

*République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique*



Université Abderrahmane Mira de Béjaïa
Faculté de Technologie
Département de Génie Mécanique

Mémoire de fin d'études

*En vue de l'obtention du diplôme de master en
Génie mécanique*

Option : Energétique
Thème :

***Etude comparative d'un turbopropulseur et d'un
turboréacteur***
Air Algérie

Dar El Baida Alger

Réalisé par :

- **BOURAI Djamel**
- **MEKHOLOUFI Amirouche**

Présenter devant le jury :

Mr SADAOUI. D	Président
Mr HMTACHE.B	Examineur
Mr HAMOUCHE.A	Examineur
Mr DJERRADA.A	Rapporteur

**Promotion
2011/2012**

Remerciements

Tout d'abord on remercie DIEU tout puissant de nous avoir donné le courage de faire ce modeste travail.

Ensuite, on tient à remercier vivement notre encadreur Mr A.DJERRADA pour nous avoir parfaitement guidés tout le long de la réalisation de ce travail.

Nous adressons aussi nos remerciements les plus sincères à Mr D. SADAoui pour l'honneur qui il nous a fait de présider ce jury.

On remercie également Mr B. HAMTACHE et Mr A.HAMOUCHE d'avoir accepté de faire partie du jury et d'examiner notre travail.

On remercie chaleureusement aussi nos deux Coencadreurs Mr T.AZZI et Mr M.AMROUCHE pour leurs encouragements et conseils ainsi à tout les mécaniciens et techniciens de la DIRECTION TECHNIQUE d'AIR ALGERIE surtout la division H400 pour leurs renseignements et information diverses, ainsi que toutes les facilités qu'ils nous ont prodigués pour accéder à l'information en domaine d'aéronautique.

On remercie aussi tout le corps enseignants du département Génie Mécanique pour leurs contributions à notre formation.

Nos remerciements s'adressent aussi à toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce travail tout particulièrement à SAHI ADEL.

On remercie chaleureusement nos familles et nos amis.

Par Amirouche et Djamel.

édicaces

Je dédie ce travail ...

À...

*Mes très chers parents qui ont toujours été la
pour moi et qui m'ont donné un magnifique modèle
de labeur et de persévérance. J'espère qu'ils trouveront dans ce
travail toute ma reconnaissance
et tout mon amour.*

*Mes chers frères et ma adorable sœur
Mahrez, Yacine et Fatima.*

*Toute ma famille, ainsi A mon binôme
Tous mes amis (es), et tout particulièrement à
A.Lamine, O.Zakari, A.Fawzi, C.Adel, C.Fares, T.Meryem.
Et a la mémoire de mon meilleur ami (H.Rida), que dieu l'accueille
dans son paradis*

*Une personne exceptionnelle
N.Dyhia*

Bourai Djamel

Je dédie ce modeste travail

A mes très chers parents

A mes sœurs et frères.

A Toute ma famille.

A mon binôme ainsi qu'à toute sa famille.

A tous mes amis (es).

A toute la promotion Génie mécanique 2012.

M. Amirouche

Nomenclature :

Symboles	Définitions	Unités (SI)
a	Vitesse du son	(m/s)
C_p	Chaleur spécifique à pression constante	(J/kg.K)
C_{p_a}	Chaleur spécifique de l'air à pression constante	(J/kg.K)
C_{SPE}	Consommation spécifique	(kg/s)/N
C_V	Chaleur massique à volume constant	(J/kg.K)
D	Débit réduit	(kg/s)
e_{cbp}	Rendement polytropique du compresseur basse pression	
e_{chp}	Rendement polytropique du compresseur haute pression	
e_{tbp}	Rendement polytropique de la turbine basse pression	
e_{thp}	Rendement polytropique de la turbine haute pression	
E_C	Énergie cinétique	(J)
E_P	Énergie potentielle	(J)
f	Dosage	
F	Force	(N)
h	Enthalpie massique	(J/kg)
H	Altitude	(m)
\dot{m}, d_0	Débit massique	(kg/s)
M, M_0	Nombre de Mach	
MFP	Paramètre de débit massique	
P	Pression statique	(Pa)
P_{ci}, h_{pr}, P_c	Pouvoir calorifique inférieur du carburant	(J/kg)
P_t	Pression totale	(Pa)
P_e	Puissance déjection	(W)
P_{eq}	Puissance équivalente	W/(kg/s)
P_{SPE}	Puissance spécifique	W/(kg/s)
Q	Quantité de chaleur	(J)
r	Constante massique du gaz	(J/kg.K)
S	Surface	(m ²)

T	Poussée	(N)
T_{MAX}	Température maximale à la sortie de la chambre de combustion	(K)
T_{SPE}	Poussée spécifique	N/(kg/s)
T_{SPEn}	Poussée spécifique de la tuyère	N/(kg/s)
$T_{SPEprop}$	Poussée spécifique de l'hélice	N/(kg/s)
T_t	Température totale	(K)
U_n	Vitesse périphérique	(m/s)
v	Volume	(m ³)
V	Vitesse	(m/s)
W	Travail	(J)
Δh	Chute d'enthalpie massique entre la turbine libre et la tuyère	(J/kg)
η_b	Rendement de la chambre de combustion	
η_{gl}	Rendement global	
η_{ml}	Rendement mécanique	
η_P	Rendement de propulsion	
η_{prop}	Rendement hélice	
η_r	Rendement de l'entrée d'air	
η_t	Rendement de la turbine	
η_{th}	Rendement thermique	
η_{tp}	Rendement turbine de puissance	
α	La fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre	
μ	Coefficient manométrique	
ρ	Masse volumique	(kg/m ³)
τ	Rapport de température	
π	Rapport de pression	
γ	Exposant isentropique	

SIGNIFICATION DES INDICES :

Pour le turbopropulseur :

0	Infini amont.
1	Entrée d'air.
2	Entrée compresseur basse pression.
2,5	Sortie compresseur basse pression et entrée compresseur haute pression.
3	Sortie compresseur haute pression et entrée chambre de combustion.
4	Sortie chambre de combustion et entrée turbine haute pression.
4,5	Sortie turbine haute pression et entrée turbine basse pression.
5	Sortie turbine basse pression et entrée turbine de puissance (libre).
6	Sortie turbine de puissance et entrée tuyère.
10	Sortie tuyère.

Pour le turboréacteur :

0	Infini amont (entrée d'air).
2	Entrée compresseur.
3	Sortie compresseur et entrée chambre de combustion.
4	Sortie chambre de combustion et entrée turbine.
5	Sortie turbine et entrée tuyère.
9	Sortie tuyère

r	Entrée d'air.
cbp	Compresseur basse pression.
chp	Compresseur haute pression.
d	Diffuseur.
b	Burner (chambre de combustion).
thp	Turbine haute pression.
tbp	Turbine basse pression.
tp	Turbine de puissance (libre).
n	Nozzle (tuyère).
g	Réducteur de vitesse.
prop	Propeller(hélice).
()_r	Au point fixe.

ABREVIATIONS :

AGB	boite d'accessoires.
HP	haute pression.
BP	basse pression.
RGB	réducteur de vitesse.
GTP	groupe turbopropulseur.
GTR	groupe turboréacteur.
AC	courant alternatif.
PVM	module valve helices.
NP	vitesse hélice

Air Algérie

Historique :

C'est en 1963 que la compagnie générale des transports aériens (air Algérie) devient compagnie nationale dans laquelle l'état algérien détient 50% du capital.

En 1970, le rachat de l'état des détenues des sociétés étrangères a permis le contrôle de la compagnie avec 83% des actions.

Mais ce n'est qu'en 1974, que le rachat total du capital a été réalisé.

Missions d'Air Algérie :

La mission principale de l'entreprise de transport et de travail aérien est le transport des passagers, bagages, fret et courriers dans les conditions optimales de confort, de sécurité et de régularité.

Les principales missions d'Air Algérie sont:

- L'exploitation des lignes aériennes internationales dans le cadre des conventions et accords internationaux.
- L'exploitation des lignes aériennes intérieures, et internationales, en vue de garantir le transport public régulier et non régulier des personnes, des bagages, de fret et de courriers.
- La vente et l'émission de titres de transport pour son compte ou pour le compte d'autres entreprises de transport.
- L'achat et la location d'aéronefs.

Le transit, les commissions, les consignations, la présentation, l'assistance commerciale, et toutes prestations en rapport avec son sujet.

- L'avitaillement des avions dans des conditions fixées par le ministère du transport, l'entretien, la réparation, la révision et toute autre opération de maintenance des aéronefs et équipements pour son compte et le compte des tiers.
- La gestion et le développement des installations destinées aux publics, et aux opérations de fret.
- L'exploitation et la gestion des installations en vue de promouvoir les prestations commerciales au niveau des aéroports.
- L'obtention de toutes les licences sur vol, et d'autorisation des états étrangers.

Objectifs d'Air Algérie :

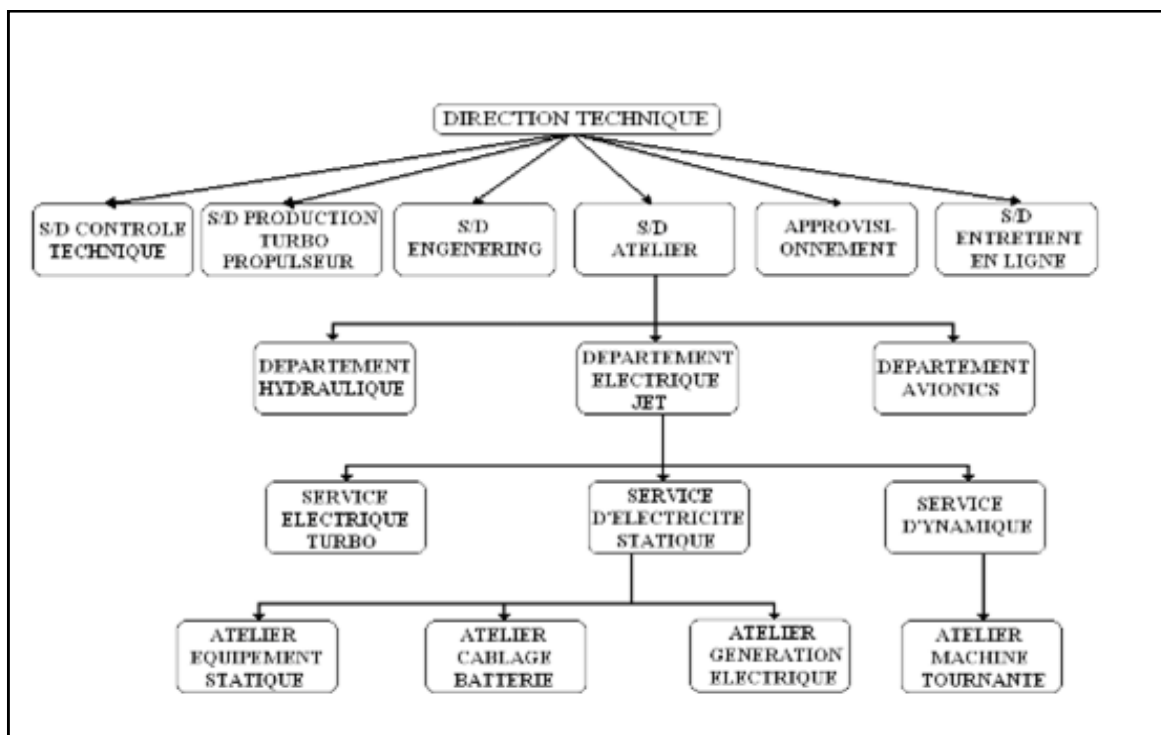
Les objectifs de la compagnie sont connus selon les principaux points suivants :

- Favoriser la mobilité sociale à travers le territoire national en mettant l'avion à la portée de tout le monde.
- Satisfaire de manière ponctuelle et régulière la demande de la clientèle.
- Fidéliser la clientèle et améliorer la qualité de service (confort, sécurité, hygiène).
- Améliorer l'image de la compagnie.
- Augmenter les parts de marché.
- Contribuer à l'équilibre régional.
- Satisfaire aux besoins d'une coopération internationale multiformes.

FLOTTE D'AIR ALGERIE

En juillet 2011, le site officiel indique 42 avions en activité, dont un cargo, le tout d'un âge moyen de 5 ans le détail étant :

- | | |
|-------------------|------------|
| • Airbus A330-200 | 5 avions. |
| • Boeing 737-600 | 5 avions. |
| • Boeing 737-800 | 17 avions. |
| • Boeing 767-300 | 3 avions. |
| • ATR 72-500 | 12 avions. |



Organigramme de la direction technique.

SOMMAIRE :

INTRODUCTION GENERALE :..... 1

1 GENERALITE S SUR LES MOTEURS DE PROPULSION : 3

1.1	GENERALITE SUR LES MOTEURS :	3
1.1.1	Introduction :	3
1.1.2	Différents types de moteurs thermiques à combustion interne.	3
1.1.3	Définition	3
1.1.4	Différents types de propulseurs :	3
1.1.5	Propulseurs fournissant directement une force :	3
1.1.6	Moteurs fournissant l'énergie à un organe propulsif (l'hélice) :	4
1.2	RAPPEL THERMODYNAMIQUE :	4
1.2.1	Principe de conservation de la masse :	5
1.2.2	Théorème de la quantité de mouvement :	5
1.2.3	Equation d'énergie :	6
1.2.4	Théorème d'Hugoniot :	7
1.2.5	Les rendements :	8
1.2.6	Le paramètre du débit (MFP) :	10

2 LE TURBOPROPULSEUR 11

2.1	INTRODUCTION :	11
2.2	ETUDE DESCRIPTIVE ET ENERGETIQUE DU TURBOPROPULSEUR PW127F :	11
2.3	CARACTERISTIQUES DU TURBOPROPULSEUR PW127F :	12
2.4	LE MODULE MOTEUR :	14
2.5	LA SECTION ENTREE D'AIR :	15
2.5.1	Fonctionnement de la section entrée d'air :	16
2.5.2	Etude énergétique Section entrée d'air :	18
2.6	LA SECTION COMPRESSEUR :	20
2.6.1	Etude énergétique Section compresseur :	21
2.7	LA SECTION CHAMBRE DE COMBUSTION :	23
2.7.1	Fonctionnement de la chambre de combustion :	24
2.7.2	Etude énergétique Section chambre de combustion :	25
2.8	LA SECTION TURBINE :	28
2.8.1	Fonctionnement de la section turbine :	28

2.8.2	Etude énergétique Section turbine :	30
2.8.3	Etude théorique de la pression et de la température statique :	30
2.9	LA SECTION ECHAPPEMENT :	33
2.9.1	Fonctionnement du canal d'éjection :	33
2.10	LE MODULE REDUCTEUR DE VITESSE (RGB) :	34
2.10.1	Description du module de vitesse (RGB) :	34
2.10.2	Limitation réducteur :	36
2.10.3	Etude énergétique Section tuyère :	37
2.11	LE MODULE HELICE :	39
2.11.1	Description et fonctionnement de l'hélice :	39
2.11.2	Régulateur et frein hélice :	41
3	LE TURBOREACTEUR.....	42
3.1	INTRODUCTION :	42
3.2	ETUDE THEORIQUE ET ENERGETIQUE DU TURBOREACTEUR :	42
3.2.1	Section entrée d'air et soufflante :	43
3.2.2	Etude énergétique de la section entrée d'air :	43
3.2.3	La section Compresseur :	45
3.2.4	Chambre de combustion :	47
3.2.5	Etude énergétique de la Chambre de combustion :	47
3.2.6	Turbine et axe de turbine :	48
	Figure. 29 : Evolution du gaz dans la turbine	50
3.2.7	Tuyère :	50
	Le rôle de la tuyère :	50
4	DETERMINATION DES PERFORMANCES ET INTERPRETATION DES RESULTATS:.....	52
4.1	INTRODUCTION.....	52
4.2	FONCTIONNEMENT HORS ADAPTATION :	52
4.3	LES ETAPES DE L'ANALYSE PARAMETRIQUE DU CYCLE MOTEUR :	53
4.4	ETUDE DES PARAMETRES DU TURBOPROPULSEUR AU POINT FIXE ET EN VOL :...	54
4.4.1	Les paramètres adimensionnels au point fixe :	54
4.4.2	Les paramètres adimensionnels en vol (hors adaptation) :	56
4.5	LES PERFORMANCES DU MOTEUR :	60
4.5.1	Au point fixe :	61

4.5.2	En hors adaptation :	62
4.6	ETUDE DES PARAMETRES DU TURBOREACTEUR AU POINT FIXE ET EN VOL :	63
4.6.1	Les paramètres adimensionnels au point fixe :	63
4.6.2	Les paramètres adimensionnels en vol (hors adaptation) :	64
4.7	INTERPRETATION DES RESULTATS :	67
4.7.1	Résultats au point fixe pour le turbopropulseur :	68
4.7.2	Résultats au vol pour le turbopropulseur :	69
4.7.3	Résultats au point fixe pour le turboréacteur :	76
4.7.4	Résultats Au vol pour le turboréacteur :	79
4.8	CONCLUSION GENERALE :	85

Liste des figures :

Figure. 1 : Le turbopropulseur PW127F.....	12
Figure. 2 : Différents modules du turbopropulseur PW127F.	14
Figure. 3 : Les différentes sections de la turbomachine.	15
Figure. 4 : Section entrée d'air du turbopropulseur PW127F.....	16
Figure. 5 : Evolution de l'efficacité de l'entrée d'air en fonction du nombre de Mach.	17
Figure. 6 : Evolution thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.	19
Figure. 7 : Description du compresseur centrifuge.....	21
Figure. 8 : Evolution thermodynamique au niveau du compresseur.	23
Figure. 9 : Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.....	24
Figure. 10 : La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.	25
Figure. 11 : Evolution thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.....	27
Figure. 12 : La section turbine du turbopropulseur PW127F.	29
Figure. 13 : L'étage de la turbine libre (turbine de puissance).	29
Figure. 14 : Evolution thermodynamique au niveau de la turbine.	33
Figure. 15 : Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F.	34
Figure. 16 : Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F.....	34
Figure. 17 : Le module réducteur de vitesse (RGB).	36
Figure. 18 : Répartition de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère.....	39
Figure. 19 : Le module hélice du turbopropulseur PW127F.	41
Figure. 20 : Vue d'un Turboréacteur	42
Figure. 21 : Schéma en coupe d'un turboréacteur.....	43
Figure. 22 : Entrée d'air et soufflante.....	43
Figure. 23 : Evolution de l'air dans l'entrée d'air.....	45
Figure. 24 : Compresseur axial	45
Figure. 25 : Evolution de l'air dans le compresseur	46
Figure. 26 : Chambres de combustion	47
Figure. 27 : Evolution des gaz dans la chambre de combustion.....	47
Figure. 28 : Turbine et axe de turbine.....	49
Figure. 29 : Evolution du gaz dans la turbine	50
Figure. 30 : Vue de Tuyères	50
Figure. 31 : turbopropulseur à turbin libre.....	54
Figure. 32 : Turboréacteur simple flux, représentation des différentes stations.....	63

Figure. 33 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du taux de compression.....	68
Figure. 34 : Evolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes températures de combustion.	69
Figure. 35 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach.	70
Figure. 36 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach à différentes températures de combustion.	71
Figure. 37 : Evolution du rendement thermique, en fonction du nombre de Mach.....	72
Figure. 38 : Evolution du rendement propulsif, en fonction du nombre de Mach.	73
Figure. 39 : Evolution du rendement global, en fonction du nombre de Mach.....	74
Figure. 40 : Evolution de consommation spécifique, en fonction du nombre de Mach.	75
Figure. 41 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du taux de compression .	76
Figure. 42 : Evolution des rendements propulsif, thermique et global en fonction du taux de compression.....	77
Figure. 43 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression.	78
Figure. 44 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach.	79
Figure. 45 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach à différentes températures de combustion.	80
Figure. 46 : Evolution de rendement thermique, en fonction du nombre de Mach.	81
Figure. 47 : Evolution de rendement propulsif, en fonction du nombre de Mach.....	82
Figure. 48 : Evolution de rendement global, en fonction du nombre de Mach.	83
Figure. 49 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du nombre de Mach.	84

Introduction Générale :

A la fin des années 70, le secteur des avions régionaux d'une capacité de 40 à 120 places intéressait particulièrement les constructeurs. Ce créneau était alors en expansion, surtout aux Etats-Unis. Les appareils qui existaient, à ce moment là, étaient soit dépassés, soit inadaptés.

Au début de la décennie 80, la demande mondiale s'orientait nettement en faveur d'avions moyens courrier et de moyenne contenance. Traduit en termes techniques, la demande consistait dans la conception d'un avion répondant aux spécifications suivantes : Appareil régional de 64 à 74 places, Flexibilité opérationnelle dans les environnements graves, consommations de carburant réduites, entretien à moindre coût, et confort agréable pour les passagers.

A l'image de ce qui se faisait déjà pour l'Airbus, Aérospatiale, Aéritalia et Alenia envisagèrent rapidement une coopération. Une annonce officielle, dans ce sens, émanant d'Aérospatiale le confirma, le 11 juillet 1980.

Les trois sociétés européennes décidèrent, alors, de s'associer pour la conception et la réalisation d'un avion de transport régional susceptible de répondre à la tendance mondiale du marché des transports aériens.

L'accord d'association sur le projet fut conclu, le 4 novembre 1980. Il avait pour objectif de mettre l'avion en service commercial, dès 1985. Cet accord donnera naissance à un consortium franco-italien. [1]

Le thème du présent mémoire de fin d'études porte sur « l'étude comparative d'un turbopropulseur et d'un turboréacteur ». Le choix de ce thème a été motivé par deux raisons principales.

La première raison est que parmi tous les aéronefs qui volent actuellement dans le monde, et qui comporte la flotte d'air Algérie, les avions équipées de ce genre de moteurs, développent de grandes performances en vol. Aussi, nous a-t-il paru intéressant de mieux cerner ses performances, telles qu'elles se manifestent dans des conditions réelles de vol, y compris dans des conditions graves ou perturbées.

La seconde raison tient à l'intérêt de connaître le fonctionnement du turbopropulseur et le turboréacteur, en hors adaptation, et de comparer les résultats avec le comportement, dans des conditions réelles de vol.

Dans son sens large, l'expression « Hors adaptation » désigne non seulement le comportement d'un moteur à des modifications d'ambiance (température, pression, nombre de Mach).

L'objectif est de faire un programme de calcul du fonctionnement, en hors adaptation et en point fixe, du turbopropulseur et du turboréacteur, prenant exemple le PW 127F qui équipe l'ATR 72-500 pour le turbopropulseur, et le JT 4 A qui équipe le Boeing 707 pour le turboréacteur, afin de déboucher sur une analyse des performances du deux moteur, selon le cycle réel et le cycle en hors adaptation. et ça on connaît auparavant ses données.

A la lumière de ces considérations, le présent mémoire de fin d'étude se propose de traiter le sujet en quatre chapitres distincts.

Ainsi, le chapitre 1 est consacré aux équations générales.

Le chapitre 2 est consacré à l'étude théorique du turbopropulseur à travers la présentation des caractéristiques techniques et fonctionnelles de ce moteur.

Le chapitre 3 est dédié à l'étude du turboréacteur.

Le chapitre 4 est consacré au calcul des différentes performances (poussée spécifique, consommation spécifique, rendements), aussi bien du turbopropulseur que du turboréacteur.

Cette étude a pu être menée grâce à des programmes informatiques que nous avons élaborés sur matlab.

Enfin nous terminerons notre étude par une conclusion générale.

1 Généralités sur les moteurs de propulsion :

1.1 Généralité sur les moteurs :

1.1.1 Introduction :

Un moteur thermique à combustion interne est un organe transformateur d'énergie. Il transforme l'énergie thermique produite par la combustion (Carburant+comburant) en énergie motrice mécanique.

Un moteur est dit à combustion interne si la combustion se fait à l'intérieur Du moteur. On parle de moteur à combustion externe si l'énergie est transportée par un fluide caloporteur à l'extérieur de celle-ci. Cas d'une turbine à vapeur par exemple.

1.1.2 Différents types de moteurs thermiques à combustion interne. [2]

Il existe deux grands types de moteurs à combustion interne :

- **Les moteurs fournissant un couple sur un arbre :**

Moteurs thermiques à combustion interne à pistons alternatifs :

Moteurs à allumage commandé (moteurs à essence), Moteurs Diesel.

Moteurs thermiques à combustion interne à Pistons Rotatifs :

Turbines à gaz.

- **Les moteurs à réaction :**

Turboréacteurs, Statoréacteurs, Pulsoréacteurs, Moteur-fusée.

1.1.3 Définition

Un moteur à réaction est un moteur destiné à la propulsion d'un véhicule et reposant sur la projection d'un gaz à grande vitesse vers l'arrière c'est l'action. Une force de réaction, la poussée, se manifeste alors en sens inverse de l'éjection des gaz. Cette poussée est d'autant plus puissante que la vitesse et la masse des gaz éjectés sont plus grandes. Le principe de base a été formulé par Isaac Newton selon la loi de l'action et de la réaction. [3]

1.1.4 Différents types de propulseurs : [1]

Les propulseurs se classent en deux catégories.

1.1.5 Propulseurs fournissant directement une force :

C'est le cas des : Turboréacteurs, Statoréacteurs, Fusées

La caractéristique principale est la poussée : qui s'exprime en NEWTON.

1.1.6 Moteurs fournissant l'énergie à un organe propulsif (l'hélice) :

C'est le cas des : Motopropulseurs, Turbopropulseurs.

La caractéristique principale est la puissance: qui s'exprime en watt, en kwatt ou en Cv.

1.2 Rappel thermodynamique : [4]

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) :

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

$$\text{D'où : } \theta = \frac{T - 1125}{875}$$

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

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

1.2.1 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'intégrant doit être nul.

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

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 : $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho \cdot \vec{V} = 0$ (1.1)

1.2.2 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 :

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

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

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

Alors :

$$P_1 \cdot A_1 - F - P_2 \cdot A_2 = \dot{m}_2 \cdot V_2 - \dot{m}_1 \cdot V_1 \quad (1.2)$$

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

1.2.3 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.

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.

$$W + Q = \Delta U + \Delta E_c + \Delta E_p \quad (1.3)$$

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 :

$$h = U + \frac{P}{\rho} \quad (1.4)$$

$$\text{D'où : } h + \frac{1}{2} \cdot V^2 + g \cdot Z = h_t = \text{Cte} \quad (1.5)$$

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

$$\text{D'où : } h_t = h + \frac{1}{2} \cdot V^2$$

Pour un gaz parfait : $h = Cp \cdot T$

C_p : Chaleur spécifique à pression constante.

Donc :

$$Cp \cdot T + \frac{1}{2} \cdot V^2 = h_t = Cp \cdot T_t \quad (1.6)$$

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{1}{2 \cdot Cp \cdot T} \cdot V^2 \quad (\text{Température totale}). \quad (1.7)$$

D'après l'équation (1.6), on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$Cp \cdot T_{te} = Cp \cdot T_{ts} \Rightarrow T_{te} = T_{ts} \quad (e : \text{section d'entrée}, \quad s : \text{section de sortie})$$

1.2.4 Théorème d'Hugoniot :

L'équation de conservation de débit de masse 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 :

$$\frac{ds}{s} = (M^2 - 1) \cdot \frac{dV}{V} \quad (1.8)$$

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.

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

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

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

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

$$M = 1 \Rightarrow \frac{dS}{S} = 0$$

1.2.5 Les rendements :

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

- **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.

$$\eta_{th} = \frac{P_u}{P_{ci} \cdot \dot{m}} \quad (1.9)$$

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

- **Rendement propulsif :**

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

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_d} \quad (1.10)$$

- **Rendement thermopropulsif (rendement global):**

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

$$\eta_{th_p} = \eta_{th} \cdot \eta_{pr} \quad (1.11)$$

• **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 :

$$C_p - C_v = r \quad \text{Et} \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v}.$$

$$\text{D'où :} \quad C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$$

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

Dans le cas de l'air :

$$r_{air} = 287 \frac{J}{kg \cdot K}, \gamma_{air} = 1.4 \text{ et } C_{p_{air}} = 1.004 \frac{kJ}{(kg \cdot K)}.$$

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

$$M = \frac{V}{a}. \quad \text{Avec :} \quad a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$$

Remplaçant $C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$ dans la relation (1.6) obtient :

$$\begin{aligned} \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T + \frac{V^2}{2} &= \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t \\ \Rightarrow \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{\gamma \cdot r \cdot T} \cdot \frac{V^2}{2} \right] &= \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t \\ \frac{T_t}{T} &= \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right] \end{aligned} \quad (1.12)$$

Pour une transformation isentropique, on a :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (1.13)$$

En remplaçant dans l'équation (1.12), on aboutit à :

$$\frac{P_t}{P} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1.14)$$

De même, on a la relation : $\frac{P}{\rho^\gamma} = Cte$ (isentropique), en remplaçant dans l'équation (1.14), on trouve :

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1.15)$$

D'après l'équation de continuité et pour écoulement unidimensionnel stationnaire, on a : $\rho \cdot V \cdot A = Cte$

1.2.6 Le paramètre du débit (MFP) :

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

$$MFP = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_t}}{P_t \cdot A} \quad (1.16)$$

D'autre part :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad (1.17)$$

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

Si on remplace V et ρ dans l'équation (1.17):

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P}{r \cdot T} \cdot M \cdot (\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad (1.18)$$

$$\Rightarrow MFP = \frac{M \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (1.19)$$

Conditions atmosphériques : entre 0 et 11000 m (troposphère)

- Température T en fonction de l'altitude H

$$T(H) = T_{sol} - \frac{k-1}{k \cdot r} \cdot g \cdot H \quad (1.20)$$

- Pression P en fonction de l'altitude H

$$P(H) = P_{sol} \cdot \left(1 - \frac{\rho_{sol}}{P_{sol}} \cdot g \cdot H \cdot \left(\frac{k-1}{k} \right) \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1.21)$$

Avec $k=1,235$.

2 Le Turbopropulseur

2.1 Introduction :

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne une hélice. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur, mais son utilisation est limitée par la baisse de rendement de l'hélice au delà de Mach 0.7 et au delà de 8000 mètres d'altitude. C'est le mode de propulsion optimal pour les avions de transport commerciaux sur des distances courtes (une heure de vol, 400 km), quand la durée de vol à haute altitude est trop courte pour qu'un avion à réaction fasse la différence.

Le rendement de propulsion peut dépasser 80% à Mach 0,4. Le rendement de l'hélice décroissant rapidement avec l'altitude, le domaine d'exploitation des turbopropulseurs couvre les avions peu rapides tels que les avions de transport régionaux, les missions militaires telles que la patrouille maritime et les avions cargos militaires devant utiliser des pistes courtes. [5]

2.2 Etude descriptive et énergétique du turbopropulseur PW127F :

L'entreprise Pratt & Whitney Canada (P&WC), dont le siège social est à Longueuil (Québec), est un leader mondial parmi les motoristes qui équipent les avions d'affaires, les appareils de l'aviation générale, les avions de transport régional et les hélicoptères. La société construit des moteurs de technologie évoluée, à des fins d'applications industrielles. P&WC possède des installations et des centres de révision dans le monde entier. Son statut est celui d'une filiale de la société United Technologies Corporation implantée à Hartford. [6]

En tant que principal constructeur de turbopropulseurs dans le monde des transporteurs aériens, P&WC équipe plus de trois quarts des avions régionaux dotés de turbopropulseurs.

Elle compte à son actif plus de 4800 moteurs livrés dans le monde. Les moteurs PW118, PW120, PW124, PW127 et la série PW150 constituent la famille PW100.

La famille des turbopropulseurs PW100 dont fait partie le PW127F, occupe sur le marché des avions de transport régional, une place préférentielle pour ce qui est de l'économie d'exploitation, de la fiabilité et de la longévité. Ils peuvent faire régulièrement des temps de plus de 12000 heures sans dépose.

Au cours de ces quinze dernières années, la série du moteur PW100 est passée de 2000 ch. à plus de 5000 ch. sur l'arbre. Le PW4000 est utilisé sur les grands avions de ligne.

Les avions à turbo propulsion ont une vitesse semblable à celle des avions à réaction avec, en plus, les gains de productivité qui en découlent pour les compagnies aériennes.

L'ATR 72-500, également connu sous le nom de ATR 72-212A, dispose de deux puissants moteurs, le PW127F. Il est doté d'hélices à 6 lames qui améliorent ses performances, notamment par une augmentation de 15% de sa vitesse de montée au décollage.

