

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد- تلمسان-

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du diplôme de MASTER

en GENIE MECANIQUE

Spécialité : ENERGETIQUE

Sujet

ETUDE ET FONCTIONNEMENT D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX D'UN
AVION LONG COURRIER

Par :

NEFTI Youcef
ZIANE Salah Eddine

Devant les membres de Jury:

PRESIDENT: Mr. MIMOUN Okacha
EXAMINATEUR: Mr. BENMANSOUR Abdelkrim
ENCADRANT: Mr. SEBBANE Omar

ANNEE UNIVERSITAIRE 2020/2021

Remerciements

On tient à remercier avant tout le bon Dieu, le tout puissant de nous avoir donné la force, la volonté et la patience nécessaire pour la réalisation de ce modeste travail

Nous adressons nos sincères remerciements à tous les professeurs, et toutes les personnes qui par leurs paroles, leurs écrits, leurs conseils et leurs critiques ont guidé notre réflexion et ont accepté de nous rencontrer et de répondre à nos questions durant les recherches.

Nous voudrions dans un premier temps remercier, notre encadreur M. Sebbane Omar, Maître de conférences à la faculté de la technologie département de génie mécanique, pour sa patience, sa disponibilité et surtout ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter notre réflexion.

On voudrait également exprimer nos vifs remerciements à Mr Mimoun Okacha, Président de jury et Mr Benmansour Abdelkrim, examinateur pour avoir accepté d'évaluer notre travail et pour le temps et les orientations accordées.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail

Ma source de bonheur, Ma sœur, Mon père, Ma mère,
pour leurs amour, leur bonté, leur sacrifice, leurs
encouragements perpétuels, leur soutien. Puisse Dieu
prolonger leur vie dans le bonheur.

A ma Grande Mère que Dieu la garde Pour Nous et la
guérisse.

A Mon Binome Nefti Youcef

A Mes frères et mes sœurs du groupe (بشرة خير), et à tous
mes amis de quartier

Dédicace

Je dédie ce modeste travail

A mes très chers parents qui m'ont apporté leur soutien durant mes années d'études et qui ont confiance en moi pour réussir dans mes études.

A mon frère et mes sœurs.

A mon binôme et sa famille.

A tous mes amis qui ont toujours été heureux de mon succès.

A tous mes collègues de la section du Master II-
énergétique de département génie mécanique.

Liste des Figures

Chapitre I

N° de figure	Intitulé	page
Fig.1	Turboréacteur Heinkel HeS 3	2
Fig.2	Heinkel He 178	2
Fig.3	Premier turboréacteur De Frank Whittle (W1)	3
Fig.4	Gloster-Whittle E28/39	3
Fig.5	Turboréacteur Junkers Jumo 004	3
Fig.6	MesserschmittMe-262	3
Fig.7	TurboréacteurGeneral Electric J31	4
Fig.8	Bell XP-59	4
Fig.9	Premier turboréacteur double flux« Rolls-Royce	4
Fig.10	Schéma explicatif de l'opération de propulsion	5
Fig.11	Organigramme des types de propulseurs	6
Fig.12	Schéma D'un moteur à piston	7
Fig.13	Schéma D'un turbopropulseur	7
Fig.14	Moteur Fusée	8
Fig.15	Turboréacteur	9
Fig.16	Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement	9
Fig.17	Turboréacteur simple flux	10
Fig.18	Schéma turboréacteur double flux	10
Fig.19	Statoréacteur	11
Fig.20	Fonctionnement Dun Statoréacteur	11
Fig.21	Pulsoréacteur	12
Fig.22	Turboréacteur double fluxséparé	13
Fig.23	Turboréacteur double flux mélange	13
Fig.24	Soufflante	16
Fig.25	Compresseur centrifuge	17
Fig.26	Compresseur axial	17
Fig.27	Chambre de combustion	18
Fig.28	Chambre de combustion tubulaire	19
Fig.29	Chambre de combustion annulaire	19
Fig.30	Turbine	20
Fig.31	Tuyère	21
Fig.32	Post combustion	21
Fig.33	Inverseur de poussée	22
Fig.34	Disposition d'un turboréacteur à double flux séparé à un seule arbreet son diagramme T-S	26
Fig.35	Diagramme h-S de la soufflante	28
Fig.36	Diagramme h-S de Compresseur	29
Fig.37	Triangle de vitesse de compresseur	29
Fig.38	Diagramme h-S de la chambre de combustion	30
Fig.39	Diagramme h-S du la turbine	31
Fig.40	Triangle de vitesse a la turbine	31
Fig.41	Diagramme h-S de la tuyère	32

Fig.42	Débit d'air correspondant à la chambre de combustion	33
--------	------------------------------------------------------	----

Liste des Figures

Chapitre II

N° de figure	Intitulé	page
Fig.1	Turboréacteur GE90-94B	34
Fig.2	Soufflante de GE90	35
Fig.3	Aubes de la soufflante	35
Fig.4	Décomposition du GE90-94B	36
Fig.5	Diagramme T-S du diffuseur	38
Fig.6	Diagramme T S de la soufflante	39
Fig.7	Diagramme T-S des Compresseurs	40
Fig.8	Diagramme T S de la chambre de combustion	41
Fig.9	Diagramme T S des Turbines	42
Fig.10	Diagramme T-S de la Tuyère primaire	43
Fig.11	Diagramme T-S de la Tuyère secondaire	44

Chapitre III

N° de figure	Intitulé	page
Fig.1	Effet du rapport carburant-air sur les émissions	49

Nomenclature

Symboles	Designations	Unités
F	Poussée	[N]
\dot{m}	Débit massique	[kg/s]
v	Vitesse	[m/s]
P	Pression	[kPa]
A	Section	[m ²]
F_{sp}	Poussée spécifique	[N/kg.s]
C_h	Consommation horaire	[kg/h]
C_{sp}	Consommation spécifique	[kg/h.N]
T	Température	[K]
P	Puissance	[kW]
h	Enthalpie	[kJ/kg]
Cp	Chaleur massique à pression constante	[kJ/kg.k]
PCI	Pouvoir calorifique inferieure	[kJ/kg]
S	Entropie	[kJ/kg.K]
η	Rendement	
M	Nombre de Mach	
γ	Coefficient isentropique	
f	Rapport air carburant	
τ	Rapport de pression	
λ	Taux de dilution	

Sommaire

Chapitre I : Généralité sur les Turboréacteurs Double Flux

I. Introduction.....	1
II. Historique	1
III. Différents types de propulsion.	5
III.1.Définition de la propulsion.....	5
➤ Systèmes Aérobie.....	5
➤ Systèmes Anaérobies	5
III.2.Moteurs à propulsion... ..	6
III.2.1.Moteurs à piston.....	6
III.2.2.Turbopropulseurs	7
III.2.3.Moteurs Fusée.....	8
III.2.4.Groupe Turboréacteur	8
III.2.4.1.Définition... ..	8
III.2.4.2.Principe de fonctionnement... ..	9
➤ Turboréacteur mono Flux.....	10
➤ Turboréacteur double Flux	10
III.2.4.3.Statoréacteur	11
III.2.4.4.Pulsoréacteur.....	11
IV. Turboréacteur Double Flux.....	12
➤ Turboréacteur double flux non-mélangé.....	12
➤ Turboréacteur double flux mélangé	13
IV.1.Fonctionnement d'un turboréacteur double flux Principe général	14

IV.2.Fonctionnement au démarrage	14
IV.3.Composants...	15
IV.3.1.Diffuseur...	15
IV.3.2.Soufflante	15
IV.3.3.Compresseur	16
➤ Efficacité du compresseur	16
➤ Taux de compression.....	16
➤ Débit massique.....	17
IV.3.3.1.Compresseurs centrifuge	17
IV.3.3.2.Compresseurs axial...	17
IV.3.4.Chambre de combustion...	17
➤ Chambre Tubulaire	18
➤ Chambre annulaire	19
IV.3.5.Turbine...	20
IV.3.6.Tuyère	20
IV.3.7.Post combustion...	21
IV.3.8.Inverseur de poussée	22
IV.4.Paramètre de performance.....	22
IV.4.1.Poussée.....	22
IV.4.2.Poussée spécifique	23
IV.4.3.Consommation horaire et spécifique de carburant.....	24
IV.4.4.Taux de dilution...	24
IV.4.5.Puissance	24
➤ Puissance de propulsion	24

➤ Puissance Dynamique	24
➤ Puissance Thermique	25
IV.4.6.Rendement.....	25
➤ Rendement propulsif.....	25
➤ Rendement Thermique	25
➤ Rendement Global	25
IV.5.Cycles et diagrammes d'un turboréacteur à double flux	25
IV.5.1.Diffuseur.....	26
IV.5.2.Soufflant.....	27
IV.5.3.Compresseur	28
IV.5.4.Chambre de combustion.....	29
IV.5.5.Turbine.....	30
IV.5.6.Tuyère	31
V.Refroidissement.....	32
V.1.Chambre de combustion.....	32
V.2.Turbine.....	32
VI. Conclusion.....	33
 Chapitre II : Calculs D'un turboréacteur double flux	
I. Introduction.....	34
II. Description du moteur GE90.....	34
III. Caractéristique principales du moteur GE90-94B.....	35
IV. Modélisation des différentes étapes du moteur.....	36
IV.1. Hypothèse de calcul.....	36
IV.2. Décomposition du turboréacteur	36

V. Calcul des paramètres de performances du GE90.....	37
➤ Données de calcul... ..	37
V.1.Diffuseur.....	38
V.2.Soufflante.....	38
V.3.Compresseurs... ..	39
V.3.1.Compresseur basse pression... ..	39
V.3.2.Compresseur haut pression... ..	39
V.4.Chambre de combustion... ..	40
V.5.Turbine.....	41
V.5.1.Turbine haute pression	41
V.5.2.Turbine basse pression.....	41
V.6.Tuyères... ..	42
V.6.1.Tuyère primaire.....	42
V.6.2.Tuyère secondaire	43
V.7.Débits.....	44
V.8.Poussée	44
V.9.Poussée spécifique	44
V.10.Consommation	44
V.10.1.Consommation horaire	44
V.10.2.Consommation spécifique	45
V.11.Puissance	45
V.11.1.Puissance thermique	45
V.11.2.Puissance dynamique.....	45

V.11.3.Puissance propulsive.....	45
V.12.Rendement	45
V.12.1.Rendement thermique.....	45
V.12.2.Rendement propulsif.....	45
V.12.3.Rendement global.....	45
VI.Conclusion... ..	46

Chapitre III : Choix de la performance d'un turboréacteur double flux pour un casd'avion long-courrier.

I. Introduction.....	47
II.Paramètres de performance	47
II.1.Rapport de dilution.....	47
II.2.Rapport de poussée-poids	47
II.3.Taux de consommation de carburant.....	48
II.4.Durée de vie totale.....	48
II.5.Pollution.....	48
III.Conclusion.....	50

ملخص

تستخدم المحركات التوربينية ذات التيار المزدوج على نطاق واسع في قطاع النقل الجوي بسبب أدائها الطاقوي الجيد مقارنة بالمحركات التوربينية ذات التيار الواحد.

تتناول هذه المفكرة دراسة أداء و تشغيل محرك توربيني مزدوج التدفق، بعد عرض للمبادئ الأساسية للمحركات النفاثة، و وصف و تصنيف مفصلين للمحركات النفاثة و مبدأ تشغيلها. ركزت دراستنا على تشغيل و حساب الإعدادات المختلفة للمعايير (قوة الدفع، الإستهلاك، المرودية) و اخترنا كنموذج GE90-94B لعمليات الحساب.

لقد جعلتنا المنافسة بين الشركات الدولية للمحركات التوربينية نهتم بالإختيار الذي يضمن أفضل شراء في الأسواق العالمية و لقد تطرقنا في حديثنا الى التلوث الصادر عن هاته المحركات.

الكلمات المفتاحية : محرك توربيني أحادي التدفق- محرك توربيني ثنائي التدفق- محرك توربيني- الدفع- الطيران- التلوث.

Résumé

Les Turboréacteurs double flux sont des engins très utilisés dans le domaine du transport aérien à cause de leurs bonnes performances énergétiques par rapport aux turboréacteurs simple flux.

Ce mémoire traite l'étude des performances et le fonctionnement d'un turboréacteur double flux après une présentation des principes fondamentaux des moteurs à réaction, une description détaillée et une classification des moteurs à réaction et son principe de fonctionnement. Notre étude est concentrée sur le fonctionnement et le calcul des différents paramètres de performance (poussée, consommation, les rendements.....). On a choisi le GE90-94B comme modèle, pour notre calcul. La concurrence entre les entreprises internationales des turboréacteurs nous a permis de prendre soin des performances qui assurent le meilleur prix dans le marché mondial et aussi nous avons touché le côté de la pollution de ces dernières sur l'environnement.

Mots Clés: Turboréacteur mono Flux – Turboréacteur Double Flux – Turboréacteur GE90-94B – Turbopropulseur – Propulsion – Aéronautique – Pollution

Abstract

Double-jet turbojets are machines that are widely used in the air transport sector, because of their good energy performance compared to single-flow turbojets. Among these dual flow engines.

This thesis deals with the study and analysis of the energy performance and operation of a turbofan engine after a presentation of the fundamental principles of jet engine, detailed description and classification of jet engine and its principle of operation. Our study is focused on the operation and calculation of the different performance, We had chosen the GE90-94B as a model for our calculation. Competition between companies international turbojet has made us take care of the performance that ensures nest purchase in the international markets, and we hit the pollution side from the jet engine on the environment.

Key Words: Single-flow Turbojets – Double-jet turbojets – Turbojet GE90-94B – Turbopropulseur – Propulsion – Aeronautical – Pollution

INTRODUCTION GENERALE

Introduction Générale

A l'occasion de la fin de notre parcours académique, à la faculté de technologie de Tlemcen au département du génie mécanique, nous avons eu l'honneur d'avoir un thème correspondant à notre formation de master dans les domaines énergétique et aéronautique.

Le thème touche surtout les moteurs à propulsion appartenant au groupe des turboréacteurs, en l'occurrence le turboréacteur à double flux qu'équipent les avions long courrier. Nous avons fait des recherches et procédé à des calculs que vous trouverez dans les chapitres deux et trois de notre mémoire.

Le chapitre I porte sur les généralités des moteurs à propulsion et leur principe de fonctionnement. Les moteurs utilisés de ce type sont équipés par les avions civils et militaires et le type de calculs dynamique, thermodynamique et de propulsion des turboréacteurs double flux utilisés par les avions long courrier. Il s'agit surtout des rappels des cycles et des lois de thermodynamique et de propulsion.

Dans le deuxième chapitre, pour les calculs proprement dit, nous avons choisi un type de moteur de propulsion GE90-94B équipé par Boeing 777 des années 2000 pour appliquer nos connaissances et rafraichir les idées sur la propulsion, en générale, concernant surtout la performance les rendements. Par la même occasion nous avons touché dans le chapitre 3 l'impact environnemental que posent les turboréacteurs et le choix des performance, d'un turboréacteur double flux, en général.

CHAPITRE I :
GENERALITE SUR LES
TURBOREACTEURS
DOUBLE FLUX

I. Introduction :

Une des lois fondamentales de la mécanique est le principe de l'action et de la réaction. Toute action s'accompagne d'une réaction, égale et directement opposée à l'action. Reste à définir l'action, ce qui est facile pour les corps immobiles, mais moins pour les corps en déplacement, comme c'est le cas des véhicules propulsés par l'action d'un moteur. La propulsion est un déplacement autre que le simple asservissement aux forces naturelles, que sont les vents, les courants, la pesanteur, l'énergie solaire, le champ magnétique, etc. La propulsion est donc une victoire sur l'insuffisance des forces naturelles. Un propulseur à réaction prélève du fluide à l'avant du propulseur et la rejette vers l'arrière avec une quantité de mouvement accrue.

II. Historique :

Avant la seconde guerre mondiale, les turboréacteurs n'existaient qu'en tant qu'éléments d'essai en laboratoire. Mais à la fin de la guerre, il est devenu clair que l'avenir de l'aviation dépendait des avions à réaction.

Les points de repère historiques suivants constituent des étapes importantes dans le développement des turboréacteurs :

- En 1910, le romain Henri Coandă a construit le premier turboréacteur et présenté comme un «Turbopropulseur» au salon de l'aéronautique.

- En 1921, le français Maxime Guillaume a déposé une demande de brevet d'invention concernant la «propulsion par réaction sur l'air», qu'il obtient en 1922.

- Dans les années 1930, le Dr. Hans Von Ohain et Sir Frank Whittle sont tous deux reconnus comme les inventeurs des nouveaux types de moteur d'avion, il s'agit donc des turboréacteurs [12].

