

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Mémoire de Fin d'Etude pour l'Obtention du Diplôme de Master

En : Génie Mécanique

Spécialité : Energétique

Par : ABDESSELAM BILAL

Sujet

Étude thermodynamique d'un turbopropulseur Influence du partage de puissance sur les performances

Soutenu publiquement, le 19/06/ 2022, devant le jury composé de :

M. M. BENRAMDANE

Univ. Tlemcen

Président

Mme. H. SARI HASSOUN

Univ. Tlemcen

Examineur

M. A. ALIANE

Univ. Tlemcen

Encadreur

REMERCIEMENTS

Tout d'abord, je voudrais remercier Dieu le tout puissant, qui nous a donné le courage, la force et la volonté d'accomplir ce travail.

Je tiens à remercier vivement à mon encadrant M. A. ALIANE pour son soutien et ses conseils tout au long de ce travail, sa rigueur scientifique et ses remarques ont été utiles pour la qualité de ce travail.

Je remercie également tous les enseignants du département de génie mécanique pour leur patience et leur enseignement, ce qui m'a permis de mener à bien ce travail

Enfin, un très grand merci à mes parents pour leur amour, leur soutien continu et leurs encouragements, je leur adresse toute ma gratitude du fond du cœur.

J'en serais éternellement reconnaissant.

B. ABDESSELAM



DÉDICACE

Je dédie ce travail à mon très cher père A. ABDESSELAM qui a toujours été un exemple du père respectueux et responsable, qui m'a appris le sens du travail et de la responsabilité ; je voudrais le remercier pour sa générosité, et son soutien...

À tous mes proches de la famille ABDESSELAM.

À tous mes chers amis et mes collègues de l'Université.

B. ABDESSELAM

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES MOTEURS A REACTION.....	3
I.1 BREF HISTORIQUE :.....	3
I.2 LE PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DES SYSTEMES DE PROPULSION	6
I.3 PROPULSEURS A REACTION	6
I.4 TURBOREACTEUR	7
I.5 CYCLE THERMODYNAMIQUE	8
I.5.1 Cycle de Brayton.....	8
I.5.2 Cycle thermodynamique réel d'un turboréacteur	9
I.6 DIFFERENTS TYPES DE TURBOREACTEURS	10
I.6.1 Turboréacteur mono corps	10
I.6.2 Turboréacteur double-corps	11
I.6.3 Turboréacteur avec Post-combustion	12
I.6.4 Turboréacteur double flux avec soufflante (turbo fan)	12
I.6.5 Turbomoteur (Turbohaft)	12
I.6.6 Turbopropulseurs (Turboprop)	13
I.7 DIFFERENTS TYPES DE TURBOPROPULSEUR	15
I.7.1 Turbopropulseurs à turbine liée	15
I.7.2 Turbopropulseur à turbine liée	15
I.7.3 Turbopropulseur à turbine libre inversée	17
I.8 PRINCIPAUX ELEMENTS D'UN TURBOPROPULSEUR	18
I.8.1 Entrée d'air :	18
I.8.2 Compresseur :.....	18
a. Compresseur mixte axial-centrifuge	19
b. Compresseur axial	19
c. Compresseur centrifuge	20
I.8.3 Chambre de combustion.....	21
I.8.4 Turbine :	23

I.8.5	Tuyère	24
I.8.6	Réducteur	25
I.8.7	Hélice	26
I.9	CONCLUSION	26
CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DU TURBOPROPULSEUR		27
II.1	INTRODUCTION	27
II.2	THEORIE DE RANKINE-FROUDE (1865)	27
II.2.1	SCHEMA D'INSTALLATION	28
II.2.2	ELEMENTS PRINCIPAUX	29
II.3	THERMODYNAMIQUE DU TURBOPROPULSEUR	30
II.4	COMPRESSEUR	31
II.5	CHAMBRE DE COMBUSTION	34
II.6	TURBINE :.....	36
II.7	TURBINE DE PUISSANCE (LIBRE) ET TUYERE	38
II.8	TUYERE.....	40
II.9	PERFORMANCES DU TURBOPROPULSEUR	42
II.9.1	POUSSEE TOTALE	42
II.9.2	POUSSEE DE LA TUYERE	42
II.9.3	POUSSEE DE L'HELICE	42
II.9.4	RENDEMENT DE LA BOITE DE VITESSES	42
II.9.5	RENDEMENT DE L'HELICE	42
II.9.6	CONSOMMATION SPECIFIQUE DE COMBUSTIBLE A LA PUISSANCE	42
II.9.7	PUISSANCE PROPULSIVE DE L'HELICE	42
II.9.8	PUISSANCE PROPULSIVE DU TYERE	42
II.9.9	CONSOMMATION SPECIFIQUE DE COMBUSTIBLE	43
II.9.10	CONSOMMATION MASSIQUE HORAIRE	43
II.9.11	RENDEMENT THERMIQUE DU TURBOPROPULSEUR	43
II.9.12	RENDEMENT DE PROPULSION	43
II.9.13	RENDEMENT GLOBAL	43
II.9.14	PARTAGE OPTIMAL DE LA PUISSANCE	43
II.10	CONCLUSION	44

CHAPITRE III : ETUDE THERMODYNAMIQUE DU TURBOPROPULSEUR	45
III.1 INTRODUCTION	45
III.2 DESCRIPTION DU LOGICIEL EES	45
III.3 DESCRIPTION DU MOTEUR A ETUDIER	46
III.3.1 Décomposition du turbopropulseur	46
III.4 DIFFERENTES CARACTERISTIQUES DE CHAQUE COMPOSANT :	46
III.4.1 Diffuseur :	46
III.4.2 Compresseur :	47
III.4.3 Chambre de Combustion :	48
III.4.4 Turbine HP :	48
III.4.5 Turbine de puissance :	49
III.4.6 Tuyère :	49
III.5 RESULTATS ET INTERPRETATIONS	50
III.5.1 Paramètres énergétiques du turbopropulseur en vol	50
III.5.2 Cycle thermodynamique	52
III.5.3 Influence du nombre de Mach de vol et du taux de compression	53
III.5.4 Influence du nombre de Mach de vol et du taux de compression pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP	54
III.5.5 Influence du partage de puissance pour plusieurs nombres de Mach	56
III.5.6 Partage de la puissance optimal	63
III.6 CONCLUSION	64
REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES :	1

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES MOTEURS A REACTION.....	
Figure I. 1: Rolls-Royce RB.50 Trent	3
Figure I. 2 : turbopropulseur Allison T40	4
Figure I. 3 : turbopropulseur Catalyst	5
Figure I. 4 : Propulsion à hélice et à réaction	6
Figure I. 5 : Organigramme des types de propulseurs.....	7
Figure I. 6: Diagramme de fonctionnement du turboréacteur.....	8
Figure I. 7 : Schéma de principe de fonctionnement du turboréacteur	8
Figure I. 8 : Schéma du cycle de Brayton (Cycle idéal)	9
Figure I. 9: Le cycle thermodynamique réel d'un turboréacteur	10
Figure I. 10 : Coupe longitudinale d'un turboréacteur mono corps.....	11
Figure I. 11 : Coupe longitudinale d'un Turboréacteur double-corps.....	11
Figure I. 12 : Coupe longitudinale d'un Turboréacteur avec Post-combustion	12
Figure I. 13 : Coupe longitudinale d'un Turboréacteur double flux	13
Figure I. 14: Coupe longitudinale d'un Turbomoteur (Turboshaft)	13
Figure I. 15 : Coupe longitudinale d'un turbopropulseur	14
Figure I. 16 : Coupe longitudinale d'un turbopropulseur à turbine liée.....	16
Figure I. 17 : Coupe longitudinale d'un Turbopropulseurs à turbine libre	16
Figure I. 18 : Coupe longitudinale d'un Turbopropulseur à turbine libre inversée	17
Figure I. 19 : Entrée d'air axisymétrique	18
Figure I. 20 : Entrée d'air en écope	18
Figure I. 21 : Fonction de compresseur axial et centrifuge.....	19
Figure I. 22 : Compresseur mixte axial-centrifuge d'un Turbopropulseur	19
Figure I. 23 : Coupe longitudinale d'un compresseur axial	20
Figure I. 24 : Changements de pression et de vitesse à travers un compresseur axial.....	20
Figure I. 25 : Coupe longitudinale d'un compresseur centrifuge.....	21
Figure I. 26 : chambre de combustion séparée d'un réacteur Rolls-Royce	22
Figure I. 27 : types de chambre de combustion	22

Figure I. 28 : chambre de combustion annulaire	23
Figure I. 29 : Turbine	24
Figure I. 30 : Tuyère	25
Figure I. 31 : réducteur du turbopropulseur	25
Figure I. 32 : Hélice du turbopropulseur	26
<u>CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DU TURBOPROPULSEUR</u>	
Figure II. 1 : Disque actionneur - Distribution de la pression et de la vitesse.	27
Figure II. 2: disque actionneur et sa distribution de pression et de vitesse.	28
Figure II. 3: Schéma d'installation du turbopropulseur.	28
Figure II. 4 : Coupe longitudinale d'installation du turbopropulseur	29
Figure II. 5: Diagramme température-entropie d'un turbopropulseur à double corps.....	29
Figure II. 6: Diagramme (T-S) de diffuseur.....	30
figure II. 7 : Schéma d'un compresseur axial-centrifuge.	32
Figure II. 8 : Pression et vitesse dans un compresseur axial à plusieurs étages.....	32
Figure II. 9: Diagramme (T-S) du compresseur.	33
Figure II. 10 : Diagramme (T-S) du Chambre de combustion	34
Figure II. 11: Schéma fonctionnel d'un brûleur avec bilan massique et énergétique.....	35
Figure II. 12: Coupe longitudinale d'une chambre de combustion	36
figure II. 13 : Turbine à haute pression et Turbine de puissance (libre)	37
Figure II. 14 : Diagramme (T-S) du Turbine à haute pression.....	37
Figure II. 15 : Diagramme (T-S) du Turbine de la puissance	39
Figure II. 16 : Performances de turbine à flux axial.....	39
Figure II. 17 : Expansion dans la turbine et la tuyère.	40
Figure II. 18: le partage de puissance α dans un turbopropulseur	41
<u>CHAPITRE III : ETUDE THERMODYNAMIQUE DU TURBOPROPULSEUR</u>	
..... ERREUR ! SIGNET NON DEFINI.	
Figure III. 1: Schéma d'installation du turbopropulseur double-corps.....	46
Figure III. 2 : Rendements de moteur en fonction du facteur du partage de puissance	51
Figure III. 3: Rendements de moteur en fonction du facteur du partage de puissance	51
Figure III. 4: Diagramme [h-S] du turbopropulseur.....	52
Figure III. 5: Diagramme [T-S] du turbopropulseur	52
Figure III. 6: Variation de la consommation spécifique, du rendement de propulsion et de la poussée de l'hélice en fonction du nombre de Mach.....	53

Figure III. 7: Variation de la consommation spécifique, de la poussée de l'hélice et rendement global en fonction du taux de compression du compresseur.....	54
Figure III. 8: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP.....	55
Figure III. 9: Variation de la poussée de l'hélice en fonction du nombre de Mach (M_0) pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP.....	55
Figure III. 10: Variation du rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach (M_0) pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP.	56
Figure III. 11: Variation de la puissance de la turbine de puissance en fonction du facteur du partage de puissance pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.....	57
Figure III. 12: Variation de la poussée de l'hélice en fonction du facteur du partage de puissance pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.	58
Figure III. 13: Variation de la vitesse de sortie des gaz de la tuyère en fonction du facteur du partage de puissance pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.....	59
Figure III. 14: Variation de la poussée totale en fonction du facteur du partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.....	60
Figure III. 15: Variation de la consommation spécifique (C_s) en fonction du facteur du partage de puissance pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.	60
Figure III. 16: Variation du rendement de propulsion en fonction du facteur du partage de puissance pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.....	61
Figure III. 17: Variation du rendement global en fonction du facteur du partage de la puissance pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.....	62
Figure III. 18: Partage optimal α_{opt} en fonction du nombre de Mach.....	62
Figure III. 19 : Partage de la puissance optimal.....	63

LISTE DES TABLEAUX

Tableau III. 1: Données d'entrée	47
Tableau III. 2: Résultats du diffuseur	47
Tableau III. 3: Données du compresseur	47
Tableau III. 4: Résultats de Compresseur	48
Tableau III. 5: Données de la chambre de combustion	48
Tableau III. 6: Résultats de chambre de Combustion	48
Tableau III. 7: Données de la turbine HP	48
Tableau III. 8: Résultats de la turbine HP	48
Tableau III. 9: Données de la Turbine de puissance	49
Tableau III. 10: Résultats de la turbine de puissance	49
Tableau III. 11: Données de Tuyère	49
Tableau III. 12: Résultats de la tuyère	50
Tableau III. 13: Paramètres énergétiques du turbopropulseur en vol	50
Tableau III. 14: Paramètres énergétiques à partage de la puissance optimale réel et idéal. ..	64

ملخص

تجمع المحركات التوربينية بين أفضل ميزات المحركات التوربينية والمكبسية، حيث تكمن جاذبيتها على المحركات النفاثة في قدرتها على تقديم نسبة تجاوز كبيرة جدًا، والتي قد تتراوح بين 30 و100 وكفاءة عالية بسرعات تقل عن 400 و450 ميلًا في الساعة على ارتفاع أقل من 30000 قدم. يتم التضحية بقوة الدفع للغازات المقذوفة من المحرك التوربيني لصالح قوة المحور الذي يربط المروحة بالتوربين. يتم الحصول على ذلك عن طريق استخراج قوة إضافية من الزناد في التوربين. وبالتالي، تصبح الطاقة المتبقية المحجوزة لقوة دفع الغازات منخفضة. نتيجة لذلك، تنتج الغازات المقذوفة حوالي 10٪ من إجمالي قوة الدفع. بشكل عام، يكون معدل الدفع الأعلى من المروحة عند سرعة إبحار منخفضة ومعدل أقل عند السرعة العالية.

الهدف من هذا العمل هو تطوير نموذج ديناميكي حراري بسيط لحساب الأداء ومناقشة تأثير تقسيم الطاقة بين المروحة والمحرك النفاث على نفس هذا الأداء.

كلمات مفتاحية

محرك دافع نفاث، الأداء، الدفع، تقسيم الطاقة، EES.

Abstract

Turboprop engines combine the best features of turbojet and piston engines, where its appeal over turbojets lies in its ability to offer a very large bypass ratio, which may be between 30 and 100 and high efficiency at speeds below 400-450 miles per hour at altitude less than 30 000 feet. The exhaust thrust in a turboprop is sacrificed in favour of the power to the shaft that connects the propeller to the turbine. This is obtained by extracting additional power from the turbine in the turbine. Thus, the residual energy reserved for the exhaust jet becomes low. As a result, the exhaust jet produces about 10% of the total thrust. Generally, a higher rate of thrust is from the propeller at low cruising speed and a lower rate at high speed.

The objective of this work is to develop a simple thermodynamic model for calculating performance and discussing the influence of the power split between the propeller and the jet on the same performance.

Keywords

Turboprop, Performance, Thrust, Power split, EES.

Résumé :

Les turbopropulseurs combinent les meilleures caractéristiques des turbo réacteurs et des moteurs à pistons, où son attrait par rapport aux turbo réacteurs réside dans sa capacité à offrir un très grand taux de dilution, qui peut être compris entre 30 et 100 et un rendement élevé à des vitesses inférieures à 400-450 miles par heure en altitude moins de 30 000 pieds. La poussée à l'échappement d'un turbopropulseur est sacrifiée au profit de la puissance de l'arbre qui relie l'hélice à la turbine. Ceci est obtenu en extrayant de la puissance supplémentaire du déclencheur dans la turbine. Ainsi, l'énergie résiduelle réservée au jet d'échappement devient faible. En conséquence, le jet d'échappement produit environ 10% de la poussée totale. Généralement, un taux de poussée plus élevé provient de l'hélice à faible vitesse de croisière et un taux inférieur à grande vitesse.

L'objectif de ce travail est de développer un modèle thermodynamique simple pour calculer les performances et discuter de l'influence de la répartition de puissance entre l'hélice et le jet sur les mêmes performances.

Mots clés :

Turbopropulseur, Performance, Poussée, Partage de la puissance, EES

NOMENCLATURE

Liste de symboles :

Symbole	Désignation	Unité
a_0	La vitesse de son	m/s
cp_c	La chaleur spécifique de compresseur	Kj/Kg.K
r	Constante des gaz	j/kg.k
g	L'accélération de gravité	
cp_t	La chaleur spécifique de turbine	Kj/Kg.K
S	L'entropie	J/Kg · K
C_{sp}	La consommation spécifique	N/Kg.s
C_h	La Consommation massique horaire	[Kg/h]
f	Rapport carburant-air	
F	La poussée	N
$F_{hélice}$	La poussée de l'hélice	N
$F_{tuyère}$	La poussée de la tuyère	N
h	L'enthalpie	Kj/Kg
h_0	L'enthalpie totale	Kj/Kg
\dot{m}_c	Débit massique de carburant	Kg/s
\dot{m}_0	Le débit d'air entrant	Kg/s
M_0	Le nombre de Mach à l'entrée	
M	Le nombre de Mach à la sortie de la tuyère de moteur	
P_{ci}	Le pouvoir calorifique inférieur	Kj/Kg
P	La pression	Pa
V	La vitesse	m/s
T	La température	K
T_0	La température totale	K
$(\varphi_{tp})_{bv}$	La puissance à l'arbre fournie par la turbine à la boîte de vitesses	W
φ_c	La puissance du compresseur	W
φ_{thp}	La puissance de la turbine HP	W

\wp_{tp}	La puissance de la turbine libre	W
$\wp_{hélice}$	La puissance de l'hélice	W
$\wp_{tuyère}$	La puissance de la tuyère	W
\wp_{total}	La puissance totale	W
Δh_{tp}	Le travail de la turbine libre	Kj
Δh_c	Le travail du compresseur	Kj
Δh_{thp}	Le travail du de la turbine libre HP	Kj
α	Facteur de partage de puissance	
α_{opt}	Facteur de partage de puissance optimale	
α_{opt} (idéal)	Facteur de partage de puissance optimale idéal	
η_d	Le rendement de diffuseur	
η_r	Le rendement de Rabattement	
η_{pc}	Le rendement polytropique du compresseur	
η_{cc}	Le rendement isentropique de chambre de combustion	
η_c	Le rendement isentropique du compresseur	
η_{tp}	Le rendement isentropique de la turbine libre	
η_{thp}	Le rendement isentropique de la turbine HP	
η_{tyr}	Le rendement isentropique de tuyère	
η_{mc}	Le rendement mécanique de compresseur	
η_{mtp}	Le rendement mécanique de turbine libre	
η_{mthp}	Le rendement mécanique de turbine HP	
η_{bv}	Le rendement mécanique de boite vitesse	
η_{pr}	Le rendement de propulsion	
η_{th}	Le rendement thermique du turbopropulseur	
η_{global}	Le rendement global	
η_{tt}	Le rendement total à total	
γ	Le rapport des chaleurs spécifiques	
γ_t	Le rapport des chaleurs spécifiques de turbin	
τ_r	Température réduite	
τ_{df}	Rapport des températures totales du diffuseur	

τ_λ	Rapport d'enthalpie
τ_{tyr}	Rapport des températures totales de la tuyère
τ_{cis}	Rapport des températures totales isentropique du compresseur
τ_c	Rapport des températures totales du compresseur
τ_λ	le paramètre limite thermique du cycle
τ_{thp}	Rapport des températures totales de la turbine HP
τ_{tp}	Rapport des températures totales de la turbine libre
e_{thp}	L'efficacité polytropique de la turbine HP
e_{tp}	L'efficacité polytropique de la turbine libre
π_d	Rapport des pressions de diffuseur
π_c	Rapport des pressions du compresseur
π_{cc}	Rapport des pressions de la chambre de combustion
π_{thp}	Rapport des pressions de la turbine HP
π_{tp}	Rapport des pressions de la turbine libre
π_{ty}	Rapport des pressions de tuyère

Les abréviations :

HP : haute pression

BP : basse pression

DF : diffuseur

C : compresseur

CC : chambre de combustion

T : turbine

THP : turbine haute pression

TP : turbine de puissance ou libre

Ty : tuyère

Remarque :

Dans le chapitre II les équations de chaque élément sont tirées de référence [30] , [17]

Les Figures de chaque élément dans le chapitre II sont tirées des références : [17] , [22] et [30].

Introduction générale

Introduction générale

La plupart des fabricants de moteurs d'avions aujourd'hui adoptent des approches différentes, mais tous travaillent au développement de nouveaux modèles qui consomment moins de carburant et qui ont en même temps de bonnes performances.

La course est lancée pour développer le moteur d'avion du futur. Poussé par le resserrement des normes d'émissions, il y a une pression sur l'industrie de l'aviation pour décarboniser ses opérations. Et les moteurs étant la pièce d'avion la plus importante et la plus chère, les développements de moteurs vont façonner la transition verte de l'industrie.

Un turbopropulseur est une variante d'un moteur à réaction qui a été optimisé pour faire tourner une hélice au lieu d'une fan, les avantages d'un turbopropulseur par rapport aux autres moteurs d'avion ont toujours été la simplicité, d'excellentes performances à basse altitude, un contrôle facile et la consommation plus efficace de carburant, tout en restant exceptionnellement léger.

L'utilisation de turbopropulseurs est courante chez de nombreuses compagnies d'affrètement et de fret, principalement en raison des coûts réduits associés au fonctionnement des moteurs. Le coût réduit et une plus grande maintenabilité des turbopropulseurs permettent aux petites compagnies aériennes de compenser la vitesse de croisière et les performances réduites, ce qui en fait le choix le plus approprié.

Concevoir un moteur intégré qui combine la propulsion par hélice et tuyère tout en réduisant la consommation de carburant pendant le vol est l'un des plus grands défis pour les ingénieurs. Les entreprises travaillent encore au développement de ce type de moteur en raison des avantages qu'ils offrent et de l'ambition de généraliser leur utilisation sur divers aéronefs, notamment civils.

Les performances du turbopropulseur pendant le vol incluent les problèmes les plus complexes qui posent un grand défi aux ingénieurs afin d'atteindre la plus grande efficacité possible.

Les turbopropulseurs à turbine libre sont la conception la plus récente et la meilleure. Il se compose de deux sections fonctionnantes indépendamment, une section avec un compresseur et une turbine, et une deuxième section avec une turbine de puissance et une hélice. L'hélice et l'échappement contribuent tous deux à la poussée, et la quantité de poussée variaient en fonction du la puissance partagée, et ici, nous pouvons poser une question très importante, à quel partage de puissance " α " la poussée totale sera-t-elle maximisée, et le moteur

fonctionnera plus efficacement.

Le but de ce travail est de réaliser une étude paramétrique pour déterminer les performances d'un turbopropulseur en fonction des paramètres affectant son fonctionnement, notamment le partage de puissance, la vitesse de vol et le taux de compression du compresseur, ainsi que pour déterminer la poussée générée par l'hélice et la tuyère et enfin le partage de puissance optimal.

Premièrement, nous allons voir un bref historique sur les turbopropulseurs et ses étapes de développement au fil du temps et le dernier modèle le plus récent qui existe aujourd'hui, le premier chapitre présente la classification et la composition des moteurs à réaction et des turbopropulseurs. Le deuxième chapitre présente les outils mathématiques et discute la thermodynamique de chaque composant de turbopropulseurs, le troisième chapitre concerne à l'étude de thermo-énergétique du moteur et la présentation des résultats de calcul.

Enfin, notre travail se termine par une conclusion générale sur les résultats obtenus dans cette étude.

Chapitre I

Généralités sur les moteurs à réaction

Chapitre I : Généralités sur les moteurs à réaction

I.1 Bref historique :

Le premier turbopropulseur a été breveté en 1929 par György Jendrassik, physicien et ingénieur hongrois [1]. Cependant, ce n'est qu'après la Seconde Guerre mondiale que le monde de l'aviation s'est intéressé à l'utilisation de turbopropulseurs pour propulser les avions. En 1945, un chasseur britannique, *Gloster Meteor*, modifié était équipé de deux turbopropulseurs Rolls-Royce RB.50 "Trent" entraînant des hélices à 5 pales. Cet avion d'essai est devenu le premier avion à turbopropulseur à voler, bien qu'il ne soit jamais entré en production.



Figure I. 1: Rolls-Royce RB.50 Trent

L'Union Soviétique s'est appuyée sur les travaux de conception préliminaire des turbopropulseurs allemands de la Seconde Guerre mondiale par Junkers Motorenwerke, tandis que BMW, Heinkel-Hirth et Daimler-Benz ont également travaillé sur des projets de conception. Alors que l'Union soviétique disposait de la technologie nécessaire pour créer la cellule d'un bombardier stratégique à réaction comparable au B-52 Stratofortress de Boeing, elle produisit à la place le Tupolev Tu-95 Bear, propulsé par quatre turbopropulseurs Kuznetsov NK-12, couplés à huit contra- hélices rotatives (deux par nacelle) avec des vitesses de pointe supersoniques pour atteindre des vitesses de croisière maximales supérieures à 575 mph.

Les États-Unis ont utilisé des turbopropulseurs à hélice contra-rotatif, comme l'Allison T40, sur des aéronefs expérimentaux dans les années 1950. L'hydravion Convair R3Y Tradewind à moteur T40 a été exploité par la marine américaine pendant une courte période.

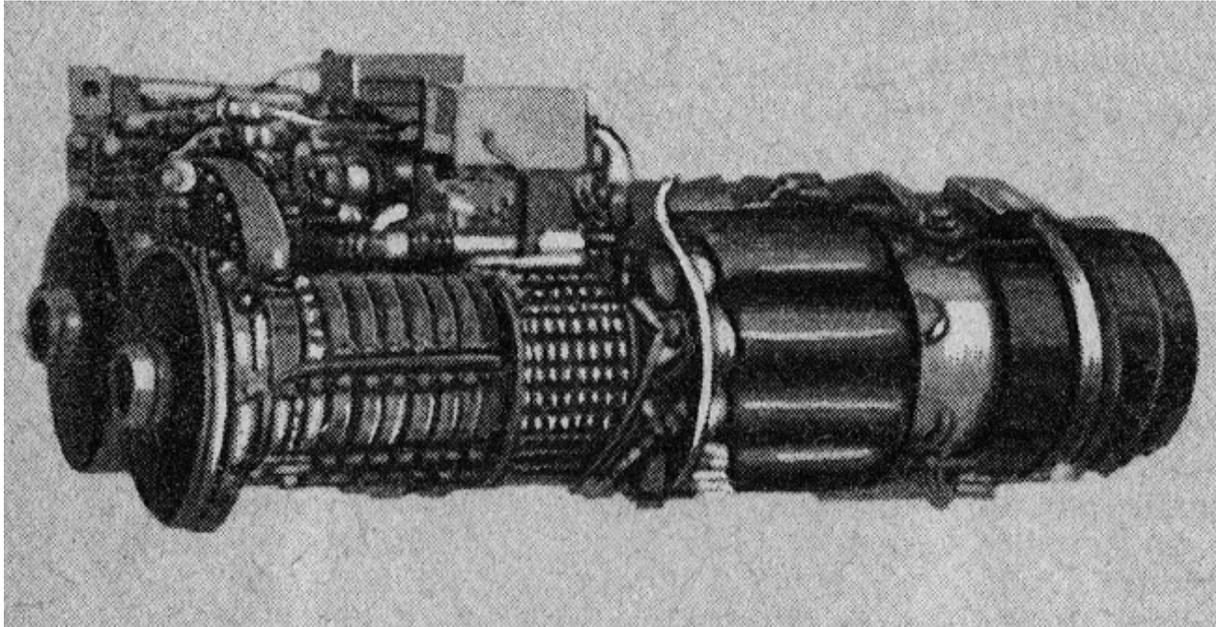


Figure I. 2 : turbopropulseur Allison T40 [2]

Rolls-Royce a par la suite développé deux autres turbopropulseurs le Clyde et le Dart. En 1948, le Vickers Viscount a été présenté comme le premier avion de ligne commercial à utiliser la puissance du turbopropulseur. Équipé de quatre turbopropulseurs Rolls-Royce Dart, l'avion britannique disposait d'une cabine pressurisée et était capable de transporter de 40 à 65 passagers.

Les turbopropulseurs modernes ont également un niveau de polyvalence inégalé par les avions à réaction légers. Les turbopropulseurs offrent des capacités impressionnantes de décollage et d'atterrissage courts, permettant aux pilotes et aux passagers d'accéder à des endroits éloignés dans le monde entier.

GE Aviation a présenté son moteur Catalyst en 2021, il s'agit de la première conception de turbopropulseur entièrement conçu pour le marché de l'aviation d'affaires et générale depuis plus d'un demi-siècle. D'une puissance de 1300 chevaux, le moteur est doté d'une technologie de pointe jamais testée dans les turbopropulseurs précédents. Par exemple, il combine la technologie et le savoir-faire des gros moteurs à réaction commerciaux de GE avec des commandes de moteur numériques, Le moteur vise à réaliser des économies de carburant et à réduire les émissions de CO₂ jusqu'à 20 % par rapport aux moteurs actuellement sur le marché.[3]



Figure I. 3 : turbopropulseur Catalyst [4].

Environ 400 ingénieurs de GE ont développé le moteur presque entièrement en Europe, où il est testé et sera construit. Ils incluaient des fonctionnalités telles que la géométrie variable dans le compresseur du moteur Catalyst, une conception développée à l'origine par GE et la légende de l'aviation Gerhard Neumann pour les moteurs supersoniques. Cela a permis à l'équipe d'augmenter la Pression et la température à l'intérieur du moteur, de brûler le carburant plus efficacement et de lui donner plus de puissance et de vitesse en altitude. Une plus grande puissance permet au constructeur de l'aéronef de concevoir une cabine plus grande et plus confortable et de construire un aéronef qui peut voler rapidement en haute altitude.

Certains des avions à turbopropulseurs d'aujourd'hui comprennent les avions Beechcraft King Air, Cessna Caravan, Pilatus PC-12 et Daher TBM [5].