L'hélice à six lames produit, en traitement acoustique optimisé, une nuisance beaucoup moins forte, grâce aux amortisseurs de vibrations dynamiques. Cet avantage fournit un plus haut niveau de confort aux passagers.

L'ATR 72-500 possède les mêmes moteurs et hélices à six pales, la même conception intérieure et les mêmes techniques d'isolation que l'ATR 42. Tous les deux proposent le même niveau de confort. Avec une capacité standard de 68 sièges, l'ATR 72-500 offre le coût au siège-kilomètre le plus bas dans sa catégorie.

Au regard de notre sujet, nous nous en tiendrons à la motorisation, à travers l'étude du turbopropulseur PW127F.

2.3 Caractéristiques du turbopropulseur PW127F : [6]

Les avions de transport régional équipés du turbopropulseur PW127F (voir figure1), possèdent un certain nombre d'avantages clés. Ils présentent un prix d'achat modique, une faible consommation carburant. Ils peuvent décoller à partir de pistes courtes, même en terre battue et par très mauvais temps, tout en offrant des dimensions cabine, des niveaux de vibration et de bruit semblables à ceux des avions à réaction.

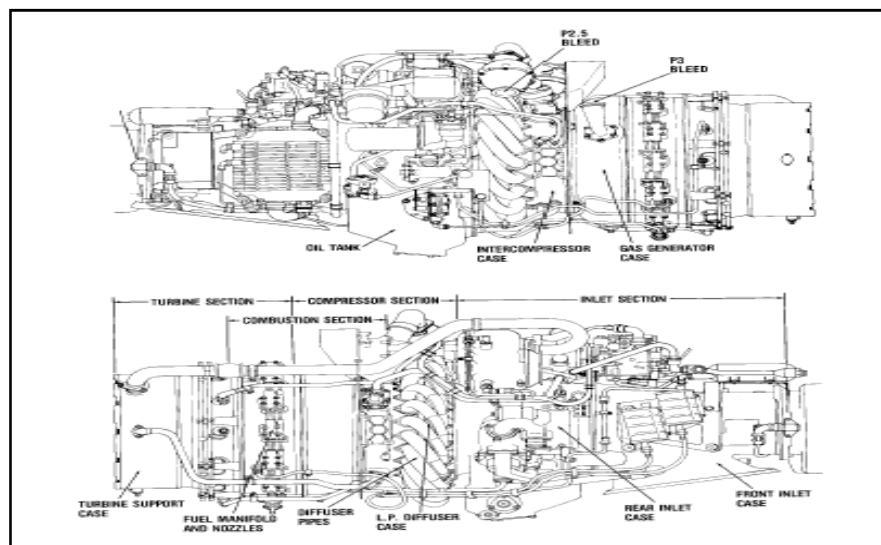


Figure. 1 : Le turbopropulseur PW127F.

Tous les modèles ATR sont conformes aux réglementations, L'hélice à six pales produit un niveau de bruit externe remarquablement faible. Par ailleurs, les faibles consommations de carburant et d'émissions gazeuses participent également au respect de l'environnement.

La série allant du PW118 au PW127 a été élargie pour couvrir aujourd'hui une vaste gamme de puissance, allant de 1800 à 2750 ch. sur l'arbre.

Le moteur PW127 est un turbopropulseur double corps à turbines libres. Le fonctionnement du moteur du turbo propulseur PW127F résulte d'un processus mécanique, thermique et aérodynamique, à plusieurs séquences.

En effet, le moteur du turbopropulseur PW127F démarre à l'aide du starter-générateur et de la boîte AGB qui actionnent l'arbre d'entraînement. Celui-ci fait tourner le pignon conique fixé au compresseur HP, avant que le compresseur HP lui-même et la turbine HP ne tournent à leur tour.

Le carburant est alors pulvérisé par l'injecteur dans la chambre de combustion où il est mélangé avec l'air qui entre par le compresseur centrifuge. Les bougies d'allumage s'allument et le mélange air/carburant s'enflamme. L'écoulement résultant des gaz expansible, vers l'arrière, entraîne les turbines HP et BP, qui sont respectivement reliées aux compresseurs HP et BP.

Les turbines entraînent les compresseurs et ces derniers à leurs tours vont aspirer de l'air pour le mélange et le brûler avec le carburant. Ce processus engendre une expansion plus élevée et augmente la vitesse des turbines et des compresseurs centrifuges, jusqu'à ce que les moteurs aboutissent à la réalisation d'une vitesse autonome avec une combustion continue.

Les bougies peuvent alors être éteintes, puisque le démarreur/générateur fonctionne donc comme un générateur. L'écoulement des gaz entraîne la turbine libre, qui à son tour fait tourner l'hélice, à travers le réducteur de vitesse (RGB). Une augmentation supplémentaire de débit du carburant dans la chambre de combustion augmentera l'expansion des gaz, avec pour effet l'augmentation de la vitesse de la turbine et du compresseur.

Les rotors de la turbine HP et de la turbine libre tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, et le rotor BP tourne en sens contraire par rapport au rotor HP.

Le moteur PW127F se compose des trois modules suivants (voir figure 2) :

- Le module moteur (compresseur, chambre de combustion, turbine).
- Le module réducteur de vitesse (RGB).
- L'hélice.

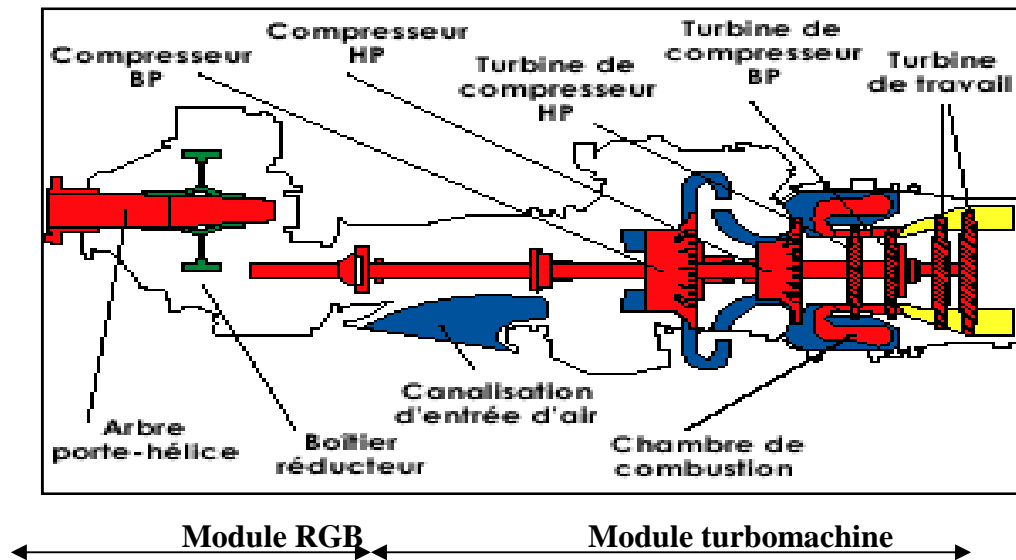


Figure. 2 : Différents modules du turbopropulseur PW127F.

2.4 Le module moteur : [7]

Celui-ci a pour rôle de créer un couple moteur, à partir de la détente des gaz traversant ses éléments constitutifs. L'énergie primaire est fournie par l'énergie thermique développée par la combustion d'un mélange air kérosène réalisé dans une chambre de combustion située en amont des éléments constitutifs de la turbine. Afin d'alimenter en air la combustion, la partie mobile de la turbine entraîne mécaniquement le rotor d'un compresseur qui établit un débit masse d'air et le comprime fortement avant son admission à la chambre de combustion.

Une turbomachine à double corps renferme deux compresseurs centrifuges ultra robustes. Leur simplicité se situe dans l'absence de dispositifs à incidence variable ou de paliers Inter-étages. La régulation électronique, avec dispositif d'appoint mécanique facilite le pilotage et la redondance des systèmes afin des accessoires judicieusement disposés simplifient l'entretien des équipements.

Ce module comporte cinq sections (voir figure 3) .Ces sections sont les suivantes :

- La section entrée d'air.
- La section compresseur.
- La section chambre de combustion.
- La section turbine.
- La section échappement.

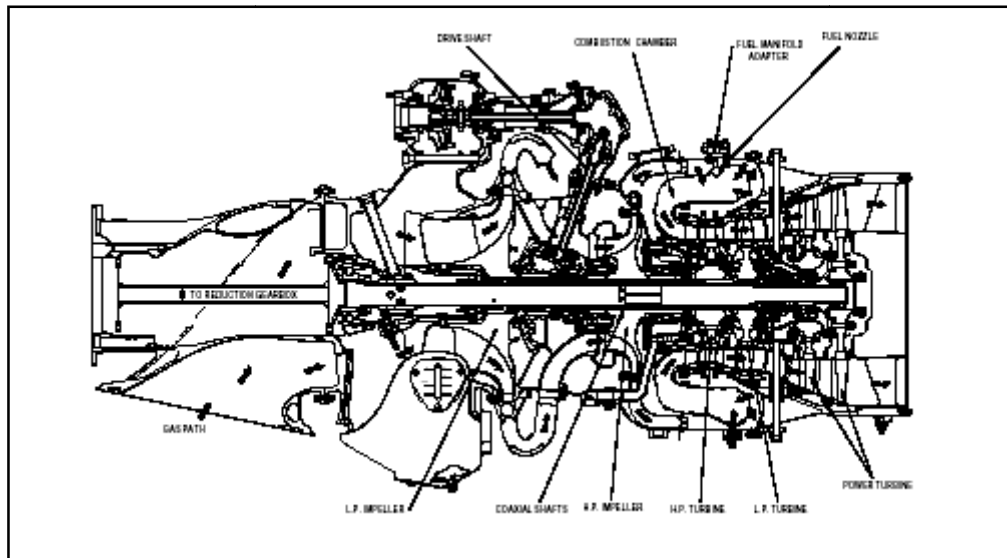


Figure. 3 : Les différentes sections de la turbomachine.

2.5 La section entrée d'air : [8]

La section entrée d'air est un conduit destiné à capter l'air et à l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur. Sa forme est étudiée de telle sorte que la résistance à l'avancement soit aussi faible que possible et que l'écoulement soit régulier dans tout le domaine de fonctionnement. (Voir figure 5).

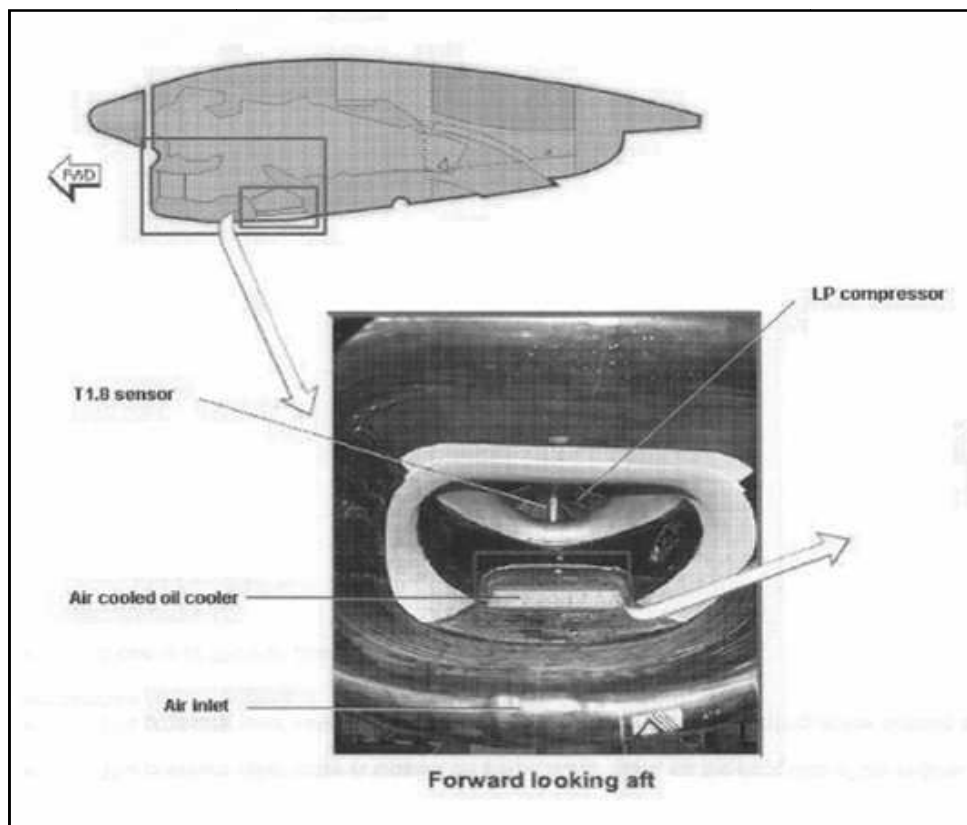


Figure. 4 : Section entrée d'air du turbopropulseur PW127F.

2.5.1 Fonctionnement de la section entrée d'air : [5]

Dans un turbopropulseur, l'entrée d'air est située entre l'hélice et le compresseur. De ce fait, le souffle engendré par l'hélice améliore la captation de l'air. Le domaine (Z_p , Mach) d'un turbopropulseur (GTP) étant plus faible que celui d'un turboréacteur (GTR), la forme de l'entrée d'air correspond à l'entrée d'air Pitot, soit un simple convergent.

Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air.

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse, en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air.

L'efficacité d'une entrée d'air s'exprime à l'aide de deux facteurs : le rapport des pressions et le point de récupération de pression dynamique. Le rapport des pressions à l'entrée d'air est le rapport de la pression réelle à l'entrée d'air du compresseur à la pression dynamique théorique. Sa valeur peut atteindre 98% si les pertes dues au frottement sont faibles et si l'accroissement de pression dû au ralentissement s'effectue sans perte excessive.

Dans le turbopropulseur PW127F, la section d'admission d'air consiste dans la case d'admission frontale et la case d'admission arrière. La case d'admission arrière, est fixée à l'ensemble entrée d'air. La case d'admission frontale est fixée avec la RGB.

L'entrée d'air est parfois réchauffée, pour éviter le givrage, par de l'air chaud pris en sortie de compresseur et qui circule à l'intérieur des parois.

Certains motoristes installent le réservoir d'huile dans l'entrée d'air, ce qui permet de la refroidir et de participer à la fonction antigivrage.

A l'entrée d'air, la température totale y est conservée. Par contre, la pression totale chute à cause des pertes subies. Ces pertes peuvent être classées en deux types :

- Les pertes internes dues aux frottements sur les parois faibles et parfois négligeables (<10%).
- Les pertes externes liées au champ aérodynamique autour du moteur.

Pour l'entrée d'air de type Pitot, le rapport des pressions totales est égal à 0,98 et le rapport des températures totales est égal à 1. (Voir figure 5)

L'évolution dans l'entrée d'air se fait avec des frottements et donc des pertes. La pression totale à l'entrée compresseur est inférieure à ce qu'elle serait dans le cas d'une évolution parfaitement réversible. On est donc amené à définir l'efficacité d'une entrée d'air comme étant le rapport :

$$\sigma = \frac{\text{pression totale réelle à l'entrée compresseur}}{\text{pression totale théorique à l'entrée compresseur}}$$

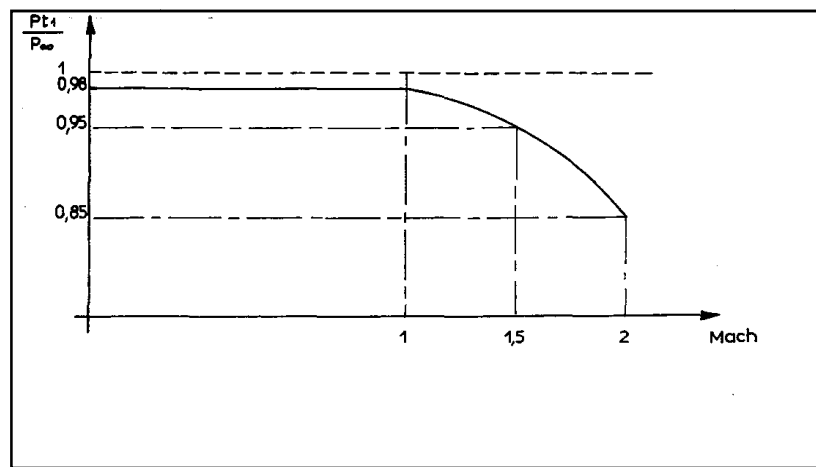


Figure. 5 : Evolution de l'efficacité de l'entrée d'air en fonction du nombre de Mach.

$$\frac{P_{t1}}{P_{\infty}} = \text{coefficient de récupération ou efficacité.}$$

Ce rapport de pression, de même que le débit varie avec les conditions atmosphériques et les conditions de vol.

En régime subsonique, le ralentissement de vitesse s'effectue dans un divergent. La diminution d'énergie cinétique entraîne une augmentation de pression d'après la loi de Bernoulli. Pour $M < 1$, il est nécessaire de ralentir les filets d'air, cela explique pourquoi l'entrée d'air à une forme divergente.

En ralentissant les filets d'air, la section entrée d'air fait chuter l'énergie cinétique des gaz et augmente leur énergie de pression. Les gaz subissent alors une compression appelée compression adiabatique (sans échange de chaleur avec le milieu extérieur) tandis que leur pression et température statiques augmentent.

2.5.2 Etude énergétique Section entrée d'air : [4]

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 :

$$(W_T + Q)_1^2 = (H_2 - H_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right) + g(Z_2 - Z_1) \quad (2.1)$$

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 (adiabatique)

$H = CpT$ Enthalpie du gaz parfait

$$\text{D'où : } H_2 - H_1 + \frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} = 0 \quad (2.2)$$

$$Cp \cdot T_2 + \frac{V_2^2}{2} = Cp \cdot T_1 + \frac{V_1^2}{2} \quad (2.3)$$

Le ralentissement dans l'entrée d'air de V_1 à V_2 occasionné par la divergence 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 P_t et T_t , nous obtenons :

$$\left(\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

Or, si la température totale reste constante il vient immédiatement que la pression totale se conserve. Donc :

$$P_t = c^{te}$$

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).

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.4)$$

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

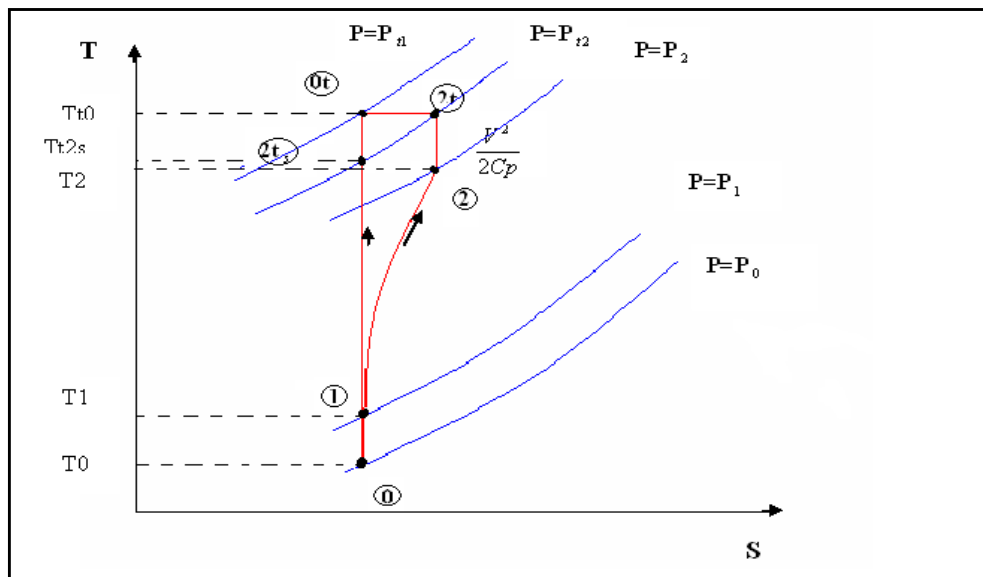


Figure. 6 : Evolution thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.

- **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 polytropique. Elle est régie par la loi suivante :

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

D'où:
$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.5)$$

Ceci 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 P_{t2} , nous savons que l'efficacité $\frac{P_{t2}}{P_\infty} < 1$.

La différence entre P_{t1} et P_{t2} représente l'efficacité de la manche puisque $P_{\infty} = P_{t1}$ (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 pression d'arrêt réelle (ou pression d'impact) sur la pression isentropique :

$$\eta_r = \left(\frac{P_{t2}}{P_{is2}} \right)_{totale} \quad (2.6)$$

$$\eta_r = \begin{cases} 0,98 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0,075 \cdot (M_0 - 1)^{1,35} & 1 \leq M_0 \leq 5 \end{cases} \quad (2.7)$$

2.6 La section compresseur : [8]

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression afin qu'elle puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé.

Un compresseur est essentiellement caractérisé par : Le taux de compression π , le débit d'air q_m , la puissance absorbée $W = m \cdot C_p \cdot \Delta T$ et le rendement η , il est de l'ordre de 80%.

Le processus thermodynamique pour l'obtention d'un bon rendement de combustion, implique une alimentation en air sous pression. Le rôle du compresseur est d'assurer cette alimentation. (Voir figure 7)

Le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un turbopropulseur, puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement. Un compresseur a un bon rendement, s'il produit un fort accroissement de pression, avec une faible élévation de température.

Un compresseur est toujours composé d'une partie fixe (le stator ou diffuseur à aubes fixes) à l'intérieur de laquelle tourne une partie mobile (le rotor ou rouet à aubes mobiles).

Le stator transforme l'énergie cinétique restante en énergie de pression ; tandis que le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et transforme cette énergie en énergie de pression.

Les rotors sont animés d'une vitesse de rotation très élevée qui se situe entre 15000 et 50000 tr / min.

Le compresseur étant entraîné par la turbine, le débit d'air qui le traverse est fonction du débit de la turbine. La puissance prélevée au niveau de la turbine est égale à la puissance fournie au compresseur additionnée à celle fournie aux autres accessoires.

Pour assurer une bonne combustion, on recherche par les dimensions de la chambre de combustion, un bon dosage carburant et surtout un débit d'air adéquat (bonne pression et vitesse), afin d'éviter les phénomènes d'extinction riches (trop de carburant / air) ou extinction pauvre (trop d'air / carburant).

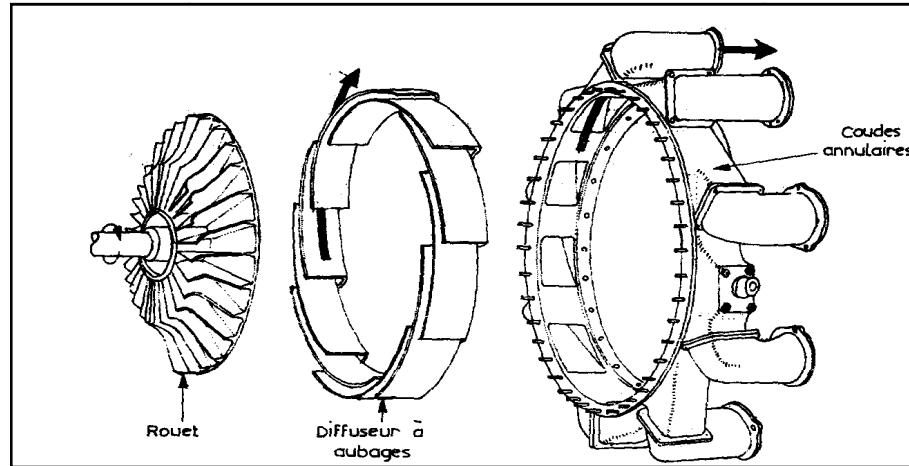


Figure. 7 : Description du compresseur centrifuge.

2.6.1 Etude énergétique Section compresseur : [4]

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 et réelle de la pression et de la température totales :**

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}}} = Cte \quad (2.8)$$

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

$$\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} = \left(\frac{T'_{t_3}}{T_{t_2}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.9)$$

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 :

$$\pi = \frac{P_3}{P_2} \quad (2.10)$$

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 :

$$W_c = m_a \cdot T_2 \cdot C_{p_a} \cdot \left[\left(\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right] \quad (2.11)$$

Le travail fourni par le compresseur sera d'autant meilleur que le taux de compression sera élevé.

La vitesse de périphérie est :

$$U_n = \frac{2 \cdot \pi \cdot N \cdot R}{60} \quad (2.12)$$

D'où :

$$N = \frac{30 \cdot U_n}{\pi \cdot R} \quad (2.13)$$

Ou :

N : La vitesse de rotation du compresseur tr/min.

R : Le rayon externe du compresseur.

Parmi les inconvénients, nous pouvons citer les difficultés de mise au point et la difficulté du contrôle de la combustion. Parfois, des problèmes de structures se posent, du fait que les enveloppes sont constituées de cylindres de grand diamètre à parois minces. Ces problèmes deviennent plus graves lorsqu'il s'agit d'un gros moteur.

2.7.1 Fonctionnement de la chambre de combustion : [5]

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion.

L'alimentation en air de la chambre de combustion se fait sous pression constante et satisfaisante, elle est assurée par le compresseur si l'on considère qu'il tourne à régime stabilisé. La combustion du mélange doit s'effectuer parfaitement, dans un délai très court, à température élevée pour transmettre au fluide le maximum d'énergie calorifique.

Pour satisfaire à ces conditions, la chambre est constituée de telle manière à réaliser deux flux : Le flux primaire (air de combustion) et le flux secondaire (air de refroidissement).

L'air primaire pénètre dans le tube à flamme, après avoir traversé les aubes de turbulence qui lui impriment un mouvement tourbillonnaire. La quantité d'air admise dans le tube à flamme est prévue pour donner, avec le carburant, un dosage sensiblement stœchiométrique ; puisque c'est lui qui permet la plus grande vitesse de propagation de la flamme.

L'air secondaire s'écoule autour de la zone primaire à grande vitesse. Il servira à refroidir le tube à flamme, à stabiliser la flamme dans la zone primaire près de l'injecteur et à diluer les gaz de combustion pour qu'en entrée turbine, la température ne soit pas trop élevée et puisse assurer une meilleure tenue des aubages de la zone de turbine.

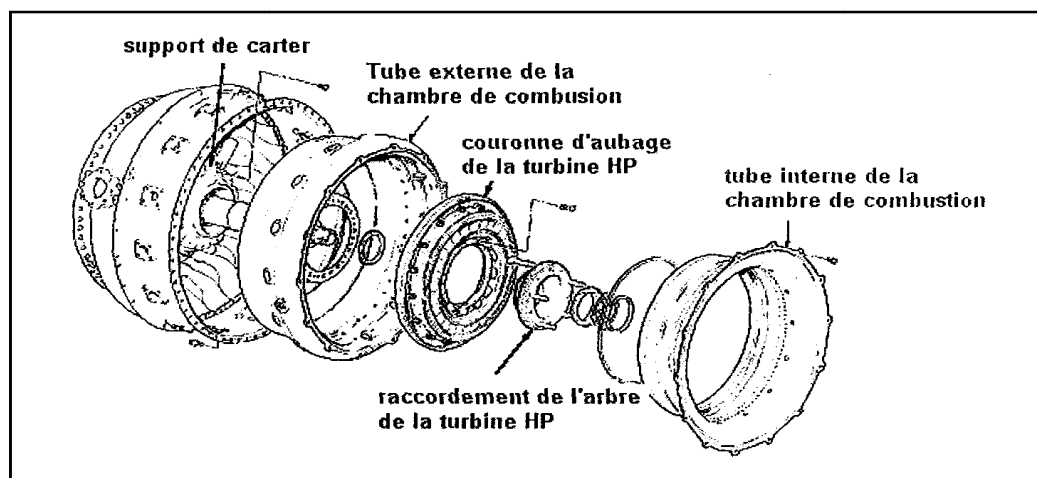


Figure. 9 : Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.

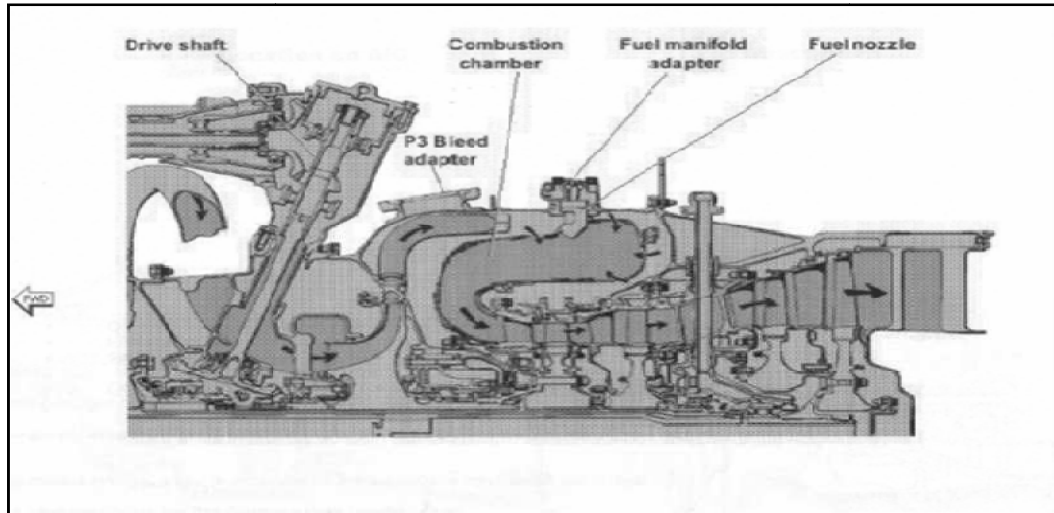


Figure. 10 : La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.

2.7.2 Etude énergétique Section chambre de combustion : [4]

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 :

$$(W_T + Q)_3^4 = H_4 - H_3 + \frac{V_4^2 - V_3^2}{2} + g \cdot (Z_4 - Z_3) \quad (2.14)$$

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

$$|Q|_3^4 = Cp \cdot (T_4 - T_3) : \text{Quantité de chaleur délivrée au fluide par unité de masse}$$

Par conséquent, la puissance de combustion théorique est :

$$P_{icc} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_3) \quad (2.15)$$

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 T_{t3}' de fin de compression.

La température T_{t4}' 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 T_{t3}' est supérieure à T_{t3} .

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

$$[Q]_b^4 = Cp \cdot (T_{t4} - T_{t3}') \quad (2.16)$$

Par analogie, nous obtenons :

$$P_{rcc} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t4} - T_{t3}') \quad (2.17)$$

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

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

$$\eta_{cc} = \frac{T_4 - T_3'}{T_4 - T_3} \quad \text{Il est voisin de 98\% en croisière.} \quad (2.18)$$

- **Rendements théorique et réel de la chambre de combustion :**

La chambre de combustion est en soit 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 :

$$P_c = m_c \cdot P_{ci} \quad (2.19)$$

P_c : Puissance calorifique du carburant.

P_{ci} : Pouvoir calorifique inférieur.

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

$$\eta_{theori_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T_{t_3})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad (2.20)$$

η_{theori_b} : Rendement théorique de combustion.

Le rendement réel de la chambre sera :

$$\eta_{réel_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T'_{t_3})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad \text{Soit environ } 0,95 \quad (2.21)$$

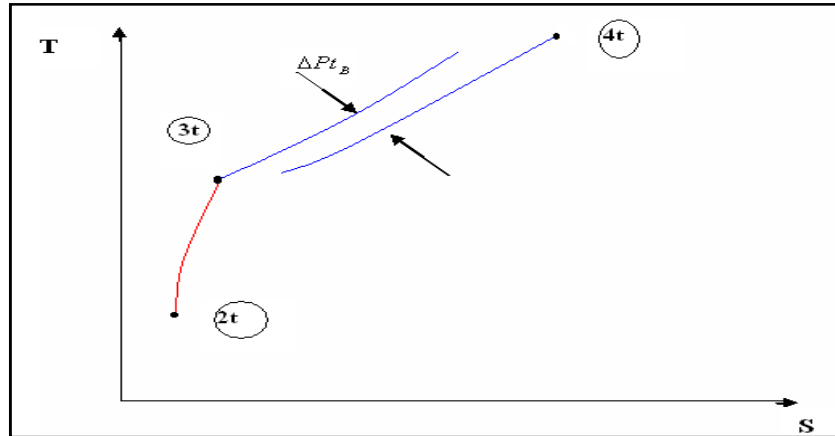


Figure. 11 : Evolution thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.

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 .

- **La température à la sortie de la chambre de combustion :**

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.