➤ Dr. Hans Von Ohain :

Von Ohain est un docteur en physique à l'université de Göttingen en Allemagne. Il a commencé à développer des turboréacteurs au début des années 1930 au milieu de ses études de doctorat. En 1935, il a développé un moteur d'essai pour démontrer ses idées, avec le soutien de l'avionneur Ernst Heinkel. La conception détaillée de l'appareil d'essai « He 178 » a commencé en 1938. Au début de 1939, le

moteur et la structure de l'avion sont terminés, mais la poussée est inférieure à ce qui est requis. Après plusieurs réglages, le moteur est prêt le 27 août 1939, le pilote d'essai d'Heinkel, Erich Warsitz effectue le premier vol réussi d'un aéronef conçu pour être propulsé par un turboréacteur voir (Fig.1 et Fig.2)[6].

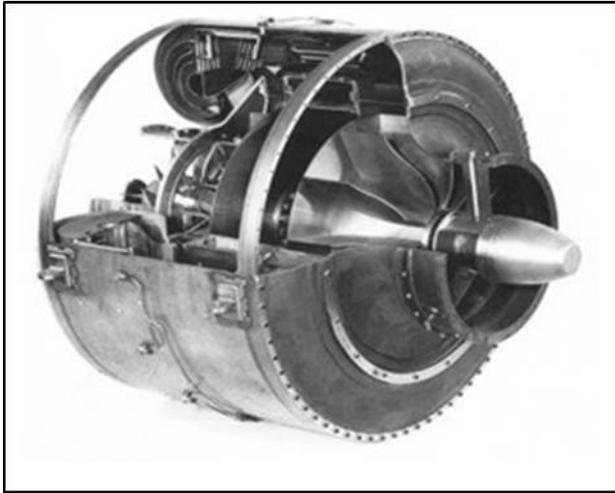


Fig.1: Turboréacteur Heinkel HeS 3

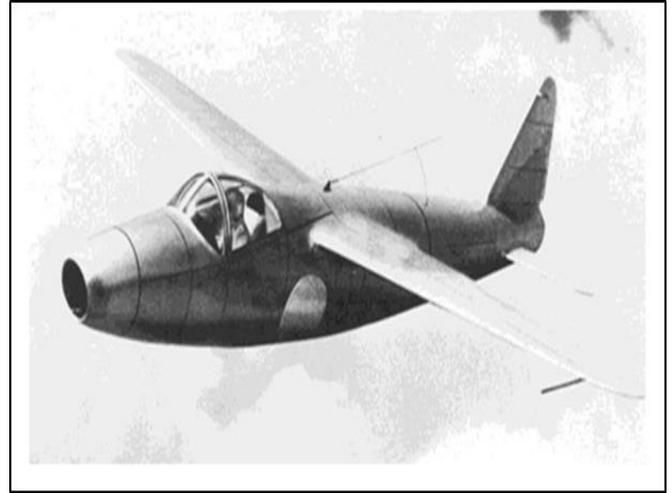


Fig.2: Heinkel He 178

➤ **Sir Frank Whittle :**

En janvier 1930, Frank Whittle a déposé une demande de brevet pour un moteur à réaction. Le brevet a été obtenu en 1932. Cependant, il a reçu peu de soutien du ministère de l'aviation ou de l'industrie. Avec l'aide de banquiers d'investissement, "power jets" a été fondé en 1936 et a embauché Whittle pour concevoir et développer son premier turboréacteur. Le premier fonctionnement du moteur d'essai a été effectué en avril 1937. En 1939, le ministère de l'aviation est finalement convaincu des avantages de l'invention de Whittle et décide de développer des moteurs d'avion. Par conséquent, le premier moteur d'avion Whittle nommé " Power jet W1 " (Fig.3) a été fabriqué. En février 1940, le ministère de l'aviation a également décidé de faire construire par le " Gloster Aircraft Company " un avion d'essai appelé "E 28/39" connu sous le nom de « Pioneer » (Fig.4). L'avion a été achevé en mars 1941 et le moteur a été achevé en mai 1941. Le 15 mai 1941, le «Pioneer » avec le moteur W1 vole pendant 17 minutes et atteint une vitesse maximale d'environ 545 km/h [6].



Fig.3: Premier turboréacteur

De Frank Whittle (W1)



Fig.4: Gloster-Whittle E28/39

Les premiers turboréacteurs développés par Whittle et Hans sont conçus sur la technologie des compresseurs centrifuges. L'inconvénient de ce type est qu'un moteur de grand diamètre est nécessaire pour comprimer correctement l'air entrant dans le turboréacteur, augmentant ainsi le diamètre du fuselage et réduise leur performance.

- En 1940, le turboréacteur axial « Jumo 004 » (Fig.5) est mis en service chez "Junkers Engine Company" en Allemagne. Contrairement aux modèles centrifuges originaux des moteurs Whittle et Von Ohain, Anselm Franz a été le pionnier du développement des turboréacteurs axiaux.

- Le 18 juillet 1942, l'avion de combat bimoteur Messerschmitt Me-262(Fig.6) équipé de turboréacteur"Jumo 004A", a volé pour la première fois en Allemagne [8].

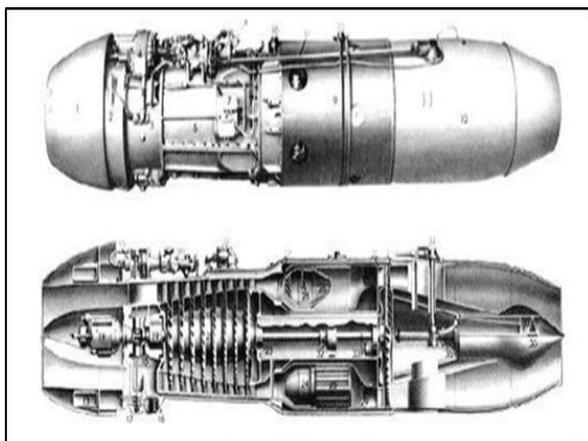


Fig.5: Turboréacteur Junkers Jumo 004



Fig.6: MesserschmittMe-262

En 1941, les britanniques ont partagé la technologie de Whittle avec les États-Unis pour permettre à General Electric Company de construire son premier turboréacteur, l' I-A. Le 1^{er}

CHAPITRE I : GENERALITE SUR LES TURBOREACTEURS DOUBLE FLUX

Octobre 1942, le premier avion de chasse américain le "Bell XP-59"(Fig.8) propulsé par le turboréacteur « I-16 » ou« J31 » (voir la Fig.7), a effectué son premier vol [8].

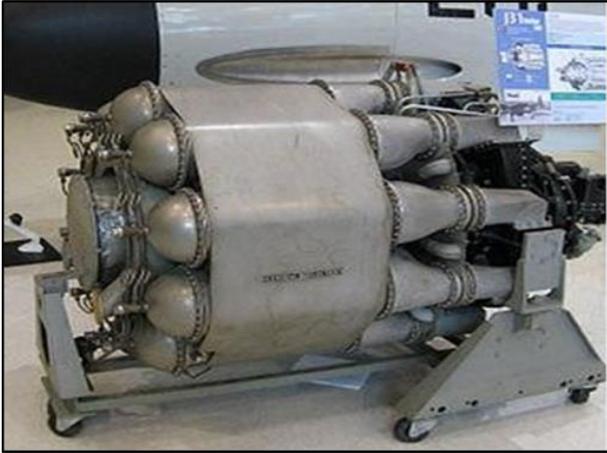


Fig.7: Turboréacteur General Electric J31



Fig.8: Bell XP-59

Dans les années 1960, la concurrence était très féroce entre les quatre grandes motoristes pour améliorer les performances des turboréacteurs et équiper les avions produits par Airbus et Boeing. Ces quatre constructeurs sont les américains General Electric et Pratt & Whitney, les britannique Rolls-Royce et le français Safran Aircraft Engines. Par conséquent, le développement concerne principalement un nouveau type qui est le turboréacteur double flux. Il a été conçu comme un compromis entre le turboréacteur et le turbopropulseur. Avec une faible consommation de carburant et un large poussé [12].

-Aujourd'hui, les turboréacteurs sont utilisés dans tous les avions civils moyens et grands. Les turboréacteurs modernes ne sont pas seulement des systèmes de propulsion, mais sont également devenus des générateurs d'avions. Ils fournissent toute l'énergie disponible sous forme électrique et hydraulique et alimente aussi le système de conditionnement d'air pour répondre aux besoins de clients [12].



Fig.9: Premier turboréacteur double flux« Rolls-Royce

III. Différents types de propulsion

III.1. Définition de la propulsion

La propulsion c'est le mouvement qui pousse en avant et qui permet à un corps de se déplacer dans son espace environnant.

Le propulseur c'est un dispositif, appareil destiné à communiquer une propulsion ou une accélération (Avion, Fusée, bateau ... ect).

Le principe de la propulsion des avions à réaction s'appuie sur la troisième loi énoncée par Issac Newton en 1687 dans le premier volume de son *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* : tout corps A exerçant une force sur un corps B subit une force d'intensité égale, mais de sens opposé, exercée par le corps B.

Comme la Fig.10 présente, les gaz en s'échappant créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement de l'avion (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante) [4].

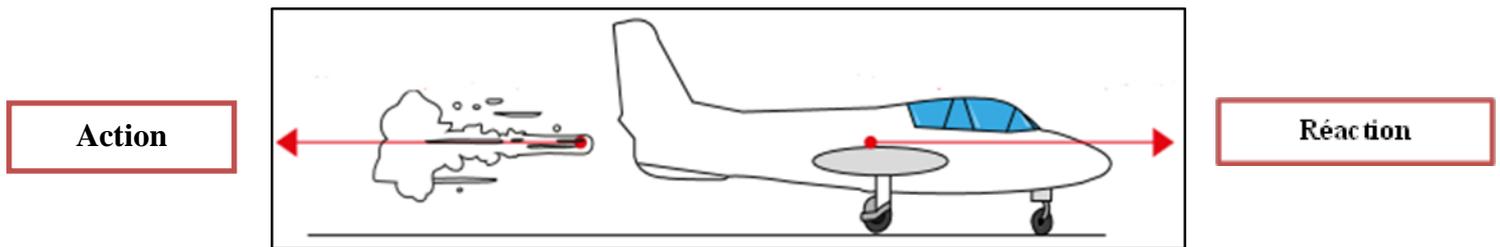


Fig.10: schéma explicatif de l'opération de propulsion

En peut classer les systèmes propulsifs en deux familles, suivant la nature du fluide moteur : air ou combustible. Le système sera donc aérobie ou anaérobie.

➤ **Systèmes Aérobies**

Dans ce cas, la réaction se fait entre l'air et le combustible. Dans cette catégorie, on distingue les familles suivantes (Turboréacteur, Turbopropulseur, statoréacteur)

➤ **Systèmes Anaérobies**

On classera dans cette catégorie le moteur fusée (à combustible solide poudre, à combustible liquide, ou hybride)

III.2. Moteurs à propulsion

Il y a deux types des moteurs à propulsion :

Les propulseurs à réaction directe qui fonctionnent sur le principe de l'action et la réaction produisant une force menée vers l'avant, appelée poussée dans le sens adverse à la traînée.

Les propulseurs à réaction indirecte qui fonctionnent sur le principe de la force de traction qui est produite par un élément intermédiaire comme l'hélice qui transforme l'énergie mécanique en énergie propulsive [1].

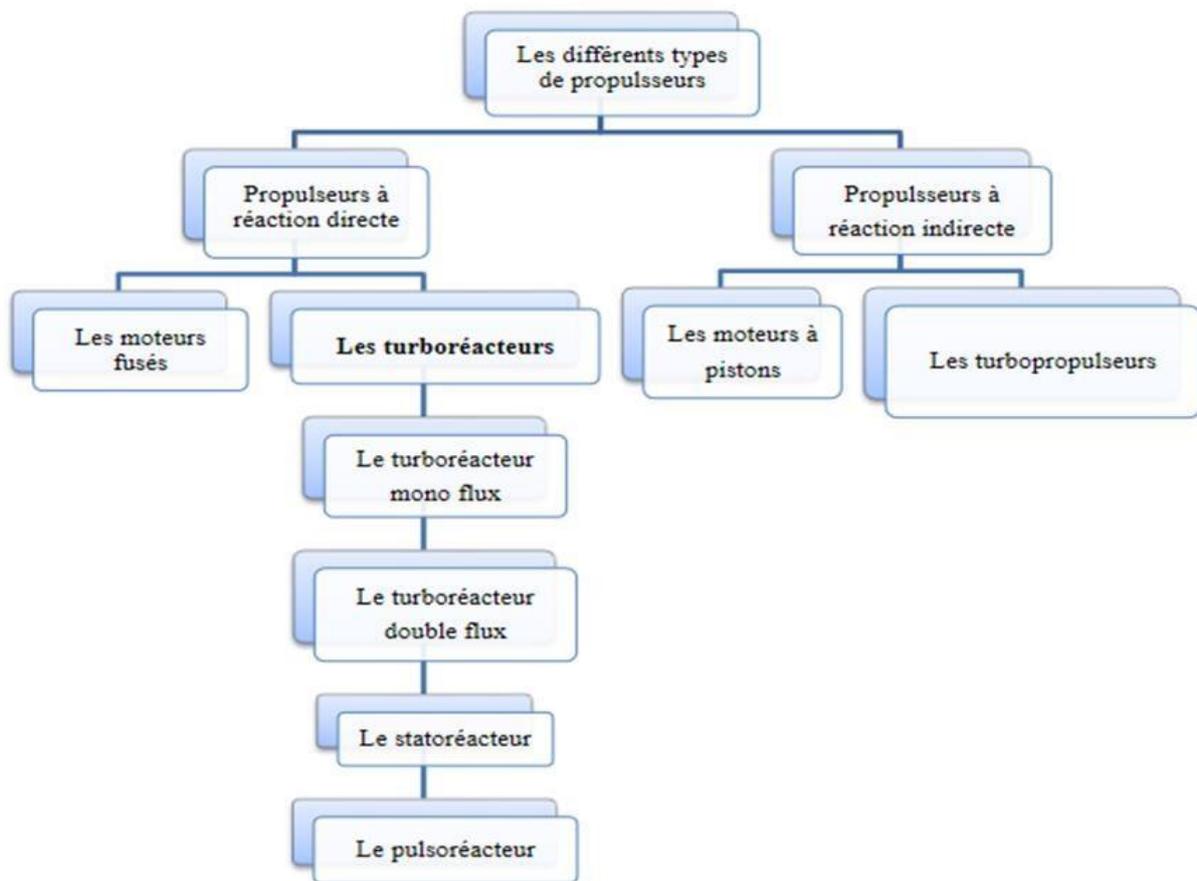


Fig.11: Organigramme des types de propulseurs [1]

III.2.1. Moteurs à piston

Ces moteurs sont toujours utilisés dans les avions légers et dans le domaine des puissances relativement petites (150 -400 ch.). Ils sont économiquement moins chers et leur entretien est facile. L'hélice est reliée par un moteur à piston. Elle comporte, selon les cas, de 2 à 5 pales dont la section est identique à celle d'une aile d'avion. Lorsque le moteur tourne, il démarre l'hélice qui "se visse dans l'air" et aspire une énorme masse d'air à l'avant et le refoule vers l'arrière. Dans ce genre de moteurs, les quatre temps classiques -admission, compression,

explosion, échappement -se déroulent l'un après l'autre en un même lieu, le cylindre, dont le volume et les orifices de communication varient au cours du cycle (voir la Fig.12) [3].

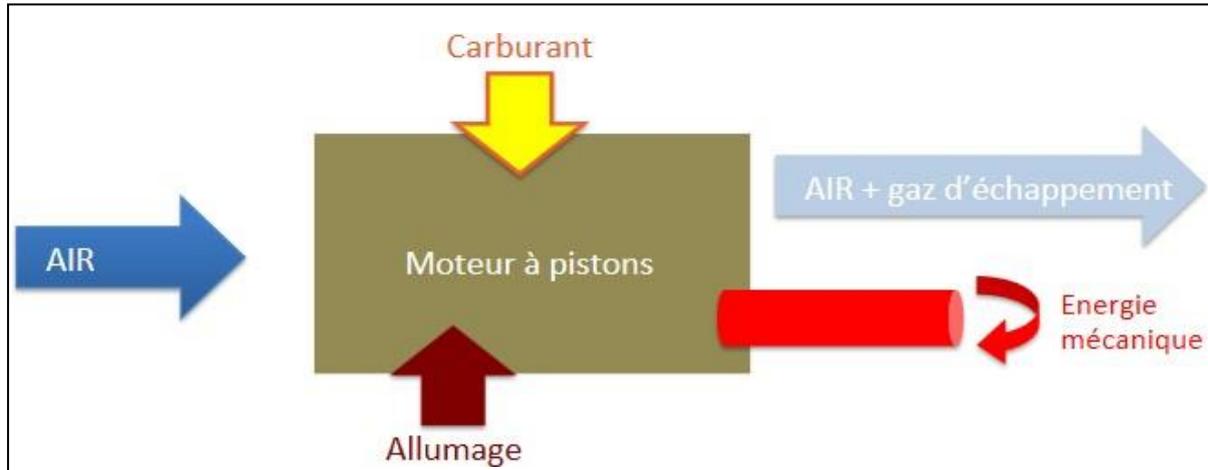


Fig.12: Schéma D'un moteur à piston

III.2.2. Turbopropulseurs

L'ensemble comprend un compresseur, souvent du type axial, une chambre de combustion et une turbine, placée sur le même arbre que celui du compresseur, qui assure la détente des gaz brûlés (Fig.13). Ces derniers étant à haute température peuvent être utilisés pour reproduire la puissance d'une façon directe (tuyère) ou indirecte (hélice), autres systèmes mécaniques). Ces types de moteurs peuvent produire une poussée suffisante pour le vol des avions. Leur cycle thermodynamique est modifié, spécialement à haute altitude, à cause, d'une part, de l'air ambiant qui devient très froid; et d'autre part, de l'augmentation du rapport global de compression (la pression dynamique à l'entrée ne garde plus sa valeur terrestre). Cette catégorie de moteurs se subdivise en deux parties: les turbomoteurs de propulsion terrestre et aéronautique [3].

