

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



Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département Génie Mécanique

MÉMOIRE DE FIN D'ÉTUDES

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

Thème

*Étude descriptive et performances énergétiques du
turbopropulseur PW150A.*

Présenté par:

BAKIRI Ibtissam

Promoteur:

Mr MESKINE.M

Encadreur:

Mr HACHANI. L

Promotion 2018 - 2019

Dédicaces

Je dédie ce mémoire à :

A mes chers parents « tout les mots du monde ne soudaient exprimer l'immense amour que je vous porte, ni la profonde que je vous témoigne pour tous les efforts sacrifices que vous n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon bien être .j'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi.

que dieu tout puissant garde et vous procure santé, bonheur et longue vie inchallah.

A moi-même

Mon cher frère Slimane.

Mes très chères sœurs :Fatiha,Sabrina,Hafida et Nora.

A mes adorables neveux Adem, Anes Alli et Chihab Adin.

A mes chères nièces Lina et Alaa.

A tous mes amies, et tout particulièrement à Amira,Imane Arar, Hadjer, Imane ,Zineb ,sara, Ibtissam ,Soria.

A toute la promotion Génie mécanique 2019.

Ibtissam.

Remerciements

*Je remercie **ALLAH** qui m'a donné la force et la patience pour terminer ce travail.*

J'exprime mes sincères remerciements :

A mes parents pour leur contribution pour chaque travail que j'ai effectué.

A tout l'équipe de TASSILI AIRLINES et spécialement mon encadreur Mr HACHNI.

A mon promoteur Mr MESKINE pour son aide et son dévouement.

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

Que tous qui ont de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Merci

Résumé :

Le thème du présent mémoire de fin d'études porte sur « l'étude descriptive et performances énergétiques du turbopropulseur ». L'objectif détermine les performances sur le programme MATLAB , en hors adaptation et en point fixe, du turbopropulseur prenant exemple le PW 150A qui équipant l'aéronef DASH8 Q400.

Mots clé :

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 final thesis is «the descriptive study and energy performance of the turboprop». The objective determines the performances, on the MATLAB program, out-of-adjustment and fixed-point, of the turboprop engine taking the example of the PW150A fitted to the DASH8 Q400 aircraft.

Keywords:

Turboprop, various sections (air intake, compressor, combustor, turbine, exhaust), performance (The specific thrust, the propulsive efficiency, thermal efficiency, overall performance, specific fuel consumption)

Sommaire

Dédicace Remerciement

Résumé

Liste des figures Liste des tableaux

Nomenclature des symboles

Introduction générale

Chapitre I : Présentation de Tassili Airlines et Description de l'aéronef Q400

I. Présentation de l'entreprise	1
I.1. Historique	1
II. Description générale de l'aéronef Bombardier DASH-8-Q400	3
II.1. Généralités sur l'aéronef DASH-8-Q400	3
II.2. Principales caractéristiques de l'aéronef Q400	4
II.3. Cockpit de Bombardier Q400	5
II.4. Moteur turbopropulseur PW150A	6
III. Conclusion	

Chapitre II : Description générale du moteur PW150A

Introduction	9
I. Les moteurs turbopropulseurs	9
I.1. Différents types de turbopropulseur	10
I.2. Avantages et inconvénients du turbopropulseur	12
II. Description du moteur turbopropulseur	13
II.1. La section entrée d'air	14
II.2. Section compresseur	15
II.3. La chambre de combustion	18
II.4. Section turbine	18
II.5. Section échappement	21
II.6. Réducteur RGB	21
II.7. Hélice	22
III. Principe de fonctionnement du turbopropulseur PW150A	23
IV. Système équipant PW150A	25

IV.1. Système d'air	25
IV.2. Système d'huile	27
IV.3. Système d'allumage	28
IV.4. Système contrôle du moteur PW150A	29
IV.4.1 : Control Electronique Pleine Autorité(FADAC).....	29
IV.4.2 : Unité de dosage de carburant (FMU).....	30

Chapitre III : Bilan énergétique et performances

I. Notions sur la thermodynamique	31
II. Différents station et cycle thermodynamique du turbopropulseur:.....	32
III. Premier principe de la thermodynamique.....	34
VI. Variation de P_{atm} et T_{atm} en fonction de l'altitude	34
V. Bilan énergétique	34
V.1. Entrée d'air (0-1)	35
V.2. Compresseur basse pression (1.2).....	37
V.3. Compresseur à haut pression (2.3).....	37
V.4. Chambre de combustion(CC) (3-4)	39
V.5. Turbine à haut pression (4.5).....	39
V.6. Turbine à basse pression (5.6)	40
V.7. Turbine libre (6-7)	41
V.8. Tuyère (7.8)	42
VI. Performance :	43
VI.1 : Poussée	43
VI.2. Puissance	44
VI.2.1. Puissance équivalente.....	44
VI.2.3. Puissance propulsion	44
VI.2.4. Puissance dynamique	45
VI.2.5. Puissance thermique.....	45
VI.3. Consommation spécifique	45
VII. Les Rendements	45
VII.1. Rendement propulsive.....	45
VII.2. Rendement thermique	45
VII.3. Rendement thermopropulsive (globale).....	46

Chapitre IV : Interprétation des résultats

Introduction	47
Le présent chapitre a pour objet d'étudier le comportement de turbopropulseur au sol par le point fixe et en vol.	47
I. Organigramme de calcul	48
II. Résultats du bilan énergétique :	49
II.1 : Résultats au point fixe du turbopropulseur	49
II.2 : Résultats au vol du turbopropulseur	51
III : Interprétation des résultats en (point fixe, vol)	53
III.1 : Résultats en point fixe	53
III.1.1 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$)	53
III.1.2 : Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de Mach ($Z=0$)	54
III.1.3 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach ($Z=0$)	55
III.1.4 : Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach ($Z=0$)	56
III.1.5 : Evolution de la poussée spécifique en fonction du taux de compression ($Z=0$)	57
III.1.6 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression ($Z=0$ m).	58
Cette Figure. VI.7, représente l'évolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression ($Z=0$ m). on remarque que la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de compression.	58
Figure. VI.7 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression ($Z=0$)	58
III.2 : Résultats en vol:	59
III.2.1 : Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de mach en vol ($Z=7620$)	59
III.2.2 : Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en vol ($Z=76620$)	60
III.2.3 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction nombre de mach en vol ($Z=7620$)	61
III.2.4 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du taux de compression en vol ($Z=7620$)	62
III.2.5 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression en vol ($Z=7620$)	63

Conclusion générale

Références

Annexe

Liste des figures

Figure I.1 :	L'aéronef DASH8-Q400	3
Figure I.2 :	Salon Q400	4
Figure I.3 :	Cockpit du Q400	5
Figure I.4 :	Moteur turbopropulseur PW150A	6
Figure I.5 :	Hélice de Q400	7
Figure II.1 :	Turbopropulseur	9
Figure II.2 :	Schéma d'un turbopropulseur	10
Figure II.3 :	Le turbopropulseur à turbine liées	11
Figure II.4 :	Le turbopropulseur à turbine libres	11
Figure II.5 :	Le turbopropulseur à turbine mixtes	12
Figure II.6 :	Les composants de turbopropulseur PW150A	13
Figure II.7 :	Turbopropulseur PW150A.	14
Figure II.8 :	Entrée d'aire	14
Figure II.9 :	Section compresseur.	15
Figure II.10 :	Compresseur à basse pression.	16
Figure II.11 :	Compresseur à haute pression	16
Figure II.12 :	Caplet de purge P2.2	17
Figure II.13 :	Caplet de purge P2.7.	17
Figure II.14 :	La Chambre de combustion	18
Figure II.15 :	Section turbine	19
Figure II.16 :	Turbine à haute pression HP.	29
Figure II.17 :	Turbine à basse pression BP	20
Figure II.18 :	Turbine puissance.	20
Figure II.19 :	Réducteur RGB	22
Figure II.20 :	Hélice.	23
Figure II.21 :	Fonctionnement général du turbopropulseur.	25
Figure II.22 :	Déplacement de l'air dans la section compresseur.	26
Figure II.23 :	Déplacement de l'air la section turbine	26
Figure II.24 :	Déplacement de l'air dans la chambre de combustion	27
Figure II.25 :	Système d'huile	27
Figure II.26 :	Système d'allumage	28
Figure II.27 :	Boitier du FADEC	29
Figure II.28 :	Unité de dosage de carburant (FMU)	30

Figure III.1 :	Station du turbopropulseur à turbine libre	32
Figure III.2 :	Cycle thermodynamique	33
Figure IV.1 :	Organigramme de programme	48
Figure IV.2 :	Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du nombre de Mach en point fixe (Z=0).	53
Figure IV.3 :	Evolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de Mach en point fixe (Z=0).	54

Figure IV.4 :	Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).	55
Figure IV.5 :	Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).	56
Figure IV.6 :	Evolution de la poussée spécifique en fonction du taux de compression en point fixe ($Z=0$).	57
Figure IV.7 :	Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression en point fixe ($Z=0$).	58
Figure IV.8 :	Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de Mach en vol ($Z=7620$).	59
Figure IV.9 :	Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en vol ($Z=7620$).	60
Figure IV.10 :	Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction nombre de Mach en vol ($Z=7620$).	61
Figure IV.11 :	Evolution de la poussée spécifique en fonction nombre de Mach en vol ($Z=7620$).	62
Figure IV.12 :	Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression en vol ($Z=7620$).	63
Figure IV.13 :	Evolution de la consommation spécifique en fonction nombre de Mach en ($z=0$; $z=7620$).	64
Figure IV.14 :	Evolution du rendement propulsif en fonction en fonction nombre de Mach en ($Z=0$; $Z=7620$)	63

Liste des tableaux

Tableau I.1 :	Tableau flotte de Tassili Airlines	2
Tableau IV.1 :	Température et pression total à chaque station au point fixe	49
Tableau IV.2	Les vitesses turbopropulseur au point fixe.	49
Tableau IV.3 :	Différentes puissances du turbopropulseur au point fixe.	50
Tableau IV.4 :	Performances du turbopropulseur au point fixe.	50
Tableau IV.5 :	Température et pression total à chaque station au vol.	51
Tableau IV.6 :	Les vitesses turbopropulseur au vol.	51
Tableau IV.7 :	Différentes puissances du turbopropulseur au vol.	51
Tableau IV.8	Performances du turbopropulseur au vol.	52

Nomenclature :

Symboles	Définitions	Unités (SI)
a :	Vitesse du son	(m/s)
C_p :	Chaleur spécifique à pression constante	(J/kg.K)
C_{pa}	Chaleur spécifique de l'air à pression constante	(J/kg.K)
CS :	Consommation spécifique	(kg/s)/W
\dot{m}_a	Débit massique d'air	(kg/s)
\dot{m}_a :	Débit massique de carburant	(kg/s)
η_{cbp} :	Rendement isentropique du compresseur basse pression	
η_{cbp} :	Rendement isentropique du compresseur haute pression	
η_{cbp} :	Rendement isentropique de la turbine basse pression	
η_{cbp} :	Rendement isentropique de la turbine haute pression	
EC	Énergie cinétique	(J)
EP	Énergie potentielle	(J)
f :	Dosage	
H	Enthalpie massique	(J/kg)
Z :	Altitude	(m)
M :	Nombre de Mach	
P	Pression statique	(Pa)
P_{ci} :	Pouvoir calorifique inférieur du carburant	(J/kg)
P_t :	Pression totale	(Pa)
P_{eq} :	Puissance équivalente	W
PSP :	Puissance spécifique	W/(kg/s)
Q :	Quantité de chaleur	(J)
r_g :	Constante massique du gaz (J/kg.K)	
S :	Surface	(m ²)
T :	Poussé	(N)
$TMAX$	Température maximale à la sortie de la chambre de combustion	(K)

$TSP :$	Poussée spécifique	N/(kg/s)
$T_r :$	Poussée la tuyère	N
$T_h :$	Poussée de l'hélice	N/(kg/s)
T_t	Température totale	(K)
$V :$	Volume	(m ³)
$V :$	Vitesse	(m/s)
$W :$	Travail	(J)
$\eta_{cc} :$	Rendement de la chambre de combustion	
$\eta_g :$	Rendement global	
$\eta_P ;$	Rendement de propulsion	
$\eta_{th} ;$	Rendement de thermique	
$\eta_h :$	Rendement hélice	
$\eta_d :$	Rendement de l'entrée d'air	
$\eta_{thb is} :$	Rendement isentropique de la turbine haut pression	
$\eta_{tbp is} :$	Rendement isentropique de la turbine basse pression	
$\eta_{tl} :$	Rendement turbine libre (puissance)	
$\rho ;$	Masse volumique	(kg/m ³)
$I :$	Rapport de température	
$\Pi :$	Rapport de pression	

Introduction

Générale

Introduction générale

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion.

Pour voler, un avion a besoin de vitesse. On doit jouer des quatre forces auxquelles il est soumis qui sont le poids, la portance, la traînée et la poussée. Cette dernière force essentielle pour faire avancer l'avion, est créée par son moteur.

Aujourd'hui, plusieurs types de moteurs d'avion existent, utilisés dans des domaines différents. En aéronautique on trouve le turboréacteur (moteur à réaction) et les turbopropulseurs (moteur à hélices) équipant les nouveaux avions.

Il faut savoir que les avionneurs (Airbus, Boeing...) ne fabriquent pas eux-mêmes les moteurs pour leurs avions, ce sont des sous-traitants spécialisés qui s'en occupent. Parmi ses sous-traitants les motoristes célèbres : Rolls-Royce, Pratt & Whitney.

Aujourd'hui, dans une ère où l'écologie fait rage, le développement durable devient un enjeu capital. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants des avions. Pour cela les ingénieurs et chercheurs travaillent activement sur différentes parties de l'avion qui pourraient bien connaître des modifications importantes pour protéger l'environnement.

Notre étude s'est basée sur l'étude des performances énergétiques du turbopropulseur PW150A équipant l'aéronef DASH8 Q400 de la compagnie aérienne Tassili Airlines.

Cette étude s'est répartie comme suit :

Dans le premier chapitre : présentation de TASSILI AIRLINES et description générale de l'aéronef Q400.

Le deuxième chapitre : on traite la description générale du moteur PW150A et les éléments composants du turbopropulseur et son principe de fonctionnement,

Dans le troisième chapitre : on a fait un bilan énergétique et performances.

Enfin, **le dernier chapitre** on a interprété des résultats et calculé en point fixe, en vol les performances du turbopropulseur PW150A sur le programme MATLAB.

On clôturera notre travail par une conclusion générale.

Chapitre I :
Présentation de Tassili
Airlines et Description de
l'aéronef Q400

I. Présentation de l'entreprise

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

Les activités principales de Tassili Airlines sont les vols Charters pour la société pétrolière Sonatrach et ses filiales, les compagnies pétrolières internationales et le travail aérien Plus récemment, Tassili Airlines a étendu son réseau au service du grand public pour des vols charters internationaux et le transport régulier national et international. [1]

I.1.Historique

Tassili Airlines est créée le 4 mars 1998 et effectue ses premiers vols en avril 1999.

Tassili Airlines est initialement une coentreprise entre la aérienne Air et la compagnie pétrolière Sonatrach. En 2005, elle devient une filiale à 100 % de Sonatrach après le rachat des actions que détenait Air Algérie. Sonatrach décide alors de restructurer la compagnie Tassili Airlines en un groupe aérien qui dispose de trois filiales :

Nafta tassili Air, qui s'occupe du transport des travailleurs du secteur à partir des gisements d'hydrocarbures,

Tassili Airlines, qui s'occupe du transport public domestique et international, de passagers et de marchandises,

Le 4 octobre 2011, la compagnie aérienne réceptionne son quatrième Boeing 737-800 et procède à l'inauguration de sa première agence commerciale, à l'aéroport d'Alger et en Décembre 2018 la compagnie aérienne réception 3 autre Boeing 737-800.

Depuis fin novembre 2011, la compagnie aérienne a obtenu le label international de qualité IOSA, délivré par l'Association internationale du transport aérien (IATA).

I.1.1. Flotte de Tassili Airlines

Tassili Airlines possède aujourd'hui, en toute propriété, une flotte d'aéronefs de divers types qui lui permet de répondre, de façon adaptée, à la demande du marché aérien en Algérie. Elle est composée de 31 aéronefs dont la capacité va de quatre à 155 sièges :

Aéronef	Caractéristiques	
Boeing 737-800	<ul style="list-style-type: none"> ● Avion biréacteur ● Capacité 155 sièges ● Rayon d'action 5000 Km ● Vitesse de croisière 900Km/h 	
Bombardier Q400	<ul style="list-style-type: none"> ● Avion bi turbopropulseur ● Capacité 74 sièges ● Rayon d'action 2415 Km ● Vitesse de croisière 667 Km/h 	
Bombardier Q200	<ul style="list-style-type: none"> ● Avion bi turbopropulseur ● Capacité 35 sièges ● Rayon d'action 1802 Km ● Vitesse de croisière 537 Km/h 	
Bombardier 1900D	<ul style="list-style-type: none"> ● Avion bi turbopropulseur ● Capacité 18 sièges ● Rayon d'action 2000 Km ● Vitesse de croisière 480 Km/h 	
Cessna 208 G/C	<ul style="list-style-type: none"> ● Avion monomoteur turbopropulseur ● Capacité 9 passagers ● Rayon d'action 280 Km ● Vol de jour seulement 	
Bell 206 LR	<ul style="list-style-type: none"> ● Hélicoptère mono turbine Bell 206 Long Ronger ● Capacité 18 sièges ● Rayon d'action 2000 Km ● Vitesse de croisière 480 Km/h 	

Tableau.I.1 : Tableau flotte de Tassili Airlines.

II. Description générale de l'aéronef Bombardier DASH-8-Q400

II.1. Généralités sur l'aéronef DASH-8-Q400

Le Q400, fabriqué par Bombardier Aéronautique, est un avion destiné au transport des passagers. Appelé initialement DHC-8-Q400 lorsqu'il fabriqué par De Havilland Canada (DHC), il a été renommé Q400 après l'acquisition de DHC par Bombardier. [2]

Le DASH-8-Q400 est le plus gros appareil de la série Dash 8 (10.1 mètres plus long que la Dash 8-Q-100). Il possède deux turbopropulseurs PW150A à six pales, contrairement aux autres moteurs de Dash8, dont les moteurs ont quatre pales. La lettre «Q» dans Q400 est pour quiet en anglais qui signifie «silencieux». [2]

Les nouveaux modèles de la série Q sont équipés d'un système de suppression du bruit et des vibrations (Noise and Vibration Suppression, ou NVS) qui fait de cet avion le plus silencieux. Il consomme moins de carburant et émet moins de gaz polluant. Il est aussi l'un des plus rapides avions turbopropulsés avec sa vitesse de croisière moyenne de 670 km/h.



Figure I.1 : l'aéronef DASH8-Q400

II. 2. Principales caractéristiques de l'aéronef Q400

Le salon du Bombardier Q400 dépend de la façon dont la compagnie aérienne décide de le configurer. Le montant assis est généralement de 68 - 76 passagers. Le plan de sièges peut avoir un maximum de 80 sièges, tel que certifié par les agences gouvernementales de l'aviation dans le monde entier. Le pitch de siège varie de 30 - 35 pouces basé sur le nombre de sièges. Le nombre de places est régulièrement configuré dans un 2 par 2 configurations avec deux sièges côte à côte sur chaque côté de l'avion. Dans une configuration de première classe, il est dans une configuration 1 par 2. [2]



Figure I.2 : Salon Q400.

Les principales spécifications du Bombardier Q400 sont :

De dimensionnement

- Longueur : 32,8 mètres;
- Surface Aire alaire : 64 mètres carrés ;
- Envergure : 28,4 mètres;

- Diamètre de fuselage : 2,7 mètres (maximum);
- Hauteur : 8,4 mètres.

De capacité de chargement

- Volume du coffre de l'avion : 14,2 mètres cubes ;
- Poids de la cargaison : 2.136 kg.

De vitesse

- Vitesse maximale de croisière : 670 km/h ;
- vitesse de maximale : 685 km/h ;

II.3. Cockpit de Bombardier Q40

Le Cockpit du Bombardier Q400 est l'un des plus avancés dans la catégorie transport régional à turbopropulseurs. Sur l'ensemble des Bombardiers bi-turbopropulseurs de série Q. Il dispose de 2 écrans de vol principaux et de 3 écrans multifonctions. Le cockpit du Q400 est situé juste en face de la porte [2].



Figure I.3 : Cockpit du Q400

II.4. Moteur turbopropulseur PW150A

Le PW150A, construit par Pratt & Whitney Canada, est uniquement utilisé sur les avions Bombardier Q400 à turbopropulseur. Il est le turbopropulseur le plus perfectionné actuellement en production et associe une technologie intelligente et conception simplifiée, offrant une nouvelle référence en matière de fiabilité, de durabilité et d'économies d'exploitation. [2]

Ses caractéristiques comprennent la régulation automatique à pleine autorité redondante FADEC (Full Authority Digital Engine Control), un système diagnostique centralisé, de faibles niveaux de consommation de carburant et d'émissions, de nouveaux matériaux et une nouvelle technologie de refroidissement, ainsi qu'un nombre réduit de composants assurant une conception simplifiée.