I.2 Le principe de fonctionnement des systèmes de propulsion :

Au 17^{ème} siècle, Newton énonce trois lois fondamentales pour expliquer le mouvement. La première est le principe d'inertie, la deuxième le principe de la dynamique. Celle qui nous intéresse dans cette étude est la troisième loi de Newton, le principe d'action-réaction.

La propulsion à réaction est en effet fondée sur ce principe d'action-réaction, qui dit que pour chaque action, il existe une réaction égale et opposée. Ainsi, l'air éjecté vers l'arrière va exercer une force égale et opposée sur l'avion en le projetant vers l'avant. Cette force s'appelle la poussée de plus la vitesse des gaz d'échappement est élevée, plus la poussée sera importante.

Un moteur à réaction produit une poussée semblable à la combinaison moteur/hélice. Les deux propulsent l'avion en poussant un grand poids d'air vers l'arrière l'un sous la forme d'un grand flux d'air à vitesse relativement faible et l'autre sous la forme d'un jet de gaz à très haute vitesse [6].

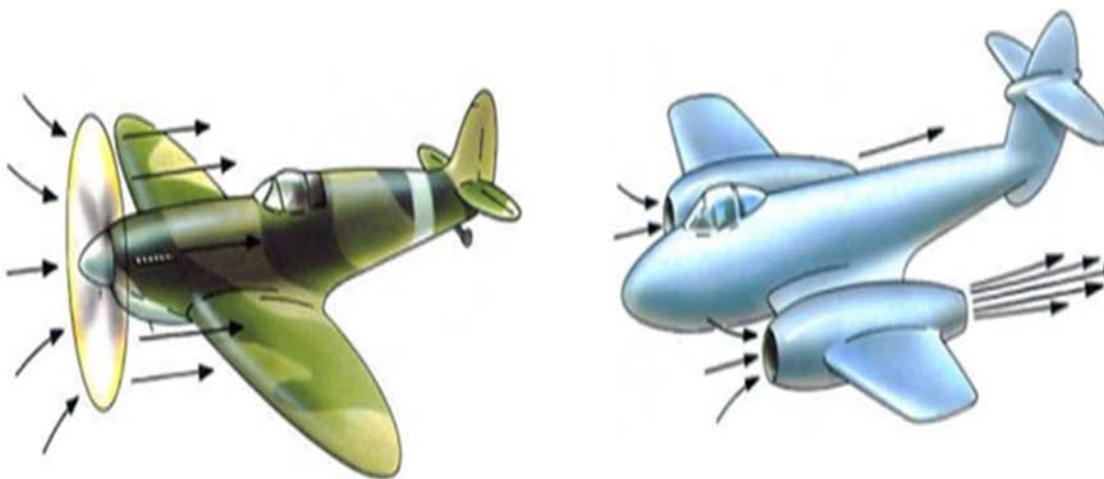


Figure I. 4 : Propulsion à hélice et à réaction [6].

I.3 Propulseurs à réaction :

Les propulseurs à réaction sont classés en deux catégories : les propulseurs à réaction indirects et les propulseurs à réaction directs, qui produisent une force dirigée vers l'avant appelées poussée, les turbopropulseurs combinent les meilleures caractéristiques des turboréacteurs et des moteurs à pistons et fait l'objet de cette étude.

Les types de propulseurs à réaction peuvent être classés sur un organigramme comme :

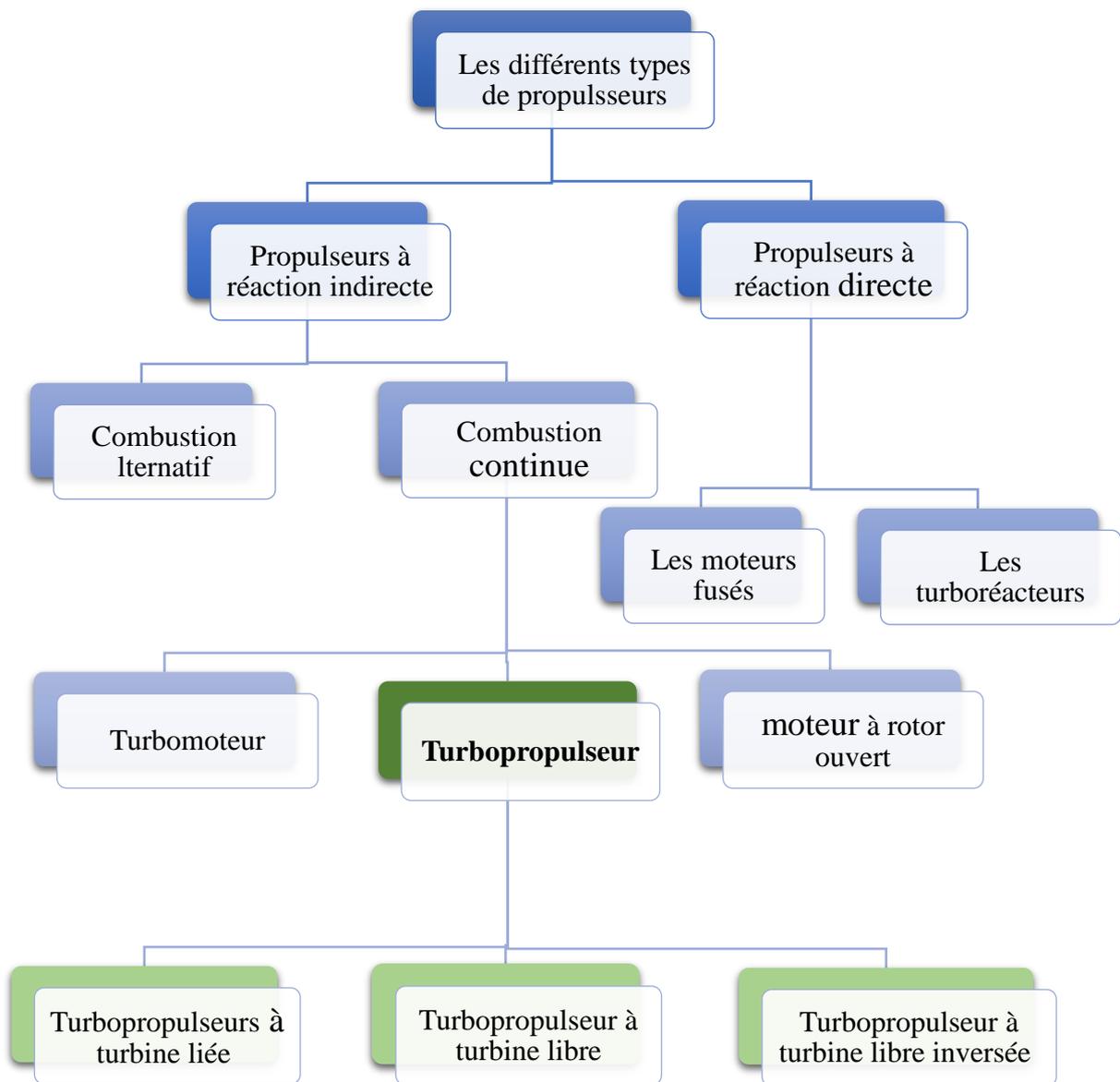


Figure I. 5 : Organigramme des types de propulseurs

I.4 Turboréacteur :

Un turboréacteur transforme de l'énergie potentielle, chimique contenue dans un carburant en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans le sens opposé à l'éjection.

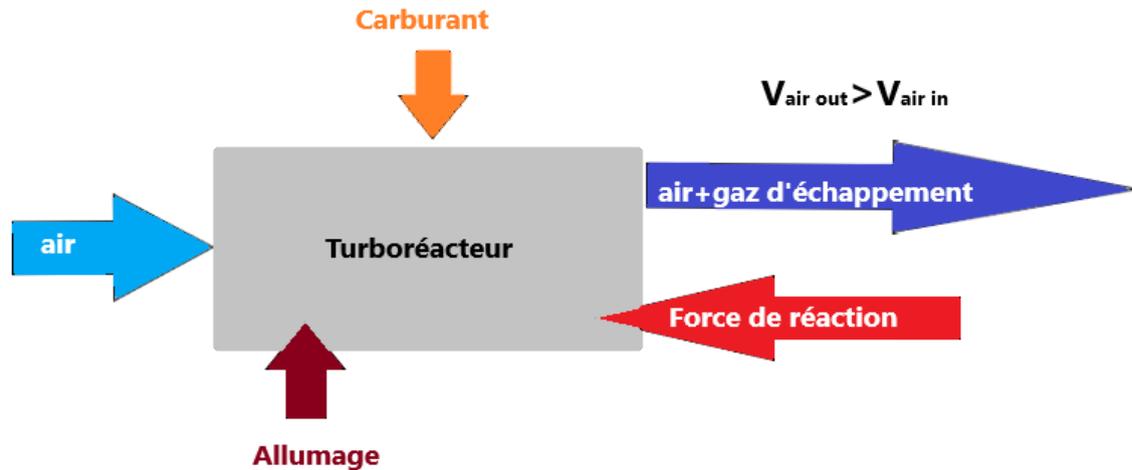


Figure I. 6: Diagramme de fonctionnement du turboréacteur

Tous les moteurs à réaction (turboréacteurs) fonctionnent selon le même principe des turbines à gaz. Le moteur aspire l'air depuis l'avant à l'aide d'un soufflante, ensuite, le compresseur augmente la pression et la température de l'air aspiré, le kérosène est ensuite injecté puis mélangé avec l'air et est brûlé dans une chambre de combustion, l'augmentation soudaine de la température de l'air se traduira par une augmentation très importante de son potentiel thermique [7]. Ainsi, les gaz d'échappement font tourner les roues de la turbine reliée par un arbre au compresseur [8].

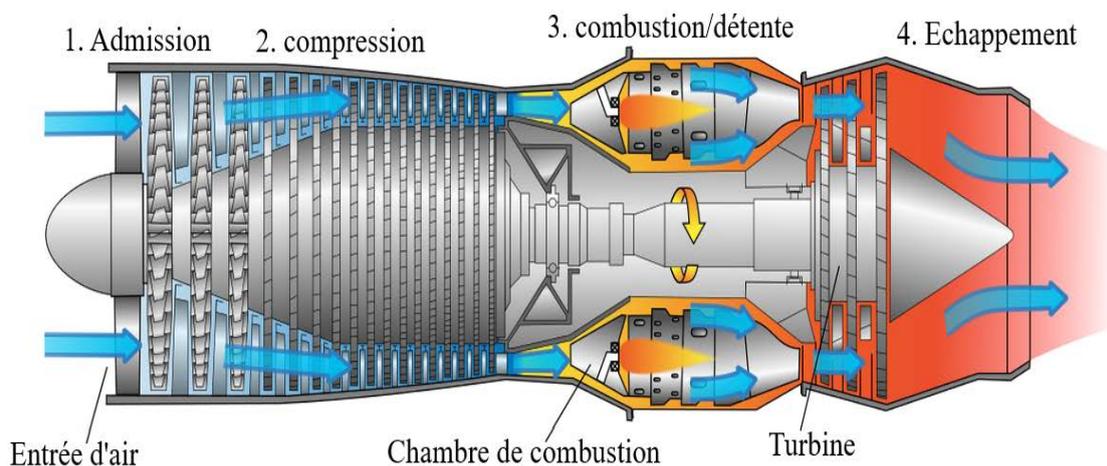


Figure I. 7 : Schéma de principe de fonctionnement du turboréacteur [8].

I.5 Cycle thermodynamique

I.5.1 Cycle de Brayton

Le cycle de Brayton un cycle thermodynamique qui fonctionne à pression constante et extrait

l'énergie de la chaleur fournie.

Les derniers moteurs à réaction et moteurs à turbine à gaz ont également modifié le cycle de Baryton.

Une turbine à gaz est un moteur fonctionnant selon le cycle de Baryton

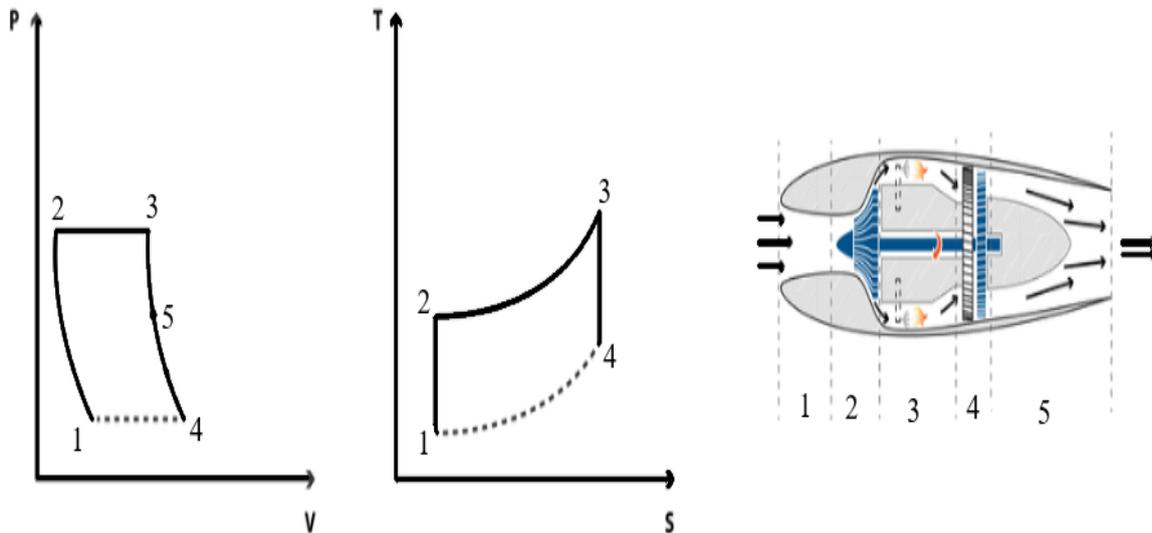


Figure I. 8 : Schéma du cycle de Brayton (Cycle idéal)

[1 - 2] Compression adiabatique

[2 - 3] Combustion isobare

[3 - 4] Détente adiabatique

[4 - 1] Rejet de chaleur isobare

I.5.2 Cycle thermodynamique réel d'un turboréacteur :

Le cycle de fonctionnement d'un moteur à réaction est largement similaire à celui d'un moteur à piston, la principale différence étant que la combustion dans le moteur à piston a lieu à volume constant, tandis que la combustion dans un moteur à réaction a lieu sous pression constante. Dans le moteur à piston, l'admission, la compression, la combustion, la détente et l'échappement ont lieu de façon séquentielle, car le piston est impliqué dans toutes les étapes. Dans un moteur à réaction toutes ces phases se déroulent simultanément et en continu sur un certain nombre de composants différents.

En pratique, il est impossible de répondre à toutes les exigences d'un cycle idéal.

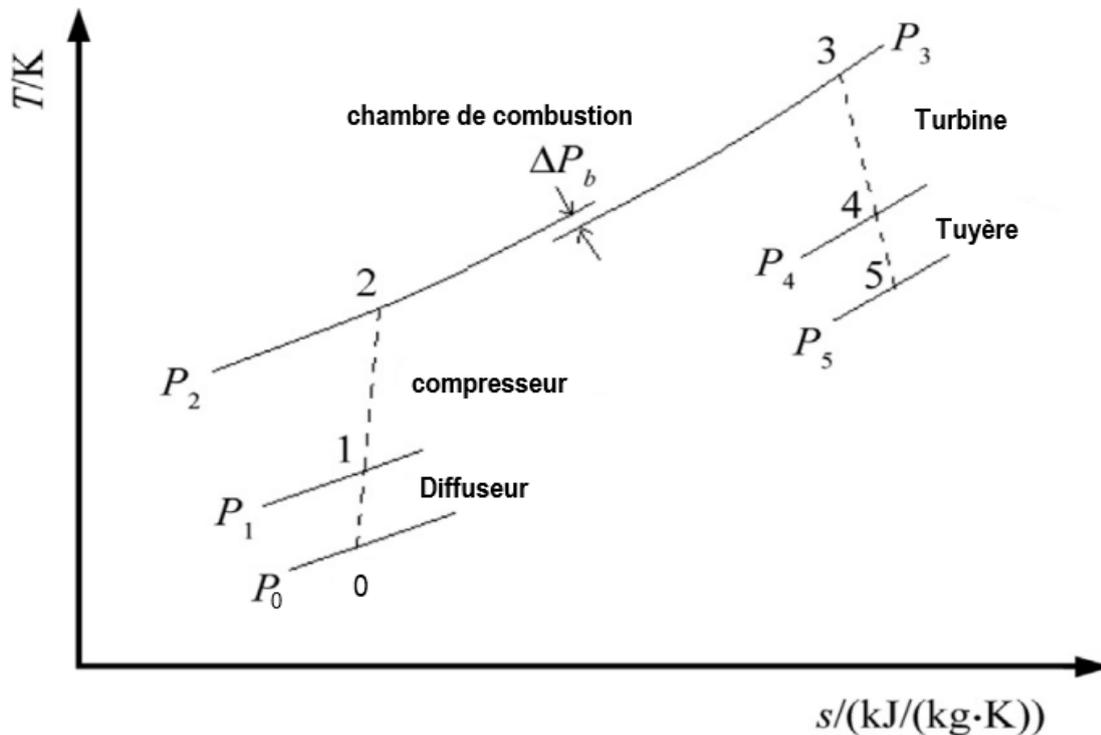


Figure I. 9: Le cycle thermodynamique réel d'un turboréacteur

- 0 → 1 :** réduction de la vitesse de l'air dans le diffuseur et augmentation de pression de P_0 à P_1
- 1 → 2 :** l'air est comprimé dans le compresseur.
- 2 → 3 :** l'air est réchauffé dans la chambre de combustion par la combustion de fioul ou d'huile (généralement kérosène).
- 3 → 4 :** l'air est détendu dans la turbine pour générer la puissance nécessaire au fonctionnement du compresseur.
- 4 → 5 :** la vitesse de l'air dans la tuyère augmente (nouvelle détente), le gaz sortant à grande vitesse génère une poussée.

I.6 Différents types de turboréacteurs

Tous les moteurs à réaction fonctionnent selon le même principe de base, mais chacun a ses propres avantages et inconvénients. Le principe de fonctionnement de base de tous les moteurs à réaction consiste à forcer l'air entrant à travers un tube où l'air est comprimé, mélangé avec du carburant, brûlé et évacué à grande vitesse pour générer une poussée.

Ce qui suit sont différents types de turboréacteurs :

I.6.1 Turboréacteur mono corps :

On appelle corps un ensemble compresseur-turbine accouplés sur un même arbre et tournant donc à la même vitesse. Un turboréacteur peut être mono-, double ou triple corps.

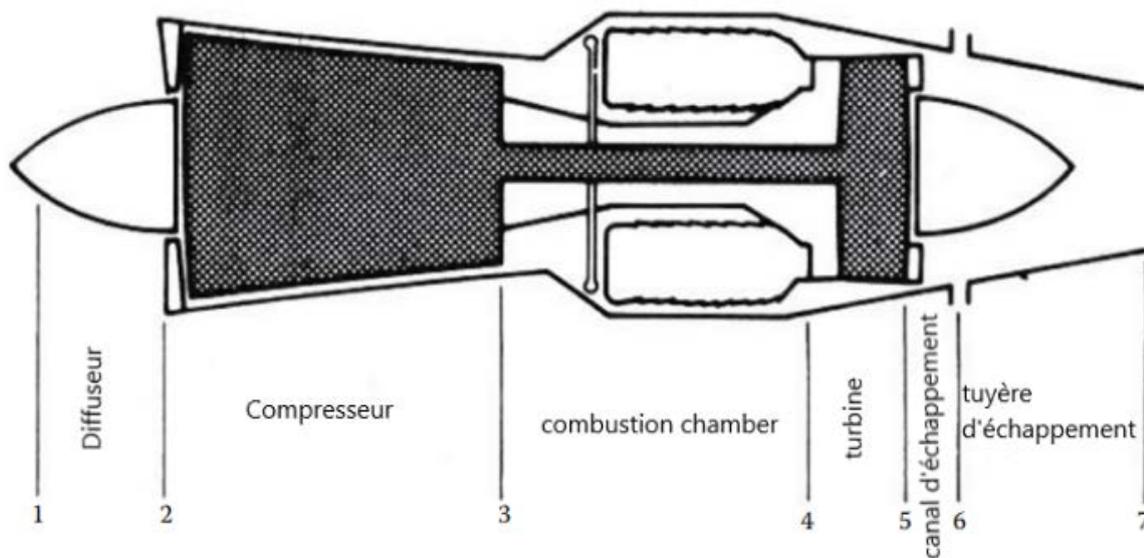


Figure I. 10 : Coupe longitudinale d'un turboréacteur mono corps[9].

I.6.2 Turboréacteur double-corps :

Pour accroître l'efficacité du turboréacteur, le compresseur est désormais divisé en deux parties successives : une à basse pression et une à haute pression, mues par deux turbines successives (haute et basse pression). On parle alors de turboréacteurs double corps ou double attelage. La vitesse de rotation des deux corps étant différente, ces moteurs nécessitent deux arbres concentriques et sont donc plus longs et plus lourds [10]. En contrepartie, le rendement est nettement amélioré[11].

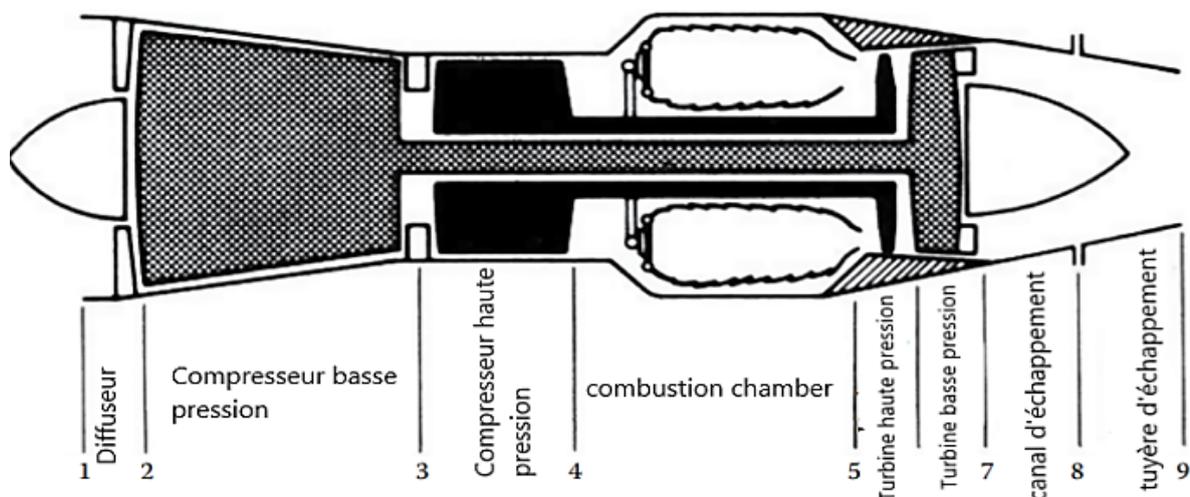


Figure I. 11 : Coupe longitudinale d'un Turboréacteur double-corps[9].

I.6.3 Turboréacteur avec Post-combustion :

Ce moteur utilise une chambre de combustion confinée pour agrandir l'échappement dirigé vers l'autre extrémité, l'allumage du carburant dans cette pièce dilate les gaz, les forçant à sortir de la pièce avec une force de propulsion très élevée [12].

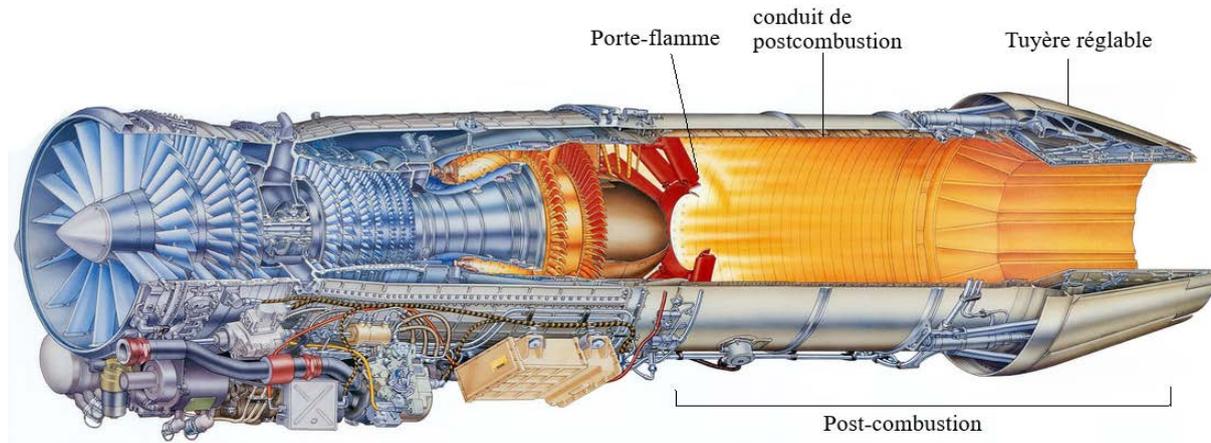


Figure I. 12 : Coupe longitudinale d'un Turboréacteur avec Post-combustion[12].

I.6.4 Turboréacteur double flux avec soufflante (turbo fan) :

Une turbosoufflante est une version modifiée d'un turboréacteur, sont aussi appelés les turboréacteurs double flux ont d'énormes soufflantes montées à l'avant, qui fonctionnent comme des hélices super efficaces. Une grande partie de l'air de cette grande soufflante pénètre dans le cœur du moteur où le carburant est brûlé pour fournir une certaine poussée, mais jusqu'à 90 % de celui-ci passe autour du cœur du moteur. Jusqu'à 75 % de la poussée totale du moteur provient de l'air latéral [13]. En d'autres termes, un Turboréacteur double flux produit une poussée en partie comme un turboréacteur et en partie comme un turbopropulseur. Ils sont plus silencieux que les turboréacteurs et plus économes en carburant, mais ils sont plus lourds que les turboréacteurs [14].

I.6.5 Turbomoteur (Turbohaft) :

Le turbomoteur est très différent d'un turboréacteur, car les gaz d'échappement produisent relativement peu de poussée. Au lieu de cela, la turbine d'un turbomoteur capte la majeure partie de la puissance et l'arbre de transmission qui la traverse fait tourner une transmission et une ou plusieurs boîtes de vitesses qui font tourner les rotors donc la poussée des gaz d'échappement ne participe pas à la propulsion. Le turbomoteur doit optimiser la puissance délivrée à l'arbre de transmission en perdant le moins d'énergie possible dans les gaz d'échappement.

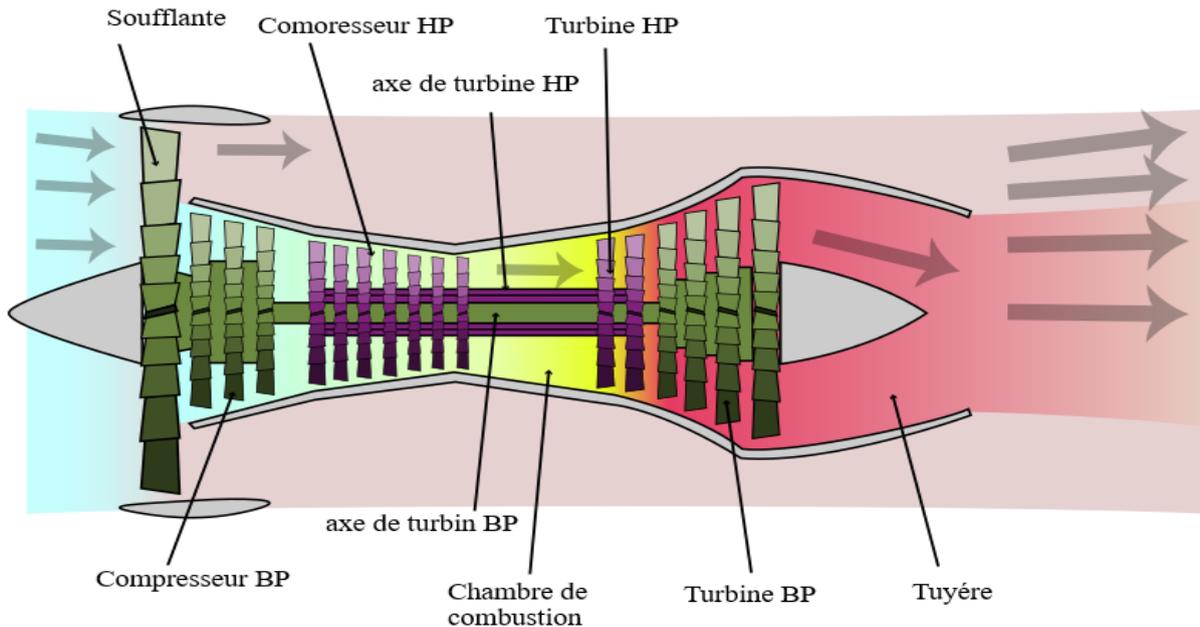


Figure I. 13 : Coupe longitudinale d'un Turboréacteur double flux[15].

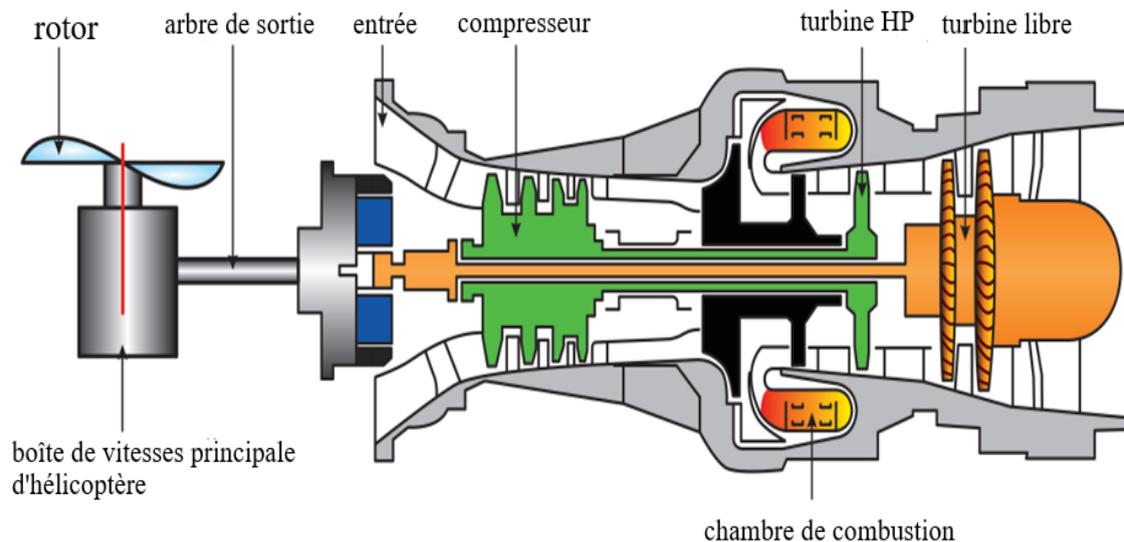


Figure I. 14: Coupe longitudinale d'un Turbomoteur (Turboshaft) [16].