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.

$$f = \frac{m_c}{m_a} \quad (2.22)$$

2.8 La section turbine : [5]

En fonction de la liaison entre la turbine génératrice et les turbines de travail, on distingue plusieurs types de turbopropulseur : GTP à turbines liées, GTP à turbines libres et GTP à turbines mixtes. Le PW127F est un GTP à turbines libres. (Voir figure 12).

Le turbopropulseur à turbines libres est un moteur dont la turbine de puissance est mécaniquement indépendante du générateur de gaz et n'entraîne que l'hélice, à travers le réducteur. Ce système permet une adaptation optimum du propulseur au régime de vol. (Voir figure 13).

La turbine est un moteur composé d'une roue mobile sur laquelle est appliquée l'énergie d'un fluide moteur. Dans le cas qui nous intéresse, le type de fluide est un gaz.

Les turbines des GTP et GTR sont dites axiales, car la vitesse d'écoulement est parallèle à l'axe moteur. Leur rôle est de prélever de l'énergie de pression des gaz sortant de la chambre de combustion, et de transformer cette énergie en énergie mécanique.

Le turbopropulseur PW127F est composé de deux turbines axiales d'un seul étage (BP et HP) et d'une turbine libre ou de puissance de deux étages. Les turbines HP et BP, entraînent respectivement les compresseurs HP et BP alors que la turbine libre entraîne l'hélice. L'étage turbine haute pression est incorporé avec la vanne de bague froide pour permettre d'augmenter la température d'admission turbine.

2.8.1 Fonctionnement de la section turbine : [5]

La turbine est alimentée par des gaz chauds, très comprimés. Elle doit leur permettre de se détendre, en transformant leur énergie de pression en énergie cinétique. On obtient cette transformation à travers des étapes suivantes :

Dans le stator, le fluide se détend, sa vitesse absolue augmente et l'énergie potentielle (de pression) est transformée en énergie cinétique.

Dans le rotor, l'énergie cinétique est transformée en une énergie mécanique qui permet la rotation de la turbine haute pression et basse pression. Ce mouvement est transmis aux compresseurs relatifs et à d'autres accessoires.

La turbine libre présente de nombreux avantages dont les principaux sont les suivants :

- Autonomie de l'hélice par rapport au générateur, ce qui assure une grande souplesse d'utilisation ;
- Démarrage plus facile, du fait que l'hélice n'est pas entraînée par le démarreur à la mise en route. Seul le générateur a besoin d'être entraîné ;
- Possibilité d'emmagasiner de l'énergie.

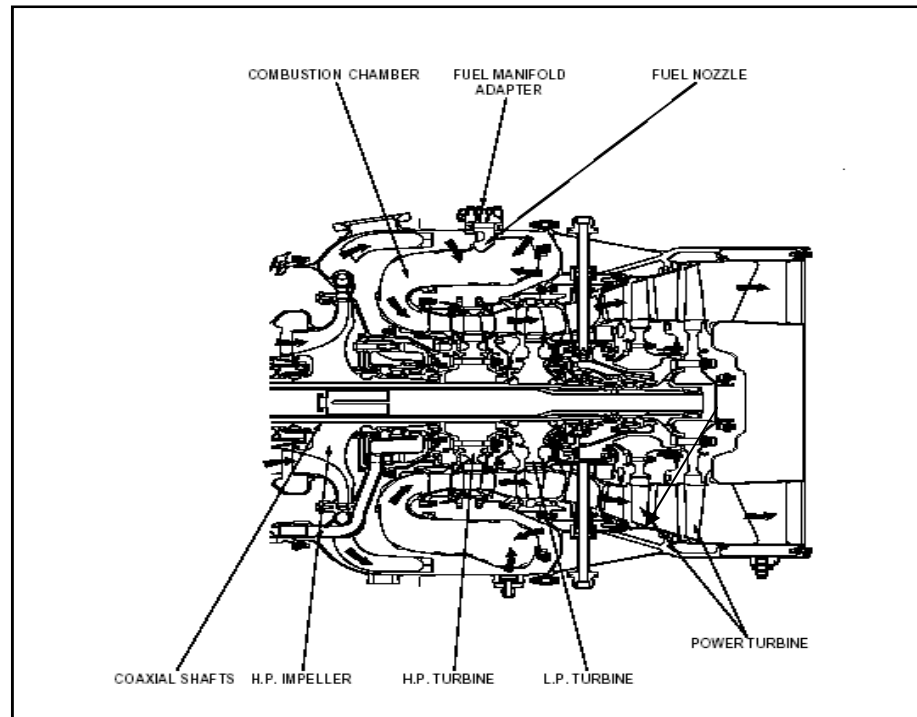


Figure. 12 : La section turbine du turbopropulseur PW127F.

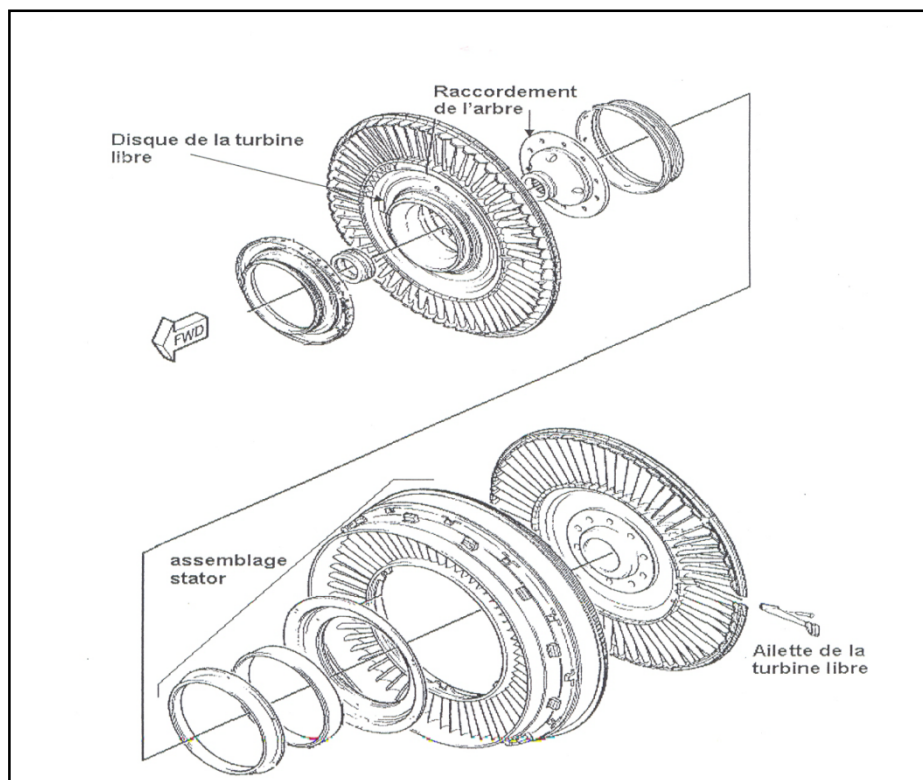


Figure. 13 : L'étage de la turbine libre (turbine de puissance).

2.8.2 Etude énergétique Section turbine : [4]

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

2.8.3 Etude 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 :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte \quad (2.23)$$

$$\text{Donc : } \frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.24)$$

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 travail (W) et la chaleur (Q) sont ramenés à l'unité de masse du fluide.

$$[W_T + Q]_4^5 = [H]_4^5 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_4^5 + g[Z]_4^5 \quad (2.25)$$

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 :

$$[W_T]_4^5 = Cp \cdot (T_4 - T_5) \quad (2.26)$$

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 :

$$P_{th} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_5) \quad (2.27)$$

- **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 peut être considérée comme transformation polytropique.

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 .

$$W = Cp \cdot (T_4 - T'_5) \quad (2.28)$$

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

$$P_{t_{\text{reelle}}} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T'_5 - T_4) \quad (2.29)$$

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

$$\eta_t = \frac{T_4 - T'_5}{T_4 - T_5} \quad \text{Il est de l'ordre de 0,80 à 0,88} \quad (2.30)$$

- **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 :

$$\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte \quad \text{Et d'où :} \quad \frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

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

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T'_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.31)$$

- **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.

$$P_{t_{th}} = P_{c_{th}}$$

$$(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_5) = Q_a \cdot Cp \cdot (T_3 - T_2) \quad (2.32)$$

- 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 peu différente de celle des gaz froids (compresseur). D'autre part, le débit masse carburant est faible comparé au débit d'air, d'où : $m_a + m_c \approx m_a$.

- **Turbine libre :**

Ayant le même rôle que la turbine génératrice de gaz, la turbine libre sert à transformer l'énergie calorifique en énergie mécanique. 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.

$$\Delta h = Cp_{tp} \cdot T_{t_5} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_0}{P_{t_5}} \right)^{\left(\frac{1-\gamma_{tp}}{\gamma_{tp}} \right)} \right) \quad (2.33)$$

$$\alpha = 1 - \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{tp}^2} \right) \quad (2.34)$$

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

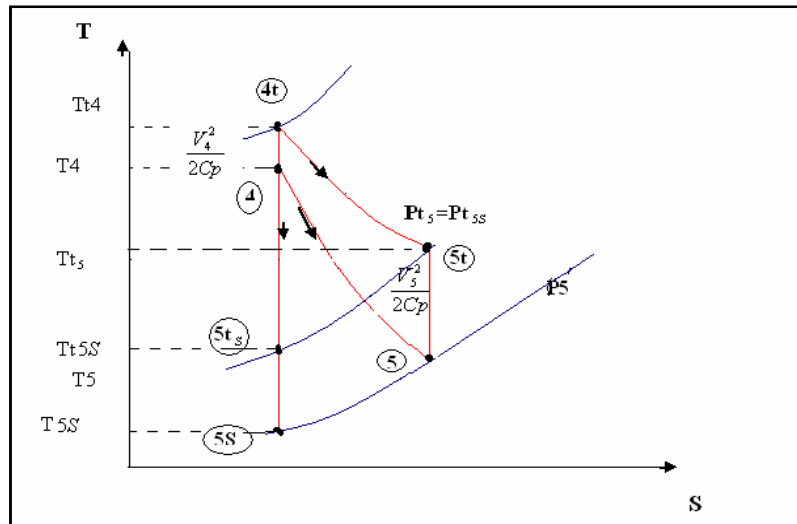


Figure. 14 : Evolution thermodynamique au niveau de la turbine.

2.9 La section échappement : [8]

L'énergie mécanique libérée par les gaz brûlés a trois fonctions :

- elle actionne la turbine qui elle-même entraîne le compresseur ;
- la turbine de puissance entraîne l'hélice ; enfin, les gaz d'échappement qui possèdent une énergie résiduelle, récupérée au niveau de la tuyère, procurent une poussée supplémentaire.

Cette troisième fonction de l'énergie cinétique se situe au niveau de la section d'échappement. (Voir figure15).

2.9.1 Fonctionnement du canal d'éjection :

L'échappement des gaz s'effectue par le canal d'éjection qui forme un passage convergent. C'est dans ce canal qu'a lieu une partie de la détente utile à la propulsion.

En effet, l'accélération du débit masse d'air obtenue à la sortie du canal d'éjection permet de créer la force de propulsion.

La détente se poursuit, en général, jusqu'à l'obtention de la pression atmosphérique au col de la sortie. En réalité, c'est le rapport, pression entrée tuyère sur la pression de sortie qui caractérise la détente.

Cette phase s'effectue sans échange de travail, ni de chaleur ; de sorte que la température totale soit constante, alors que la pression statique diminue et que la vitesse augmente.

Le canal d'éjection est calorifugé, afin de limiter la température à l'intérieur du conduit.

Le conduit d'éjection est conçu pour supporter des vibrations acoustiques allant jusqu'à 130 db (niveau de bruit global) sans endommagement. La force interne du conduit d'éjection est réalisée dans un matériau à l'épreuve du feu.

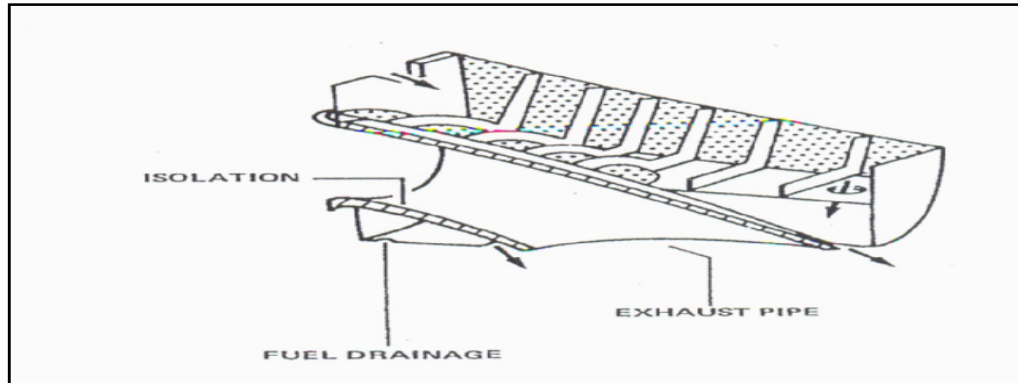


Figure. 15 : Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F.

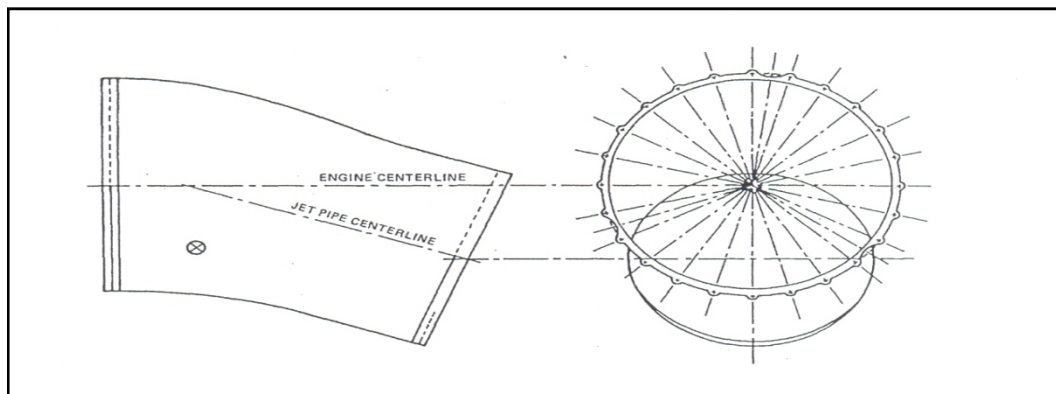


Figure. 16 : Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F.

2.10 Le module réducteur de vitesse (RGB) : [8]

Les gaz que dégage le générateur possèdent une énergie de pression qui est convertie en puissance sur arbre, par d'autres étages des turbines que l'on appelle turbines de puissance. Ces turbines tournent à des vitesses si élevées pour une hélice que les motoristes ont jugé nécessaire d'installer un réducteur dont le rôle est de transmettre la puissance des turbines de travail à l'hélice, tout en diminuant leur vitesse de rotation. (Voir figure 17).

2.10.1 Description du module de vitesse (RGB) :

Un réducteur s'interpose entre la turbine à gaz et l'hélice, afin de réduire la rotation et le couple par voie de conséquence.

Le module réducteur de vitesse est un ensemble de roues dentées s'engrenant manuellement.

Le réducteur est lubrifié par le circuit d'huile. La lubrification est importante pour sa tenue mécanique.

Les moteurs tournent beaucoup trop vite par rapport aux régimes de rotation moyens des hélices. Aussi, le rôle du RGB est d'effectuer une réduction du nombre de rotation de l'arbre de prélèvement du générateur de l'ordre $\frac{1}{10}$.

Le RGB peut réduire la vitesse jusqu'à 1200 tr/min, pour des raisons aérodynamiques et pour la protection de l'hélice.

Quand le moteur tourne, la turbine de puissance conduit l'arbre denté dans le sens des aiguilles d'une montre.

La réduction de vitesse est assurée par deux étages d'engrenage :

- Le premier étage comporte les pignons hélicoïdaux.
- Le deuxième étage comporte les pignons droits

Sur le RGB sont installées :

- Le générateur du courant alternatif (**AC**).
- Le frein hélice (uniquement sur le moteur droit).
- La pompe électrique de mise en drapeau.
- Le régulateur de survitesse et la pompe haute pression.
- La valve de l'hélice (**PVM**).

Le rapport de réduction du RGB se définit ainsi :

$$R = \text{rapport de réduction} = \frac{N_{\text{SORTIE}}}{N_{\text{ENTREE}}}$$

Quel que soit le type de turbopropulseur, le régime de sortie est toujours celui de l'hélice (N_H). L'arbre moteur pour un GTP liée est soit l'arbre compresseur turbine soit le générateur (N_G) ; tandis que pour une GTP libre, l'arbre d'entrée est celui des turbines libres (N_{TL}) .

- GTP liée $r = \frac{N_H}{N_G}$
- GTP libre $r = \frac{N_H}{N_{TL}}$

L'hélice tournant aux environs de 1000 à 2000 tr/min suivant le type de compresseur utilisé, le générateur a un régime voisin de 10 à 40000 tr/min. Ce rapport est donc compris entre $\frac{1}{10}$ à $\frac{1}{20}$.

2.10.2 Limitation réducteur :

Le réducteur est un composant essentiel du turbopropulseur. En effet, cet élément qui transmet des puissances élevées nécessite une lubrification importante. Le débit d'huile représente approximativement dix fois le débit carburant du générateur, soit environ 60% du circuit huile total du moteur (générateur, accessoires, réducteur, hélice). Le réducteur et ses composants sont dimensionnés (forme, matière, nombre, états de surface, traitements thermiques) pour transmettre la puissance du générateur.

La puissance des turbines dépend du débit qui les traverse, mais aussi de l'écart de température auquel elles sont soumises. La puissance reste en effet limitée par la température maximale admissible. Il s'agit d'un phénomène physique que l'on appelle le fluage.

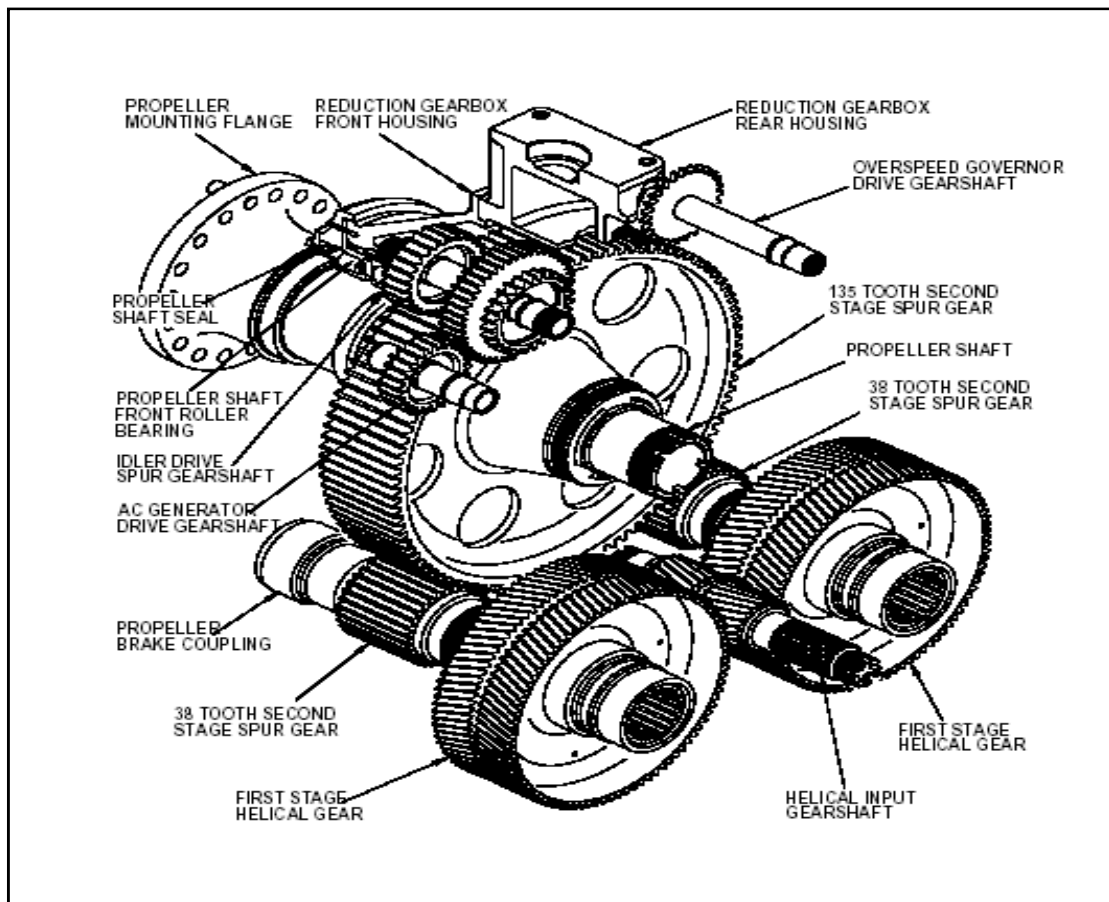


Figure. 17 : Le module réducteur de vitesse (RGB).

2.10.3 Etude énergétique Section tuyère : [4]

L'étude énergétique théorique et réelle de l'échappement consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et 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 :

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

$$\text{Par conséquent : } \frac{P_{10}}{P_6} = \left(\frac{T_{10}}{T_6} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.35)$$

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 :

$$[W_T + Q]_6^{10} = [H]_6^{10} + \left[\frac{V^2}{2} \right]_6^{10} + g[Z]_6^{10} \quad (2.36)$$

$W_T = 0$ pas de machine (canal fixe)

$Q = 0$ transformation adiabatique

La puissance théorique est :

$$P_{theori} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_6 - T_{10}) \quad (2.37)$$

- **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 peut être approximée par une détente polytropique.

- **Puissance réelle du jet :**

$$P_{réelle} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_6 - T'_{10}) \quad (2.38)$$

- **Rendement de la tuyère :**

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

$$\eta_n = \frac{T_6 - T'_{10}}{T_6 - T_{10}} \quad (2.41)$$

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

$$P_{t_{10}} < P_{t_6} \quad \text{et un échappement} \quad T'_{t_{10}} > T_{t_6}$$

- **La vitesse d'échappement :**

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{ptp} \cdot T_{T_6} \cdot \eta_n \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_n - 1}{\eta_n}}} \quad (2.42)$$

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.

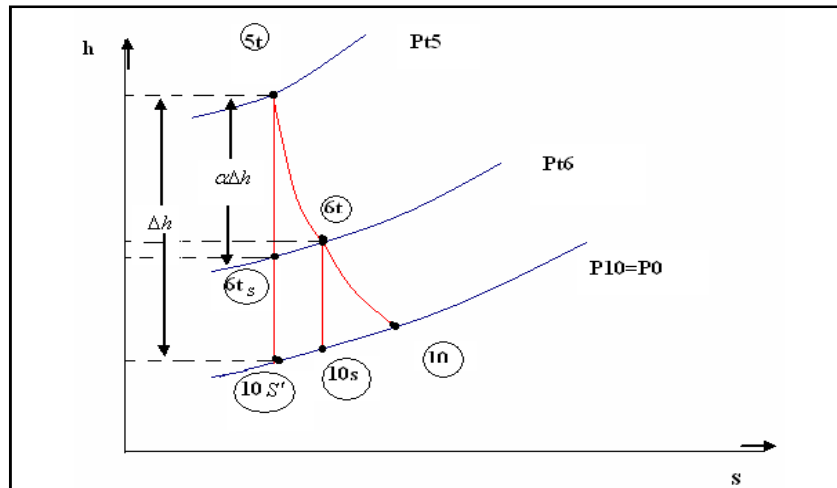


Figure. 18 : Répartition de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère.

2.11 Le module hélice : [8]

Le turbopropulseur PW127F est un moteur thermique à turbines libres qui appartient à la catégorie des propulseurs indirecte, en ce sens que la production de la force de propulsion provient d'un organe intermédiaire, en l'occurrence l'hélice. Il se caractérise par un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine du générateur) associé à la turbine de puissance qui a pour rôle de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique. Cette dernière est ensuite traduite en énergie propulsive par l'hélice.

2.11.1 Description et fonctionnement de l'hélice : [4]

Une hélice se compose de deux ou plusieurs pales réunies sur une partie centrale ou moyeu. Chaque pale se comporte comme une aile d'avion.

On appelle bord d'attaque le bord de pale attaquant l'air et bord de fuite le bord opposé.

Le diamètre de l'hélice est celui du cercle décrit par l'extrémité des pales.

L'hélice peut être entraînée directement par le moteur et, dans ce cas, elle est fixée sur un axe solidaire de l'extrémité du vilebrequin. Elle peut être aussi entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur et tourne alors à une vitesse inférieure à celle du vilebrequin, c'est le cas du (GTP) PW127F. (Voir figure 19).

Chaque section de pale de l'hélice est soumise à deux mouvements simultanés : un mouvement de rotation et un mouvement de translation perpendiculaire au précédent.

Si le rendement d'une hélice est proportionnel à la vitesse de rotation et à son diamètre, le rendement moyen ne dépasse guère 0,73 avec des hélices courantes. Il peut atteindre 0,78 à 0,80 pour des hélices bien adaptées.

Les caractéristiques principales de l'hélice du PW127F sont :

Diamètre	3, 93m (12,9 ft)
Poids à sec (ensemble hélice)	180 kg (400 lbs)
Rotation	Dans le sens horaire (regardant de l'avant).
Vitesse de rotation	1200 tr/min correspondant à 100% sur indicateur NP au décollage.
La plage de variation de pas	De 80° à (-19°) (mini)
L'angle de mise en drapeau	78,5°
Angle d'inversion de pas	-14°

Les parties principales de l'hélice du moteur PW127F sont :

Les pales au nombre de 6 dont chacune contient un réchauffeur en caoutchouc qui offre des possibilités de dégivrage.

Le moyeu chargé de transmettre le couple du moteur aux pales. Il contient 5,28 litres d'huile pour la lubrification du mécanisme de changement de pas.

Le vérin est un mécanisme qui permet le changement de pas.

Le cône ou casserole d'hélice est un carénage en aluminium qui couvre le dôme.

- La cloison étanche est un flasque de fixation de la casserole. Elle comporte les collecteurs de dégivrage électrique. Elle supporte le cône et contient les cibles pour la mesure de vitesse d'hélice.
- Le tube assure le transfert d'huile.
- L'attachement d'hélice consiste dans les pièces de fixation de l'hélice sur le moteur.

Le GTP PW127F a une hélice à calage variable. Ce type d'hélice assure un rendement satisfaisant, dans les conditions d'utilisation extrêmes que constituent le régime lent, succédant au décollage, et le régime rapide, correspondant au vol à vitesse maximale, a conduit à réaliser une hélice à deux positions.

Au décollage, on utilise une position de pale correspondant à un faible angle de calage, donc à un petit pas. En vol, on utilise la seconde position correspondant à un angle de calage élevé, donc à un grand pas.

2.11.2 Régulateur et frein hélice :

Le régulateur de survitesse permet de protéger l'hélice contre les survitesses, en cas de panne ou de mauvais fonctionnement du régulateur **PVM**. Il est réglé pour limiter la vitesse d'hélice à 102% NP (vitesse hélice).

Le frein hélice est une unité hydromécanique installée sur le **RGB** du moteur droit qui permet l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre. Dès lors, la propulsion est assurée par l'utilisation du générateur de gaz. Ce fonctionnement particulier appelé « hôtel mode » fournit à l'aéronef au sol une puissance de servitude pour le conditionnement d'air ainsi que la génération électrique continue et alternative.

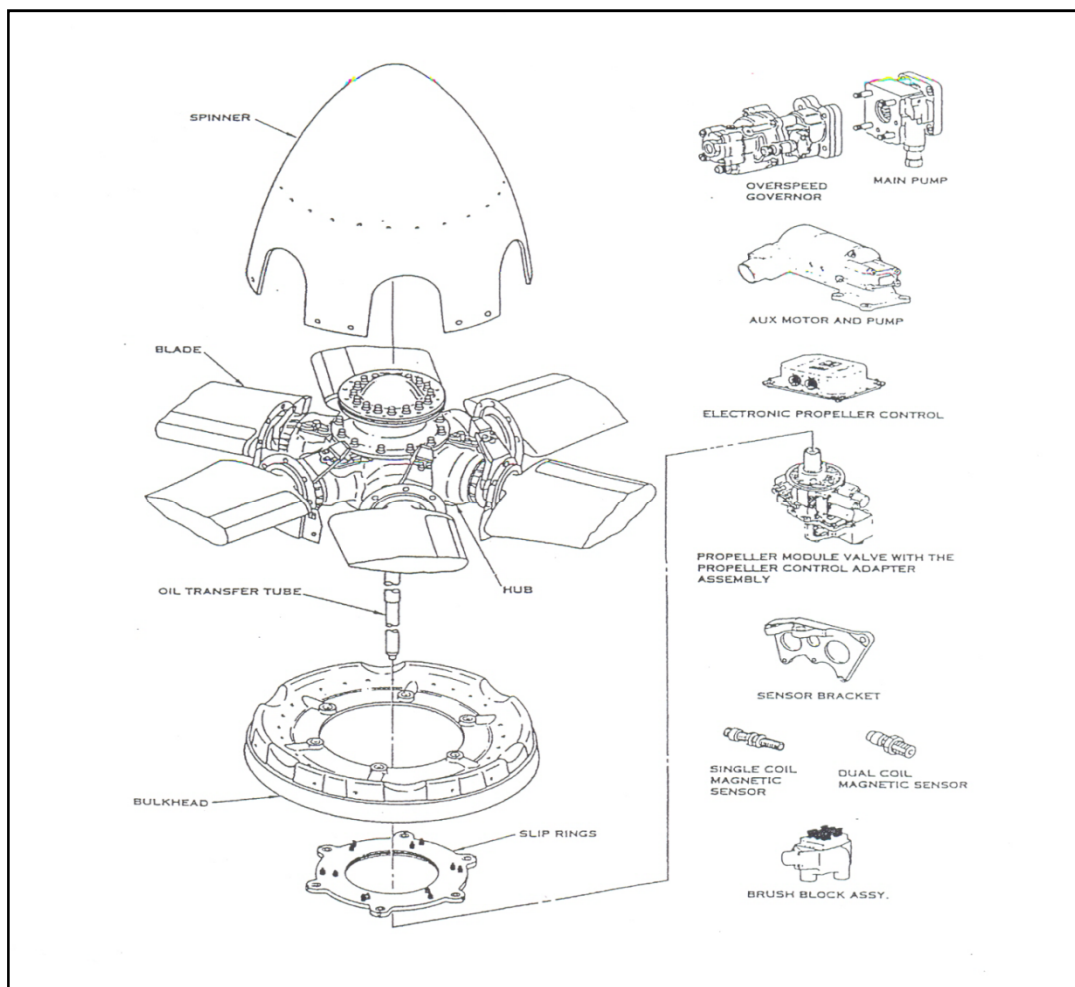


Figure. 19 : Le module hélice du turbopropulseur PW127F.

3 Le Turboréacteur

3.1 Introduction :

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (poussée) vers l'arrière du moteur qui par réaction, d'où le terme de moteur à réaction engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé vers l'avant, (voir figure 20).

Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz. À l'admission, l'air est aspiré par la soufflante puis comprimé via un compresseur. Du kérosène est ensuite injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce qui permet de fortement dilater les gaz. Ces derniers s'échappent du turboréacteur par la tuyère qui, en raison de sa section convergente, augmente la vitesse de l'air (l'écoulement étant maintenu subsonique au sein du réacteur). L'air passe au préalable par une turbine permettant d'entraîner le compresseur et les accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur; le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de carburant. En simplifiant, l'énergie de pression engendrée au sein du réacteur sera transformée en énergie cinétique en sortie, ce qui engendrera une forte poussée. [3]



Figure. 20 : Vue d'un Turboréacteur

3.2 Etude théorique et énergétique du turboréacteur :

Ce chapitre traite exclusivement, l'aspect thermodynamique et énergétique des cinq stations des turboréacteurs.