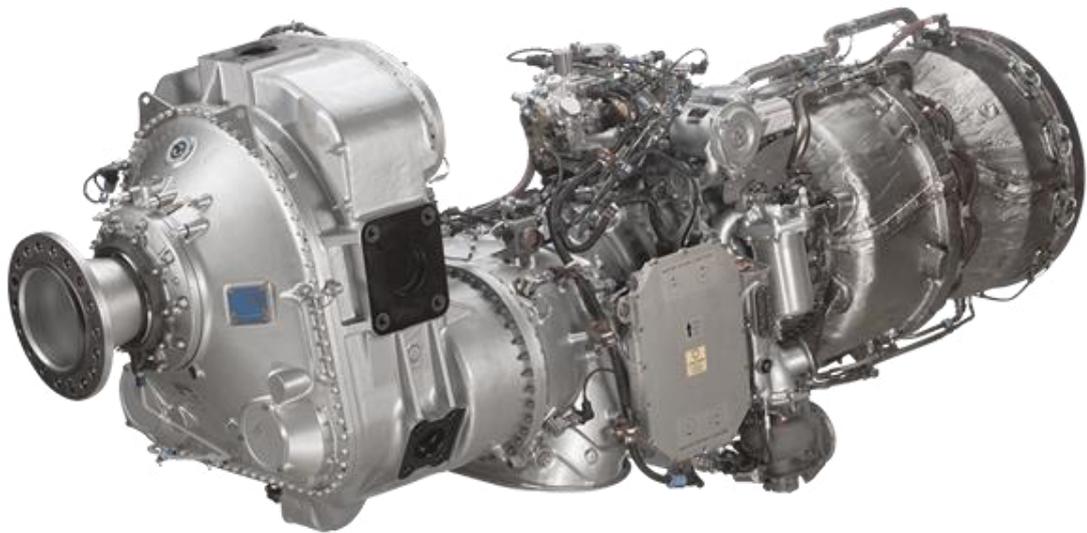


Figure I .4 : Moteur turbopropulseur PW150A

Spécifications et Dimensions du moteur :

- Modèle PW150A
- Puissance : 6500 Ch.
- Longueur : 95,40 Pouce.
- Largeur : 30,20 Pouce.
- Hauteur : 43,50 pouce

Certification :

- Certifié le 24 juin 1998 par Transports Canada, le 10 novembre 1998 par la Federal Aviation Administration (FAA). Pratt & Whitney Canada a demandé la certification à la FAA le 25 octobre 1995.

Les moteurs du Bombardier Q400 est équipé de deux turbopropulseurs Pratt & Whitney Canada PW150A et de deux hélices Dowty R408 en composites, à six pales , en matériaux entièrement composites assurant plus de poussée et moins de bruit que des hélices à rotation plus rapide.

Ci-dessous sont données quelques informations à partir de Dowty sur l'hélice R408 pour le Q400 : [2]

- Modèle : Dowty R408
- Diamètre: 4.1m
- Facteur d'activité : 103,5 par lame
- Balayage Astuce : 18 degrés
- Contrôle de vitesse: +/- 1RPM de tours sélectionné
- Max RPM: 1020
- Un régime de croisière : 850



Figure. I.5 : Hélice de Q400.

Conclusion

Le série Q400 du Bombardier est un des bi-turbopropulseur les plus modernes au monde, il a les performances, confort et rentabilité.

Chapitre II :
Description générale du
moteur PW150A

Introduction

Le Pratt & Whitney 150A est un aëromoteur du type turbopropulseur spécialement conçu pour le Q400, avion de transport régional de Bombardier, qui est passé au rang de leader mondial depuis son entrée en service en l'an 2000. Le terme français «turbopropulseur» est dérivé de l'anglais «turboprop» qui désigne une hélice propeller» entraînée par une turbine.

Dans ce chapitre on va traiter la description générale du moteur turbopropulseur PW150A, et son principe de fonctionnement.

I. Les moteurs turbopropulseurs

Un turbopropulseur est un système de propulsion dont l'énergie est fournie par une turbine à gaz. La poussée principale est obtenue par la rotation d'une hélice multi-pales. Il est particulièrement adapté aux avions dont la vitesse de croisière est comprise entre 300 et 800 km/h. [3]

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. [4]

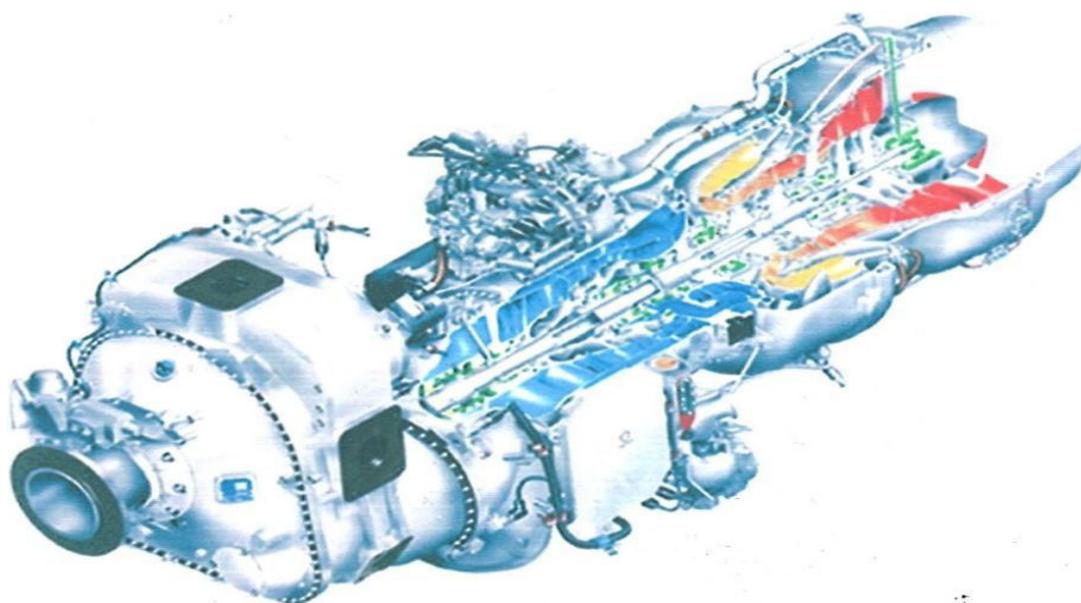


Figure II.1: Turbopropulseur

La différence entre le turboréacteur et le turbopropulseur réside dans le fait que ce type de moteur ne travaille pas en compression, l'hélice fournit une puissance et non pas une poussée. [5]

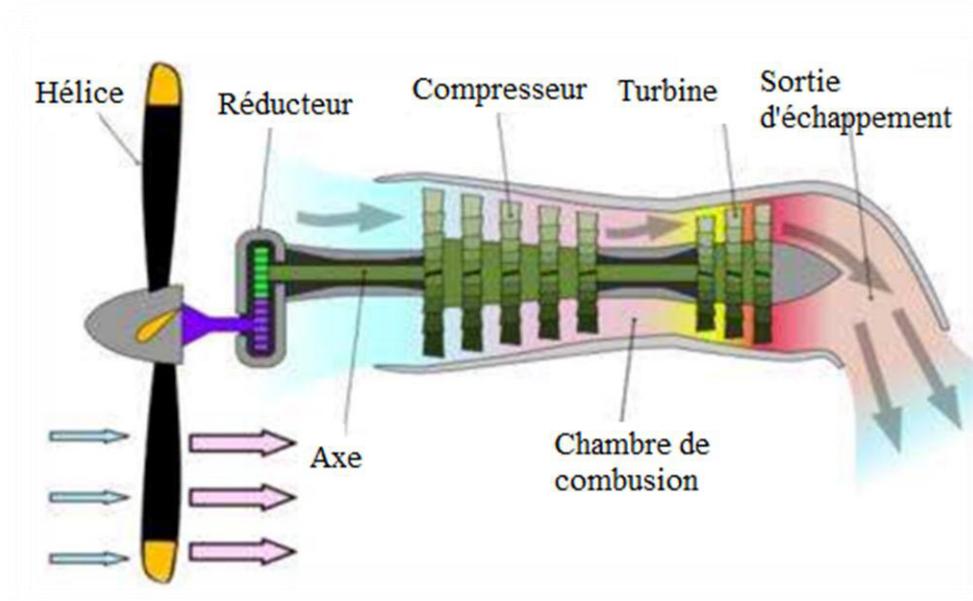


Figure II.2 : Schéma d'un turbopropulseur

I.1. Différents types de turbopropulseur

Suivant l'accouplement réalisé entre les turbines du générateur de gaz et hélice, on distingue trois types particuliers : [5]

- **Le turbopropulseur à turbine liées**

La turbine de travail, nécessaire à l'entraînement de l'hélice à travers le réducteur, est solidaire au générateur de gaz. Les turbines du moteur sont mécaniquement liées. Le régime de l'hélice est donc lié au régime du générateur.

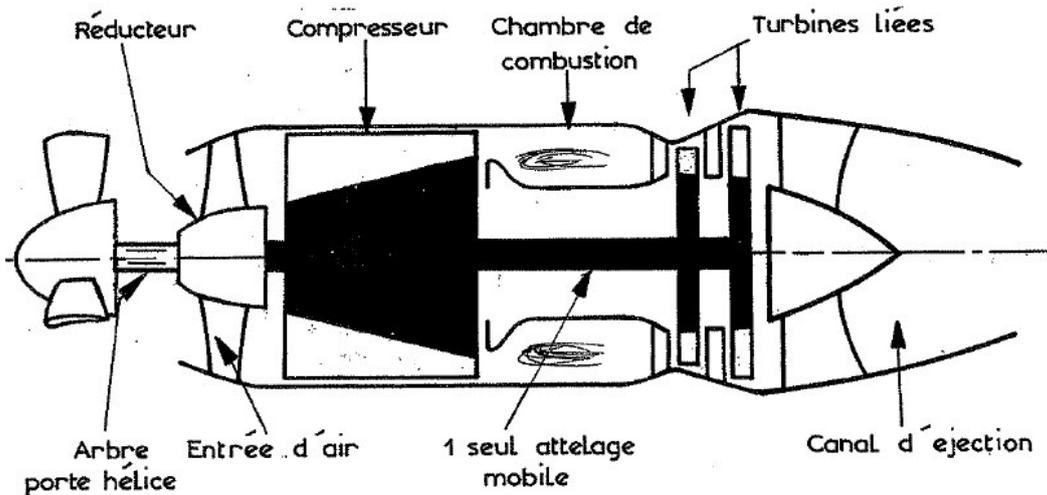


Figure II.3 :Le turbopropulseur à turbine liées.

- **Le turbopropulseur à turbine libres**

La turbine de travail est mécaniquement indépendante du générateur de gaz et n'entraîne que l'hélice à travers le réducteur. Le générateur fonctionne comme un turboréacteur indépendant et par conséquent, le régime de rotation de l'hélice est libre et indépendant du générateur.

Démarrage plus facile, plus lourd et plus complexe mécaniquement.

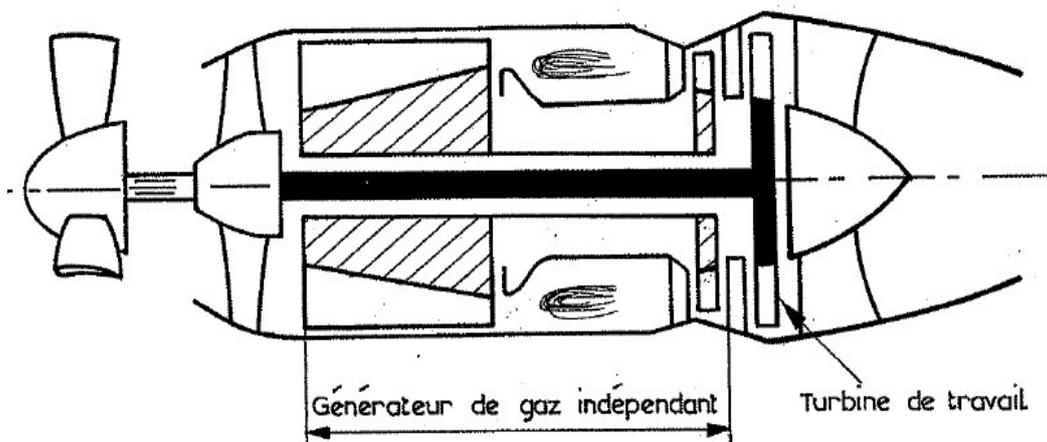


Figure II.4 : Le turbopropulseur à turbine libres.

- **Le turbopropulseur à turbine mixtes ou deux étages**

Celui-ci diffère des précédents par l'existence d'un compresseur double corps dont le compresseur BP est accouplé à la turbine de l'hélice.

Les taux de compression obtenus sont plus élevés et permettent d'obtenir de fortes puissances et de faibles consommations spécifiques, plus lourds et plus complexes avec existence de (vanne de décharge entre les compresseurs HP et BP).

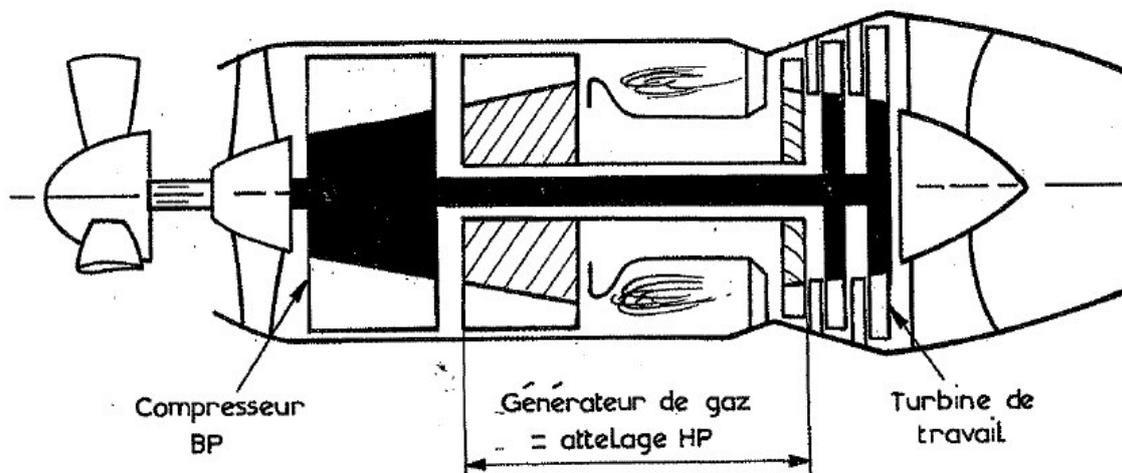


Figure II.5 : Le turbopropulseur à turbine mixtes.

I.2. Avantages et inconvénients du turbopropulseur

- **Avantages : [6]**
 - Grande poussée développée au décollage.
 - Un bon rendement de l'hélice à une vitesse inférieure à 800 km/h.
 - Réduction des vibrations et de bruit.
 - Une meilleure économie de carburant.
 - Entretien facile.
 - La puissance de sortie n'est pas limitée.
 - Possibilité de réduction brusque de vitesse par l'inversion de poussée.

- **Inconvénients :**

- L'inconvénient principal est le rendement de l'hélice qui décroît rapidement à des vitesses élevée. Cela est dû à l'onde de choc et la séparation de l'écoulement.
- La nécessité d'une boîte de réduction contribue à l'augmentation du cout du moteur.
- Nécessite plus d'espace en comparant avec le turboréacteur.
- La construction du moteur est plus compliquée.

II. Description du moteur turbopropulseur

Le moteur turbopropulseur PW150A a axial, Compresseur à basse pression (BP) et une compresseur centrifuge haute pression (HP). Le moteur comporte également une chambre de combustion annulaire, une turbine à haute pression, une turbine à basse pression et une turbine de puissance fournit l'entraînement pour le compresseur et la boîte de vitesses de réduction (RGB). [7]

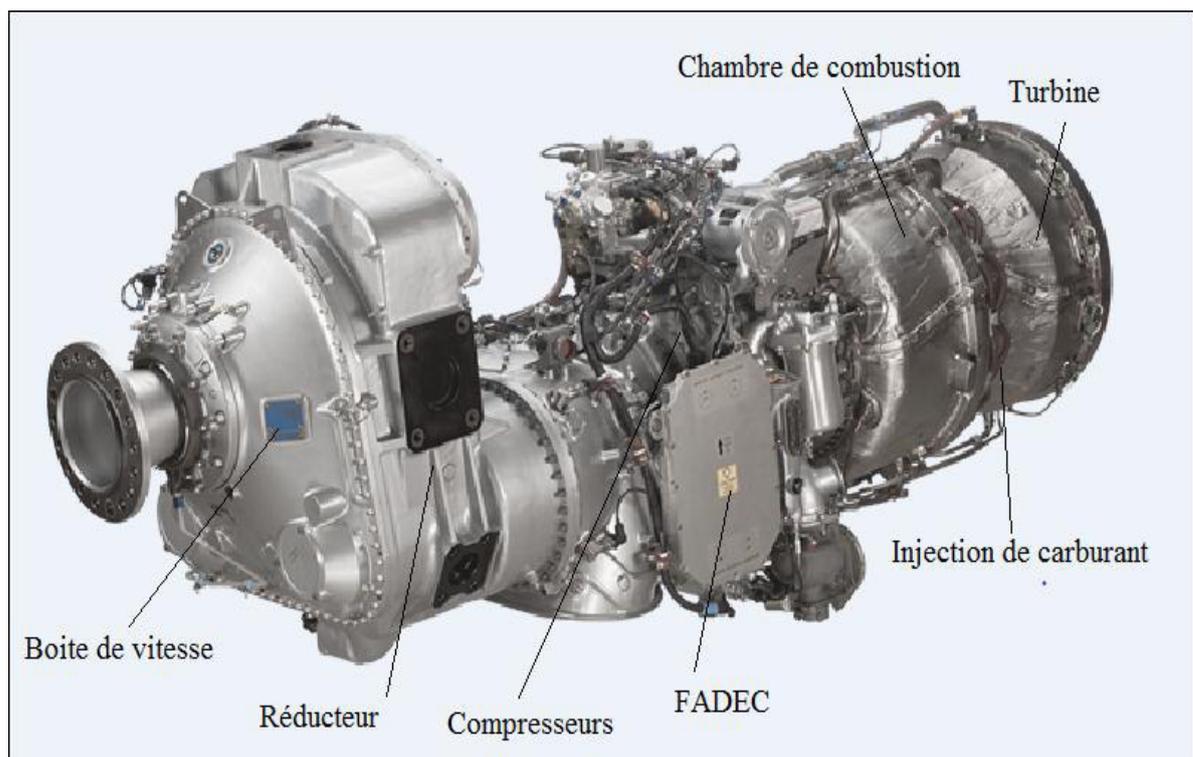


Figure. II.6 : Les composants de turbopropulseur PW150A.

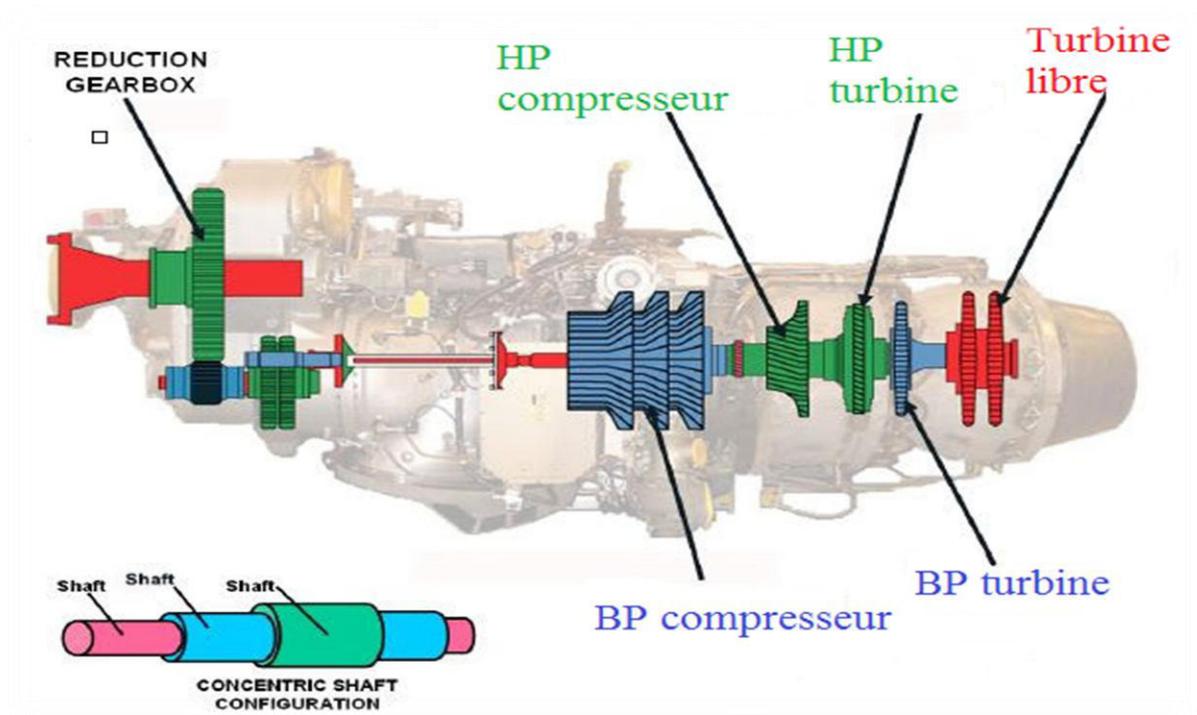


Figure II.7 : Turbopropulseur PW150A.

II.1. La section entrée d'air

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.

La section entrée d'air est une conduite destinée à capter l'air et à l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur. Cette conduite permet de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haut vitesse, en énergie de pression.