I.6.6 Turbopropulseurs (Turboprop) :

Le turbopropulseur, similaire à un turbomoteur, est un moteur hybride combinant un turboréacteur et un moteur à hélice. Les gaz d'échappement du moteur véhiculent peu d'énergie et jouent un rôle mineur dans la propulsion de l'avion. Les moteurs à hélice développent une poussée en déplaçant une grande masse d'air à travers un petit changement de vitesse. Les hélices sont très efficaces et peuvent utiliser presque n'importe quel type de

moteur pour faire tourner l'hélice. L'hélice est entraînée par un engrenage réducteur soit par l'arbre du compresseur-turbine, soit par un arbre de turbine de puissance (ou de puissance libre). La boîte de vitesses de réduction convertit la sortie à haut régime/faible couple en une sortie à bas régime/couple élevé. La puissance du turbopropulseur est mesurée en puissance équivalente totale. La majeure partie de cette puissance équivalente totale est générée par l'hélice, tandis que sa part mineure est développée à partir des gaz d'échappement [17].

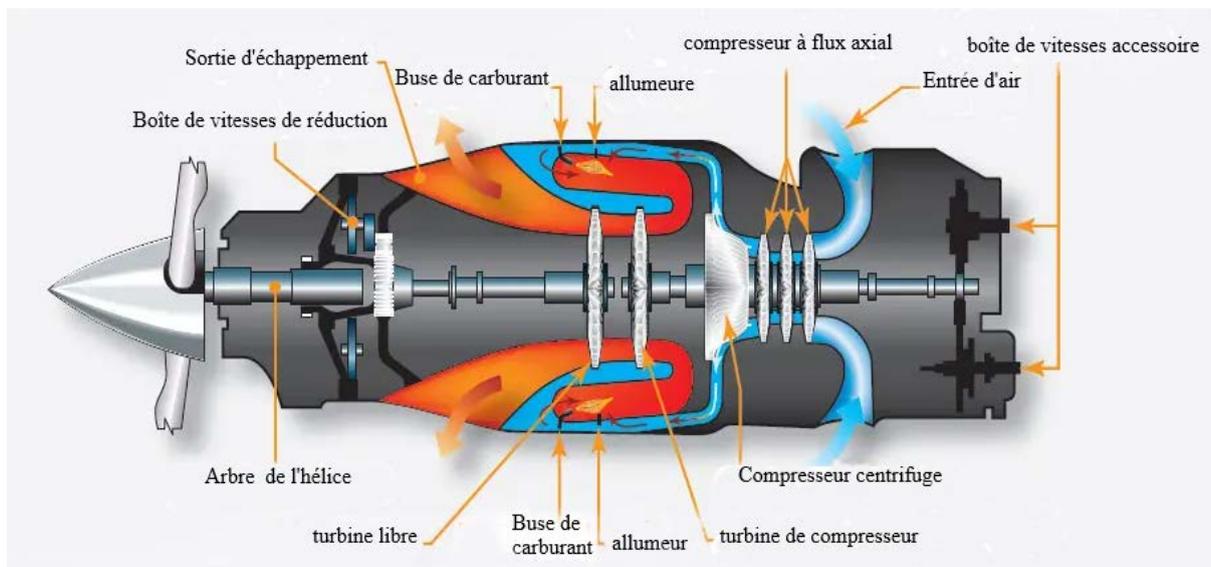


Figure I. 15 : Coupe longitudinale d'un turbopropulseur [1].

Le moteur central est très similaire à un turboréacteur il possède un générateur de gaz comme le turboréacteur pour produire de l'énergie, mais avec deux turbines, la première turbine alimente le compresseur, tandis que la seconde alimente l'hélice via un arbre et un réducteur à engrenages séparés. Le réducteur est nécessaire pour empêcher l'hélice de devenir supersonique et de perdre en efficacité, l'hélice fonctionne soit par la turbine du générateur de gaz soit par une autre turbine qualifiée de turbine libre ou de puissance, contrairement à un turboréacteur de base, la deuxième turbine (turbine de puissance) élimine la majeure partie de l'énergie restante du flux pour alimenter l'hélice et moins de 10% de la poussée réelle est produite par la tuyère. L'hélice aspire l'air devant l'avion et rejette cette masse d'air à une vitesse supérieure à la vitesse de l'avion.

La masse d'air est accélérée selon le principe de conservation de la quantité de mouvement, la force de réaction s'applique au l'hélice et pousse l'avion vers l'avant [13].

Les turbopropulseurs fonctionnent bien dans la gamme subsonique basse, et consomment également moins de carburant avec beaucoup plus de puissance qu'un avion à hélices à pistons. L'application la plus habituelle et courante des turbopropulseurs dans l'aviation civile est dans les petits avions de transport régional, où leur plus grande fiabilité que les moteurs à pistons compensent leur coût initial plus élevé.

I.7 Différents types de turbopropulseur :

I.7.1 Turbopropulseurs à turbine liée :

Dans les turbopropulseurs à turbine liée l'hélice est branchée directement sur le corps à haute pression (compresseur + turbine).

La puissance mécanique est transmise par l'arbre vers le compresseur et l'hélice via le réducteur, dans ce cas le compresseur et le récepteur (arbre d'entrée du réducteur) tournent à la même vitesse de rotation, donc la vitesse de rotation de l'hélice est directement liée à la vitesse du compresseur et de la turbine, ce type de turbopropulseur a une conception simple et légère, mais il présente également des inconvénients :

- _ le débit d'air entrant dans la chambre de combustion dépend directement de la vitesse de rotation du compresseur.
- _ la régulation de l'hélice est un peu compliquée.

I.7.2 La figure ci-dessous montre les composants d'un turbopropulseur à turbine liée composée de turbine à trois étages, de deux compresseurs Turbopropulseur à turbine libre (ou de puissance) :

Le turbopropulseur à turbine libre est de conception plus complexe que le type précédent et se compose généralement de trois composants :

- Générateur de gaz composés d'un ou plusieurs compresseurs et d'une ou plusieurs turbines à un ou plusieurs étages.
- La turbine de puissance à un étage ou à plusieurs étages est indépendante de la turbine et du compresseur haute pression et peut tourner seule, et est responsable de la rotation de l'hélice.
- Le réducteur est souvent placé entre l'arbre de la turbine de puissance et l'arbre d'hélice.

seurs centrifuges et d'un réducteur épicycloïdal [18].

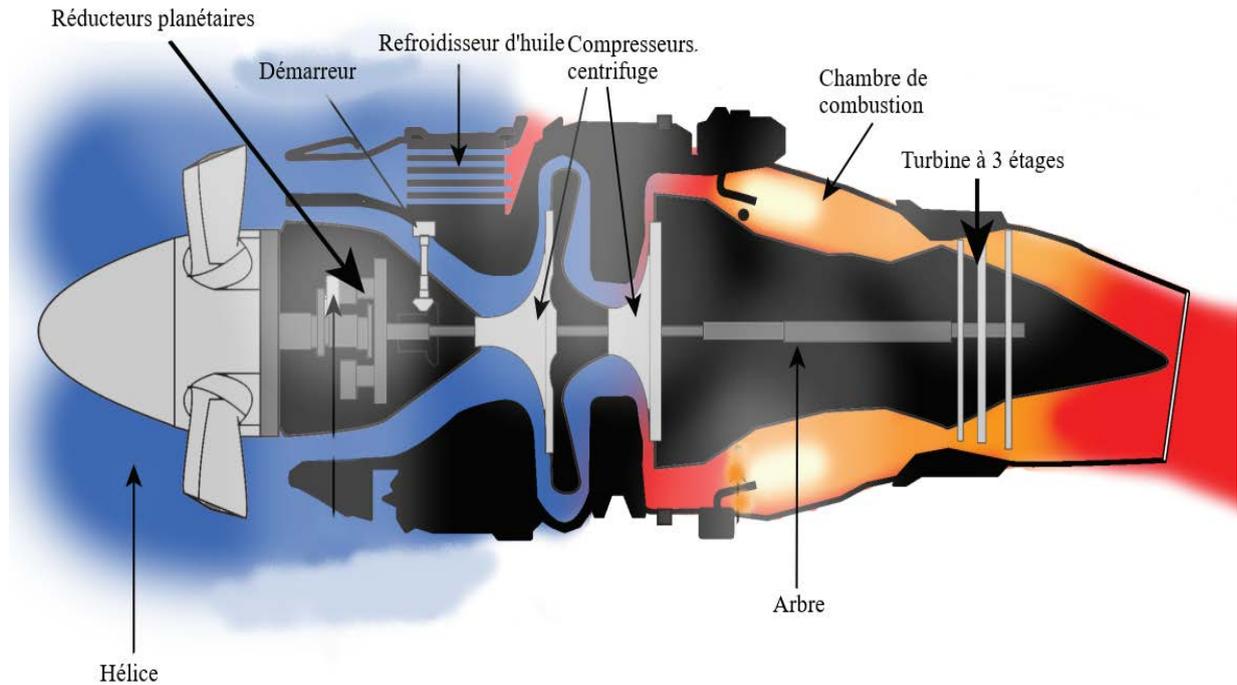


Figure I. 16 : Coupe longitudinale d'un turbopropulseur à turbine liée

Comme son nom l'indique, une turbine libre est une turbine qui est complètement libre, c'est une turbine qui n'a aucun lien avec les turbines qui font fonctionner les compresseurs, il fonctionne simplement grâce à l'air qui est accéléré par les turbines du compresseur [9]. Les turbopropulseurs a turbines libres sont beaucoup mieux que les turbopropulseurs à turbine liée parce qu'ils permettent un meilleur contrôle de l'hélice et du moteur.

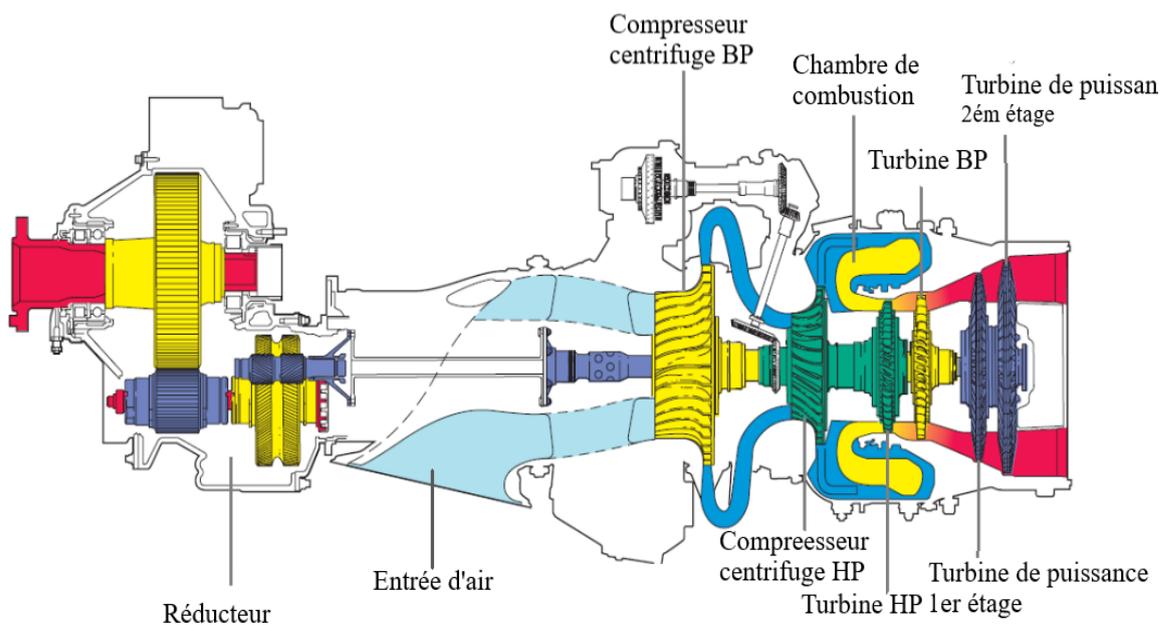


Figure I. 17 : Coupe longitudinale d'un Turbopropulseurs à turbine libre[19].

I.7.3 Turbopropulseur à turbine libre inversée :

Dans ce type de moteur, la turbine de puissance est placée à l'avant du moteur, près de la boîte vitesse de l'hélice, cela rend l'arbre de rotation entre la turbine de puissance et la boîte vitesse le plus court possible, ce qui simplifie le système moteur/boîte de vitesses et le rend plus léger et plus puissant.

Ce type de moteur utilise toujours un générateur de gaz composé d'un compresseur centrifuge axial, et d'une ou plusieurs turbines mono ou multi-étages, il possède une chambre à combustion inversée, étant un moteur à flux inversé, l'air entre par l'arrière du moteur est dirigé vers le compresseur, après la compression, il est forcé dans la chambre de combustion et mélangé au carburant, deux bougies d'allumage sont utilisées pour démarrer la combustion, après la combustion, les gaz d'échappement traversent la turbine de compresseur HP et la turbine de puissance ainsi que deux orifices d'échappement près de l'avant du moteur.

Cette conception est permise le fonctionnement de l'hélice à un régime inférieur ce qui réduit les vibrations, le bruit et le débit de carburant (moins de puissance nécessaire pour faire fonctionner la boîte de vitesses à un régime inférieur) [20] .

Les Turbopropulseur à turbine libre inversée offrent des caractéristiques de conception simple et sont largement utilisés aujourd'hui.

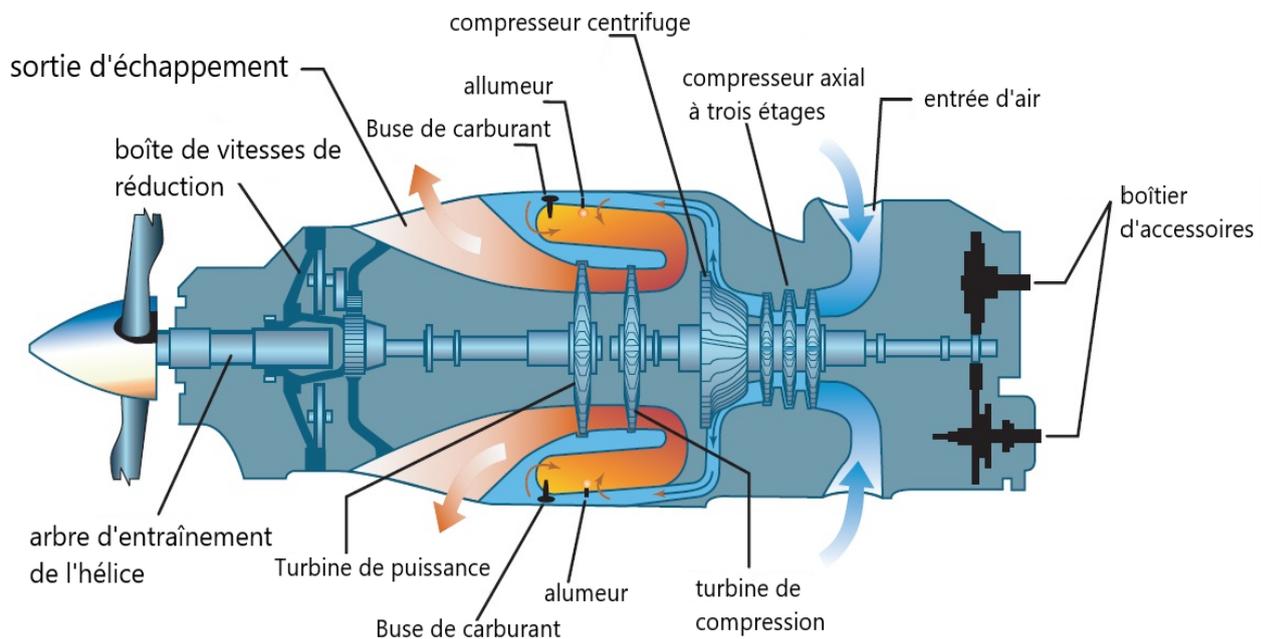


Figure I. 18 : Coupe longitudinale d'un Turbopropulseur à turbine libre inversée[20].

I.8 Principaux éléments d'un Turbopropulseur :

I.8.1 Entrée d'air :

L'admission des Turbopropulseurs est très compliquée par la boîte de vitesses à l'avant. Cependant, une admission de turbopropulseur aérodynamique efficace peut être réalisée à l'aide d'un cône tubulaire, cette partie du moteur sert à transférer l'air de l'atmosphère dans le moteur et doit être conçue de manière à fournir la quantité d'air requise par le moteur. Avec une perte d'énergie minimale résultant de la traînée ou de la perte de pression dynamique, c'est-à-dire que le flux d'air dans le compresseur doit être exempt de turbulences afin d'obtenir un rendement de fonctionnement maximal.

La quantité d'air traversant le moteur dépend de trois facteurs :

- La vitesse de rotation compresseur.
- La vitesse de l'avion.
- La densité de l'air (l'air ambiant).

Il existe plusieurs types d'entrées d'air, notamment :

« Entrée d'air axisymétrique » et entrée d'air « axisymétrique » [18].

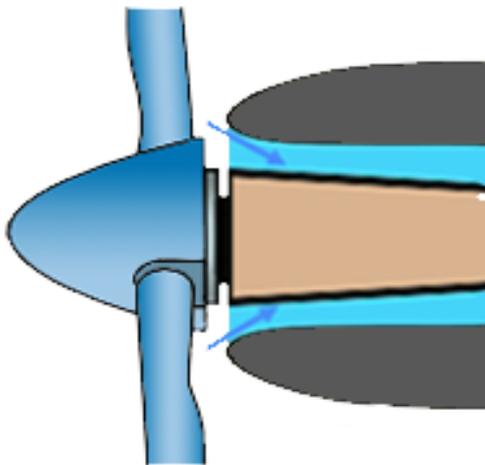


Figure I. 19 : Entrée d'air axisymétrique

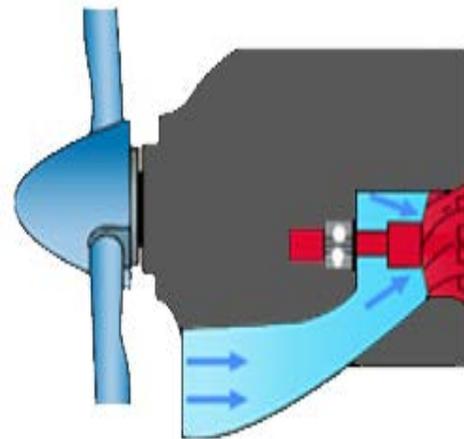


Figure I. 20 : Entrée d'air en écope[18]

I.8.2 Compresseur :

Le turbopropulseur utilise un compresseur centrifuge ou un compresseur mixte axial-centrifuge :

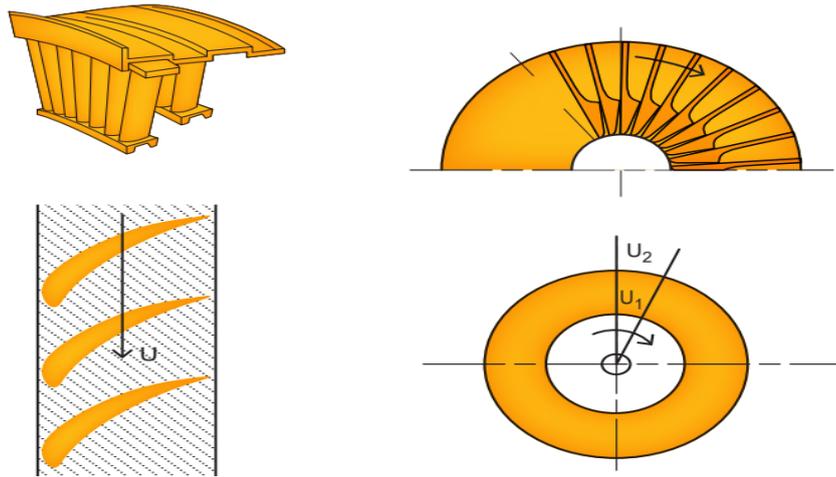


Figure I. 21 : Fonction de compresseur axial et centrifuge[21].

a. Compresseur mixte axial-centrifuge :

La plupart des nouveaux Turbopropulseur ont une combinaison d'un compresseur axial (avant) et d'un compresseur centrifuge (arrière) , la combinaison habituelle est un compresseur à flux axial à cinq ou sept étages et un compresseur à flux centrifuge, l'ensemble compresseur axial et compresseur centrifuge est monté sur le même arbre, les compresseurs tournent dans le même sens et à la même vitesse, en les combinant, le constructeur tire le meilleur parti des avantages de la petite surface frontale des deux compresseurs, cela augmente le taux de compression et réduit la longueur totale du moteur.

L'utilisation du compresseur à flux centrifuge augmente la compression et augmente l'efficacité du moteur à turbine. , il réduit également la longueur du moteur.

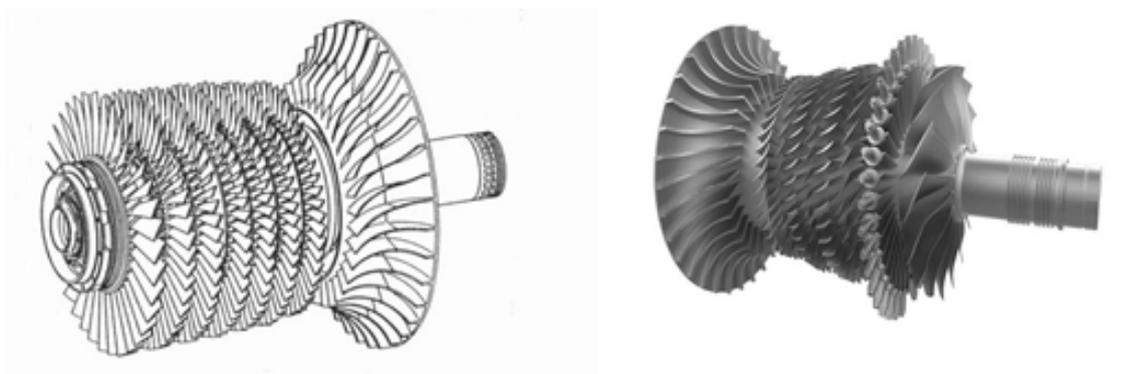


Figure I. 22 : Compresseur mixte axial-centrifuge d'un Turbopropulseur [22].

b. Compresseur axial :

Le compresseur à flux axial comporte deux éléments principaux : un rotor et un stator.

Le rotor à des pales fixées sur un axe qui tournent à grande vitesse, aspire l'air à l'entrée du

compresseur et le propulse à travers une série d'étages, de l'entrée à la sortie, l'air circule le long d'un trajet axial et est comprimé à un rapport d'environ 1,25:1 par étage.

L'action du rotor augmente la compression de l'air à chaque étage et l'accélère vers l'arrière à travers plusieurs étages. A cette vitesse accrue, l'énergie est transférée du compresseur à l'air sous forme d'énergie cinétique.

Les aubes de stator agissent comme des diffuseurs à chaque étage, provoquant la conversion de la vitesse élevée en pression. Chaque paire consécutive d'aubes de rotor et de stator constitue un étage de pression. le nombre d'étages est déterminé par la quantité d'air et l'augmentation de pression totale requise. le rapport de pression du compresseur augmente à mesure que le nombre d'étages de compression augmente. la plupart des Turbopropulseurs utilisent jusqu'à 4 étapes et plus.[20]

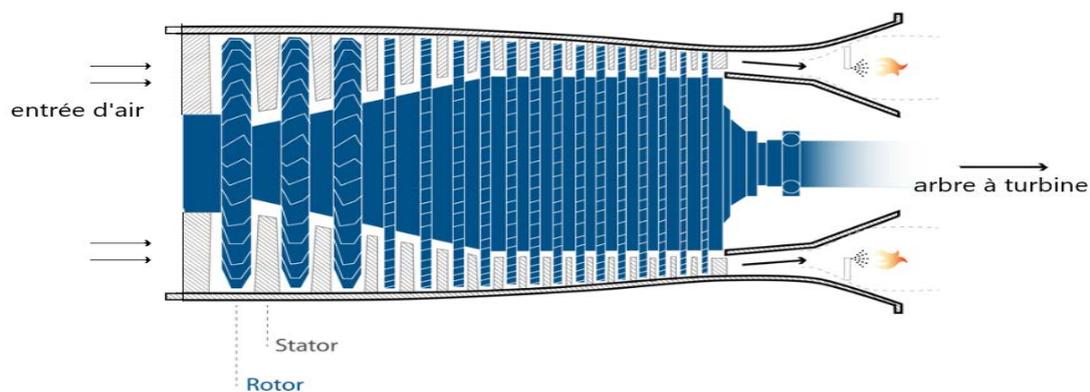


Figure I. 23 : Coupe longitudinale d'un compresseur axial[24] .

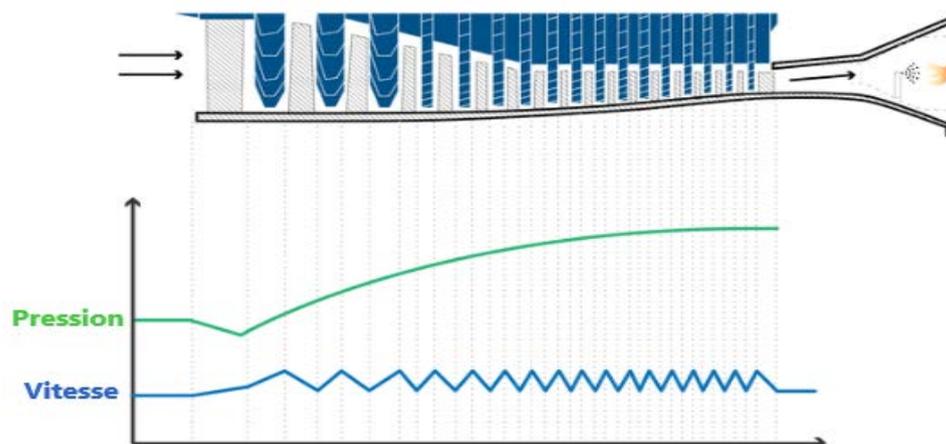


Figure I. 24 : Changements de pression et de vitesse à travers un compresseur axial[24].

c. Compresseur centrifuge :

Un compresseur centrifuge est une Machine à fluide rotodynamique à flux radial qui utilise principalement de l'air comme fluide de travail et utilise l'énergie mécanique transmise à la

Machine de l'extérieur pour augmenter l'énergie interne totale du fluide principalement sous la forme d'une augmentation de la pression statique, les avantages du compresseur centrifuge sont qu'il est plus facile à concevoir et à fabriquer, et il peut souvent augmenter la pression suffisamment pour une combustion efficace avec un seul étage. Cependant, le débit d'air d'un compresseur centrifuge est beaucoup plus faible que celui d'un compresseur axial [22].

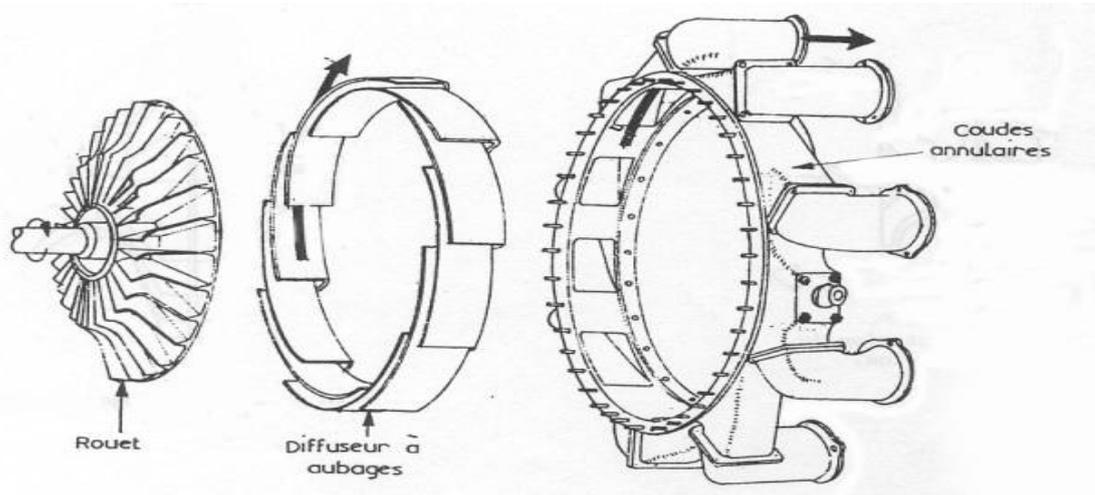


Figure I. 25 : Coupe longitudinale d'un compresseur centrifuge[19].

I.8.3 Chambre de combustion

La fonction du système de combustion est de produire un flux de gaz chaud pour les turbines et pour la tuyère, il produit ce flux de gaz chaud par la combustion continue d'un mélange combustible-air.