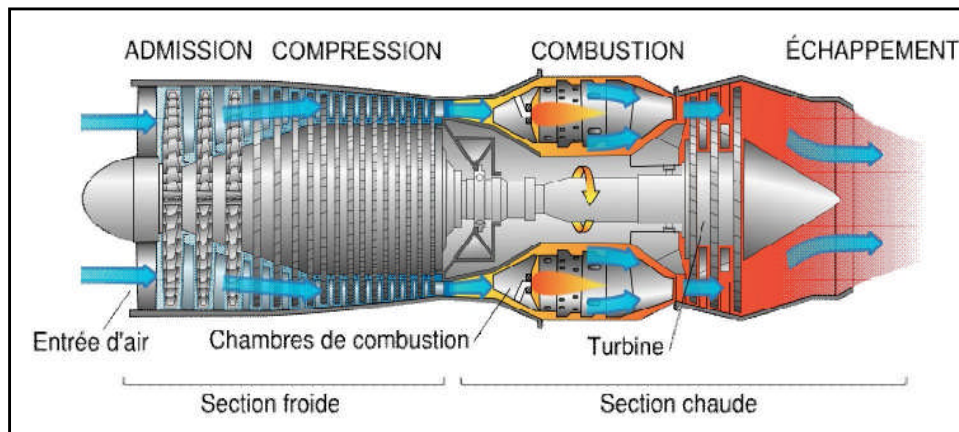


Figure. 21 : Schéma en coupe d'un turboréacteur

3.2.1 Section entrée d'air et soufflante : [9]

L'entrée d'air permet d'amener l'air ambiant dans le turboréacteur. Elle est indispensable lorsque le turboréacteur est installé dans le fuselage, cas de nombreux avions militaires. Un volet est parfois utilisé pour adapter la quantité d'air aux conditions du vol.

Lorsque le turboréacteur n'est pas installé dans le fuselage, l'entrée d'air se confond avec le premier étage du compresseur. Ce premier étage est, dans le cas des turboréacteurs à double flux, remplacé par une soufflante. Constituée de pales et d'aubes de grandes dimensions, la soufflante assure la compression initiale des gaz entrant dans le réacteur et l'entraînement des gaz du flux secondaire à l'origine de la majeure partie de la poussée.



Figure. 22 : Entrée d'air et soufflante

3.2.2 Etude énergétique de la section entrée d'air : [4]

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 :

$$(W_T + Q)_0^1 = (H_1 - H_0) + \left(\frac{V_1^2}{2} - \frac{V_0^2}{2} \right) + g(Z_1 - Z_0) \quad (3.1)$$

Avec : $Z_1 = Z_0$ Pas de variation de hauteur

$W_T = 0$ Pas de travail de transvasement (canal fixe)

$Q = 0$ Pas d'échange de chaleur (écoulement suppose adiabatique)

$H = CpT$ Enthalpie du gaz parfait

$$\text{D'où : } H_1 - H_0 + \frac{V_1^2}{2} - \frac{V_0^2}{2} = 0 \quad (3.2)$$

$$Cp \cdot T_1 + \frac{V_1^2}{2} = Cp \cdot T_0 + \frac{V_0^2}{2} \quad (3.3)$$

Le ralentissement dans l'entrée d'air de V_0 à V_1 occasionné par la divergente implique une augmentation de température statique $T_1 > T_0$.

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 P_t et T_t , nous obtenons :

$$\left(\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

Or, si la température totale reste constante il vient immédiatement que la pression totale se conserve. Donc :

$$P_t = c^{te}$$

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).

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(\frac{T_1}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.4)$$

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

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 :

$$\eta_r = \left(\frac{P_1}{P_{is1}} \right)_{totale} \quad (3.5)$$

$$\eta_r = \begin{cases} 0,98 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0,075 \cdot (M_0 - 1)^{1,35} & 1 \leq M_0 \leq 5 \end{cases}$$

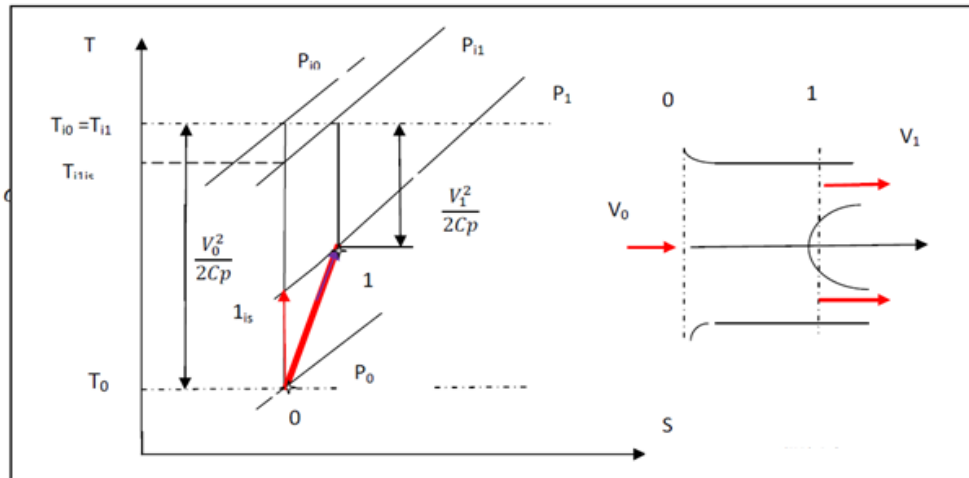


Figure. 23 : Evolution de l'air dans l'entrée d'air.

3.2.3 La section Compresseur : [9]

Afin d'améliorer les performances du moteur, les gaz entrant dans le turboréacteur sont comprimés par un compresseur. Deux principes de compression sont utilisés : la compression centrifuge technique quasiment abandonnée au début du XXI^e siècle, et la compression axiale (voir figure 24).

Dans le premier cas, un seul compresseur oblige l'air, sous l'effet de la force centrifuge, à passer dans une section divergente ce qui comprime l'air. Dans le deuxième cas, le compresseur est constitué de plusieurs étages. Un étage représentant dans l'ordre un rotor et un stator. Un rotor force l'air dans une section divergente tandis qu'un stator redresse le flux pour le présenter à l'étage suivant sous la meilleure incidence possible.

Dans le turboréacteur double-corps, le compresseur est constitué de deux ensembles tournants, indépendants l'un de l'autre, le premier à basse pression, le second à haute pression.

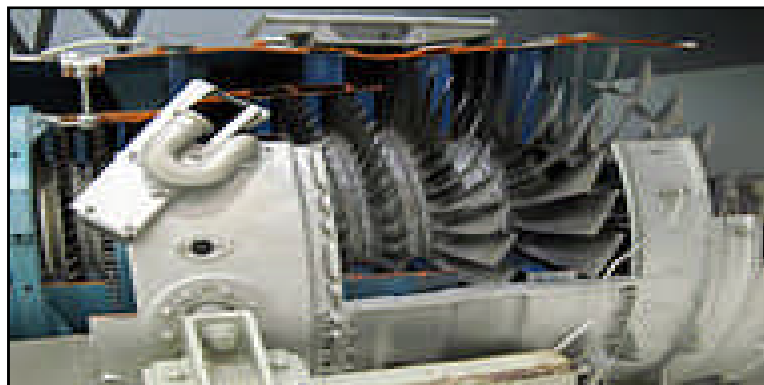


Figure. 24 : Compresseur axial

- **Etude énergétique Section compresseur : [4]**

Si nous appliquons le premier principe de la thermodynamique à ce type de transformation sur un système ouvert, nous obtenons :

$$(W_T + Q)_1^2 = (H_2 - H_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right) + g(Z_2 - Z_1) \quad (3.6)$$

Avec :

$Z_2 = Z_1$ Pas de variation de hauteur

$Q = 0$ Pas d'échange de chaleur

$$(W_T)_1^2 = (H_2 - H_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right) \quad (3.7)$$

Pour un gaz parfait on a :

$$(W_T)_1^2 = C_p (T_2 - T_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right) \quad (3.8)$$

- **Rendements isentropique :**

On pratique on ne peut pas négliger les frottements internes au compresseur car pour obtenir un même taux de compression $\frac{P_{i2}}{P_{i1}}$ on retrouve en sortie une température $T_{i2} > T_{i2is}$

$$n_{is.c} = \frac{W_{t_{th}}}{W_{t_{réel}}} = \frac{T_{i2is} - T_{i1}}{T_{i2} - T_{i1}} \quad (3.9)$$

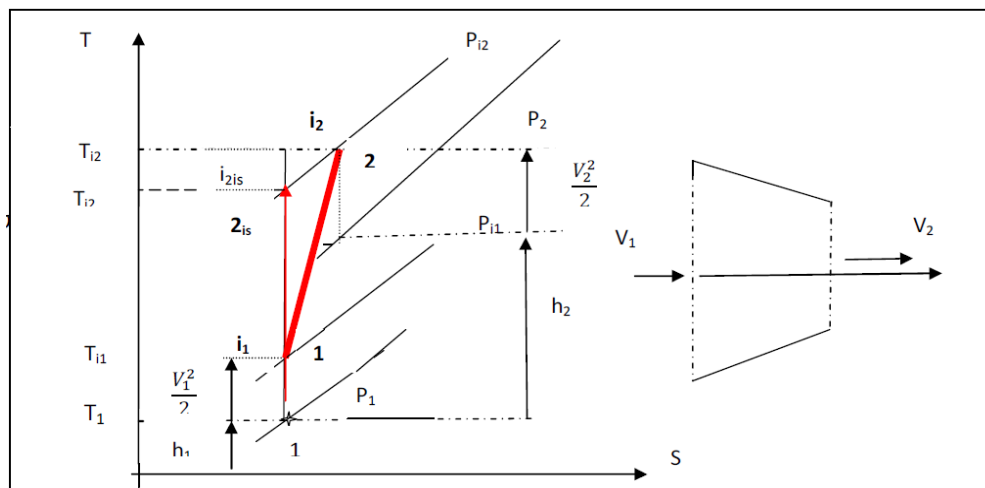


Figure. 25 : Evolution de l'air dans le compresseur

3.2.4 Chambre de combustion : [9]

La chambre de combustion est la partie du turboréacteur dans laquelle se fait la combustion des gaz frais avec le carburant. Le carburant est ainsi injecté, mélangé à l'air fourni par le compresseur, et brûlé (voir figure 26).

La consommation spécifique est liée au rendement de combustion. Pour l'améliorer, il faut assurer un mélange comburant-carburant aussi intime que possible par obtention d'un écoulement tourbillonnaire entre les écoulements linéaires à l'entrée et à la sortie. La conception aérodynamique de la chambre de combustion est donc particulièrement compliquée.



Figure. 26 : Chambres de combustion

3.2.5 Etude énergétique de la Chambre de combustion : [4]

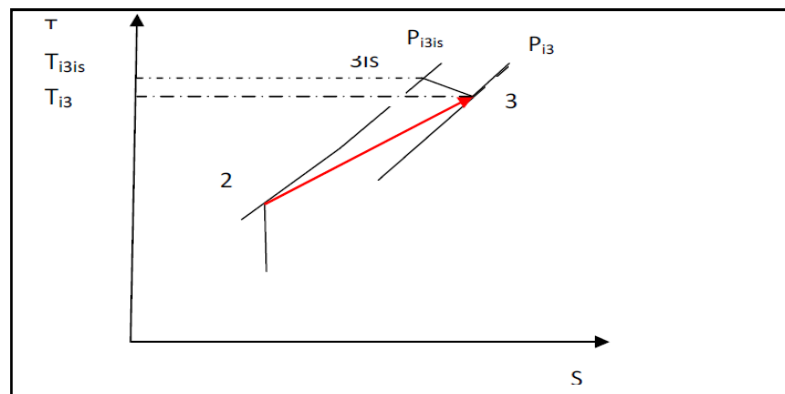


Figure. 27 : Evolution des gaz dans la chambre de combustion

- **2 → 3_{is} : Combustion isobare (sans pertes) :**

La puissance calorifique mise en jeu dans une chambre de combustion et l'élévation de température qui s'en suit sont données par l'expression suivante :

$$m_c \cdot P_{ci} = (m_a + m_c) H_{i3ic} - m_a \cdot H_{i2} \quad (3.10)$$

P_{ci} : Pouvoir calorifique inférieur en (kJ /kg).

Pour un gaz parfait on a :

$$m_c \cdot P_{ci} = (m_a + m_c) C_{pg} T_{i3ic} - m_a \cdot C_{pa} T_{i2}$$

$$\text{Avec : } f = \frac{m_c}{m_a} \quad (\text{dosage}) \text{ kg fuel/kg air.} \quad (3.11)$$

• **2→3 : combustion avec pertes :**

En prenant en compte la perte de charge due aux frottements du fluide, la pression à la sortie de la chambre sera :

$$P_{i2} = P_{i3} + \Delta P \quad (3.12)$$

$$\text{Avec : } P_{i3} < P_{i2}$$

$$P_{i3} = P_{i2} - \Delta P = P_{i2} \left(1 - \frac{\Delta P}{P_{i2}} \right) \quad (3.13)$$

Rendements thermique réel de la chambre de combustion :

Nous savons que la puissance calorifique du carburant est :

$$P_c = m_c \cdot P_{ci} \quad (3.14)$$

P_c : Puissance calorifique du carburant.

P_{ci} : Pouvoir calorifique inférieur.

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

$$\eta_{tr} = \frac{(m_a + m_c) \cdot C_{pg} \cdot (T_{i3} - m_a \cdot C_{pa} T_{i2})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad (3.15)$$

η_{tr} : Rendement thermique de combustion.

3.2.6 Turbine et axe de turbine : [9]

La turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et du relais d'accessoires destiné aux énergies de servitude.

Dans les turboréacteurs double-corps, la turbine est constituée d'un ou plusieurs étages (stator-rotor) à haute pression (HP) et d'un second étage à basse pression. La turbine HP, dont les ailettes sont soumises au flux des gaz de combustion les plus chauds, est la pièce la plus compliquée sur les plans de la tenue des matériaux et de l'aérodynamique.

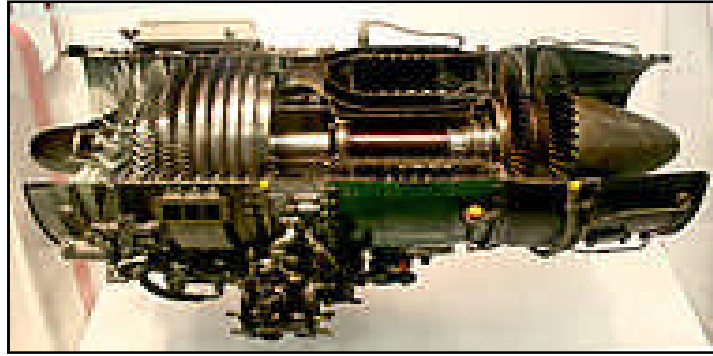


Figure. 28 : Turbine et axe de turbine

- **Etude énergétique de la section turbine : [4]**

Si nous appliquons le premier principe de la thermodynamique à ce type de transformation sur un système ouvert, nous obtenons :

$$(W_T + Q)_3^4 = (H_4 - H_3) + \left(\frac{V_4^2}{2} - \frac{V_3^2}{2} \right) + g(Z_4 - Z_3) \quad (3.16)$$

Avec : $Z_4 = Z_3$ Pas de variation de hauteur

$Q = 0$ Pas d'échange de chaleur

$$(W_T)_3^4 = (H_4 - H_3) + \left(\frac{V_4^2}{2} - \frac{V_3^2}{2} \right) \quad (3.17)$$

Pour un gaz parfait on a :

Avec : $H = C_p T$

$$(W_T)_3^4 = C_p (T_4 - T_3) + \left(\frac{V_4^2}{2} - \frac{V_3^2}{2} \right) \quad (3.18)$$

- **Rendement isentropique :**

$$\eta_{is,t} = \frac{(m_a + m_c) \cdot m_a \cdot C_p (T_{i4} - T_{i3})}{m_a \cdot C_p \cdot (T_{i4is} - T_{i3})} \quad (3.19)$$

$\eta_{is,t}$: Rendement isentropique

m_a : Masse de l'air.

m_c : Masse de carburant.

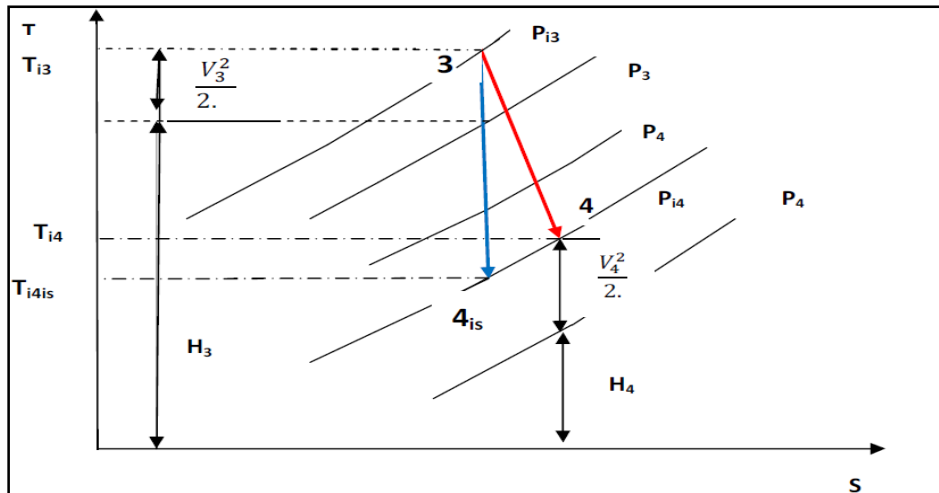


Figure. 29 : Evolution du gaz dans la turbine

3.2.7 Tuyère : [9]

La tuyère assure l'éjection des gaz brûlés ainsi que leur retour à la pression ambiante. L'accélération du flux qui en résulte génère la poussée.



Figure. 30 : Vue de Tuyères

Le rôle de la tuyère :

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

Pour les avions subsoniques, les tuyères sont convergentes ; les flux primaire et secondaire peuvent être séparés.

Pour les avions supersoniques, les tuyères sont convergentes divergentes (tuyère de Laval). Les sections du col et de sortie sont réglables de manière à assurer un bon fonctionnement de la tuyère dans tout le domaine de vol (subsonique, supersonique avec et sans post - combustion réchauffe).

- **Etude énergétique de la section tuyère : [4]**

Si nous appliquons le premier principe de la thermodynamique à ce type de transformation sur un système ouvert, nous obtenons :

$$(W_T + Q)_4^5 = [\Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P]_4^5 = (H_5 - H_4) + \left(\frac{V_5^2}{2} - \frac{V_4^2}{2} \right) + g(Z_5 - Z_4) \quad (3.20)$$

Avec : $Z_4 = Z_3$ Pas de variation de hauteur

$W_T = 0$ (canal fixe).

$Q = 0$ Pas d'échange de chaleur (adiabatique).

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

$$H_5 - H_4 + \left(\frac{V_5^2}{2} - \frac{V_4^2}{2} \right) = 0$$

$$H_4 - H_5 = \frac{V_5^2}{2} - \frac{V_4^2}{2} \quad (3.21)$$

Pour un gaz parfait on a :

Avec : $H = C_p T$

4 Détermination des performances et interprétation des résultats:

4.1 Introduction

Le présent chapitre a pour objet d'étudier le comportement du turboréacteur et de turbopropulseur au point fixe et en régime de vol.

Au point fixe, la variable se situe dans le nombre de tour, et le taux de compression.

En régime hors adaptation, les paramètres variables sont : l'altitude et la vitesse (nombre de Mach).

Cette étude au point fixe et hors adaptation nous permettra de déterminer les performances du moteur au point de vue : poussée spécifique, puissance spécifique, consommation spécifique, rendement thermique, rendement propulsif, et rendement global.

4.2 Fonctionnement hors adaptation : [7]

A titre préliminaire, il y a lieu de rappeler que le motoriste conçoit le turbopropulseur, ou le turboréacteur selon les spécifications de performances qu'il compte donner à l'appareil.

Le cycle thermodynamique théorique du moteur doit répondre aux objectifs du constructeur, de telle sorte que les cinq sections soient dimensionnées, en rapport avec la puissance, la consommation et notamment la poussée.

Une fois le cycle et le débit fixés, pour une condition de vol donnée, il devient alors possible de dimensionner chaque composant du moteur qui devra permettre de réaliser physiquement les caractéristiques nominales retenues lors de l'adaptation.

En effet, le moteur aura à fonctionner, suivant la mission impartie à l'avion qu'il équipe, dans des conditions très variées de nombre de Mach, d'altitude et de régime. Dans tout avion, la construction physique des éléments du moteur fait apparaître des limites dans leur fonctionnement. Ces limites sont de nature aérodynamique, thermique et mécanique. Les limites thermiques et mécaniques interviennent conjointement sur la durée de vie du moteur.

-Les limites thermiques concernent les niveaux de température des différents éléments du moteur.

-Les limites mécaniques concernent les niveaux de pression et de vitesses de rotation.

-Quant aux limites aérodynamiques, elles peuvent se traduire par :

Le blocage en débit de sections de passage.

Le pompage des compresseurs.

La limite de puissance des turbines.

Dans une première phase, les grandeurs thermodynamiques conçues par le motoriste sont testées sur un banc d'essai qui ne tient pas compte des variables liées à l'altitude, aux rapports de pression, à la température, à la résistance ou au prélèvement de puissance. Nous pouvons dire à ce stade que le moteur est en adaptation, en ce sens qu'il est expérimenté dans des conditions de fonctionnement idéales correspondant à un environnement stable.

Dans une seconde phase, le motoriste joue sur les paramètres de commande et les lois de fonctionnement saines du moteur.

Dans ce contexte, le constructeur devra adapter son moteur à un environnement instable ou tous les paramètres peuvent varier en temps d'altitude, de pression, de poussée ou de température, du fait que l'appareil n'est plus sur un banc d'essai, mais se trouve dans des conditions réelles de vol. Nous sommes en ce cas dans une situation hors-adaptation.

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, 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.

4.3 Les étapes de l'analyse paramétrique du cycle moteur :

Les étapes de l'analyse paramétrique du cycle moteur, a pour but de déterminer les performances du moteur (poussée spécifique, consommation spécifique), qui varient avec les conditions de vol (nombre de Mach), la limite de design (température de sortie de la chambre de combustion), les performances des composants (rendement de la turbine et autres) et les choix de construction (taux de compression).

4.4 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.

Et après on calculera les performances du moteur.

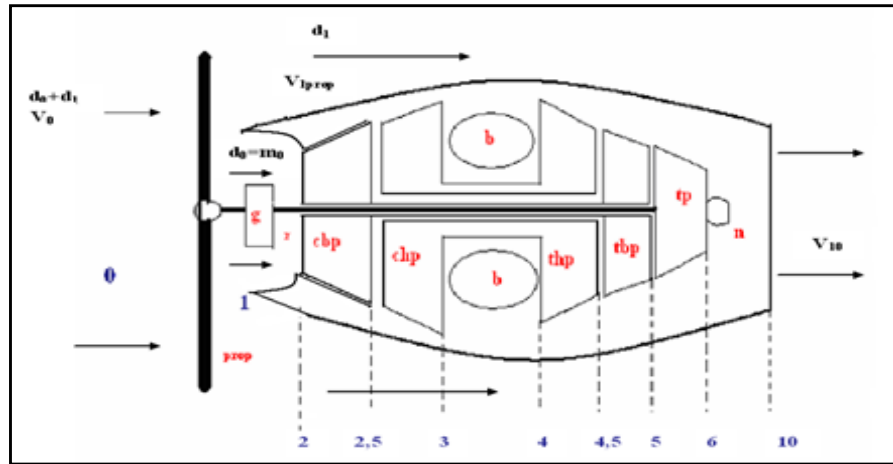


Figure. 31 : turbopropulseur à turbine libre.

4.4.1 Les paramètres adimensionnels au point fixe : [10]

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

- Entrée d'air :

$$\text{Rapport de température : } \tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2 \quad (4.1)$$

$$\text{Rapport de pression : } \pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4.2)$$

$$\text{Rapport de pression au diffuseur : } \pi_d = \pi_{d_{\max}} \cdot \eta_r \quad (4.3)$$

- Compresseur basse pression (BP) :

$$\text{Rapport de pression : } \pi_{cbp} = \left(\frac{\Pi \cdot R_1 \cdot N_1}{30} \right) \cdot \left(\frac{\mu \cdot \eta_{cbp}}{Cp_c \cdot (T_{t_2})_r} \right) + 1 \quad (4.4)$$

$$\text{Rapport de température : } \tau_{cbp} = \pi_{cbp}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \cdot \gamma_c} \right)} \quad (4.5)$$

- **Compresseur haute pression (HP) :**

$$\text{Rapport de pression : } \pi_{chp} = \left(\frac{\Pi \cdot R_2 \cdot N_2}{30} \right)^2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot \eta_{chp}}{Cp_c \cdot T_{t_2} \cdot \tau_r} \right) + 1 \quad (4.6)$$

$$\text{Rapport de température : } \tau_{chp} = \pi_{chp}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \cdot \gamma_c} \right)} \quad (4.7)$$

- **Chambre de combustion :**

$$\text{Rapport de température : } \tau_b = \frac{Cp_b}{Cp_a} \cdot \frac{T_{t_4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_b \cdot \tau_{chp} \cdot \tau_{cbp}} \quad (4.8)$$

$$\text{Rapport de pression : } \pi_b = \frac{P_{t_4}}{P_{t_3}} \quad (4.9)$$

$$\text{Rapport de } \tau_\lambda = \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{T_{t_4}}{T_0} \quad (4.10)$$

$$\text{Dosage : } f = \frac{\left(\tau_b - \frac{Cp_a}{Cp_b} \right) \cdot \tau_b}{(\eta_b \cdot P_{Cl}) / (Cp_b \cdot T_{t_4}) - 1} \quad (4.11)$$

- **Turbine haute pression (HP) :**

$$\text{Rapport de température : } \tau_{thp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_{cbp} \cdot (\tau_{chp} - 1)}{(1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}} \quad (4.12)$$

$$\text{Rapport de pression : } \pi_{thp} = \tau_{thp}^{\left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_p} \right)} \quad (4.13)$$

- **Turbine basse pression (BP) :**

$$\text{Rapport de température : } \tau_{tbp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_d (\tau_{cbp} - 1)}{(1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}} \quad (4.14)$$

$$\text{Rapport de pression : } \pi_{tbp} = \tau_{tbp}^{\left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_p} \right)} \quad (4.15)$$

- **Turbine libre :**

$$\text{Chute d'enthalpie : } \Delta H = Cp T_p \cdot T_{t_5} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{t_5}} \right)^{\frac{1 - \gamma_{tp}}{\gamma_{tp}}} \quad (4.16)$$

$$\text{Fraction de chute d'enthalpie : } \alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2 \Delta h} \left(\frac{\eta_m}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{tp}^2} \right) \quad (4.17)$$

$$\text{Rapport de température : } \tau_{tp} = 1 - \frac{\eta_{tp} \cdot \alpha \cdot \Delta h}{Cp_{tp} \cdot T_{t5}} \quad (4.18)$$

$$\text{Rapport de pression : } \pi_{tp} = \left[\frac{\tau_{tp} - 1}{\eta_{tp}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_{tp}}{\gamma_{tp} - 1}} \quad (4.19)$$

- **Tuyère :**

$$\text{Rapport de pression : } \pi_n = \frac{P_{t_{10}}}{P_{t_6}} \quad (4.20)$$

$$\text{Rapport de température : } \tau_n = \pi_n^{\left(\frac{\gamma_{tp} - 1}{\eta_p \gamma_{tp}} \right)} \quad (4.21)$$

$$\text{Vitesse a la sortie de la tuyère : } V_{10} = \sqrt{2 \cdot Cp_{tp} \cdot T_{t_6} \cdot \eta_N \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_N - 1}{\eta_N}}} \quad (4.22)$$

4.4.2 Les paramètres adimensionnels en vol (hors adaptation) : [10]

Il s'agit d'étudier maintenant les paramètres du moteur en régime de vol ou hors adaptation.

- **Compresseur basse pression (BP) :**

En appliquant la notion de conservation du MFP dans le compresseur BP, nous aurons :

$$MFP_2 = \frac{Q_p \sqrt{T_{t_2}}}{P_{t_2} \cdot S_2} \quad (4.23)$$

$$MFP_{2,5} = \frac{Q_p \cdot \sqrt{T_{t_{2,5}}}}{P_{t_{2,5}} \cdot S_{2,5}} \quad (4.24)$$

Où : S_2 et $S_{2,5}$ sont respectivement les sections entrée et sortie du compresseur BP. La conservation des débits et le rapport (4.23) et (4.24) donnent :

$$\left(MFP_2 / MFP_{2,5} \right) = \frac{\pi_{cbp} \cdot S_{2,5}}{\sqrt{\tau_{cbp}} \cdot S_2} = Cte \quad (4.25)$$

$$\text{Donc : } \frac{\pi_{cbp} \cdot S_{2,5}}{\sqrt{\tau_{cbp}} \cdot S_2} = Cte = \frac{(\pi_{cbp})_r}{(\sqrt{\tau_{cbp}})_r} \cdot \frac{S_{2,5}}{S_2} \quad (4.26)$$

Sachant que $\pi = \tau^{\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)}$ et on égalisant les deux équations, on aura la première équation :

$$\tau_{cbp} = \left(\frac{(\pi_{cbp})_r}{\sqrt{(\tau_{cbp})_r}} \right)^{\frac{2(\gamma_c-1)}{\gamma_c}} \quad (4.27)$$

Puis du résultat du rendement isentropique, tel qu'est défini dans la définition dans le chapitre précédent, nous obtenons le rapport suivant :

$$\pi_{cbp} = \left[1 + \eta_{IS_{cbp}} \cdot (\tau_{cbp} - 1) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.28)$$

- **Compresseur haute pression (HP) :**

L'équilibre mécanique du compresseur / turbine HP.

$$(1 + f) \cdot \tau_b \cdot (1 - \tau_{thp}) \cdot \eta_m = \tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_{cbp} \cdot (\tau_{chp} - 1) \quad (4.29)$$

De la même façon, en introduisant le même rapport pour le cycle réel et en faisant l'équilibre, on obtient :

$$\tau_{chp} = \left(\frac{\tau_b}{(\tau_b)_r} \right) \cdot \left(\frac{(\tau_r)_r}{\tau_r} \right) \cdot \left(\frac{(\tau_{cbp})_r}{\tau_{cbp}} \right) \cdot ((\tau_{chp})_r - 1) + 1 \quad (4.30)$$

Et de la :

$$\pi_{chp} = \left[1 + \eta_{is_{chp}} \cdot (\tau_{chp} - 1) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.31)$$

- **Chambre de combustion :**

$$\tau_b = \frac{T_{t_4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_{chp} \cdot \tau_{chp}} \quad (4.32)$$

$$f = \frac{\left(\tau_b - \frac{Cp_a}{Cp_b} \right) \cdot \tau_b}{(\eta_b \cdot P_{cl}) / (Cp_b \cdot T_{t_4}) - 1} \quad (4.33)$$

- **Turbine haute pression (HP) :**

La turbine HP est comprise entre deux cols ; en amont son propre distributeur et en aval, le distributeur de la turbine BP .A haut régime, les distributeurs sont soniques, alors l'écoulement est considéré amorcé.

Si nous introduisons la notion du paramètre du débit réduit MFP (massic flow rate parameter) défini par :

$$MFP = \frac{Q \cdot \sqrt{T_t}}{P_t \cdot S} \quad (4.34)$$

Si nous introduisons toujours le rapport MFP, on a

$$MFP_4 = \frac{Q_4 \cdot \sqrt{T_{t_4}}}{P_{t_4} \cdot S_4} \quad (4.35)$$

$$MFP_{4,5} = \frac{Q_{4,5} \cdot \sqrt{T_{t_{4,5}}}}{P_{t_{4,5}} \cdot S_{4,5}} \quad (4.36)$$

Tel que : S_4 et $S_{4,5}$ sont respectivement les sections entrées et sortie turbine haute pression.

$$\text{On a : } \frac{MFP_{4,5}}{MFP_4} = 1 \quad (4.37)$$

Puisque l'écoulement est sonique, le nombre de Mach ne varie pas et par conséquent, le MFP ne varie pas aussi.

Si nous appliquons le même procédé au cycle réel, on aura :

$$\left(\frac{MFP_{4,5}}{MFP_4} \right)_r = 1 \quad (4.38)$$

- Turbine basse pression (BP) :

La turbine basse pression est interposée entre deux cols. En amont se trouve son propre distributeur et en aval, le distributeur de la turbine libre. En appliquant la conservation de paramètre du débit, on a :

$$\frac{\pi_{tbp}}{\sqrt{\tau_{tbp}}} = \left(\frac{\pi_{tbp}}{\sqrt{\tau_{tbp}}} \right)_r \quad (4.39)$$

$$\text{Ou : } \tau_{cbp} = \pi_{cbp} \left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \cdot \gamma_c} \right) \quad (4.40)$$

Donc : $\pi_{tbp} = Cte$ et $\tau_{tbp} = Cte$

- Turbine libre :

La turbine libre est comprise entre le col de son propre distributeur et l'entrée de la tuyère. Dans ce cas, on applique la conservation du débit, soit :

$$MFP_5 = \frac{Q_5 \cdot \sqrt{T_{t_5}}}{P_{t_5} \cdot S_5} \quad (4.41)$$

$$\text{Et : } MFP_6 = \frac{Q_6 \cdot \sqrt{T_{t_6}}}{P_{t_6} \cdot S_6} \quad (4.42)$$

Ou : S_5 et S_6 sont respectivement les sections de l'entrée et la sortie de la turbine libre.