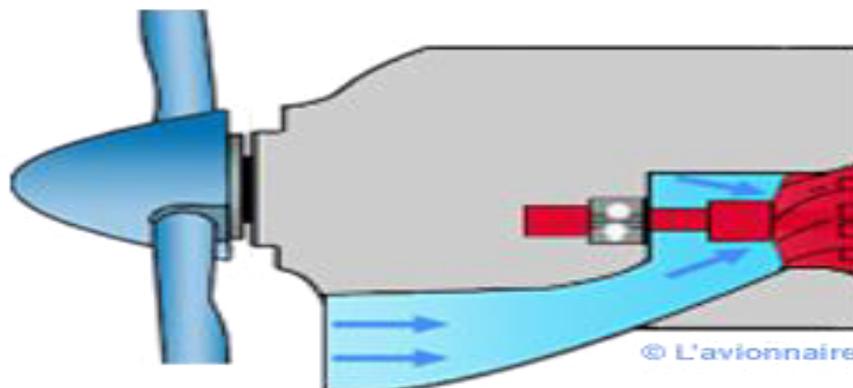


Figure II.8 : Entrée d'air.

II .2. Section compresseur

Le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un turbopropulseur, il produit un fort accroissement de pression, avec une faible élévation de température.

La section du compresseur est constituée de deux compresseurs indépendants : un compresseur axial à 3 étages nommé compresseur basse pression et une roue centrifuge nommée compresseur haute pression (HP). [7]

L'air est comprimé dans le moteur par la section compresseur. La pression atmosphérique augmente à travers un compresseur axial à trois étages et une roue à aubes centrifuges. L'air comprimé est en suite livré à la chambre de combustion et à d'autres systèmes.

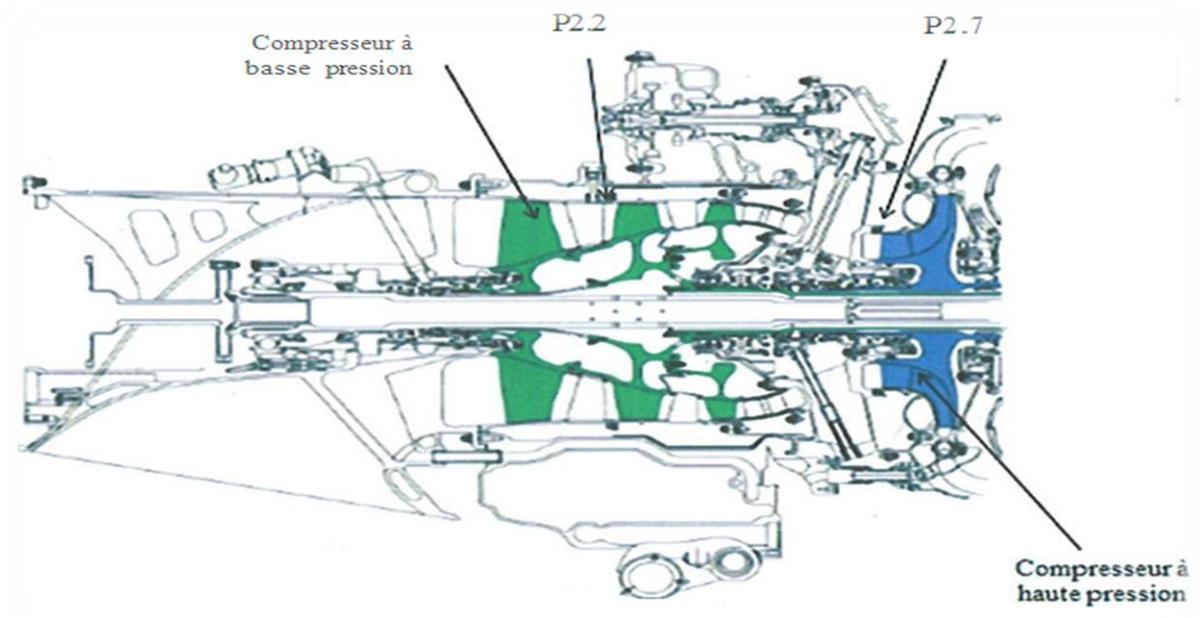


Figure. II.9 : Section compresseur.

La section compresseur est composée de :[7]

- **Compresseur à basse pression (BP) :** la compresseur à basse pression est un compresseur axial à trois étages, situé dans la caisse de compresseur de basse pression et conduit par une turbine axiale indépendant

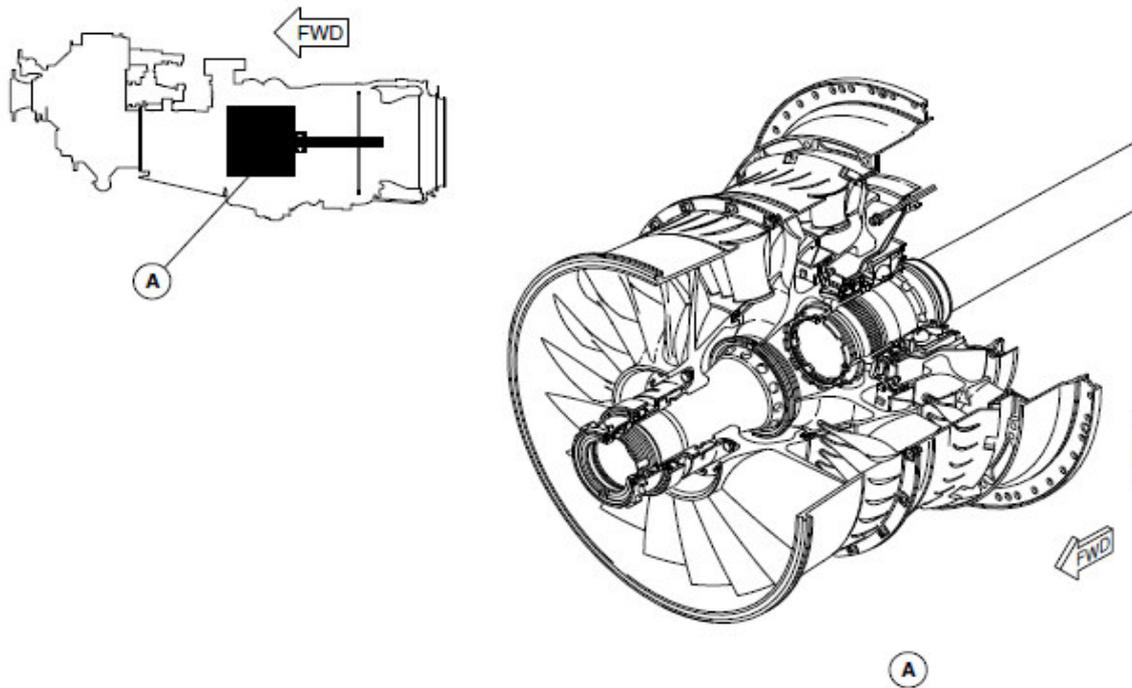


Figure II.10 : Compresseur à basse pression.

- **Compresseur à haut pression (HP) :** le compresseur à haute pression est une roue centrifuge située dans le quatrième et le dernière étage de la section compresseur et conduite par une turbine axiale indépendant.

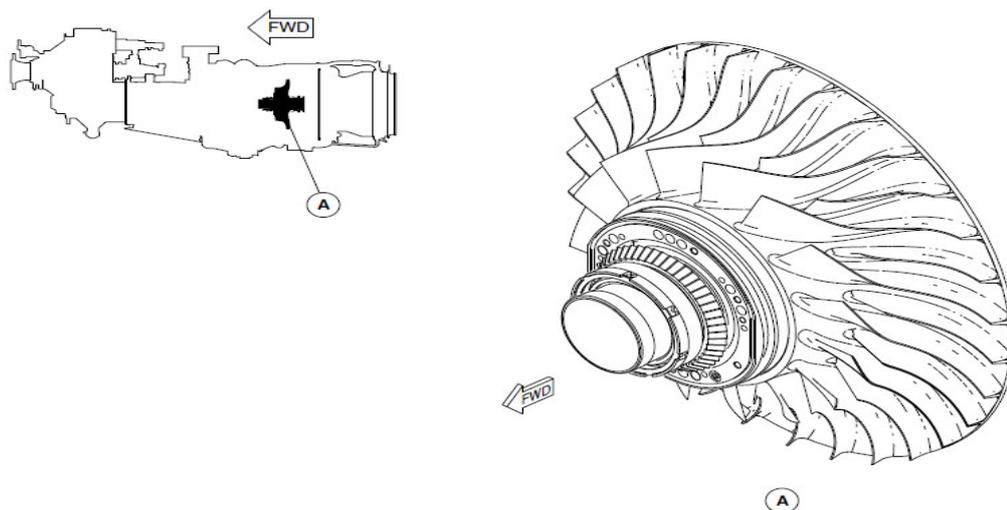


Figure II.11 : Compresseur à haute pression.

- Clapet de purge P2.2 :** le clapet P2.2 est utilisé pour purger le compresseur basse pression. Le clapet est situé à la sortie du compresseur BP. Selon la commande du FADEC, la vanne s'ouvre et se ferme suivant la quantité d'air demandée dans la chambre de combustion par le moteur. Il est en position fermé lors du démarrage du moteur, cela permet de faire entrer le maximum d'air pour un démarrage stable du moteur, il est ensuite ouvert pendant le fonctionnement normal du moteur .

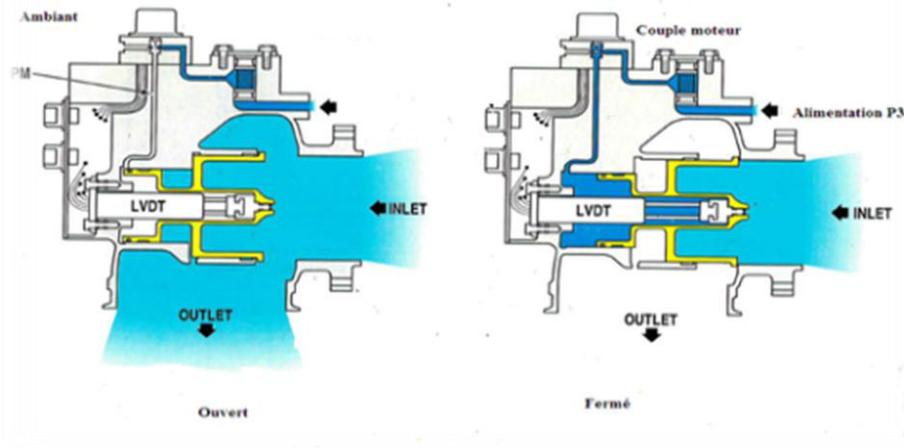


Figure II.12: Clapet de purge P2.2.

- Clapet de purge P2.7 :** Le clapet de purge P2.7 est principalement utilisé pour contrôler la marge d'air au pompage du compresseur BP pendant le fonctionnement transitoire. Le clapet est situé à l'entrée du compresseur HP. Le FADEC commande cette vanne comme une vanne ON/OFF : La vanne est en fermeture lors du démarrage et pendant le fonctionnement normal du moteur pour permettre l'entrée le maximum d'air à la chambre de combustion, et elle s'ouvre lorsqu'il y'a un surplus d'air pour le dégagé.

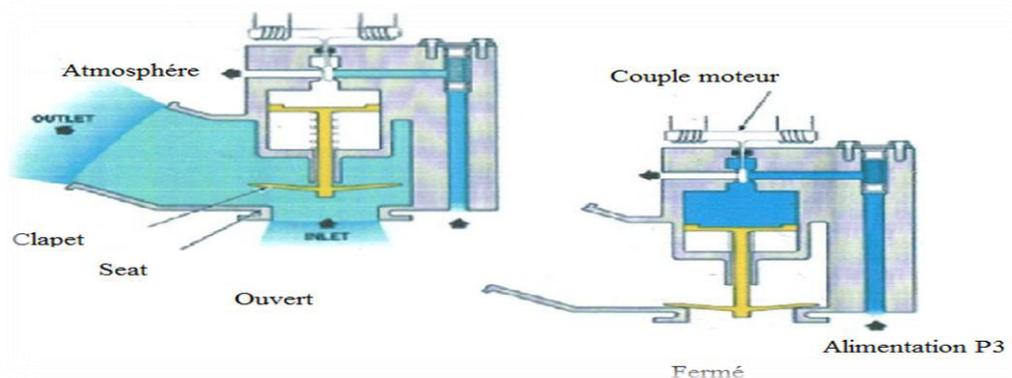


Figure II.13 : Clapet de purge P2.7.

II.3. La chambre de combustion

La chambre de combustion assure la combustion d'un mélange air / carburant, afin de communiquer au fluide une énergie calorifique. L'énergie ainsi fournie sera ensuite utilisée par la turbine et le canal d'éjection.

Le turbopropulseur PW150A à une chambre de combustion de type annulaire (forme Z) contre-courant est contenu dans le cas générateur de gaz de type anneaux pour assurer le refroidissement des parois de la chambre de combustion, elle est enduite en céramique à l'intérieur et en alliage résistant à la chaleur.

La chambre de combustion dispose de deux bougies d'allumage et 12 injecteurs de carburant. [8]

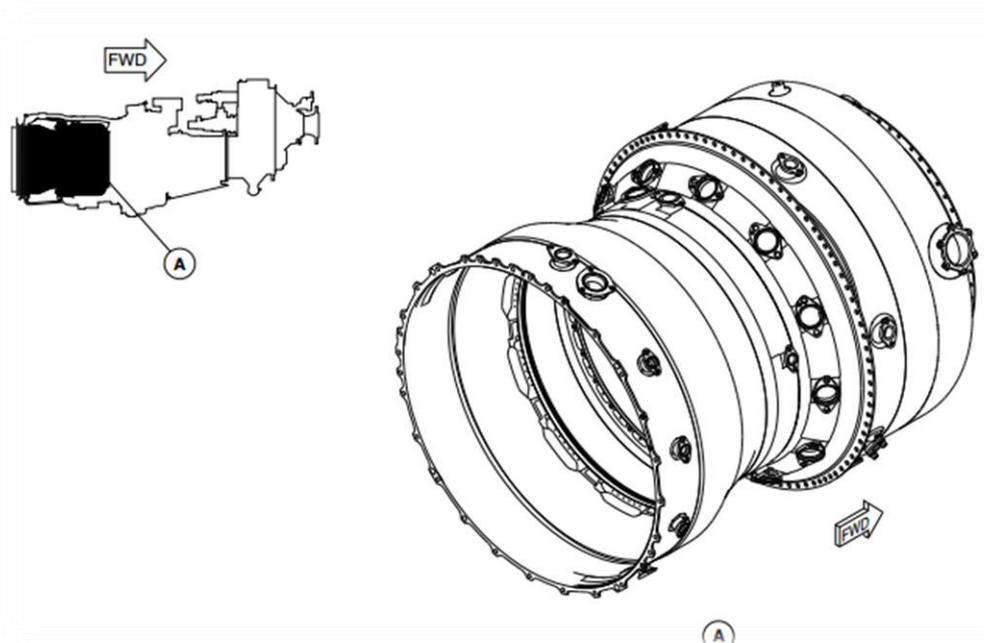


Figure II.14 : La chambre de combustion.

II.4. Section turbine

Le turbopropulseur PW150A est composé de deux turbines axiales d'un seul étage (BP et HP) et d'une turbine libre (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.

Les turbines fournissent la puissance nécessaire pour faire tourner les compresseurs, l'hélice et les accessoires du moteur.

Les turbines extraient l'énergie cinétique des gaz en expansion. Lorsque les gaz quittent la chambre de combustion ils sont dirigés vers la turbine HP. Les turbines BP et HP tournent les compresseurs à travers leurs propres arbres respectifs, et tournent l'hélice à travers l'arbre de transmission.[7]

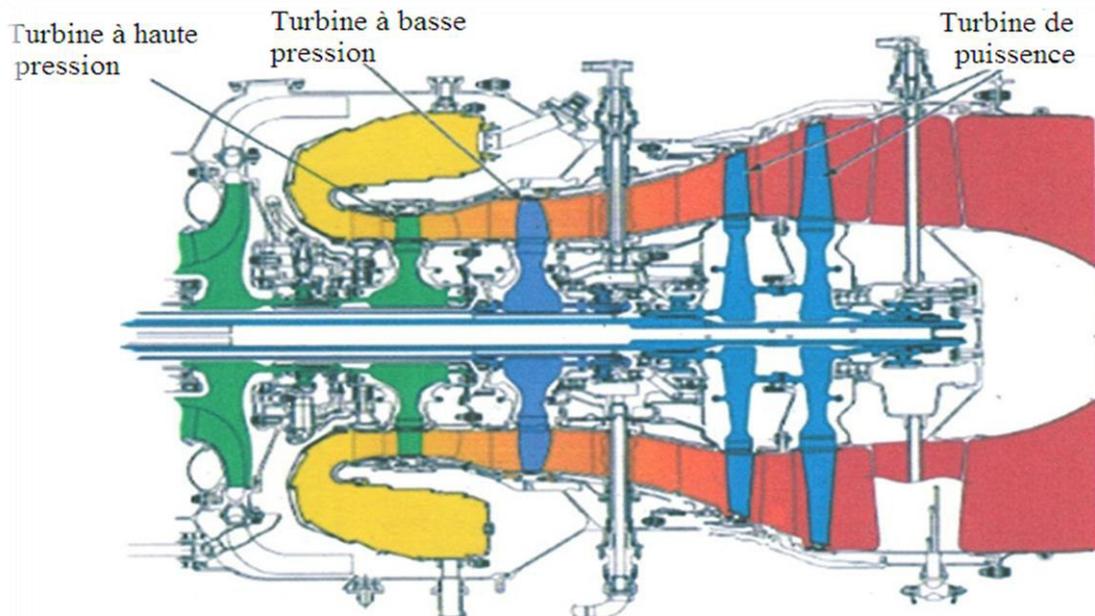


Figure II.15 : Section turbine.

La section turbine est composée de:[8]

- **Turbine à haute pression (THP):** La turbine HP tourne dans les sens horaire (vue du pilote) pour une vitesse maximale de 31150t/mn.

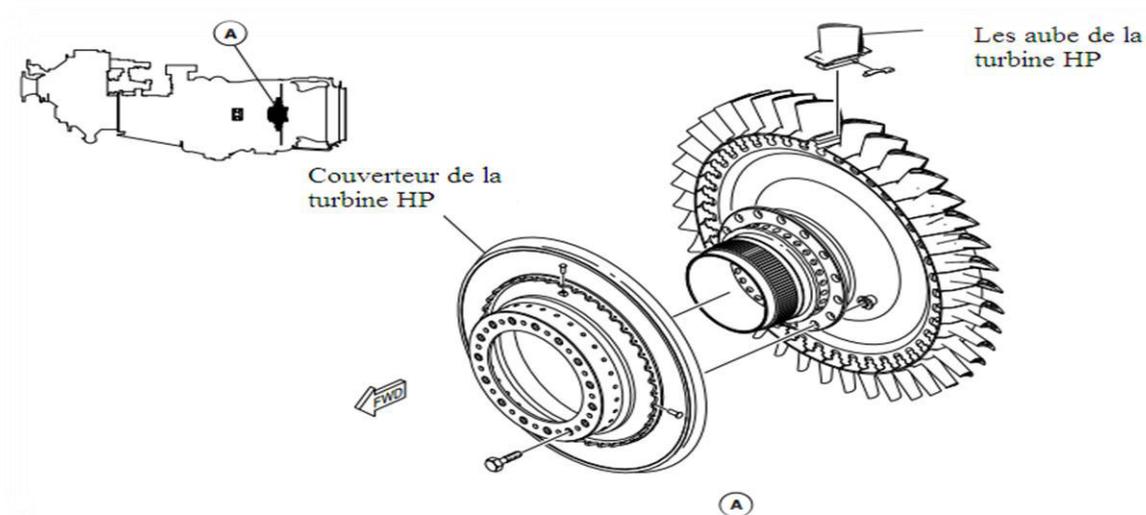


Figure II.16 : Turbine à haute pression HP.

- **Turbine à basse pression (BP)**: La turbine BP tourne dans le sens contraire des l'aiguilles d'une montre (vue pilote) et à une vitesse maximale de 27000t/mn.

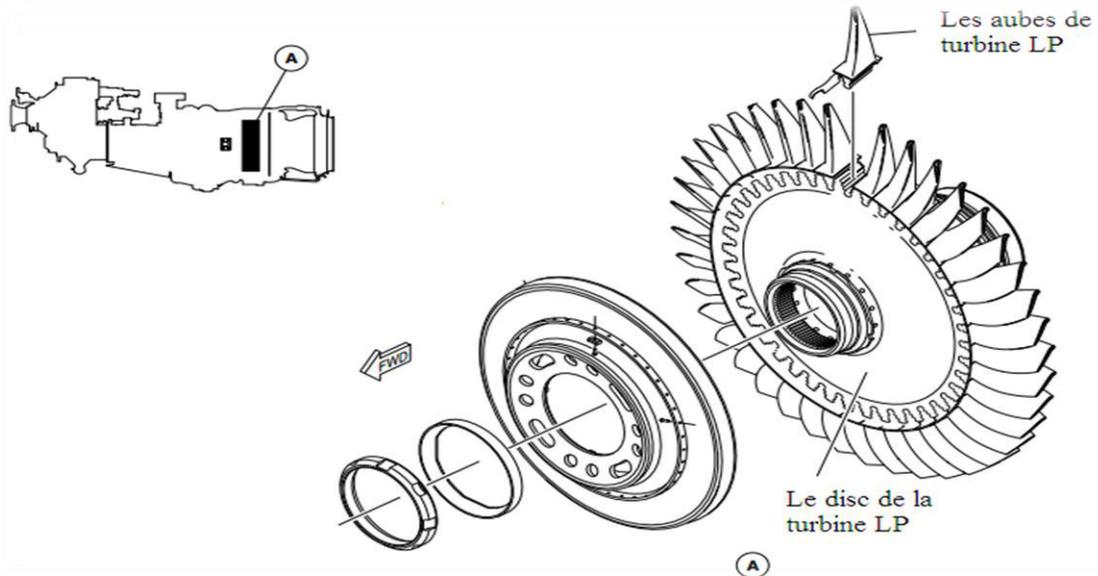


Figure II.17 : Turbine à basse pression BP.

