-1}{\eta_N}}} \quad (3.126)$$

3.5.4.8. Le Corps moteur

- La pression totale à la station 9

$$P_{t9} = P_9 \left[1 + \frac{\gamma_t-1}{2} M_9^2 \right]^{\gamma_t/(\gamma_t-1)}$$

Ou

$$P_{t9} = P_0 \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (3.127)$$

- La température totale à la station 9

$$T_{t9} = T_9 \left[1 + \frac{\gamma_t-1}{2} M_9^2 \right]$$

Ou

$$T_{t9} = T_0 \tau_\lambda \tau_t \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \quad (3.128)$$

Et

- La tuyère adaptée

$$P_0 = P_9$$

Donc

$$\Pi = (\pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} \quad (3.129)$$

$$\left(M_0 \frac{u_9}{u_0}\right)^2 = \frac{2\tau_\lambda}{(\gamma_c - 1)} \left(\tau_t - \frac{1}{\Pi} \tau_t^{-[(1-e_t)/e_t]}\right) \quad (3.130)$$

Donc

$$\frac{F_{core}}{m_c} = a_0 \left[(1 + f) M_0 \frac{u_9}{u_0} - M_0 \right] \quad (3.131)$$

- Le coefficient de travail d'interaction au centre C_c est donné par

$$C_c = \frac{u_0}{C_{pc} T_0} \frac{F_{core}}{m_c} = \frac{a_0^2 M_0}{\gamma_c R_c T_0} \frac{\gamma_c R_c}{C_{pc}} \left[(1 + f) M_0 \frac{u_9}{u_0} - M_0 \right] \quad (3.132)$$

Ou

$$C_c = (\gamma_c - 1) M_0 \left[(1 + f) M_0 \frac{u_9}{u_0} - M_0 \right] \quad (3.133)$$

- Le coefficient de travail d'interaction pour l'hélice C_{prop} est donné par

$$C_{Prop} = \eta_{prop} \eta_g [\eta_m (1 + f) \tau_\lambda (1 - \tau_t) - \tau_r (\tau_c - 1)] \quad (3.134)$$

- Le coefficient total de travail d'interaction C

$$C = C_{Prop} + C_c \quad (3.135)$$

- La poussée spécifique

$$\frac{F}{m_c} = C_{pc} T_0 \frac{C}{u_0} \quad (3.136)$$

- La consommation spécifique

$$S = \frac{f}{F/m} (10^6) = \frac{f u_0}{C_{pc} T_0 C} (10^6) \quad (3.137)$$

3.5.5. Modèle mathématique du turbopropulseur en vol

Cette analyse de performance hors adaptation de turbopropulseur débutant par une assomption de la surface d'entrée des deux turbines est de $M=1$ et aussi la surface d'entrée de turbine et la sortie de la tuyère est fixe.

La balance de la puissance entre le compresseur et le turbine haute pression immédiatement donne :

$$\tau_c - 1 = (\tau_c - 1)_R \frac{\tau_\lambda/\tau_r}{(\tau_\lambda/\tau_r)_R} \quad (3.138)$$

Pour les conditions de turbo propulseur, la sortie d'échappement est différent de Mach égal à 1, donc :

$$m_4 = \frac{A_4 P_{t4}}{\sqrt{T_{t4}}} \sqrt{\frac{\gamma_t}{R}} \frac{2}{\gamma_t + 1} (\gamma_t + 1)^{1/2} (\gamma_t - 1)^{-1/2} \quad (3.139)$$

$$m_9 = \frac{A_9 P_{t9}}{\sqrt{T_{t9}}} \sqrt{\frac{\gamma_t}{R}} M_9 \left[1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_9^2 \right]^{-(\gamma_t + 1)/2(\gamma_t - 1)} \quad (3.140)$$

à partir des équations (3.70) et (3.71) en trouve :

$$M_9 = \frac{A_4}{A_9} \frac{1}{\pi_n} \frac{\sqrt{\tau_t}}{\pi_t} \left[\frac{2}{\gamma_t + 1} \left(1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_9^2 \right) \right]^{(\gamma_t + 1)/2(\gamma_t - 1)} \quad (3.141)$$

Et aussi

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left[1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_9^2 \right]^{\gamma_t/(\gamma_t - 1)}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (3.142)$$

Notifier que $P_0/P_9 = 1$ parce que la sortie est différent de $M=1$

$$\pi_t = \frac{1}{\pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_n} \left[1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_9^2 \right]^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (3.143)$$

- La poussée de turbopropulseur

$$\frac{F}{m} = 50.1 \frac{\sqrt{T_0} (C_{prop} + C_c)}{M_0}$$

$$\frac{F}{g_0 m} = 3.807 \frac{\sqrt{T_0} (C_{prop} + C_c)}{M_0} \quad (3.144)$$

- La consommation spécifique de turbopropulseur

$$S = \frac{f(10^6)}{F/m} \quad \left[S = 3600 \frac{f}{F/g_0 m} \right] \quad (3.145)$$

$$\frac{m_c}{m_{cR}} = \frac{\pi_b \pi_c}{(\pi_b \pi_c)_R} \left[\frac{(\tau_\lambda / \tau_r)_R}{(\tau_\lambda / \tau_r)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.146)$$

$$\frac{m}{m_r} = \frac{P_0}{P_{0R}} \sqrt{\frac{T_{0R}}{T_0}} \frac{\pi_d}{\pi_{dR}} \left(\frac{\tau_r}{\tau_{rR}} \right)^3 \frac{m_c}{m_{cR}} \quad (3.147)$$

$$\frac{F}{F_R} = \frac{F/m}{(F/m)_R} \frac{m}{m_R} \quad (3.148)$$

CHAPITRE 4

RESULTATS

ET

INTERPRETATIONS

4.0 RESULTATS ET INTERPRETATIONS:

Dans ce chapitre, seront commentés les résultats obtenus lors de cette étude. La première partie concernera le mode d'utilisation de l'interface graphique réalisée. La seconde partie sera consacrée aux résultats numériques obtenus après simulation.

4.1 Utilisation de l'interface graphique

Le lancement de fichier exécutable de l'interface graphique exige une plate forme informatique appelée **Framework**.