Si on applique le même principe pour le cycle réel, on aura :

$$(MFP_5)_r = \left(\frac{Q_5 \cdot \sqrt{T_{t_5}}}{P_{t_5} \cdot S_5} \right)_r \quad (4.43) \quad \text{Et :} \quad (MFP_6)_r = \left(\frac{Q_6 \cdot \sqrt{T_{t_6}}}{P_{t_6} \cdot S_6} \right)_r \quad (4.44)$$

Puisque l'écoulement est sonique, à l'entrée de la turbine libre, le paramètre du débit est conservé, d'où :

$$(MFP_5)_r = (MFP_5)$$

En faisant intervenir cette égalité dans l'équation précédente, on aura :

$$\pi_{tbp} = (\pi_{tbp})_r \cdot \sqrt{\frac{\tau_{tbp}}{(\tau_{tbp})_r}} \cdot \frac{(MFP_6)_r}{MFP_6} \quad (4.45)$$

$$\text{Ou : } M_6 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{tp} - 1} \cdot \left[\left(\frac{P_{t_6}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_{tp} - 1}{\gamma_{tp}}} - 1 \right]} \quad (4.46)$$

$$\text{Et : } MFP_6 = \frac{M_6}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M_6^2 \right)^{\frac{\gamma_{tp} + 1}{2(\gamma_{tp} - 1)}}} \quad (4.47)$$

M_6 : Est le nombre de Mach à la sortie de la turbine libre.

- Tuyère d'éjection :

La tuyère est un convergent dans lequel l'écoulement est isentropique, sans échange ni de chaleur, ni de travail. On se trouve dans le même cas de figure que l'entrée d'air.

En théorie, la pression totale se conserve tout le long de la tuyère, lorsqu'il n'y a pas d'onde de choc. En pratique, à cause des frottements, la pression chute légèrement tout le long de la tuyère. Le rendement de cette dernière est donc le rapport de la pression totale en sortie tuyère par la pression totale à l'entrée. Ce rendement est de l'ordre de 0.99.

Lorsqu'on considère une tuyère d'avion, la pression totale amont de la tuyère est celle de sortie turbine haute pression. Quand à la pression en aval, elle sera égale à la pression atmosphérique (tuyère adaptée). On aura deux cas de fonctionnement :

Sub-critique $M < 1$ (subsonique)

Critique $M = 1$ (sonique)

- Fonctionnement sub-critique :

On appelle rapport sub-critique, le rapport $\frac{P_t}{P}$ lorsqu'on a un Mach inférieur à 1 et aussi :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_0} \geq \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4.48)$$

Cela nous conduit à :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_{10}} = \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4.49)$$

$$P_{t_6} = P_{t_{10}} \text{ (Transformation adiabatique)}$$

$$P_{10} = P_0 \text{ (Détente complète des gaz)}$$

- **Fonctionnement critique :**

Dans ce cas, on a :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_0} = \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4.50)$$

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{pt} p \cdot T_{t_6} \cdot \eta_N \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_N - 1}{\eta_N}}} \quad (4.51)$$

4.5 Les Performances du moteur : [10]

Les paramètres adimensionnels (au point fixe et au vol) définissant le moteur étant reliés, nous pouvons donc les classer en variables constantes, indépendantes et dépendantes.

Nous considérons comme : constants, tous les rendements ; indépendantes, les conditions de vol (P_{s0} , T_{s0} et M_0) et certaines pertes de pressions, dépendants, tous les taux de détente, de compressions et rapports de températures.

Le calcul des performances est établi en deux étapes :

- Première étape :

Une fois les conditions de vol imposées, nous calculons les différents rapports de températures et de pressions ainsi que les rendements de chaque élément pour un point fixe que nous considérons comme référence (indice 'r').

- Deuxième étape :

Il s'agit de calculer des paramètres dimensionnels.

4.5.1 Au point fixe :

- **Poussée spécifique :**

$$T_{SPE} = (T_{SPEn})_r = (1 + (f)_r) \cdot (V_{10})_r - (V_0) \quad (4.52)$$

- **Puissance spécifique :**

$$P_{SPE} = \frac{P_{eq}}{d_0} \quad (4.53)$$

Avec : $(P_{eq})_r = (P_e)_r + \left(\frac{(T_{SPEn})}{8.5} \right)$

$$(Pe)_r = \left(\eta_g \cdot \eta_{mi} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (\alpha)_r \cdot cp_t \cdot (T_{i4}) \cdot \left(1 - ((\pi_d)_r \cdot (\pi_r)_r \cdot (\pi_c)_r \cdot (\pi_b)_r)^{\frac{1-\gamma_t}{\gamma_t}} \right) \right) - (d_0)_r (T_0)_r \cdot (\tau_r)_r \cdot cp_c \cdot ((\tau_c)_r - 1)$$

- **Consommation spécifique**

$$(C_{SPE})_r = \frac{(f)_r \cdot 3600}{(P_{SPE})_r} \quad (4.54)$$

- **Rendement propulsif :**

$$(\eta_p)_r = \frac{\eta_{prop} \cdot (P_{eq})_r}{(P_{eq})_r + \frac{1}{2} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (V_{10}^2)_r} \quad (4.55)$$

- **Rendement thermique :**

$$(\eta_{th})_r = \frac{(P_{eq})_r + \frac{1}{2} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (V_{10}^2)_r}{(f)_r \cdot hpr} \quad (4.56)$$

- **Rendement global :**

$$(\eta_{gl})_r = (\eta_{th})_r \cdot (\eta_p)_r \quad (4.57)$$

4.5.2 En hors adaptation :

- **Poussée spécifique :**

$$T_{SPE} = T_{SPEprop} + T_{SPEn} \quad (4.58)$$

$$T_{SPEprop} = \beta \cdot (V_{1P} - V_0) \quad (4.59)$$

$$\text{Avec } \beta = c p_{tp} \cdot \eta_g \cdot 2 \cdot (1 + f) \cdot \left(\frac{T_{t5} - T_{t6}}{V_{1P}^2 - V_0^2} \right) \quad \text{et} \quad V_{1P} = \frac{2 \cdot V_0}{\eta_{PROP}} - V_0$$

$$T_{SPEn} = (1 + f) \cdot V_{10} - V_0 \quad (4.60)$$

- **Puissance spécifique :**

$$P_{SPE} = \frac{P_{eq}}{d_0} \quad (4.61)$$

$$\text{Avec } P_{eq} = P_e + \frac{T_{SPEn} V_0}{\eta_{PROP}}$$

$$\text{Et } P_e = (\eta_g \cdot \eta_{ml} \cdot d_0 \cdot (1 + f) \cdot \alpha \cdot c p_t \cdot T_{t4} \cdot (1 - \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_b)^{\frac{1-\gamma_c}{\gamma_c}} - (d_0 \cdot T_0 \cdot \tau_r \cdot c p_c \cdot (\tau_c - 1)))$$

- **Consommation spécifique :**

$$C_{SPE} = \frac{f \cdot 3600}{P_{SPE}} \quad (4.62)$$

- **Rendement propulsif :**

$$\eta_p = \frac{T_{SPE} \cdot V_0}{\frac{\beta}{2} \cdot (V_{1P}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot (1 + f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot V_0^2} \quad (4.63)$$

- **Rendement thermique :**

$$\eta_{th} = \frac{\frac{\beta}{2} \cdot (V_{1P}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot (1 + f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot V_0^2}{f \cdot hpr} \quad (4.64)$$

- **Rendement global :**

$$(\eta_{gl}) = (\eta_{th}) \cdot (\eta_p) \quad (4.65)$$

4.6 Etude des paramètres du turboréacteur au point fixe et en vol :

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

Et après on calculera les performances de moteur.

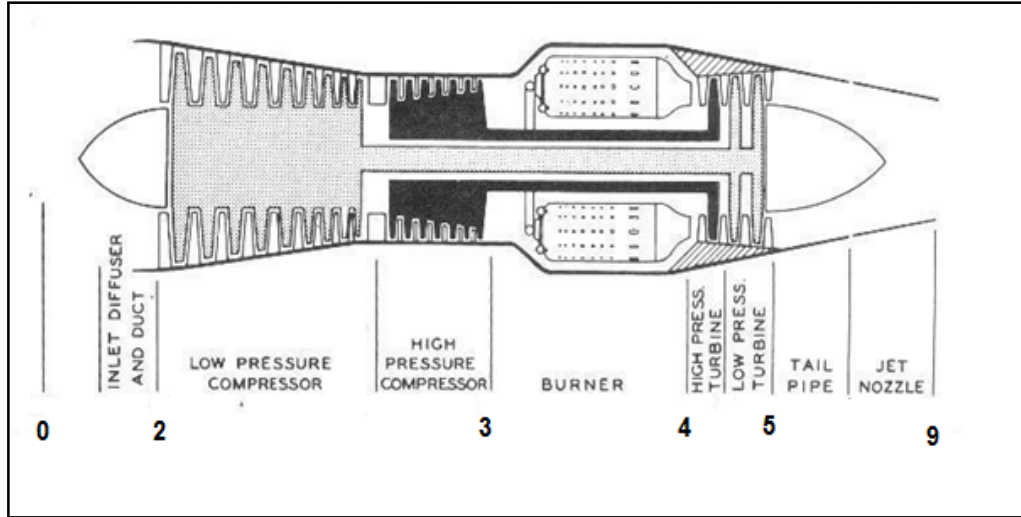


Figure. 32 : Turboréacteur simple flux, représentation des différentes stations

4.6.1 Les paramètres adimensionnels au point fixe : [10]

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

Pour le turboréacteur après l'initialisation des données comme :

$$M_0, T_0, d_0, \gamma, C_p, h_{pR}, \pi_{dmax}, \pi_b, \pi_n, e_c, e_t, \eta_b, \eta_m, \frac{P_0}{P_9}, T_{max}.$$

Après le calcul de :

$$R = \frac{\gamma-1}{\gamma} C_p \quad (4.66)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0} \quad (4.67)$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \quad (4.68)$$

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (4.69)$$

$$T_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad (4.70)$$

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{2 \tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1)} \quad (4.71)$$

$$f = \frac{c_p T_0}{h_{pR}} (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad (4.72)$$

On aura les performances de moteur au point fixe :

- **Poussée spécifique :**

$$(T_{SPE})_r = \left(\frac{T}{d_0}\right)_r = \frac{a_0}{g_0} \left(\frac{V_9}{a_0} - M_0\right) \quad (4.73)$$

- **Consommation spécifique :**

$$(C_{SPE})_r = \frac{f}{\frac{T}{d_0}} \cdot 3600 \quad (4.74)$$

- **Rendement propulsif :**

$$(\eta_p)_r = \frac{2M_0}{\frac{V_9}{a_0} + M_0} \quad (4.75)$$

- **Rendement thermique :**

$$(\eta_{th})_r = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c} \quad (4.76)$$

- **Rendement global :**

$$(\eta_{gl})_r = (\eta_p)_r \cdot (\eta_{th})_r \quad (4.77)$$

4.6.2 Les paramètres adimensionnels en vol (hors adaptation) : [10]

Il s'agit d'étudier maintenant les paramètres du moteur en régime de vol ou hors adaptation.

On va initialiser d'abord des données comme :

$$T_0, \gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}, h_{pR}, \pi_{dmax}, \pi_b, \pi_n, \pi_r, e_c, e_t, \eta_b, \eta_m, \frac{P_0}{P_9}, T_{max}, \pi_c$$

Après le calcul de :

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot C_{pc} \quad (4.78)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \cdot C_{pt} \quad (4.79)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0} \quad (4.80)$$

$$V_0 = a_0 \cdot M_0 \quad (4.81)$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_{t-1}}{2} \cdot M_0^2 \quad (4.82)$$

$$\pi_c = (\tau_r)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} \quad (4.83)$$

$$\eta_c = 1 \quad (4.84)$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} \cdot \eta_r \quad (4.85)$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} \cdot T_{t4}}{C_{pt} \cdot T_0} \quad (4.86)$$

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} \quad (4.87)$$

$$\eta_c = \frac{(\pi_c)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (4.88)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c}{h_{pR} \cdot \eta_b \cdot (C_{pc} \cdot T_0) - \tau_\lambda} \quad (4.89)$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\eta_m(1+f)\tau_\lambda \cdot \tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad (4.90)$$

$$\pi_t = (\tau_t)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1)C_t}} \quad (4.91)$$

$$\eta_t = 1 \quad (4.92)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_\eta \quad (4.93)$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t-1} \left(\frac{(P_{t9})^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}}{P_0} - 1 \right)} \quad (4.94)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}} \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \quad (4.95)$$

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \cdot \sqrt{\frac{\gamma_t \cdot R_t \cdot T_9}{\gamma_c \cdot R_c \cdot T_0}} \quad (4.96)$$

On aura les performances de moteur en hors adaptation :

- **Poussée spécifique :**

$$T_{SPE} = \frac{T}{d_0} = \frac{a_0}{g_0} \left[(1+f) \cdot \left(\frac{V_9}{a_0} \right) - M_0 + (1+f) \cdot \left(\frac{R_t T_9 T_0}{R_c \frac{V_9}{a_0}} \right) \cdot \left(\frac{1 - \frac{P_0}{P_9}}{\gamma_c} \right) \right] \quad (4.97)$$

- **Consommation spécifique :**

$$C_{SPE} = \frac{f}{\frac{T}{d_0}} \cdot 3600 \quad (4.98)$$

- **Rendement propulsif :**

$$\eta_p = \frac{2 \cdot g_c \cdot V_0 \left(\frac{f}{m_0} \right)}{a_0^2 \left[(1+f) \cdot \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 - M_0^2 \right]} \quad (4.99)$$

- **Rendement thermique :**

$$\eta_{th} = a_0^2 \frac{\left[(1+f) \cdot \left(\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 - M_0^2 \right) \right]}{2 \cdot g_c \cdot f \cdot h_{pR}} \quad (4.100)$$

- **Rendement global :**

$$\eta_{gl} = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (4.101)$$

4.7 Interprétation des résultats :

La programmation en matlab du cas d'étude a pour but de calculer les performances d'un turbopropulseur PW127F, et d'un turboréacteur JT 4 A. Il comporte deux parties principales

Etape 1 :

-Pour le cycle réel, on introduit le nombre de mach, la température maximale à la sortie de la chambre de combustion, le débit d'air, et le pouvoir calorifique inférieur, ainsi que les rapports de pression et de température. En ce qui concerne les rendements, nous introduisons les rendements polytropiques et isentropiques.

-Pour le cycle hors adaptation, on introduit l'altitude, la température maximale à la sortie de la chambre de combustion, le pouvoir calorifique inférieur. En ce qui concerne les rendements, nous introduisons les rendements polytropiques et isentropiques initiaux. Pour les valeurs de référence, nous avons le débit d'air, ainsi que les rapports de pression et de température.

Etape 2 :

-Si nous introduisons les données des paramètres adimensionnels du cycle réel et que nous calculerons nous obtenons des graphes qui correspondent aux performances du moteur en réel (poussée spécifique, rendement propulsif, rendement thermique, rendement global, consommation spécifique).

-Si nous introduisons les données des paramètres du cycle hors adaptation et que nous calculerons nous obtenons des graphes qui correspondent aux performances du moteur en vol hors adaptation (poussée spécifique, puissance spécifique, rendement propulsif, rendement thermique, rendement global, consommation spécifique).

Le résumé des équations et le déroulement du programme pour les deux cycles que se soit (en point fixe ou en hors adaptation) pour les deux moteurs à savoir le turbopropulseur ou le turboréacteur, (sont en annexe).

4.7.1 Résultats au point fixe pour le turbopropulseur :

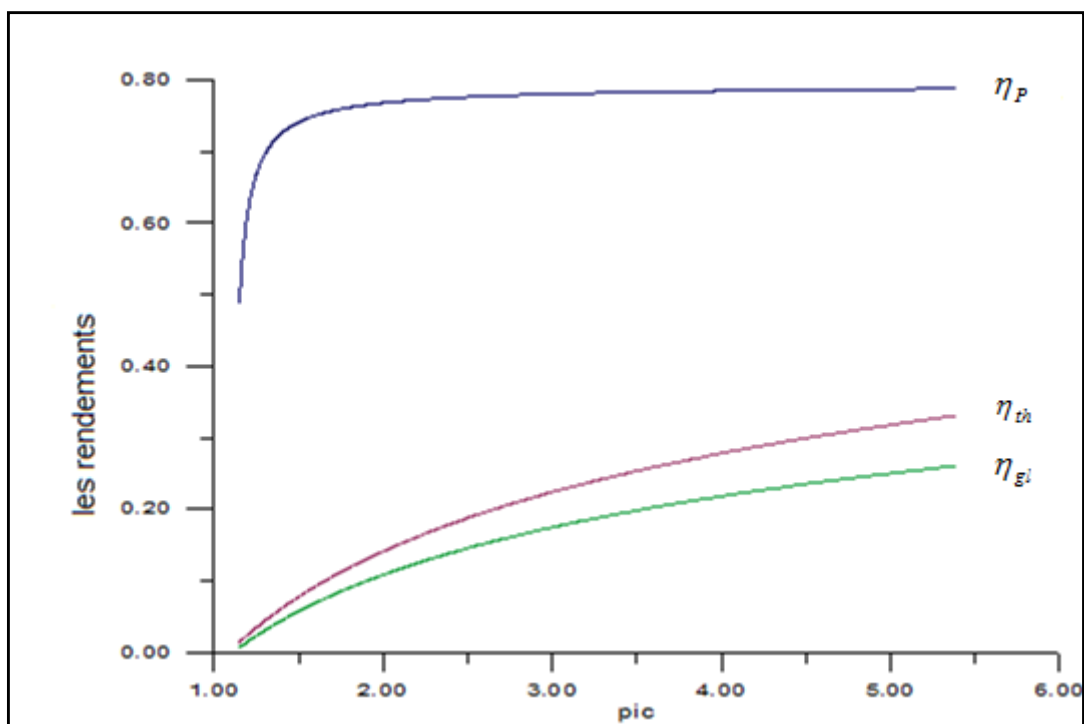


Figure. 33 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du taux de compression.

Les rendements, thermique, propulsif et global augmentent avec le taux de compression.

Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance utile.

4.7.2 Résultats au vol pour le turbopropulseur :

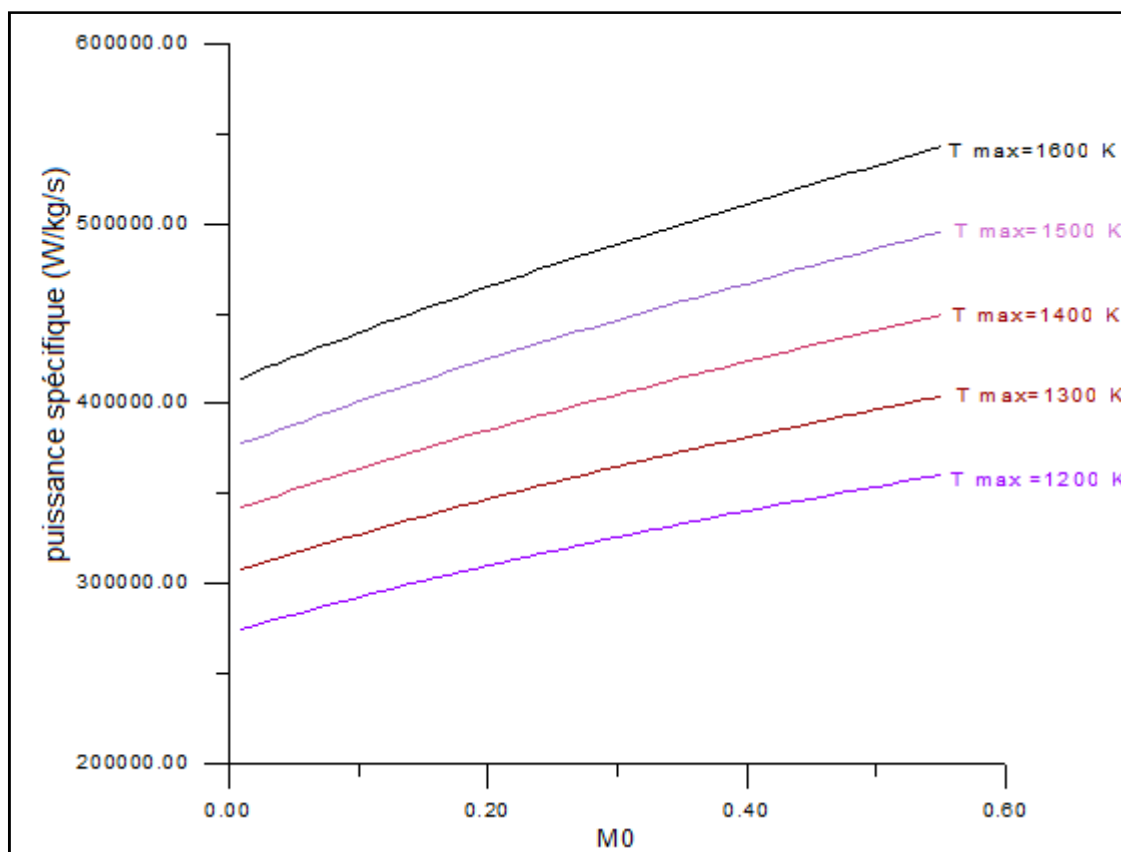


Figure. 34 : Evolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes températures de combustion.

La puissance spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de Mach et la température de combustion, en raison de, l'augmentation du débit d'air.

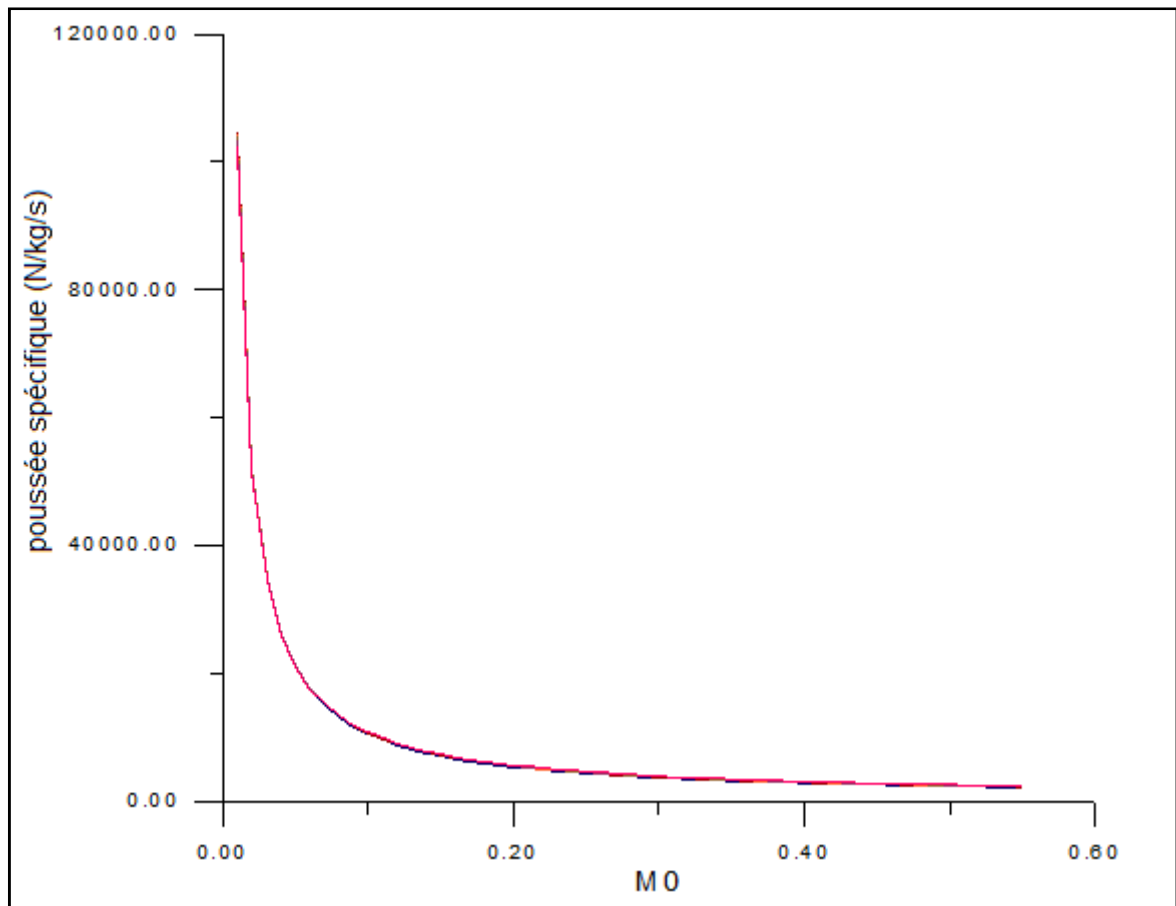


Figure. 35 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach.

La poussée spécifique diminue en fonction du nombre de Mach, en raison de, l'augmentation du débit d'air et de la consommation spécifique.

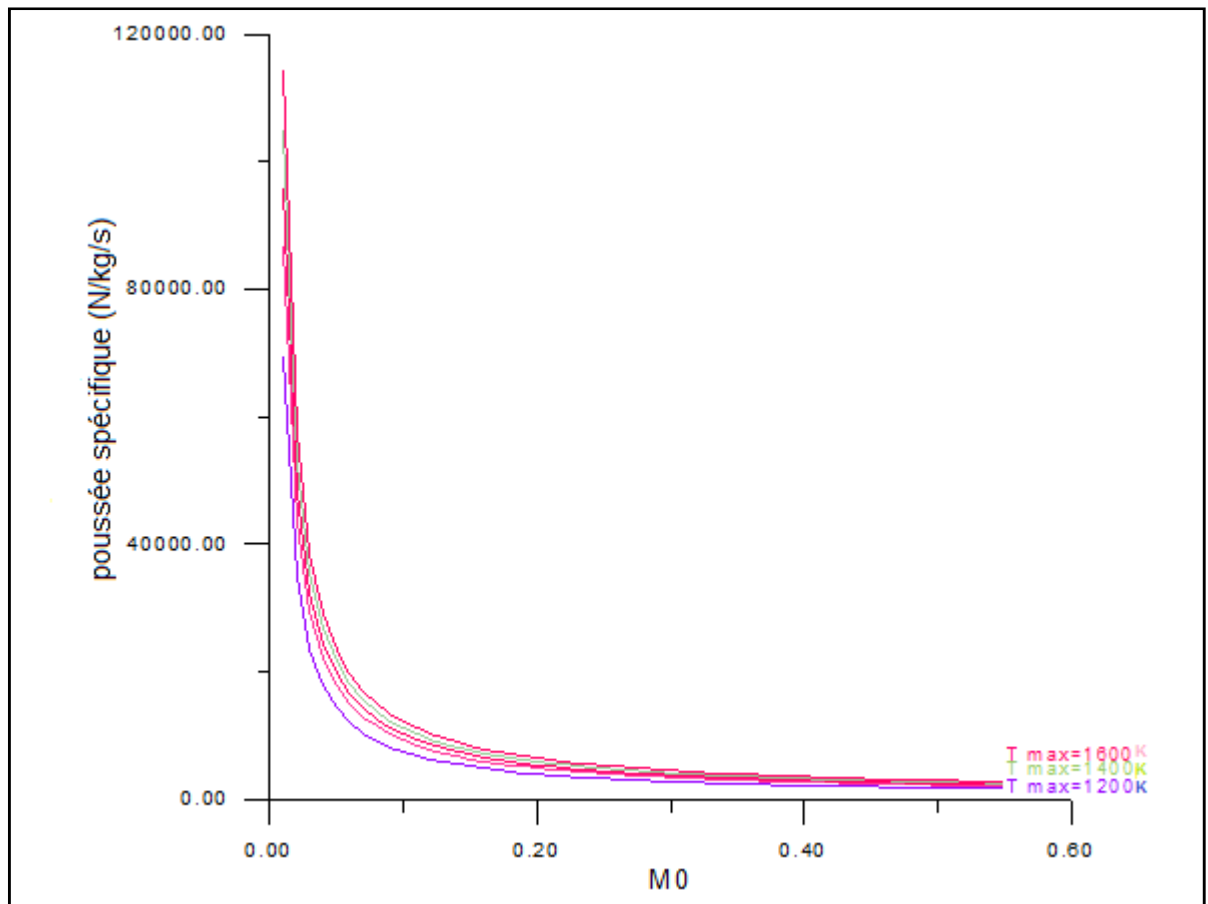


Figure. 36 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach à différentes températures maxi de combustion.

En faisant varier la température de combustion et le nombre de Mach, la poussée spécifique aura tendance à augmenter, en raison de, l'augmentation de la puissance spécifique.

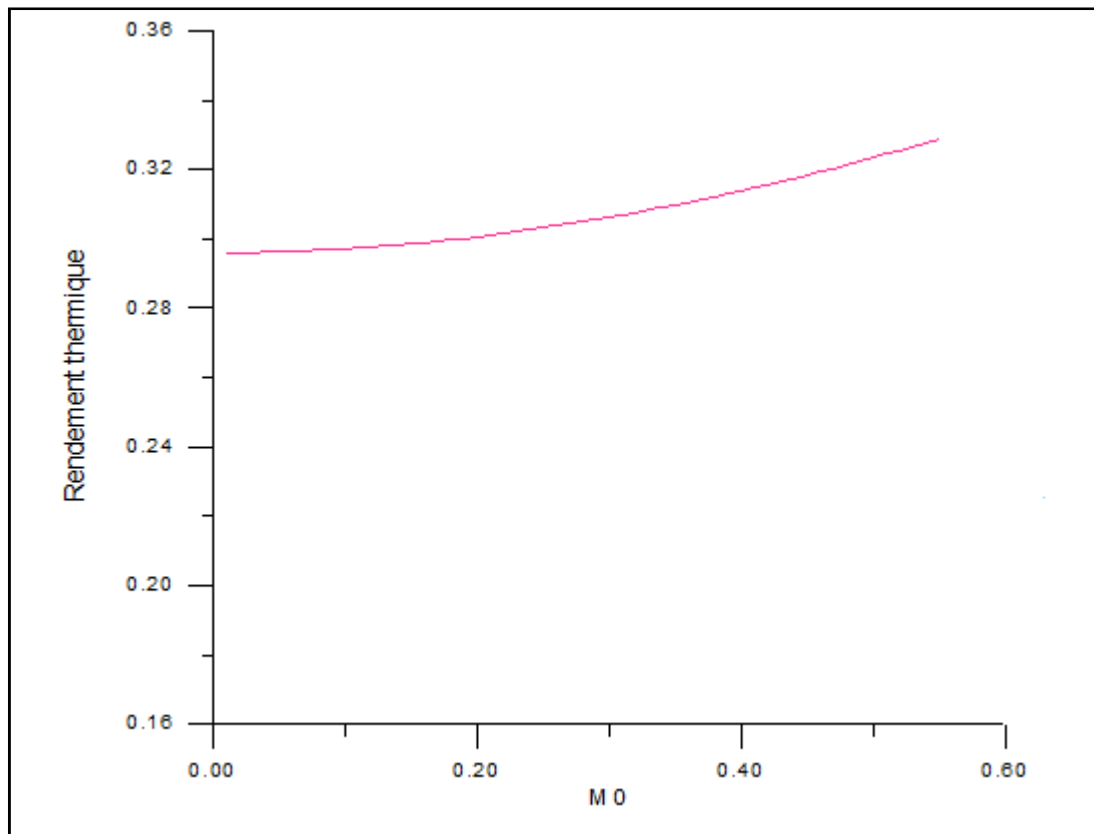


Figure. 37 : Evolution du rendement thermique, en fonction du nombre de Mach.

Nous constatons que le rendement thermique augmente avec le nombre de Mach, du fait de l'augmentation du débit d'air et de la puissance.