- **Turbine de puissance**: La turbine de puissance extrait de l'énergie des gaz chauds pour faire tourner l'hélice par le biais d'un réducteur. Les turbines tournent dans le sens horaire (vue du pilote) pour une vitesse maximale de 17501t/mn.

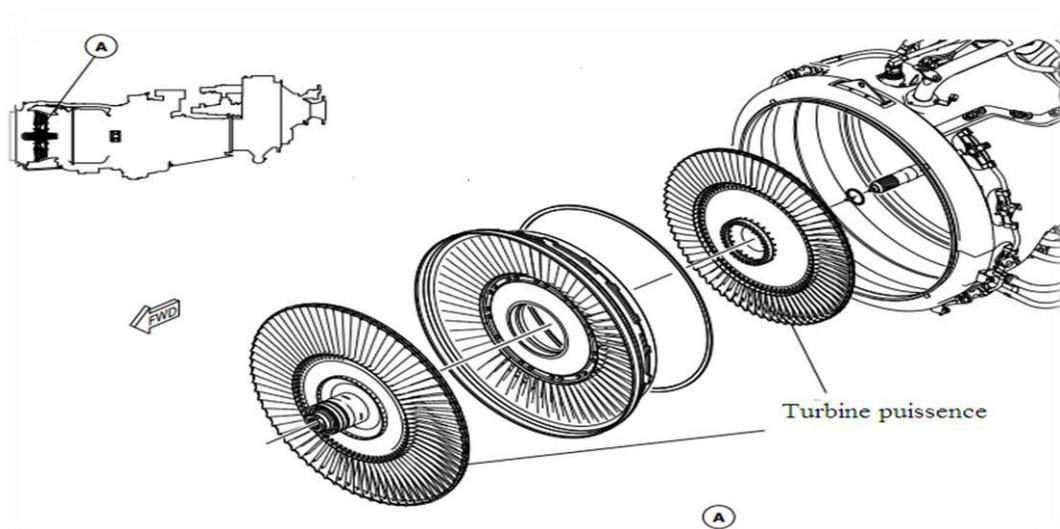


Figure II.18 : Turbine puissance.

II. 5. Section échappement

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 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.

II.6. Réducteur RGB

Les gaz d'échappement du 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.

Les régimes de rotation de la turbine de travail nécessitent l'utilisation d'un réducteur intercalé entre l'hélice et la turbine. [7]

Les régimes obtenus sont compatibles avec les limitations de l'hélice et le rendement de celle-ci.

Le réducteur est une partie essentielle du turbopropulseur, il assure en même temps la transmission du couple. Etant donné les puissances obtenues et les efforts supportés par le réducteur, Il est composé d'un dispositif d'engrenages démultiplicateur à multi pignons (meilleure répartition des efforts, ensemble compact).

Les composants montés sur le réducteur RGB sont :[7]

- Limiteur de vitesse d'hélice et une pompe de PCU;
- Pompe électrique ;
- Générateur de courant alternatif ;
- Pompe hydraulique ;
- Unité de commande de l'hélice ;
- Hélice.

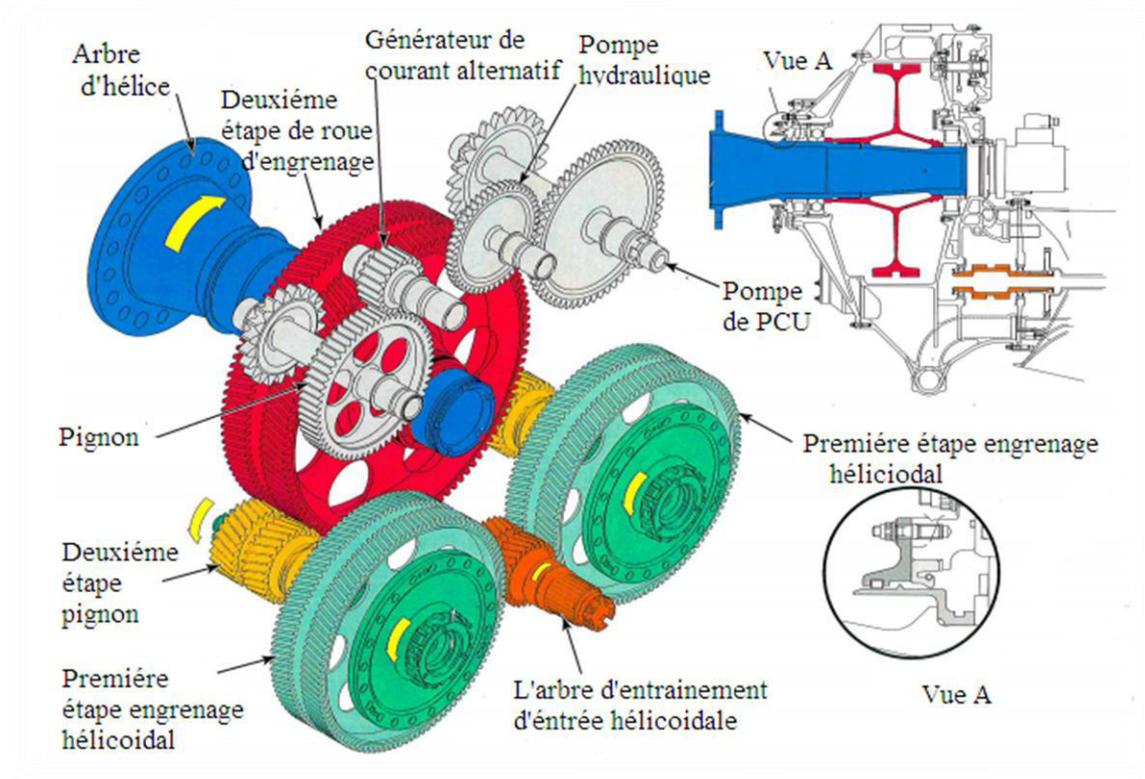


Figure II.19 : Réducteur RGB.

Le RGB réduit la vitesse de turbine de puissance (17501t/min) à une vitesse de rotation adaptée pour le fonctionnement de l'hélice (1020 t/min) et les fonctions que suivante :

- Transmettre la puissance de la turbomachine à l'hélice ;
- Transmettre la poussée à la structure de l'avion ;
- Conduire les accessoires montés sur le RGB, le générateur à courant alternatif, le régulateur de survitesse et la pompe, et la pompe hydraulique.

II.7. Hélice

L'hélice est composée de six pales, installés sur la bride de l'arbre d'entraînement du réducteur, (et tourne dans les sens des aiguilles d'une montre (vue de l'arrière de l'avion), 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.

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.

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.

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.

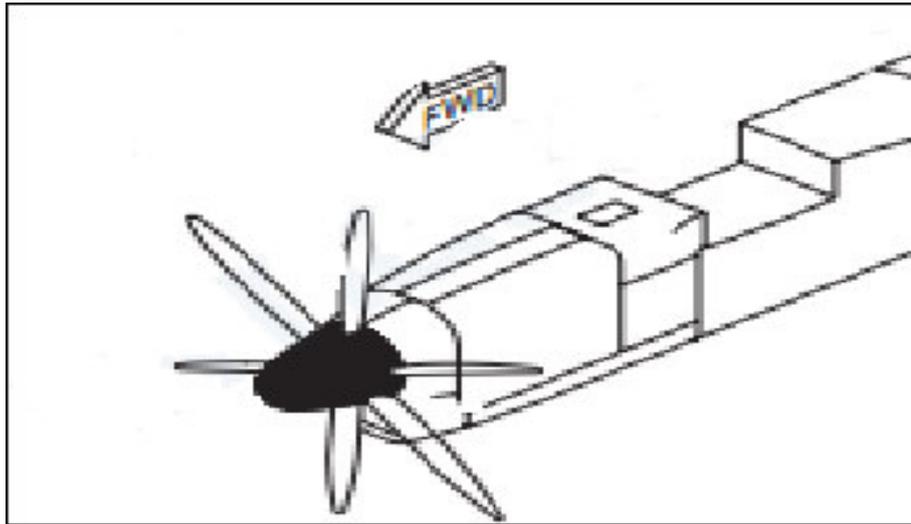


Figure II.20 : Hélice.

III. Principe de fonctionnement du turbopropulseur PW150A

Le PW150A est un moteur qui dispose d'une hélice par l'intermédiaire d'une boîte de vitesses à deux étages de réduction. Trois grands modules composent le cœur du moteur. Un premier module constitue le compresseur basse et haute pression, un deuxième module constitue la turbine basse et haute pressions, et le troisième représente la turbine de puissance. Ces trois modules rotatifs ne sont pas reliés entre eux et tournent à des vitesses différentes et dans des directions opposées.

Cette conception est dénommée « moteur à turbine libre ». Cette configuration permet au pilote de faire varier la vitesse de l'hélice indépendamment de la vitesse du compresseur.

Le moteur est enclenché en activant le démarreur monté sur le boîtier d'accessoires. [7]

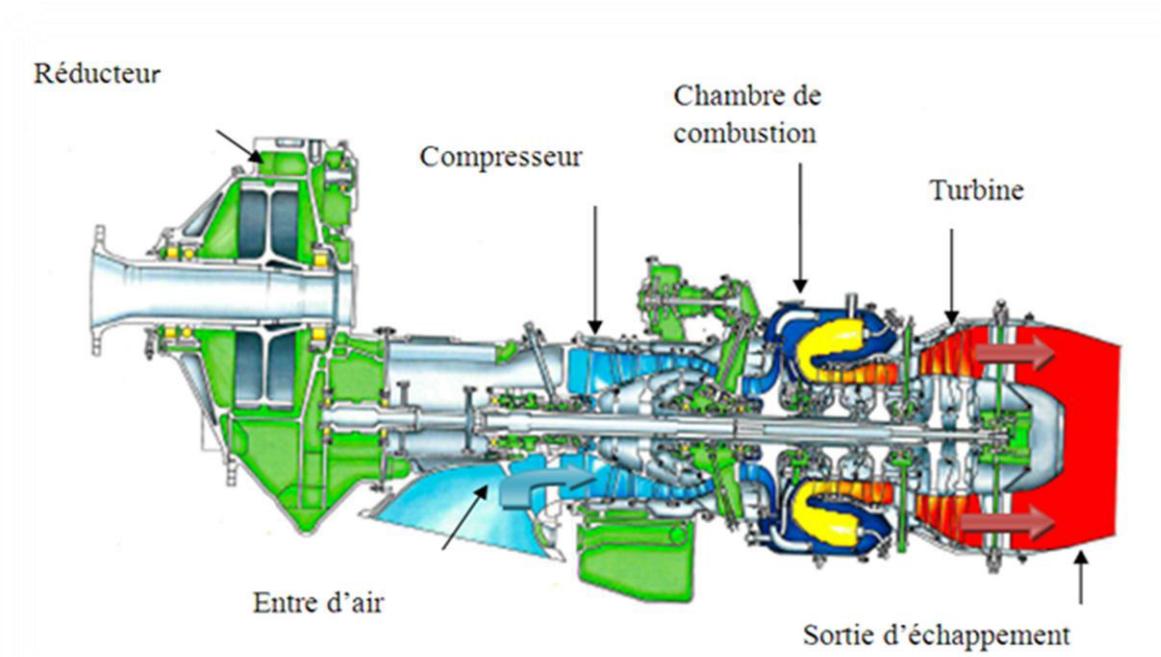


Figure II.21 : Fonctionnement général du turbopropulseur.

Les compresseurs aspirent l'air dans le moteur, et le livrent dans la chambre de combustion. Le carburant est introduit par des injecteurs situés autour de la chambre, allument le mélange. Les gaz chauds générés sont ensuite dirigés vers la turbine. Pour produire une énergie de rotation pour entraîner l'arbre de l'hélice.

Les gaz sortant des turbines sont écartés hors du moteur par la sortie des gaz. L'arrêt du moteur se fait en coupant le carburant allant à la chambre de combustion.

Un réservoir d'huile intégré situé dans le fond du boîtier de compresseur basse pression fournit l'huile aux roulements et permet la lubrification des systèmes.

Une unité de dosage de carburant montée sur le boîtier d'accessoires régule le débit du carburant aux injecteurs de carburant en réponse aux exigences de puissance et les conditions de vol dicté par le FADEC.

La commande d'hélice électronique (PEC) commande la vitesse de l'hélice à travers l'unité de commande d'hélice (PCU), montée sur le réducteur en faisant varier l'angle des pales en fonction des exigences de puissance, de sélection de vitesse par le pilote et les conditions de vol.

IV. Système équipant PW150A

IV.1. Système d'air

IV.1.1. Débit d'air général

Lorsque l'avion avance, Le flux d'air entre par le canal d'admission et dans le tronçon d'entrée d'air et il est dirigé vers le compresseur BP. L'air comprimé est ensuite dirigé vers la roue du compresseur HP pour une meilleure compression et dans la section de combustion.

Dans la section de combustion, l'air est mélangé avec le carburant pour la combustion et également utilisé pour le refroidissement. Les gaz chauds en expansion sont ensuite dirigés vers plusieurs étages de la turbine pour l'extraction de l'énergie et à travers l'échappement.

IV. 1.2. Flux d'air secondaire

L'air est utilisé pour assurer l'étanchéité des cavités du palier, et pour le refroidissement du moteur interne. L'air est également utilisé pour les systèmes pneumatiques de l'aéronef, la climatisation et les systèmes de dégivrage.

L'air est une source utilisée pour alimenter le système d'air secondaire, dans le compresseur à basse pression et le compresseur à haute pression.

Les trois figures ci-dessous montrent la distribution de l'air dans la section de compresseur, la chambre de combustion et la section turbine.

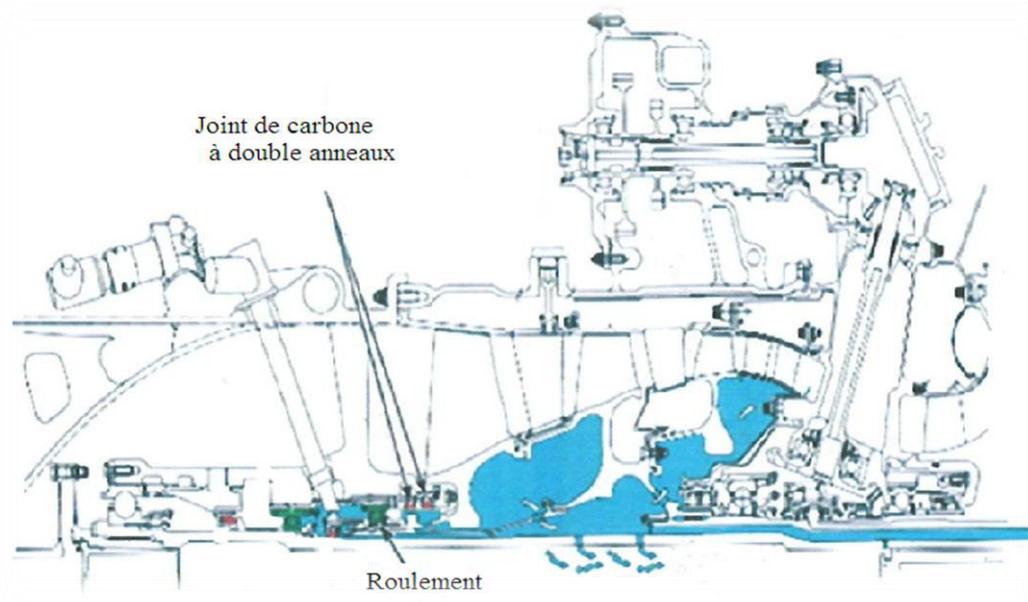


Figure .II.22 : Déplacement de l'air dans la section compresseur.

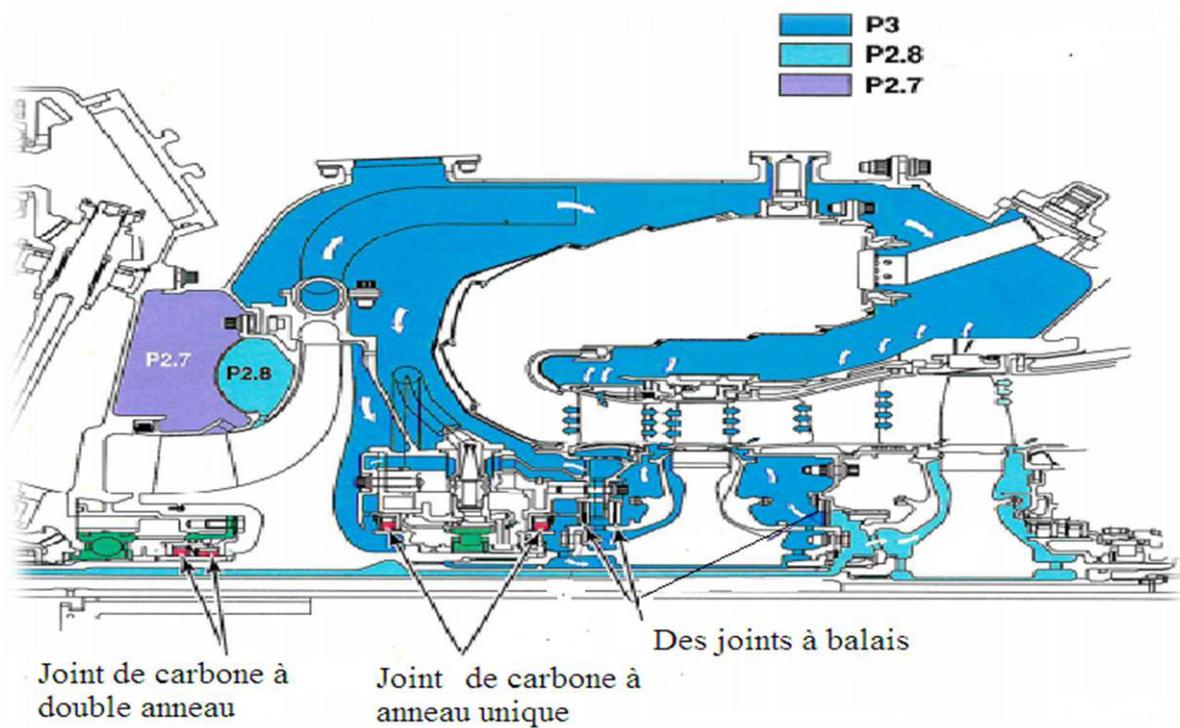


Figure .II.23: Déplacement de l'air la section turbine.

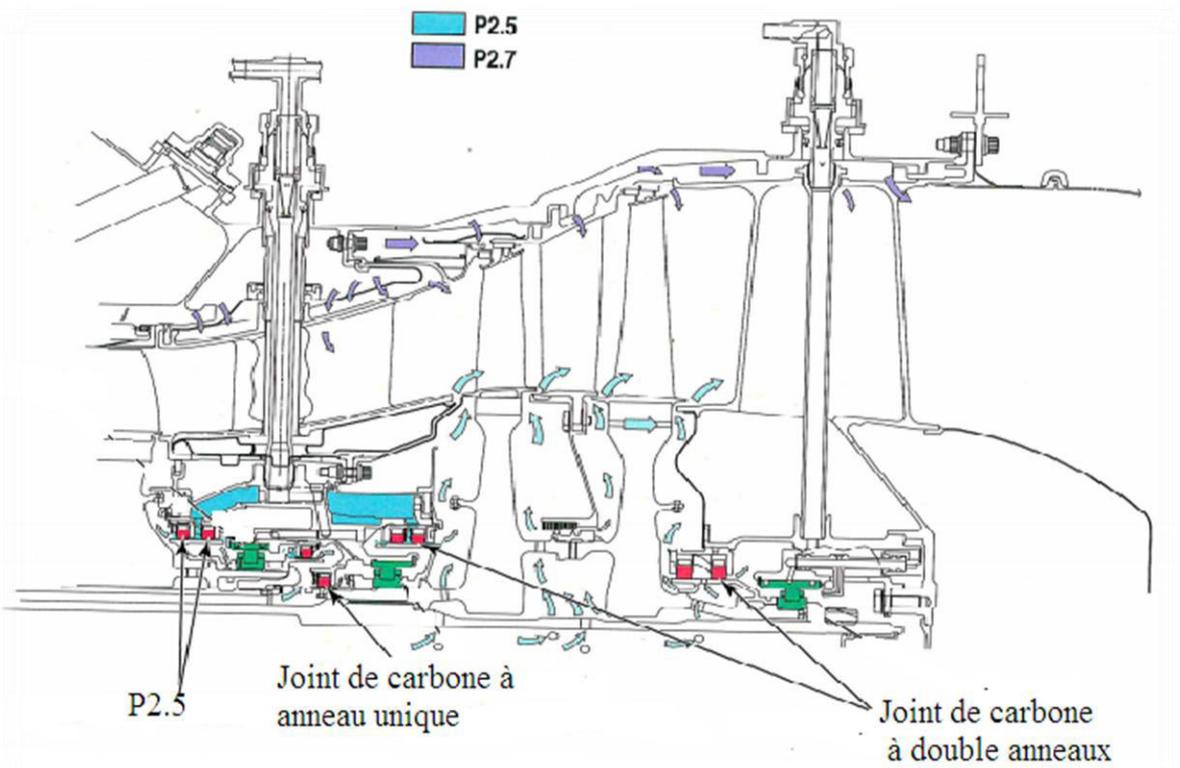


Figure .II.24 : Déplacement de l'air dans la chambre de combustion.