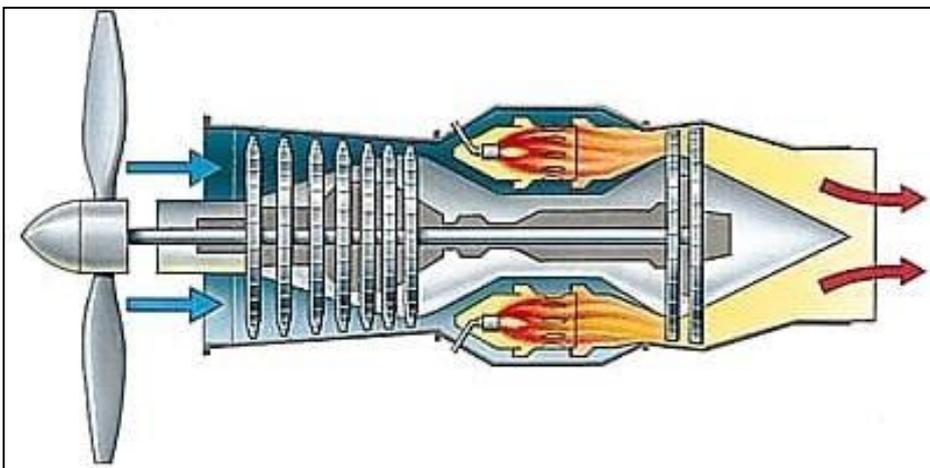


Fig.13: Schéma D'un turbopropulseur

III.2.3. Moteurs Fusée

C'est le moteur le plus simple et le plus rapide (pour des vitesses > 1500 km/h). Les gaz de combustion sont éjectés à grande vitesse par la tuyère. Son avantage est de pouvoir déplacé indifféremment dans l'atmosphère et dans l'espace (vide), puisqu'il emporte avec lui le comburant et le carburant nécessaires à la génération des gaz. Pour tous les autres types de moteurs à réaction, dans ce cas l'air c'est le comburant, ce qui permet de n'emporter que le carburant (du kérosène en général) à bord de l'engin, (voir la Fig.14) [3].



Fig.14: Moteur Fusée

III.2.4. Groupe Turbo réacteur

III.2.4.1. Définition

Pour résoudre le problème du statoréacteur (de même que le pulsoréacteur) les chercheurs ont fait un effort pour le développement d'autres types de moteurs pour créer une pression d'air suffisante, grâce à un compresseur entraînée par une turbine, elle-même actionnée par le flux de gaz brûlés éjectés par la tuyère. C'est le principe bien connu du turbo réacteur (Fig.15), valable pour des vitesses comprises entre 600 et 2200 km/h. Après une détente partielle dans la turbine, les gaz éjectés achèvent de se détendre lors de leur éjection (et non échappement) par la tuyère, libérant ainsi l'énergie de pression qui détermine la poussée du moteur [3].



Fig.15: Turboréacteur

III.2.4.2. Principe de fonctionnement

L'air est aspiré par le collecteur d'admission et est comprimé et chauffé par le compresseur. Ensuite, il entre dans la chambre de combustion où le carburant est injecté. Ce mélange d'air comprimé et de carburant est enflammé. La turbine absorbe suffisamment d'énergie du flux de gaz d'échappement pour entraîner le compresseur à travers un arbre rotatif ce qui assure la continuité et l'entretien de la rotation du moteur. Le reste d'énergie d'échappement est utilisé pour produire la poussée et la géométrie de la tuyère d'échappement améliore ce processus. Lorsque les gaz d'échappement s'écoulent à travers la tuyère, ils s'accélèrent à une vitesse élevée lorsqu'ils se dilatent, assurant ainsi la propulsion (Fig.16) [11].

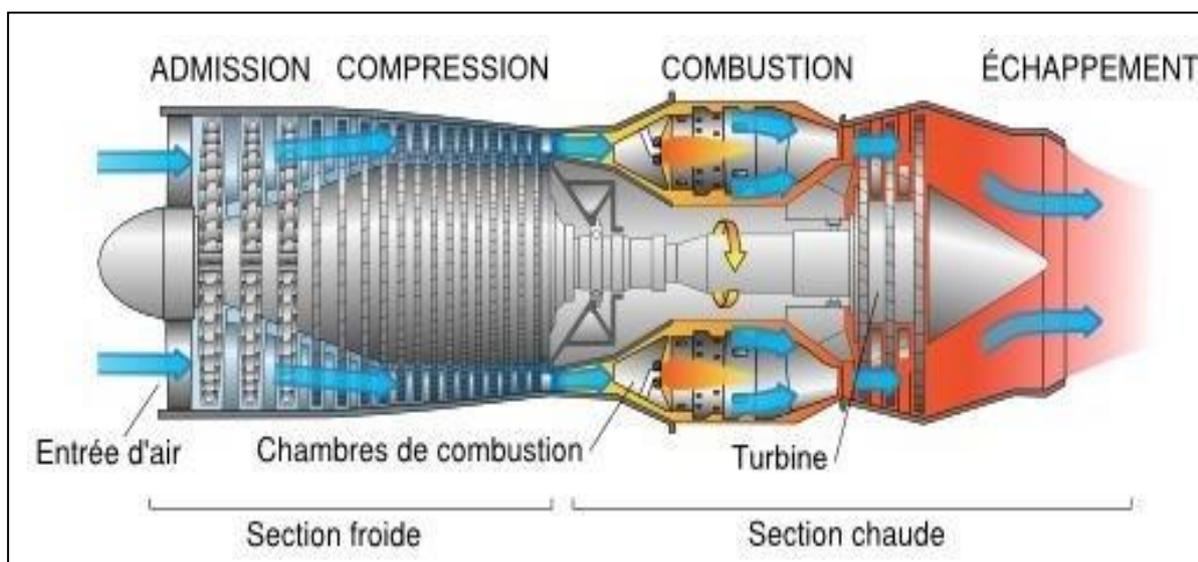


Fig.16: Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement

➤ Turboréacteur mono Flux

C'est le cas le plus simple. Un compresseur à plusieurs étages est collé par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages (Fig.17). C'est derniers tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire [2].

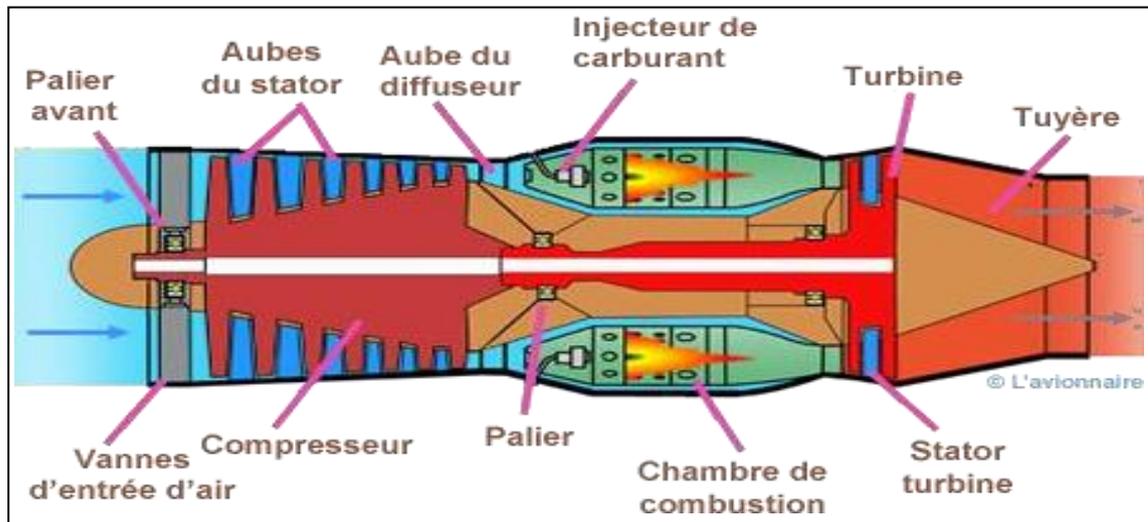


Fig.17: Turboréacteur simple flux

➤ Turboréacteur double Flux

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui assure le fonctionnement d'un compresseur basse pression (Fig.18). Ce Dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire [2].

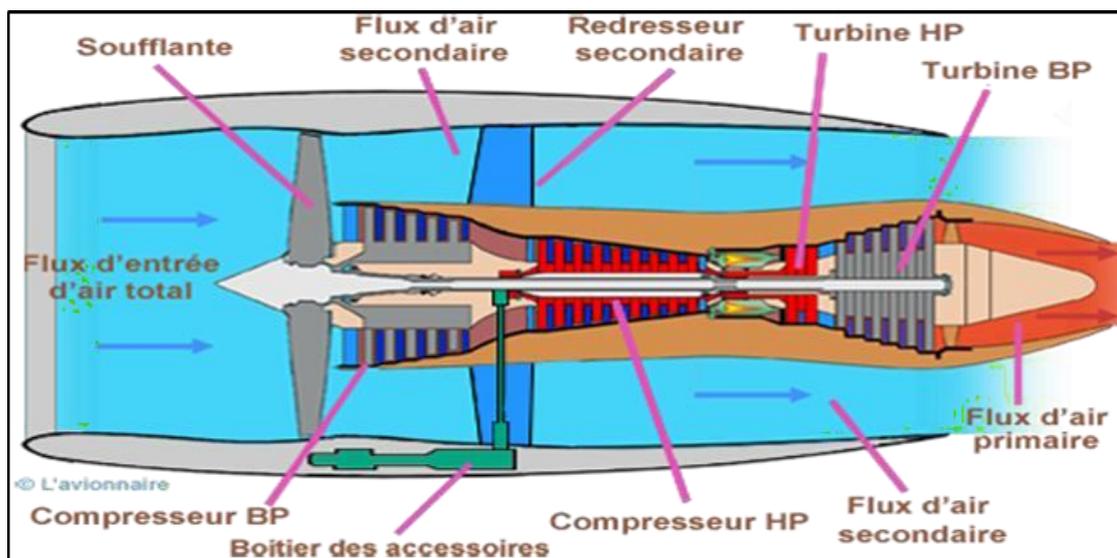


Fig.18: Schéma turboréacteur double flux

III.2.4.3. Statoréacteur

Les statoréacteurs sont basés sur le même principe de fonctionnement que les turbo réacteurs avec les trois phases: compression, combustion et détente mais avec une différence fondamentale. Il ne comporte aucune pièce mobile c'est le plus simple des moteur pour avion que nous puissions imaginer. La compression est assurée par la seule manche d'entrée à condition que les statoréacteurs soient en mouvement (porté par un autre avion). Un statoréacteur fonctionne à des vitesses supérieures à 500 km l'air s'engouffre alors avec une forte pression dans l'entrée d'air rencontre du kérosène. Les statoréacteurs sont exclusivement utilisés en aéronautique, notamment pour la propulsion de missiles (Fig19, Fig 20) [2].



Fig.19: Statoréacteur

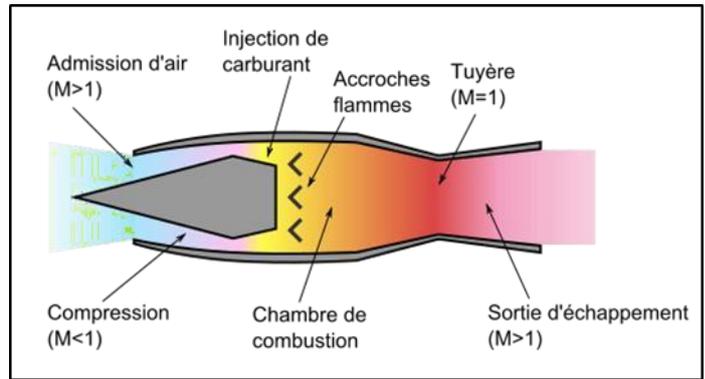


Fig.20: Fonctionnement Dun Statoréacteur

III.2.4.4. Pulsoréacteur

Le principe du pulsoréacteur (Fig.21), utilisé pendant la guerre pour propulser la bombe volante allemande V-1. Son principe de fonctionnement comprend trois étapes dans l'admission : À la mise en route, on injecte de l'air comprimé le carburant est ainsi vaporisé à travers les clapets et pénètre dans la chambre de combustion. À l'explosion Les premières explosions sont réalisées grâce à une bougie et un allumage haute tension .Lors de l'explosion du mélange, le volume triple, cette augmentation de pression a pour effet de fermer les clapets. Les gaz brûlés ne peuvent s'échapper que vers l'arrière, créant ainsi la poussée. À la réadmission l'échappement des gaz chauds crée une dépression dans la chambre de combustion. Cette pression devient inférieure à la pression externe, les clapets s'ouvrent, le carburant pénètre dans la chambre, s'enflamme au contact des parois chaudes et un nouveau cycle commence. Il peut, contrairement au statoréacteur, fonctionner à faible vitesse. Il est très bruyant et son rendement est médiocre [2].

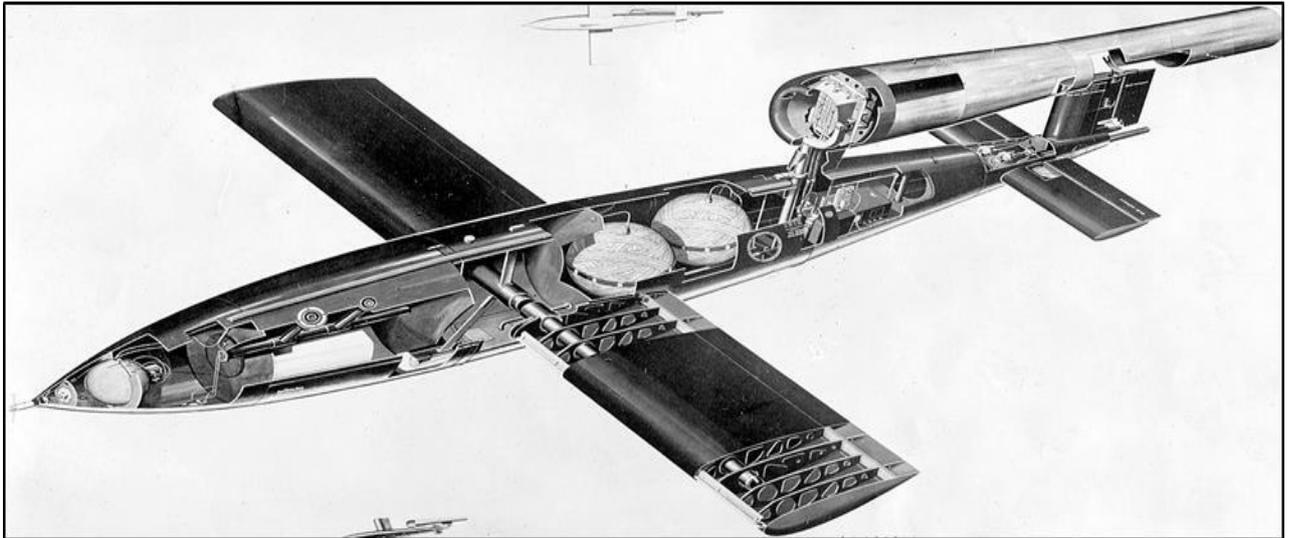


Fig.21: Pulsoréacteur

IV. Turboréacteur Double Flux

À une vitesse de vol d'environ Mach 0.8, les turbopropulseurs et les turboréacteurs simple flux sont moins efficaces car la vitesse de vol est trop élevée pour les turbopropulseurs et trop faible pour les turboréacteurs simple flux. L'écart est comblé par les turboréacteurs double flux, qui ont de meilleures performances et une meilleure économie de carburant. Ils sont plus puissants que les autres moteurs à basse pression, à basse vitesse et à basse altitude.