Pour un fonctionnement efficace du moteur :

- La combustion doit être complète.
- La combustion doit se produire avec un minimum de perte de pression pour augmenter le rendement du moteur [17].
- La chambre de combustion doit être aussi petite et légère que possible pour gagner du poids et elle doit avoir un système de refroidissement fiable

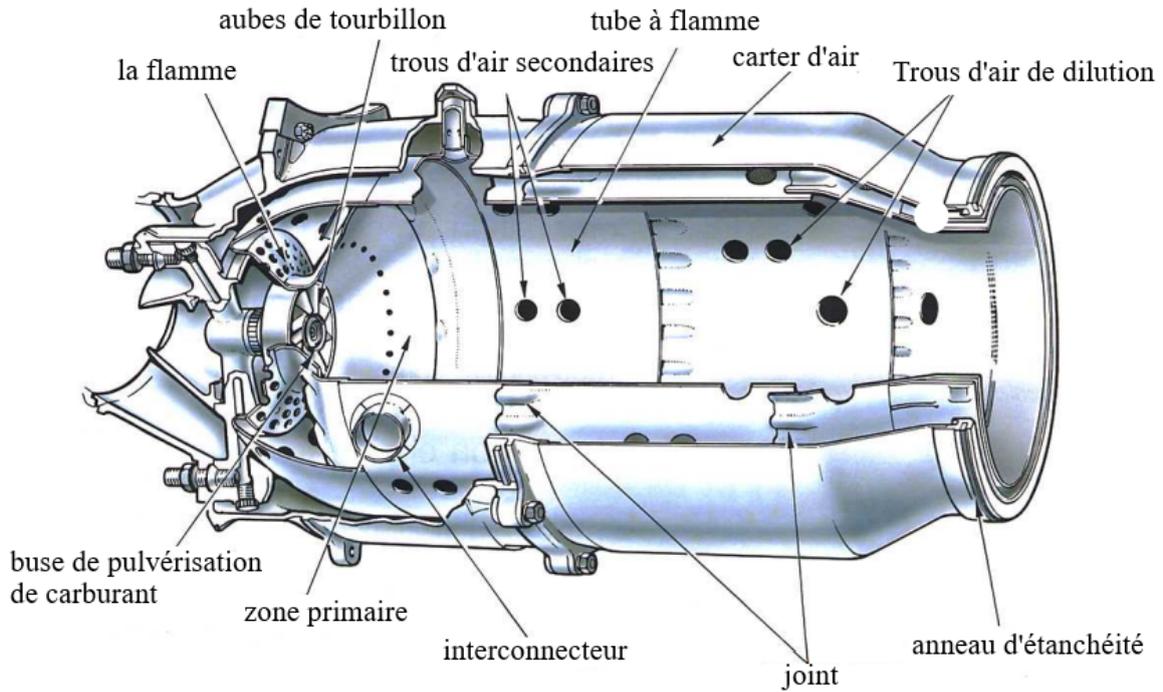


Figure I. 26 : chambre de combustion séparée d'un réacteur Rolls-Royce[6].

Il existe trois types de chambres de combustion illustrées dans la figure suivante

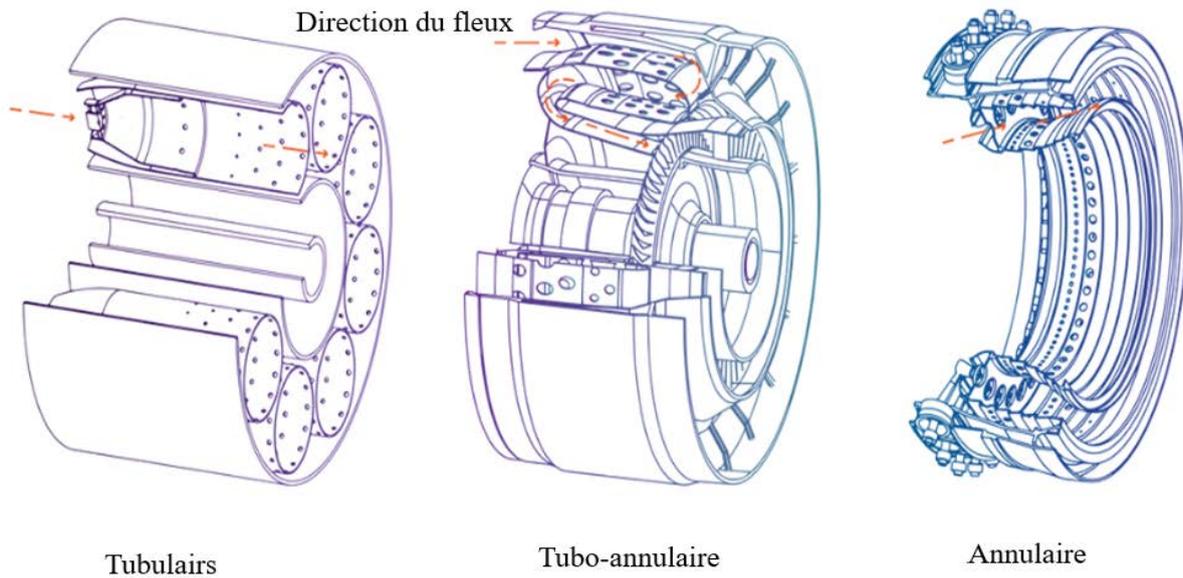


Figure I. 27 : types de chambre de combustion [21].

La majorité des Turbopropulseurs modernes contiennent une chambre de combustion annulaire

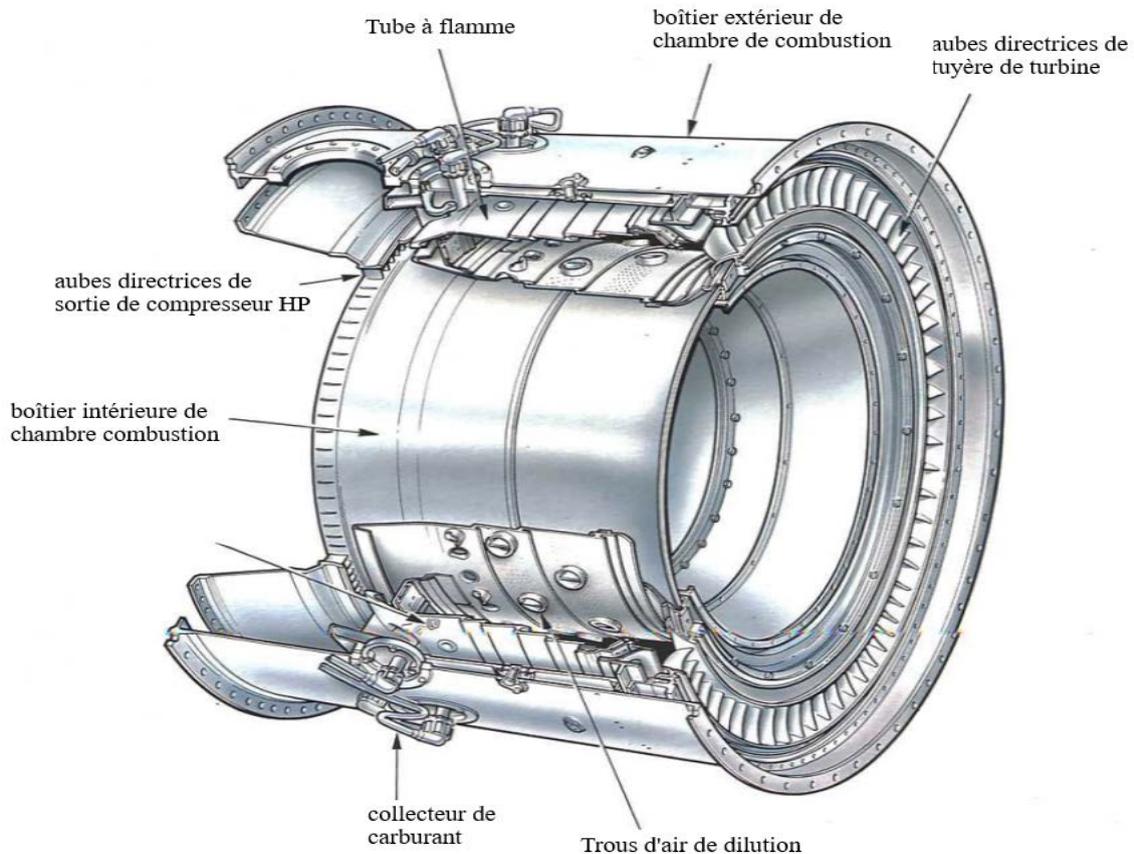


Figure I. 28 : chambre de combustion annulaire[6].

I.8.4 Turbine :

La fonction de la turbine est d'extraire l'énergie des gaz de combustion et de fournir de l'énergie pour entraîner le compresseur et les accessoires, l'ensemble turbine est constitué de deux éléments de base, le stator et le rotor, ainsi que le groupe compresseur.

Dans le cas d'un turbopropulseur, la section turbine doit extraire une très grande partie de l'énergie des gaz d'échappement pour entraîner l'hélice en plus du compresseur et des accessoires.

La plupart des Turbopropulseur ont deux turbines, une turbine de compresseur et une turbine de puissance. Cette dernière n'est pas reliée mécaniquement aux turbines qui entraînent les compresseurs, d'où le terme « libre » car il permet à l'hélice de tourner librement, indépendamment de la vitesse du compresseur.

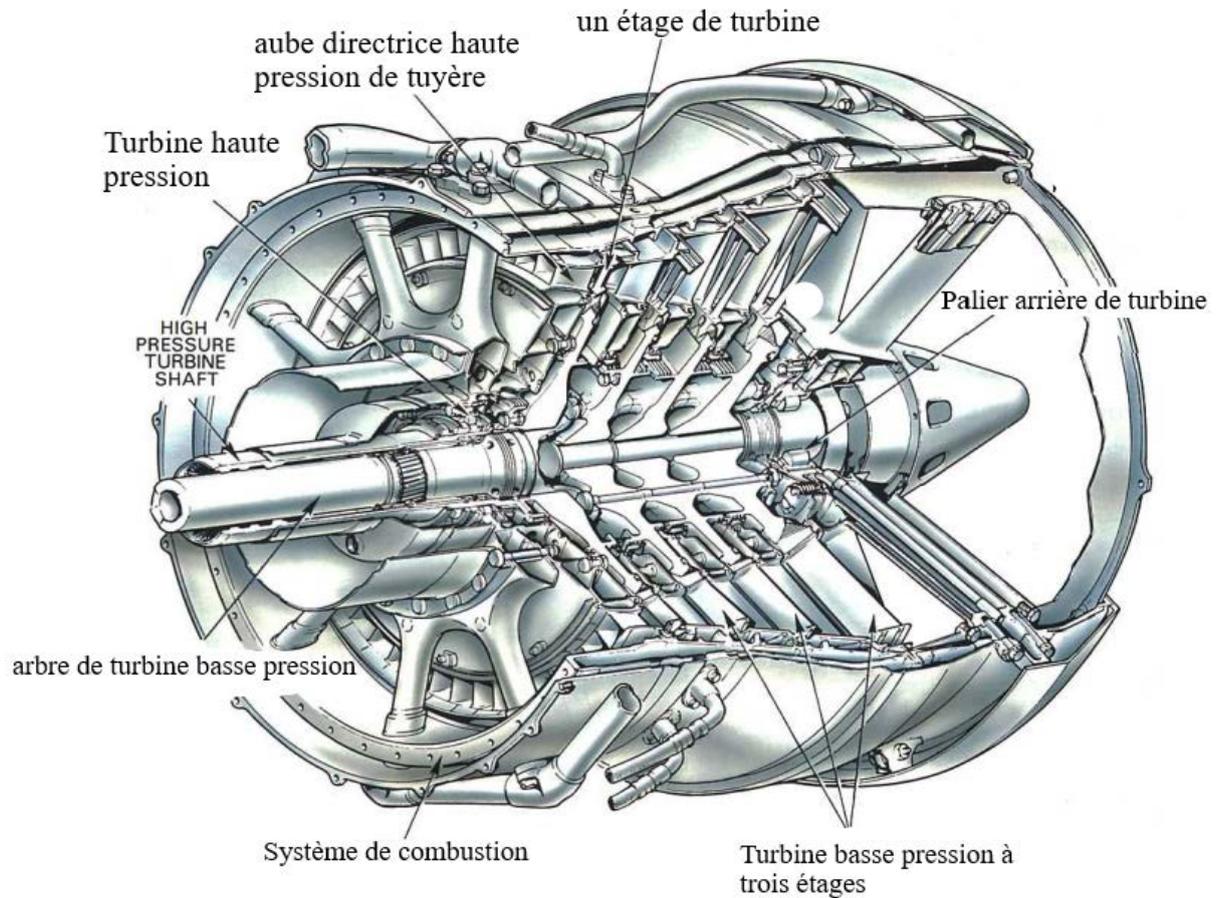


Figure I. 29 : Turbine[6]

I.8.5 Tuyère :

Dans la plupart des Turbopropulseurs la section d'échappement est située directement derrière la section de turbine et se termine lorsque les gaz sont éjectés à l'arrière sous la forme d'un gaz d'échappement à grande vitesse. il dirige les flux de gaz chauds vers l'arrière de façon à éviter les turbulences, et il transporte les gaz à une vitesse de sortie élevée.

Les tuyères d'échappement des turbopropulseurs fournissent de petites quantités de poussée, mais sont principalement utilisées pour évacuer les gaz d'échappement de l'aéronef.

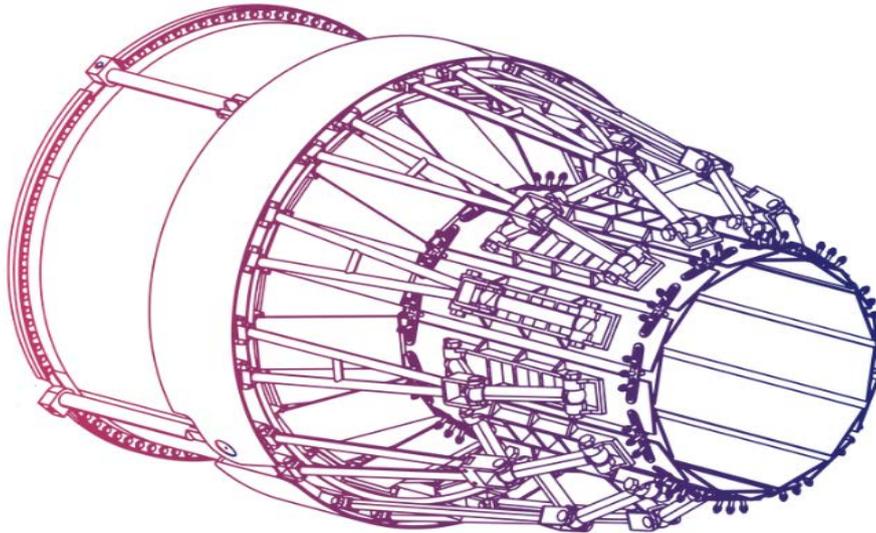


Figure I. 30 : Tuyère [27]

I.8.6 Réducteur :

Le réducteur convertit la vitesse de rotation élevée/faible couple en bas régime/couple élevé.

Les réducteurs sont aussi utilisés pour faire fonctionner certains systèmes de l'avion. Il est utilisé pour faire fonctionner les générateurs électriques, les unités de commande des hélices, les régulateurs de survitesse, et dans certains avions, il alimente également les pompes hydrauliques.

Si un réducteur n'est pas installé, l'hélice tournera à haut régime et le moteur consommera une très grande quantité de carburant, par conséquent, une boîte de vitesses de réduction de vitesse permet d'améliorer le rendement énergétique du moteur.

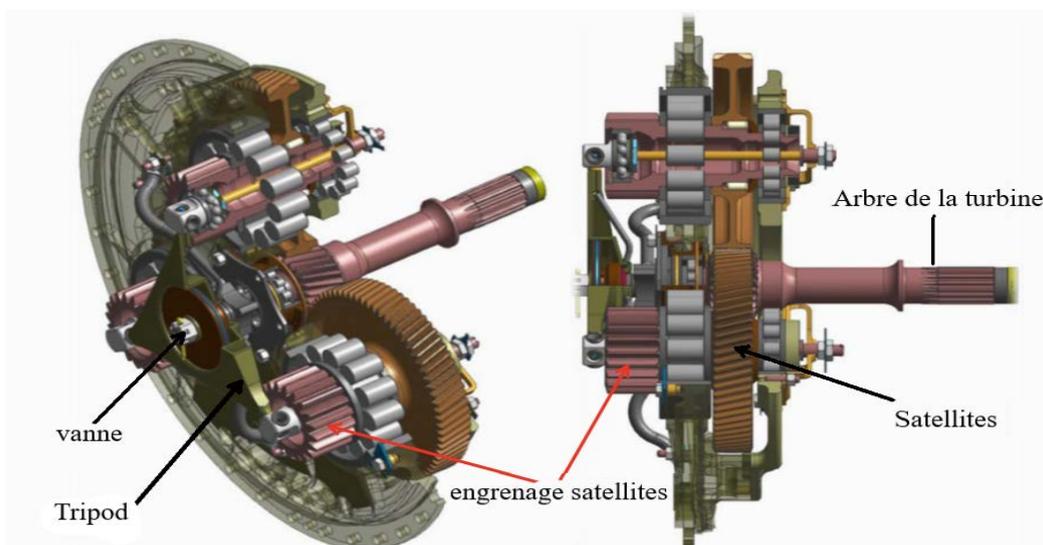


Figure I. 31 : réducteur du turbopropulseur [28]

I.8.7 Hélice :

Les hélices sont des profils aérodynamiques, de forme similaire aux ailes. Au lieu de produire une portance dans une direction verticale, les hélices produisent une portance dans une direction vers l'avant que nous appelons la poussée. C'est la partie la plus importante du turbopropulseur, il est lié à la boîte de vitesses, lorsque la turbine tourne, envoie une énergie de rotation au réducteur [29].

La boîte de vitesses ajuste la vitesse de rotation de l'hélice. Lorsque l'hélice est alimentée, elle génère une poussée en poussant l'air environnant vers l'arrière, en raison de cette poussée produite, l'avion avance, il est plus efficace et silencieux lorsqu'ils tournent à une vitesse juste en dessous de la vitesse supersonique, de plus, aucune hélice n'est capable de résister aux forces générées lorsqu'elle tourne à la même vitesse que la turbine.



Figure I. 32 : Hélice du turbopropulseur

I.9 Conclusion

Nous avons vu dans ce chapitre un bref historique du développement des turbopropulseurs ainsi que la classification et la composition de ces derniers, ainsi que la classification des moteurs à réaction et leur principe de fonctionnement.

Chapitre II

Etude descriptive d'un turbopropulseur

Chapitre II : Etude descriptive du turbopropulseur

II.1 Introduction :

Le turboréacteur a été conçu pour avoir des performances efficaces et supérieures à des vitesses et des altitudes élevées. Bien que ses performances initiales en montée et en décollage n'aient pas été exemplaires, L'utilisation de l'hélice améliorer de façon remarquable les performances initiales de montée et de décollage tout en assurant le fonctionnement du moteur reste simple. En général, le moteur à turbine combine les caractéristiques de performance du moteur à turbine à réaction et du moteur à hélice. Cela le rend compatible avec les restrictions environnementales, et les restrictions sur les avions bruyants.

Dans ce deuxième chapitre, nous discutons de la partie mathématique et thermodynamique des différentes variables influençant les performances du turbopropulseur.

II.2 Théorie de Rankine-Froude (1865) :

La théorie du disque actionneur remplace l'hélice par un disque "actionneur" plan infiniment mince, qui donne une certaine quantité de mouvement au fluide qui le traverse, produit ainsi une augmentation de la vitesse axiale et de la quantité de mouvement axiale (Fig. II.1). Cette théorie fournit une première idée concernant les performances d'une hélice (par exemple, l'efficacité) mais ne fournit pas les données de conception requises pour les pales de l'hélice.

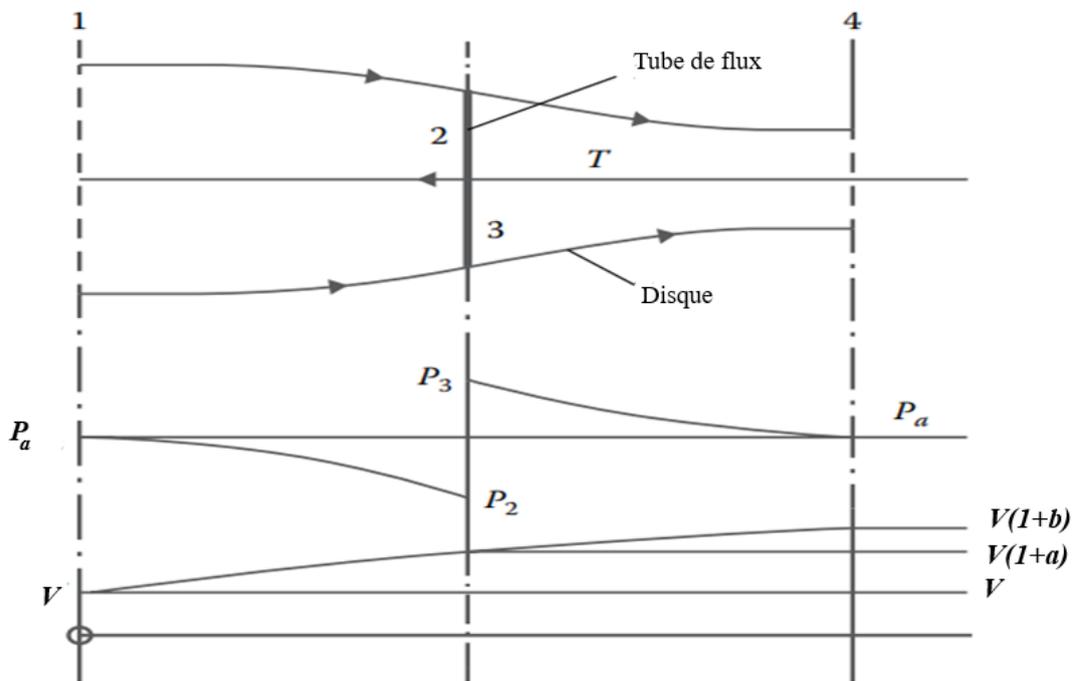


Figure II. 1 : Disque actionneur - Distribution de la pression et de la vitesse.

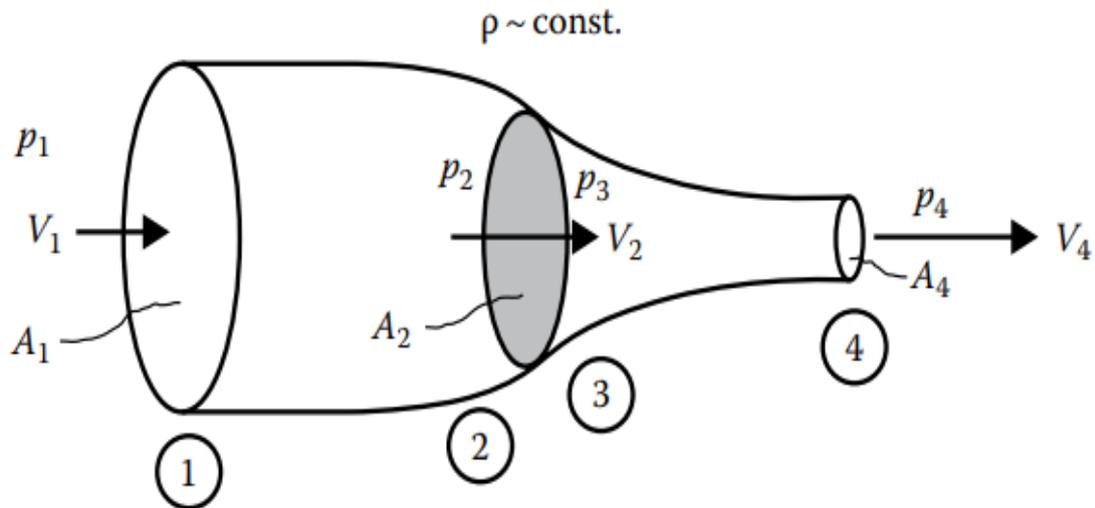


Figure II. 2: disque actionneur et sa distribution de pression et de vitesse.

Après application la deuxième loi du mouvement de Newton (le principe de la conservation de la quantité de mouvement) dans la direction de l'écoulement axial à la région de contrôle entre les stations 1 et 4 (fig. II.2). La poussée (F) est simplement le taux d'augmentation de la quantité de mouvement du flux d'air dans la direction aval

$$F = \dot{m}(V_4 - V_1) \tag{II. 1}$$

II.2.1 Schéma d'installation :

Un diagramme schématique d'un moteur à deux corps ayant une turbine de puissance libre ainsi que son diagramme température-entropie sont représentés sur les Fig. II.2 Et Fig. II. 2. Le corps basse pression est composé de l'hélice et de la turbine de puissance libre, tandis que le corps haut pression est composé du compresseur et de la turbine haute pression.

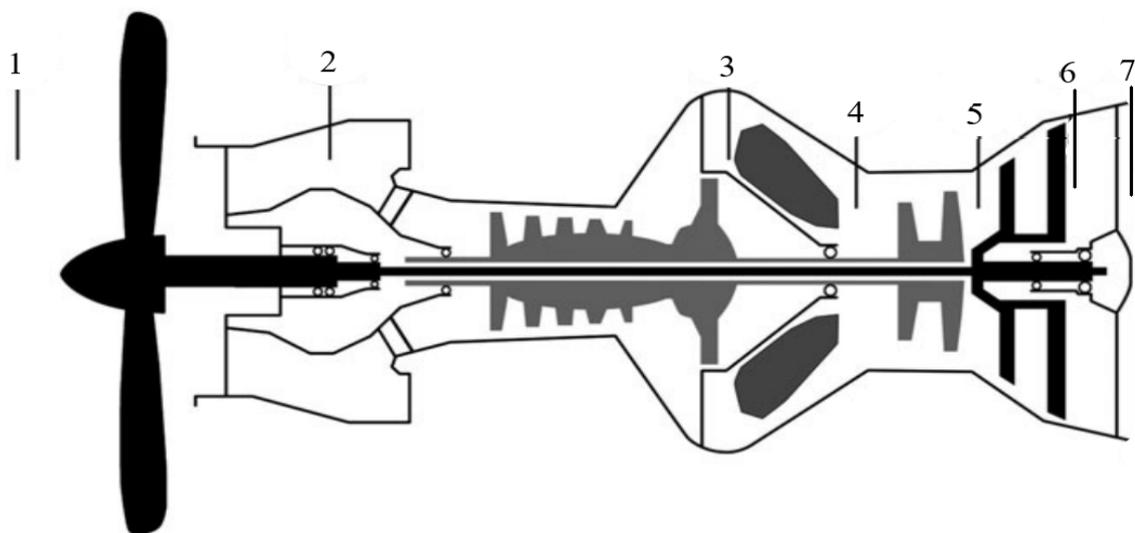


Figure II. 3: Schéma d'installation du turbopropulseur.

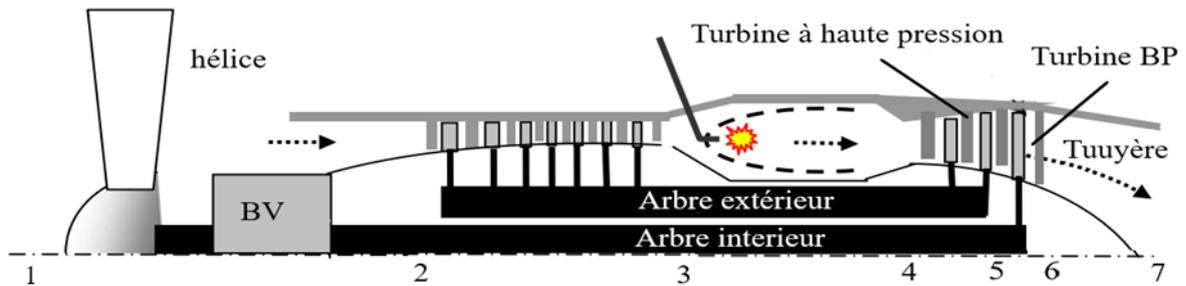


Figure II. 4 : Coupe longitudinale d'installation du turbopropulseur

II.2.2 Eléments principaux :

C : Compresseur centrifuge ou axial

Dans la plupart des cas, il est utilisé compresseur axial-centrifuge pour augmenter le taux de compression et le débit.

CC : la Chambre de combustion annulaire

Thp : la Turbine à haute pression

Tp : la Turbine de puissance

Tyr : Tuyère

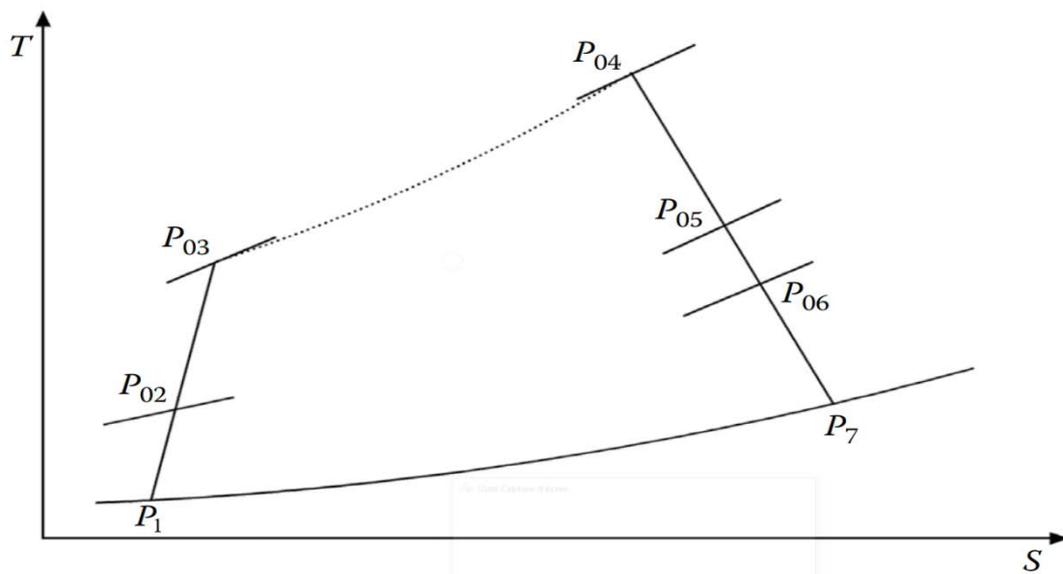


Figure II. 5: Diagramme température-entropie d'un turbopropulseur à double corps.