IV.2. Système d'huile

Le système d'huile fournit l'huile propre et filtrée au moteur pour la lubrification des pièces mobiles et l'enlèvement de n'importe quelle matière non désirée.

Le système d'huile est un système à carter humide, refroidi par un refroidisseur d'huile installé sur la cellule à air. L'huile est stockée dans un réservoir qui est solidaire avec le carter du compresseur à basse pression. Le système se compose de deux sous-systèmes:[7]

- Le système de pression : qui fournit l'huile à l'engrenage de réduction et à la turbomachine,
- Le système de récupération : qui renvoie l'huile usée dans le réservoir.

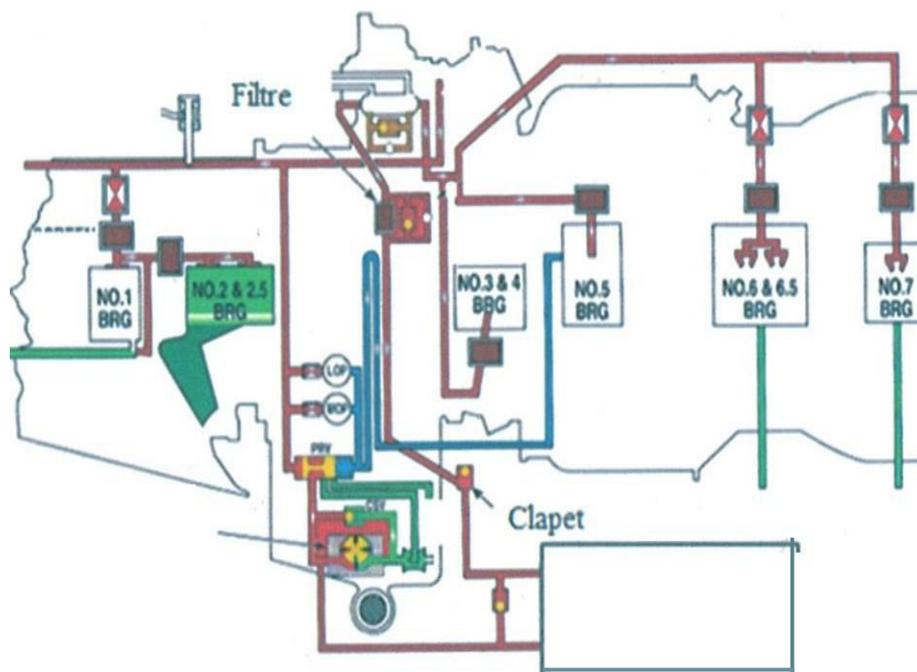


Figure .II.25 : Système d'huile.

IV.3. Système d'allumage

Le circuit d'allumage assure l'énergie électrique pour mettre à feu le mélange carburant/air pendant le démarrage du moteur.

Le système d'allumage doit être disponible en vol ou au sol[5] :

- Au sol: pour les démarrages, le moteur est allumé avec une seule bougie.
- En vol: le FADEC commande les deux bougies. Le système d'allumage sera automatiquement activé.

Le circuit d'allumage de PW150A comprend l'excitateur d'allumage, les câbles d'allumage et les prises d'allumage. L'excitateur d'allumage est une unité de doubles canaux contenus dans un emplacement simple et est fourni en 28volts, par une prise électrique simple pour les deux canaux. Elle produit un signal à haute tension aux bougies d'allumage.

L'excitateur d'allumage est relié aux bougies d'allumage par une paire de câbles tressés. Les bougies d'allumage sont situées dans la caisse de générateur de gaz.

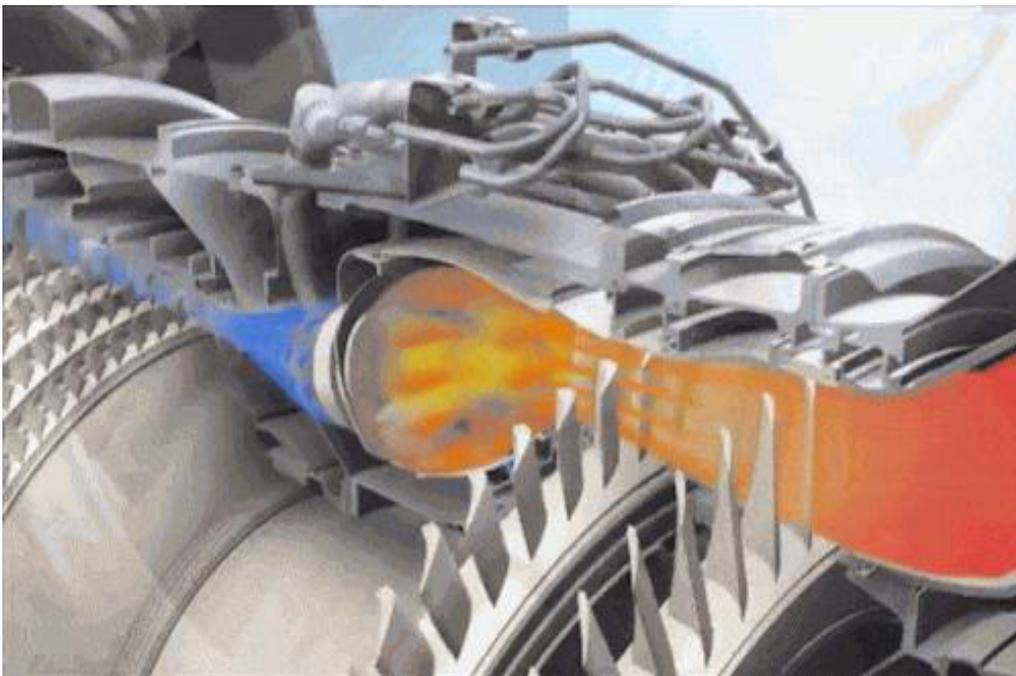


Figure .II.26 : Système d'allumage.

IV.4. Système contrôle du moteur PW150A

IV.4.1 : Control Electronique Pleine Autorité(FADAC)

Le FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) est l'unité de contrôle fondamentale pour le moteur PW150A, il est engagé pour surveiller l'état de fonctionnement. Les fonctions fondamentales du FADEC sont les suivantes :[7]

- Détecter et indiquer en codes tous les défauts sur le moteur.
- Commander l'ouverture et la fermeture du clapet de purge du P2.7 pendant le fonctionnement du moteur.
- Commander l'ouverture et la fermeture du clapet de purge du P2.2 pendant le fonctionnement du moteur.
- Empêcher une sur vitesse du moteur.
- Diriger les démarrages et les arrêts du moteur en commandant la boîte d'allumage;
- Alimenter le contrôle électronique d'hélice (PEC).
- Communiquer à d'autres unités telles que l'unité d'enregistrement du moteur (EMU).

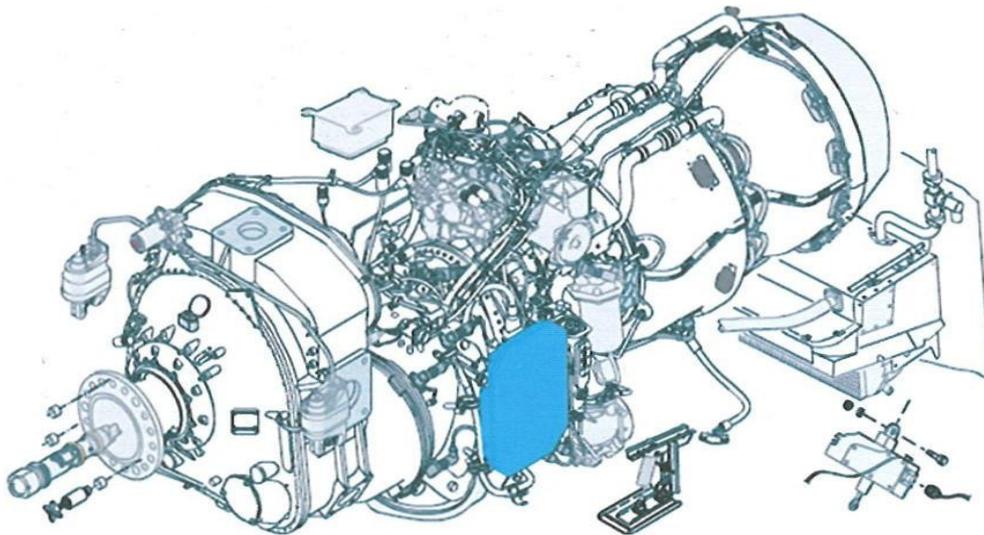


Figure.II. 27 : Boitier du FADEC.

IV.2. Unité de dosage de carburant (FMU)

Le FMU contrôle le débit de carburant fourni au moteur basé sur la demande du FADEC. Le FADEC calcule ce débit nécessaire à partir de la demande de puissance et les valeurs qui sont aperçues par les capteurs du moteur, tels que NH (la vitesse de rotation du compresseur haute pression), NL (la vitesse de rotation du compresseur basse pression), NP (la vitesse de rotation de l'hélice), le couple et les conditions ambiantes.[7]

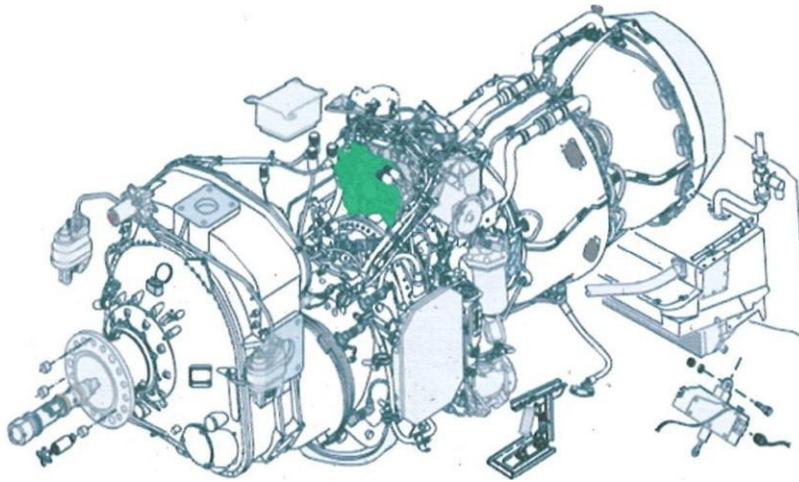


Figure. II.28 : Unité de dosage de carburant (FMU)

Chapitre III :

Bilan énergétique et performances

Dans ce chapitre, on va établir un bilan énergétique pour calculer les différents paramètres thermodynamique et les performances.

I. Notions sur la thermodynamique

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

Un processus réversible est un processus dont la direction peut être inversée à n'importe quel stade, grâce à une modification infinitésimale des conditions externes.

Le processus est dit irréversible lorsqu'au cours d'une transformation, les conditions d'équilibres mécanique et thermique ne sont pas réalisées.

Un système est dit ouvert lorsqu'il y a échange de matière et d'énergie.

Système fermé : c'est un système qui n'échange pas de la matière avec le milieu extérieur.

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.

II. Différents station et cycle thermodynamique du turbopropulseur:

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

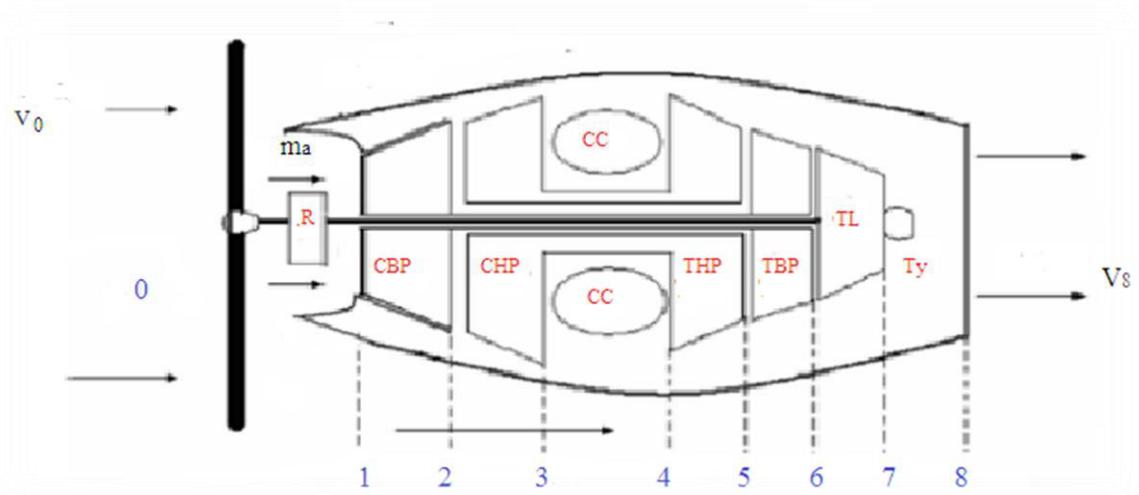


Figure.III.1 : Station du turbopropulseur à turbine libre.

Les stations sont :

Station 0 : entrée d'air.

Station 1 : entrée compresseur basse pression.

Station 2 : entrée compresseur haut pression.

Station 3 : entrée chambre de combustion.

Station 4 : entrée turbine haut pression.

Station 5 : entrée turbine basse pression.

Station 6 : entrée turbine libre.

Station 7 : entrée tuyère.

Station 8 : sortie tuyère.

Le cycle thermodynamique du turbopropulseur est présenté sur la Figure III.2, l'air à pression ambiante est admis à travers un diffuseur de (0 vers 1), le débit total va passer dans un compresseur (CBP) et (CHP) qui va augmenter sa pression et température par une compression adiabatique (1 vers 3). Après la compression l'air est envoyé dans la chambre de combustion où il est mélangé avec un combustible puis l'ensemble s'enflamme élevant la température des gaz (3 vers 4). En suite les gaz sont envoyés dans une turbine (THP) et (TBP) et (TL) où ils vont subir une détente adiabatique (4 vers 7). Après la détente l'énergie thermique des gaz est convertie en énergie cinétique dans la tuyère (7 vers 8).

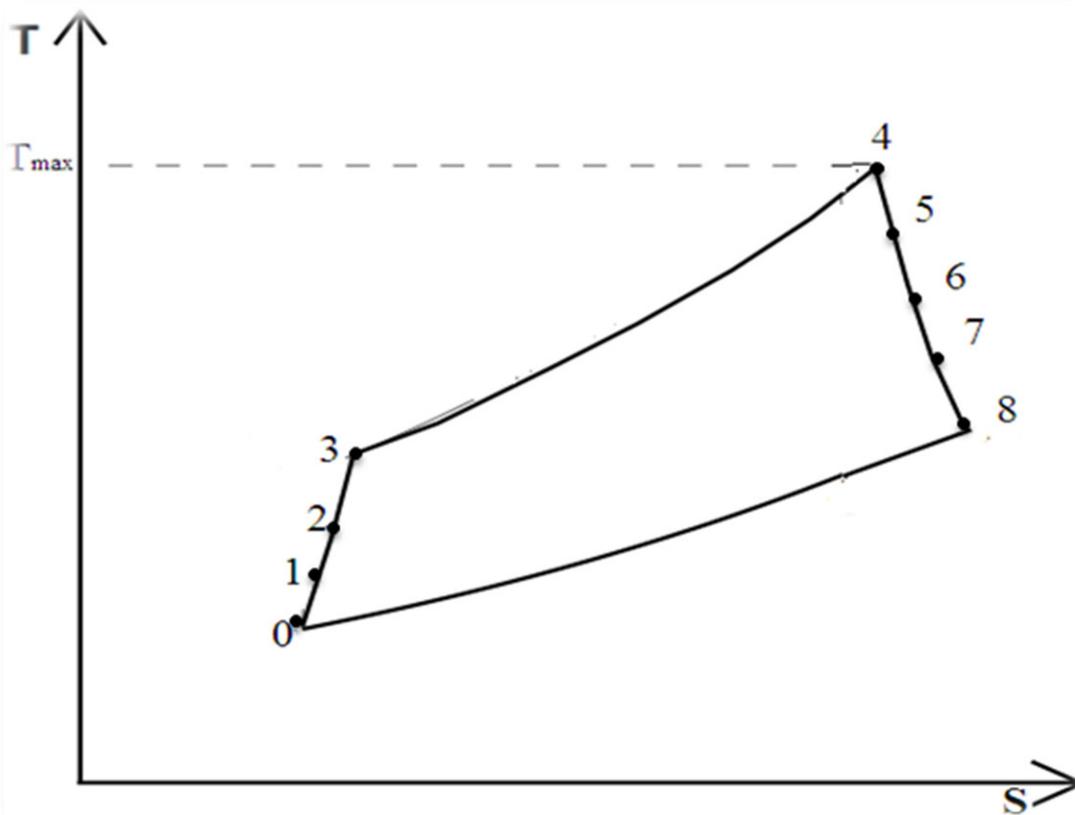


Figure III.2 : cycle thermodynamique

III. Premier principe de la thermodynamique :

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

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

Avec :

- **Q** : la quantité de chaleur échangé par unité de masse.
- **W** : le travail massique.
- **H** : l'enthalpie et égale : $H = C_p T$.
- **Ec** : l'énergie cinétique : $E_c = \frac{1}{2} V^2$.
- **Ep** : l'énergie potentielle.

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

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

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

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

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

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

$$\rho_{atm} = \frac{P_{atm}}{r \cdot T_{atm}} \quad (\text{III.4})$$

V. Bilan énergétique

Hypothèse :

L'air est supposé comme un gaz parfait.

Les évolutions sont considéré (adiabatique réversible)

$r = 287$ constant des gaz parfait [j /kg.k],

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

$\gamma = 1.4$, $\gamma_g = 1.33$: rapport de capacité thermique.

$C_{pa}=1005$: Chaleur massique spécifique a pression constant [j/kg.k].

V.1. Entrée d'air (0-1)

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

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

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

Avec :

$W=0$ pas de travail (sans machine)

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

$\Delta E_p = 0$ (pas de variation de hauteur)

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

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

$$\text{On peut écrire également : } \left(H_1 + \frac{1}{2}V_1^2 \right) - \left(H_0 + \frac{1}{2}V_0^2 \right) = 0$$

$$\text{Ou : } H_0 + \frac{1}{2}V_0^2 = H_1 + \frac{1}{2}V_1^2 = H + \frac{1}{2}V^2 = \text{cte}$$

Le terme $H + \frac{1}{2}V^2 = H_t = \text{cte}$ **Enthalpie totale.**

$$\text{Pour un gaz parfait } H + \frac{1}{2}V^2 \Rightarrow (C_p(T_1 - T_0) + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2)) = 0$$

$$\text{Ou encore } C_p T_0 + \frac{1}{2}V_0^2 = C_p T_1 + \frac{1}{2}V_1^2 = C_p \cdot T + \frac{1}{2}V^2 = C_p \left(T + \frac{V^2}{2 \cdot C_p} \right) = \text{cte}$$

On peut écrire :

$$C_p \left(T_1 + \frac{V_1^2}{2C_p} \right) = C_p \left(T_0 + \frac{V_0^2}{2C_p} \right) = 0 \quad (\text{III.5})$$

On a : $V = M \cdot a$ avec : $a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$

$$\Rightarrow V^2 = M^2 \cdot a^2 = M^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot T$$

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

On remplace dans l'éq (III.5) précédent

$$C_p \left(T_1 + \frac{M_1^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot T_1 (\gamma - 1)}{2 \gamma \cdot r} \right) = C_p \left(T_0 + \frac{M_0^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot T_0 (\gamma - 1)}{2 \gamma \cdot r} \right) = 0$$

$$C_p \cdot T_1 \left(1 + \frac{M_1^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot (\gamma - 1)}{2 \gamma \cdot r} \right) = C_p \cdot T_0 \left(1 + \frac{M_0^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot (\gamma - 1)}{2 \gamma \cdot r} \right) = 0$$

Donc

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

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

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

Avec $T_0 = T_{atm}$

On a le rapport d'une entrée d'air comme:

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

$$P_{t1} = \Pi \cdot P_{t0}$$

➤ Rendement isentropique du diffuseur

$$\eta_D = \frac{(T_{t1is} - T_{t0})}{(T_{t1} - T_{t0})}$$

V.2. Compresseur basse pression (1.2)

On a :

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

$$P_{t2} = \Pi_{\text{cbp}} \cdot P_{t1} \quad (\text{III.8})$$

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

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

➤ Rendement isentropique Compresseur basse pression

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

$$T_{t2} = \frac{(T_{t2is} - T_{t1})}{\eta_{\text{is cbp}}} + T_{t1} \quad (\text{III.9})$$

➤ Travail de compresseur basse pression :

En appliquant l'éqt (III.1) dans CBP on obtient :

$$W_1^2 + Q_1^2 = \Delta H_1^2 + E c_1^2$$

Q=0 (suppose adiabatique).