1/ Après avoir ouvert l'interface graphique, une fenêtre apparait représentant la page d'accueil de l'interface (figure (4.1)).

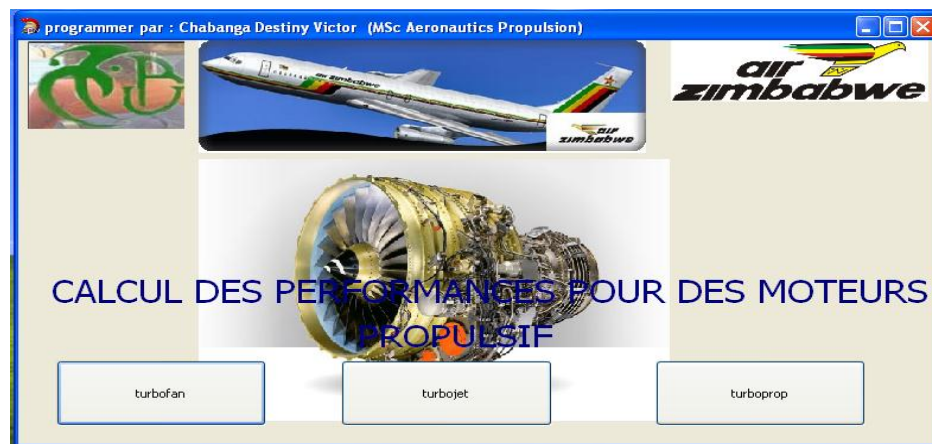


Figure 4.1 : Page d'accueil de l'interface graphique.

Elle contient le but de l'interface et l'accès de l'interface graphique se fera par trois boutons qui se trouvent en bas de la page d'accueil. Les trois boutons représentent les trois types des moteurs, un message explicatif à l'accès apparaîtra au moment où l'on pose la souris sur le bouton choisi.

2/ La figure (4.2) représente un accès au Turbofan (première possibilité).



Figure 4.2 : Schéma de l'accès Turbofan

Dans ce fenêtre de turbofan, l'accès de l'interface graphique se fera par deux boutons (adapter et on design) qui se trouvent en bas.

2/ La figure (4.3) représente un accès au calcul adapter (première possibilité dans la fenêtre de turbofan).



Figure 4.3 : Schéma de l'accès Calcul adapté

2/ La figure (4.4) représente un accès au calcul total (première possibilité).

Il y a deux boutons, un pour ouvrir un nouveau test et un autre d'un test existant.

le nombre de Mach	0.85
la valeur de la pression ambiante	30.26
la valeur de Gama	1.4
la valeur de la temperature ambiante	228.83
la valeur de rapport de pression de diffuseur	0.97
la valeur de rapport de temperature de diffuseur	1
la valeur du gama du compresseur	1.4
la valeur du rendement polytropique du fan	0.89
la valeur du rendement polytropique du compresseur basse pression	0.89
la valeur du rendement polytropique du compresseur haute pression	0.9
la valeur du rapport de pression du Fan	3.5
la valeur du rapport de pression du compresseur basse pression	3.5
la valeur du rapport de pression du compresseur	16
la valeur de la temperature maximale	1777.7
la valeur du rapport de pression de la chambre de combustion	0.97
la valeur de la chaleur specifique de la turbine	1.235
la valeur de la chaleur specifique du compresseur	1.005
la valeur du rendement de la chambre	0.98
la valeur du pouvoir calorifique du combustible	42798

la valeur du gama de la turbine	1.3
la valeur du rendement polytropique de la turbine haute pression	0.89
la valeur du rendement polytropique de la turbine basse pression	0.91
entrez la valeur de la chaleur specifique de la turbine	0.98
la valeur du rendement mecanique du compresseur haute pression	0.99
la valeur du taux de dilution	3.33
entrez la valeur du rapport de pression de la tuyere primaire	0.98
la valeur du rapport de temperature de la tuyere primaire	1
la valeur du rapport de pression de la tuyere secondaire	0.98
la valeur du rapport de temperature de la tuyere secondaire	1
la valeur de Gama de la tuyere primaire	1.4
la valeur de Gama de la tuyere secondaire	1.4
la valeur du debit	45

Calcul Afficher enregistrée comme nouveau Modifier l'enregistrement Actuelle

Figure 4.4 : Schéma des données de l’affichage détaillé

Pour que le bouton "afficher" fonctionne il faut cliquer au préalable sur le bouton calculer. Cela fera un appel au microprocesseur pour aller exécuter tous les programme intégrer.

Deux tableaux affichent les résultats obtenus après l’appel et l’exécution des programmes.

GroupBox1			
Diffuseur	Pt1	La pression a l'entree de diffuseur	48.532
	Tt1	La temperature a l'entree de diffuseur	261.900
	Pt2	La pression a la sortie de diffuseur est	47.076
	Tt2	La temperature a la sortie de diffuseur	261.900
soufflante	Pt3p	La pression a la sortie du compresseur basse pression	164.760
	Tt3p	La temperature a la sortie du compresseur basse pression	391.550
	Pt3	La pression a la sortie du compresseur haute pression	753.210
	Tt3	La temperature a la sortie du compresseur haute pression	634.350
	Pt3fan	La pression a la sortie du Fan	164.760
	Tt3fan	La temperature a la sortie du Fan	391.550
chambre de combustion	Pt4	La pression a la sortie de la chambre de combustion	730.610
	Tt4	La temperature a la sortie de la chambre de combustion	1777.7
Turbine	Pt5p	La pression a la sortie de la turbine haute pression	416.220
	Tt5p	La temperature a la sortie la turbine haute pression	1583.700
	Pt5	La pression a la sortie la turbine basse pression	86.858
	Tt5	La temperature a la sortie la turbine basse pression	1139.600
tuyere primaire	Pt7	La pression totale a la sortie de la tuyere primaire	85.121
	Tt7	La temperature totale a la sortie la tuyere primaire	1139.600
	P7	La pression a la sortie de la tuyere primaire	44.968
	T7	La temperature a la sortie la tuyere primaire	949.690
	V7	La vitesse a la sortie de la tuyere primaire	684.940
A7	La section de la tuyere primaire	0.113	