Le turboréacteur double flux comprend une grande soufflante et deux flux d'air à travers le moteur. L'air primaire circule à travers tous les composants tels qu'un turboréacteur simple flux, tandis que l'air secondaire traverse la soufflante et est évacué vers l'extérieur [6].

Les turboréacteurs doubles flux peuvent être classés comme suit:

➤ Turboréacteur double flux non-mélangé

Dans ce type le flux d'air primaire ou le flux chaud passe dans le générateur de gaz et est évacué à travers la tuyère d'échappement principale et produit la poussée. Pour le flux froid ou le flux d'air secondaire est accéléré travers la tuyère de la soufflante, produisant une seconde poussée (Fig.22). Généralement, la soufflante et les premiers étages du compresseur basse pression sont entraînés par la turbine basse pression et le compresseur haute pression extrait son énergie de la turbine haute pression. Dans certaines applications, les fabricants de turboréacteur ont choisi une conception à trois arbres, dans laquelle le compresseur BP est entraîné par une turbine BP et le compresseur intermédiaire est entraîné par une turbine à pression

intermédiaire et un compresseur HP est entraîné par une turbine HP. Les trois arbres fonctionnent à des vitesses différentes et le moteur à triple corps [7].

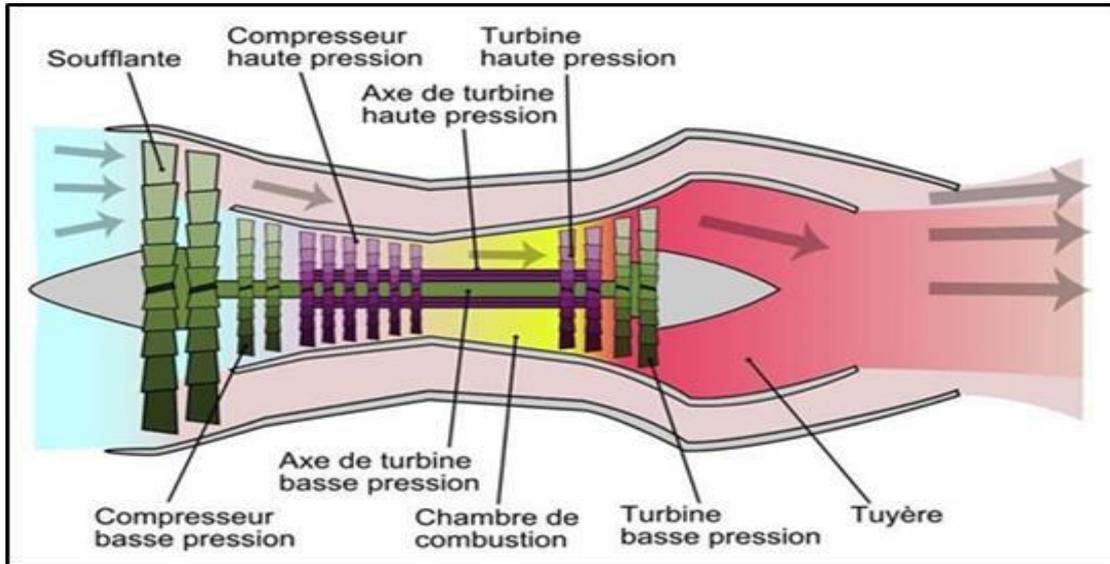


Fig.22: Turboréacteur double flux séparé

➤ Turboréacteur double flux mélangé

Est similaire au type précédent, mais le flux d'air secondaire n'est pas directement évacué, il est contourné autour des compresseurs BP et HP, de la chambre de combustion et des turbines BP et HP par un conduit. Ensuite, le flux froid est mélangé aux gaz d'échappement de la turbine qui est le flux chaud dans le mélangeur. L'air mélangé est accéléré à travers la tuyère et produit la poussée (Fig.23) [7].

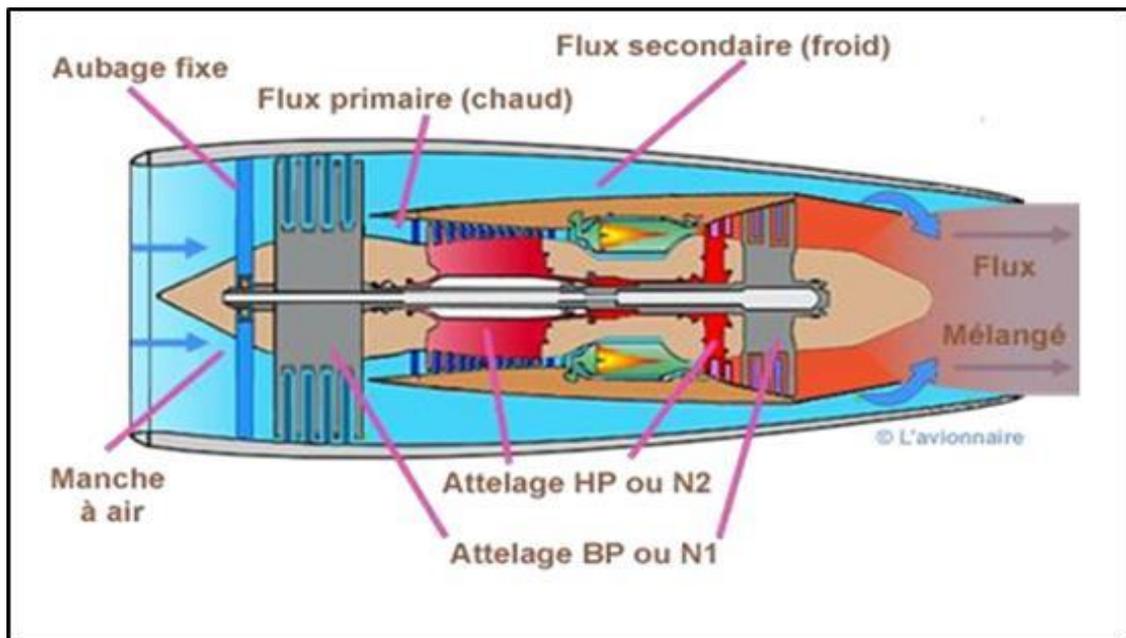


Fig.23: Turboréacteur double flux mélangé

IV.1. Fonctionnement d'un turboréacteur double flux Principe général

Lorsque l'air pénètre dans le réacteur par le diffuseur, il entre d'abord en contact avec une hélice appelée soufflante. La soufflante accélère et comprime l'air. L'air sortant de la soufflante est divisé en deux parties le flux primaire et le flux secondaire. Pour le flux secondaire est évacué par une tuyère séparée directement dans l'atmosphère. Tandis que le flux primaire est entré dans les compresseurs. Dans un turboréacteur à double flux avec un avion long-courrier s'enchaînent le compresseur basse pression (BP) et le compresseur haute pression. Dans le compresseur, le rotor aspire et accélère le flux d'air en le déviant par rapport à l'axe du moteur. Après le rotor, le stator redresse le flux dans l'axe et le ralentit en transformant une partie de sa vitesse en pression. L'air traverse le compresseur est dans un état haute pression, et une vitesse plus faible pénètre dans la chambre de combustion.

Dans la chambre de combustion, l'air est divisé en deux par une chambre centrale appelée tube à flammes. Une petite partie de l'air entre dans la chambre centrale pour contribuer à la combustion, pour le reste de l'air, appelé 'air de refroidissement', contourne le tube à flammes et sert à la fois pour refroidir les parois. À l'avant de cette chambre se trouve un injecteur qui alimente le tube en carburant. Ce carburant se mélangera immédiatement à l'air dans le tube. À côté de l'injecteur se trouve un allumeur qui produit la flamme nécessaire pour enflammer le mélange. À la sortie de la chambre de combustion, les gaz pénètrent dans les turbines. Ces turbines comme les compresseurs, sont constituées de turbines haute pression et des turbines basse pression. La turbine est située derrière la chambre de combustion pour utiliser pleinement l'énergie thermique et la pression est convertie en énergie cinétique pour faire tourner les compresseurs et les autres accessoires. Pour la dernière étape, les gaz sortent de la turbine sont évacués dans l'atmosphère par la tuyère primaire.

IV.2. Fonctionnement au démarrage

Pour démarrer le turboréacteur, la première exigence est une source d'air à haute pression. Cet air peut être prélevé du APU (auxiliary power unit) ou par un groupe pneumatique au sol. Le débit d'air à haute pression est contrôlé par une vanne de démarrage. La vanne de démarrage s'ouvre en fonction des entrées du poste de pilotage. Après la vanne de démarrage, l'air à haute pression est envoyé à la boîte d'accessoires ou AGB (accessory gearbox).

Ce boîtier d'accessoires est généralement situé près du bas du moteur dans le capot des moteurs. La boîte d'accessoires abrite différentes pompes et un démarreur pneumatique. Cette unité se compose d'une turbine qui est liée à un arbre, cet arbre du démarreur d'air

est connecté à l'arbre N2 ou l'arbre haute pression. Lorsque l'air à haute pression commence à circuler dans les gaines jusqu'au boîtier d'accessoires, la turbine du démarreur d'air commence à tourner, ce qui entraîne la rotation de l'arbre des démarreurs d'air puisqu'il est connecté à l'arbre N2. L'arbre N2 commence également à tourner. Lorsque l'arbre N2 tourne, les allumeurs s'allument à l'intérieur de la chambre de combustion. Le carburant est ensuite introduit par les buses de carburant pour créer un mélange carburant-air, ce qui entraîne une augmentation de la vitesse de rotation de l'arbre N2. Lentement l'arbre N1 ou l'arbre à basse pression commence à tourner, le ventilateur qui est connecté à l'arbre N1 commence également à tourner, ce qui entraînera l'aspiration de plus d'air dans le moteur. Cela signifie que les vitesses de rotation de N 1 et N 2 augmenteront encore. À une certaine vitesse de N2, l'allumage est coupé puisque la flamme devient autonome. Au fur et à mesure que la vitesse N2 augmente, le chef du démarreur d'air se désengage de l'arbre N2. Maintenant, la vanne de démarrage peut être fermée car l'air à haute pression n'est plus nécessaire dans le démarreur d'air. La séquence de démarrage du moteur est maintenant terminée, le moteur peut maintenant produire une poussée suffisante en ajustant, le débit de carburant dans la chambre de combustion. L'avion peut maintenant rouler jusqu'à la piste, puis décoller.

IV.3. Composants

IV.3.1. Diffuseur

C'est un conduit de fluide conçu pour gérer le flux d'air afin de permettre au moteur de fonctionner normalement et de générer une poussée. En raison de l'influence du débit d'air d'admission sur les performances globales de l'avion, la responsabilité de la conception de l'admission d'air incombe au constructeur de l'aéronef et non au constructeur du turboréacteur. Le but de cet élément est de fournir la quantité appropriée d'air requise par le turboréacteur et que ce débit à la sortie de la section d'admission pour entrer dans la soufflante ou le compresseur sera uniforme, stable et de haute qualité.

IV.3.2. Soufflante

C'est l'élément principal d'un turboréacteur double flux. Elle est accélérée l'air entrant par le diffuseur, puis divise l'air en deux parties le flux d'air primaire et le flux d'air secondaire. La soufflante peut être considérée comme un étage de compression dont le rapport de pression est inférieur à celui du compresseur. La soufflante est constituée de plusieurs pales de grandes dimensions dont l'incidence varie le long de pale (Fig.24).



Fig.24: soufflante

IV.3.3.Compresseur

C'est l'un des composants les plus importants dans les moteurs à réaction. Un compresseur se compose généralement de 5 à 25 de ces ensembles de pales de rotor et d'aubes de stator. La fonction du compresseur est de comprimer l'air pour obtenir la meilleure pression, température et vitesse à l'entrée de la chambre de combustion pour une combustion stable. Donc il est converti l'énergie cinétique en énergie de pression. La quantité d'énergie nécessaire et la quantité de la conversion énergétique obtenue sont caractérisées par les paramètres de fonctionnement du compresseur [8].

Les paramètres les plus importants sont :

➤ **L'efficacité du compresseur**

Qui représente l'énergie que la turbine fournit au compresseur via l'arbre du rotor, ce qui entraîne une augmentation de l'énergie sous pression. Par conséquent, ce paramètre indique la quantité de perte où la conversion d'énergie se produit encore [8].

➤ **Taux de compression**

Ce paramètre est défini comme le rapport de la pression à la sortie du compresseur et à l'entrée du compresseur. L'importance du taux de compression est que ce paramètre affecté les performances globales du moteur car il est directement lié à la poussée, à la consommation de carburant et au rendement du moteur. Le poids du moteur est également lié au degré de pression. Par exemple, le taux de compression peut nécessiter une augmentation du nombre d'étages de compresseur, ce qui se traduit par des niveaux de pression et de température plus élevées dans le générateur de gaz [8].

➤ Débit massique

Indique la quantité d'air que le compresseur peut traiter par unité de temps. Ceci n'est pas seulement important pour l'analyse thermodynamique, mais simplifié également la classification des moteurs dépend de sa taille [8].

IV.3.3.1. Compresseurs centrifuge

Dans les aéromoteurs assure un débit d'air faible à moyen. Ils ont un ou deux étages. Le rapport de pression par étage varie de 4 :1 à 8 :1, tandis que pour les doubles étages en série, un rapport de pression de 15 :1 est trouvé dans Pratt & Whitney PW110 (Fig.25) [].

IV.3.3.2. Compresseurs axial

Ont des performances plus élevées, une fiabilité et une efficacité plus élevées, mais l'augmentation de pressions par étage (1,1 :1 à 1,4 :1) est inférieure à celle des compresseurs centrifuges. Par rapport aux compresseurs modernes, plusieurs étages sont combinés pour créer un compresseur axial à plusieurs étages avec un rapport de pression allant jusqu'à 40 (Fig.26) [8].

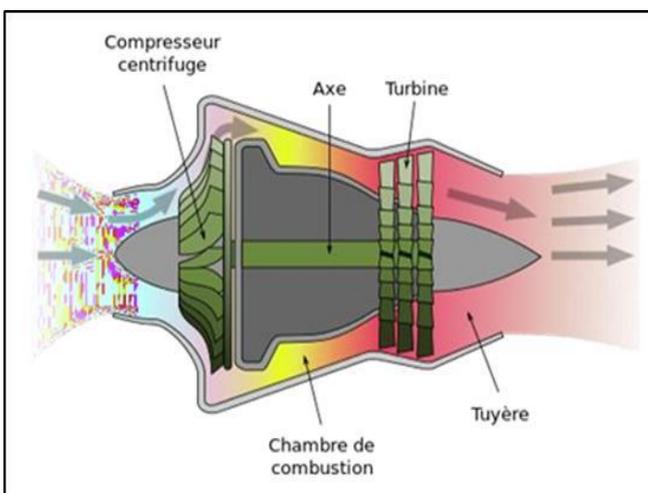


Fig.25: Compresseur centrifuge

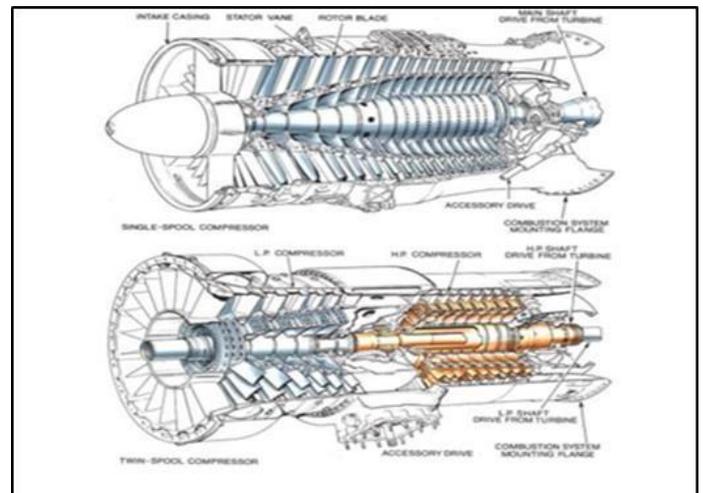


Fig.26: Compresseur axial

IV.3.4. Chambre de combustion

La chambre de combustion située entre le compresseur et la turbine, où elle reçoit l'air du compresseur et le livre à une température élevée à la turbine. La conception des chambres de combustion est un processus très complexe où l'aérodynamique, les réactions chimiques et la conception mécanique sont liées ensemble [6].

Les chambres de combustion subsonique comportent trois zones (voir Fig.27) :

- Zone de recirculation/ Zone de combustion /Zone de dilution.