$\Delta E_p = 0 \Rightarrow$ (pas de variation de hauteur)

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

On peut écrire également : $W_1^2 = H_{t2} - H_{t1}$

On a : $H = C_p \cdot T$

$$W_1^2 = C_p (T_{t2} - T_{t1}) \quad (\text{III.10})$$

V.3. Compresseur à haut pression (2.3)

On a rapport compresseur à haut pression :

$$\Pi_{\text{CHP}} = \frac{P_{t3}}{P_{t2}}$$

$$P_{t3} = \Pi_{\text{CHP}} \cdot P_{t2} \quad (\text{III.11})$$

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

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

➤ Rendement isentropique Compresseur à haut pression :

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

$$T_{t3} = \frac{(T_{t3is} - T_{t2})}{\eta_{\text{is cHp}}} + T_{t2} \quad (\text{III.12})$$

➤ Travail de compresseur haut pression

En appliquant l'éq (III.1) dans CHP on obtient :

$$W_2^3 + Q_2^3 = \Delta H_2^3 + Ec_2^3$$

Q=0 (suppose adiabatique).

$\Delta Ep=0 \Rightarrow$ (pas de variation de hauteur)

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

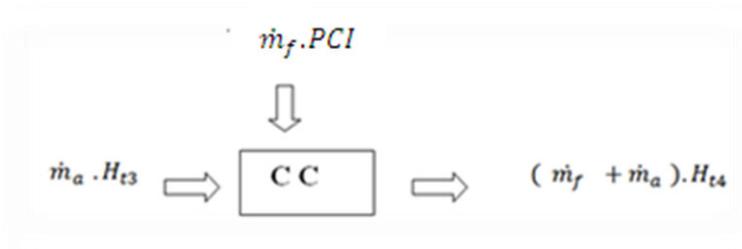
On peut écrire également : $W_2^3 = H_{t3} - H_{t2}$

On a :

$$H = C_p \cdot T$$

$$W_2^3 = C_p(T_{t3} - T_{t2}) \quad (\text{III.13})$$

V.4. Chambre de combustion(CC) (3-4)



On a :

$$P_{t4} = P_{T3} - \Delta P \quad (\text{III.14})$$

$$\eta_{CC} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) C_{p_g} T_{t4} - \dot{m}_a C_{p_a} T_{t3}}{\dot{m}_f \text{PCI}}$$

$$\eta_{CC} \cdot \dot{m}_f \cdot \text{PCI} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) C_{p_g} T_{t4} - \dot{m}_a C_{p_a} T_{t3}$$

$$\Leftrightarrow \dot{m}_f (\text{PCI} \cdot \eta_{CC} - C_{p_g} T_{t4}) = \dot{m}_a (C_{p_g} T_{t4} - C_{p_a} T_{t3})$$

$$f = \frac{(C_{p_g} T_{t4} - C_{p_a} T_{t3})}{(\text{PCI} \cdot \eta_{CC} - C_{p_g} T_{t4})} \quad (\text{III.15})$$

Et :

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

V.5. Turbine à haut pression (4.5)

On a rapport Turbine à haut pression :

$$\Pi_{\text{THP}} = \frac{P_{t5}}{P_{t4}}$$

$$P_{t5} = \Pi_{\text{THP}} \cdot P_{t4} \quad (\text{III.16})$$

$$\text{Et : } \frac{T_{t5is}}{T_{t4}} = \left(\frac{P_{t5}}{P_{t5}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}$$

$$T_{t5is} = \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \cdot T_{t4}$$

➤ Rendement isentropique Turbine à haut pression :

$$\eta_{is \text{ THP}} = \frac{(T_{t4} - T_{t5})}{(T_{t4} - T_{t5is})}$$

$$T_{t5} = T_{t4} - \eta_{is \text{ THP}}(T_{t4} - T_{t5is}) \quad \text{(III.17)}$$

➤ Travail de Turbine à haut pression

En appliquant l'éq (III.1) dans Turbine à haut pression on obtient :

$$W_4^5 = \Delta H_4^5 + Ec_4^5$$

Q=0 (suppose adiabatique).

$\Delta Ep=0 \Rightarrow$ (pas de variation de hauteur)

$$\text{Donc : } W_4^5 = \left(H_5 + \frac{1}{2} V_5^2 \right) - \left(H_4 + \frac{1}{2} V_4^2 \right)$$

On a : $H = Cp \cdot T$

$$W_4^5 = Cp_g(T_{t4} - T_{t5}) \quad \text{(III.18)}$$

V.6.Turbine à basse pression (5.6)

On a rapport Turbine à basse pression :

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

$$P_{t6} = \Pi_{\text{TBP}} \cdot P_{t5} \quad \text{(III.19)}$$

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

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

➤ Rendement isentropique Turbine à basse pression :

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

$$\Rightarrow T_{t6} = T_{t5} - \eta_{\text{is TBP}}(T_{t5} - T_{t6is}) \quad \text{(III.20)}$$

➤ Travail de Turbine à basse pression

En appliquant l'éqt (III.1) dans TBP on obtient :

$$W_5^6 = \Delta H_5^6 + Ec_5^6$$

Q=0 (suppose adiabatique).

$\Delta Ep=0 \Rightarrow$ (pas de variation de hauteur)

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

On a : $H = Cp \cdot T$

$$W_5^6 = Cp_g (T_{t5} - T_{t6}) \quad \text{(III.21)}$$

V.7. Turbine libre (6-7)

On a rapport Turbine libre pression :

$$\Pi_{Tl} = \frac{P_{t7}}{P_{t6}}$$

$$P_{t7} = \Pi_{Tl} \cdot P_{t6} \quad \text{(III.22)}$$

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

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

➤ Rendement isentropique Turbine libre:

$$\eta_{is\ Tl} = \frac{(T_{t6} - T_{t7})}{(T_{t6} - T_{t7is})}$$

$$T_{t7} = T_{t6} - \eta_{is\ Tl}(T_{t6} - T_{t7is}) \quad (\text{III.23})$$

➤ Travail de Turbine libre En appliquant l'éqt (III.1) dans Tl on obtient :

$$W_6^7 = \Delta H_6^7 + Ec_6^7$$

Q=0 (suppose adiabatique).

$\Delta Ep=0 \Rightarrow$ (pas de variation de hauteur)

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

On a : $H = Cp \cdot T$

$$W_6^7 = Cp_g(T_{t6} - T_{t7}) \quad (\text{III.24})$$

On a Travail de l'hélice

$$W_h = W_6^7 = Cp_g(T_{t6} - T_{t7}) \quad (\text{III.25})$$

V.8.Tuyère (7.8)

En appliquant l'éqt (III.1) dans tuyère on obtient :

$$W_7^8 + Q_7^8 = \Delta H_7^8 + Ec_7^8$$

W=0 : pas de travail

Q=0 (suppose adiabatique).

$\Delta Ep=0 \Rightarrow$ (pas de variation de hauteur)

$$\text{Donc : } \left(H_8 + \frac{1}{2} V_8^2 \right) - \left(H_7 + \frac{1}{2} V_7^2 \right) = Cp(T_{t8} - T_{t7}) \quad (\text{III.26})$$

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

$$V_8 = \sqrt{2 * Cp(T_{t8} - T_8)} \quad (\text{III.27})$$

Et on suppose la tuyère est adapté $P_8 = P_{atm}$

$$\text{On a : } \frac{T_{8is}}{T_{t7}} = \left(\frac{P_8}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}$$

$$T_{8is} = \left(\frac{P_8}{P_{t7}}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \cdot T_{t7}$$

➤ Rendement isentropique tuyère :

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

$$T_8 = T_{t7} - (\eta_{is\ Ty} \cdot (T_{t7} - T_{8is})) \quad \text{(III.28)}$$

VI. Performance :

VI.1 : Poussée [10]

La poussée T du turbopropulseur étant la somme de la poussée due à l'hélice ($T_{hélice}$) et de la poussée résiduelle du turbopropulseur ($T_{résiduelle}$)

$$T = T_{L'hélice} + T_{résiduelle}$$

$$T = \frac{\eta_h \cdot W_h}{V_0} + (\dot{m}_f + \dot{m}_a)V_8 - \dot{m}_a V_0 \quad \text{(III.29)}$$

Avec :

$T_{L'hélice}$: De la poussée due à l'hélice [N]

$T_{résiduelle}$: La poussée résiduelle du turbopropulseur [N]

\dot{m}_f : Débit massique du carburant Kg/s

\dot{m}_a : Débit massique d'air Kg/s.

VI.1 : Poussée spécifique :

$$T_{SP} = \frac{T}{\dot{m}_a} \quad \text{(III.30)}$$

T_{SP} : Poussée spécifique [N/(kg/s)]

f= Dosage.

VI.2. Puissance :

VI.2.1.Puissance équivalente : [5]

La puissance développée par le turbopropulseur est directement fonction du couple sur l'arbre de l'hélice et de la vitesse de rotation de celle-ci : (C=35386 [N.m])

$$P_{eq} = C \cdot \omega$$

$$P_{eq} = C \cdot \frac{2 \cdot \pi \cdot N_h}{60} \quad (\text{III.31})$$

C : Couple [m.N]

ω : Vitesse de rotation [rd/s]

N_h : Vitesse de rotation [Nt/min]

VI.2.2.Puissance spécifique :

$$P_{SP} = \frac{P_{eq}}{\dot{m}_a} \quad (\text{III.32})$$

P_{SP} : Puissance spécifique [W/(kg/s)].

\dot{m}_a : Débit massique d'air [kg/s].

VI.2.3.Puissance propulsion : [5]

La puissance propulsion est la multiplication de la puissance équivalente par le rendement de l'hélice.

$$P_P = P_{eq} \cdot \eta_h = T \cdot V_0 \quad (\text{III.33})$$

P_P : Puissance propulsion en Watts [W].

η_h : Rendement Hélice 80%.

T : Poussée [N].

V_0 : Vitesse avion [m/s]

VI.2.4. Puissance dynamique

C'est la puissance communiquée au fluide traversant le propulseur

$$P_d = \frac{1}{2} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_8^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a V_0^2 \quad (\text{III.34})$$

VI.2.5. Puissance thermique (calorifique)

C'est la puissance produite par la combustion d'un carburant de pouvoir calorifique inférieur P_{ci} .

$$P_{th} = \dot{m}_c \cdot P_{ci} \quad (\text{III.35})$$

VI.3. Consommation spécifique : [11]

$$C_{SP} = \frac{CH}{P_{eq}} = \frac{3600 \cdot m_f}{P_{eq}}$$

$$C_{SP} = \frac{f \cdot 3600}{P_{SP}} \quad (\text{III.36})$$

CH : Consommation horaire [kg/N.h]

C_{SPE} : consommation spécifique [(kg)/N.s]

VII. Les Rendements**VII.1. Rendement propulsive**

C'est l'aptitude du moteur à transformer la puissance dynamique en puissance de propulsion.

$$\eta_P = \frac{P_P}{P_d} \quad (\text{III.37})$$

VII.2. Rendement thermique

Caractérise l'aptitude du moteur à transformer la puissance thermique en puissance dynamique

$$\eta_{Th} = \frac{P_d}{P_{Th}} \quad (\text{III.38})$$

VII.3. Rendement thermopropulsive (globale)

C'est l'aptitude du moteur à transformer la puissance thermique en puissance de propulsion

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{Th}}$$

$$\eta_{Th,P} = \eta_g = \eta_P \cdot \eta_{Th} \quad \text{(III.39)}$$

Chapitre IV :

Interprétation des résultats

Introduction

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

- En régime adaptation au sol (point fixe) les variables se situent dans le nombre de tour hélices, et le taux de compression et débit d'air
- En régime hors adaptation au vol , 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 dans les deux conditions : de la poussée spécifique, la puissance spécifique, la consommation spécifique, le rendement thermique, le rendement propulsif et le rendement global en fonction **nombre de Mach**, et les performances (la poussée spécifique, la consommation spécifique) en fonction **taux de compression**.

I. Organigramme de calcul :

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

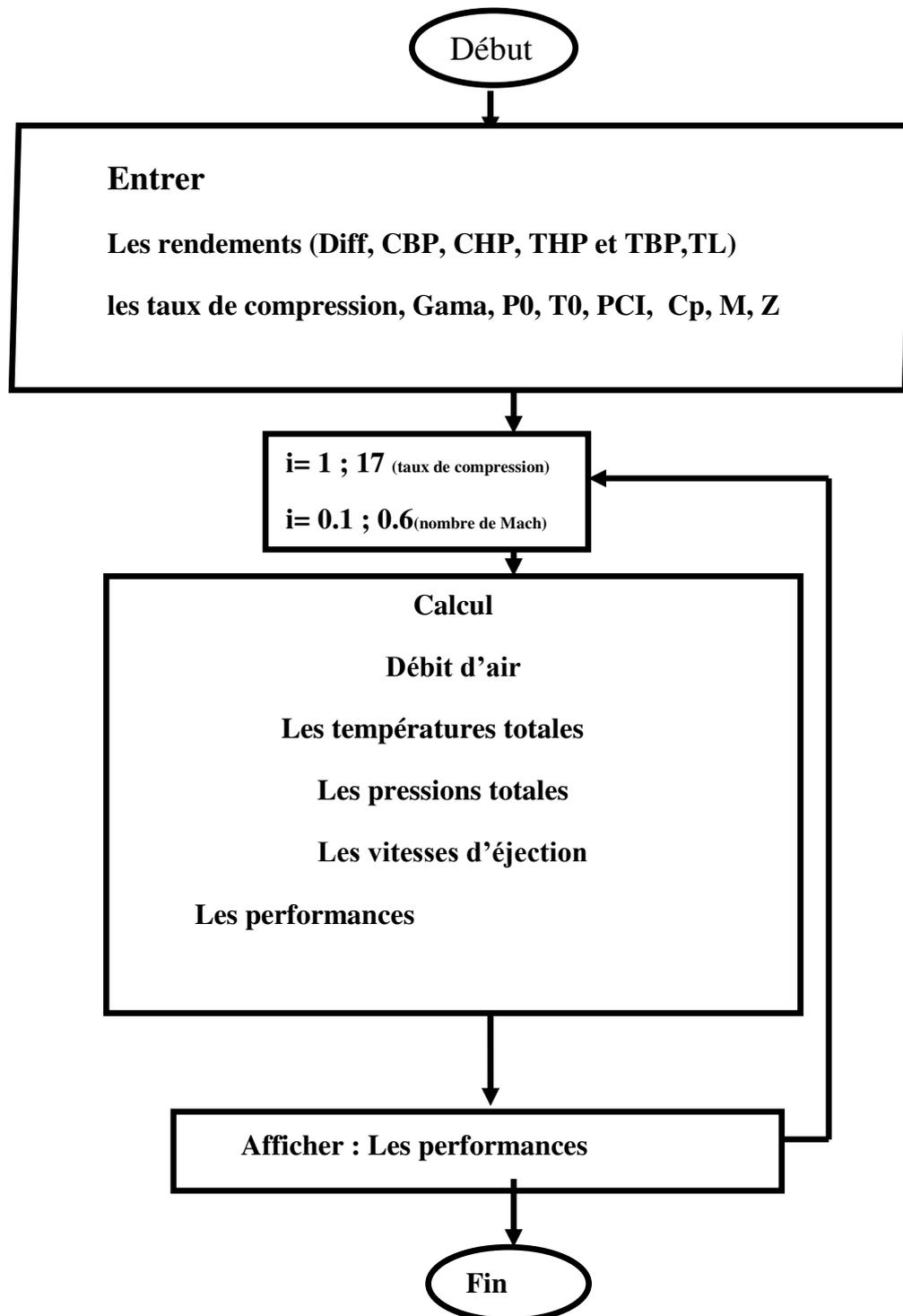


Figure.VI.1 : Organigramme de calcul.

II. Résultats du bilan énergétique :

II.1 : Résultats au point fixe du turbopropulseur

Les tableaux **IV .1**, **IV .2**,**IV .3**,**IV .4** représente un exemple de résultats obtenus avec le programme que nous avons élaboré. Dans le tableau **IV .1**,on a retrouve les paramètres thermodynamiques tels que la température et la pression total aux différentes stations du turbopropulseur. Dans le tableau **IV .2**, on retrouve la vitesse entrée et sortie du turbopropulseur. Le tableau **IV .3** , nous avons les différentes puissances et enfin dans le tableau **IV .4** , nous présentons les performances du turbopropulseur .

Les résultats sont obtenus avec nombre de Mach (**M=0.6**) et une altitude (**Z=0**).

Les stations	Température (K)	Pression (bar)
Station 0	308.7360	1.2924
Station 1	308.7360	1.1632
Station 2	523.1468	5.9903
Station 3	768.9541	19.648
Station 4	1669	19.648
Station 5	$1.2856 \cdot 10^3$	5.9903
Station 6	898.9680	1.8263
Station 7	694.9356	1.6716
Station 8	694.9356	1,50444

Tableau IV .1 : Température et pression total à chaque station au point fixe.

Les vitesses	Vitesse entrée (m/s)	Vitesse sortie (m/s)
V	204.1044	409

Tableau IV .2 : Les vitesses turbopropulseur au point fixe.

Puissance propulsive	2.3150 (MW)
Puissance dynamique	3.1872 (MW)
Puissance thermique	13.5000 (MW)

Tableau IV .3 : Différentes puissances du turbopropulseur au point fixe.

Poussée	11.342. 10 ³ (N)
Poussée spécifique	226.6546 (N.S/Kg)
Puissance équivalent	2.5675. 10 ⁶ (W)
Puissance spécifique	5.1307. 10 ⁴ (W.S/Kg)
Consommation spécifique	0.0019 (Kg/S.W)
Rendement thermique	0.2361
Rendement propulsif	0.7263
Rendement global	0.1715

Tableau IV .4 : Performances du turbopropulseur au point fixe.

II.2 : Résultats au vol du turbopropulseur

Les résultats sont obtenus avec nombre de Mach ($M=0.6$) et une altitude ($Z=7620$).

Les stations	Température (K)	Pression (bar)
Station 0	255.6063	0.47931
Station 1	255.6063	0.43138
Station 2	433.1195	2.2216
Station 3	636.6263	7.2868
Station 4	1669	7.2868
Station 5	1285.6	6.4194
Station 6	898.9680	1.2465
Station 7	694.9356	1.1409
Station 8	694.9356	1.02681

Tableau IV .5 : Température et pression total à chaque station au vol.

Les vitesses	Vitesse entrée (m/s)	Vitesse sortie (m/s)
V (m/s)	185.7140	588.6156

Tableau IV.6 : Les vitesses turbopropulseur au vol.

Puissance propulsive	1.7412 (MW)
Puissance dynamique	3.2249 (MW)
Puissance thermique	11.2500 (MW)

Tableau IV .7 : Différentes puissances du turbopropulseur au vol.

Poussée	9.3756. 10 ³ (N)
Poussée spécifique	459.6720 (N.S/Kg)
Puissance équivalent	1.9984. 10 ³ (W)
Puissance spécifique	9.7980. 10 ⁴ (W.S/Kg)
Consommation spécifique	0.0011 (Kg/S.W)
Rendement thermique	0.286
Rendement propulsif	0.539
Rendement global	0.154

Tableau IV .8 : Performances du turbopropulseur au vol.

III : Interprétation des résultats en (point fixe, vol)

III.1 : Résultats en point fixe :

III.1.1 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).

La Figure. VI.2, représente l'évolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du nombre de Mach. On remarque entre l'intervalle [0.1 - 0.6], Les rendements, thermique, propulsif et global augmentent proportionnellement avec l'augmentation du nombre de Mach. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance propulsive.

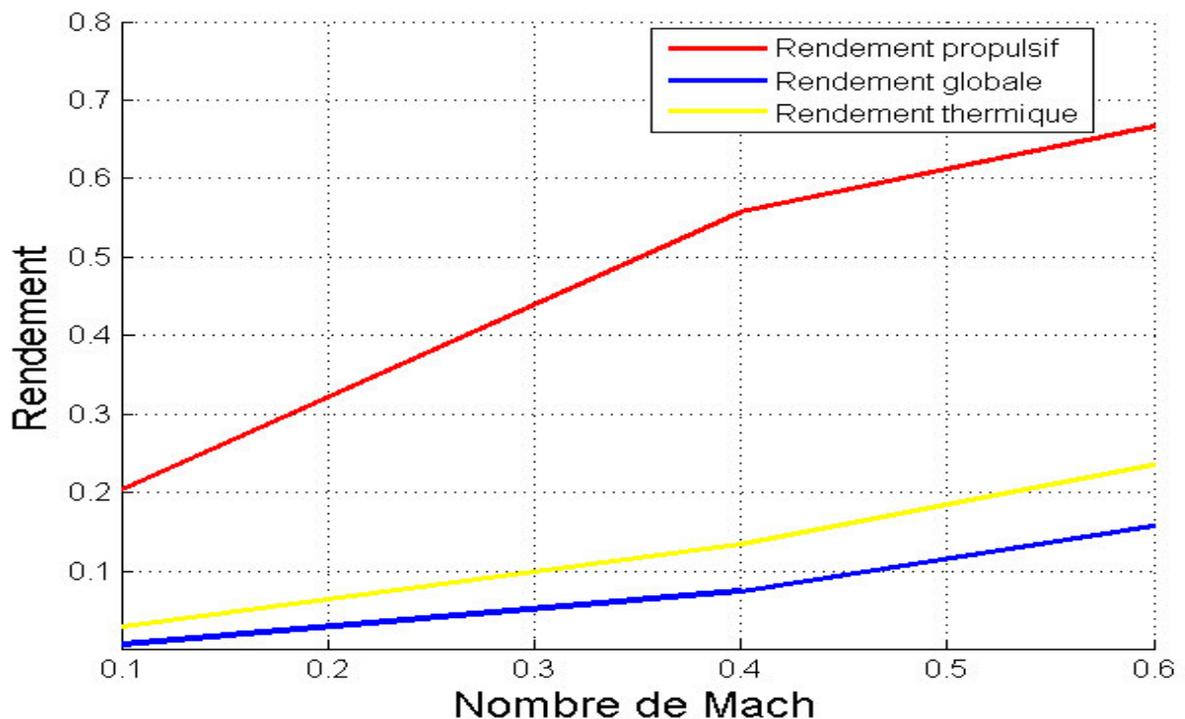


Figure. VI.2 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).