GroupBox1			
tuyere secondaire	Pt7Fan	La pression totale a la sortie la tuyere secondaire	161.470
	Tt7Fan	La temperature totale a la sortie la tuyere secondaire	391.550
	P7Fan	La pression a la sortie la tuyere secondaire	85.301
	T7Fan	La temperature a la sortie la tuyere secondaire	326.290
	V7Fan	La vitesse a la sortie de la tuyere secondaire	362.170
	A7Fan	La section de la tuyere secondaire	0.105
Entree	A0	La vitesse	257.740
	V0	La section	0.379
La pousse primaire			7310.900
La pousse secondaire			9391.100
La pousse			16702.000
La pousse primaire/La pousse			43.773
La pousse secondire/La pousse			56.227
La pousse specifique			371.160
La consommation specifique			0.000024
La puissance calorifique			387.420
La puissance thermique theorique			106.490
La puissance de propulsion			95.661
Le rendement thermique			27.487 %
Le rendement de propulsion			89.830 %
Le rendement global			24.692 %

Temperature pression

Figure 4.5 : Schéma des résultats de l'affichage détaillé.

Le tableau multi couleur à gauche de la fenêtre contient toutes les caractéristiques thermodynamiques des différents composants du turboréacteur, ainsi que la vitesse des gaz d'échappements et les sections des tuyères en respectant le choix des couleurs dans le schéma explicatif. Le tableau qui se trouve à droite, montre les performances du turboréacteur comme : les différentes poussées, les différentes puissances ainsi que le rendement global. La variation de la température et de la pression au cours des phases de fonctionnement sont affichés sous forme de graphe.

4.2 Résultats et Interprétation

Afin de valider le modèle établi de cette étude, une application a été faite pour un turboréacteur à double flux double corps. Ce dernier équipera un avion qui volera à 4000 pieds avec un Mach de 0.85 sous les conditions suivantes :

La pression ambiante (KPa) : 30,15

La température ambiante (K) : 228,83

La température maximale de la combustion (K) : 1427,7

Taux de dilution : 3,33

Le débit d'air a l'entrée du diffuseur (kg/s) : 45

La chaleur spécifique des gaz d'échappement dans la turbine (KJ/Kg.K) : 1,235

La chaleur spécifique de l'air dans le compresseur (KJ/Kg.K) : 1,005

Le pouvoir calorifique du combustible (KJ/Kg) : 42798

Coefficient isentropique de l'air : 1,4

Coefficient isentropique de l'air dans le compresseur : 1,4

Coefficient isentropique des gaz d'échappement dans la turbine : 1,3

Coefficient isentropique des gaz d'échappement dans la tuyère primaire : 1,4

Coefficient isentropique de l'air dans la tuyère secondaire : 1,4

Le rapport de pression dans le diffuseur : 0,97

Le rapport de température dans le diffuseur : 1

Le rapport de pression dans le compresseur basse pression : 3,5

Le rapport de pression dans le Fan : 3,5

Le rapport de pression dans le compresseur : 16

Le rapport de pression dans la chambre de combustion : 0,97

Le rapport de pression dans la tuyère primaire : 0,98

Le rapport de température dans la tuyère primaire : 1

Le rapport de pression dans la tuyère secondaire : 0,98

Le rapport de température dans la tuyère secondaire : 1

Le rendement polytropique dans le compresseur basse pression : 0,89

Le rendement polytropique dans compresseur haute pression : 0,9

Le rendement polytropique dans le fan : 0,89

Le rendement polytropique dans la turbine haute pression : 0,89

Le rendement polytropique dans la turbine basse pression : 0,91

Le rendement de la chambre de combustion : 0,98

Le rendement mécanique de la compresseur haute pression : 0,98

Le rendement mécanique de la compresseur basse pression : 0,99

Les résultats obtenus après simulation seront interpréter pour chaque composant du turboréacteur (Tableaux (4.6.A), (4.6.B), (4.6.C), (4.6.D) et (4.6.E)).

4.2.1 Entrée diffuseur

<i>composant</i>	<i>Température totale (K) et Pression totale (KPa)</i>	<i>valeur</i>
Air ambiant	La température ambiante	228.83
	La pression ambiante	30.15
Diffuseur	La température totale à l'entrée du diffuseur :	261.896
	La pression totale à l'entrée du diffuseur :	48.355
	La température totale à la sortie du diffuseur :	261.896
	La pression totale à la sortie du diffuseur :	46.904

Tableau (4.6.A) : Les pressions totales et les températures totales dans le diffuseur.

La température totale et la pression totale à l'entrée du diffuseur différent de celles de la pression et la température ambiante, car l'avion est en vol « $M_0 = 0.85$ » donc ce déplacement génère une différence de pression, et comme le gaz est parfait alors la température varie, ce qui explique cette variation de pression et de température à l'entrée du diffuseur.

Le rôle le plus important du diffuseur c'est pour bien canaliser l'air avant qu'il entre à la soufflante, donc la variation de la température totale et la pression totale n'est pas importante dans cette partie du turboréacteur, cette variation est due au type de la tuyère du diffuseur - tuyère divergente - donc la pression totale et la température totale à la sortie sont inférieurs à celles de l'entrée.

Comme le diffuseur canalise l'air, il diminue aussi la vitesse de l'air avant qu'il entre au compresseur, car la vitesse élevée à l'entrée du compresseur peut produire des déformations des aubes du compresseur.

4.2.2 La partie soufflante:

<i>composant</i>	<i>Température totale (K) et Pression totale (KPa)</i>	<i>valeur</i>
Soufflante	La température totale à la sortie de la compresseur basse pression :	391.552
	La pression totale à la sortie de la compresseur basse pression :	164.166
	La température totale à la sortie de la compresseur haute pression :	634.351
	La pression totale à la sortie de la compresseur haute pression :	750.472
	La température totale à la sortie du fan :	391.552
	La pression totale à la sortie du fan :	164.166

Tableau (4.6.B) : Les pressions totales et les températures totales dans la soufflante.

La compression de l'air dans le flux primaire se fait dans cette partie du turboréacteur, donc la pression totale sera maximale 750.472 KPa à la sortie du compresseur haute pression, cette valeur maximale est 16 fois plus grande par rapport à la valeur du pression totale à l'entrée, ceci c'est le taux de compression du compresseur.