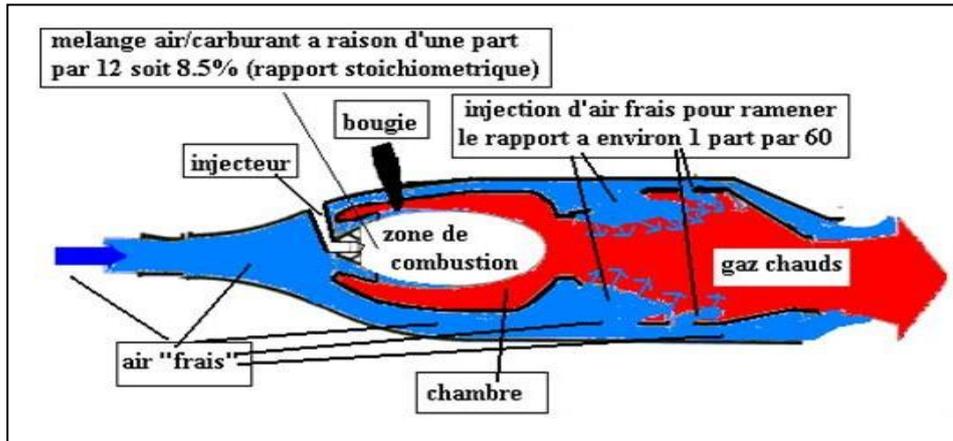


Fig.27: Chambre de combustion

Le processus de combustion se produit à des vitesses subsoniques. L'air quitte généralement le compresseur à une vitesse de 115 m/s ou inférieure à des nombres de Mach (0,3 à 0,5) [6].

Il existe deux principaux types de chambres de combustion subsonique utilisées dans les moteurs à turbine à gaz:

➤ **Chambre Tubulaire**

Le turboréacteur inventé par Frank Whittle et Hans Von Ohain possède une chambre de combustion subsonique tubulaire. Le type tubulaire est constitué d'une chambre cylindrique disposée autour de l'arbre reliant le compresseur et la turbine. L'air fourni au compresseur est divisé en plusieurs flux d'air différents, dont chacun est une chambre séparée (Fig.28). Ces chambres sont reliées entre elles pour stabiliser les fluctuations de pression. Les avantages du type tubulaire sont :

-Robustesse mécanique, facile à régler le débit d'air et de carburant et remplacement facile pour la maintenance.

Cependant, les pertes de charges sont importantes et les restrictions de taille et de poids sont plus élevées. Pour ces raisons, le type tubulaire n'est plus utilisé dans les conceptions actuelles [6].

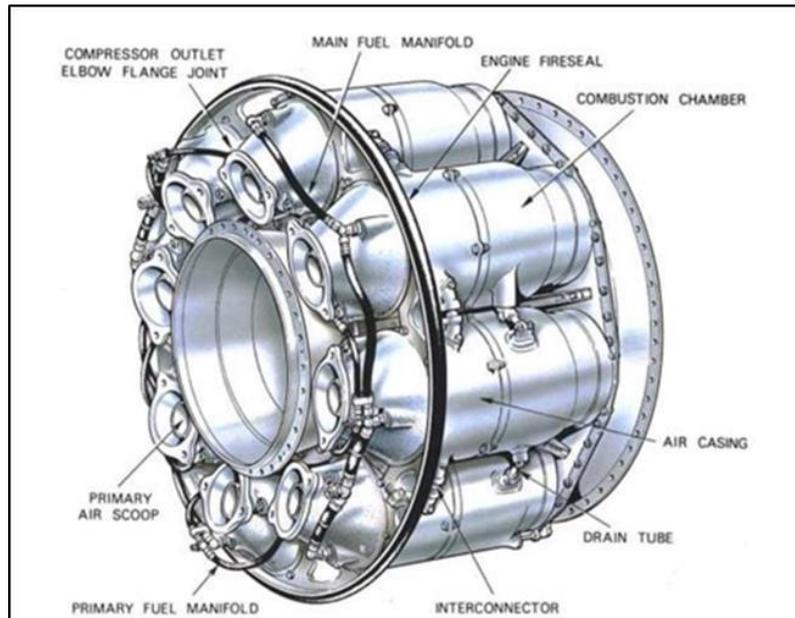


Fig.28: Chambre de combustion tubulaire [9]

➤ **Chambre annulaire**

Cette chambre de combustion représente la configuration idéale pour les chambres de combustion car sa conception aérodynamique «propre» permet des dimensions compactes et par conséquent un moteur de petit diamètre et présente une perte de charge plus faible que d'autres types.

Généralement, ce type est utilisé dans de nombreux turboréacteurs qui utilisent des compresseurs axiaux (Fig.29) [6].

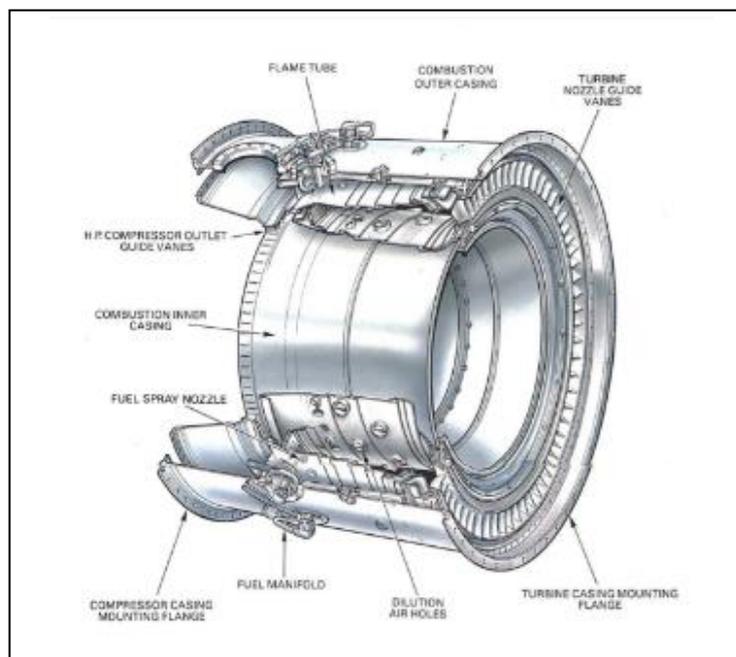


Fig.29: Chambre de combustion annulaire [9]

IV.3.5.Turbine

Comme un compresseur, une turbine se compose d'une série de pales: pales stationnaires (stator) et pales rotatives (rotor), mais le nombre d'étages de turbine est considérablement inférieur à celui d'un compresseur. Le rôle principal de la turbine dans un turboréacteur est d'entraîner le compresseur, la soufflante et doit également entraîner les autres accessoires. Il existe deux sortes de turbine, à savoir les turbines axiales et les turbines radiales, mais dans les moteurs d'avions seuls des turbines axiales sont utilisées car elles permettent un débit massique plus élevé. En fait, les turbines radiales sont également réalisables, mais ce n'est pas né une option pratique. La conception de la turbine axiale peut être en une ou plusieurs étages (Voir Fig.30) [8].

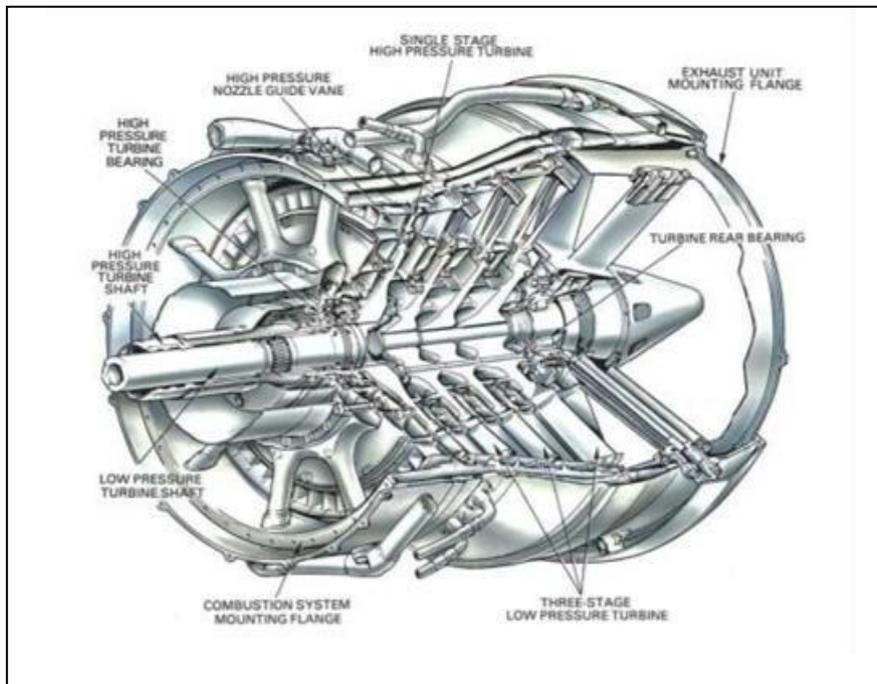


Fig.30: Turbine [9]

IV.3.6.Tuyère

C'est le dernier composant de la circulation de l'air dans un turbo- réacteur. Le but de la tuyère est de convertir le gaz à haute pression et à haute température en gaz à haute vitesse qui génère une poussée (Fig.31).

Dans le cas de turboréacteur double flux, le moteur possède deux tuyères parallèles: la tuyère principale et la tuyère de soufflante ou la tuyère secondaire et les deux peuvent être convergent-divergent ou simplement convergente, pour un écoulement subsonique la tuyère est en général de section convergente, mais si l'écoulement est supersonique la tuyère est à section variable (convergente divergente).

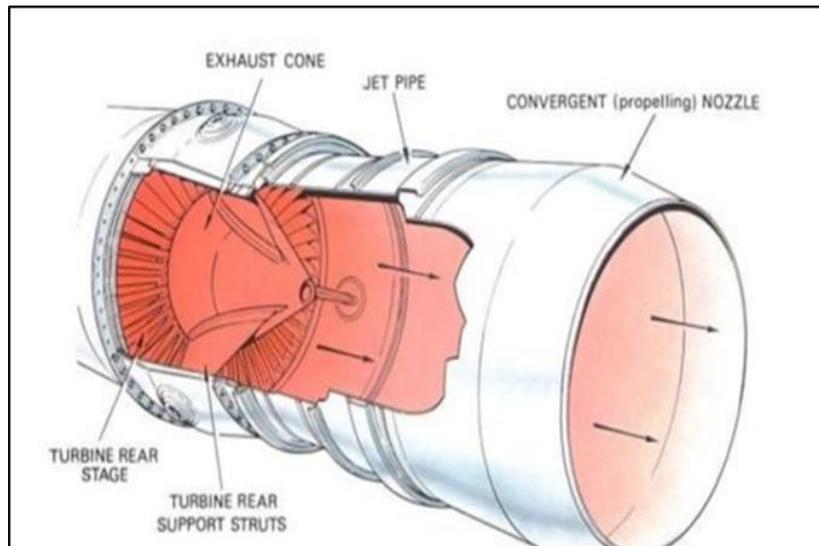


Fig.31: Tuyère [9]

IV.3.7. Post combustion

La post combustion est la deuxième chambre de combustion (Fig.32), située derrière la turbine et est équipée d'avions supersoniques principalement des avions militaires et certains avions civils. C'est une méthode très efficace et largement utilisée pour augmenter la poussée. Le principe de la post combustion est d'utiliser l'oxygène non brûlé dans les gaz d'échappement pour brûler le carburant dans cette deuxième chambre de combustion, cela augmente la température et la vitesse des gaz d'échappement sortant de la tuyère et augmente donc la poussée du moteur. L'augmentation de poussée augmente également la consommation spécifique de carburant et l'efficacité de la combustion du carburant dans la post combustion n'est pas aussi bonne que dans la chambre de combustion du moteur car la pression dans la post combustion n'est pas la pression maximale dans le cycle.

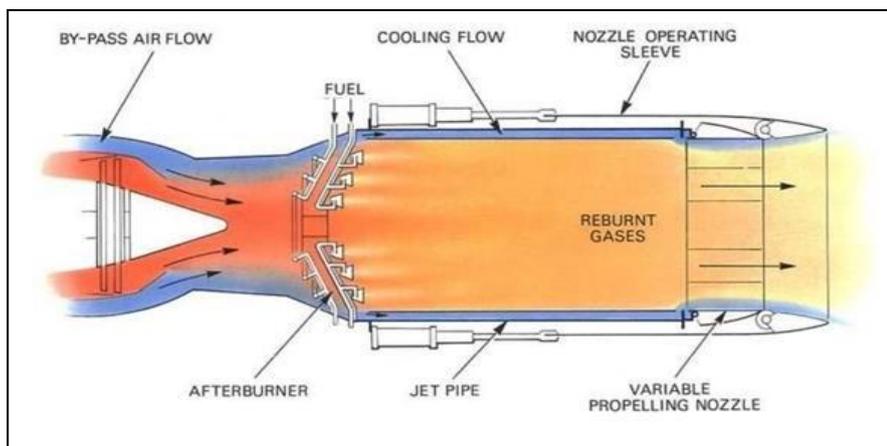


Fig.32: Post combustion [9]

IV.3.8. Inverseur de poussée

Comme la plupart des aéronefs atterrissent à une vitesse d'environ 250 km/h, les grandes pistes doivent descendre à des vitesses extrêmement élevées. Outre, la vitesse d'atterrissage élevée, le poids de l'aéronef et la charge utile limitée, le freinage mécanique sur les roues à eux seuls ne constituent pas une moyenne efficace d'arrêt. Donc, il semble logique d'utiliser la puissance du système de propulsion pour freiner l'aéroglesseur, ce qui se traduit généralement par la partie inverseur de poussée du système d'échappement.

L'inverseur de poussée fonctionne en obstruant l'échappement par des éléments mobiles qui sont déplacés de façon à tourner le flux de gaz chaud vers l'avant et obtient une composante de poussée vers l'avant qui sert de frein et estimer le gain de distance d'atterrissage à environ 25% sur piste sèche et peuvent atteindre 50% sur piste verglacée (Voir Fig.33).

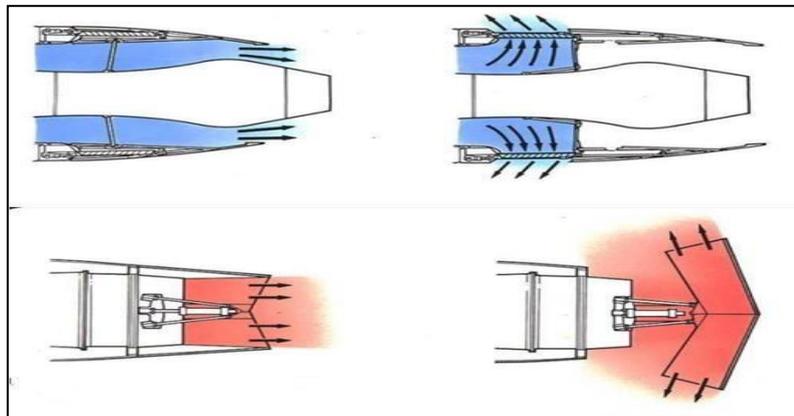


Fig.33: Inverseur de poussée [9]

IV.4. Paramètre de performance

IV.4.1. Poussée

La poussée est une force mécanique. Elle est générée par la réaction à l'action de la masse d'air qui est accélérée par un turboréacteur et éjectée dans l'air ambiant.

Selon la deuxième loi du mouvement de Newton, nous pouvons définir la force comme le changement de vitesse de l'objet avec le temps, et la quantité de mouvement est la masse de l'objet multipliée par la vitesse. Par conséquent, la force entre deux points temporels (t_1) et (t_2) est définie comme:

$$F = \frac{[(\dot{m}_2 \times v_2) - (\dot{m}_1 \times v_1)]}{(t_2 - t_1)} \dots\dots\dots (1.1)$$

CHAPITRE I : GENERALITE SUR LES TURBOREACTEURS DOUBLE FLUX

Lorsqu'il s'agit d'un gaz, le paramètre important est le débit massique qui est la quantité de masse se déplaçant dans un plan donné pendant un certain temps. Puisque le débit massique contient déjà la dépendance du temps (masse/ temps) nous pouvons exprimer le changement de quantité de mouvement à travers le dispositif de propulsion comme le changement du débit multiplié par la vitesse. Donc :

$$F = (\dot{m}_2 \times v_2) - (\dot{m}_1 \times v_1) \dots \dots \dots (1.2)$$

Avec :

F : La poussée.

\dot{m}_1 : Débit massique de l'air.

v_1 : Vitesse air de l'avion.

\dot{m}_2 : Débit massique du mélange (air+ carburant).

v_2 : Vitesse d'éjection des gaz en sortie de tuyère.

En négligeant la masse de carburant injectée au débit massique d'air

Alors:
$$F = \dot{m}_1 \times (v_2 - v_1) \dots \dots \dots (1.3)$$

Il y a un effet supplémentaire que nous devons prendre en compte lorsque la pression de sortie est différente de la pression d'écoulement libre. Si la pression nette dans l'écoulement change, la quantité de mouvement change également. D'où l'expression de la poussée:

$$F = \dot{m}_1 \times (v_2 - v_1) + (p_2 \times S_2 - p_1 \times S_1) \dots \dots \dots (1.4)$$

Avec :

p_1 : Pression ambiante à l'entrée.