(1-2) : Admission de l'air : compression cinétique supposée isentropique

(2-3) : compression isentropique de l'air

(3-4) : combustion isobare

(4-5) : détente polytropicque TH

(5-6) : détente polytropique TP

(6-7) : détente polytropique Tuy

II.3 Thermodynamique du turbopropulseur :

II.3.1 Nombre de Mach :

$$M = \frac{v}{a} \tag{II. 2}$$

Si $M = 1$: on dit que l'écoulement est sonique.

Si $M > 1$: on dit que l'écoulement est super sonique.

Si $M < 1$: on dit que l'écoulement est subsonique.

II.3.2 Vitesse du son :

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \tag{II. 3}$$

L'entrée d'air au diffuseur (0-2) :

Le rôle du diffuseur est de réduire la vitesse de l'air et d'augmenter sa pression, afin d'avoir des conditions adéquates à l'entrée du compresseur même à des vitesses de vol élevées ($M > 0,6$).

Le point 1 est caractérisé par les conditions ambiantes extérieures : T_1, P_1 et M_0 . Comme aucun travail ni chaleur ne sont ajoutés/soustraits dans le diffuseur, l'enthalpie totale est conservée.

$$h_{01} = h_{02} \Rightarrow Cp \cdot T_{01} = Cp \cdot T_{02} \Rightarrow T_{01} = T_{02} \tag{II. 4}$$

Le débit d'entrée peut être considéré comme adiabatique, c'est-à-dire : $h_{02} = h_{01}$

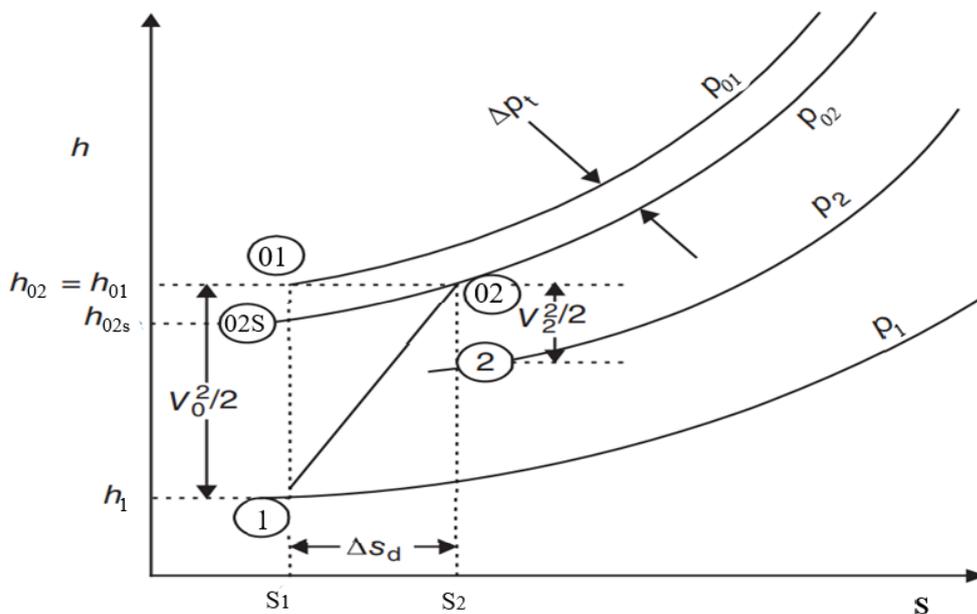


Figure II. 6: Diagramme (T-S) de diffuseur.

II.3.3 Rendement adiabatique du diffuseur :

On définit le rendement adiabatique du diffuseur par :

$$\eta_d \equiv \frac{h_{02s} - h_1}{h_{02} - h_1} = \frac{(V_2^2/2)_{ideal}}{V_1^2/2} \quad (II. 5)$$

La forme pratique de la définition ci-dessus est dérivée lorsque nous divisons le numérateur et le dénominateur par h_0 pour obtenir

$$\eta_d = \frac{\frac{h_{02s} - h_1}{h_1}}{\frac{h_{02} - h_1}{h_1}} = \frac{\frac{T_{02s} - T_1}{T_1}}{\frac{T_{02} - T_1}{T_1}} \quad (II. 6)$$

Nous avons :

$$\frac{T_{02s}}{T_1} = \left(\frac{P_{02}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (II. 7)$$

$$P_{02} = P_1 \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2\right)^{\gamma_c / \gamma_c - 1} \quad (II. 8)$$

$$T_{02} = T_1 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M^2\right) \quad (II. 9)$$

II.3.4 Rapport de pression :

$$\pi_d = \frac{P_{02}}{P_1} \quad (II. 10)$$

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{P_{02}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \quad (II. 11)$$

Devient alors :

$$\pi_d = \left(\frac{1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (II. 12)$$

Le flux d'entrée est toujours irréversible, c'est-à-dire $P_{02} < P_{01}$, avec la dissipation visqueuse dans la couche limite et dans un choc comme sources d'irréversibilité.

II.4 Compresseur (2-3) :

Le compresseur fonctionne pour augmenter la pression de l'air afin de fournir des conditions favorables à la combustion et à la détente des gaz chauds à travers la turbine.

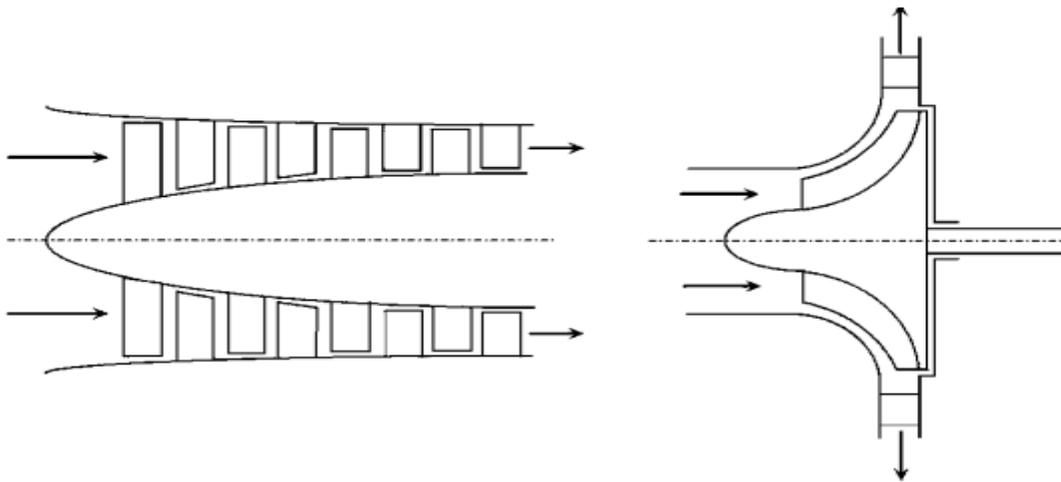


figure II. 7 : Schéma d'un compresseur axial-centrifuge.

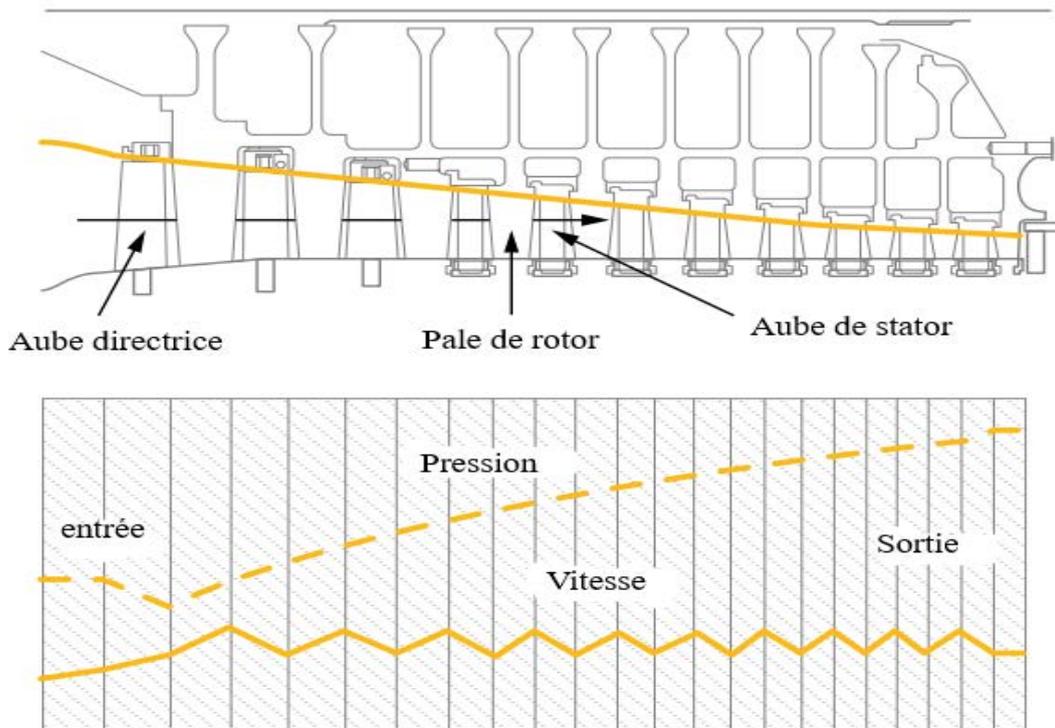


Figure II. 8 : Pression et vitesse dans un compresseur axial à plusieurs étages.

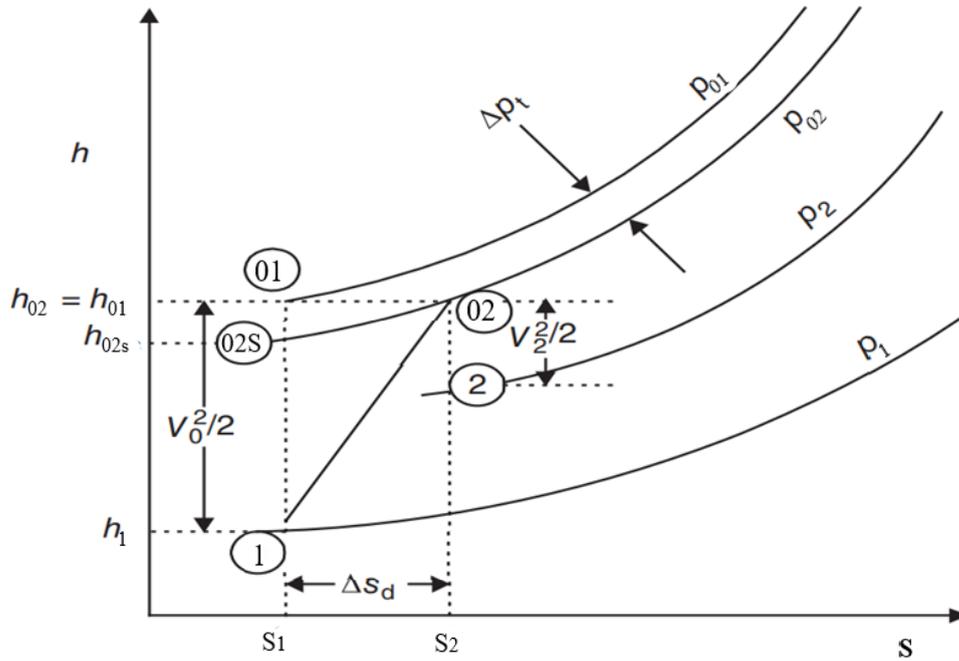


Figure II. 9: Diagramme (T-S) du compresseur.

II.4.1 Travail du compresseur :

$$\Delta h_c = Cp_c(T_{03} - T_{02}) \tag{II. 13}$$

II.4.2 Rendement isentropique du compresseur :

Le rendement adiabatique du compresseur est le rapport entre la puissance idéale requise et la puissance consommée par le compresseur, c'est-à-dire

$$\eta_{is,c} = \frac{w_{c,is}}{w_c} = \frac{T_{03is} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} = \frac{\left(\frac{T_{03,is}}{T_{02}} - 1\right)}{\left(\frac{T_{03}}{T_{02}} - 1\right)} = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau_c - 1} \tag{II. 14}$$

Où :

$$\frac{T_{03,is}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow \tau_{cis} = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{II. 15}$$

τ_{cis} est le rapport de température totale dans le cas isentropique et π_c le rapport de pression du compresseur.

II.4.3 Pression en sortie du compresseur :

$$P_{03} = (P_{02})(\pi_c) \tag{II. 16}$$

II.4.4 Température en sortie du compresseur :

$$T_{03} = T_{02} \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \right) \tag{II. 17}$$

II.4.5 Puissance à l'arbre requise au niveau de l'accouplement du compresseur est :

$$\dot{\varphi}_c = \dot{m}_0 c_p (T_{03} - T_{02}) \quad (II. 18)$$

$$\dot{\varphi}_c = \dot{m}_0 c_p \frac{T_{01}}{\eta_{tt}} \left(p_{01}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (II. 19)$$

η_{tt} : Rendement adiabatique total à total

II.5 Chambre de combustion (34) :

Dans la chambre de combustion, l'air est mélangé au combustible et il s'ensuit une réaction chimique exothermique. Dans ce cas, la pression totale reste conservée. Dans la chambre de combustion, en raison du frottement des parois, du mélange turbulent et de la réaction chimique à un nombre de Mach fini, la pression totale chute, c'est-à-dire :

$$\pi_{cc} = \frac{p_{04}}{p_{03}} < 1 \text{ "combustion réelle"} \quad (II. 20)$$

$$\pi_{cc} = 1 \text{ "chambre de combustion idéale"} \quad (II. 21)$$

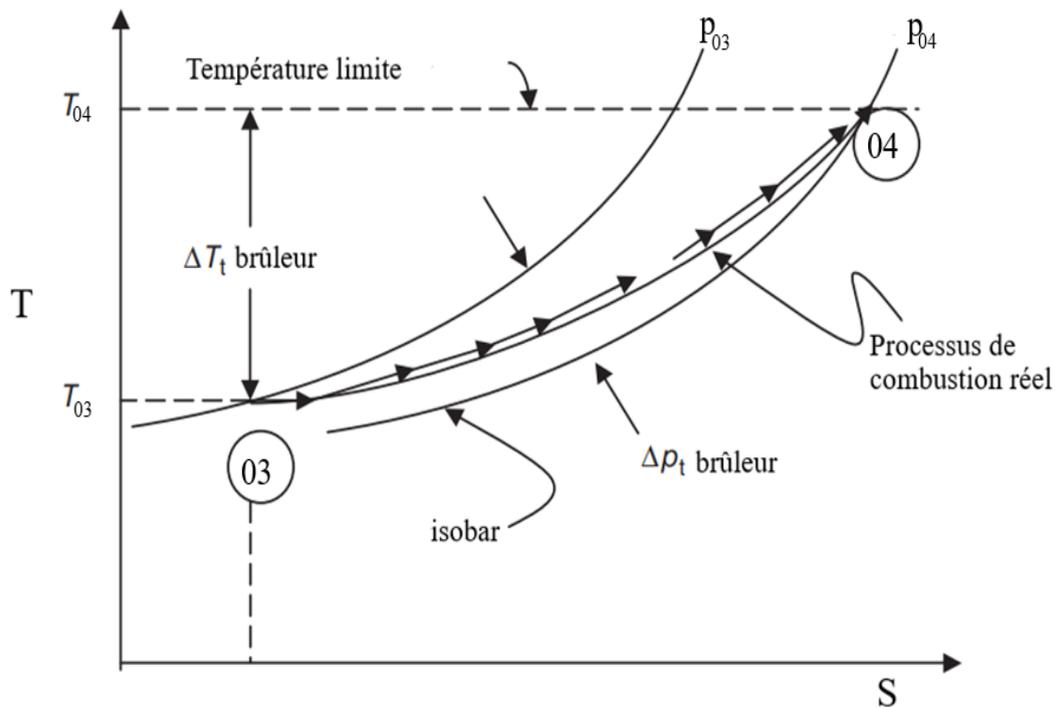


Figure II. 10 : Diagramme (T-S) du Chambre de combustion .

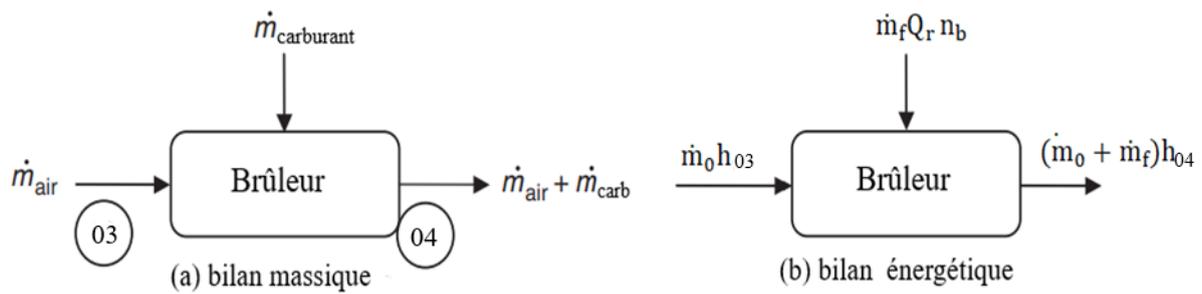


Figure II. 11: Schéma fonctionnel d'un brûleur avec bilan massique et énergétique.

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_0 + \dot{m}_C = \dot{m}_0(1 + f) \tag{II. 22}$$

f Est le rapport carburant-air : $f \equiv \frac{\dot{m}_C}{\dot{m}_0}$

$$\dot{m}_0 h_{03} + \dot{m}_C P_{ci} \eta_{cc} = (\dot{m}_0 + \dot{m}_C) h_{04} = \dot{m}_0(1 + f) h_{04} \tag{II. 23}$$

II.5.1 Rendement thermique de chambre de combustion :

Dans une chambre de combustion réelle, principalement en raison des limitations de volume, l'intégralité du QR ne peut pas être réalisée. La fraction qui peut être réalisée est appelée efficacité du brûleur et reçoit le symbole η_{cc} :

$$\eta_{cc} = \frac{\text{puissance réelle produite}}{\text{puissance calorifique}}$$

Les pertes par frottement sur les parois et le mélange turbulent sont identifiés comme les sources d'irréversibilité, c'est-à-dire de pertes, dans un Brûleur

Donc :

$$h_{03} + f \cdot P_{ci} \eta_{cc} = (1 + f) h_{04} \tag{II. 24}$$

On exprimer le paramètre f comme

$$f = \frac{h_{04} - h_{03}}{P_{ci} \eta_{cc} - h_{04}} \tag{II. 25}$$

$$f = \frac{C_{Pcc} T_{04} - C_{Pc} T_{03}}{\eta_{cc} P_{ci} - C_{Pcc} T_{04}} \tag{II. 26}$$

$Qr = Pci$: c'est le pouvoir calorifique inférieur du fuel

II.5.2 Rapport carburant-air en termes de τ_r, c et τ_λ :

$$f = \frac{\frac{h_{04}}{h_1} - \frac{h_{03}}{h_1}}{\frac{P_{ci} \eta_{cc}}{h_1} - \frac{h_{04}}{h_1}} = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\frac{P_{ci} \eta_{cc}}{h_1} - \tau_\lambda} \tag{II. 27}$$

Où nous reconnaissons les rapports suivant comme :

$$\tau_r = \frac{T_{01}}{T_1}, \tau_c = \frac{T_{03}}{T_{02}}, \text{ Et } \tau_\lambda \text{ comme paramètre limite thermique du cycle } \tau_\lambda = \frac{T_{04}}{T_1}$$

Le rapport air/combustible f et la température de sortie du brûleur T_{04} sont les paramètres de commande de poussée/conception du moteur.

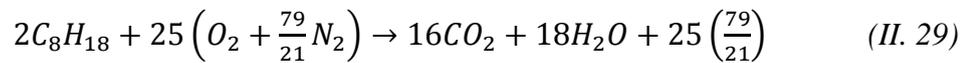
II.5.3 Dosage (rapport de mélange d_{th}) :

C'est le rapport de la masse carburant/air l'un des paramètres les plus important dans la combustion.

$$d_{th} = \frac{m_c}{m_0} \quad (II. 28)$$

II.5.4 Réaction chimique stœchiométrique :

Dans les turbopropulseurs nous utilisons le kérosène comme combustible de la formule chimique C_8H_{18} .



II.5.5 Richesse :

C'est le rapport entre le dosage théorique et le dosage réel :

Si $r > 1$: mélange riche.

Si $r = 1$: mélange stœchiométrique.

Si $r < 1$: mélange pauvre.

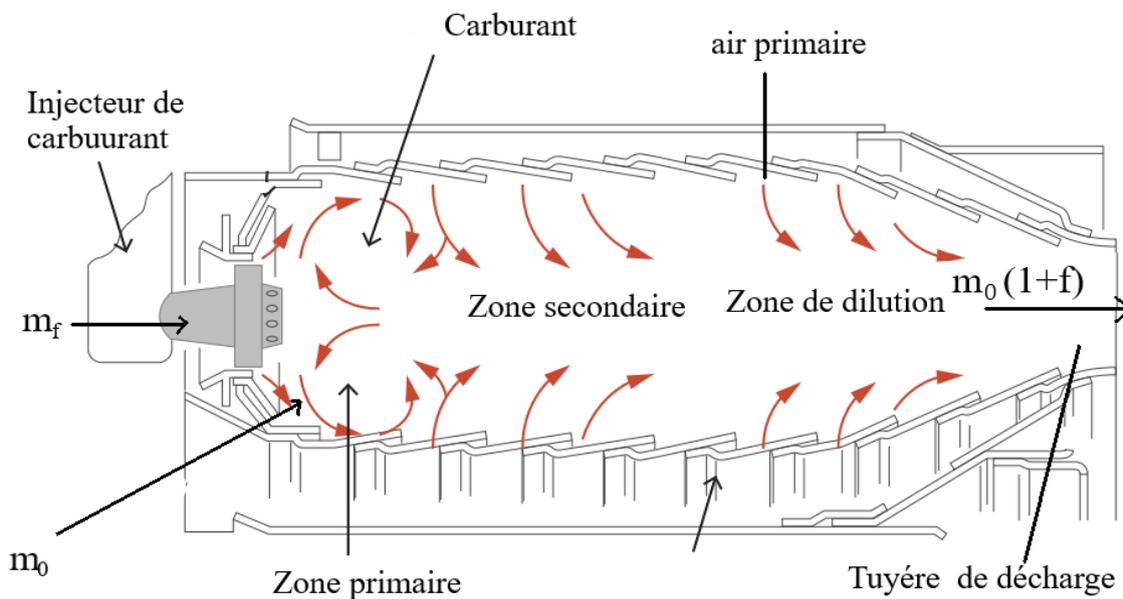


Figure II. 12: Coupe longitudinale d'une chambre de combustion

II.6 Turbine :

Les gaz à haute pression et température sortant de la chambre de combustion sont dirigés vers

la turbine, ce qui permet une récupération d'énergie pour fournir du travail pour le compresseur et d'autres accessoires.

Dans cette partie, nous allons étudier deux types de turbine (Turbine à haute pression et Turbine de puissance)

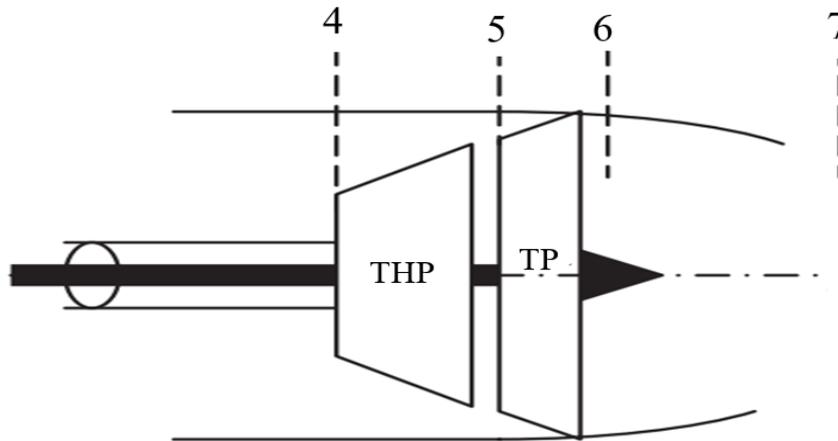


figure II. 13 : Turbine à haute pression et Turbine de puissance (libre)

II.7.1 Rendement isentropique de la turbine :

$$\eta_{is,t} = \frac{\text{travail réel de la turbine pour } \pi_t \text{ donné}}{\text{travail isentropique de la turbine pour } \pi_t \text{ donné}}$$

II.7.2 Turbine à haute pression (4-----5) :

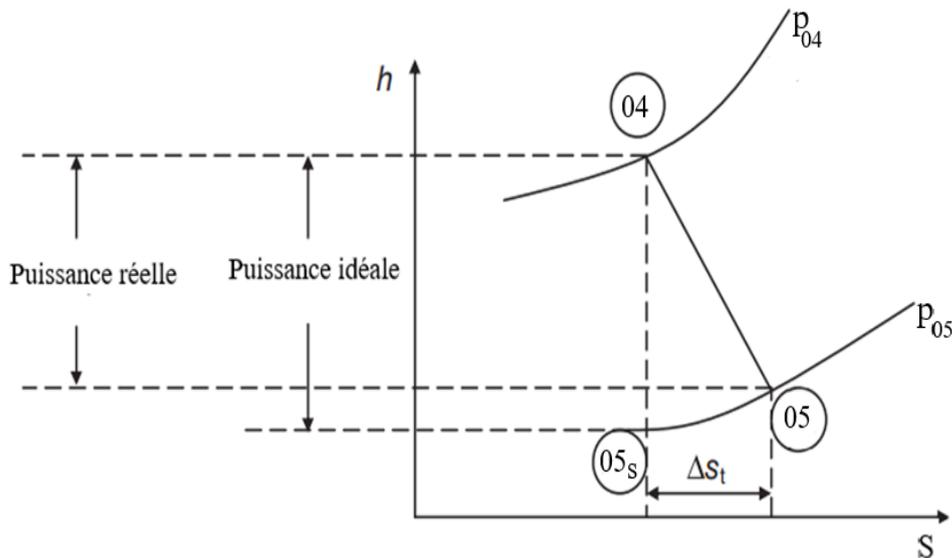


Figure II. 14 : Diagramme (T-S) du Turbine à haute pression

II.7.3 Bilan énergétique entre le compresseur et la turbine haute pression :

$$\frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} = \eta_{mt} \Delta h_t \tag{II. 30}$$

II.7.4 Rendement isentropique de la turbine à haute pression :

$$\eta_{thp} \equiv \frac{h_{04} - h_{05}}{h_{04} - h_{05s}} = \frac{\Delta h_{t, \text{réel}}}{\Delta h_{t, \text{isentropique}}} \quad (II. 31)$$

II.7.5 Travail de la turbine à haute pression :

Le travail développé par la turbine à haute pression par unité de masse induite dans le moteur est :

$$\Delta h_{thp} = C p_t (T_{04} - T_{05})(1 + f) \quad (II. 32)$$

II.7.6 Puissance de la turbine à haute pression :

$$\dot{\mathcal{Q}}_{thp} = \dot{m}_0 (1 + f)(h_{04} - h_{05}) \quad (II. 33)$$

$$\dot{\mathcal{Q}}_{thp} = \frac{\dot{\mathcal{Q}}_c}{\eta_{mthp}} \quad (II. 34)$$

II.7.7 Rendement η_{thp} En fonction de τ_{thp} Et π_{thp} :

$$\eta_{thp} = \frac{1 - \tau_{thp}}{1 - \pi_{thp}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (II. 35)$$

$$\tau_{thp} \equiv T_{05}/T_{04} \quad (II. 36)$$

$$\pi_{thp} \equiv p_{05}/p_{04} \quad (II. 37)$$

$$\frac{p_{04}}{p_{05}} = \left(\frac{T_{04}}{T_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1)e_{thp}}} \quad (II. 38)$$

e_{thp} Et l'efficacité polytropique de la turbine HP

$$\dot{\mathcal{Q}}_c = \eta_{mthp} \dot{\mathcal{Q}}_{thp} \quad (II. 39)$$

Où η_{mthp} est le rendement mécanique

Donc :

$$\eta_{mthp} \dot{m}_0 (1 + f)(h_{04} - h_{05}) = \dot{m}_0 (h_{03} - h_{02}) \quad (II. 40)$$

$$C p_c (T_{03} - T_{02}) = \eta_{mthp} (1 + f) C p_t (T_{04} - T_{05}) \quad (II. 41)$$

II.7 Turbine de puissance (libre) et tuyère (5-7)

Il est utile de mettre la turbine de puissance et la tuyère, car les deux sont responsables de la production de poussée, La turbine de puissance n'est pas reliée mécaniquement aux turbines qui entraînent les compresseurs, d'où le terme « libre » car il permet à l'hélice de tourner librement, indépendamment de la vitesse du compresseur.

Nous utiliserons ce diagramme (T-S) pour définir les rendements des composants ainsi que le choix de partage de puissance.