La compression de l'air du flux primaire se fait dans ce type de turboréacteur suivant 2 étapes :

- ✓ Compression au niveau du compresseur basse pression : la pression totale à la sortie du compresseur basse pression est 3.5 fois plus grande à la pression totale à l'entrée.
- ✓ Compression au niveau du compresseur haute pression.

Pour le flux secondaire, la pression à la sortie du fan n'atteint pas une valeur importante, car la compression se fait dans un seul étage, tel que le rapport de pression du fan est faible 3.5. A la sortie du fan, l'air sort presque de la même valeur de pression totale, car le rapport de pression de la tuyère secondaire est de l'ordre 0.98.

Puisque le compresseur basse pression et le fan possèdent le même taux de compression et la même pression totale à l'entrée, ils auront la même valeur du pression totale à la sortie 164.166 KPa.

La variation de la température totale dépend du rendement poly tropique du composant ainsi que le rapport de pression, et puisque les rendements poly tropique des différents composants de la soufflante sont presque les mêmes « 0.89 – 0.90 – 0.89 », le rapport de pression a une influence importante sur la variation de la température totale, ce qui explique la valeur de la température totale à la sortie du compresseur haute pression 634.351K et 391.552 K pour le compresseur basse pression et le fan.

4.2.3 La chambre de combustion

<i>composant</i>	<i>Température totale (K) et Pression totale (KPa)</i>	<i>valeur</i>
Chambre de combustion	La température totale à la sortie de la chambre de combustion :	1777.7
	La pression totale à la sortie de la chambre de combustion :	727.958

Tableau (4.6.C) : Les pressions totales et les températures totales dans la chambre de combustion.

Après la compression de l'air, le flux primaire subit une combustion, alors la température totale sera maximale dans la chambre de combustion $T_{\max} = 1777.7 \text{ K}$, et la diminution de la pression totale dans la chambre de combustion $P_t = 727.958 \text{ KPa}$ est due au rapport de pression de la chambre qui égal 0.97.

4.2.4 La turbine

<i>composant</i>	<i>Température totale (K) et Pression totale (KPa)</i>	<i>valeur</i>
Turbines	La température totale à la sortie de la turbine haute pression :	1233.691
	La pression totale à la sortie de la turbine haute pression :	357.493
	La température totale à la sortie de la turbine basse pression :	789.625
	La pression totale à la sortie de la turbine basse pression :	42.705

Tableau (4.6.D) : Les pressions totales et les températures totales dans les turbines.

Comme la compression de l'air du flux primaire se fait selon 2 étapes, la détente se fait de la même manière, tel que toujours le rapport de pression influe sur la pression totale à la sortie, et cette fois et selon l'équilibre mécanique des attelages, le rapport de pression est important puisque la diminution de la pression totale c'était de 727.958 KPa à 357.493 KPa pour la turbine haute pression, et de 357.493 KPa à 42.705 KPa pour la turbine basse pression.

Les C_p et le rendement mécanique du compresseur, ainsi que les températures totales à la sortie de la soufflante sont décisifs pour la détermination des températures totales à la sortie des turbines.

4.2.5 La tuyère

<i>composant</i>	<i>Température totale (K) et Pression totale (KPa)</i>	<i>valeur</i>
Tuyères	La température totale à la sortie de la tuyère primaire :	789.625
	La pression totale à la sortie de la tuyère primaire :	41.851

	La température totale à la sortie de la tuyère secondaire:	391.552
	La pression totale à la sortie de la tuyère secondaire:	160.882

Tableau (4.7.E) : Les pressions totales et les températures totales dans les tuyères.

La pression totale à la sortie des tuyères ne dépend que du rapport de pression de la tuyère, avec un rapport de pression de 0.98, la valeur acquise est 41.851 KPa pour la tuyère primaire et 160.882 KPa pour la tuyère secondaire.

Les températures totales restent les mêmes puisque le rapport de température égal à 1. La valeur des gaz d'échappements est de 789.625 K, et selon la norme de sécurité imposé par le constructeur « $T_{\max} = 950^{\circ}\text{C}$ » la valeur obtenue est acceptable.

4.2.6 Les paramètres de performances

<i>performance</i>	<i>Valeur</i>
Poussée primaire (N)	1834.703
Poussée secondaire (N)	9391.063
Poussée totale (N)	11225.766
Poussée primaire / Poussée totale (%)	16.34
Poussée secondaire / Poussée totale (%)	83.66
Consommation spécifique (Kg/N.s)	$3.6 \cdot 10^{-5}$
Rendement global (%)	16.60

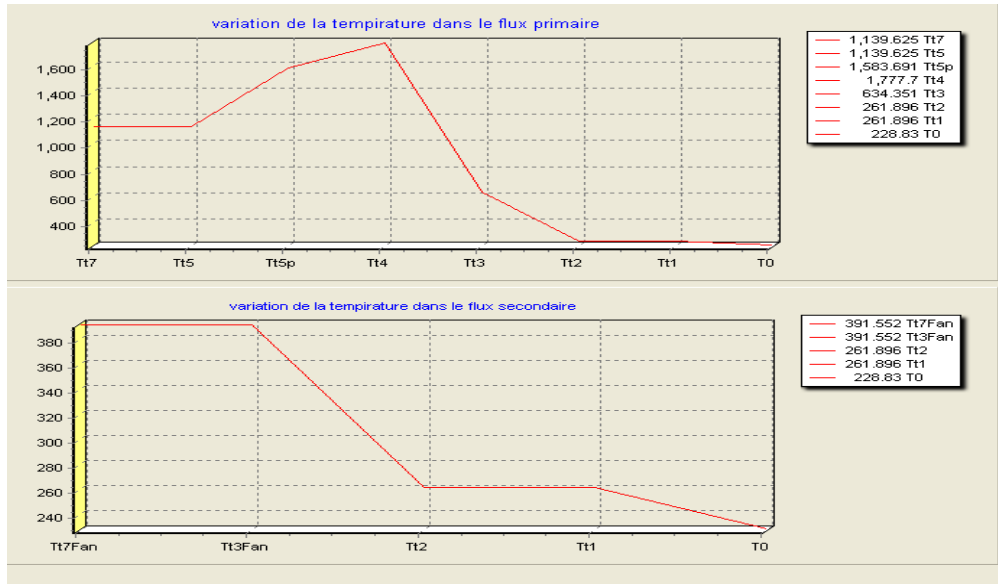
A. Performances du turboréacteur:

Les résultats acquis pour le calcul des performances du turboréacteur doivent être comparé avec les normes de sécurité pour certifier le turboréacteur.