III.1.2 : Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de Mach

($Z=0$).

D'après la **Figure. VI.3**, on remarque que la puissance spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach, en raison de l'augmentation du débit d'air et de la vitesse.

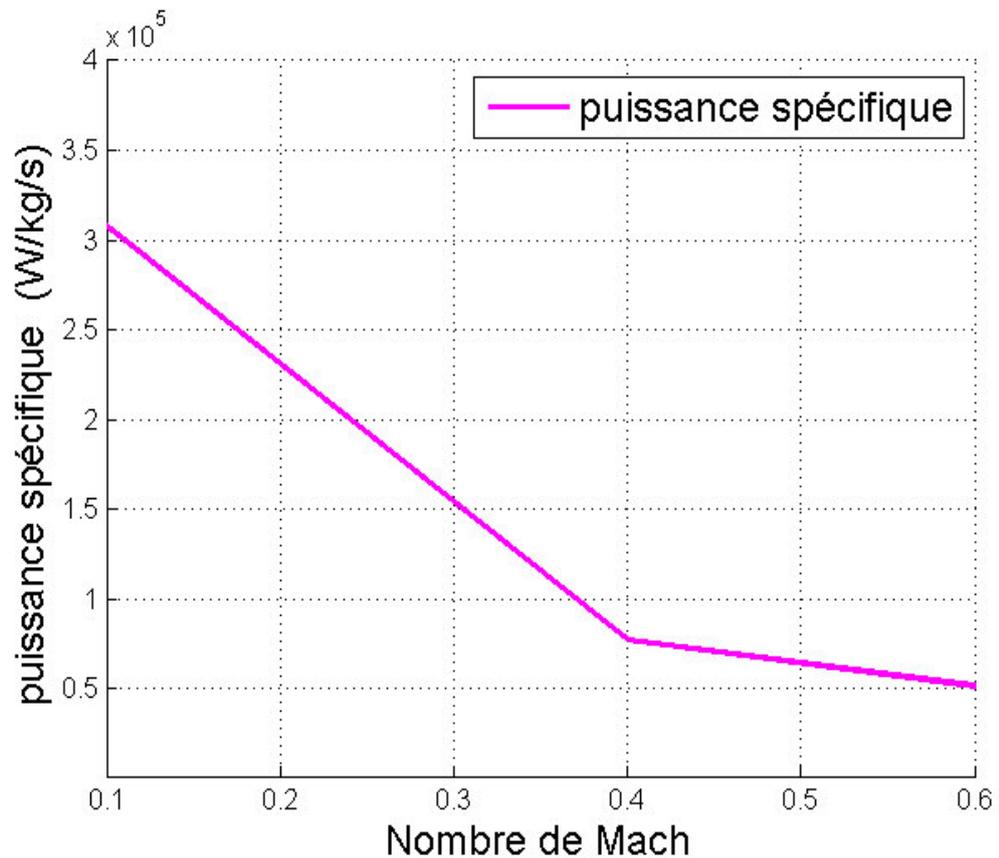


Figure. VI.3: Evolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).

III.1.3 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach ($Z=0$)

D'après la **Figure. VI.4**, qui représente l'évolution 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 vitesse (débit d'air) et de la consommation spécifique.

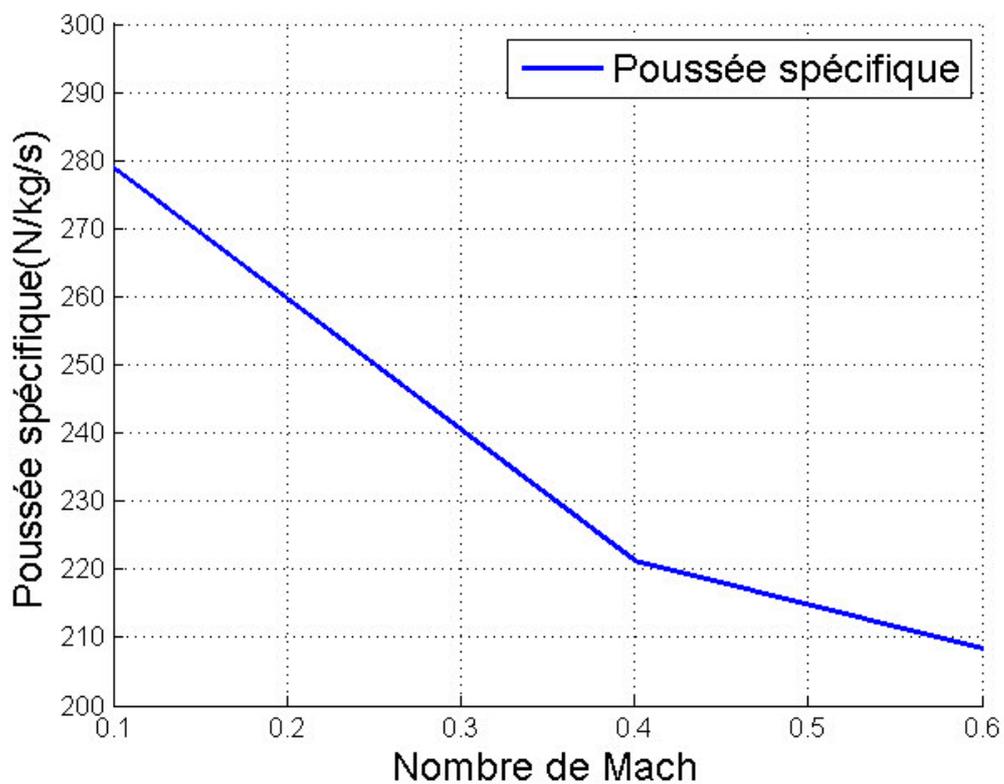


Figure. VI.4: Evolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).

III.1.4 : Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach (Z=0)

La **Figure. VI.5**, représente l'évolution de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en point fixe ($z=0$). Nous constatons la consommation spécifique augmente en fonction de nombre de Mach, Cette augmentation est due à l'augmentation de la vitesse de d'air.

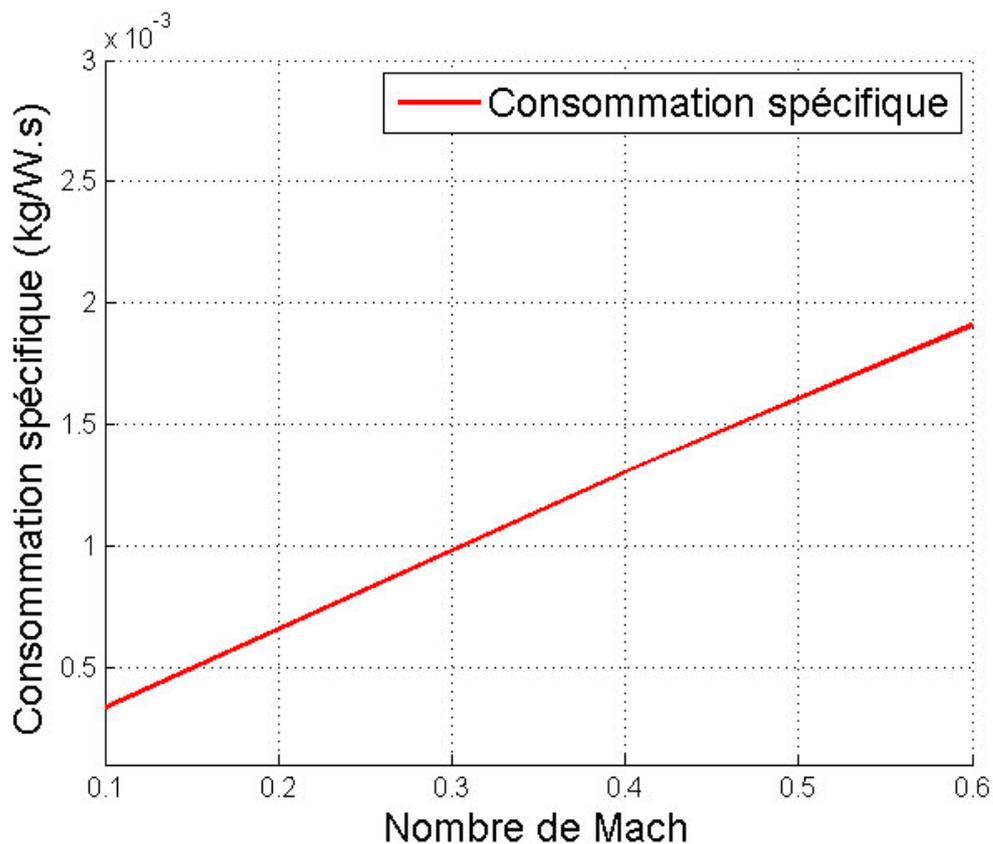


Figure. VI.5 : Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en point fixe ($Z=0$).

III.1.5 : Evolution de la poussée spécifique en fonction du taux de compression ($Z=0$)

La **Figure. VI.6**, représente l'évolution de la poussée spécifique en fonction du taux de compression en point fixe

($z=0$). La poussée spécifique augmente avec l'augmentation du taux de compression. Cette augmentation s'explique par la compression du débit d'air vitesse ralenti.

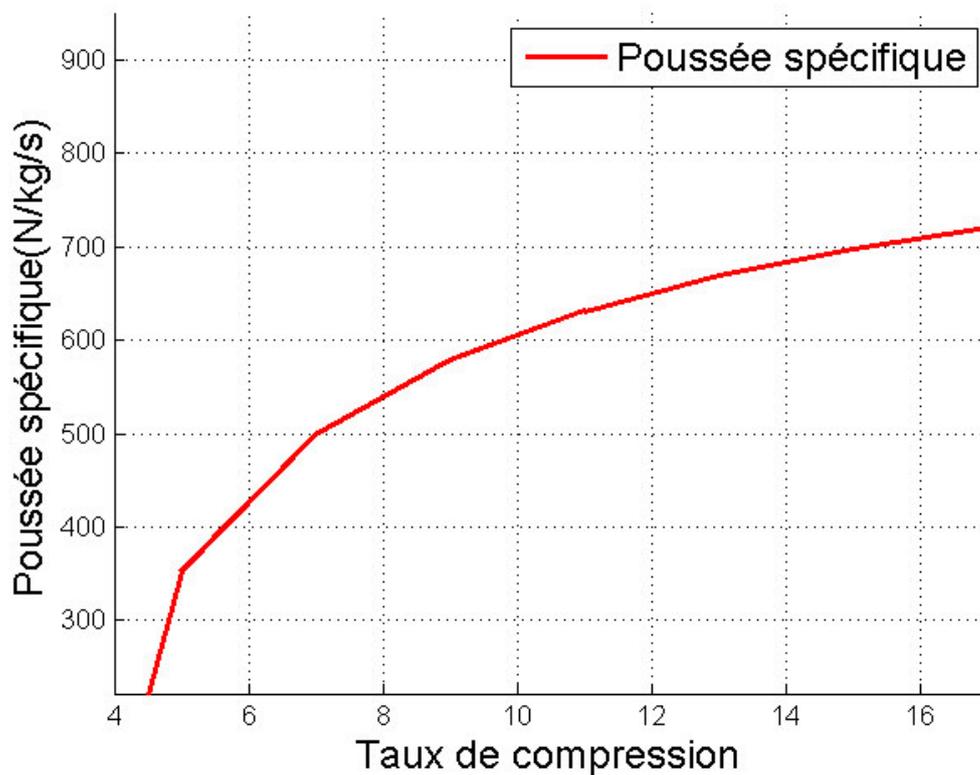


Figure. VI.6 : Evolution de la poussée spécifique en fonction du taux de compression en point fixe ($Z=0$).

III.1.6 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression (Z=0m).

Cette **Figure. VI.7**, représente l'évolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression (Z=0m).on remarque que la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de compression.

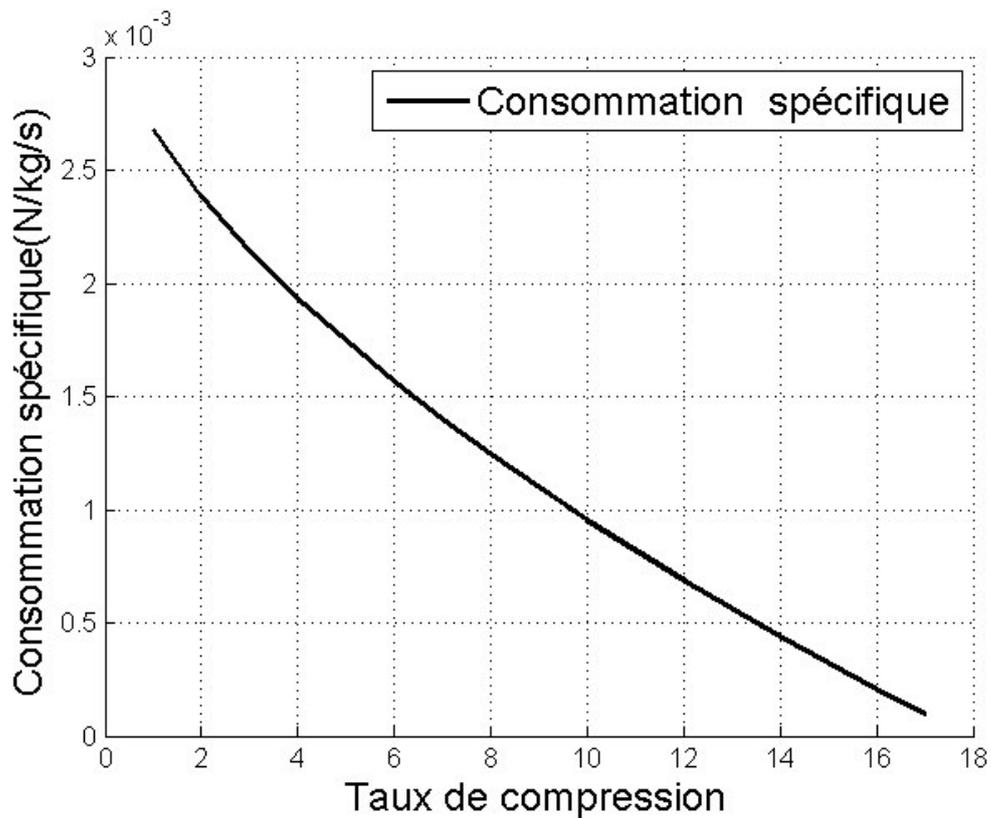


Figure. VI.7 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression (Z=0).

III.2 : Résultats envol:**III.2.1 : Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de mach en vol (Z=7620)**

La **Figure.VI.8**, représente variation de la puissance spécifique, en fonction du nombre de mach en vol. La puissance spécifique diminue avec l'augmentation du nombre de Mach en raison de l'augmentation du débit d'air.

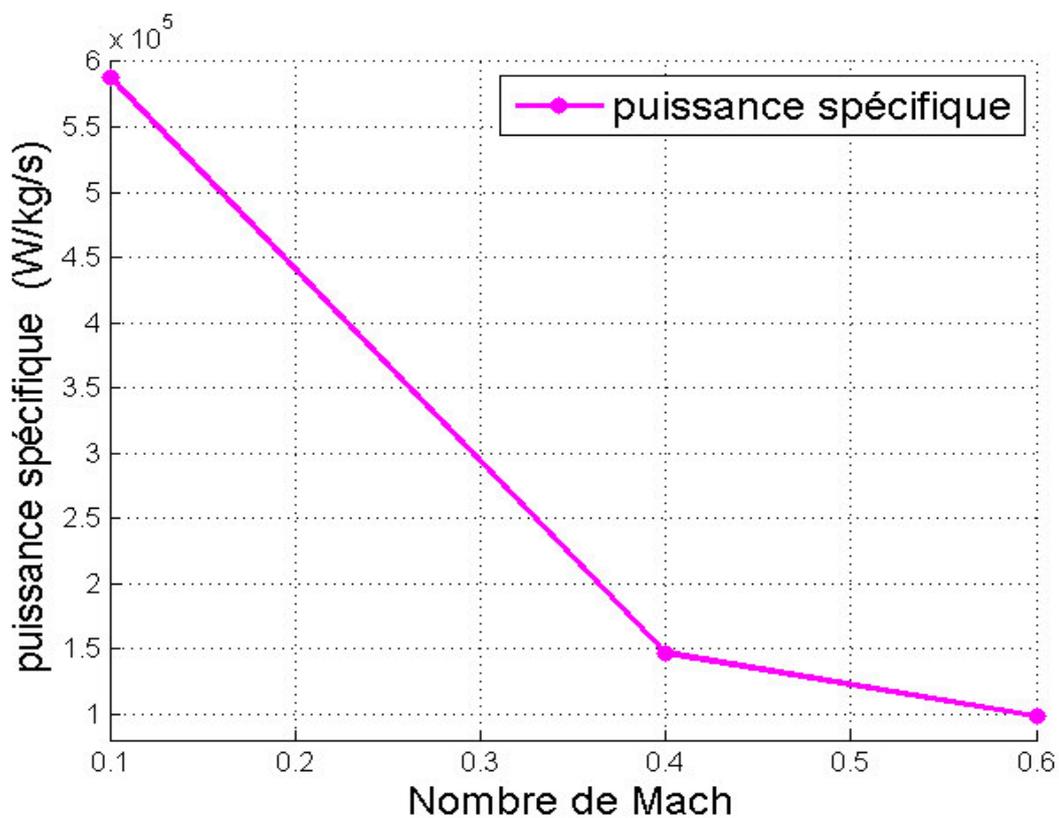


Figure.VI.8 : Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de Mach en vol (Z=7620).

III.2.2 : Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en vol (Z=76620)

D'après la **Figure.VI.9**, que représente l'évolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en vol (7600). On remarque que la consommation spécifique augmente en fonction de nombre de Mach, et cela par l'augmentation de débit d'air.

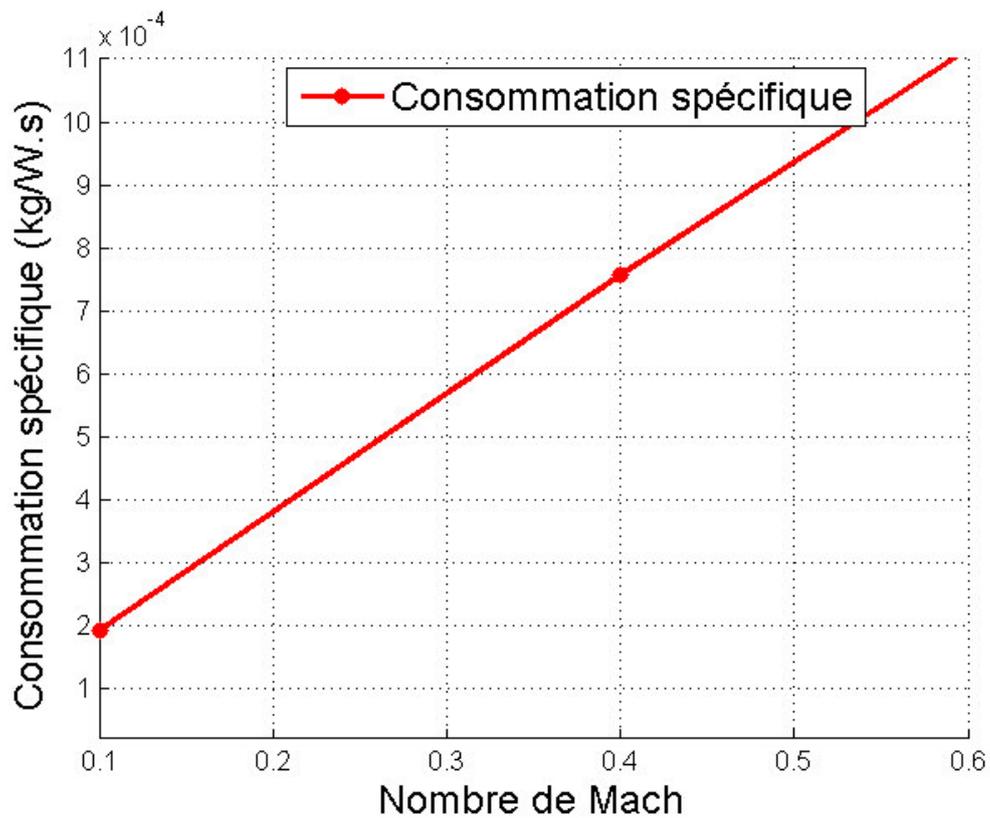


Figure.VI.9: Evolution de consommation spécifique en fonction du nombre de Mach en vol (Z=7620).

III.2.3 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction nombre de mach en vol ($Z=7620$)

Figure. VI.10 représente l'évolution du rendement propulsif, global et thermique en fonction de nombre de Mach. Nous constatons que les rendements propulsifs, thermiques et globale évoluent on augmentant le nombre de Mach (augmentation de débit d'air), ce qui conduit à l'augmentation de la puissance et la vitesse d'éjection.