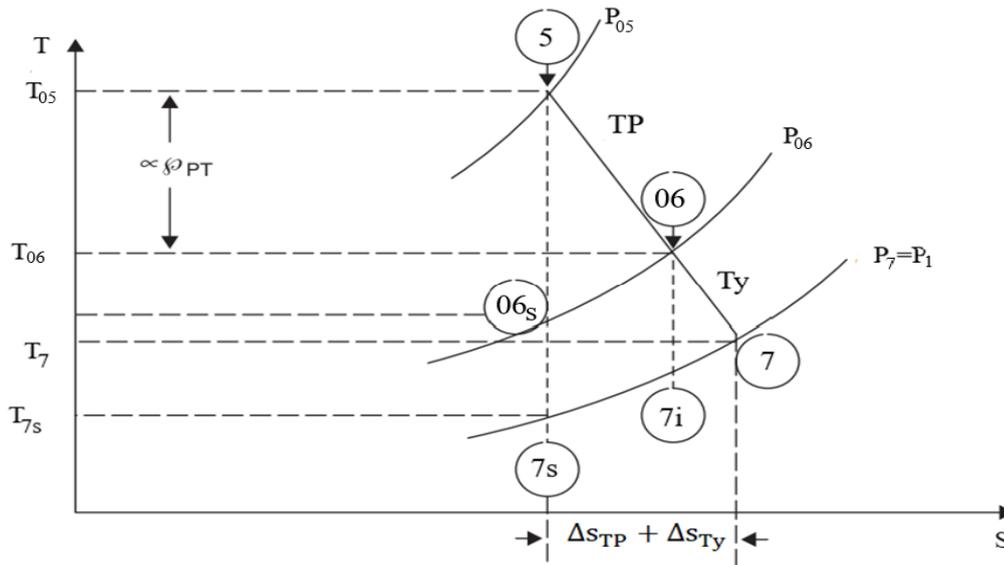


Figure II. 15 : Diagramme (T-S) du Turbine de la puissance

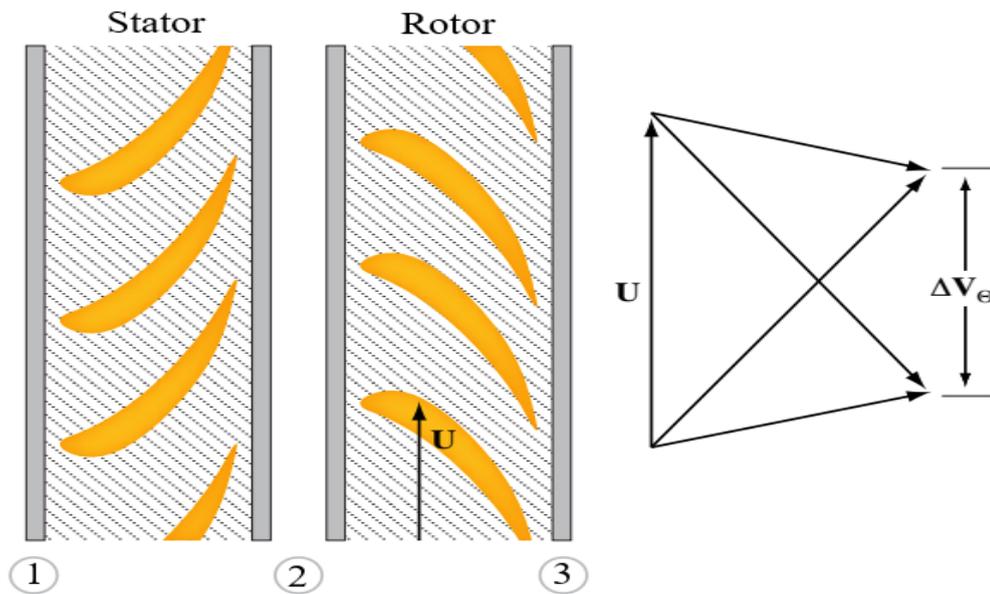


Figure II. 16 : Performances de turbine à flux axial

Le rôle de la turbine de puissance est de fournir la puissance nécessaire à l'hélice, qui fournit la majorité de la poussée.

Afin de calculer les propriétés du gaz à la sortie de la turbine et le débit massique d'air, la valeur de la puissance propulsive totale est imposée. La puissance propulsive totale est définie comme la somme des puissances propulsives du jet et de l'hélice :

$$\phi_{total} = \phi_{hélice} + \phi_{tuyère} \tag{II. 42}$$

II.7.1 Rendement isentropique de la turbine de puissance libre :

$$\eta_{tp} \equiv \frac{h_{05} - h_{06}}{h_{05} - h_{06s}} = \frac{\Delta h_{t, réel}}{\Delta h_{t, Isentropique}} \tag{II. 43}$$

Le travail de la turbine de puissance libre :

Le travail développé par la turbine de puissance libre par unité de masse induite dans le moteur est :

$$\Delta h_{tp} = Cp_t(T_{05} - T_{06})(1 + f) \quad (II. 44)$$

II.7.2 La puissance de la turbine libre :

$$\wp_{tp} = \dot{m}_0(1 + f)(h_{05} - h_{06}) \quad (II. 45)$$

$$\eta_{tp} = \frac{h_{05}(1 - \tau_{tp})}{h_{05} \left[1 - \pi_{tp}^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \right]} = \frac{1 - \tau_{tp}}{1 - \pi_{tp}^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}} \quad (II. 46)$$

$$\pi_{tp} = \tau_{tp}^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) e_{tp}}} \quad (II. 47)$$

II.8 Tuyère

II.8.1 Le rendement isentropique de la tuyère :

$$\eta_{ty} \equiv \frac{h_{06} - h_7}{h_{06s} - h_{7s}} \quad (II. 48)$$

En supposant qu'une expansion complète à la pression ambiante est supposée dans la tuyère $P_9 = P_0$, est calculé comme :

$$\Delta h = Cp_t T_{05} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right] \quad (II. 49)$$

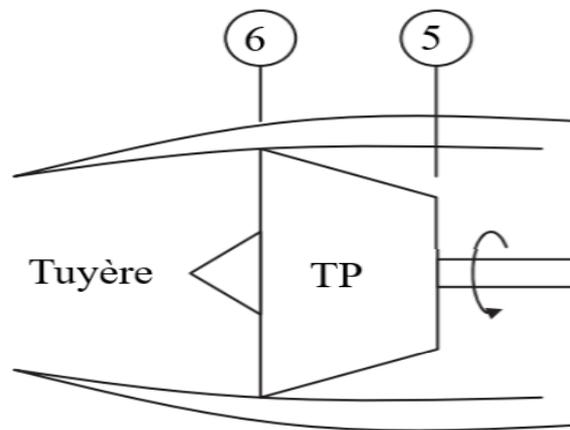


Figure II. 17 : Expansion dans la turbine et la tuyère.

II.8.2 La puissance idéale totale disponible par unité de débit massique :

$$\frac{\wp}{\dot{m}_0(1+f)} = h_{05} - h_{7s} \quad (II. 50)$$

$$\wp_{total} / \dot{m}_0 = h_{05} \left[1 - \left(\frac{p_7}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right] \quad (II. 51)$$

Supposons maintenant que la puissance partagée entre la turbine libre et la tuyère est, disons,

α Et $(1 - \alpha)$, respectivement, comme le montre la fig. II.17

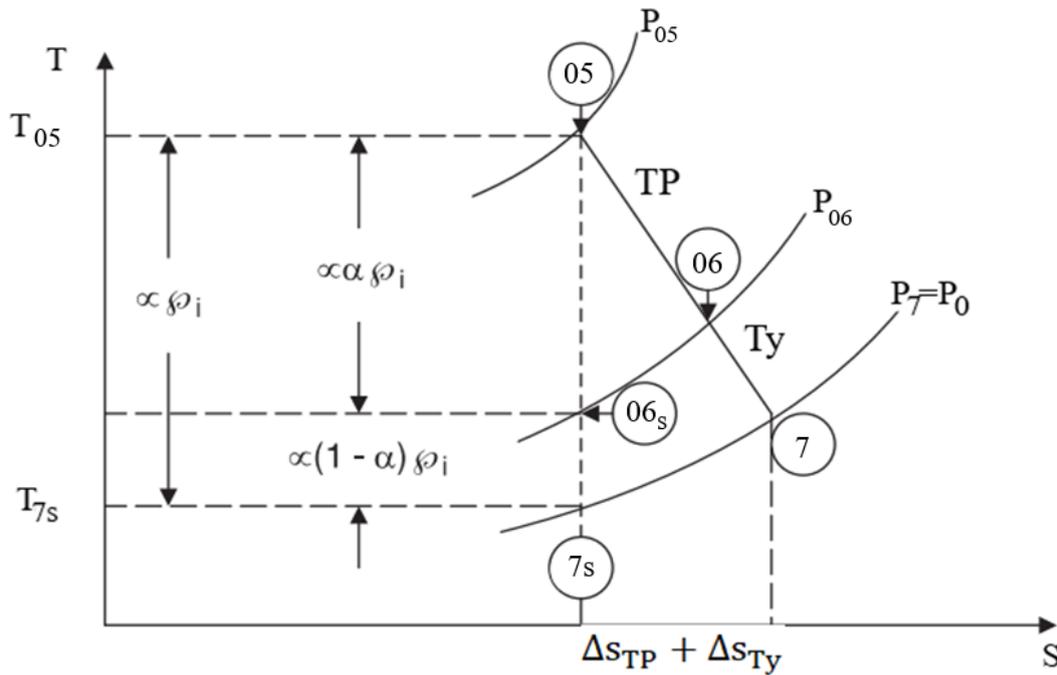


Figure II. 18: le partage de puissance α dans un turbopropulseur

II.8.3 Puissance partagée :

On peut définir le partage de puissance comme :

$$\alpha = \frac{h_{05} - h_{06s}}{h_{05} - h_{7s}} \tag{II. 52}$$

$$\alpha = \frac{\dot{\varphi}_{tp} / \dot{m}_7}{\dot{\varphi}_{total} / \dot{m}_7} \tag{II. 53}$$

II.8.4 Puissance de la turbine libre en fonction de α :

$$\dot{\varphi}_{tp} = \dot{m}_7 \eta_{tp} \cdot \alpha \cdot h_{05} \left[1 - \left(\frac{p_7}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right] \tag{II. 54}$$

Où $\dot{m}_7 = \dot{m}_0(1 + f)$

II.8.5 Vitesse d'éjection de la tuyère :

En raison de la détente supplémentaire dans le système de turbine, l'énergie résiduelle dans le jet d'échappement est faible.

$$V_7^2 / 2 \cong (h_{06} - h_7) = \eta_{ty} (1 - \alpha) \dot{\varphi}_{total} / \dot{m}_7 \tag{II. 55}$$

La vitesse d'échappement est liée par le paramètre de partage de puissance α et la puissance idéale totale disponible après le générateur de gaz

$$V_7 \approx \sqrt{2(1 - \alpha)\eta_{ty}h_{05} \left[1 - \left(\frac{p_7}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right]} \quad (II.56)$$

II.9 Performances du turbopropulseur

II.9.1 Poussée totale :

L'hélice et le noyau du moteur contribuent tous deux à la production de poussée.

$$F_{total} = F_{hélice} + F_{tuyère} \quad (II.57)$$

II.9.2 Poussée de la tuyère :

$$F_{tuyère} \cong (\dot{m}_0 + \dot{m}_c)V_7 - \dot{m}_0V_1 \quad (II.58)$$

II.9.3 Poussée de l'hélice :

$$F_{hélice} \cdot V_1 = \eta_{hélice} \cdot \eta_{bv} \cdot \eta_{mtp} \cdot \wp_{tp} \quad (II.59)$$

$$F_{hélice} \cdot V_1 = \eta_{hélice} \cdot \eta_{bv} (\wp_{tp})_{bv} \quad (II.60)$$

$$F_{hélice} \cdot V_1 = \dot{m}_0(1 + f) [\alpha \eta_{tp} \eta_{mtp} \eta_{bv} \eta_{hélice}] h_{05} \left[1 - \left(\frac{p_7}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right] \quad (II.61)$$

Où η_{mtp} est le rendement mécanique de turbine libre.

II.9.4 Rendement de la boîte de vitesses η_{bv} :

$$\eta_{bv} = \wp_{hélice} / (\wp_{tp})_{bv} \quad (II.62)$$

$\wp_{hélice}$: La puissance fournie à l'hélice.

$(\wp_{tp})_{bv}$: La puissance à l'arbre fournie par la turbine de puissance à la boîte de vitesses.

II.9.5 Rendement de l'hélice :

$$\eta_{hélice} \equiv F_{hélice} \cdot V_1 / \wp_{hélice} \quad (II.63)$$

II.9.6 Consommation spécifique de combustible à la puissance :

$$Csp \equiv \frac{\dot{m}_f}{\wp_{hélice} + \wp_{tuyère}} = \frac{f}{\left(\frac{\wp_{hélice}}{\dot{m}_0} + \frac{\wp_{tuyère}}{\dot{m}_0} \right)} \quad (II.64)$$

II.9.7 Puissance propulsive de l'hélice :

$$\wp_{hélice} = \eta_{bv} \eta_{mtp} \wp_{tp} \quad (II.65)$$

$$\wp_{hélice} = \dot{m}_7 \eta_{bv} \eta_{mtp} \eta_{tp} \cdot \alpha \cdot h_{t5} \left[1 - \left(\frac{p_7}{p_{t5}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right] \quad (II.66)$$

II.9.8 Puissance propulsive du tuyère :

$$\wp_{tuyère} = \frac{\dot{m}_0}{2} [(1 + f)V_7^2 - V_1^2] \quad (II.67)$$

II.9.9 Consommation spécifique de combustible :

La consommation spécifique de carburant par unité de poussée est calculée comme suit :

$$C_s \equiv \dot{m}_f / (F_{hélice} + F_{tuyère}) \quad (II. 68)$$

II.9.10 Consommation massique horaire :

La consommation horaire de combustible.

$$C_h = \dot{m}_c \cdot 3600 \quad (II. 69)$$

\dot{m}_f Correspond au débit massique de carburant (en kg/s)

II.9.11 Rendement thermique du turbopropulseur :

$$\eta_{th} \equiv \frac{\varphi_{hélice} + \varphi_{tuyère}}{\dot{m}_c \cdot P_{ci}} = \frac{\left(\frac{\varphi_{hélice}}{\dot{m}_0} + \frac{\delta_{jet}}{\dot{m}_0} \right)}{f \cdot P_{ci}} \quad (II. 70)$$

II.9.12 Rendement de propulsion :

Le rendement de propulsion d'un turbopropulseur est défini comme la fraction de puissance mécanique qui est convertie en puissance de poussée totale (c'est-à-dire la somme de la poussée de l'hélice et de la tuyère du moteur) :

$$\eta_{pr} \equiv \frac{F_{total} \cdot V_1}{\varphi_{hélice} + \varphi_{tuyère}} \quad (II. 71)$$

II.9.13 Rendement global :

$$\eta_{global} = \eta_{th} \cdot \eta_{pr} \quad (II. 72)$$

II.9.14 Partage optimal de la puissance :

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{\eta_n}{(\eta_{tp} \eta_{mtp} \eta_{bv} \eta_{hélice})^2} \cdot \frac{\gamma_c - 1}{2} \frac{M_0^2}{\tau_{thp} \tau_\lambda \left[1 - \left(\frac{p_7/p_1}{\pi_r \pi_{df} \pi_c \pi_{cc} \pi_{thp}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right]} \quad (II. 73)$$

où η_{tp} est le rendement isentropique de la turbine de puissance, $Et : \pi_r = \frac{P_{t1}}{P_1}$

Si tous les rendements étaient de 100 % et la tuyère d'échappement est complètement dilatée, c'est-à-dire $P_1 = P_7$

$$\alpha_{opt} (idéal) = 1 - \frac{\frac{\gamma_c - 1}{1} M_0^2}{\tau_{thp} \tau_\lambda - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c}} \quad (II. 74)$$

où $\tau_\lambda = \frac{h_{t4}}{h_{t1}}$

II.10 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons vu les composants du turbopropulseur, nous avons discuté de la thermodynamique de chaque composant, et nous avons expliqué le processus théorique de Chaque composant.

Chapitre III

Etude thermodynamique d'un
turbopropulseur.

Influence du partage de puissance

Chapitre III : Etude Thermodynamique du turbopropulseur

III.1 Introduction :

Après une étude descriptive du turbopropulseur ainsi que la présentation de toutes les équations permettant de suivre l'évolution thermodynamique des gaz à travers les différentes stations, nous étudierons l'effet du nombre de Mach de vol M_0 , ainsi que l'effet du taux de pression du compresseur à différentes températures de sortie de la chambre de combustion sur la consommation spécifique de carburant, la poussée de l'hélice et le rendement de propulsion, ainsi que le rendement global, ce qui aide à déterminer les conditions optimales du fonctionnement du moteur.

Immédiatement après, l'influence du partage de puissance entre l'hélice et la tuyère à différentes vitesses de vol sur la performance du moteur est examinée à un débit d'air, un rapport de compression du compresseur et des rendements des composants internes donnés. A la fin de cette étude, on verra l'effet de la vitesse de vol (nombre de Mach) sur le partage de puissance, et ce dans l'objectif de déterminer la valeur du partage de puissance optimal qui permettra au moteur de fonctionner le plus efficacement.

Dans cette étude, le programme EES (Engineering Equation Solver) a été utilisé pour mener une étude thermodynamique des performances d'un turbopropulseur. Le modèle détaillé au chapitre précédent est transcrit sous environnement EES avec l'exploitation des bases des propriétés thermophysiques de l'air. Les résultats de cette étude paramétrique sont présentés en utilisant le package Origin Pro pour la représentation des évolutions.

III.2 Description du logiciel EES :

Les calculs des paramètres thermodynamiques internes du turbopropulseur, ainsi que les études paramétriques ont été menées sous l'environnement du logiciel « EES ».

EES (prononcé EASE, littéralement facilité) est l'abréviation de Engineering Equation Solver ou Solveur d'équations pour l'ingénierie. EES est un programme général de résolution d'équations capable de résoudre des centaines d'équations algébriques et différentielles non linéaires. EES a des fonctions intégrées pour les propriétés thermodynamiques et de transport de nombreuses substances et permet d'ajouter facilement des fonctions utilisateur (*UDF, User Defined Functions*). EES permet à l'utilisateur d'insérer des fonctions suivant plusieurs méthodes.

III.3 Description du moteur à étudier :

Le moteur que nous allons étudier est un turbopropulseur double corps à compresseur axial-centrifuge avec deux turbines (haute et basse pression (libre)).

III.3.1 Décomposition du turbopropulseur :

Le turbopropulseur a été décomposé en six parties distinctes et interconnectées pour faciliter la modélisation :

- La traversée de l'hélice et du diffuseur entre les états 1 et 2
- La compression dans le compresseur entre les états 2 et 3
- La combustion entre les états 3 et 4
- La détente la turbine HP entre les états 4 et 5
- La détente dans la turbine BP entre les états 5 et 6
- L'expansion des gaz dans la tuyère entre les états 6 et 7

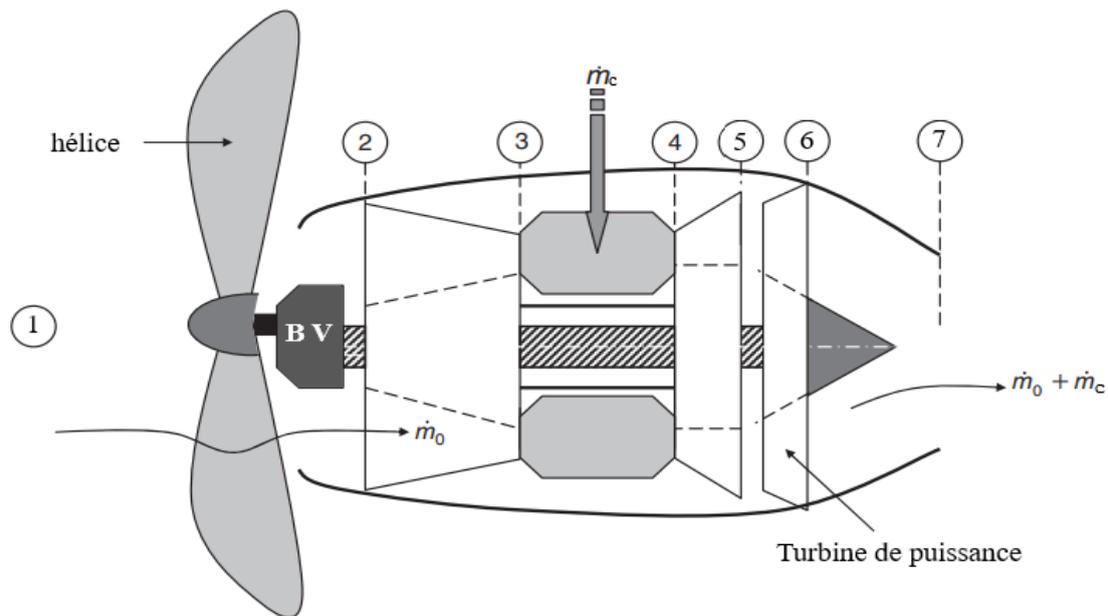


Figure III. 1: Schéma d'installation du turbopropulseur double-corps

III.4 Différentes caractéristiques de chaque composant :

L'évolution des gaz est retracée à travers tous les éléments du turbopropulseur.

III.4.1 Diffuseur :

Selon le modèle d'atmosphère standard (*ISA, International Standard Atmosphere*), pendant une croisière à un Mach $M_0 = 0.6$ à une hauteur 12 km, l'air ambiant possède les caractéristiques suivantes :

- Température d'entrée : $T_1 = 225 \text{ K}$
- Pression à l'entrée : $P_1 = 16 \text{ kPa} = 2.3206 \text{ PSI}$
- Constante des gaz parfaits : $r = 287.15 \text{ J/Kg. K}$
- Coefficient isentropique : $\gamma = 1.4$
- Débit d'air : $\dot{m}_0 = 20 \text{ kg/s}$

Dans le diffuseur, l'enthalpie totale se conserve : $T_{t2} = T_{t1}$

III.4.1.1 Données d'entrée :

Les efficacités de l'hélice, du diffuseur et de la boîte de vitesses sont réunies dans le tableau

III.1

π_d	0.98
$\eta_{\text{hélice}}$	0.8
η_{bv}	0.99
C_p [kJ/kg.k]	1.004
\dot{m}_0 [kg/s]	20

Tableau III. 1: *Données d'entrée*

III.4.1.2 Résultats Diffuseur :

Paramètres	Entrée (1)	Sortie (02)
T_1 [K]	225	225
T_t [K]	238.4	238.4
P_t [Kipa]	20.19	19.79
ht [kJ/kg]	238.6	238.6
U_1 [m/s]	180.5	
a_1 [m/s]	300.8	

Tableau III. 2: *Résultats du diffuseur*

III.4.2 Compresseur :

Dans cette étude, le turbopropulseur est composé d'un seul compresseur axial-centrifuge.

III.4.2.1 Données de compresseur :

η_c	0.92
π_c	30
γ_c	1.4
C_{pc} [kJ/kg.k]	1.004
e_c	0.92

Tableau III. 3: *Données du compresseur*

III.4.2.2 Résultats de Compresseur :

Paramètres	Entrée (02)	Sortie (03)
T_t [K]	238.4	724.4
T_{ts} [K]	238.4	685.5

P_t [Kpa]	19.79	593.6
h_t [kj/kg]	238.6	727.3
h_{ts} [kj/kg]	238.6	688.2

Tableau III. 4: Résultats de Compresseur

III.4.3 Chambre de Combustion :

Le brûleur est n'est pas idéal c'est-à-dire irréversible, ce qui dans le cadre d'une combustion signifie une combustion rapide, $M_{cc} \neq 0$, et avec frottement agissant sur ses parois. Dans ce

cas, la pression totale n'est pas conservée $\pi_c = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} < 1$

III.4.3.1 Données de chambre de combustion :

η_{cc}	0.99
π_{cc}	0.96
C_{pc} [kj/kg.k]	1.004
P_{CI} [kj/kg]	43000

Tableau III. 5: Données de la chambre de combustion

III.4.3.2 Résultats chambre de Combustion :

Paramètres	Entrée (03)	Sortie (04)
T_t [K]	724.4	1600
P_t [Kpa]	593.6	569.8
h_t [kj/kg]	727.3	1758

Tableau III. 6: Résultats de chambre de Combustion

III.4.4 Turbine HP :

Pour la turbine HP on a besoin de connaître le rendement mécanique η_{mthp} de turbine et l'efficacité polytropique de la turbine e_{thp}

III.4.4.1 Données de la turbine HP :

η_{mthp}	0.99
e_{thp}	0.82
γ_t	1.33
C_{pt} [kJ/kg.k]	1.156

Tableau III. 7: Données de la turbine HP

III.4.4.2 Résultats de la turbine HP :

Paramètres	Entrée (04)	Sortie (05)
T_t [K]	1600	1104
P_t [Kpa]	569.8	55.2
h_t [kj/kg]	1758	1276

Tableau III. 8: Résultats de la turbine HP

III.4.5 Turbine de puissance :

Dans cette partie, nous supposons la valeur du facteur de partage de la puissance α , Afin de terminer l'étude de cycle.

III.4.5.1 Données de la turbine de puissance

η_{mthp}	0.99
e_{tp}	0.88
γ_t	1.33
$C_{pt}[\text{kJ/kg.k}]$	1.156
α	0.80

Tableau III. 9: *Données de la Turbine de puissance*

III.4.5.2 Résultats de la turbine de puissance :

Paramètres	Entrée (05)	Sortie (06)
T_t [K]	1104	898.4
T_{ts} [K]	995.1	870.3
P_t [Kpa]	55.2	21.17
h_t [kj/kg]	1276	1039

Tableau III. 10: *Résultats de la turbine de puissance*

III.4.6 Tuyère :

Dance cette partie, nous avons calculé la vitesse de sortie du gaz V_9 et le nombre de Mach M_9 , car il contribue à la poussée.

III.4.6.1 Données de Tuyère :

η_{ty}	0.96
γ_{ty}	1.33
$C_{pt}[\text{kJ/kg.k}]$	1.156
P_9 [Kpa]	16

Tableau III. 11: *Données de Tuyère*

III.4.6.2 Résultats de la tuyère :

Paramètres	Entrée (06)	Sortie (9)
T_t [K]	898.4	840.5
T_s [K]	870.3	810
P_t [Kpa]	21.17	16
h_t [kj/kg]	1039	866.9
U_7 [m/s]	360.1	

M_7	0.6359
\dot{m}_7 [kg/s]	20.5

Tableau III. 12: Résultats de la tuyère

III.5 Résultats et interprétations :

III.5.1 Paramètres énergétiques du turbopropulseur en vol :

Le modèle adopté dans cette étude a été inspiré des exemples de la référence [30] à quelques modifications près qui reflètent les performances typiques des organes du moteur, (compresseur, boîte de vitesses, chambre de combustion, turbines et tuyère). Les allures des évolutions des rendements entre les résultats obtenus et ceux publiés sont parfaitement similaires. Les figures III.2. et III.3 illustrent ces évolutions. La sous-estimation des rendements par le présent modèle résulte de considérer des performances réalistes des organes de la machine.

Ainsi, le modèle transcrit sous EES est exploité en premier lieu pour étudier le moteur dans un régime établi pour un facteur de partage de puissance, $\alpha = 0.8$. Les performances sont classées dans le tableau III.13. La puissance propulsive de l'hélice est supérieure à la puissance propulsive de la tuyère qui ne représente que 20% de la poussée globale.

Paramètres énergétiques	Résultat
Puissance de la turbine à haute pression	9774 [KW]
Puissance de la turbine libre	4874 [KW]
Puissance propulsive du tuyère	1004 [KW]
Puissance propulsive de l'hélice	4777 [KW]
Puissance totale	5781 [KW]
Poussée de la tuyère	3.774 [KN]
Poussée de l'hélice	21.18 [KN]
Poussée totale	24.98 [KN]
Débit de carburant	0.5049 [Kg/s]
Rapport de débit carburant-air	0.02424 [Kg/s]
Consommation spécifique	0.02024 [Kg/s.KN]
Consommation massique horaire	1818 [Kg/h]
Rendement thermique	0.2662
Rendement de propulsion	0.7789
Rendement global	0.2074

Tableau III. 13: Paramètres énergétiques du turbopropulseur en vol

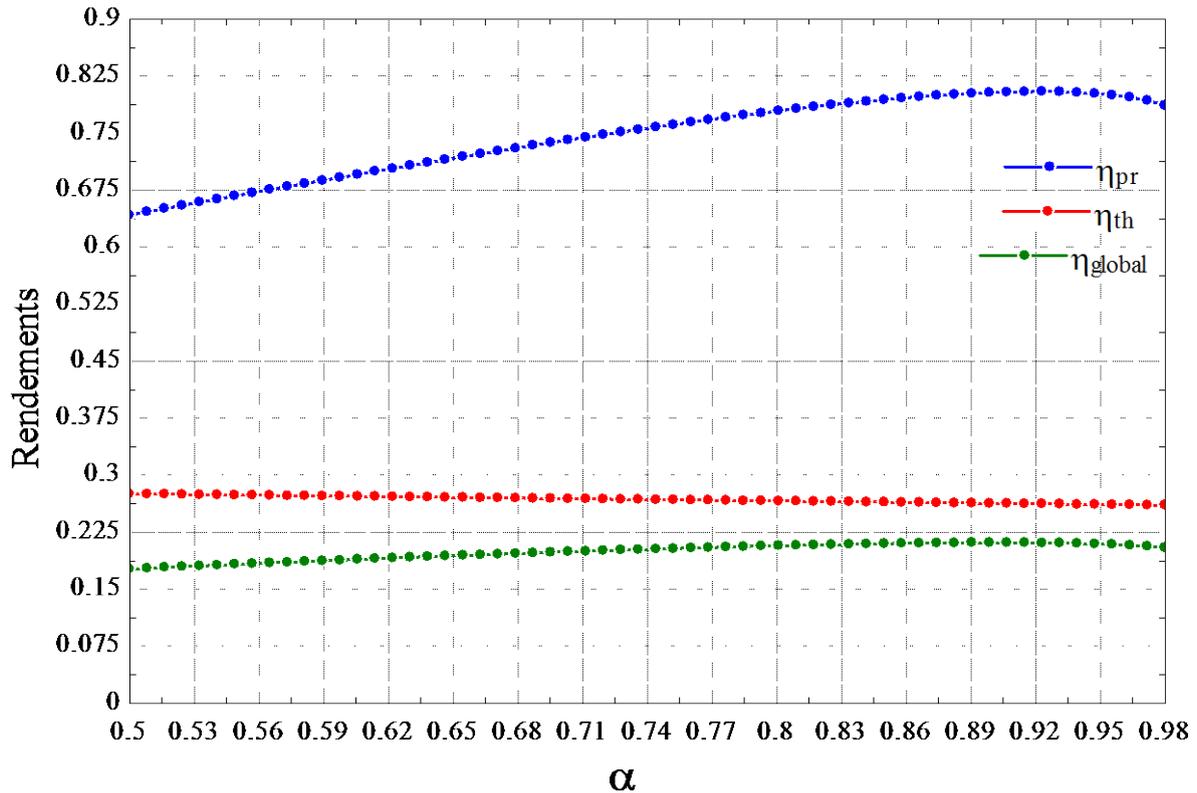


Figure III. 2 : Rendements de moteur en fonction du facteur du partage de puissance (α)

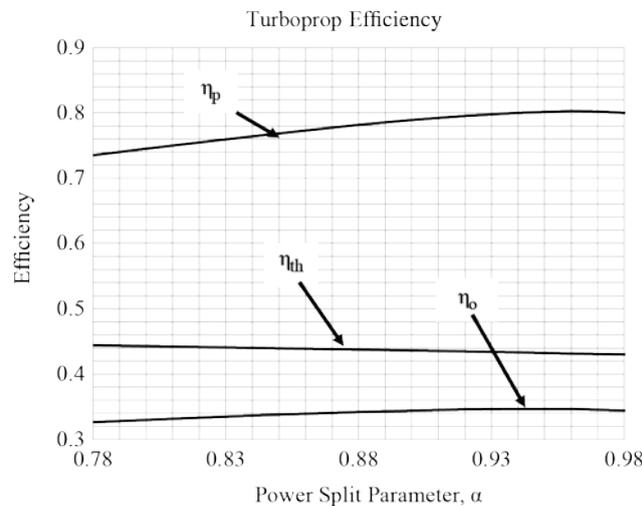


Figure III. 3: Rendements de moteur en fonction du facteur du partage de puissance (α)

Comme le montre sur la figure III.2, le rendement global (η_{global}) et le rendement de propulsion (η_{pr}) augmentent de façon très légère, jusqu'à ce qu'ils atteignent une certaine valeur maximale au niveau de laquelle ils ont tendance à diminuer, il convient également de noter que le rendement thermique (η_{th}) diminue linéairement avec l'augmentation du coefficient du partage de puissance (α).