- La température des gaz d'échappement est de l'ordre de 800K. Elle est inférieure à la température maximale imposé par le constructeur « $T_{\max} = 920^{\circ}\text{C}$ »
- La vitesse de rotation N_2 est inférieure à la vitesse maximale « $N_{2\max} = 15183$ tr/min ». Elle est de l'ordre 11000 tr/min.
- La consommation spécifique de combustible est égale à $3.6 \cdot 10^{-5}$ Kg / N.s

Il est constaté que l'évolution de la température ainsi que celle de la pression totale du fluide, lors des différentes phases de fonctionnement du turboréacteur se joint avec l'enchaînement des composants du turboréacteur. Tel que :

- La pression totale la température totale au niveau de l'attelage haute pression sont plus importantes avec celui de l'attelage basse pression.
- La pression totale est maximale à la sortie du compresseur haute pression.
- La température est maximale au niveau de la chambre de combustion.
- Evolution de la température:



Graph 4.7 : Variation de la température dans le flux primaire et le flux secondaire.

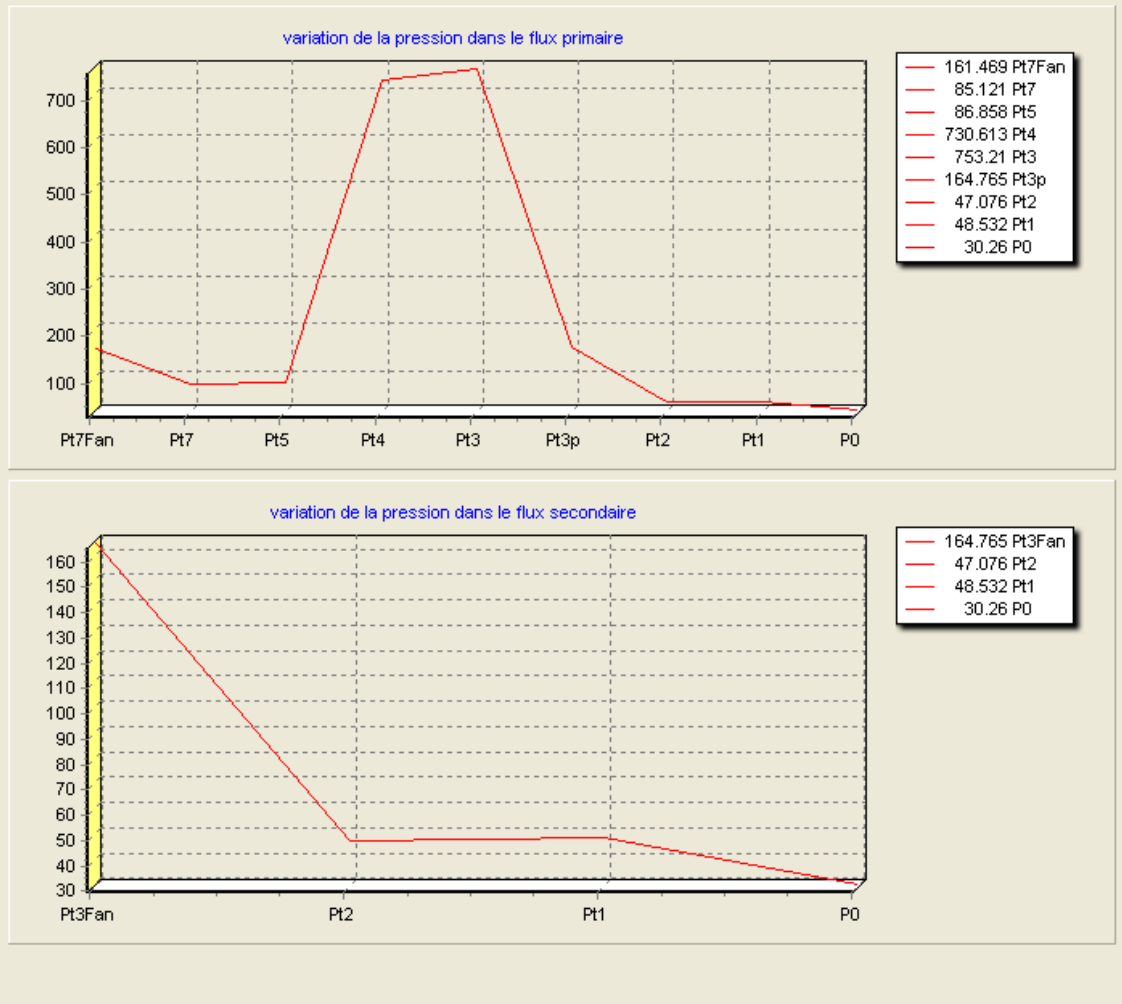
La vitesse du vol de l'avion influe sur la température totale à l'entrée du diffuseur. Cela se traduit par une différence de température entre l'entrée du diffuseur et la température ambiante.

Le rapport de température au niveau du diffuseur étant égal à 1, la température totale à la sortie du diffuseur reste constant.

4.2.7 Evolution de la température et de la pression du flux primaire et du flux secondaire

➤ Evolution de la pression:

Le graphe (4.8) montre la variation de la pression totale (pour le flux primaire et le flux secondaire) lors des différentes phases de fonctionnement du turboréacteur



Graph 4.8 : Variation de la pression dans le flux primaire et le flux secondaire.

La pression à l'entrée du diffuseur est différente de celle de la pression ambiante. Cela est dû à la vitesse de l'avion qui génère cette différence de pression. A la sortie du diffuseur, la pression totale reste presque constante puisque le rapport de pression du diffuseur est proche de 1.