A_1 : Section d'entrée d'air du turbo réacteur.

p_2 : Pression à la sortie de la tuyère.

A_2 : Section de la tuyère à la sortie.

Les tuyères des turbo réacteurs sont généralement conçues de manière à ce que la pression de sortie égale à la pression de l'écoulement libre. Dans ce cas, le terme $(p_2 \times A_2 - p_1 \times A_1)$ est égal à zéro, donc :

-pour un turbo réacteur simple flux :
$$F = \dot{m}_1 \times (v_2 - v_1) \dots \dots \dots (1.5)$$

-pour un turbo réacteur double flux :
$$F = \dot{m}_1 \times (v_2 - v_1) + \dot{m}_s (v_s - v_1) \dots \dots (1.6)$$

IV.4.2. Poussée spécifique

La poussée spécifique désigne la poussée produite par un débit d'air.

-pour un turboréacteur simple flux: $F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_1} \dots \dots \dots (1.7)$

-pour un turboréacteur double flux: $F_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}_1 + \dot{m}_s)} \dots \dots \dots (1.8)$

La répartition de la poussée requise par la poussée spécifique nous indique la quantité d'air que le moteur doit produire, ce qui détermine la taille du moteur. On peut aussi utiliser le paramètre de poussée spécifique pour comparer entre deux turboréacteurs différents, le moteur avec la plus grande valeur de poussée spécifique est plus efficace car il produit plus de poussée avec la même quantité d'air [11].

IV.4.3. Consommation horaire et spécifique de carburant

La consommation horaire: est la quantité de carburant que le moteur brûle en une heure.

$$C_h = 3600 \times m_c \dots \dots \dots (1.9)$$

La consommation spécifique: est le rapport entre la consommation horaire et la poussée.

$$C_{sp} = \frac{C_h}{F} \dots \dots \dots (1.10)$$

IV.4.4. Taux de dilution

Le taux de dilution est le rapport entre le débit massique d'air secondaire et le débit massique d'air primaire.

$$\lambda = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \dots \dots \dots (1.11)$$

IV.4.5. Puissance

➤ **Puissance de propulsion**

C'est la puissance obtenue à partir de l'énergie cinétique du gaz propulseur.

$$P_p = F \times v_1 \dots \dots \dots (1.12)$$

➤ **Puissance Dynamique**

Est la différence entre l'énergie cinétique des gaz à l'entrée du moteur et l'énergie cinétique des gaz à la sortie du moteur et en divisant par le temps, nous obtenons :

-pour un turboréacteur simple flux: $P_d = \frac{1}{2} \dot{m}_1 (v_2^2 - v_1^2) \dots \dots \dots (1.13)$

-pour un turboréacteur double flux: $P_d = \frac{1}{2} \dot{m}_1 (v_2^2 - v_1^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_s (v_s^2 - v_1^2) \dots \dots \dots (1.14)$

➤ Puissance Thermique

C'est la puissance fournie au turboréacteur par la combustion d'un carburant de pouvoir calorifique inférieur.

$$P_{th} = m_c \times PCI \dots\dots\dots(1.15)$$

IV.4.6. Rendement

➤ Rendement propulsif

Est l'efficacité de la conversion de l'énergie cinétique de l'air circulant dans le turboréacteur en puissance propulsive.

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_d} \dots\dots\dots(1.16)$$

➤ Rendement Thermique

Est l'efficacité de la conversion de puissance thermique en puissance dynamique.

$$\eta_{th} = \frac{P_d}{P_{th}} \dots\dots\dots(1.17)$$

➤ Rendement Global

Est l'efficacité de la conversion de puissance thermique en puissance propulsive.

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{th}} \dots\dots\dots(1.18)$$

IV.5. Cycles et diagrammes d'un turboréacteur à double flux

Un turboréacteur double flux est essentiellement un générateur de gaz qui est composé d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine, tout cela équipé d'une soufflante et d'un système d'admission et d'échappement.

Le cycle thermodynamique d'un turboréacteur à double flux comprend une compression adiabatique réversible, une combustion isobare irréversible et une détente adiabatique réversible [12].

Ce cycle est composé de quatre étapes, dans ces étapes l'air subit des changements physiques et chimiques:

- 1) Admission, 2) Compression, 3) Combustion, 4) Détente

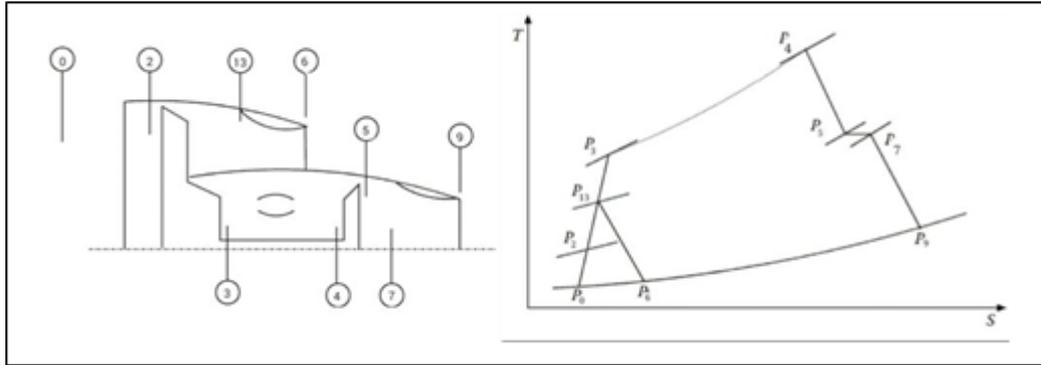


Fig.34: Disposition d'un turboréacteur à double flux séparé à un seul arbre et son diagramme T-S [5]

IV.5.1. Diffuseur

La fonction principale du diffuseur est de ralentir le flux d'air. Le ralentissement de l'écoulement s'accompagne d'une augmentation de la pression statique, donc une entrée idéale est considérée comme une compression réversible et adiabatique, c'est-à-dire isentropique. L'aspect adiabatique existe également dans le diffuseur réel.

Cette exigence stipule qu'il n'y a pas de transfert de chaleur à travers la paroi du diffuseur entre le flux d'air capturé et l'air ambiant.

Le processus de compression dans un diffuseur réel peut être montré sur le diagramme h-S. Ce diagramme montre quatre isobares du plus bas au plus élevé [5].

Il s'agit de :

- p_0 la pression statique à l'altitude de vol.
- p_2 la pression statique à la face du turboréacteur
- p_{t2} la pression totale à l'entrée de soufflante.
- p_{t0} la pression totale en vol

Nous avons également observé cinq états thermodynamiques établis, soit :

- L'état statique de vol (0).
- L'état total de vol (t_0).
- L'état statique de la sortie de diffuseur (2).
- L'état total de la sortie de diffuseur (t_2).
- L'état de la stagnation (t_{2s}).

Ce dernier état n'existe pas réellement mais les quatre premiers états tout existent en réalité et sont mesurés par un tube statique de Pitot sur l'avion. Notons que l'état (t_{2s}) est à

l'intersection de S_0 et p_{t2} , qui est venu à isentropiquement de l'état (0) à un état qui partage la même pression totale que celle d'une entrée réelle (t_2).

L'enthalpie totale de l'entrée réelle h_{t2} est définie comme la même enthalpie totale du vol h_{t0} . Selon laquelle un écoulement d'entrée réel peut être considéré comme adiabatique.

L'énergie cinétique fournie est partiellement convertie en pression statique et partiellement convertie en chaleur. La dernière partie, rend le processus irréversible et conduit à une augmentation de l'entropie [5].

On observe également que les états 0 et t_0 sont séparés isentropiquement par $(v_0^2/2)$. Les états (t_{2s}) et (0) séparent de manière isentropique par une quantité d'énergie cinétique, qui produit p_{t2} comme son état de stagnation et évidemment le reste de l'énergie cinétique est la quantité d'énergie cinétique dissipée dans la chaleur. Par conséquent, plus l'écart entre les états (t_{2s}) et (t_0) est petit, plus le flux à travers le diffuseur est efficace. Donc le rendement de diffuseur est défini comme :

$$\eta_D = \frac{h_{t_{2s}} - h_0}{h_{t_2} - h_0} \dots \dots \dots (2.1)$$

On divise le numérateur et le dénominateur par h_0 pour obtenir :

$$\eta_D = \frac{\left(\frac{h_{t_{2s}}}{h_0}\right) - 1}{\left(\frac{h_{t_2}}{h_0}\right) - 1} = \frac{\left(\frac{T_{t_{2s}}}{T_0}\right) - 1}{\left(\frac{h_{t_2}}{h_0}\right) - 1} = \frac{\left(\frac{p_{t_2}}{p_0}\right)^{\frac{\alpha-1}{\alpha}} - 1}{\left(\frac{\alpha-1}{2}\right) \times M_0^2} \dots \dots \dots (2.2)$$

Pour une pression de vol p_0 donnée le nombre de Mach du vol M_0 et un rendement adiabatique d'entrée. On peut séparer le terme inconnu p_{t2} et écrire l'expression suivante:

$$\frac{p_{t_2}}{p_0} = \left[1 + \eta_D \times \left(\frac{\alpha-1}{2}\right) \times M_0^2 \right]^{\frac{\alpha}{\alpha-1}} \dots \dots \dots (2.3)$$

Un autre paramètre décrivant les performances de diffuseur est le rapport de pression totale :

$$\tau_D = \frac{p_{t_2}}{p_{t_0}} \dots \dots \dots (2.4)$$

IV.5.2. Soufflante

La soufflante se caractérise par son taux de compression et son rendement. Illustrons le processus de compression de la soufflante est déterminée comme suit :

Le rendement de la soufflante: $\eta_F = \frac{h_{t_{13s}} - h_{t_2}}{h_{t_{13}} - h_{t_2}} \dots \dots \dots (2.5)$

Le taux de compression:

$$\tau = \frac{p_{t_{13}}}{p_{t_2}} \dots \dots \dots (2.6)$$

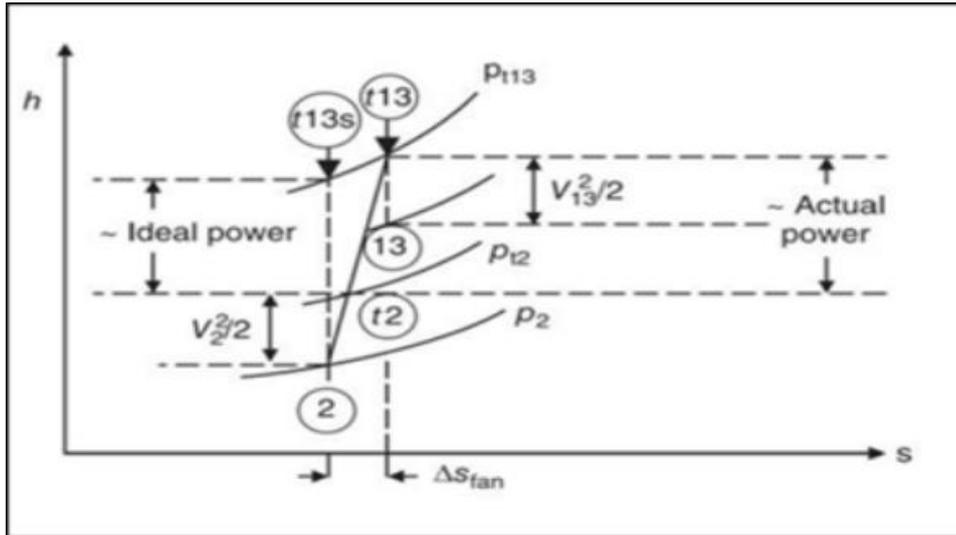


Fig.35: Diagramme h-S de la soufflante [5]

IV.5.3. Compresseur

Tant qu'il n'y a pratiquement pas de transfert de chaleur entre l'air à l'intérieur du compresseur et l'air ambiant à l'extérieur du moteur, le flux d'air à travers le compresseur peut être considéré comme un processus adiabatique.

Pour définir le rendement adiabatique du compresseur, nous représentons le processus de compression « réel » dans le diagramme h-S et le comparons avec le processus idéal.

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

$$\eta_C = \frac{\text{Travail idéal}}{\text{Travail réel}} = \frac{h_{t3s} - h_{t13}}{h_{t3} - h_{t13}} \dots\dots\dots(2.7)$$

Si nous divisons le numérateur et le dénominateur de l'équation par h_{t13} , nous obtenons:

$$\eta_C = \frac{\left(\frac{h_{t3s}}{h_{t13}}\right)^{-1} - 1}{\left(\frac{h_{t3}}{h_{t13}}\right)^{-1} - 1} = \frac{\left(\frac{T_{t3s}}{T_{t13}}\right)^{-1} - 1}{\left(\frac{T_{t3}}{T_{t13}}\right)^{-1} - 1} = \frac{\left(\frac{p_{t3}}{p_{t13}}\right)^{\frac{\alpha-1}{\alpha}}}{\left(\frac{T_{t3}}{T_{t13}}\right)^{-1} - 1} \dots\dots\dots(2.8)$$

Donc, le taux de compression:

$$\tau = \frac{p_{t3}}{p_{t13}} \dots\dots\dots(2.9)$$

La chambre de combustion est caractérisée par son efficacité qui est :

$$\eta_{C.C} = \frac{Q_{C.C} \text{ réel}}{Q_{C.C} \text{ idéal}} = \frac{\dot{m}_1 c_p \Delta T_t}{\dot{m}_c \times PCI} \dots\dots\dots(2.10)$$

Et son rapport de pression totale: $\tau_{C.C} = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} \dots\dots\dots(2.11)$

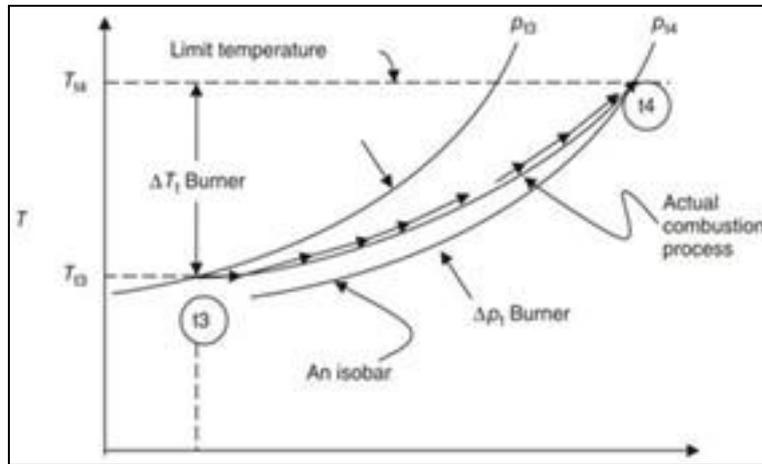


Fig.38: Diagramme h-S de la chambre de combustion [5]

IV.5.5. Turbine

Le processus d'écoulement dans la turbine produit une forte perte de charge et donc une chute de température, ce qui l'on appelle l'expansion de l'écoulement. L'expansion du flux d'air produit la puissance requise par le compresseur et la poussée de l'avion. Le diagramme h-S montre le processus thermodynamique de l'écoulement de la turbine. Le processus réel d'expansion de la turbine est représenté par la ligne continue reliant les états totales t4 et t5. Atteindre l'état de sortie t5s de manière isentropique représente une détente idéale sans perte de débit dans la turbine avec les mêmes pressions de refoulement p15. L'échelle d'enthalpie de la figure, la hauteur relative entre l'état total d'entrée et de sortie de la turbine représente le potentiel de production d'énergie et la puissance réelle produite dans la turbine [5].