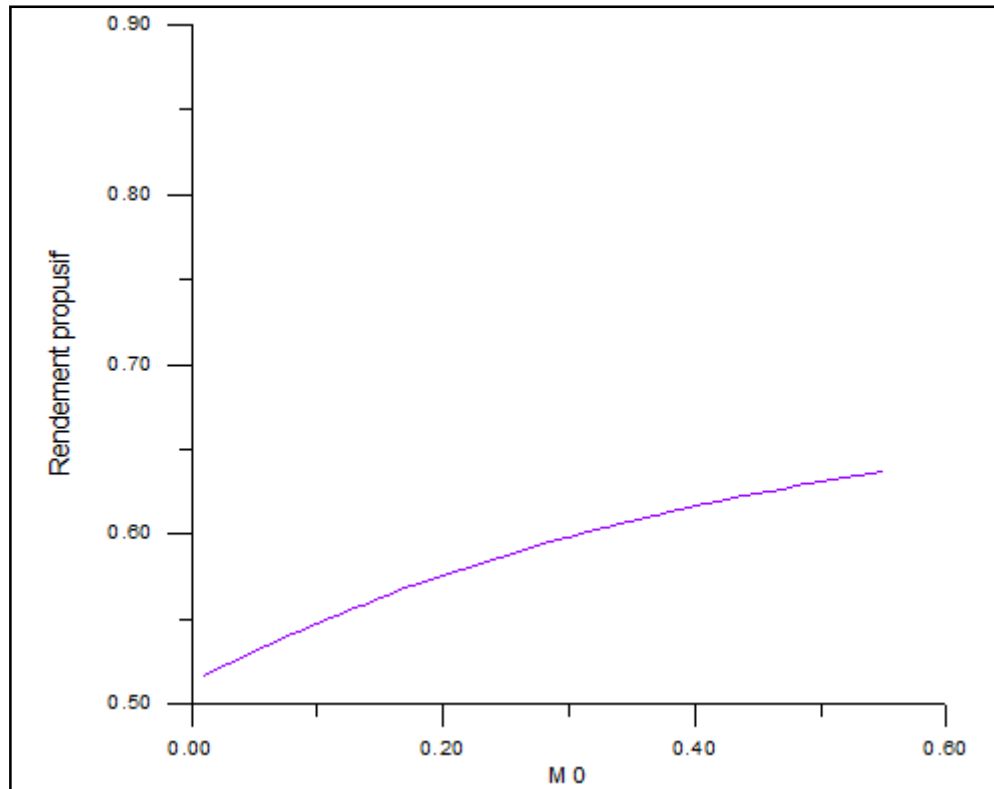


Figure. 38 : Evolution du rendement propulsif, en fonction du nombre de Mach.

Pour une altitude déterminée et un nombre de Mach variable, nous constatons que le rendement propulsif augmente à une certaine valeur du nombre de Mach puis a tendance à se stabiliser. Cette stabilisation s'explique par le fait que la vitesse d'avancement de l'avion est supérieure à la vitesse d'éjection. Le rendement propulsif est d'autant plus grand que le rapport $\frac{F}{mV_0}$ est plus petit

Si En fait varier l'altitude, pour un nombre de Mach constant, le rendement propulsif a tendance à diminuer à cause de la diminution du débit d'air et de la puissance.

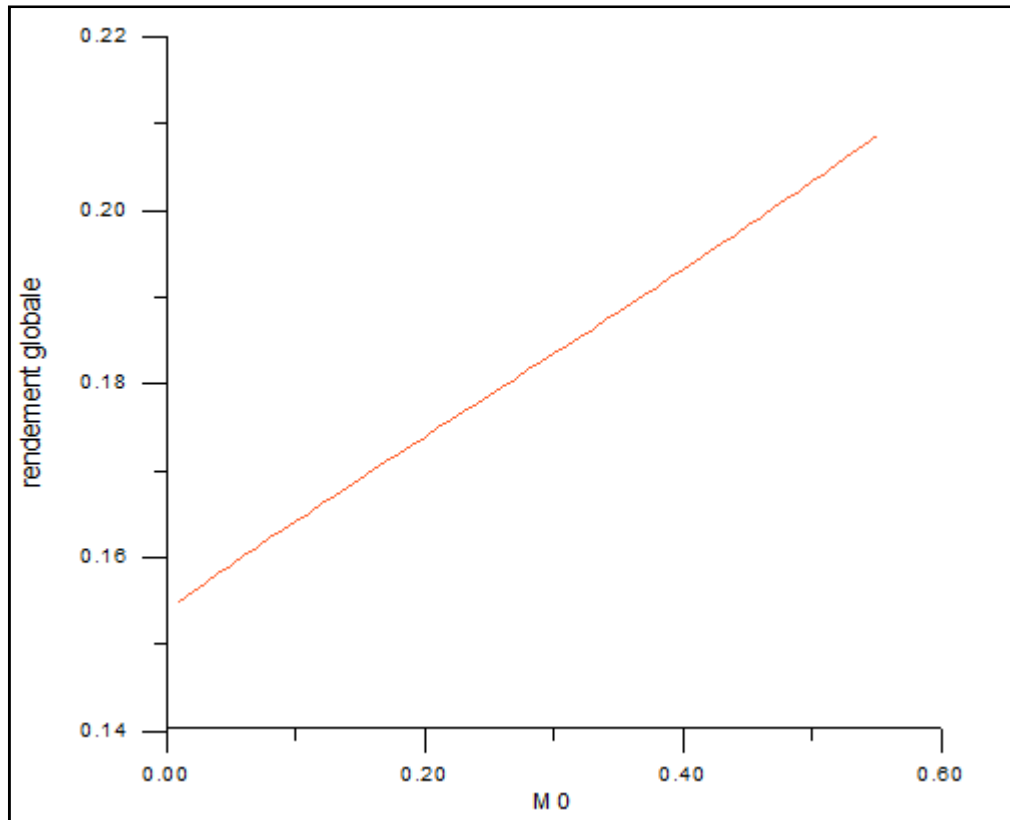


Figure. 39 : Evolution du rendement global, en fonction du nombre de Mach.

Nous constatons que rendement global augmente avec le nombre de Mach, en raison de, l'augmentation de la puissance et de la vitesse d'éjection.

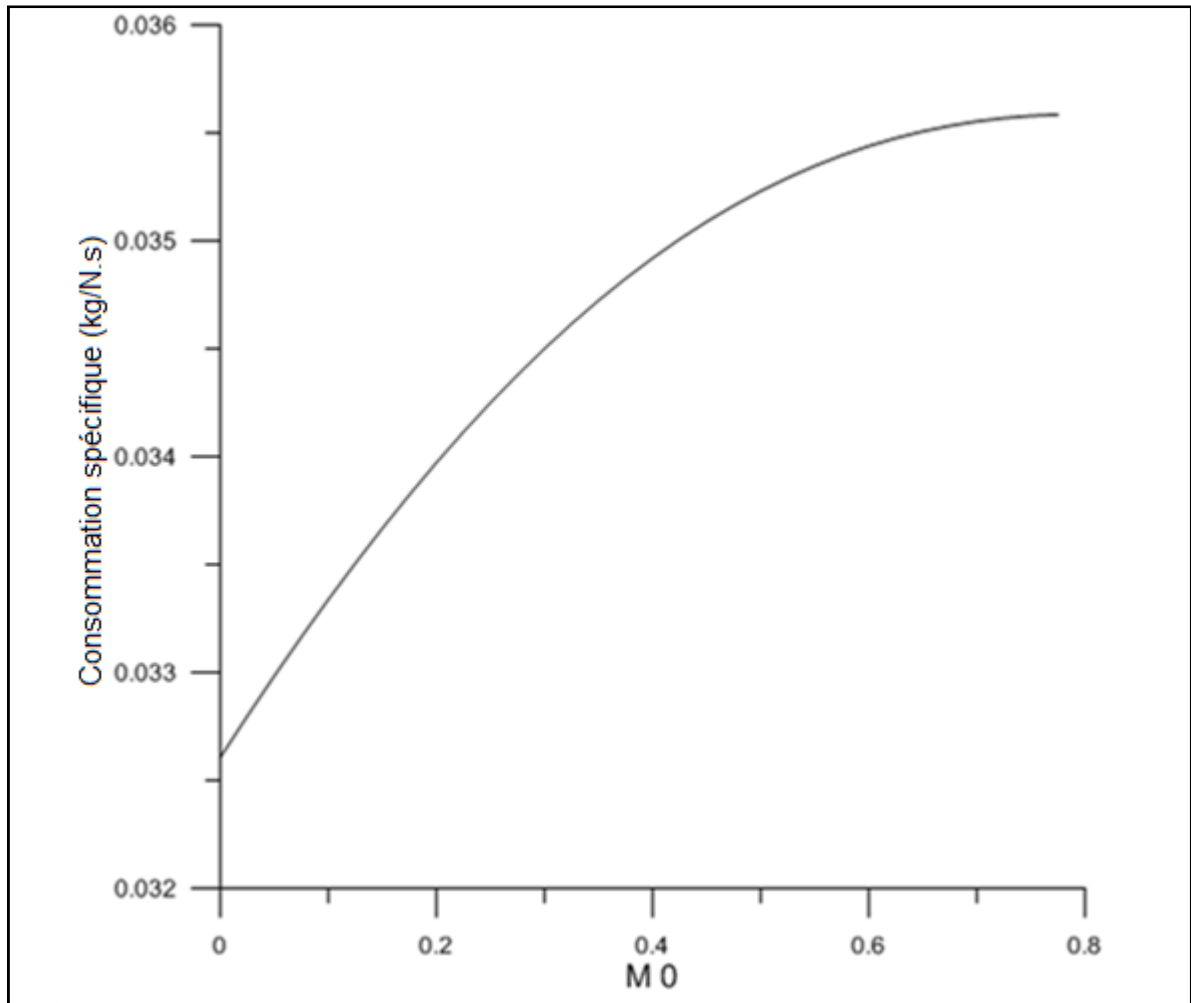


Figure. 40 : Evolution de consommation spécifique, en fonction du nombre de Mach.

La consommation spécifique augmente en fonction de nombre de Mach, et sa par l'augmentation de débit d'air et la diminution de la poussée.

4.7.3 Résultats au point fixe pour le turboréacteur :

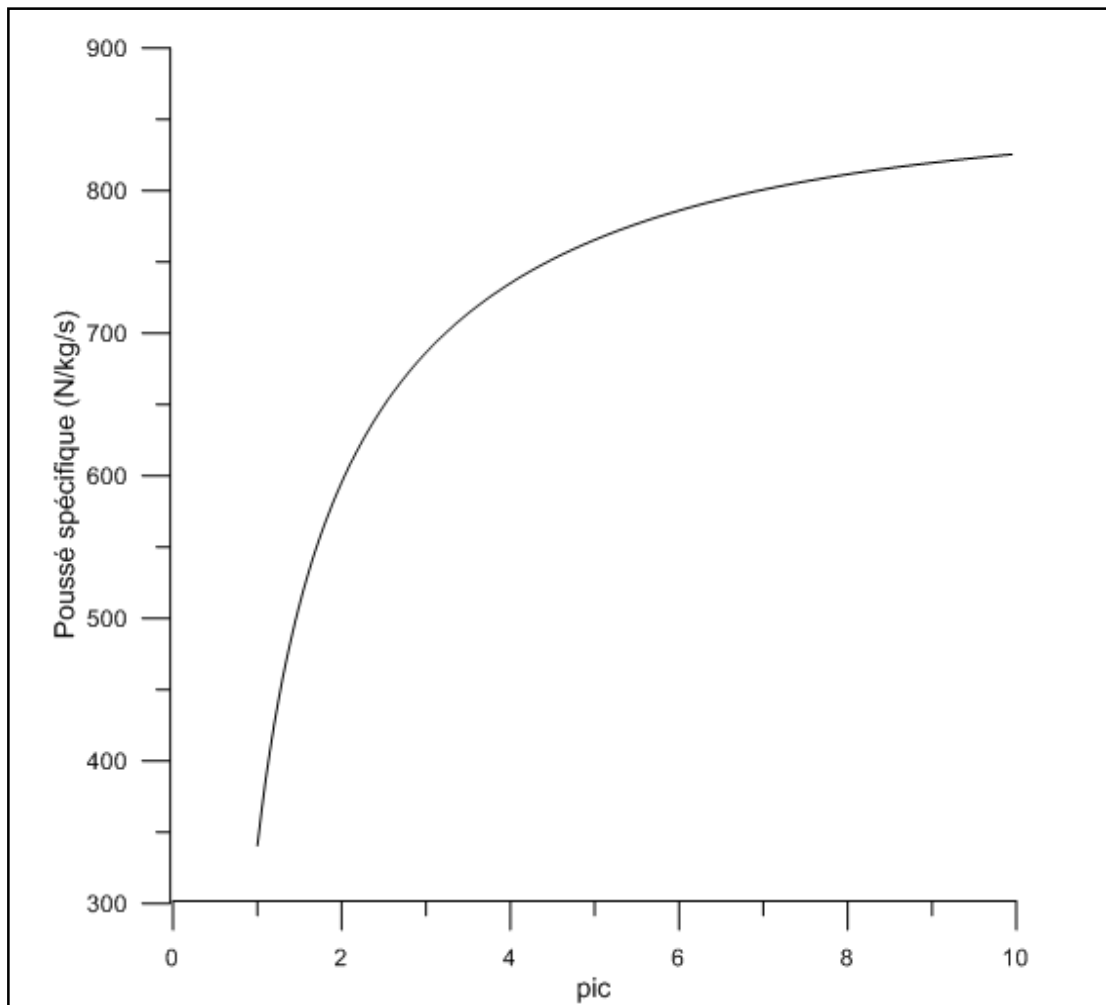


Figure. 41 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du taux de compression

La poussée spécifique augmente en fonction de taux de compression.

Pour le turboréacteur pour avoir une meilleur pousse il faut diminuer le nombre de Mach a l'entrée.

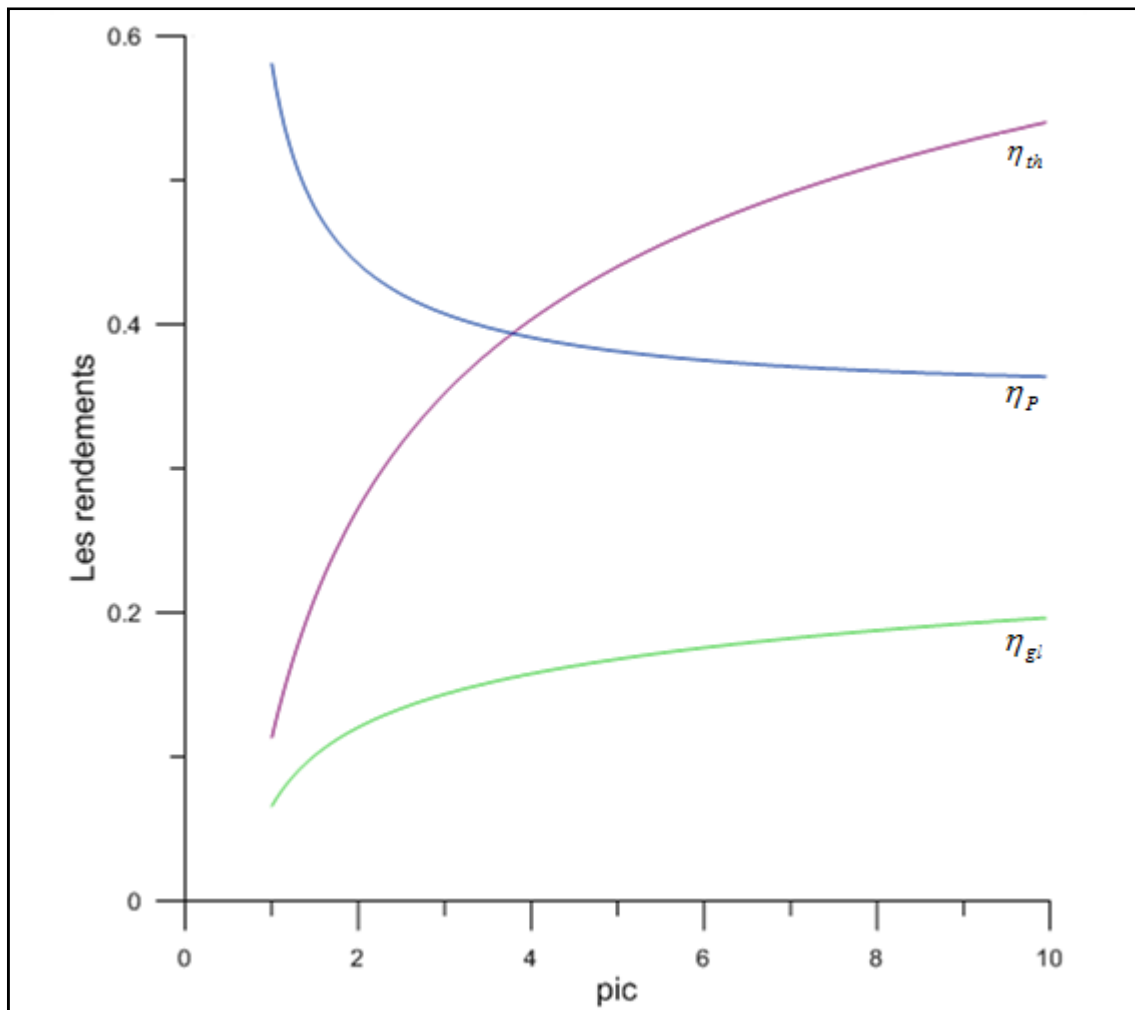


Figure. 42 : Evolution des rendements propulsif, thermique et global en fonction du taux de compression.

Les rendements thermique et global augmente en fonction de taux de compression, cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance thermique et sa on augmentant le débit d'air.

Le rendement propulsif a tendance à diminuer en fonction de taux de compression, cette diminution s'explique par l'augmentation de la puissance thermique par rapport a la puissance de propulsion.

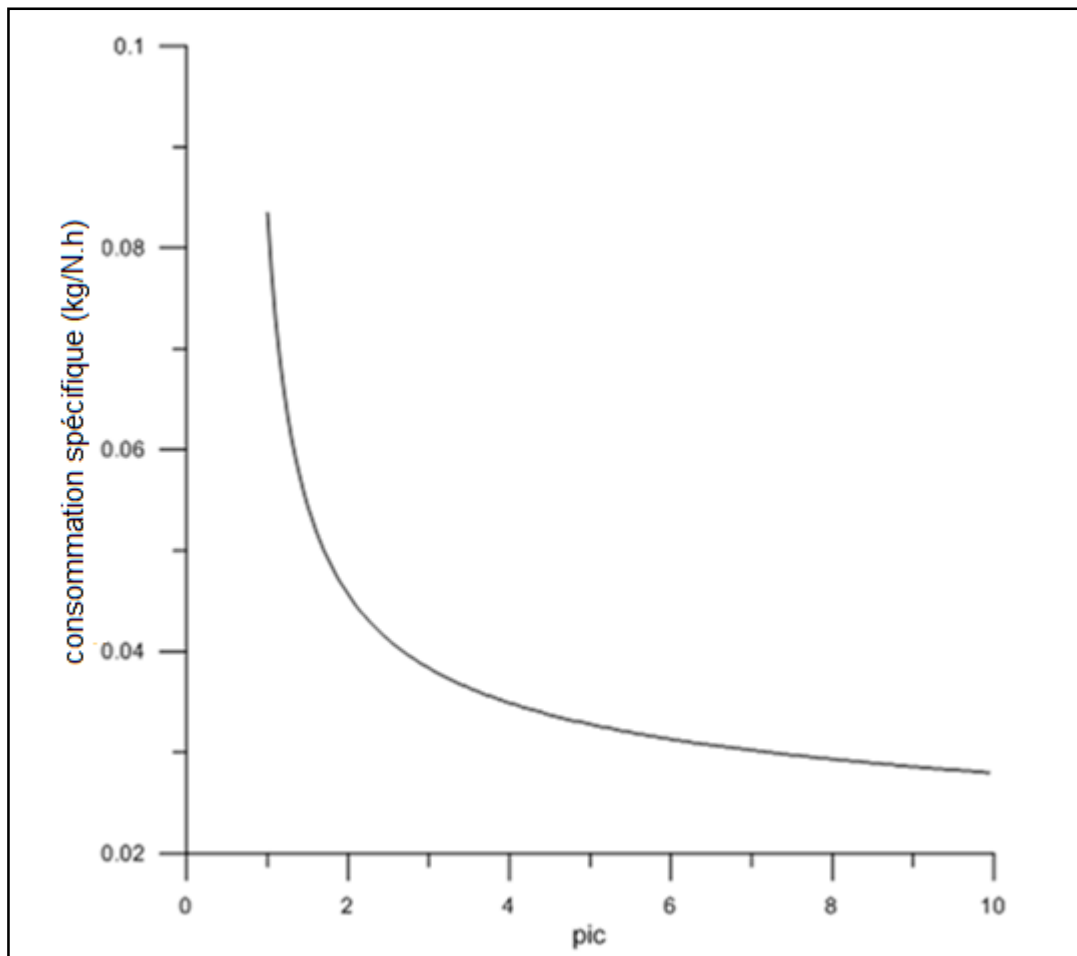


Figure. 43 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression.

La consommation spécifique diminue avec le rapport de pression (pic), cette tendance se conserve pour des nombres de mach différent,

La consommation spécifique se voit élever pour des rapports de pression inférieur à 5 , elle diminue progressivement pour des rapports de pression croissant pour devenir presque stable et voir même insensible à la variation de ce rapport au delà de (pic) égale à 10.

4.7.4 Résultats Au vol pour le turboréacteur :

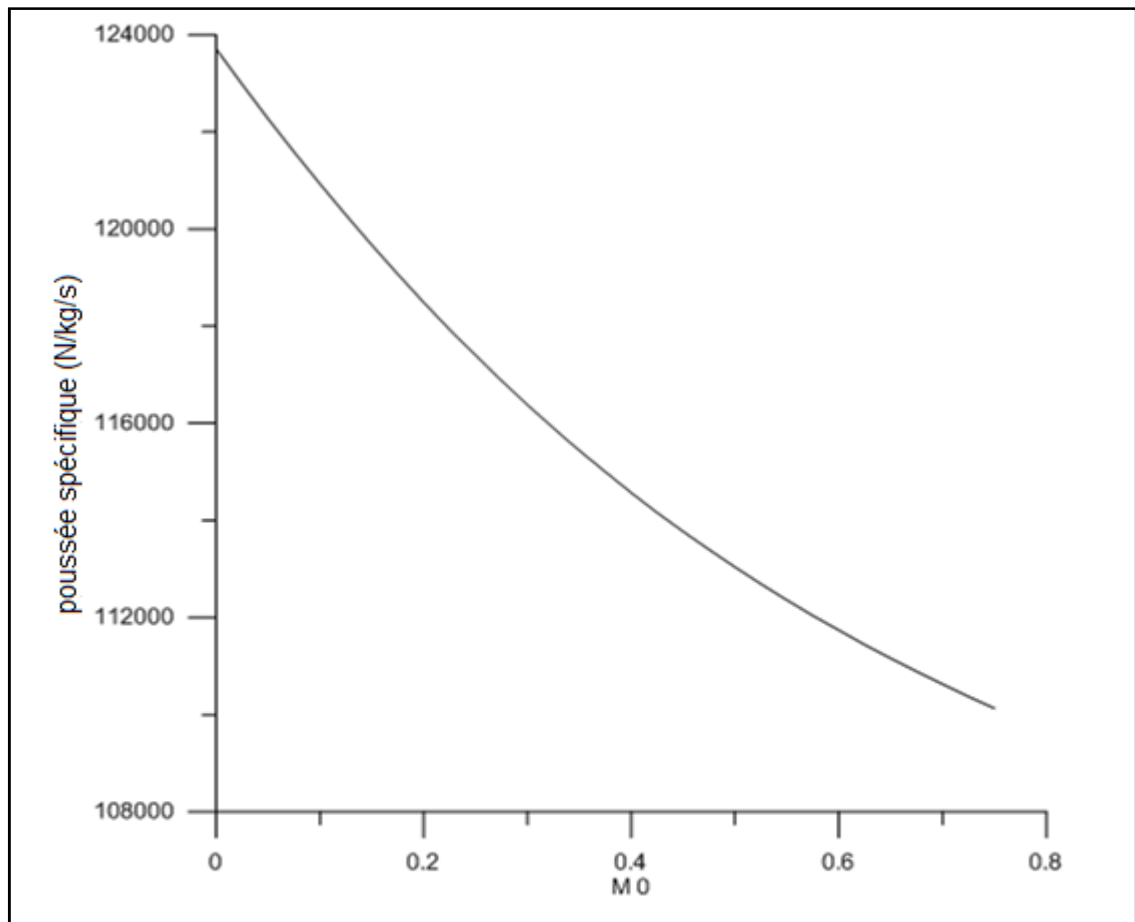


Figure. 44 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach.

La poussée spécifique diminue en fonction de nombre de Mach, en raison de l'augmentation de la vitesse déjection des gaz et leurs débit massique.

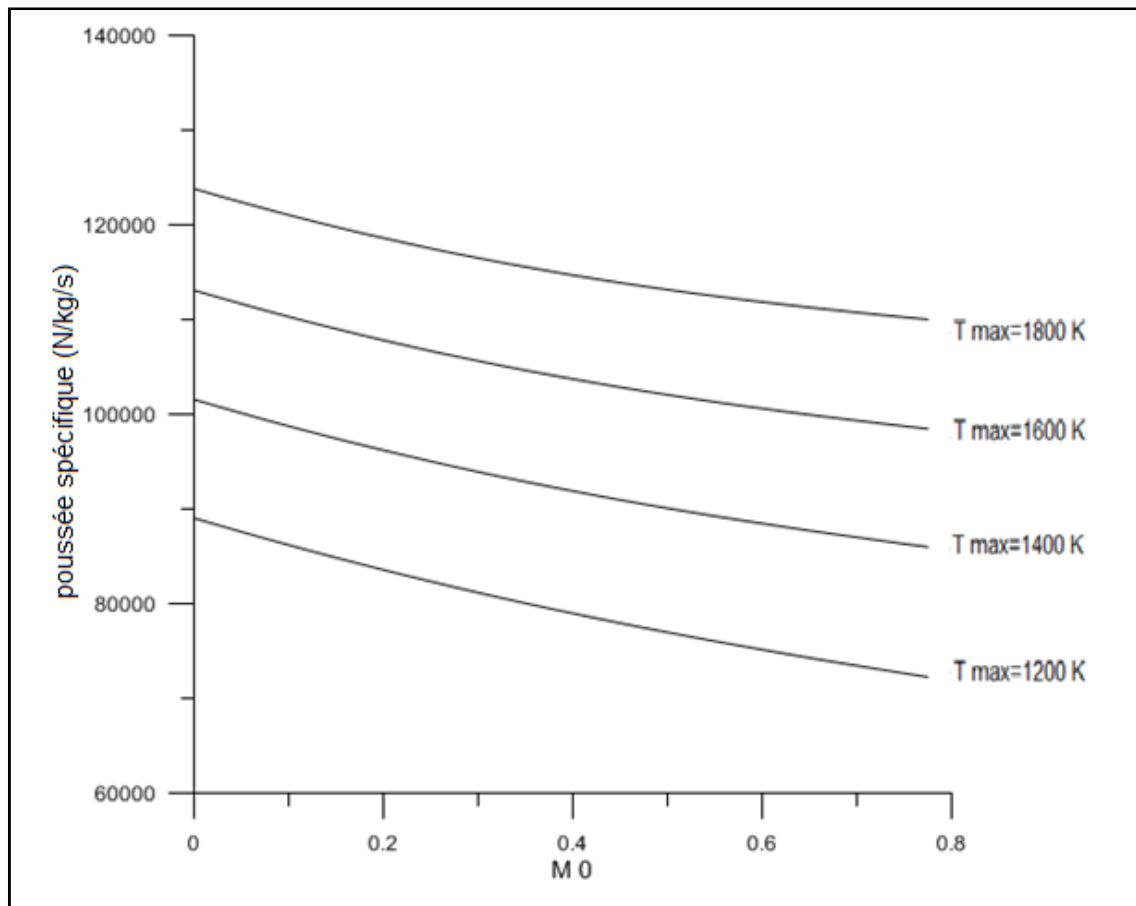


Figure. 45 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach à différentes températures de combustion.

En faisant varier la température de combustion et le nombre de Mach, la poussée spécifique aura tendance à augmenter, en raison de, l'augmentation de débit d'air.

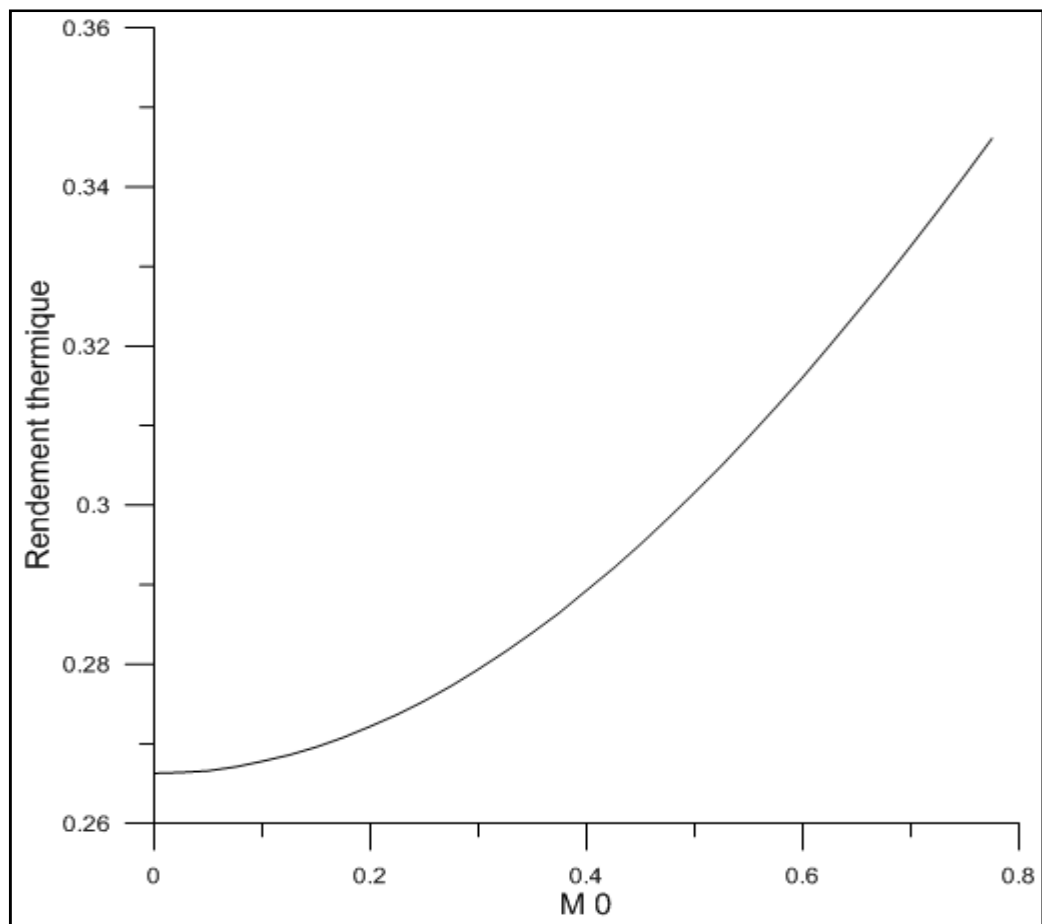


Figure. 46 : Evolution de rendement thermique, en fonction du nombre de Mach.

Le rendement thermique augmente avec le nombre de Mach, du fait de l'augmentation de débit d'air et de la puissance thermique.