La pression totale à la sortie du fan est de 3.5 fois plus grande que celle à l'entrée. Cette valeur est la même que la pression à la sortie du compresseur basse pression puisque ils ont le même rapport de pression.

➤ Pour le flux primaire:

A la sortie du compresseur, la pression totale atteint une valeur maximale. Elle est 16 fois plus grande que celle à l'entrée. Cela représente le rapport de pression du compresseur.

Dans la chambre de combustion, la pression totale diminue légèrement et cela à cause des déperditions. Ces dernières sont dues à la pénétration d'une partie de flux secondaire dans la chambre de combustion.

La diminution de la pression totale est importante au niveau de la turbine, puisque il y a détente.

A la sortie de la tuyère primaire, la pression totale diminue à cause de la forme du convergent de la tuyère. La pression totale à la sortie de la tuyère primaire est supérieure à la pression ambiante.

➤ Pour le flux secondaire:

La variation de pression est moins importante que celle du flux primaire. Une variation de pression est constatée au niveau du diffuseur, ainsi qu'au niveau du fan.

Le flux d'air secondaire à la sortie du fan se détend dans la tuyère secondaire et sort à une pression inférieure à celle de l'entrée.

4.3 Turbojet On design

4.3.1 Résultats et Interprétation

Afin de valider le modèle établi de cette étude, une application a été faite pour un turboréacteur à mono corps. Ce dernier équipera un avion qui volera avec un Mach de 2 sous les conditions suivantes :

La valeur de température ambiante en (K) ' $T_0=233.3$ '

La valeur de enthalpie en (j/kg) ' $h=4.5357E7$ '

La valeur de gamma compresseur ' $\gamma_{ac}=1.4$ '

La valeur du gamma du turbine ' $\gamma_{at}=1.35$ '

La valeur de la chaleur spécifique du compresseur ' $C_{pc}=996.5$ '

La valeur de la chaleur spécifique de la turbine ' $C_{pt}=1098.2$ '

La valeur du rapport de pression du Fan ' $P_{id}= 0.9425$ '

La valeur du rapport de pression du Burner ' $P_{ib}= 0.98$ '

La valeur du rapport de pression du nozzle ' $P_{in}=0.98$ '

La valeur du rendement mécanique ' $rendm=0.99$ '

La valeur du rendement Burner ' $rendb=0.97$ '

La valeur du rendement poly tropique du compresseur ' $ec=0.92$ '

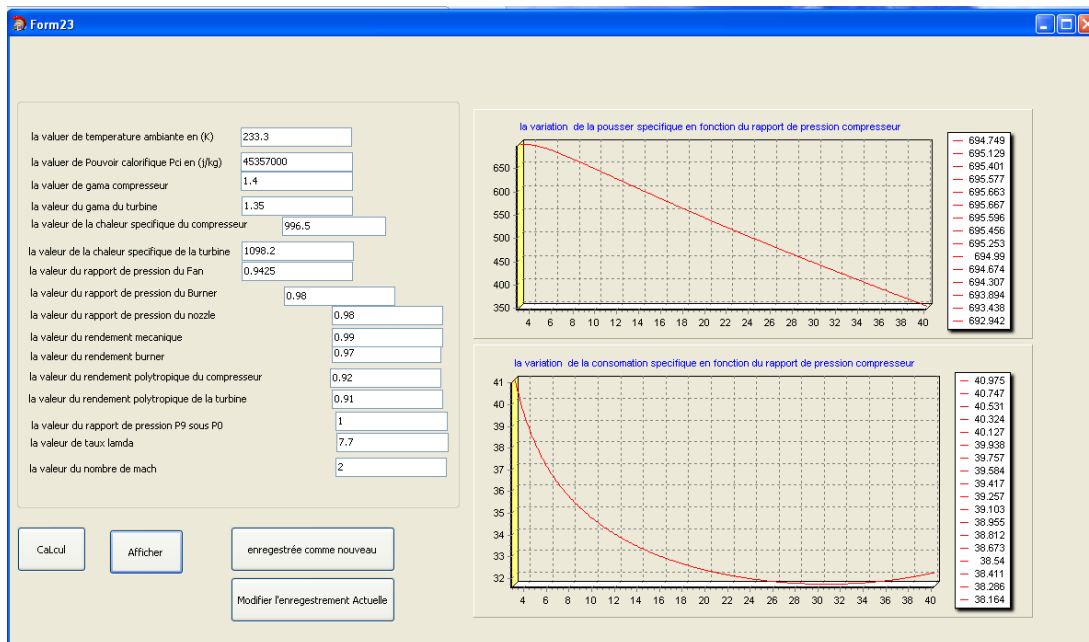
La valeur du rendement poly tropique de la turbine ' $et=0.91$ '

La valeur du rapport de pression P9 sous P0 ' $P_{9sP0}=1$ '

La valeur de tauxlamda ' $tauxlamda=7.7$ '

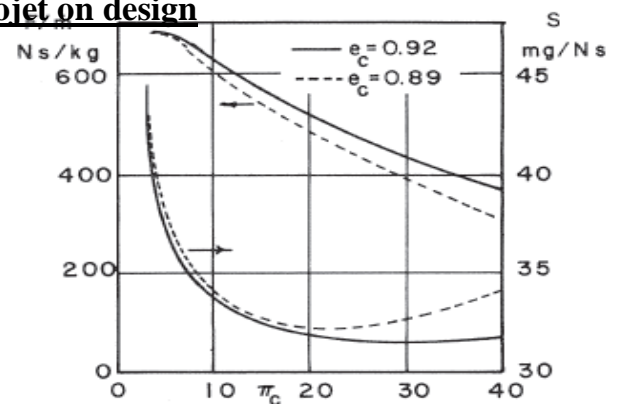
La valeur du rapport de pression du compresseur ' $P_{ic}=10$ '

La valeur du nombre de mach ' $M0=2$ '



4.9 Les résultant de turbojet on design

Les résultants indique que la performance de Turbojet avec les pertes sont similaire aux turbojet idéal mais dans le cas idéal la consommation continue A diminué si le rapport de pression compresseur Continue à argumenter.