Le rapport de ces deux hauteurs est appelé le rendement adiabatique de la turbine :

$$\eta_T = \frac{\text{Travail réel}}{\text{Travail idéal}} = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5s}} \dots\dots\dots(2.12)$$

On divise par h4:

$$\eta_T = \frac{1 - \left(\frac{h_{t5}}{h_{t4}}\right)}{1 - \left(\frac{h_{t5s}}{h_{t4}}\right)} = \frac{1 - \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}}\right)}{1 - \left(\frac{T_{t5s}}{T_{t4}}\right)} \dots\dots\dots(2.13)$$

Avec:

$$\left(\frac{T_{t5s}}{T_{t4}}\right) = \left(\frac{p_{t5s}}{p_{t4}}\right)^{\left(\frac{\alpha-1}{\alpha}\right)} = \left(\frac{p_{t5}}{p_{t4}}\right)^{\left(\frac{\alpha-1}{\alpha}\right)} = \tau^{\left(\frac{\alpha-1}{\alpha}\right)} \dots\dots\dots(2.14)$$

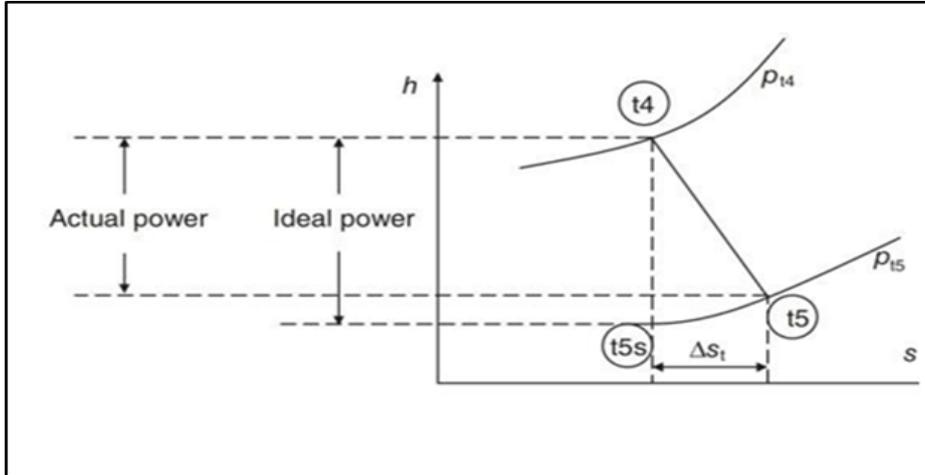


Fig.39: Diagramme h-S du la turbine [5]

Les diagrammes de vitesses pour la turbine sont donnés ci-dessous:

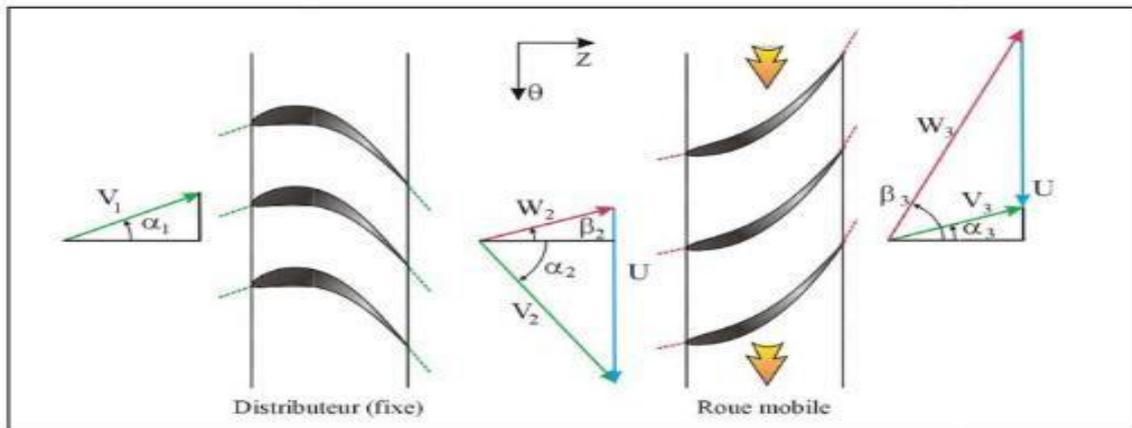


Fig.40: Triangle de vitesse à la turbine

IV.5.6. Tuyère

Pour examiner le rendement de la tuyère qui se dilate à une pression de sortie p_9 , nous avons créé un diagramme h-S très similaire au diagramme de diffuseur. Dans la tuyère, nous prenons le gaz d'entrée de la tuyère à l'état total (t7) puis l'étendons jusqu'à un état de sortie statique (9). Ce processus est montré dans la figure 41.

Donc le rendement de la tuyère est :

$$\eta_{tuyère} = \frac{h_{t7} - h_9}{h_{t7} - h_{9s}} \dots\dots\dots(2.15)$$

La vitesse d'éjection des gaz peut être calculée de l'équation suivante :

$$v_9 = \sqrt{2c_p \Delta T_t} \dots\dots\dots(2.16)$$

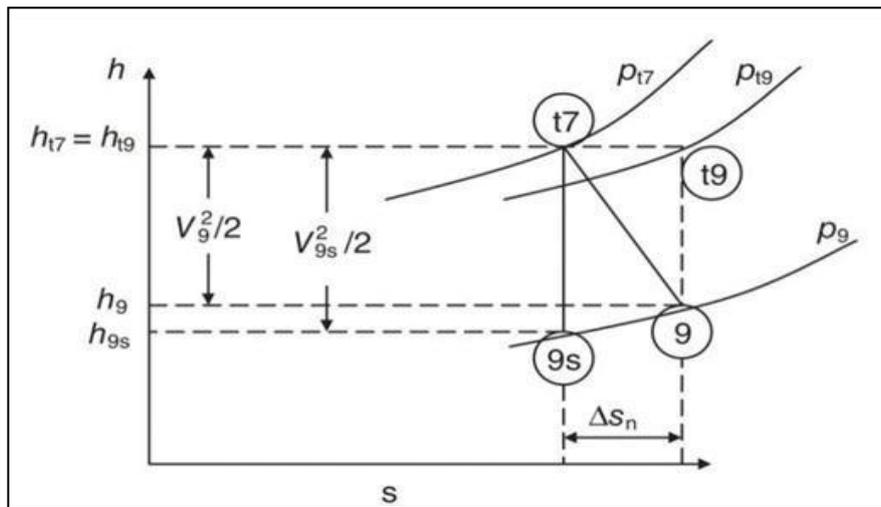


Fig.41 : Diagramme h-S de la tuyère [5]

V. Le refroidissement

V.1.Chambre de combustion

L'air de refroidissement doit être utilisé pour protéger la gaine et le dôme de la chambre de combustion contre les charges calorifiques radiatives et conjonctives élevées produites à l'intérieur de la chambre de combustion. La chaleur dégagée lors de la combustion du carburant dans la chambre de combustion peut amener la température du produit à atteindre 2000°C. Ainsi, comme le montre la figure, environ 60 % du flux d'air total est introduit progressivement dans le tube de refroidissement. Environ un tiers de cette quantité est utilisée pour réduire la température du gaz dans la zone de dilution avant d'entrer dans la turbine, tandis que le reste sert à refroidir le tube à flamme [6].

Plusieurs techniques de refroidissement sont utilisées:

1. Refroidissement par film
2. Impaction- refroidissement par film
3. Convection- refroidissement par film
4. Transpiration.

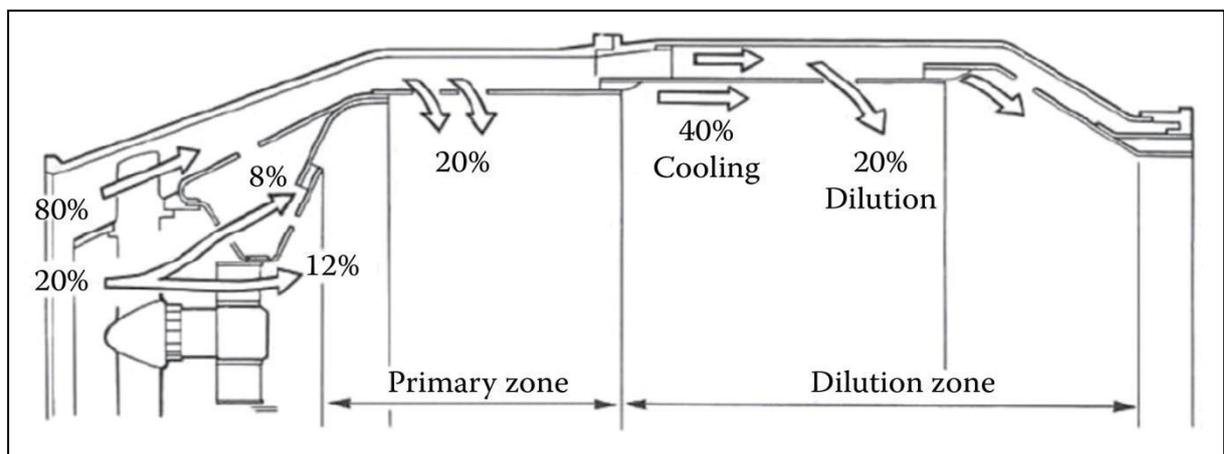


Fig.42: Les débits d'air correspondants à la chambre de combustion [6]

V.2.Turbine

Les concepteurs de moteurs d'aéronefs visent à augmenter la poussée spécifique, à augmenter le rendement thermique, à réduire la consommation de carburant spécifique et à réduire le poids du moteur. Une façon d'atteindre ces objectifs est d'augmenter la température d'entrée des turbines. Cette augmentation a été faite éventuellement par l'utilisation de la technique avancée de refroidissement des pales de turbine. Le

refroidissement permet à la température de fonctionnement de la turbine de dépasser le point de fusion du matériau sans affecter l'intégrité de la pale. Le liquide de refroidissement est soit de l'air purgé par un compresseur. Lorsque l'air est utilisé comme liquide de refroidissement, 1,5 % à 2 % du débit-masse d'air est utilisé pour refroidir chaque rangée de pales de turbine. La température des aubes peut alors être réduite de 200 °C à 300 °C. Le refroidissement est effectué en dirigeant l'air de prélèvement du compresseur dans les passages à l'intérieur du moteur vers la turbine, où l'air est conduit vers des trous longitudinaux, des tubes ou des cavités dans les aubes et les aubes. Après avoir pénétré dans les passages des aubes et des aubes, l'air (liquide de refroidissement) de toutes les turbines à gaz actuelles est distribué à travers des trous aux bords d'attaque et de fuite des aubes et des aubes. L'air pénètre sur la surface de la girouette et des pales, puis sort du moteur par l'échappement du moteur [6].

Les méthodes suivantes sont utilisées pour le refroidissement de la turbine :

1. Convection
2. Impaction
3. Refroidissement du film
4. Refroidissement du film à couverture complète
5. Transpiration.

VI. Conclusion

Il existe plusieurs types des moteurs à propulsions dans le domain aéronautique. Ces derniers ont facilité et diminué le temps et la distance vers une destination lointaine ou proche.

Ils sont devenus indispensables et leur développement avance depuis le jour où ils ont été inventés.

***CHAPITRE II:
CALCULS D'UN
TURBOREACTEUR
DOUBLE FLUX***

I. Introduction

Après une étude descriptive du moteur à réaction et une présentation de tous les paramètres et les équations permettant de suivre l'évolution thermodynamique des gaz à travers les différents états du moteur. Donc dans ce chapitre en va étudier les calculs thermodynamiques et les performances du turboréacteur double flux GE90-94B.

II. Description du moteur GE90

Le GE90 est un turboréacteur double flux double corps construit par General Electric en collaboration avec SNECMA de France, IHI du Japon et Fiat Avio de l'Italie. Sélectionné par la British Airways pour sa nouvelle flotte de Boeing 777, il est le moteur le plus puissant pour les avions long-courrier. Certifié à une poussée de décollage de 380KN, il est aussi le moteur le plus silencieux et respectueux de l'environnement. En plus de la poussée la plus élevée à offrir, le GE90 devrait offrir aux compagnies aériennes une amélioration de 5 à 6% de la consommation de carburant, une réduction de la pollution sonore et des émissions de NOx 33% inférieurs aux moteurs à double flux d'aujourd'hui [13].

Les premiers modèles de moteurs GE90 (GE90-94B) affichaient des puissances comprises entre 74000 et 94000 lb de poussée. GE a continué d'améliorer la conception du GE90 avec des variantes plus grandes (110B et 115B) construites exclusivement pour les plus grands modèles de Boeing 777 (Boeing 777-200LR et Boeing 777-300ER) [14].

Avec le GE90, GE a introduit la pale en composite du ventilateur, la toute première dans l'aviation commerciale (Fig.1 et Fig.2). Mesurant plus de quatre pieds de long et pesant moins de 50 pounds (22 kg), la lame du ventilateur GE90 est faite de fibre de carbone et d'une matrice époxy trempée qui offre le double de la résistance et un tiers du poids du titane [14].



Fig.1: Turboréacteur GE90-94B [14].



Fig.2: Soufflante de GE90 [14].



Fig.3: Aubes de la soufflante [14].

III. Caractéristique principales du moteur GE90-94B

		GE90-94B	
Constructeur	General Electric		
Type	Turboréacteur à double flux		
Représentation du nom	GE	General Electric	
	90	L'année de lancement	
	94	94000 lbs	
	B	Boeing	
Dimensions	Longueur	4.775 m	
	Diamètre de soufflante	3.124 m	
Compresseurs	Basse pression	1 étage de soufflante 3 étages de compresseur	
	Haute pression	10 étages	
Turbines	Haute pression	2 étages	
	Basse pression	6 étages	
performances	Poussée au décollage	388.8 KN	
	Poussée en croisière	70 KN	
	Taux de dilution	8.1	
	Taux de compression	40.44	
	Le débit d'air à l'entrée	576 kg/s	

Tab.1: Caractéristique du GE90-94B [1].

IV. Modélisation des différentes étapes du moteur

Hypothèse de calcul

- La combustion n'est pas complète.
- Il y a une chute de pression pour l'écoulement à travers la chambre de combustion.
- Les transferts de chaleur avec l'air atmosphérique sont négligés.
- Les effets énergétiques potentiels sont négligeables.
- L'air est considéré comme un gaz parfait.

Décomposition du turboréacteur

Le turboréacteur a été décomposé en 09 parties distinctes :

- 2→3 : le passage dans la soufflante.
- 3→4 : le passage dans le compresseur basse pression.
- 4→5 : le passage dans le compresseur haute pression.
- 5→6 : le passage dans la chambre de combustion.
- 6→7 : le passage dans la turbine haute pression.
- 7→8 : le passage dans la turbine basse pression.
- 8→9 : le passage dans la tuyère principale.
- 3→11 : le passage dans la tuyère secondaire.

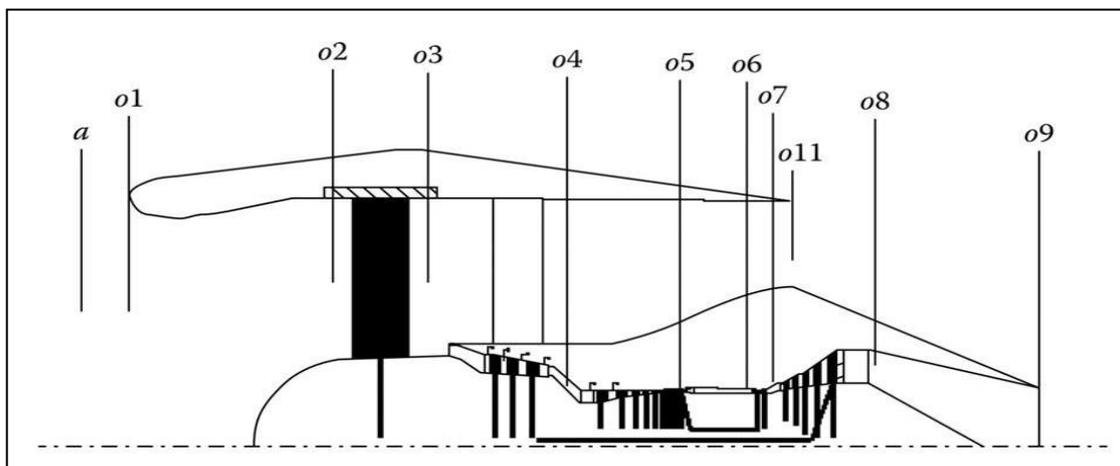


Fig.4: Décomposition du GE90-94B [6]

V. Calcul des paramètres de performances du GE90

➤ Données de calcul

- Coefficient isentropique de l'air : $\gamma_a = 1.4$
- Coefficient isentropique des gaz : $\gamma_g = 1.333$
- Chaleur spécifique à pression constante de l'air : $C_{pa} = 1.004 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
- Chaleur spécifique à pression constante des gaz : $C_{pg} = 1.15 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
- Taux de dilution : $\lambda = 8.1$
- Débit massique d'air total : $\dot{m}_a = 576 \text{ kg/s}$
- Rendement du diffuseur : $\eta_d = 0.98$
- Rendement de la soufflante : $\eta_F = 0.93$
- Rendement des compresseur basses pressions et haute pression: $\eta_{C.B.P} = \eta_{C.H.P} = 0.91$
- Rendement de la chambre de combustion : $\eta_{C.C} = 0.99$
- Rendement des turbines hautes pression et basse pression : $\eta_{T.B.P} = \eta_{T.H.P} = 0.93$
- Rendement des tuyères primaire et secondaire : $\eta_{Tuy1} = \eta_{Tuy2} = 0.95$
- Rendement mécanique : $\eta_m = 0.99$
- Le pouvoir calorifique du carburant : $PCI = 48000 \text{ kJ/kg}$
- Taux de compression de la soufflante : $\tau_f = 1.65$
- Taux de compression du compresseur basse pression : $\tau_{C.B.P} = 1.14$
- Taux de compression du compresseur haute pression : $\tau_{C.H.P} = 21.5$
- le rapport de la chute de pression de chambre de combustion : $\pi_{C.C} = 0.95$
- Température de fin de combustion : $T_6 = 1380 \text{ K}$
- Altitude de vol: $z = 10.668 \text{ km}$
- Vitesse de vol: $v_a = 252 \text{ m/s}$