III.5.2 Cycle thermodynamique :

Le cycle thermodynamique est tracé sous EES. Les figures III.4 et III.5 l'illustrent sur les diagrammes h-s et T-s.

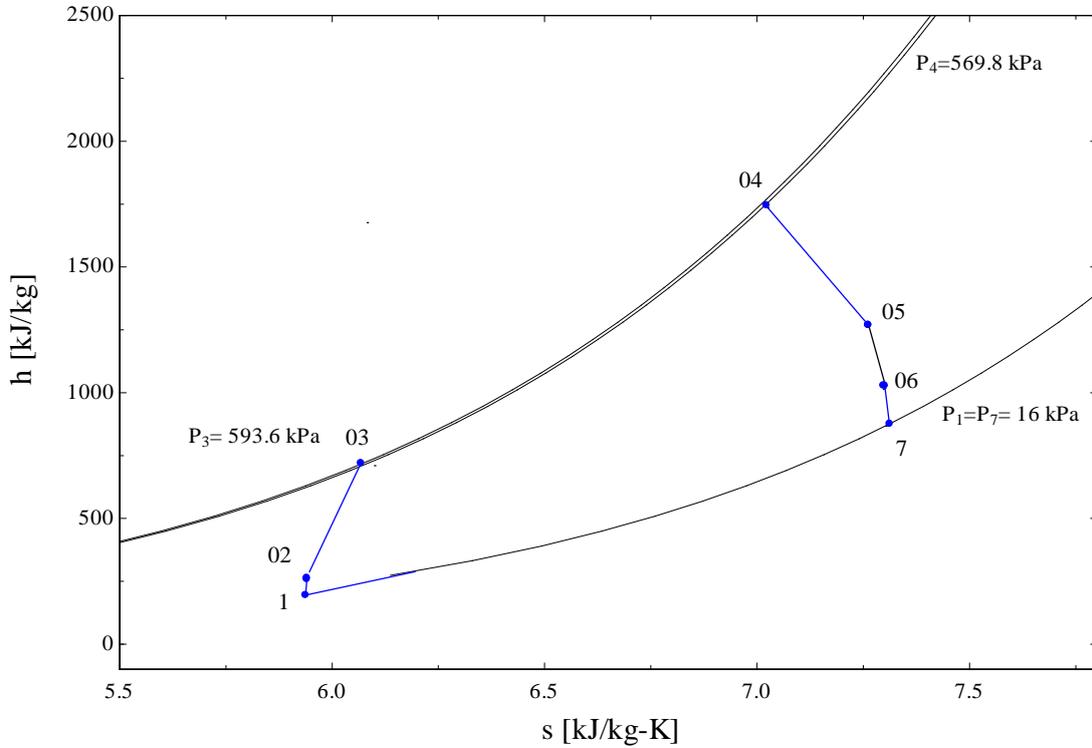


Figure III. 4: *Diagramme [h-S] du turbopropulseur*

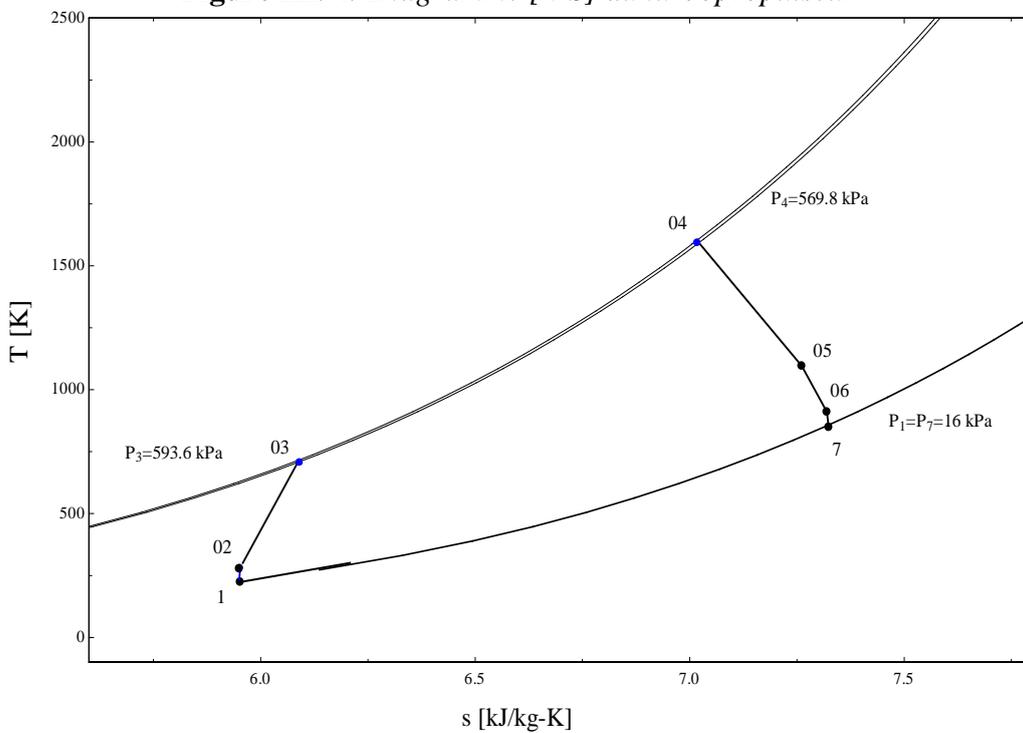


Figure III. 5: *Diagramme [T-S] du turbopropulseur*

III.5.3 Influence du nombre de Mach de vol et du taux de compression

La figure III.6 montre l'influence du nombre de Mach sur la consommation spécifique (C_s), le rendement de propulsion (η_{pr}) et la poussée de l'hélice ($F_{hélice}$), on note que la consommation spécifique (C_s) augmente rapidement de façon linéaire avec l'augmentation du nombre de Mach (M_0), alors que la poussée de l'hélice diminue avec l'augmentation du nombre de Mach. Cette figure démontre clairement que grâce à la poussée de l'hélice le moteur offre la possibilité d'effectuer des croisières à basse vitesse ce qui les rend maniables et bien adaptés aux missions spéciales (incendies de forêt, reconnaissance, géodésie, etc.). On remarque aussi une augmentation significative du rendement de propulsion avec l'augmentation du nombre de Mach, Cela est dû à l'augmentation de la vitesse de vol (U_1).

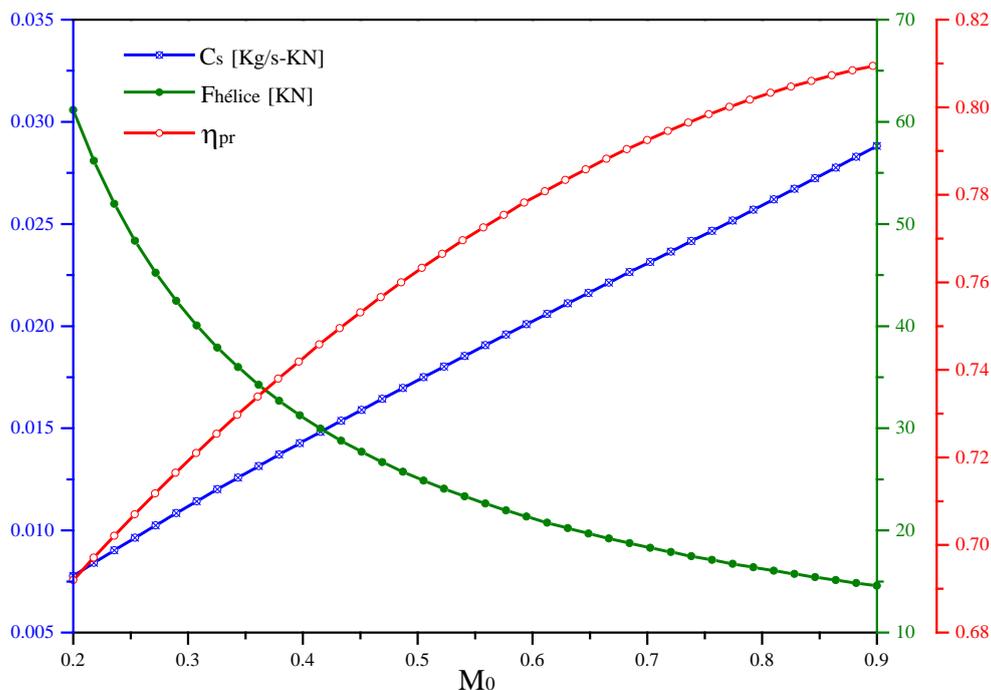


Figure III. 6: Variation de la consommation spécifique, du rendement de propulsion et de la poussée de l'hélice en fonction du nombre de Mach.

La figure III.7 montre l'influence du taux de compression du compresseur sur les mêmes paramètres, i.e. C_s , $F_{hélice}$ et η_{pr} . On note que la poussée de l'hélice, $F_{hélice}$ décroît rapidement de façon linéaire avec le taux de compression, π_c . Dans le cas d'un taux de compression élevé la puissance de la turbine l'emporte sur celle de l'hélice et remarquons que ce même taux conduit à des rendements médiocres et des consommations spécifiques élevées. Le moteur fonctionne optimalement à taux de compression aux alentours de 25 correspondant

à une consommation spécifique minimale et une puissance d'hélice modérée.

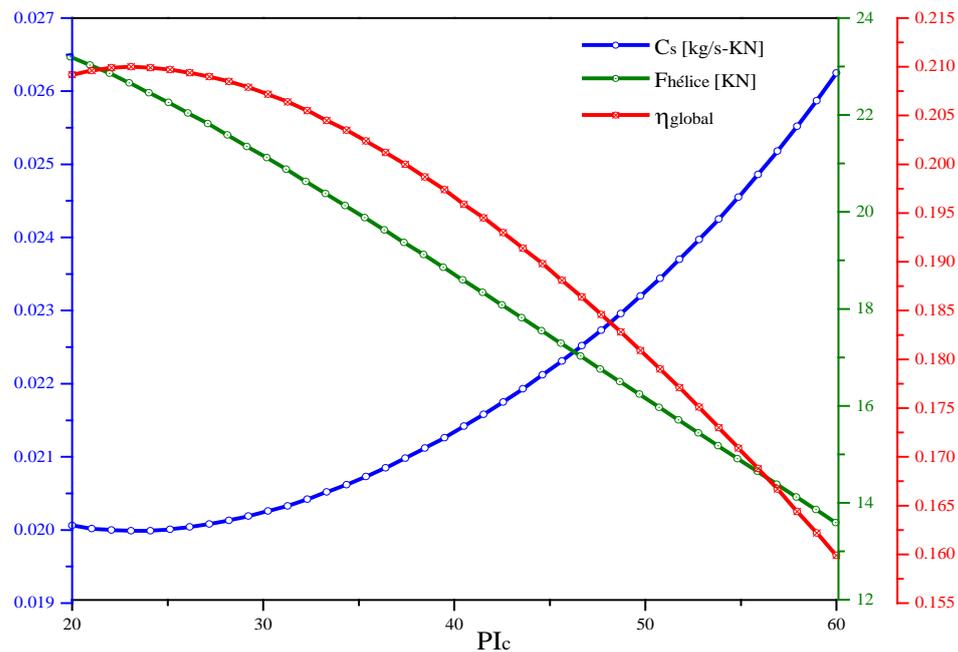


Figure III. 7: Variation de la consommation spécifique, de la poussée de l'hélice et rendement global en fonction du taux de compression du compresseur.

III.5.4 Influence du nombre de Mach de vol et du taux de compression pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP :

La comparaison des paramètres du moteur en fonction du nombre de Mach et du taux de compression, on a obtenu des résultats très satisfaisants qui nous ont permis de mieux comprendre le fonctionnement du moteur. Afin d'approfondir notre étude et d'ajouter une autre variable (la température d'entrée de turbine haute pression ou communément dite température maximale ou de fin de combustion) et étudier son influence sur la performance et enfin contribuer à la compréhension plus complète.

Comme le montre la figure III.8, la consommation spécifique (C_s) augmente rapidement de façon linéaire avec l'augmentation du nombre de Mach de vol (M_0). Pour un nombre de Mach de vol donné, la consommation spécifique diminue avec l'augmentation de la température maximale du cycle et ce en raison de l'écart de températures extrêmes du cycle ce qui conduit à un rendement thermique meilleur et donc à une dépense de travail moindre.

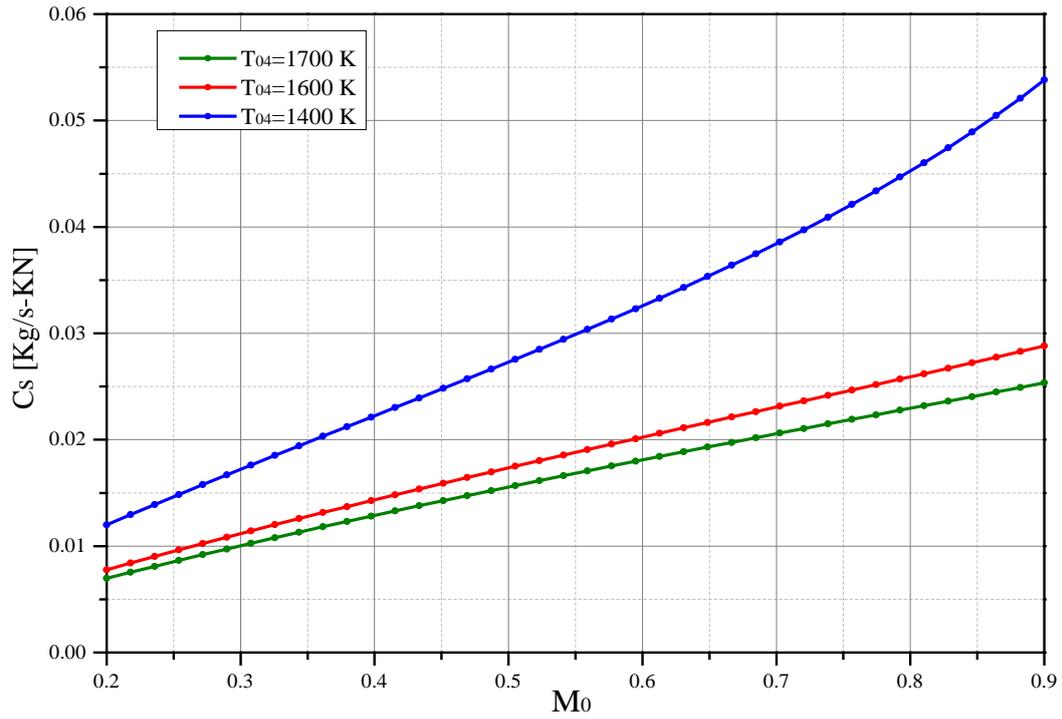


Figure III. 8: Variation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP.

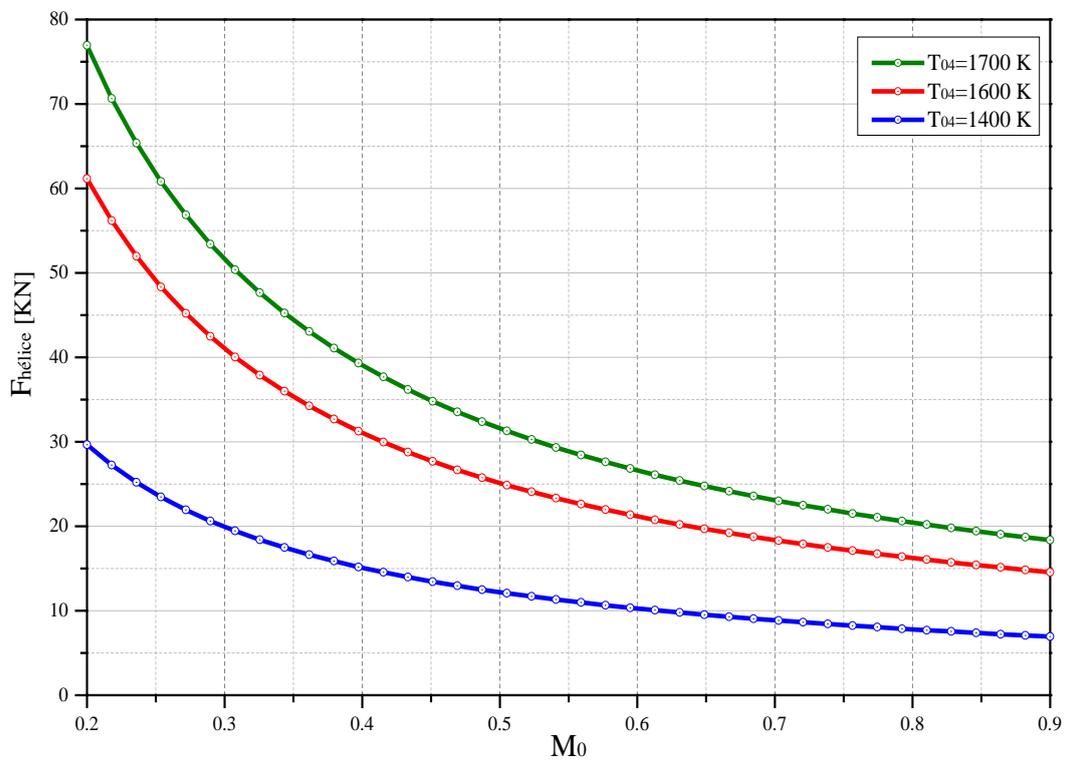


Figure III. 9: Variation de la poussée de l'hélice en fonction du nombre de Mach (M_0) pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP.

La figure III.9 illustre la variation de la poussée de l'hélice avec l'augmentation du nombre de Mach à des températures maximales différentes. La poussée de l'hélice diminue avec l'augmentation du nombre de Mach de vol car l'hélice fonctionne inefficacement à des nombres de Mach relativement élevés à cause des effets aérodynamiques sur l'hélice et influe négativement sur ses performances. Ces nombres de Mach de vol sont efficacement réalisés grâce à l'éjection des gaz à travers la tuyère. Pour un nombre de Mach donné, la poussée de l'hélice varie proportionnellement avec l'écart entre la température maximale et minimale du cycle.

La figure III.10 montre la variation du rendement propulsif en fonction du nombre de Mach de vol. A l'encontre de la poussée de l'hélice, le rendement propulsif augmente avec le nombre de Mach et diminue avec la température maximale. La température 1400 K réalise les meilleurs rendements atteignant un maximum pour un Mach=0.7.

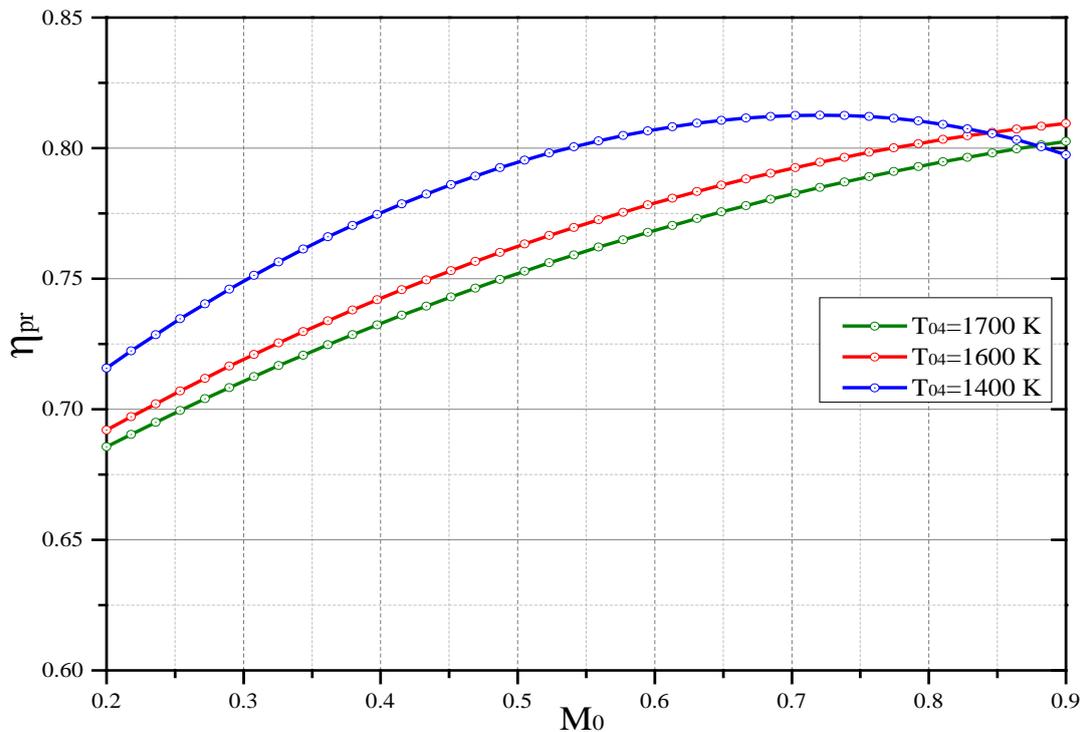


Figure III. 10: Variation du rendement de propulsion en fonction du nombre de Mach (M_0) pour plusieurs températures d'entrée de turbine HP.

III.5.5 Influence du partage de puissance pour plusieurs nombres de Mach :

Comme le montre la figure III.11 la puissance de la turbine de puissance (β_{tp}) augmente de façon linéaire avec le facteur du partage de puissance (α), ce qui est une relation directe, on remarque sur la même figure une augmentation linéaire de la puissance (β_{tp}) avec l'augmentation le nombre de Mach de vol (M_0).

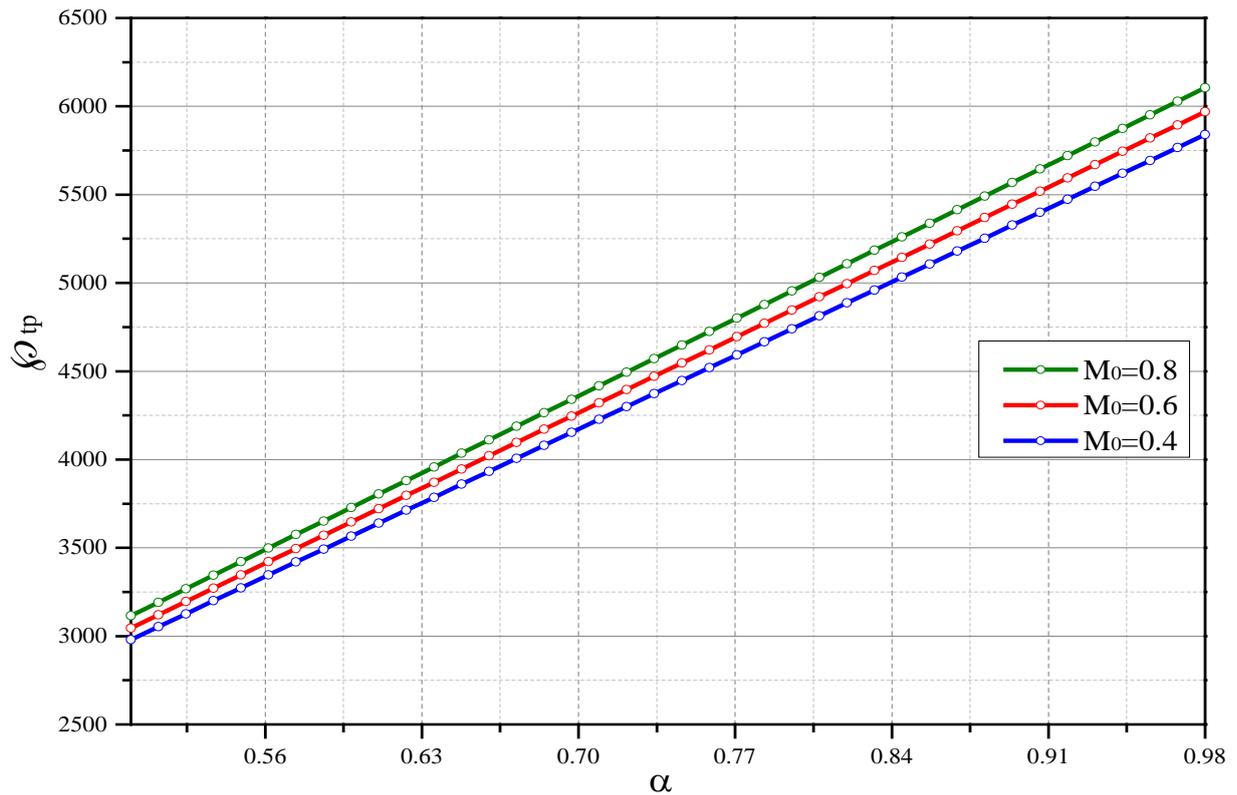


Figure III. 11: Variation de la puissance de la turbine de puissance en fonction du facteur du partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.

La puissance de l'hélice ($P_{hélice}$) augmente lorsque le facteur du partage de puissance (α) augmente d'une façon linéaire rapide. C'est parce que la puissance générée par la turbine de puissance (P_{tp}) augmente, on remarque aussi la puissance de l'hélice augmente linéairement avec l'augmentation du nombre de Mach de vol (M_0).

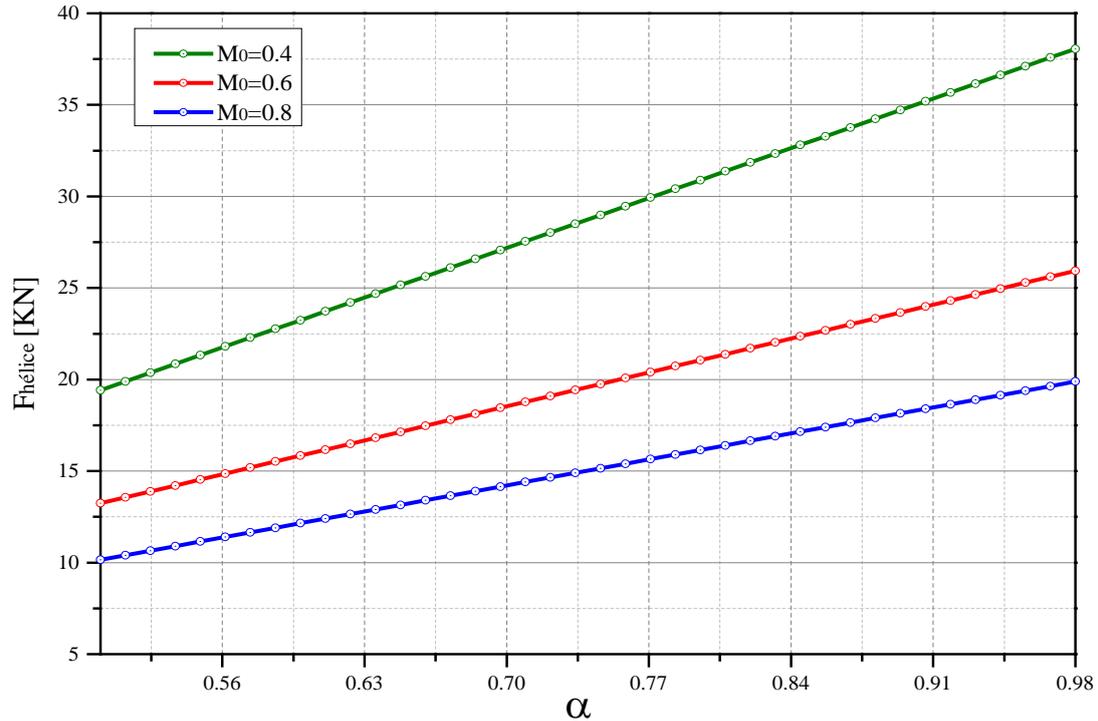


Figure III. 12: Variation de la poussée de l'hélice en fonction du facteur du partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.

Comme le montre la figure III.12 la poussée de l'hélice ($F_{\text{hélice}}$) augmente lorsque le coefficient du partage de puissance (α) augmente d'une façon linéaire, Cette augmentation est causée par l'augmentation de la puissance générée par la turbine de puissance ($\dot{\varphi}_{\text{tp}}$) et donc la puissance de l'hélice ($\dot{\varphi}_{\text{hélice}}$), on remarque aussi une diminution de la poussée de l'hélice avec l'augmentation de nombre de Mach cette diminution s'explique par les différents effets aérodynamiques sur l'hélice.