4.10 Les résultant pour la comparaison on design

4.4 Turbojet Off design

4.4.1 Résultats et Interprétation

Afin de valider le modèle établi de cette étude, une application a été faite pour un turbo réacteur à mono corps. Ce dernier équipera un avion qui volera avec un Mach de 2 sous les conditions suivantes :

La valeur de gamma compresseur 'gamac=1.4'

La valeur du gamma du turbine 'gamat=1.35'

La valeur du rapport de pression P9 sous P0 de référence 'P9sP0r=0.162'

La valeur du rapport de température T0 sous T0 de référence 'T0sT0r=0.759'

La valeur du rendement mécanique 'rendm=1'

La valeur du rendement compresseur 'rendc=0.88'

La valeur du rendement turbine 'rendt=0.9'

La valeur du rapport de pression compresseur de référence 'P1cr=9'

La valeur du rapport de diffuseur de référence 'Pidr=1'

La valeur de taux lamda de référence 'tauxlamda=7'

La valeur du nombre de mach de référence 'M0=2'

La valeur du nombre de mach' 'M0=3'

La valeur du rapport de diffuseur 'Pid=0.97'

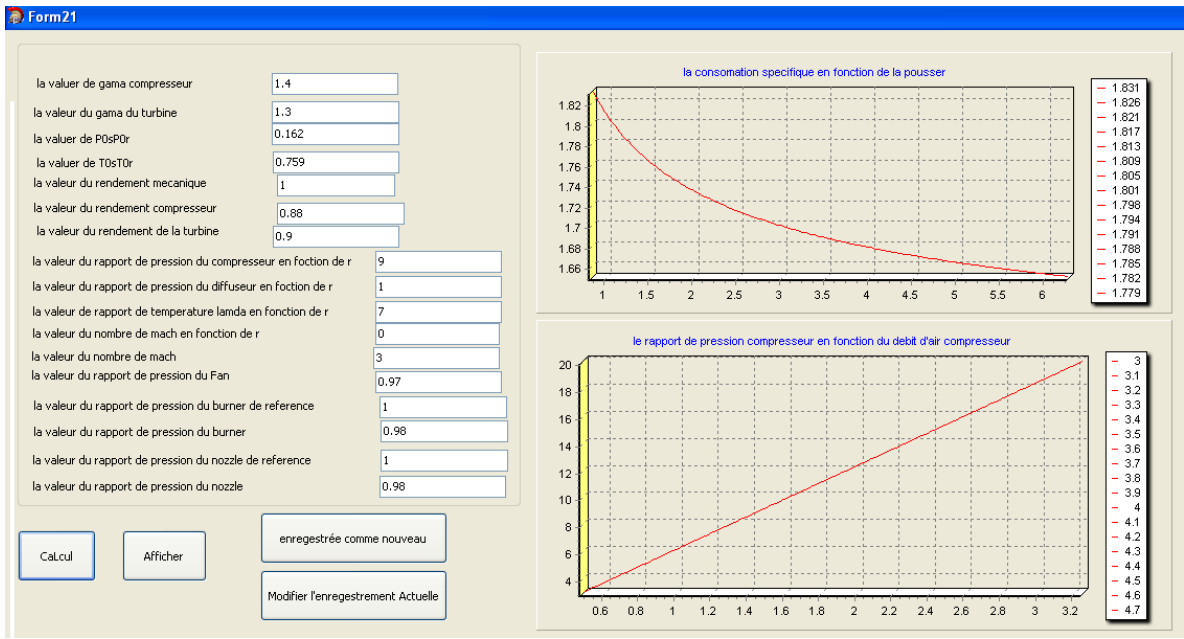
La valeur de taux lamda 'tauxlamda=7.7'

La valeur du rapport de pression du Burner de référence 'Pib= 1'

La valeur du rapport de pression du Burner 'Pib= 0.98'

La valeur du rapport de pression du nozzle de référence 'Pinr=1'

La valeur du rapport de pression du nozzle 'Pin=0.99'



4.11 Les résultants de turbojet off design

Il est évident que la consommation spécifique diminué avec un diminution de la pousser.

Mais après elle argument. Elle est notée que c'est le rendement de propulsion qui à cause la réduction de la consommation spécifique.

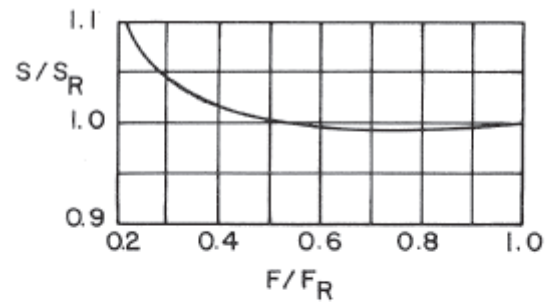
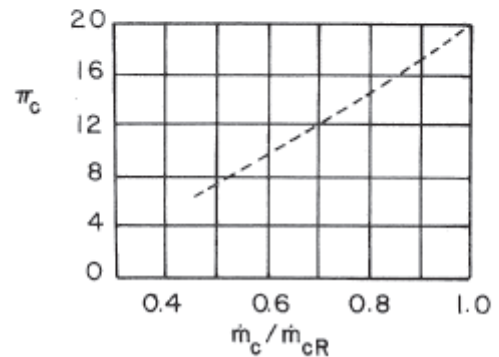


Fig. 8.3 S/S_R vs F/F_R for a fixed-area turbojet.



4.12 Les résultant pour la comparaison off design

CONCLUSION:

Le présent travail a pour premier objectif de déterminer sur la base d'une simulation, les performances du moteur, en cycle de fonctionnement réel et en hors adaptation. Un modèle mathématique est basé sur la base de plusieurs hypothèses choisies.

Le second objectif, est de mettre à la pointe des études un outil pédagogique accompagnant les étudiants lors de l'étude d'un turboréacteur à double flux et à double corps. Une interface graphique est réalisée. L'utilisation de cette dernière est simple et ne demande pas aux utilisateurs une grande connaissance de l'outil informatique. L'exécution demande juste une plateforme au système d'exploitation.