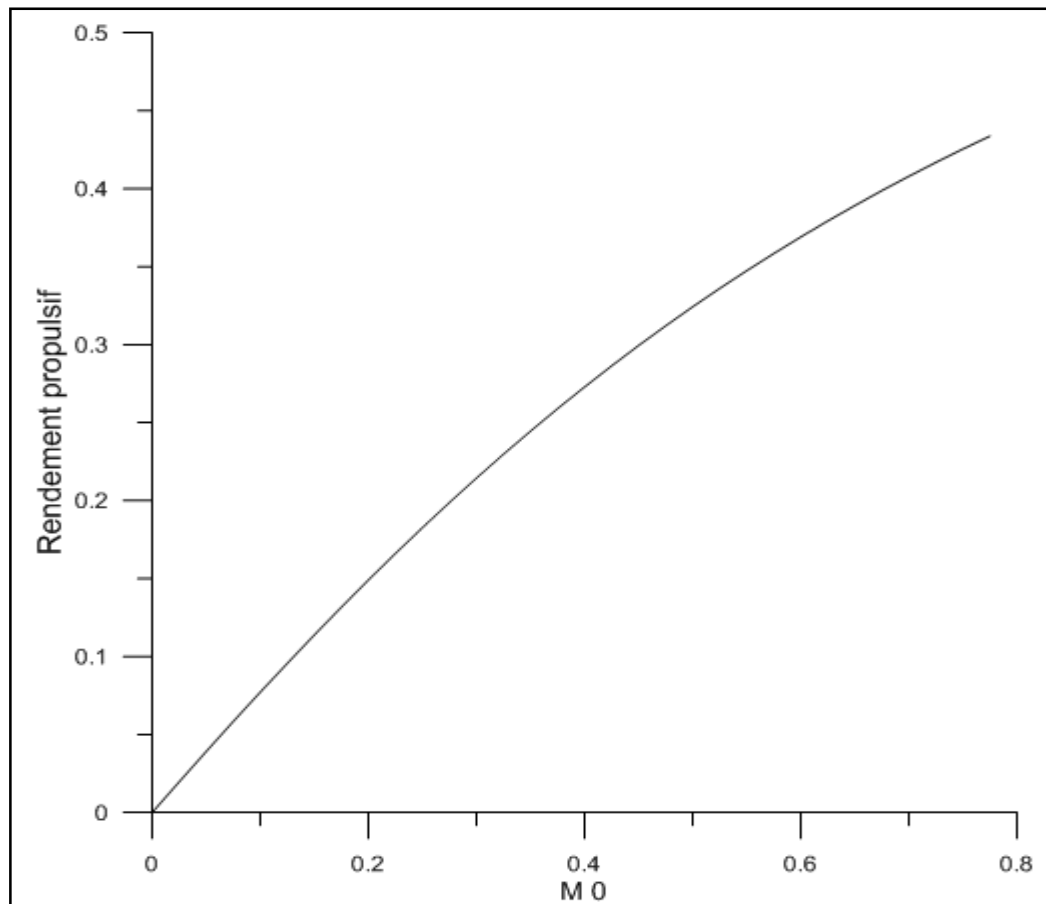


Figure. 47 : Evolution de rendement propulsif, en fonction du nombre de Mach.

Au vol le rendement propulsif augment avec le nombre de Mach et cella est dû par l'augmentation de la puissance de propulsion.

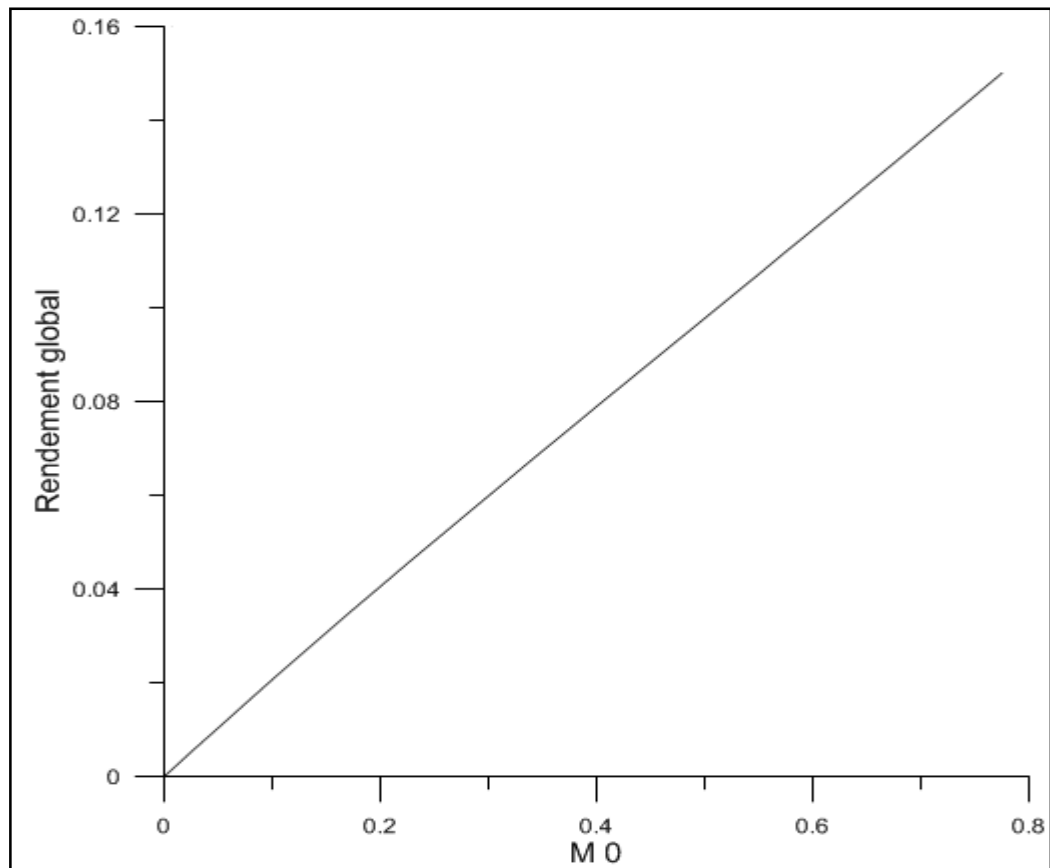


Figure. 48 : Evolution de rendement global, en fonction du nombre de Mach.

Nous ne constatons que le rendement global augment avec le nombre de Mach.

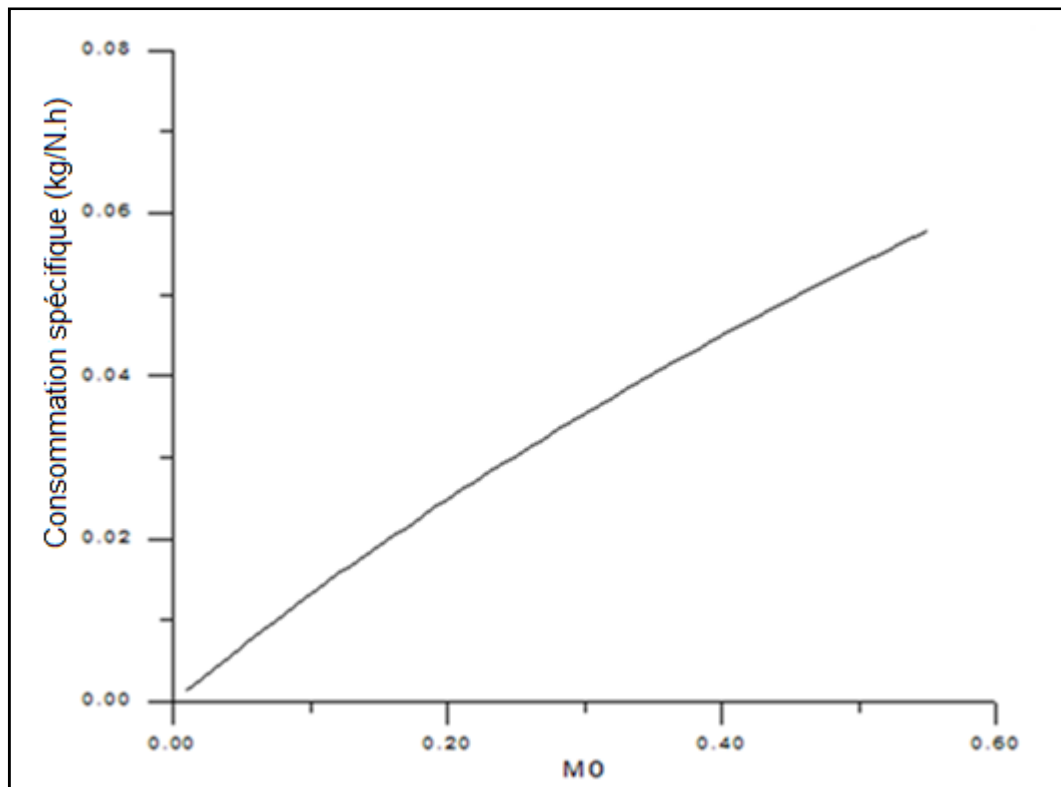


Figure. 49 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du nombre de Mach.

Nous constatons une augmentation de la consommation spécifique, en fonction du nombre de mach, en raison de la diminution de la poussée.

Mais pour un nombre de Mach constant et d'altitude variable, nous constatons une diminution de la consommation spécifique à cause de la diminution du débit d'air.

4.8 Conclusion générale :

Le présent mémoire nous a permis, à travers l'étude de cas du turbopropulseur PW127F, et de turboréacteur JT 4 A, de déterminer leurs valeurs de performances, en cycle de fonctionnement réel et en cycle hors adaptation.

Suite à ces résultats et après analyse, nous pouvons dresser une étude comparative entre les deux moteurs.

- Au point de vue rendement, le turbopropulseur présente des rendements plus élevés dans les faibles vitesses de vol (le Mach limite est de 0.7).
- Le turbopropulseur, du fait de sa consommation spécifique plus faible, offre un coût d'exploitation plus faible, et une endurance plus grande dans la durée.
- une gamme de puissance étendue et élevée, donc un couple plus faible à même puissance, et un rapport poids/puissance plus intéressant.
- Et par contre le turboréacteur offre une grande poussée, donc des vitesses maximales plus grandes par rapport au turbopropulseur dont sa vitesse est plus limitée.
- Et on peut rajouter à tout ça le niveau de vibration et le niveau de bruit du turbopropulseur qui sont plus faibles par rapport au turboréacteur.

A la lumière de ses considérations la recherche des performances plus élevées en termes de poussée se concentre essentiellement sur deux voies : l'augmentation du taux de compression Et l'augmentation de la température d'injection.

Aux États-Unis, en 1953, General Electric développe le J79, dont le compresseur comporte 17 étages, 6 des stators étant à incidence variable. Ce dernier sera produit en 16 500 exemplaires. En 1949, Pratt & Whitney développe le premier réacteur double corps qui amènera au développement du J57 militaire utilisé sur les Boeing B-52 et KC-135, ainsi que les Douglas Skywarrior.

En dehors du Concorde, supersonique, les avions commerciaux sont limités à des vitesses subsoniques. L'augmentation de la poussée n'est donc nécessaire que pour propulser des avions de plus en plus lourds.

Après le choc pétrolier, les recherches portent aussi sur des moteurs dont la consommation spécifique, le rapport entre la consommation de carburant et la poussée obtenue, est la plus faible possible. La concurrence se révèle très forte entre les trois principaux motoristes, Rolls-Royce au Royaume-Uni, Pratt & Whitney aux États-Unis et

CFM, consortium entre l'américain General Electric et le français Snecma, et ceci d'autant plus que Boeing ou Airbus laissent aux compagnies aériennes le choix du propulseur. Les développements portent donc essentiellement sur un nouveau type de turboréacteur, le turbo fan ou turboréacteur à double flux, qui peut être considéré comme intermédiaire entre le turboréacteur et le turbopropulseur. Le premier développement est réalisé par Rolls-Royce avec le Conway .

Enfin pour un travail futur, il serait très utile, d'intégrer l'effet des pertes de charge, ou d'introduire des paramètres de conception et de certaines contraintes.

Références Bibliographiques :

- [1]: Moteur d'avion, G. Daverdin TOME 1. Edition: 1994.
- [2] : Les turbines à gaz, Centre d'Instruction Turbomeca, Edition : Mai 1993.
- [3]: Les réacteurs : principe de fonctionnement, Irwin A.Treager, Edition : 1989.
- [4] : Mécanique et thermodynamique de propulsion, Philip G. Hill; Carl R. Peterson, Edition : 1989.
- [5] : Le turbopropulseur, P.Lepourry.Edition1990.
- [6] : Aircraft Maintenance (AMM) de L'ATR 72 (description, opération).
- [7] : Fonctionnement hors adaptation des turbomachines, Victor Bensimhon, Edition: 1986.
- [8] : Elément de propulsion, A. Carrere, Edition : E.N.S.A.E 1987.
- [9] : Le turboréacteur théorie, G. Lehmann; P. Lepourry, Edition : 1990.
- [10]: Element of gas turbine propulsion, Jack .D: Mattingly, Edition: 1996.

CARACTERISTIQUES ET SPECIFICATIONS DE L'ATR 72-500 :

Dimensions externes	
Envergure	27,050 m
Longueur	27,166 m
Largeur maximale du fuselage	2,865 m
Hauteur	7,65 m
Largeur du train principal	4,10 m
Empattement	10,77 m
Diamètre de l'hélice	3,93 m
Distance entre le centre des hélices	8,10 m
Distance entre l'hélice et le fuselage	0,835 m
Distance entre l'hélice et le sol	1,10 m
<u>Porte passager (arrière gauche)</u>	
Hauteur	1,75 m
Largeur	0,75 m
<u>Porte de service (arrière droite)</u>	
Hauteur	1,22 m
Largeur	0,61 m
<u>Porte cargo/bagage (avant gauche)</u>	
Hauteur	1,53 m
Largeur	1,275 m
<u>Sortie de secours</u>	
Hauteur	0,91 m
Largeur	0,51 m
<u>Sortie de secours de l'équipage</u>	
Longueur	0,51 m
Largeur	0,48 m
Dimensions internes	
Longueur de la cabine (exclu le poste de pilotage)	19,21 m
Largeur maximale	2,570 m
Largeur maximale au sol	2,263 m
Hauteur maximale	1,91 m
Surface au sol	41,7 m ²
Volume	76 m ³

<u>Bagage/cargo -compartiment- Volume</u>	
Avant configuré avec 68 passagers	<i>5,8 m³</i>
Avant configuré avec 70 passagers	<i>4,0 m³</i>
Avant configuré avec 72 passagers	<i>4,6 m³</i>
Arrière toute configuration	<i>4,8 m³</i>
Surface	
Alaire	<i>61 m²</i>
Ailerons	<i>3,75 m²</i>
Volets	<i>12,28 m²</i>
Aérofreins	<i>1,34 m²</i>
Gouverne de direction	<i>11,73 m²</i>
Gouverne de profondeur	<i>3,32 m²</i>
Motorisation	
Moteur	<i>PW127F</i>
Hélice	<i>Hamilton</i>
Pales	<i>6 /568F</i>
Poids et chargement	
Nombre de passagers	<i>68 à 72</i>
Poids à vide opérationnel	<i>12950 kg=28550 Lb</i>
Poids maximum de carburant	<i>5000 kg=11023 Lb</i>
Charge utile maximum	<i>7050 kg=15542 Lb</i>
Poids maximum au décollage	<i>22000 kg=48501 Lb</i>
Poids maximum à l'atterrissage	<i>21850 kg=48171 Lb</i>
Poids maximum sans carburant	<i>20000 kg=44092 Lb</i>
Poids maximum de la rampe	<i>22175 kg=48876 Lb</i>
Charge alaire maximum	<i>352,5 kg/m²</i>
Performance	
Vitesse maximum de croisière	<i>511 Km/h (276 kt)</i>
Vitesse de croisière économique	<i>250 kt</i>
Altitude maximale	<i>7625 m=7,625 km=25000 ft</i>
Distance de décollage	<i>(1220 à 1290) m</i>
Distance d'atterrissage	<i>(1050 à 1070) m</i>
Distance franchissable	<i>(1325 à 1650) Km</i>
A ISA+10°C et à une charge de 97% du poids maximum au décollage	<i>3050 m=10000 ft</i>

ISA, niveau de la mer	<i>1223 m=4012 ft</i>
ISA+10°C à 915 m	<i>1300 m=4265 ft</i>
ISA, niveau de la mer pour un vol de 556 Km avec 68 passagers	<i>1079 m=3540 ft</i>
Niveau de la mer au poids maximum autorisé à l'atterrissage	<i>1048 m=3438 ft</i>
Distance franchissable avec 68 passagers	<i>1324 Km (715 mn)</i>
Niveau de bruit (estimé, FAR Pt 36)	
Décollage	<i>79 EPNdB</i>
Latéral	<i>83 EPNdB</i>
Approche	<i>92 EPNdB</i>

Caractéristiques du moteur PW127F :

Régime	Performance de puissance sur l'arbre à 1200 RPM		Consommation spécifique de carburant (lb/eshp/hr)	Poussée du moteur (lbs)
	ESHP	SHP		
Décollage (take-off)	<i>2800</i>	<i>2750</i>	<i>0,459</i>	<i>325</i>
Décollage normal (normale take-off)	<i>2593</i>	<i>2475</i>	<i>0,470</i>	<i>297</i>
Maximum continu (max.continuous)	<i>2619</i>	<i>2500</i>	<i>0,469</i>	<i>299</i>
Régime maximum de montée (max.climb)	<i>2299</i>	<i>2192</i>	<i>0,4846</i>	<i>268</i>
Régime maximum de croisière (max.cruise)	<i>2237</i>	<i>2132</i>	<i>0,491</i>	<i>262</i>

Spécifications du moteur :

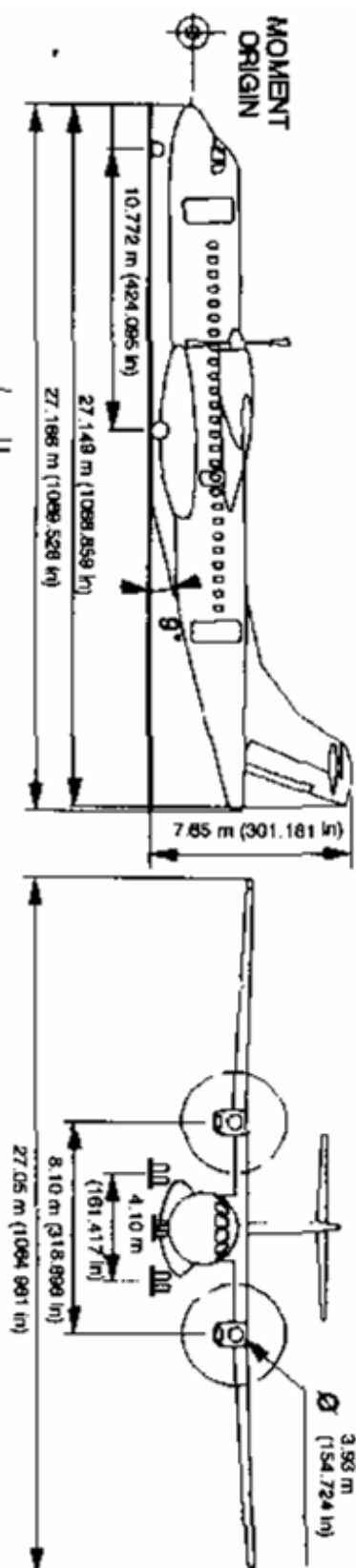
Type de la chambre de combustion	<i>Annulaire à flux inversé</i>
Rotation de l'arbre de l'hélice (regardant de l'arrière du moteur)	<i>Dans le sens horaire</i>
Hauteur du moteur (approximation)	<i>33 inches (838,2 mm)</i>
Largeur du moteur (approximation)	<i>26 inches (660 ,4 mm)</i>
Longueur du moteur (approximation)	<i>84 inches (2134 mm)</i>
Poids	<i>1060 Ibs (480,8 kg)</i>

Limites opérationnelles du moteur :

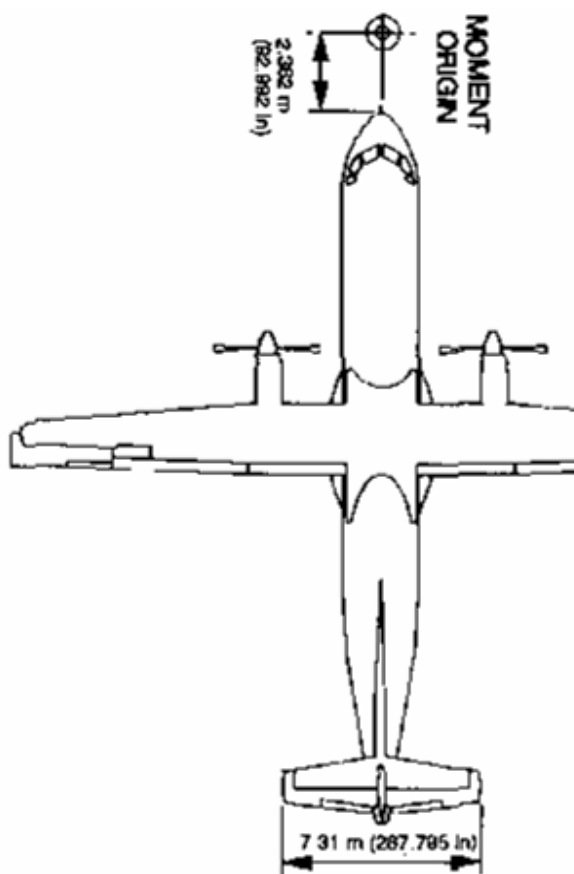
	Régime permanent	Transitoire
<i>Nh max</i>	<i>34600 RPM-103,2%</i>	<i>35440 RPM-103,7%</i>
<i>NProp max</i>	<i>1212 RPM-101%</i>	<i>1272 RPM-106%(En cas de survitesse)</i>
<i>Nb max</i>	<i>28870 RPM-104,2%</i>	<i>29575 RPM-106,8%</i>

Trois vues de l'ATR 72-500 :

- Vue de profile -

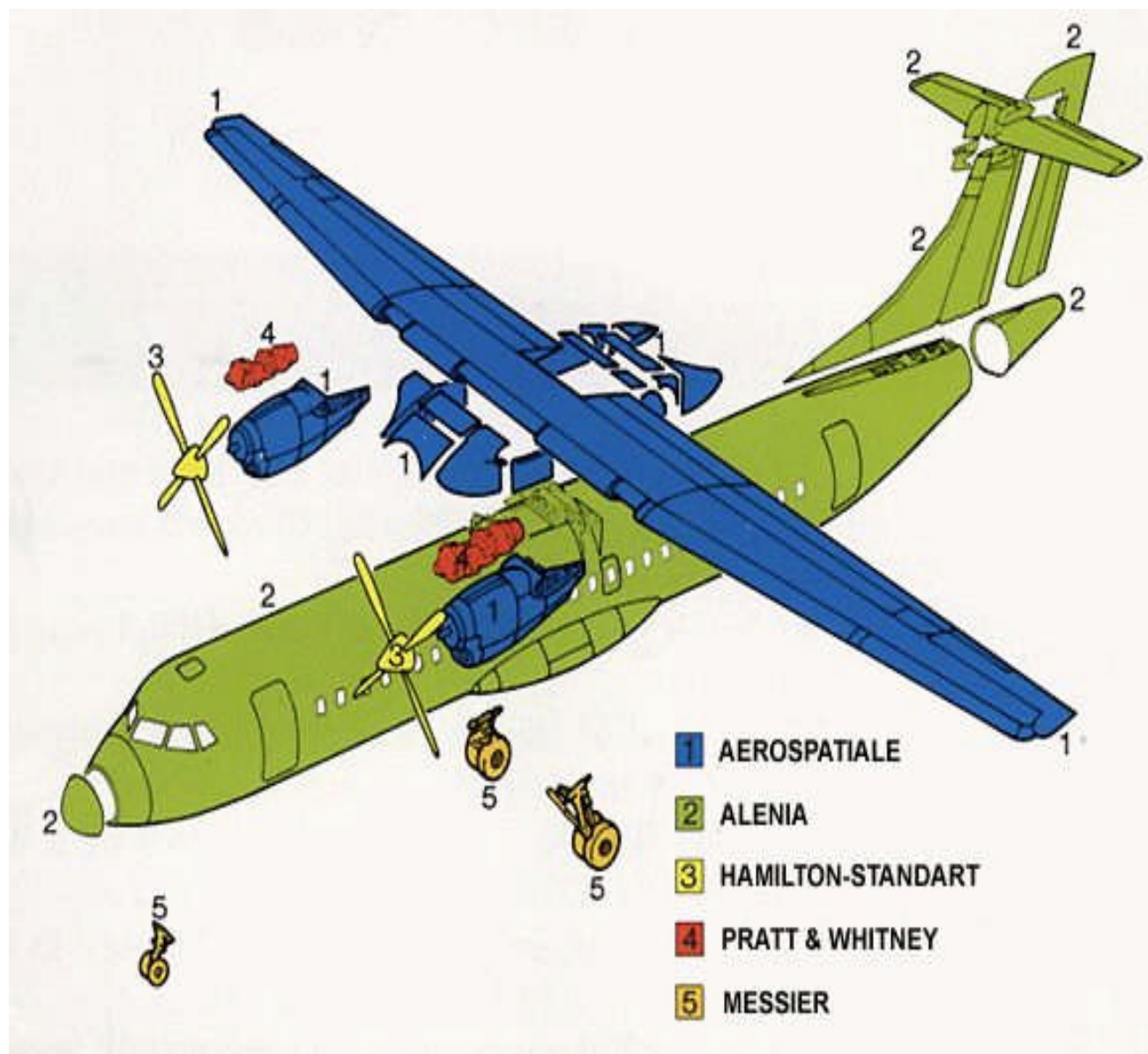


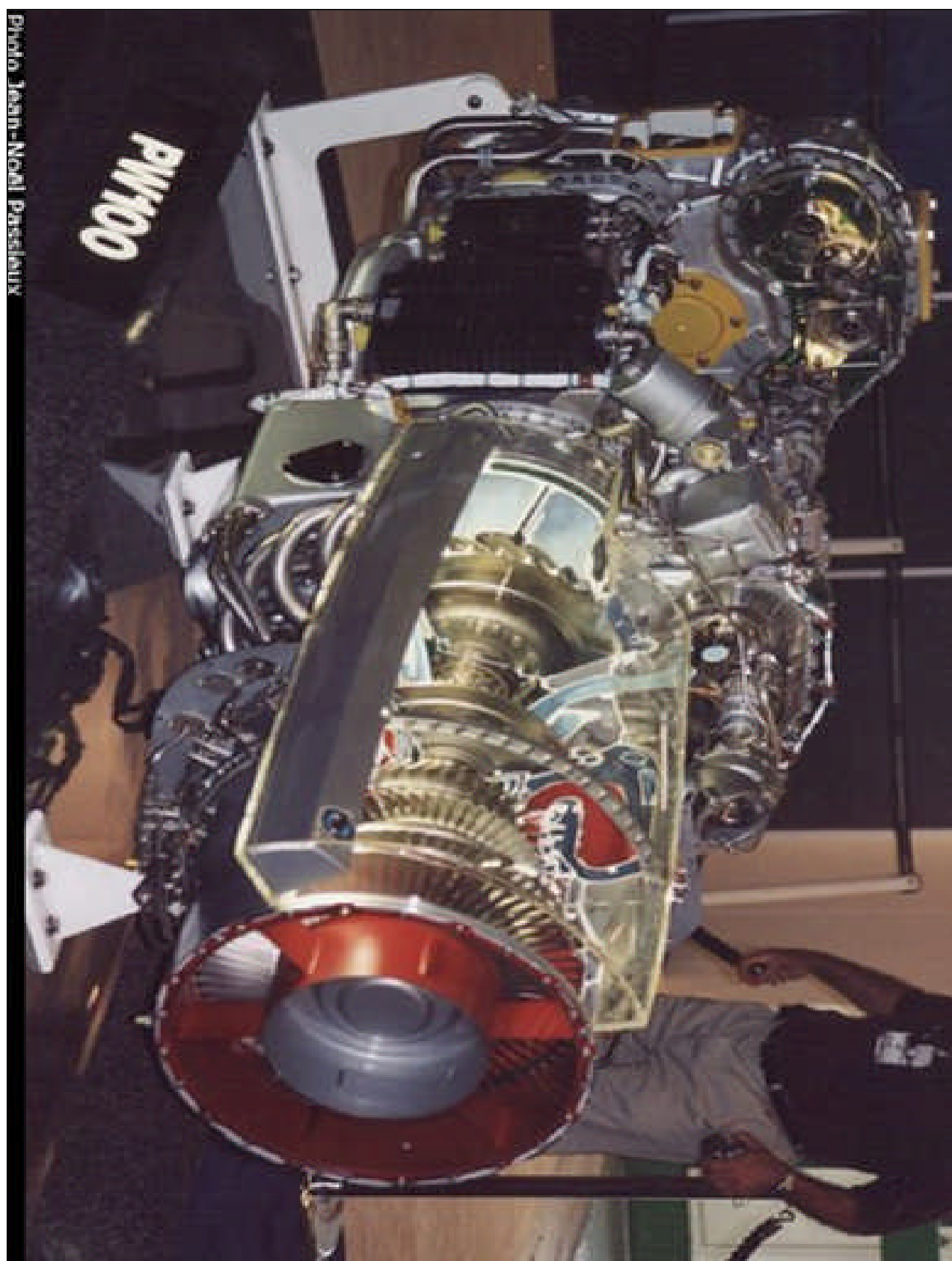
-Vue de face -



- Vue de haut -

Fabricants des différents organes de l'ATR :





-Turbopropulseur PW100-



ATR 72-500

Paramètres du turbopropulseur PW 127F en vol



**DIRECTION TECHNIQUE
S/D ENGINEERING**

ENGINE PARAMETRES RECORDS

	GI / FEATHER PEC / EEC ON BLEED OFF		GI / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		FI / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		0,9 RTO / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		MAX REV / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		RTO / AUTO PEC / EEC OFF BLEED OFF	
	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2
TQ %	00	00	4.1	5.1	18.8	25.5	90	89.7	45.2	30.0		
NP (%)	13.9	14.2	70.6	70.6	70.8	70.9	100	99.9	91.7	91.1		
ITT (C°)	365	388	397	415	449	482	679	685	570	539		
ITT (C°) ACTUEL MARGIN												
NH (%)	65.8	65.8	77.4	77.2	83.6	84.2	98.5	97.3	93	91.4		
NH (%) ACTUEL MARGIN												
NL (%)	42.0	42.0	62	62	75	78	98.5	97.3	84	84		
NL (%) ACTUEL MARGIN												
FF Kg/h	800	800	110	100	200	210	540	550	400	360		
OIL press (psi)	60	58	60	58	60	58	60	58	60	58		
OIL TEMP (°C)	70	75	70	70	80	80	85	82	80	82		
CLA	FTR	FTR	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO
PLA	GI	GI	GI	GI	FI	FI			MAX REV	MAX REV		

Paramètres du turbopropulseur PW 127F en banc d'essai

PRATT & WHITNEY CANADA, UK LTD.

PW127F S/N: PCE-124444 FINAL ACCEPTANCE TEST RECORD

TEST CELL : UK01
FINAL VANE FLOW CLASSES, FIRST STAGE : 0.00
SECOND STAGE : 0.00
THIRD STAGE : 0.00

PERFORMANCE DATA		TAKE-OFF		MAX-CRUISE		
		R.L.L.	SPEC	ACTUAL	SPEC	ACTUAL
PROP SPEED	RPM	1200.	1200.	1200.	1200	
S.L.S. STD.DAY POWER	SHP	2750.	2750.	2132.	2132	
TRIMMED INTERTURBINE TEMP	DEG R	1932.	1728.	1628.		
			----	----		
CALCULATED T6	DEG R		1891.	1773.		
			----	----		
HIGH ROTOR SPEED	RPM	34300-	32950	31900		
LOW ROTOR SPEED	RPM	28800-	27350	26200		
FUEL FLOW @ 18400 BTU/LB	LB/HR	1333.	1314.	1069		

FUEL TYPE : CPW 204
TEST L.H.V. : 18619. BTU/LB.
S.G. : .795 @ 49.DEG F

OIL TYPE : PMA 521 TYPE II
CONSUMPTION : 0.2 LB/HR.
T.O. DELTA OIL PRESSURE : 62. PSI

OIL TEMPERATURE : 186. DEG F

I.I.T. TRIM DELTA T (UNTRIMMED-TRIMMED): 129 DEG F 72 DEG C

TRIM RESISTANCE : 33.50 OHMS

COLD HARNESS RESISTANCE : 31.00 OHMS

AFU TRIM CLASS : 3474

EEC TRIM GAIN : 9650. OFFSET : 10200.