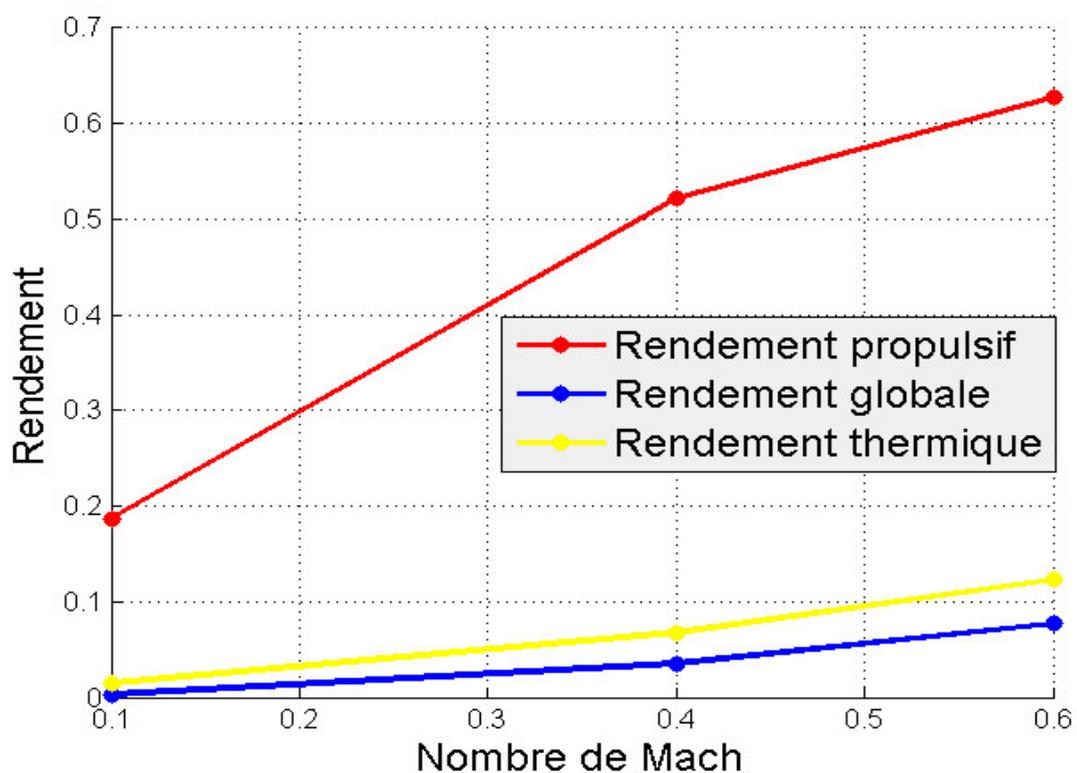


Figure. VI.10 : Evolution des rendements propulsifs, thermique et globale en fonction nombre de Mach en vol ($Z=7620$).

III.2.4 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du taux de compression en vol (z=7620)

D'après la **Figure. VI.11**, représente l'évolution de la poussée spécifique en fonction du taux de compression en vol (z=7620). La poussée spécifique augmente avec l'augmentation du taux de compression.

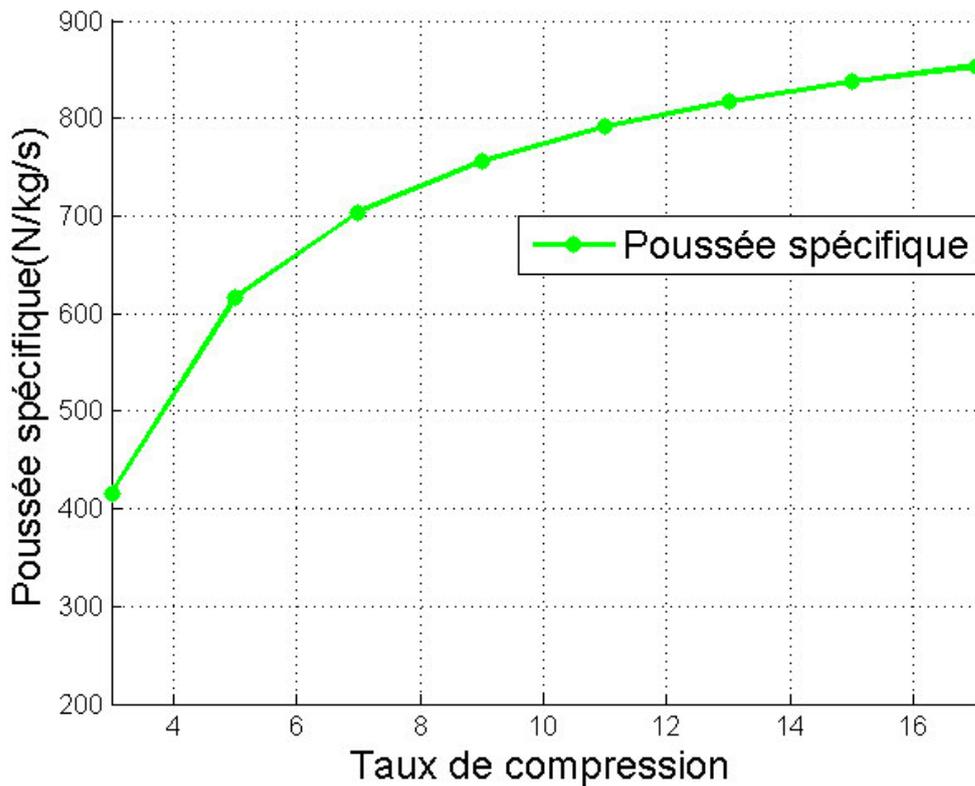


Figure.VI.11:Evolution de la poussée spécifique en fonction Taux de compression en vol (Z=7620).

III.2.5 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression en vol (Z=7620)

Figure. VI.12, représente l'évolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression, elle montre que une altitude fixe (z=7620). La consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de compression.

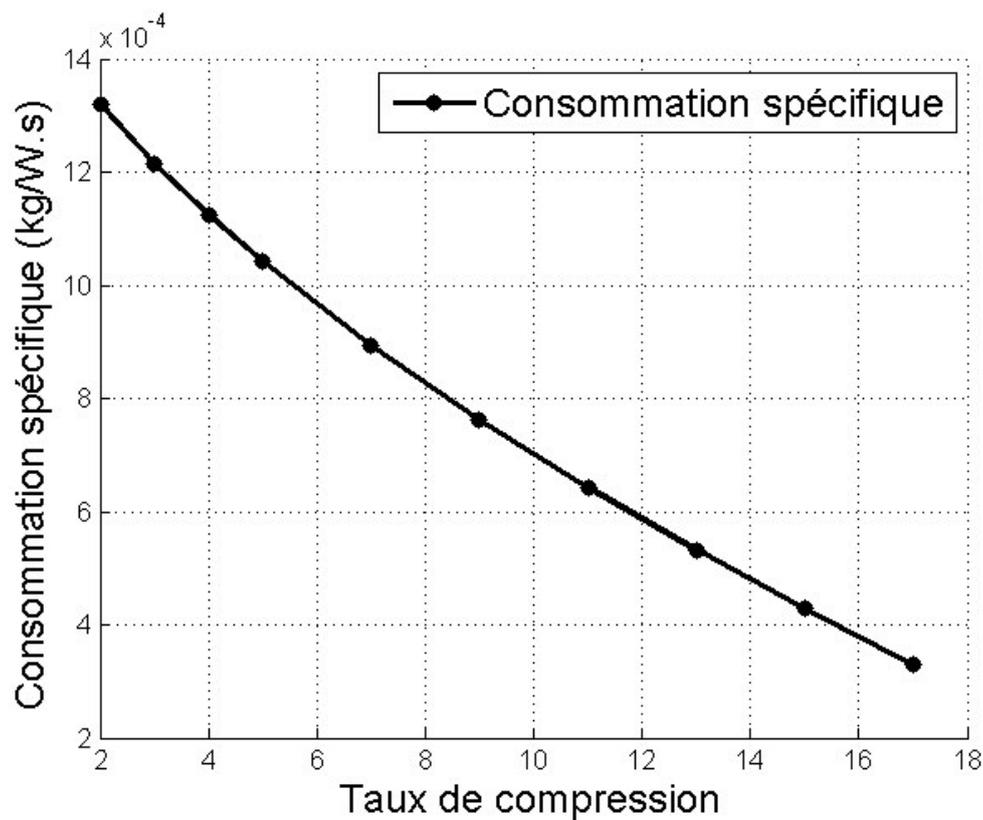


Figure. VI.12 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression en vol (Z=7620).

Conclusion Générale

Conclusion générale

Dans ce mémoire le travail a porté sur étude descriptive et performances énergétiques du turbopropulseur PW150A.

Nous avons alors élaboré un programme sous MATLAB basé sur le bilan énergétique, ce programme nous a permis de calculer les température et les pression à chaque station ($M=0.6, Z=0m$) et ($M=0.6, Z=7620m$) et déterminer leurs performances.

- le turbopropulseur présente des rendements plus élevées dans les faibles vitesses de vol, On remarque d'après les résultant les rendements, thermique, propulsif et global augmentent proportionnellement avec l'augmentation du nombre de Mach. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance propulsive.

- Le turbopropulseur, fait pour sa consommation spécifique plus faible, offre un cout d'exploitation plus fiable,

- 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 nombre de Mach.

Références

Bibliographique

Références bibliographiques

[1] : www.tassili airlines.com

[2] : Bombardier Q400

[3] : BOBIN Etienne , GUTH Julie , HOUPLON Anaïs , VERRIEST Aurélie, Projet Bee-plane,2014

[4] : BOURAI Djamel , MEKHLLOUFI Amirouch , Etude comparative d'un turbopropulseur et d'un turboréacteur : Promotion2011/2012

[5] : GRALD, Daverdin, Connaissance aéronefs –Moteur à turbine : Edition 1998

[6] : Belazizia Abdennacer, Introduction à la mécanique de propulsion, Année Universitaire : 2014-2015

[7] : Training manual PW150A : 2002

[8] : Aircraft maintenance manual –système description section : 05/2008

[9] : Jack D , Mattingly, Elements of gas turbine propulsion :Edition 2006

[10] :Jean-Pierre et Catherine DEVAUX, Cours de Turbomachines : 2017

[11] : Turbin a gaz : *FR 28 - Edition 1 du 01/04/2006*

Annexe

Annexe

Annexe A : Programme en point fixe

```
clc;clear all;
%les données de moteur
c=35386;
dx=0.05;
M=0.6;
m_f=0.3;
T_t4=1669;
P_sol=1.01325*10^5;
T_sol=288;
ro_sol=1.225;
g=9.81;
r_a=287;
r_g=290.9;
gamm_a=1.4;
gamma_g=1.33;
cp_a=1005;
cp_g=1150;
pc_i=4.5*10^7;
Pi_d=0.9;
rond_d=0.98;
Pi_cbp=5.15;
rond_cbp=0.86;
Pi_chp=3.28;
rond_chp=0.86;
Pi_c=Pi_cbp*Pi_chp
rond_cc=0.98;
Pi_thp=1/3.28;
rond_thp=0.9;
Pi_tbp=1/5.15;
taux_thp=0.6;
rond_tbp=0.9;
taux_tl=0.7;
rond_tl=0.9;
pi_tl=0.31;
rond_h=0.8;
Nh=1020;
k=1.235;
S=0.20
%calcul de Tatm et Patm
z=0;
Tatm=T_sol-(((k-1)/(k*r_a))*g*z)
Patm(j)=P_sol*((1-((ro_sol*g*z)/p_sol))*((k-1)/k))^(k/(k-1))
ro_atm=(Patm/(r_a*Tatm))
T_t0=Tatm*(1+((gamm_a-1)/2)*M^2)
P_t0=Patm*(1+((gamm_a-1)/2)*M^2)^((gamm_a)/(gamm_a-1))
```

Annexe

```
V0=M*(gamm_a*r_a*Tatm)^(1/2)
m_a=ro_atm*V0*S
% diffuseur et entrée CbP(0-1)
T_t1=T_t0
P_t1=Pi_d*P_t0
% sortie CbP entrée Chp(1-2)
P_t2=P_t1*Pi_cbp
T_t2is=T_t1*(Pi_cbp)^((gamm_a-1)/gamm_a);
T_t2=((T_t2is-T_t1)/(rond_cbp))+T_t1
%sortie chp entrée cc(2-3)
P_t3=P_t2*Pi_chp
T_t3is=T_t2*(Pi_chp)^((gamm_a-1)/gamm_a);
T_t3=((T_t3is-T_t2)/(rond_chp))+T_t2
%calcul sortée cc entrée thp(3-4)
P_t4=(P_t3-0.05)
f=((cp_g*T_t4)-(cp_a*T_t3))/((rond_cc*pc_i)-(cp_g*T_t4))
%calcul sortie thp entrée tbp (4-5)
P_t5=Pi_thp*(P_t3-0.05)
T_t5is=T_t4*(Pi_thp)^((gamma_g-1)/gamma_g);
T_t5=T_t4-((T_t4-T_t5is)*(rond_thp))
%calcul sortie tbp entrée tl (5-6)
P_t6=Pi_thp*P_t5
T_t6is=T_t5*(Pi_tbp)^((gamma_g-1)/gamma_g);
T_t6=T_t5-((T_t5-T_t6is)*(rond_tbp))
%turbin libre%%
P_t7=((taux_tl)^((gamma_g-1)/gamma_g))*P_t6
T_t7is=T_t6*(pi_tl)^((gamma_g-1)/gamma_g);
T_t7=T_t6-((T_t6-T_t7is)*(rond_tl))
%sortie tl entrée tuyère7-8
T_t8=T_t7;
P8=Patm
T_t8is=T_t7*((Patm/P_t7)^((gamma_g-1)/gamma_g));
T8=T_t7+(rond_tl*(T_t8is-T_t7))
V8=(2*cp_g*(T_t7-T8))^0.5
W_tl=cp_g*(T_t6-T_t7);
W_h=W_tl;
%performance
T_r=(m_a+m_f)*V8-((m_a)*V0)
T_h=(rond_h*W_h)/V0
T=(T_r+T_h)
T_sp=T/m_a
Pu_eq=c*((2*2.134*Nh)/60)
Pu_sp=Pu_eq/m_a
Pu_p=T*V0
Pu_d=0.5*((m_a+m_f)*(V8^2)-(m_a*(V0^2)))
Pu_cal=pc_i*m_f
Cs=(f*3600)/Pu_sp
```

Annexe

$Rond_p = Pu_p / Pu_d$
 $Rond_th = Pu_d / Pu_cal$
 $Rond_g = Rond_th * Rond_p$

Les résultants en point fixe

Tatm = 288

Patm = 101325

ro_atm = 1.2259

T_t0 = 308.7360

P_t0 = 1.2924e+005

V0 = 204.1044

m_a = 50.0409

T_t1 = 308.7360

P_t1 = 1.1632e+005

P_t2 = 5.9903e+005

T_t2 = 523.1468

P_t3 = 1.9648e+006

T_t3 = 768.9541

P_t4 = 1.9648e+006

f = 0.0272

P_t5 = 5e+005

T_t5 = 1.2856e+003

P_t6 = 1.8263e+005

T_t6 = 898.9680

P_t7 = 1.6716e+005

T_t7 = 694.9356

P8 = 101325

Annexe

$T8 = 621.8761$

$V8 = 409.9230$

$T_r = 1.0422e+004$

$T_h = 919.6751$

$T = 1.1342e+004$

$T_{sp} = 226.6546$

$Pu_{eq} = 2.5675e+006$

$Pu_{sp} = 5.1307e+004$

$Pu_p = 2.3150e+006$

$Pu_d = 3.1872e+006$

$Pu_{cal} = 13500000$

$Cs = 0.0019$

$Rond_p = 0.7263$

$Rond_{th} = 0.2361$

$Rond_g = 0.1715$

Annexe

Annexe B :

Programme en vol du turbopropulseur :

```
clc;clear all;
%les données de moteur
c=27543.22;
dx=0.05;
M=0.6;
m_f=0.25;
T_t4=1669;
P_sol=1.01325*10^5;
T_sol=288;
ro_sol=1.225;
g=9.81;
r_a=287;
r_g=290.9;
gamm_a=1.4;
gamma_g=1.33;
cp_a=1005;
cp_g=1150;

pc_i=4.5*10^7;
Pi_d=0.9;
rond_d=0.98;
Pi_cbp=5.15;
rond_cbp=0.86;
Pi_chp=3.28;
rond_chp=0.86;
Pi_c=Pi_cbp*Pi_chp
rond_cc=0.98;
Pi_thp=1/3.28;
rond_thp=0.9;
Pi_tbp=1/5.15;
taux_thp=0.6;
rond_tbp=0.9;
taux_tl=0.7;
rond_tl=0.9;
pi_tl=0.31;
rond_h=0.8;
Nh=1020;
k=1.235;
S=0.20 ;
%calcul de Tatm et Patm
z=7620
Tatm=T_sol-(((k-1)/(k*r_a))*g*z)
Patm(j)=P_sol*((1-(ro_sol*g*z)/p_sol)*((k-1)/k)^(k/(k-1)))
```

Annexe

```
ro_atm=(Patm/(r_a*Tatm))
T_t0=Tatm*(1+((gamm_a-1)/2)*M^2)
P_t0=Patm*(1+((gamm_a-1)/2)*M^2)^((gamm_a)/(gamm_a-1))
V0=M*(gamm_a*r_a*Tatm)^(1/2)
m_a=ro_atm*V0*S
% diffuseur et entrée CbP(0-1)
T_t1=T_t0
P_t1=Pi_d*P_t0
% sortie CbP entrée Chp(1-2)
P_t2=P_t1*Pi_cbp
T_t2is=T_t1*(Pi_cbp)^((gamm_a-1)/gamm_a);
T_t2=((T_t2is-T_t1)/(rond_cbp))+T_t1
%sortie chp entrée cc(2-3)
P_t3=P_t2*Pi_chp
T_t3is=T_t2*((Pi_chp)^((gamm_a-1)/gamm_a));
T_t3=((T_t3is-T_t2)/(rond_chp))+T_t2
%calcul sortée cc entrée thp(3-4)
P_t4=(P_t3-0.05)
f=((cp_g*T_t4)-(cp_a*T_t3))/((rond_cc*pc_i)-(cp_g*T_t4))
%calcul sortie thp entrée tbp (4-5)
P_t5=((taux_thp)^((gamma_g-1)/gamma_g))*P_t4
T_t5is=T_t4*((Pi_thp)^((gamma_g-1)/gamma_g));
T_t5=T_t4-((T_t4-T_t5is)*(rond_thp))
taux_thp=T_t5/T_t4
%alcul sortie tbp entrée tl (5-6)
P_t6=Pi_tbp*P_t5
T_t6is=T_t5*(Pi_tbp)^((gamma_g-1)/gamma_g);
T_t6=T_t5-((T_t5-T_t6is)*(rond_tbp))
%%Turbine libre
P_t7=((taux_tl)^((gamma_g-1)/gamma_g))*P_t6
T_t7is=T_t6*(pi_tl)^((gamma_g-1)/gamma_g);
T_t7=T_t6-((T_t6-T_t7is)*(rond_tl))
%sortie tl entrée tuyère7-8
T_t8=T_t7
P8=Patm
T_t8is=T_t7*((Patm/P_t7)^((gamma_g-1)/gamma_g));
T8=T_t7+(rond_tl*(T_t8is-T_t7))
V8=(2*cp_g*(T_t7-T8))^0.5
W_t1=cp_g*(T_t6-T_t7);
W_h=W_t1;
%performance
T_r=(m_a+m_f)*V8-((m_a)*V0)
T_h=(rond_h*W_h)/V0
T=(T_r+T_h)
T_sp=T/m_a
Pu_eq=c*((2*2.134*Nh)/60)
Pu_sp=Pu_eq/m_a
```

Annexe

```
Pu_p=T*V0      %Pu_p=Pu_eq*rond_h
Pu_d=0.5*[(m_a+m_f)*(V8^2)-(m_a*(V0^2))]
Pu_cal=pc_i*m_f
Cs=(f*3600)/Pu_sp
Cs=(m_f*3600)/Pu_eq
Rond_p=Pu_p/Pu_d
Rond_th=Pu_d/Pu_cal
Rond_g=Rond_th*Rond_p
```

Résultant en vol :

Tatm = 238.4387

Patm = 3.7578e+004

ro_atm = 0.5491

T_t0 = 255.6063

P_t0 = 4.7931e+004

V0 = 185.7140

m_a = 20.3962

T_t1 = 255.6063

P_t1 = 4.3138e+004

P_t2 = 2.2216e+005

T_t2 = 433.1195

P_t3 = 7.2868e+005

T_t3 = 636.6263

P_t4 = 7.2868e+005

f = 0.0303

P_t5 = 6.4194e+005

T_t5 = 1.2856e+003

P_t6 = 1.2465e+005

Annexe

$$T_{t6} = 898.9680$$

$$P_{t7} = 1.1409e+005$$

$$T_{t7} = 694.9356$$

$$T_{t8} = 694.9356$$

$$P8 = 3.7578e+004$$

$$T8 = 544.2972$$

$$V8 = 588.6156$$

$$T_r = 8.3648e+003$$

$$T_h = 1.0107e+003$$

$$T = 9.3756e+003$$

$$T_{sp} = 459.6720$$

$$Pu_{eq} = 1.9984e+006$$

$$Pu_{sp} = 9.7980e+004$$

$$Pu_p = 1.7412e+006$$

$$Pu_d = 3.2249e+006$$

$$Pu_{cal} = 11250000$$

$$Cs = 0.0011$$

$$Rond_p = 0.5399$$

$$Rond_{th} = 0.2867$$

$$Rond_g = 0.1548$$