La simulation numérique donne une variation de la température totale et la pression des fluides, des rendements, la consommation spécifique et la poussée spécifique, lors des différentes phases de fonctionnement des moteurs propulsifs. Les résultats obtenus dans cette étude restent relatifs aux hypothèses posées.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES:

- [1] J-C. Thevenin," moteur des avions a réaction, description simplifiée, principe de fonctionnement, principales caractéristiques", 3^{ème} édition, Juin 2004.
- [2] R. Gicquel," Système énergétique", tome2, Presses de l'Ecole des Mines de Paris 2005.
- [3] GE Aircraft Engines," Line & base maintenance CFM56-7B", level 3, Cincinnati, Ohio, USA January 2000.
- [4] G. Lehmann et P. Leourry," technologie des turboréacteurs", ENAC, Toulouse, 1989.
- [5] G. Lehmann et P. Leourry,"Le turboréacteur théorie",2^{ème} édition, ENAC, Toulouse, 1984.
- [6] Fonctionnement hors adaptation des turbomachines (Victor Bensimhon).
- [7] Le Turbopropulseur (P LEPOURRY). Edition 1990.
- [8] Elements of Propulsion - Gas Turbines and Rockets
- [9] G. Lehmann et P. Leourry,"Le turboréacteur théorie",2^{ème} édition, ENAC, Toulouse, 1984.

Thèses

- [10] Logiciel de calcul des performances d'un turbopropulseur en hors adaptation (promotion 2003)
- [11] Etude du fonctionnement hors adaptation de la partie propulsive des turbopropulseurs ; application au moteur GLSK (Promotion 2002)

CORRESPONDANCE UNITES US - SYSTEME METRIQUE :

Grandeur	APPELLATION		CORRESPONDANCE
Masse	(pound) <u>ou</u> livre	Lb	<p>1 Lb=0 ,45359237 kg (KILOGRAMME)</p> <p>=453,592 g (Gramme)</p> <p>1 kg=1000 g</p> <p>1 tonne=1000 kg</p> <p>1 Quintal (q)=100 kg</p>
Temps	seconde	s	<p>1 mn = 60 s</p> <p>1 h (heure) =60 mn (minute) =3600 s (seconde)</p> <p>1 j (jour)= 24 h = 1440 mn= 86400 s</p>
Longueur	(inche)(") <u>ou</u> pouce	in	<p>1 in=25,4.10⁻³ m (mètre)=25,4 mm (millimètre)</p> <p>=2,45 cm=0,0833 ft</p> <p>1 m=10 dm=10² cm=10³ mm=39,4 in=3,28 ft</p> <p>1 km=10³ m=0,621 mile</p>
	(foot)(') <u>ou</u> pied	ft	<p>1 ft=12 in=0,3048 m ≈ 0,305 m</p> <p>1 m=3,28 ft</p> <p>1 ft.pound (ft.Lb) = 1,36 j</p>
	(nautical mile) <u>ou</u> mille marin	NM	<p>1 NM=1852 m (mètre)</p> <p>1mile (mile)=5280 ft=1,61 km</p>
Surface	mètre carre	m ²	<p>1 m² =10⁴ cm² =10⁶ mm²</p> <p>1 square inch(sq .in) = 645,16 mm²</p>

			1 square foot(sq.ft) \approx 0,0929 m ²
Volume	mètre cube	m ³	1 m ³ = 10 ⁶ cm ³ = 10 ⁹ mm ³ 1 m ³ = 1000 L (litre) 1 L = 10 dl = 100 cl = 1000 ml 1 cubic inch(cu.in) \approx 16,39 cm ³
Vitesse	foot/sec <u>ou:</u> kt(noeud)	ft/s kt	1 ft/sec = 0,3048 m/sec 1 kt = 0,514 m/s = 1,852 km/h 1 m/s (mètre/seconde) = 200 ft/min \approx 2 kt
	RPM (rotation minute)	par RPM	1 RPM = 1 tr/min = $2\pi/60$ rad/s 1 tr/s = $2\pi/3600$ rad/s 1 ft/min (pied/minute) = 0,005 m/s = 0,0097 kt 1 m/s = 3,28 ft/s = 196,8 ft/min = 2,24 mi/h = 3,60 km/h = 1,943 kt
Force	Livre force	Lbf	1 Lbf = 4,448 N (Newtons) \approx 4,45 kg.m / s ² 1 N = 10 ⁵ dyne (dyn) 1 (pound force)Lbf = 32,1740 pdL 1 (poundal)pdL = 1 Lb ft/s ²
	Travail, énergie, couple	inche. livre .force	in. Lbf
			1 HP = 550 Lb ft/sec

Puissance	Horse power	HP <u>Où :</u> SHP <u>Où :</u> BHP	1 HP= 0,745 Kw(Kilot watts)=745,7w 1 HP= 1,014 CV 1kw=10³ w 1watt=1j/s=0,738 ft.Lb/s 1 Ch (cheval vapeur)=736 W (watts)=736 J /s 1 CV=745,7W=1,013 Ch 1 Btu/h=0,293 W 1 HP(550ft Lb/s)=0,745 kw
Pression	Pound .square.inche	PSI	1 PSI=6894 Pascal=69 Hpa (100psi ≈ 7bars) 1 kgf=9,81 N 1 atm=1,01325 bar 1 bar=10⁵ pa 1 torr=1 /760 atm=1 mm Hg 1 Lbf/in² ≈ 6,895 KN/m²
Température	(Fahrenheit degree) <u>OU</u> Degré Fahrenheit	°F	1°F=(C.9/5)+32 1°C =(1°F-32).9/5
	Rankine degree	°R	°R=°F+460 °R=0 ,555°K
	Kelvin degree	°K	°K=°C+273 1°K=1,8 °R

Contenance	(US gallon) OU Américain	gallon US gal	1 US gal \approx 3,785 litres 1 US gal = 0,831 gal 1 gallon(gal) \approx 4,546 L
consommation spécifique			
	Kg/(N.s)		1 Lbm / (Lbf.hr) = 28,325 mg / (N.s)
poussée spécifique			
	N/ (kg/s)		1 Lbf / (Lbm/s) = 9,80 N / (kg/s)
débit			
	Kg/s		1 Lb/h = $1,25998 \cdot 10^{-4}$ kg/s
Densité			
	Kg/m ³		1 Lb/ft ³ \approx 16,02 kg/m ³
Torque			
	N.m		1 ft Lbf \approx 1,356 N.m