ENGINE DRY WEIGHT : 1060.00 LBS

THE UNDERSIGNED CERTIFIES THAT THIS RECORD ACCURATELY SETS FORTH
HEREIN THE EVENTS DURING THE TEST MADE ON THE ENGINE IDENTIFIED.
(SIGNED)

TEST CELL OPERATOR: STAMP: 

WITNESS INSPECTION. STAMP: 

25P-16670

Résumé des équations du cycle réel du turbopropulseur :

$$R_C = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot cp_c$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \cdot cp_t$$

$$(a_0) = \sqrt{\gamma_c \cdot R_C \cdot (T_0)_r}$$

$$(\tau_r)_r = 1 + (\gamma_c \cdot R_C \cdot (T_0)_r)$$

$$(\eta_r)_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot M_0^2$$

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

$$(\pi_d)_r = pid \max \cdot \eta_r$$

$$(\tau_c)_r = \frac{\left[(\pi_c)_r^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right]}{\eta_C} + 1$$

$$(\tau_b)_r = \frac{T_{t4}}{(\tau_r)_r \cdot (\tau_c)_r \cdot (T_0)_r}$$

$$(f)_r = \frac{((\tau_b)_r - \frac{cp_c}{cp_t}) \cdot (\tau_b)_r}{\eta_b \cdot hpr \cdot (cp_b \cdot T_{MAX}) - 1}$$

$$\tau_{thp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_{cbp} \cdot (\tau_{chp} - 1)}{(1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}}$$

$$\pi_{thp} = \tau_{thp} \left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_p} \right)$$

$$\tau_{tbp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_d (\tau_{cbp} - 1)}{(1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}}$$

$$\pi_{thp} = \tau_{thp} \left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_p} \right)$$

$$(\tau_{\lambda})_r = \frac{\frac{cpt}{(T_{i4})_r}}{\frac{cp_c}{(T_0)_r}}$$

$$(\pi_{thp})_r = (\tau_{thp})_r \frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \cdot e_{thp}}$$

$$P_{i3} = (p_0)_r \cdot (\pi_d)_r \cdot (\pi_r)_r \cdot (\pi_c)_r$$

$$P_{i5} = (P_0)_r \cdot (\pi_d)_r \cdot (\pi_r)_r \cdot (\pi_c)_r \cdot (\pi_b)_r \cdot (\pi_t)_r$$

$$T_{i5} = (T_0)_r \cdot (\tau_r)_r \cdot (\tau_c)_r \cdot (\tau_b)_r \cdot (\tau_t)_r$$

$$(\Delta h)_r = CpTp \cdot (T_{i5})_r \cdot \left(1 - \left(\frac{P_0}{P_{i5}}\right)_r\right)^{\frac{\gamma_{tp}}{\gamma_{tp} - 1}}$$

$$(\alpha)_r = 1 - \frac{(V_0)_r^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_{ml}}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{ip}^2} \right)$$

$$(\tau_{ip})_r = 1 - \frac{\eta_{ip} \cdot (\alpha)_r \cdot (\Delta h)_r}{Cp_{ip} \cdot (T_{i5})_r}$$

$$(\pi_{ip})_r = \left[\frac{(\tau_{ip})_r - 1}{\eta_{ip}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_{ip}}{\gamma_{ip} - 1}}$$

$$(T_{i6})_r = (T_{i5})_r \cdot (\tau_{ip})_r$$

$$(P_{i6})_r = (P_{i5})_r \cdot (\pi_{ip})_r$$

$$(V_{i0})_r = \sqrt{2 \cdot cptp \cdot (T_{i6})_r \cdot \eta_{ml} \cdot \left(\frac{(P_0)_r}{(P_{i6})_r} \right)^{\frac{\eta_{ml} - 1}{\eta_{ML}}}}$$

$$(V_{1P})_r = \left(\frac{2 \cdot (V_0)_r}{\eta_{prop}} \right) - (V_0)_r$$

$$(Pe)_r = \left(\eta_g \cdot \eta_{ml} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (\alpha)_r \cdot cp_t \cdot (T_{t4}) \cdot \left(1 - ((\pi_d)_r \cdot (\pi_r)_r \cdot (\pi_c)_r \cdot (\pi_b)_r)^{\frac{1-\gamma_t}{\gamma_t}} \right) \right) - (T_0)_r \cdot (\tau_r)_r \cdot cp_c \cdot ((\tau_c)_r - 1)$$

$$(P_{SPE})_r = \frac{(P_{eq})_r}{(d_0)_r}$$

$$T_{SPE} = (T_{SPEn})_r = (1 + (f)_r) \cdot (V_{10})_r - (V_0)$$

$$(P_{eq})_r = (P_e)_r + \left(\frac{(T_{SPE})}{8.5} \right)$$

$$(C_{SPE})_r = \frac{(f)_r \cdot 3600}{(P_{SPE})_r}$$

$$(\eta_p)_r = \frac{\eta_{prop} \cdot (P_{eq})_r}{(P_{eq})_r + \frac{1}{2} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (V_{10}^2)_r}$$

$$(\eta_{th})_r = \frac{(P_{eq})_r + \frac{1}{2} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (V_{10}^2)_r}{(f)_r \cdot hpr}$$

$$(\eta_{gl})_r = (\eta_{th})_r \cdot (\eta_p)_r$$

$$\left(\frac{P_{t9}}{P_{t0}} \right) = (\pi_d)_r \cdot (\pi_r)_r \cdot (\pi_c)_r \cdot (\pi_b)_r \cdot (\pi_t)_r \cdot (\pi_{tp})_r$$

$$(M_9)_r = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma_t - 1} \right) \cdot \left(\left(\frac{P_{t9}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right)}$$

Résumé des équations du cycle hors adaptation du turbopropulseur :

$$R_C = \frac{\gamma_C - 1}{\gamma_C} \cdot cp_c$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \cdot cp_t$$

$$\pi_b = (\pi_b)_r$$

$$\pi_d = (\pi_d)_r$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_C \cdot R_C \cdot T_0}$$

$$\tau_r = 1 + \left(\frac{\gamma_C - 1}{2}\right) \cdot M_0^2$$

$$\pi_r = \tau_r^{\left(\frac{\gamma_C - 1}{\gamma_C}\right)}$$

Si $M < 1$

$$\eta_r = 1$$

Si non

$$\eta_r = 1 - 0,0075 \cdot ((M_0 - 1)^{1,35})$$

$$\tau_{cbp} = \left(\frac{(\pi_{cbp})_r}{\sqrt{(\tau_{cbp})_r}} \right)^{\frac{2(\gamma_C - 1)}{\gamma_C}}$$

$$\pi_{CbP} = \left[1 + \eta_{is_{cbp}} \cdot (\tau_{CbP} - 1) \right]^{\frac{\gamma_C}{\gamma_C - 1}}$$

$$\tau_{Chp} = \left(\frac{\tau_b}{(\tau_b)_r} \right) \cdot \left(\frac{(\tau_r)_r}{\tau_r} \right) \cdot \left(\frac{(\tau_{cbp})_r}{\tau_{Chp}} \right) \cdot ((\tau_{chp})_r - 1) + 1$$

$$\pi_{Chp} = \left[1 + \eta_{is_{chp}} \cdot (\tau_{Chp} - 1) \right]^{\left(\frac{\gamma_C}{\gamma_C - 1} \right)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{cp_t}{cp_C} \cdot \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_b = \frac{T_{t4}}{(\tau_r \cdot \tau_C \cdot T_0)}$$

$$f = \frac{(\tau_b - \frac{Cp_a}{Cp_g})}{\frac{\tau_b}{((\frac{\eta_b \cdot (h_p)_r}{Cp_b \cdot T_{MAX}}) - 1)}}$$

$$\tau_{thp} = (\tau_{thp})_r$$

$$\pi_{thp} = (\pi_{thp})_r$$

$$\tau_{ibp} = (\tau_{ibp})_r$$

$$\pi_{ibp} = (\pi_{ibp})_r$$

$$T_{t2} = T_0 \cdot \tau_r$$

$$P_{t2} = (p_0 \cdot \pi_d \cdot \pi_r)$$

$$P_{t3} = (p_0 \cdot \pi_d \cdot \pi_r \cdot \pi_{cbp} \cdot \pi_{chp})$$

$$P_{t5} = (P_0 \cdot \pi_d \cdot \pi_r \cdot \pi_b \cdot \pi_{thp} \cdot \pi_{ibp})$$

$$T_{t5} = (T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_{cbp} \cdot \tau_{chp} \cdot \tau_b \cdot \tau_{ibp} \cdot \tau_{chp})$$

$$\Delta H = Cp_{tp} \cdot T_{t5} \cdot (1 - \frac{P_0}{P_{t5}})^{\frac{\gamma_{tp}}{\gamma_{tp}}}$$

$$\alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} (\frac{\eta_{ml}}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{tp}^2})$$

$$\tau_{tp} = 1 - e_{tp} \cdot (1 - \pi_{tp}^{\frac{\gamma_{tp}-1}{\gamma_{tp}}})$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_{chp} \cdot \pi_{cbp} \cdot \pi_{thp} \cdot \pi_{ibp} \cdot \pi_n$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} \geq (\frac{\gamma_t + 1}{2})^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = (\frac{\gamma_t + 1}{2})^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}$$

$$M_9 = 1$$

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

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_{t9}}{P_0}$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \cdot \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right]}$$

$$(\pi_{tp})_n = (\pi_{tp})_r \cdot \sqrt{\frac{\tau_{tp}}{(\tau_{tp})_r} \cdot \frac{MFP(M_9)_r}{MFP(M_9)}}$$

$$\text{Delta} = |(\pi_{tp})_n - \pi_{tp}|$$

$$\pi_{tp} = (\pi_{tp})_n$$

$$\pi_{tp} = \left[\frac{\tau_{tp} - 1}{\eta_{tp}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_{tp}}{\gamma_{tp} - 1}}$$

$$T_{t6} = T_{t5} \cdot \tau_{tp}$$

$$P_{t6} = P_{t5} \cdot \pi_{tp}$$

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot \eta_{ml}} \cdot \sqrt{(1 - \alpha) \cdot \Delta h}$$

$$V_{1P} \cdot \frac{2 \cdot V_0}{\eta_{PROP}} - V_0$$

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

$$T_n = T_{SPEn} \cdot d_0$$

$$\beta = cp_{tp} \cdot \eta_g \cdot 2 \cdot (1 + f) \cdot \left(\frac{T_{t5} - T_{t6}}{V_{1P}^2 - V_0^2} \right)$$

$$T_{SPEprop} = \beta \cdot (V_{1P} - V_0)$$

$$T_{prop} = T_{SPEprop} \cdot d_0$$

$$T_{SPE} = T_{prop} + T_{SPEn}$$

$$T = T_{SPE} \cdot d_0$$

$$P_e = (\eta_g \cdot \eta_{ml} \cdot d_0 \cdot (1 + f) \cdot \alpha \cdot cp_t \cdot T_{t4} \cdot (1 - \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_b))^{\frac{1 - \gamma_c}{\gamma_c}} - (d_0 \cdot T_0 \cdot \tau_r \cdot cp_c \cdot (\tau_c - 1))$$

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_{SPEn} \cdot V_0}{\eta_{PROP}}$$

$$P_{SPE} = \frac{P_{eq}}{d_0}$$

$$C_{SPE} = \frac{f \cdot 3600}{P_{SPE}}$$

$$\eta_p = \frac{T_{SPE} \cdot V_0}{\frac{\beta}{2} \cdot (V_{1P}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot (1 + f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot V_0^2}$$

$$\eta_{th} = \frac{\frac{\beta}{2} \cdot (V_{1P}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot (1 + f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot V_0^2}{f \cdot hpr}$$

$$\eta_{gl} = \eta_{th} \cdot \eta_p$$

Exemple : programme en point fixe de turbopropulseur :

```
clc
Pi_c=input('Veuillez introduire la valeur du nombre de Pi_c= ');
%Les données
dx=0.05;
M0=0.8;
T0=216.4;
gamma_c=1.4;
gamma_t=1.3;
cp_c=1004;
cp_t=1239;
hpr=45000;
T_max=1600;
R_c=286.9;
R_t=0.2859;
p_0=101.3;
Pi_d=0.95;
a_0=295;
e_thp=0.9;
rhod_p=0.9;
rhod_ml=0.95;
rhod_b=0.98;
rhod_c=0.8641;
rhod_r=0.812;
rhod_g=0.99;
rhod_tp=0.9224;
tho_da= 6.73; %THO LANDA
tho_cbp=0.9;
tho_chp=0.9;
tho_d=0.9;
Pi_r=0.94;
Pi_b=0.94;
Pi_t=0.2537;
%Les équations
V0=a_0*M0;
while Pi_c<=10
tho_c=(( Pi_c^((gamma_c-1)/gamma_c))/rhod_c)+1;
tho_r=1+(gamma_c*R_c*T0);
tho_b=(T_max)/(tho_r*tho_c*T0);
%Le dosage
f=((tho_b-(cp_c/cp_t))*tho_b)/(rhod_b*hpr*(cp_c*T_max)-1);
tho_thp=1-((tho_r*tho_cbp*(tho_chp-1))/((1+f)*tho_da*rhod_ml));
Pi_thp=tho_thp^(gamma_t/(gamma_t-1)*e_thp);
tho_tbp=1-((tho_r*tho_d*(tho_cbp-1))/((1+f)*tho_da*rhod_ml));
P_t3=p_0*Pi_d*Pi_r*Pi_c;
P_t5=p_0*Pi_d*Pi_r*Pi_c*Pi_b*Pi_t;
T_t5=T0*Pi_r*Pi_c*Pi_b*Pi_t;
delta_h=cp_c*T0*T_t5*(1-(p_0/P_t5));
alfa=1-((V0^2)/(2*delta_h))*(rhod_ml/(rhod_p^2)*(rhod_g^2)*(rhod_tp^2));
tho_tp=1-(rhod_tp*alfa*delta_h)/(cp_c*T_t5);
pi_tp=((tho_tp-1)/rhod_tp)+1)^(gamma_t/(gamma_t-1));
T_t6=T_t5*tho_tp;
P_t6=P_t5*pi_tp;
v_10=sqrt(2*cp_c*T0*T_t6*rhod_ml*(p_0/P_t6));
p_e=rhod_g*rhod_ml*(1+f)*alfa*cp_t*T_max*(1-(Pi_d*Pi_r*Pi_c*Pi_b)^(1-gamma_t/(gamma_t)))-T0*tho_r*cp_c;
```

Annexe A

```
%La poussé
T_ns=(1+f)*(v_10-V0);
p_spe=p_e+(T_ns/8.5);
%La consommation spécifique
c_spe= (f*3600)/p_spe;
%le rendement propulsif
rhod_prop=(rhod_p*p_spe)/(p_e+(0.5*(1+f)*(v_10^2)));
%le rendement thermique
rhod_th=(p_spe+0.5*(1+f)*(v_10^2))/(f*hpr);
rhod_G=rhod_th*rhod_prop;
[Pi_c,T_ns]
Pi_c=Pi_c+dx;
end
```

Exemple : programme en hors adaptation du turbopropulseur :

```
clc
M0=input('Veuillez introduire la valeur du nombre de Mac M0= ');
%Les données
dx=0.05;
T0=216.4;
gamma_c=1.4;
gamma_t=1.3;
cp_c=1004;
cp_t=1239;
hpr=45000;
T_max=1600;
R_c=286.9;
R_t=0.2859;
p_0=101.3;
Pi_d=0.95;
a_0=295;
e_thp=0.9;
rhod_p=0.9;
rhod_ml=0.95;
rhod_b=0.98;
rhod_c=0.8641;
rhod_r=0.812;
rhod_g=0.99;
rhod_tp=0.9224;
tho_da= 6.73; %THO LANDA
tho_cbp=0.9;
tho_chp=0.9;
tho_d=0.9;
tho_thp=0.7336;
tho_c=0.9;
tho_b=0.94;
Pi_r=0.94;
Pi_b=0.94;
Pi_thp=0.2537;
Pi_tbp=0.2212;
Pi_t=0.2537;
while M0<=0.8
    %Les équations
    V0=a_0*M0;
    tho_r=1+((gamma_c-1)/2)*(M0^2);
    Pi_r=tho_r^(gamma_c-1/(gamma_c));
    tho_b=(T_max)/(tho_r*tho_c*T0);
    %Le dosage
    f=((tho_b-(cp_c/cp_t))/tho_b)/(rhod_b*hpr/(cp_c*T_max)-1);
    T_t2=T0*tho_r;
    P_t2=p_0*Pi_d*Pi_r;
    P_t3=p_0*Pi_d*Pi_r*Pi_b;
    P_t5=p_0*Pi_d*Pi_r*Pi_b*Pi_thp*Pi_tbp;
    T_t5=T0*tho_r*tho_cbp*tho_chp*tho_b;
    T_t6=T_t5*tho_thp;
    delta_h=cp_t*T_t5*(1-(p_0/P_t5));
    alfa=1-((V0^2)/(2*delta_h)*(rhod_ml)/((rhod_g^2)*(rhod_tp^2)*(rhod_p^2)));
    V10=sqrt(2*rhod_ml)*sqrt(((1-alfa)*delta_h));
    V1p=((2*V0)/rhod_p)-V0;
    b=cp_t*rhod_g*2*(1+f)*((T_t5-T_t6)/(V1p^2-V0^2));
```

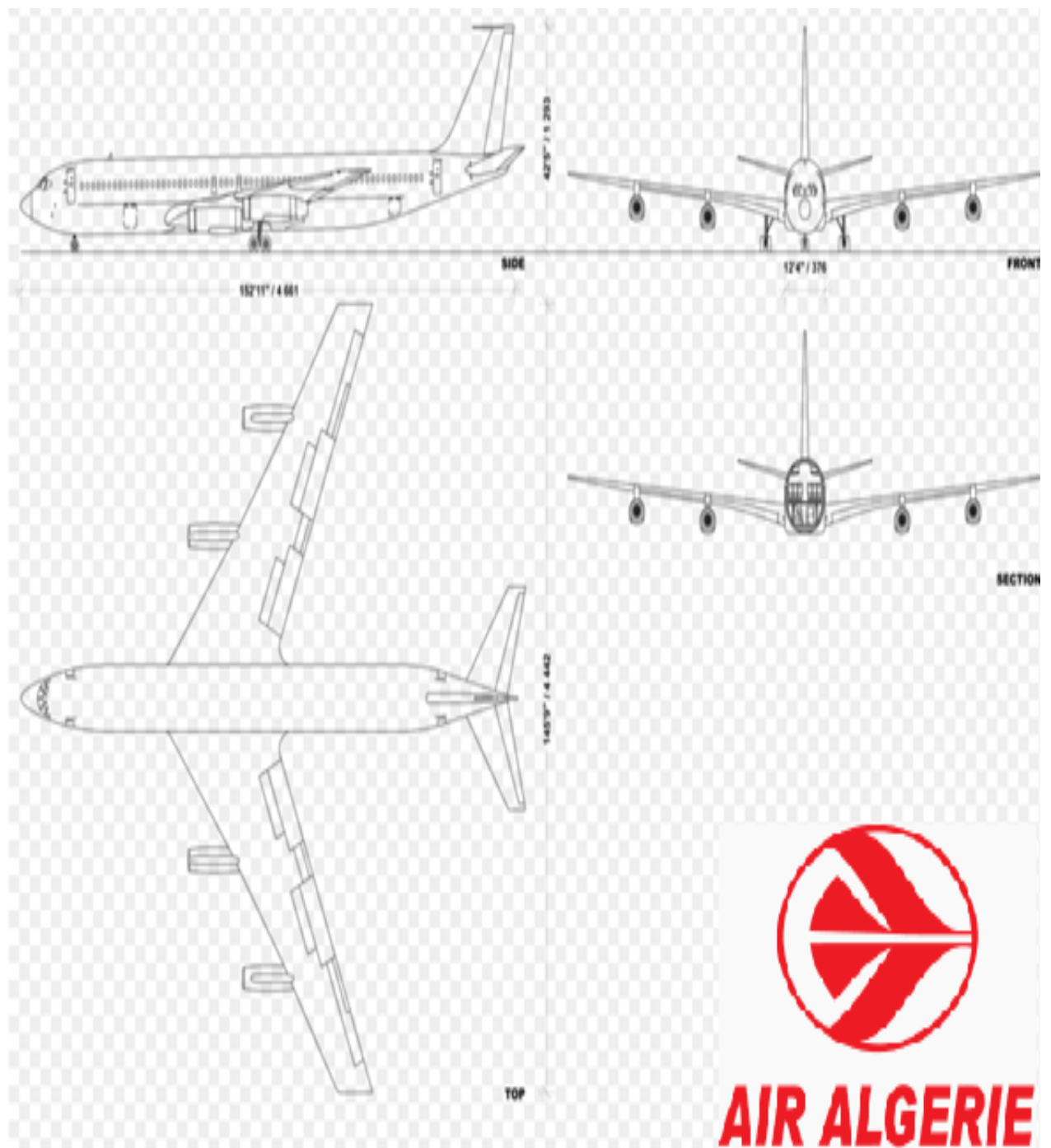
Annexe A

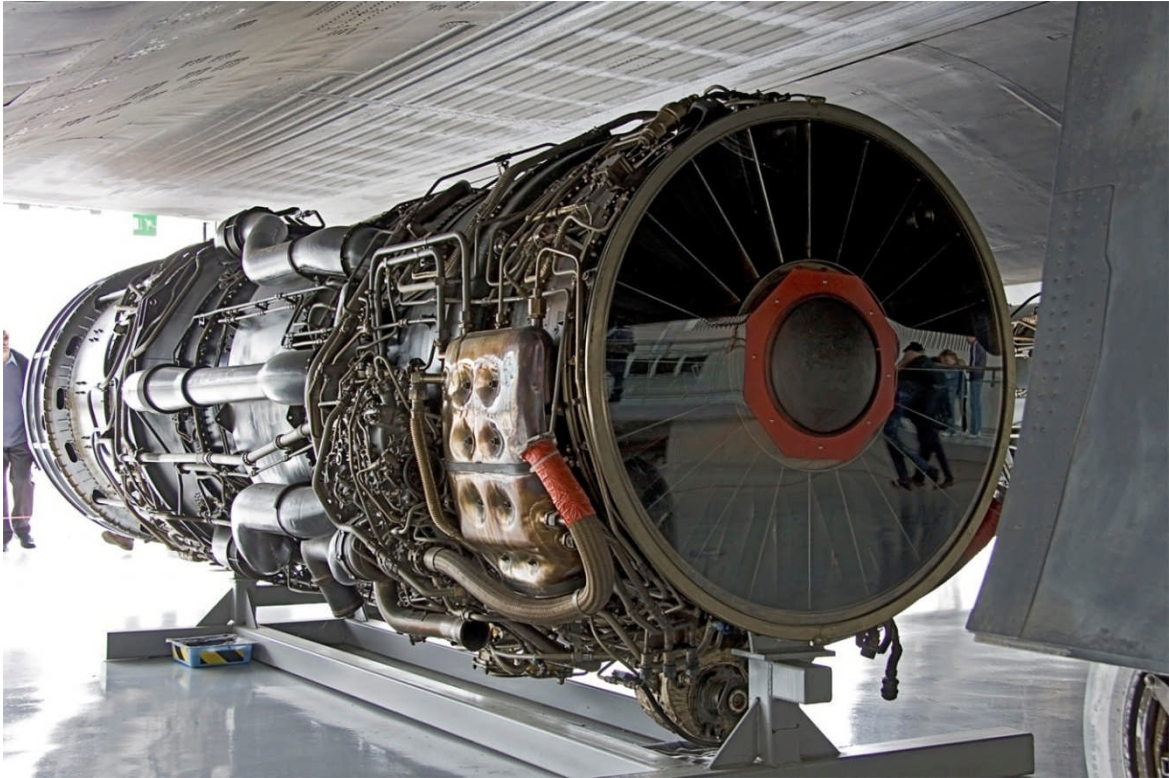
```
T_SPEprop=(1+f)*V10-V0;  
T_spen=b*(V1p-V0)  
%La poussé spécifique  
T_spe=T_spen*T_SPEprop;  
[M0,T_spe]  
M0=M0+dx;  
end
```

Caracteristiques et specification de boeing 707 :

Dimensions externes	
Envergure	39,9 m
Longueur	44,07 m
Largeur maximale du fuselage	2,865 m
Motorisation	
Moteur	4turboreacteur Pratt &Whitney JT 4 AH
Masse et capacité d'emport	
Nombre de passagers	110 à 179
Max à vide	55,58 t
Max au décollage	116,57 t
Performance	
Vitesse maximum de croisière	1093 Km/h
Autonomie	6800 Km
Altitude maximale	9500 m

Les différentes vues de Boeing 707





Le turboréacteur



Boeing 707

Résumé des équations du cycle réel de turbo réacteur :

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

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0}$$

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

$$\tau_\lambda = \frac{C_p T_{t4}}{C_p T_{t0}}$$

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

$$T_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1)$$

$$(T_{SPE})_r = \left(\frac{T}{m_0}\right)_r = \frac{a_0}{g_0} \left(\frac{V_9}{a_0} - M_0\right) \frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{2 \tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1)}$$

$$f = \frac{C_p T_0}{h_{pR}} (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c)$$

$$(C_{SPE})_r = \frac{f}{\frac{T}{d_0}} \cdot 3600$$

$$(\eta_{th})_r = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c}$$

$$(\eta_p)_r = \frac{2M_0}{\frac{V_9}{a_0} + M_0}$$

$$(\eta_{gl})_r = (\eta_p)_r \cdot (\eta_{th})_r$$

Résumé des équations du turboréacteur hors adaptation :

$$R_c = \frac{\gamma_{c-1}}{\gamma_c} \cdot C_{pc}$$

$$R_t = \frac{\gamma_{t-1}}{\gamma_t} \cdot C_{pt}$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0}$$

$$V_0 = a_0 \cdot M_0$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_{t-1}}{2} \cdot M_0^2$$

$$\pi_c = (\tau_r)^{\frac{\gamma_{c-1}}{\gamma_c}}$$

$$\eta_c = 1$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} \cdot \eta_r$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} \cdot T_{t4}}{C_{pt} \cdot T_0}$$

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma_{c-1}}{\gamma_c}}$$

$$\eta_c = \frac{(\pi_c)^{\frac{\gamma_{c-1}}{\gamma_c}} - 1}{\tau_c - 1}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c}{h_{pR} \cdot \eta_b (C_{pc} \cdot T_0) - \tau_\lambda}$$

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

$$\pi_t = (\tau_t)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_{t-1})C_t}}$$

$$\eta_t = 1$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_\eta$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left(\frac{(P_{t9})^{\frac{\gamma-1}{\gamma_t}}}{P_0} - 1 \right)}$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_{t-1}}{\gamma_t}}} \frac{C_{pc}}{C_{pt}}$$

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \cdot \sqrt{\frac{\gamma_t \cdot R_t \cdot T_9}{\gamma_c \cdot R_c \cdot T_0}}$$

$$T_{SPE} = \frac{T}{m_0} = \frac{a_0}{g_0} \left[(1+f) \cdot \left(\frac{V_9}{a_0} \right) - M_0 + (1+f) \cdot \left(\frac{R_t T_9 T_0}{R_c \frac{V_9}{a_0}} \right) \cdot \left(\frac{1 - \frac{P_0}{P_9}}{\gamma_c} \right) \right]$$

$$C_{SPE} = \frac{f}{\frac{T}{d_0}} \cdot 3600$$

$$\eta_{th} = a_0^2 \frac{\left[(1+f) \cdot \left(\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 - M_0^2 \right) \right]}{2 \cdot g_c \cdot f \cdot h_{pR}}$$

$$\eta_p = \frac{2 \cdot g_c \cdot V_0 \left(\frac{f}{m_0} \right)}{a_0^2 \left[(1+f) \cdot \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 - M_0^2 \right]}$$

$$\eta_{gl} = \eta_{th} \cdot \eta_p$$

Exemple : programme en point fixe du turboréacteur :

```
clc
Pi_c=input('Veuillez introduire la valeur du nombre de Pi_c= ');
%Les données
dx=0.05;
M0=0.8;
T0=216.4;
gamma_c=1.4;
cp_c=1004;
hpr=42800;
T_max=1800;
R_c=286.9;
a_0=295;
gc=1;
tho_r=1.128;
tho_da= 6.73; %THO LANDA
%Les équations
V0=a_0*M0;
while Pi_c<=10
tho_c=( Pi_c^((gamma_c-1)/gamma_c));
tho_t=1-(tho_r*(tho_c-1)/tho_da);
V9a0=sqrt((2*tho_da)*((tho_r*tho_c*tho_t)-1)/((gamma_c-1)*(tho_r*tho_c)));
%V9/a0
%La poussé
T_reac=(a_0/gc)*(V9a0-M0);
%Le dosage
f=((cp_c*T0)*(tho_da-(tho_r*tho_c)))/hpr;
s= f/T_reac;
rhod_th=1-(1/(tho_r*tho_c));
rhod_p=(2*M0)/(V9a0+M0);
rhod_G=rhod_th*rhod_p;
[Pi_c,rhod_th,rhod_p,rhod_G]
Pi_c=Pi_c+dx;
end
```

Exemple : programmes en hors adaptation du turboréacteur :

```
clc
M0=input('Veuillez introduire la valeur du nombre de Mac M0= ');
%Les données
dx=0.025;
T0=216.4;
gamma_c=1.4;
cp_c=1004;
gamma_t=1.3;
cp_t=1239;
hpr=42800;
Pi_dmax=0.95;
Pi_b=0.94;
Pi_n=0.96;
e_c=0.9;
e_t=0.9;
rhod_b=0.98;
rhod_m=0.99;
P0P9=0.5; %P0/P9
T_max=1800;
Pi_c=10;
R_c=0.2869;
R_t=0.2859;
a_0=295;
rhod_r=0.92;
gc=1;
Pi_d=Pi_dmax*rhod_r;
tho_da= 10.25; %THO LANDA
tho_c= 2.0771;
rhod_c=0.8641;
while M0<=0.8 %Les équations
V0=a_0*M0;
tho_r=1+((gamma_c-1)/2)*(M0^2);
Pi_r=tho_r^(gamma_c/(gamma_c-1));
%Le dosage
f=(tho_da-(tho_r*tho_c))/((hpr*rhod_b)/((cp_c/1000)*T0)-tho_da));
tho_t=1-((1/(rhod_m*(1+f)))*(tho_r/tho_da)*(tho_c-1));
Pi_t=(tho_t)^(gamma_t/((gamma_t-1)*e_t));
rhod_t=(1-tho_t)/(1-(tho_t^(1/e_t)));
Pt9P9=P0P9*Pi_r*Pi_d*Pi_c*Pi_b*Pi_t*Pi_n; %Pt9/P9
M9=sqrt((2/(gamma_t-1))*((Pt9P9^((gamma_t-1)/gamma_t))-1));
T9T0=(tho_da*tho_t)/(Pt9P9^((gamma_t-1)/gamma_t)); %T9/T0
V9a0=M9*sqrt(((gamma_t*R_t)/(gamma_c*R_c))*T9T0); %V9/a0
%La poussé spécifique
T_reac=(a_0/gc)*(((1+f)*(V9a0))-M0+((1+f)*((R_t*T9T0)/(R_c*V9a0))*((1-P0P9)/gamma_c)));
%La consommation spécifique
s = (f/T_reac)*(3600);
%Le rendement thermique
rhod_th = ((a_0^2)*((1+f)*(V9a0^2)-(M0^2)))/(2*gc*f*hpr);
%Le rendement propulsif
rhod_p = (2*gc*V0*T_reac)/((a_0^2)*((1+f)*(V9a0^2)-(M0^2)));
%Le rendement global
rhod_g=rhod_p*rhod_th;
[M0,c]
```

Annexe B

$M0 = M0 + dx ;$
`end`

Résumé :

Le thème du présent mémoire de fin d'études porte sur « l'étude comparative d'un turbopropulseur et d'un turboréacteur ».

L'objectif est de faire un programme de calcul du fonctionnement, en hors adaptation et en point fixe, du turbopropulseur prenant exemple le PW 127F qui équipe l'ATR 72-500, et le JT 4 A qui équipe le Boeing 707, afin de déboucher sur une analyse des performances du deux moteur, selon le cycle réel et le cycle en hors adaptation. et sa on connaît auparavant leurs données.

Mots clé : turboréacteur, turbopropulseur, différents sections (entrée d'air, compresseur, chambre de combustion, turbine, échappement), les performances (La poussée spécifique, le rendement propulsif, le rendement thermique, le rendement global, la consommation spécifique).

Abstract

The theme of this memory study focuses on "the comparative study of a turboprop and a jet engine."

The objective is to make a program for calculating the operation, adjustment and excluding fixed point, such as taking the turboprop PW 127F equipping the ATR 72-500, and JT 4 A equipping the Boeing 707, to lead to a performance analysis of two engine, according to the real business cycle and the cycle off its adaptation. et known their data.

Keywords: turbojet, turboprop, various sections (air intake, compressor, combustor, turbine, exhaust), performance (The specific thrust, the propulsive efficiency, thermal efficiency, overall performance, specific fuel consumption).