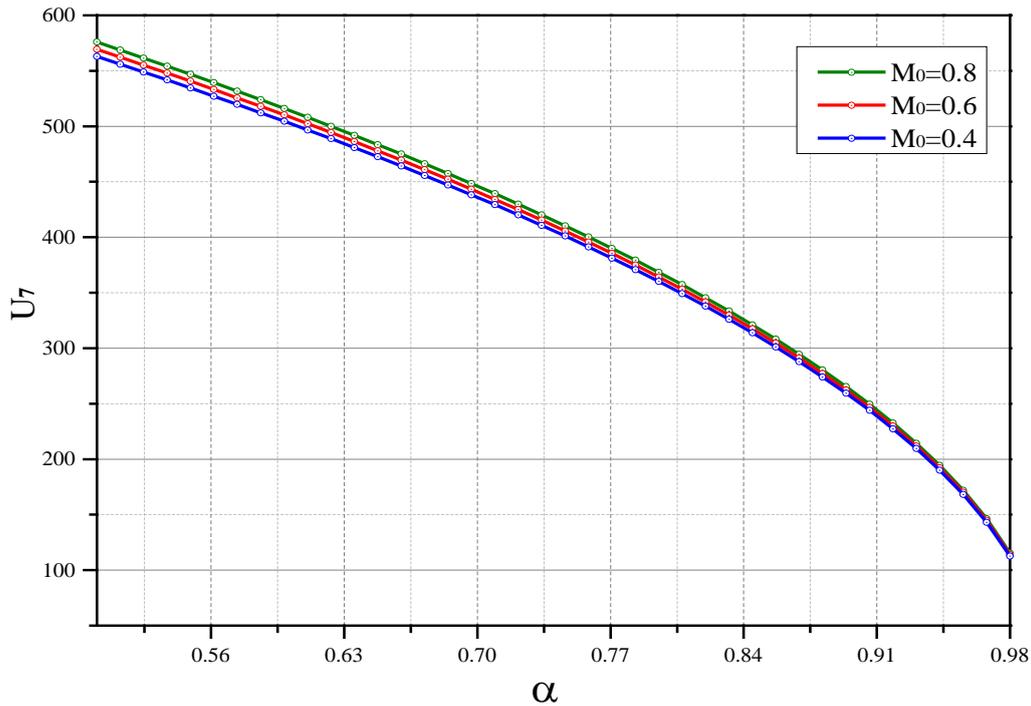


Figure III. 13: Variation de la vitesse de sortie des gaz de la tuyère en fonction du facteur du partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.

Comme le montre la figure III.13 quand le coefficient du partage de puissance (α) augmente, la vitesse de sortie des gaz de la tuyère (U_7) diminue d'une façon presque exponentielle, les courbes convergent, surtout à haute vitesse de vol proche de $M_0=1$, cela signifie que la vitesse de vol n'exerce pas une influence considérable sur la vitesse de sortie (U_7).

La poussée totale (F_{total}) augmente lorsque le coefficient du partage de puissance (α) augmente pour atteindre un maximum pour une valeur dite optimale. Cette valeur optimale diminue avec le nombre de Mach. Il est à noter que la poussée totale est meilleure pour des vitesses de vol réduites, d'où l'intérêt de ces moteurs, Figure III.14.

La figure III.15 La consommation spécifique (C_s) diminue lorsque le coefficient du partage de puissance (α) augmente, mais à partir d'une certaine valeur minimale correspondant au maximum de la poussée totale. On peut conclure que le turbopropulseur réalise ses meilleures performances à des vitesses de vol modérées à des coefficients de partages optimaux pour chaque vitesse de vol.

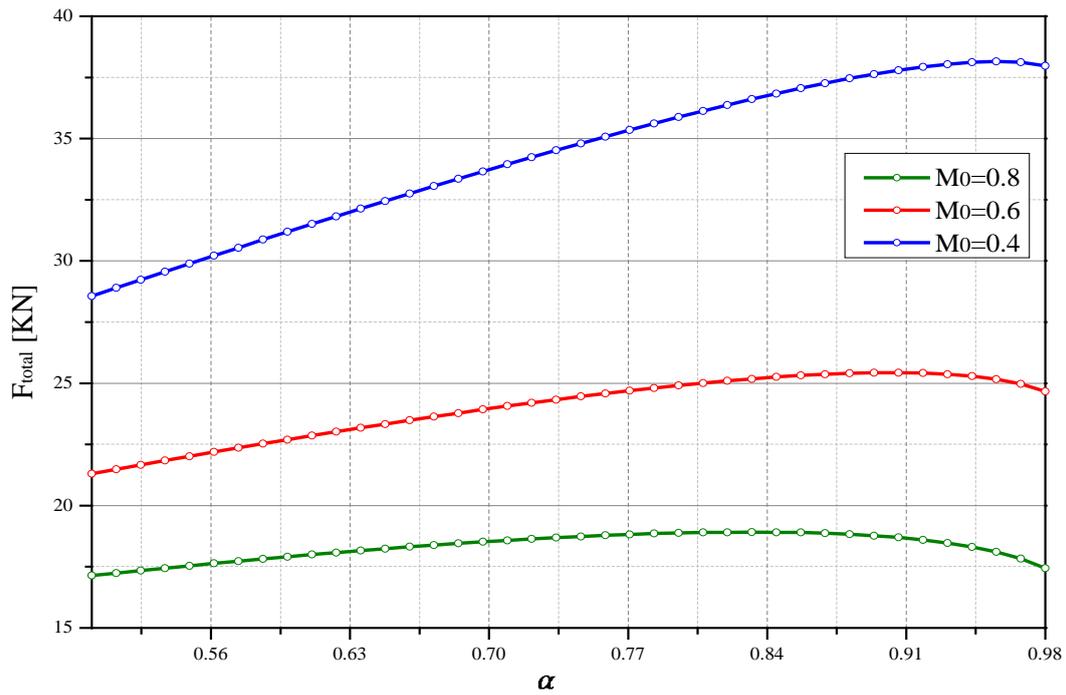


Figure III. 14: Variation de la poussée totale en fonction du facteur du partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach

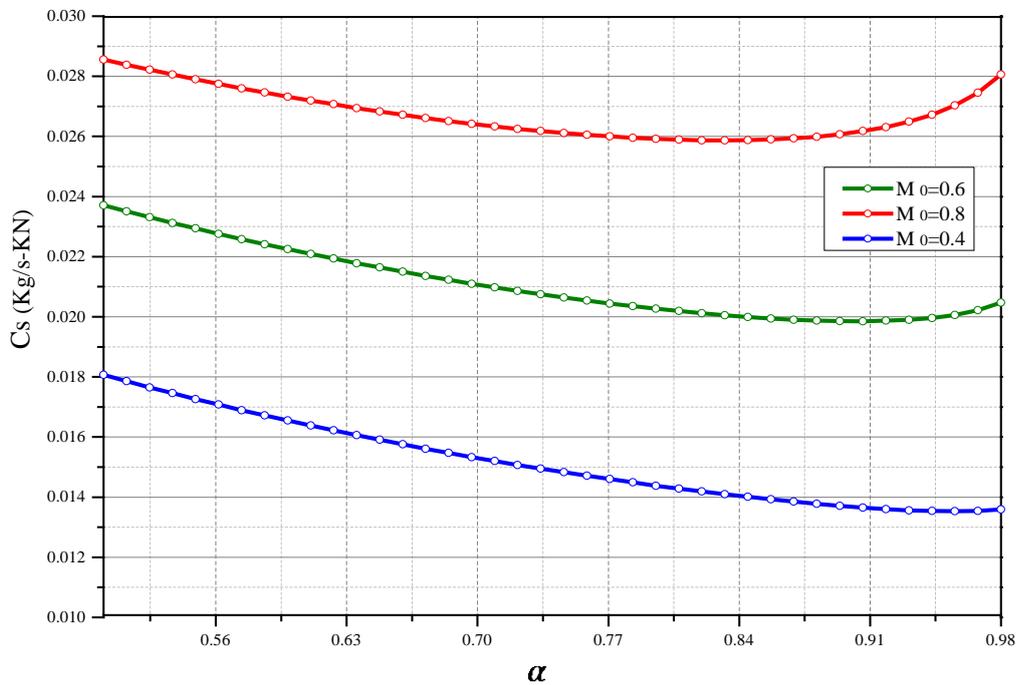


Figure III. 15: Variation de la consommation spécifique (C_s) en fonction du facteur du partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.

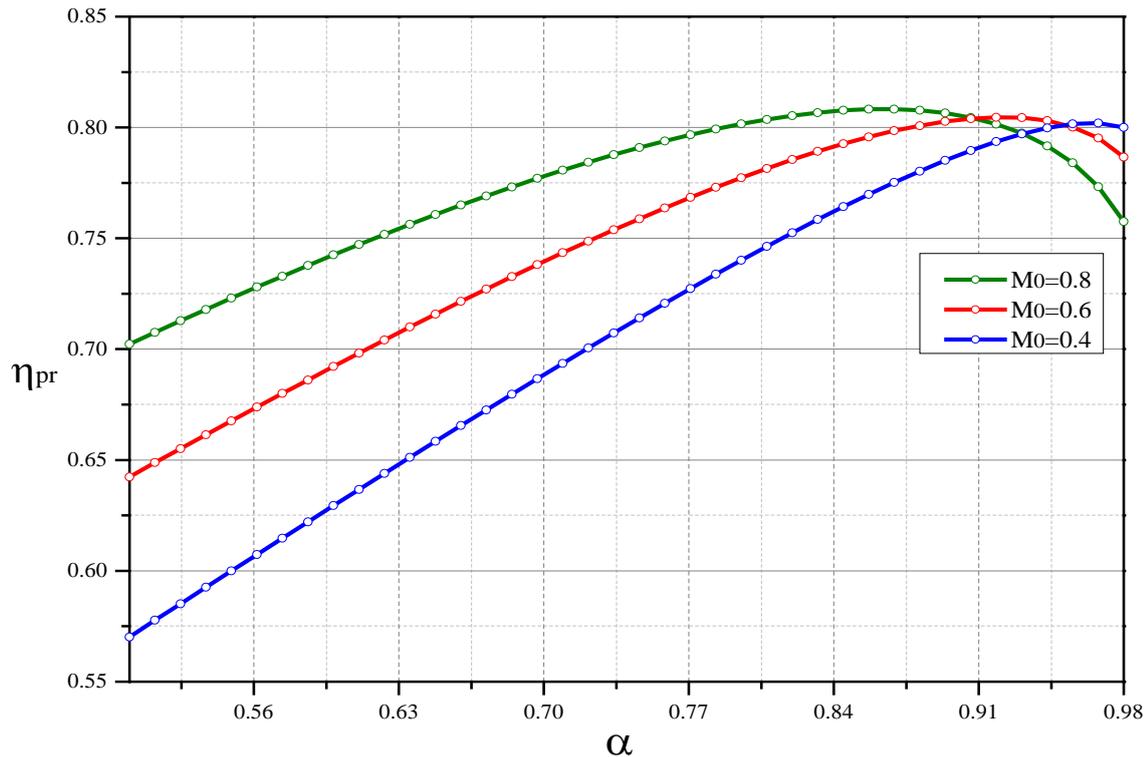


Figure III. 16: Variation du rendement de propulsion en fonction du facteur de partage de puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach.

Les variations du rendement de propulsion (η_{pr}) vont suivre celles de la poussée totale mais avec une cadence plus rapide en fonction de (α). Par contre, le rendement propulsif s'améliore avec le nombre de Mach de vol. Il est à noter les valeurs maximales (η_{pr}) sont comparables mais ils sont réalisés à des coefficients de partage différents, Figure III.16.

Par contre, le rendement global se démarque dans ses valeurs maximales par rapport au rendement propulsif et même par rapport aux facteurs de partage de puissance, Figure III.17.

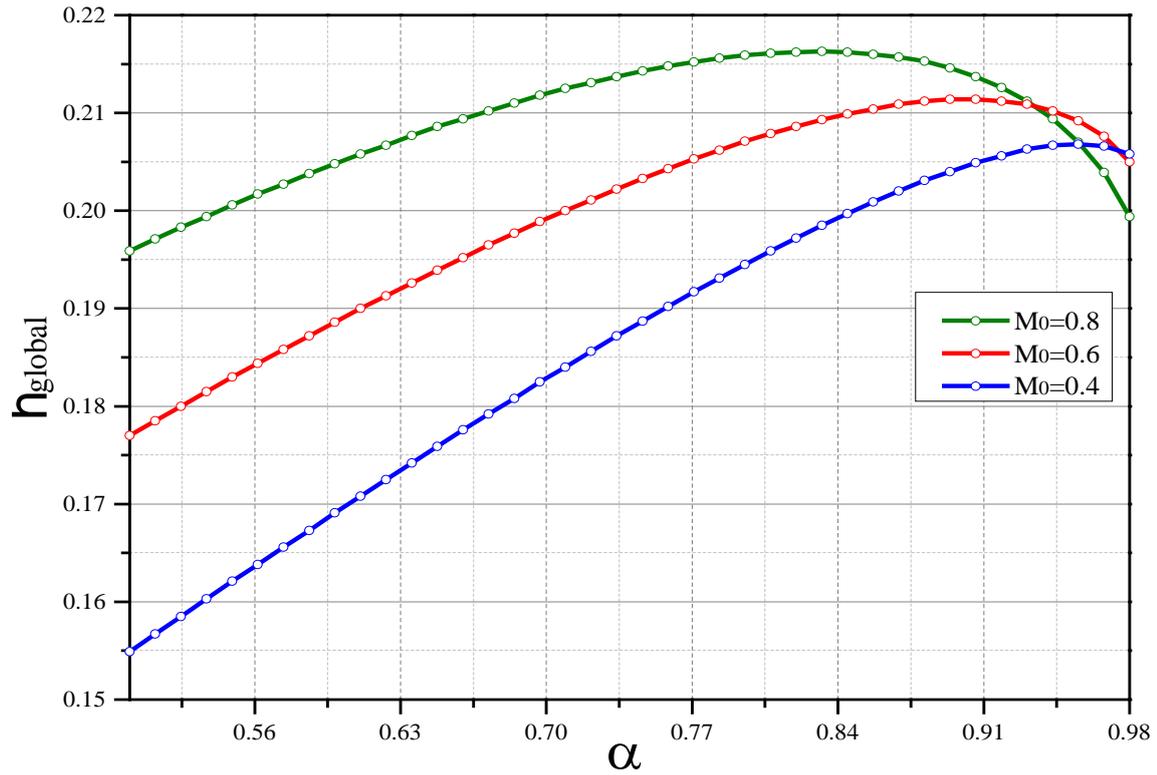


Figure III. 17: Variation du rendement global en fonction du facteur du partage de la puissance (α) pour plusieurs valeurs de nombre de Mach

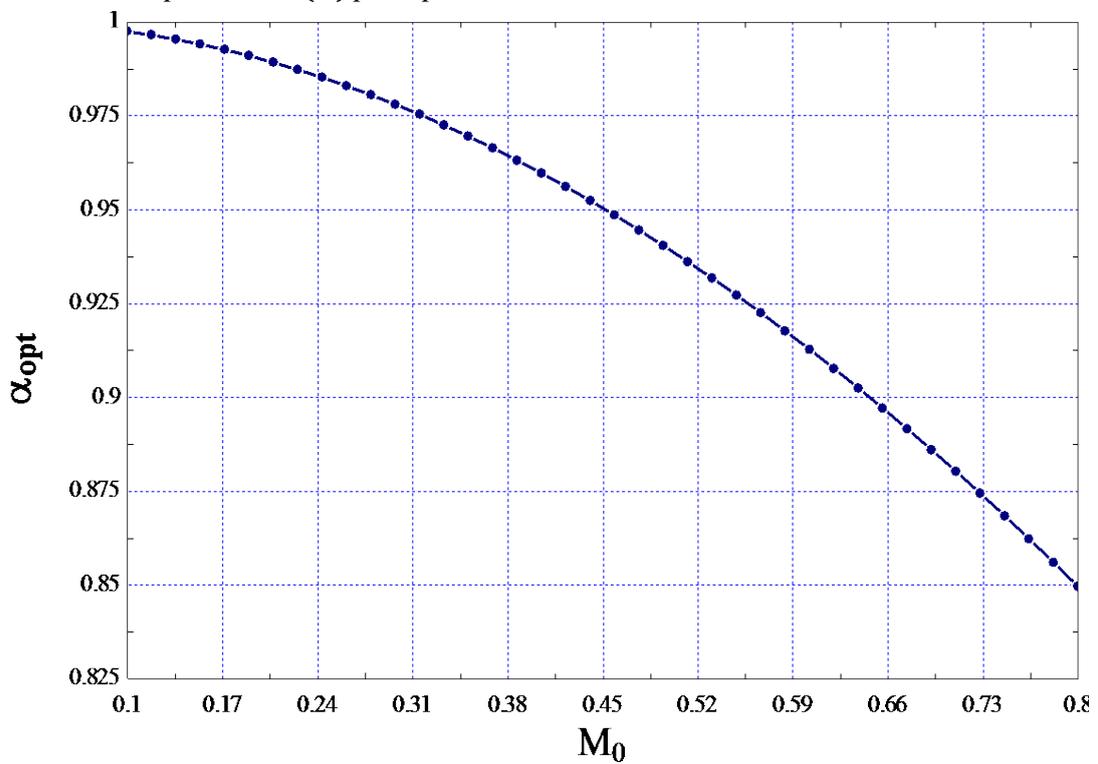


Figure III. 18: Partage de puissance optimal α_{opt} en fonction du nombre de Mach

Comme il a été déjà évoqué, la figure III.17 illustre l'influence de la vitesse de vol (nombre de Mach) sur le partage de la puissance optimal, on remarque que quand le nombre de Mach (M_0) augmente, le partage de puissance optimal α_{opt} diminue conformément à l'équation II.73. Un facteur proche de l'unité pour des mach de vol modérés.

III.5.6 Partage de la puissance optimal α_{opt} :

III.5.6.1 Graphiquement :

Le partage de puissance optimal à nombre de Mach $M_0=0.6$ comme le montre la figure suivante, après projection sur l'axe 'x', la valeur du partage de puissance optimal est d'environ $\alpha_{opt}=0.8882$.

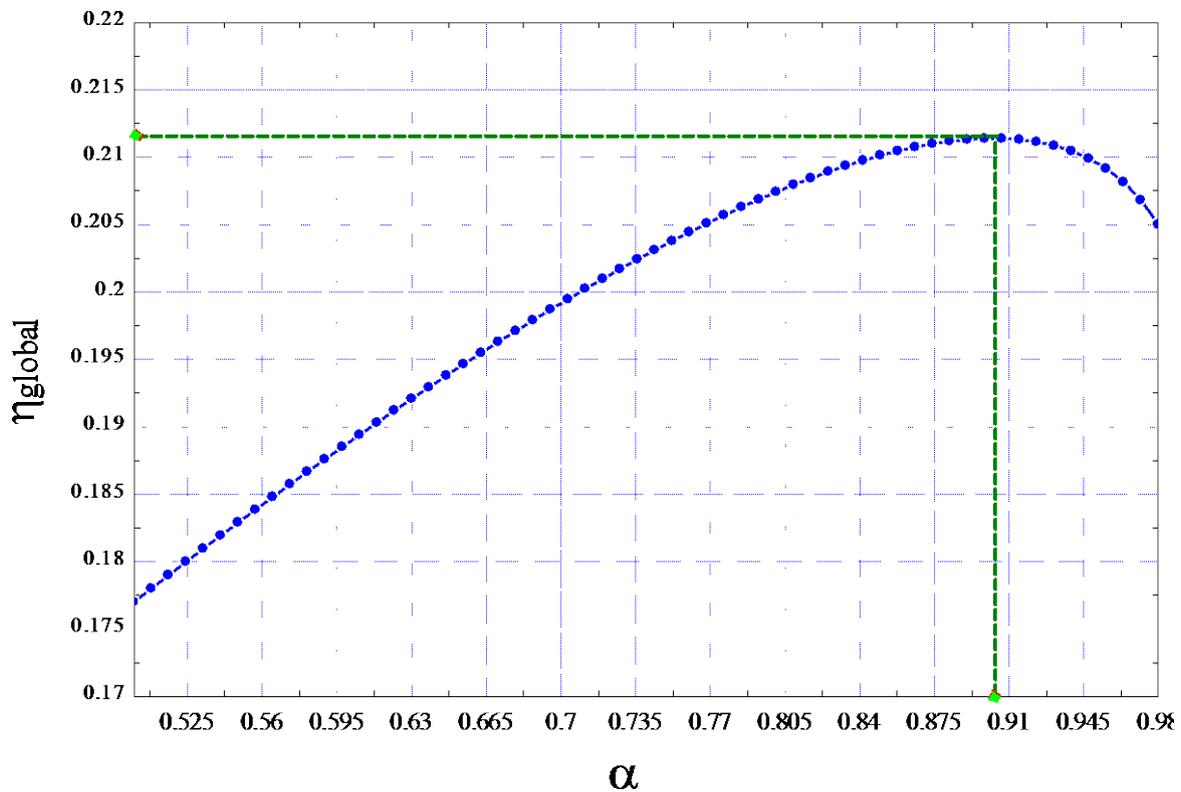


Figure III. 19 : Partage de la puissance optimal

III.5.6.2 Analytiquement :

Pour trouver la valeur exacte du partage de la puissance optimale, nous utilisons l'équation (II. 73) :

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{\eta_n}{(\eta_{tp}\eta_{mtp}\eta_{bv}\eta_{hélice})^2} \cdot \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot \frac{M_0^2}{\tau_{thp}\tau_\lambda \left[1 - \left(\frac{p_7/p_1}{\pi_r\pi_{df}\pi_c\pi_{cc}\pi_{thp}} \right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}} \right]}$$

Après remplacer les données dans l'équation, on obtient la valeur de partage de puissance optimale $\alpha_{opt}=0.8882$.

À partir de l'équation (II.75) on a obtenu la valeur de partage de puissance optimal idéal $\alpha_{\text{opt (idéal)}}$, c'est-à-dire si tous les rendements sont de 100 %.

$$\alpha_{\text{opt (idéal)}} = 1 - \frac{\frac{\gamma_c - 1}{1} M_0^2}{\tau_{thp} \tau_\lambda - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c}}$$

La valeur du facteur de partage de puissance optimal idéal est : $\alpha_{\text{opt (idéal)}} = 0.9733$.

Les paramètres énergétiques du turbopropulseur pour cette valeur (α_{opt} et $\alpha_{\text{opt (idéal)}}$) sont présentés dans le tableau suivant :

α	(Cs)	($F_{\text{tuyère}}$)	($F_{\text{hélice}}$)	(η_{th})	(η_{pr})	(η_{global})
$\alpha_{\text{opt (réel)}} = 0.8882$	0.01986	1.911	24.18	0.2635	0.8019	0.2113
$\alpha_{\text{opt (idéal)}} = 0.9733$	0.02032	-0.9114	25.76	0.2608	0.7919	0.2065

Tableau III. 14: Paramètres énergétiques à partage de la puissance optimale réel et idéal.

La valeur de la poussée de la tuyère à $\alpha_{\text{opt (idéal)}} = 0.9733$ est négative, car la vitesse de vol devient supérieure à la vitesse de sortie du gaz de tuyère.

III.6 Conclusion :

Dans ce chapitre on a présenté une étude énergétique d'un turbopropulseur en vol, où nous avons étudié l'effet du nombre de Mach M_0 , ainsi que l'effet du taux de compression du compresseur et pour trouver les bonnes conditions pour que le moteur fonctionne plus efficacement. Ensuite, nous avons étudié l'influence du partage de puissance de l'hélice et de la tuyère sur les performances. Les résultats ont été analysés et tracés dans le programme EES.

Conclusion générale

Conclusion générale :

Dans un premier chapitre qui retrace l'évolution des moteurs à réaction en général et les turbopropulseurs en particulier, le second chapitre détaille un modèle thermodynamique de turbopropulseurs les plus utilisés dans l'industrie aéronautique, que ce soit pour les avions militaires, civils ou commerciaux et qui volent à des vitesses subsoniques a été détaillé tenant en compte tous les paramètres et facteurs de performances à l'intérieur de ce moteur.

Ce mémoire présente une étude paramétrique thermodynamique d'un turbopropulseur. L'influence du partage de puissance entre l'hélice et la tuyère est également examinée.

Pour cela, on a considéré l'influence du nombre de Mach de vol et du taux de compression sur la performance du moteur. Cela a permis de déterminer les conditions optimales pour que le moteur fonctionne de manière plus efficace, sans tenir compte le partage de puissance entre l'hélice et la tuyère. L'effet du partage de puissance entre l'hélice et la tuyère sur tous les paramètres et les facteurs de performance du moteur a été ensuite considéré.

Les calculs ont été menés sous environnement EES pour simuler calculer les variations de performances du moteur, telles que la poussée de l'hélice et de la tuyère, la consommation spécifique de carburant en fonction du rapport de compression, du nombre de Mach de vol et du facteur du partage de puissance.

Les résultats obtenus sont satisfaisants au vu de la littérature spécialisée. L'étude montre que ce moteur efficacement à des vitesses de vol ne dépassant pas un Mach unité, que la poussée de l'hélice diminue avec l'augmentation de la vitesse de vol en raison des effets aérodynamiques sur l'hélice pour qui le taux de compression dans le compresseur ne doit pas dépasser une certaine valeur. Ceci entraîne une diminution des performances du moteur et une augmentation de la consommation de carburant. En plus, le moteur fonctionne aussi efficacement que possible avec un partage de puissance optimal aboutissant à des forces de poussée maximales et une consommation de carburant minime. Cela confirme que ce type de moteur est le plus économe en carburant, le moins polluant, et ses performances sont très acceptables, surtout à bas régime.

Références Bibliographiques

Références Bibliographiques :

- [1] « Turboprop - Wikipedia ». <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Turboprop&oldid=1076451561>.
- [2] « Turboprop », *Wikipedia*. <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Turboprop&oldid=1076451561>
- [3] « The Catalyst™ turboprop engine completes first flight | GE News ». <https://www.ge.com/news/press-releases/the-catalysttm-turboprop-engine-completes-first-flight-0>.
- [4] J. Siebenmark, « GE Continues To Progress on Catalyst Engine for Denali », *Aviation International News*. <https://www.ainonline.com/aviation-news/business-aviation/2021-04-21/ge-continues-progress-catalyst-engine-denali>.
- [5] « Catalyze This: How 400 Engineers Put Their Heads Together And Reinvented The Turboprop | GE News ». <https://www.ge.com/news/reports/catalyze-this-how-400-engineers-put-their-heads-together-and-reinvented-the-turboprop>.
- [6] Rolls-Royce Limited, Éd., *The jet engine*, 6. ed. London: Rolls-Royce plc, 2005.
- [7] M. Koppe, « Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau », p. 80.
- [8] B. Julien, « moteurs de l'avion ». 2010. [En ligne]. Disponible sur: www.bea.aero
- [9] *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines, Second Edition*. CRC Press, 2017. doi: 10.1201/9781315156743.
- [10] « Turboréacteur - Types de turboréacteurs », *Techno-Science.net*. <https://www.techno-science.net/glossaire-definition/Turboreacteur-page-3.html>.
- [11] E. Waqar, « How Does A Jet Engine Work? », *Mechanical Boost*, 2 mars 2021. <https://mechanicalboost.com/jet-engine/>.
- [12] « Flame On! », *Bahrain Aviators Your Local Aviation Hub*. <http://www.bahrainaviators.com/1/post/2019/03/0203.html>.
- [13] « A NASA GUIDE TO ENGINES pdf - ER - NASA Robonaut Program (PDFDrive).pdf ».
- [14] B. Laura, « Pushing the Envelope: A NASA Guide to Engines ». 2007.
- [15] Klaus Hünecke et K. Hünecke, *Jet engines : fundamentals of theory, design, and operation*. Zenith Imprint, 1997. http://books.google.fr/books?id=VpJEm7cFVE4C&printsec=frontcover&client=firefox-a&source=gbs_navlinks_s#v=onepage&q=&f=false.
- [16] « Types of Gas Turbine Engines. » <https://www.newfoxy.com/2017/03/13/types-gas->

turbine-engines/.

[17] A. F. El-Sayed, *Fundamentals of aircraft and rocket propulsion*. New York, NY: Springer Berlin Heidelberg, 2016.

[18] « Les différents turbopropulseurs ».

<https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboProp.php#Entr%C3%A9air>.

[19] « Incident involving an ATR 72-212 A aircraft, registration EC-MPI, operated by Canarias Airlines at the Tenerife North Airport (GCXO) on 15 October 2019 », IN-052/2019, 2019.

[20] M. Anis, « Identification of turbojet engine Parameters », CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING, 2021.

[21] B. Klaus et K. Rainer, *introduction to gas turbine theory*, 3rd Edition. USA: CATERPILLAR COMPANY, 2019.

[22] « LES COMPOSANTS D'UNE TURBINE A GAZ ».

http://cla.vidal.free.fr/compr.htm?fbclid=IwAR0Nfbzilo_FAunKdqkVKkZxkmgA8gddsoNO2J209QEr0_F7Em0ocdqN48w.

[23] « Axial flow compressor - Parts, Working, Diagram, Advantages, Application », 22 mai 2020. <https://learnmech.com/axial-flow-compressor-parts-working-diagram-advantages-application/>.

[24] « Aeolus | Intake & Compression », *JetX Engineering*. <https://www.jet-x.org/a3.html>.

[25] « Centrifugal Compressor - Diagram, Parts, Working, Efficiency, Advantages », 29 avril 2019. <https://learnmech.com/centrifugal-compressor-diagram-parts-working-advantages/>.

[26] « LES COMPOSANTS D'UNE TURBINE A GAZ ».

http://cla.vidal.free.fr/compr.htm?fbclid=IwAR0Nfbzilo_FAunKdqkVKkZxkmgA8gddsoNO2J209QEr0_F7Em0ocdqN48w.

[27] « Aeolus | Exhaust », *JetX Engineering*. <https://www.jet-x.org/a6.html>.

[28] Here at GE Aviation BGA Turboprops, « GE H8x – Type Certificate Training Revised Training Presentation ». 4 mars 2013.

https://cdn.aviaforum.ru/data/attachment-files/2017/11/896051_d9535e41c9d187b6b8951057910d3213.pdf

[29] « Aircraft Propeller Theory | AeroToolbox », 16 avril 2020.

<https://aerotoolbox.com/propeller/>.

[30] S. Farokhi, *Future propulsion systems and energy sources in sustainable aviation*. Hoboken, NJ: John Wiley & Son, Inc, 2019.

Annexe

Turbopropulseur à turbine libre PT 6