- Température de l'air: $T_a = 218.82 K$
- Pression de l'air: $p_a = 23.9 kPa$

V.1. Diffuseur

En appliquant la relation de la conservation d'énergie on aura:

$$C_{pa}(T_2 - T_1) + \frac{1}{2}(v_2^2 - v_1^2) = 0$$

$$v_2 = 0 \quad (v_2 \ll v_1)$$

Donc:

$$T_2 = T_1 + \frac{1}{2C_{pa}}v_1^2$$

$$\text{A.N : } T_2 = 218.82 + \frac{1}{2 \times 1.004} \times 252^2 \Rightarrow T_2 = 250.44$$

$$\eta_d = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} \Rightarrow T_{2s} = T_1 + \eta_d(T_2 - T_1) \Rightarrow T_{2s} = 218.82 + 0.98(250.44 - 218.82)$$

$$\Rightarrow T_{2s} = 249.80K$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_{2s}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \Rightarrow p_2 = p_1 \left(\frac{T_{2s}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \Rightarrow p_2 = 23.9 \times \left(\frac{249.80}{218.82}\right)^{1.4} \Rightarrow p_2 = 37.994 kPa$$

$$h_2 = C_{pa} \times T_2 \Rightarrow h_2 = 1.004 \times 250.44 \Rightarrow h_2 = 251.44 \text{ Kj/Kg}$$

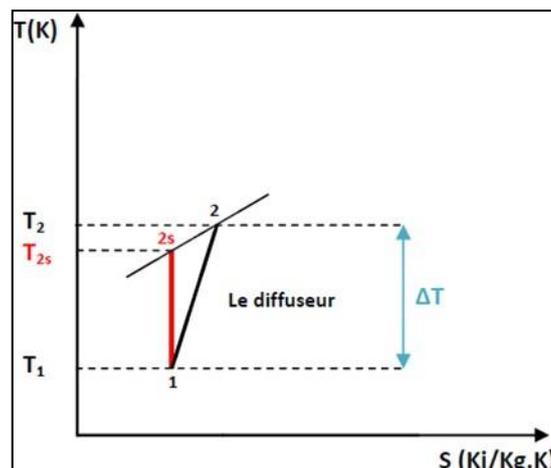


Fig.5: Diagramme T-S du diffuseur

V.2. Soufflante

$$\pi_f = \frac{p_3}{p_2} \Rightarrow p_3 = p_2 \times \pi_f \Rightarrow p_3 = 37.994 \times 1.65 \Rightarrow p_3 = 62.69 \text{ KPa}$$

$$\frac{T_{3s}}{T_2} = \left(\frac{p_3}{p_2}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} = \pi_f^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{3s} = T_2 \pi_f^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{3s} = 250.44 \times (1.65)^{\frac{1.4}{0.4}} \Rightarrow T_{3s} = 288.963 \text{ K}$$

$$\eta_f = \frac{T_{3s}-T_2}{T_3-T_2} \Rightarrow T_3 = T_2 + \frac{T_{3s}-T_2}{\eta_f} \Rightarrow T_3 = 250.44 + \frac{288.963-250.44}{0.95} \Rightarrow T_3 = 291.86 \text{ K}$$

$$h_3 = C_{pa} \times T_3 \Rightarrow h_3 = 1.004 \times 291.86 \Rightarrow h_3 = 293.027 \text{ KJ/Kg}$$

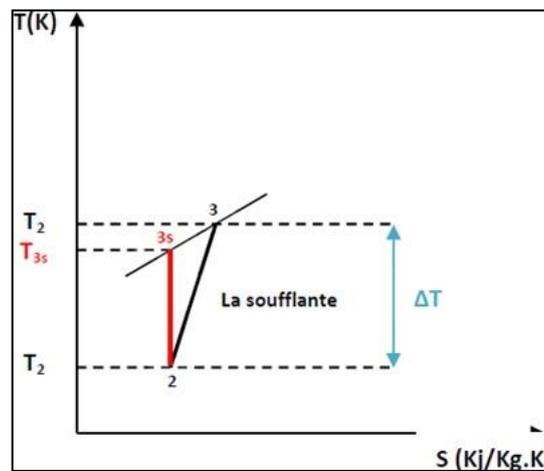


Fig.6: Diagramme T-S de la soufflante

V.3. Compresseurs

V.3.1. Compresseur basse pression

$$\pi_{C.B.P} = \frac{p_4}{p_3} \Rightarrow p_4 = p_3 \times \pi_{C.B.P} \Rightarrow p_4 = 62.69 \times 1.14 \Rightarrow p_4 = 71.466 \text{ KPa}$$

$$\frac{T_{4s}}{T_3} = \left(\frac{p_4}{p_3}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} = \pi_{C.B.P}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{4s} = T_3 \pi_{C.B.P}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{4s} = 291.86 \times (1.14)^{\frac{1.4}{0.4}} \Rightarrow T_{4s} = 302.993 \text{ K}$$

$$\eta_{C.B.P} = \frac{T_{4s}-T_3}{T_4-T_3} \Rightarrow T_4 = T_3 + \frac{T_{4s}-T_3}{\eta_{C.B.P}} \Rightarrow T_4 = 291.86 + \frac{302.993-291.86}{0.91} \Rightarrow T_4 = 304.094 \text{ K}$$

$$h_4 = C_{pa} \times T_4 \Rightarrow h_4 = 1.004 \times 304.094 \Rightarrow h_4 = 305.31 \text{ KJ/Kg}$$

V.3.2. Compresseur haut pression

$$\pi_{C.H.P} = \frac{p_5}{p_4} \Rightarrow p_5 = p_4 \times \pi_{C.H.P} \Rightarrow p_5 = 71.466 \times 21.5 \Rightarrow p_5 = 1536.519 \text{ KPa}$$

$$\frac{T_{5s}}{T_4} = \left(\frac{p_5}{p_4}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} = \pi_{C.H.P}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{5s} = T_4 \pi_{C.H.P}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{5s} = 304.094 \times (21.5)^{\frac{1.4}{0.4}}$$

$$\Rightarrow T_{4s} = 730.64 \text{ K}$$

$$\eta_{C.H.P} = \frac{T_{5s}-T_4}{T_5-T_4} \Rightarrow T_5 = T_4 + \frac{T_{5s}-T_4}{\eta_{C.H.P}} \Rightarrow T_5 = 304.094 + \frac{730.64-304.094}{0.91} \Rightarrow T_5 = 772.826 \text{ K}$$

$$h_5 = C_{pa} \times T_5 \Rightarrow h_5 = 1.004 \times 772.826 \Rightarrow h_5 = 775.911 \text{ Kj/Kg}$$

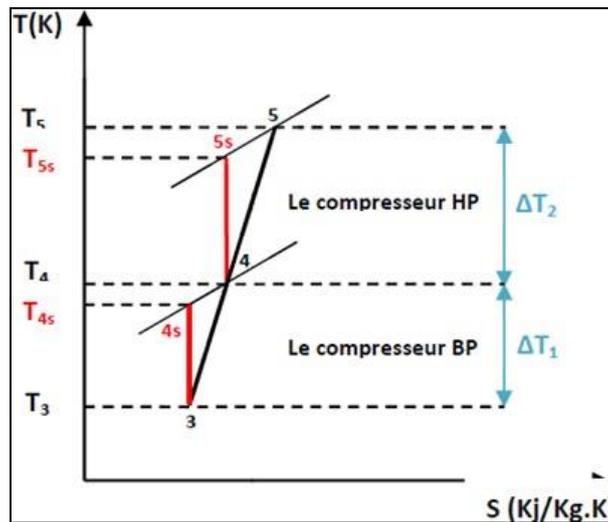


Fig.7: Diagramme T-S des Compresseurs

V.4. Chambre de combustion

$$T_6 = 1380 \text{ K}$$

$$\pi_{C.C} = \frac{p_6}{p_5} \Rightarrow p_6 = p_5 \times \pi_{C.C} \Rightarrow p_6 = 1536.519 \times 0.95 \Rightarrow p_6 = 1459.693 \text{ KPa}$$

$$h_6 = C_{pg} \times T_6 \Rightarrow h_6 = 1.15 \times 1380 \Rightarrow h_6 = 1587 \text{ Kj/Kg}$$

En appliquant le bilan énergétique de chambre de combustion :

$$(\dot{m}_1 \times h_5) + (\dot{m}_c \times PCI \times \eta_{C.C}) = (\dot{m}_1 + \dot{m}_c)h_6$$

On divise par \dot{m}_1 :

$$h_5 + \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_1} \times PCI \times \eta_{C.C} = \left(1 + \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_1}\right)h_6$$

Avec : $f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_1}$

$$f = \frac{h_6-h_5}{PCI \times \eta_{C.C} - h_6} \Rightarrow f = \frac{1587-775.911}{(48000 \times 0.99) - 1587} \Rightarrow f = 0.017$$

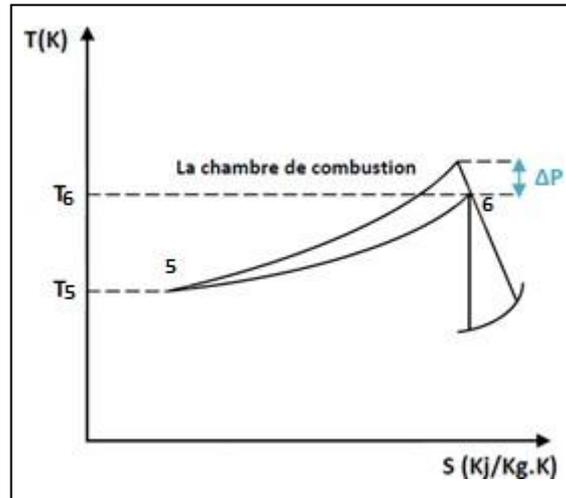


Fig.8: Diagramme T-S de la chambre de combustion

V.5. Turbine

V.5.1. Turbine haute pression

$$W_{T.H.P} = W_{C.H.P} \Rightarrow (\dot{m}_1 + \dot{m}_c) \times C_{pg}(T_6 - T_7)\eta_m = \frac{1}{\eta_m} \times \dot{m}_1 \times C_{pa}(T_5 - T_4)$$

$$\Rightarrow (1 + f) \times C_{pg}(T_6 - T_7)\eta_m = \frac{1}{\eta_m} \times C_{pa}(T_5 - T_4) \Rightarrow T_7 = T_6 - \left[\frac{C_{pa}(T_5 - T_4)}{\eta_m^2 \times C_{pg}(1 + f)} \right]$$

$$\Rightarrow T_7 = 1380 - \left[\frac{1.004 \times (772.826 - 304.094)}{0.99^2 \times 1.15 \times (1 + 0.017)} \right] \Rightarrow T_7 = 969.44 \text{ K}$$

$$\eta_{T.H.P} = \frac{T_6 - T_7}{T_6 - T_{7s}} \Rightarrow T_{7s} = T_6 - \frac{T_6 - T_7}{\eta_{T.H.P}} \Rightarrow T_{7s} = 1380 - \frac{1380 - 969.44}{0.93} \Rightarrow T_{7s} = 938.537 \text{ K}$$

$$\frac{p_6}{p_7} = \left(\frac{T_6}{T_{7s}} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \Rightarrow p_7 = \frac{p_6}{\left(\frac{T_6}{T_{7s}} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \Rightarrow p_7 = \frac{1459.693}{\left(\frac{1380}{938.537} \right)^{\frac{1.333}{1.333 - 1}}} \Rightarrow p_7 = 311.92 \text{ KPa}$$

$$h_7 = C_{pg} \times T_7 \Rightarrow h_7 = 1.15 \times 969.44 \Rightarrow h_7 = 1114.856 \text{ Kj/Kg}$$

V.5.2. Turbine basse pression

$$W_{T.B.P} = W_F + W_{C.B.P}$$

$$\Rightarrow [(\dot{m}_1 + \dot{m}_f) \times C_{pg}(T_7 - T_8)]\eta_m = [(\dot{m}_1 + \dot{m}_2) \times C_{pa}(T_3 - T_2) + \dot{m}_1 \times C_{pa}(T_4 - T_3)] \frac{1}{\eta_m}$$

On divise par \dot{m}_1

$$\Rightarrow \left[\left(\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1} + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_1} \right) \times C_{pg}(T_7 - T_8) \right] \eta_m = \left[\left(\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1} + \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1} \right) \times C_{pa}(T_3 - T_2) + \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1} \times C_{pa}(T_4 - T_3) \right] \frac{1}{\eta_m}$$

Avec : $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_1}$ et $\lambda = \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1}$

$$\Rightarrow [(1 + f) \times C_{pg}(T_7 - T_8)]\eta_m = [(1 + \lambda) \times C_{pa}(T_3 - T_2) + C_{pa}(T_4 - T_3)] \frac{1}{\eta_m}$$

$$\Rightarrow T_8 = T_7 - \left[\frac{(1+\lambda)c_{pa}}{(1+f)c_{pg} \times \eta_m^2} \right] (T_3 - T_2) - \left[\frac{c_{pa}}{(1+f)c_{pg} \times \eta_m^2} \right] (T_4 - T_3)$$

$$\Rightarrow T_8 = 969.44 - \left[\frac{(1+8.1)1.004}{(1+0.017)1.15 \times 0.99^2} \right] (291.86 - 250.44) - \left[\frac{1.004}{(1+0.017)1.15 \times 0.99^2} \right] (304.094 - 291.86)$$

$$\Rightarrow T_8 = 628.61 \text{ K}$$

$$\eta_{T.B.P} = \frac{T_7 - T_8}{T_7 - T_{8s}} \Rightarrow T_{8s} = T_7 - \frac{T_7 - T_8}{\eta_{T.B.P}} \Rightarrow T_{8s} = 969.44 - \frac{969.44 - 628.61}{0.93} \Rightarrow T_{8s} = 602.956 \text{ K}$$

$$\frac{p_7}{p_8} = \left(\frac{T_7}{T_{8s}} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \Rightarrow p_8 = \frac{p_7}{\left(\frac{T_7}{T_{8s}} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \Rightarrow p_8 = \frac{311.92}{\left(\frac{969.44}{602.956} \right)^{\frac{1.333}{1.333 - 1}}} \Rightarrow p_8 = 46.61 \text{ KPa}$$

$$h_8 = c_{pg} \times T_8 \Rightarrow h_8 = 1.15 \times 628.61 \Rightarrow h_8 = 722.90 \text{ Kj/Kg}$$

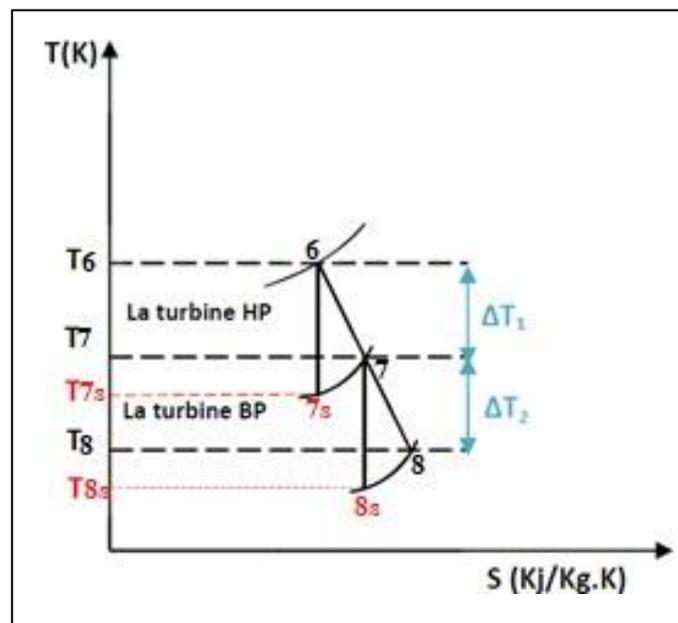


Fig.9: Diagramme T-S des Turbines

V.7. Tuyères

V.7.1. Tuyère primaire

$$p_9 = p_a = 23.9 \text{ KPa}$$

$$\frac{T_8}{T_{9s}} = \left(\frac{p_8}{p_9} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \Rightarrow T_{9s} = \frac{T_8}{\left(\frac{p_8}{p_9} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \Rightarrow T_{9s} = \frac{628.61}{\left(\frac{46.61}{23.9} \right)^{\frac{1.333 - 1}{1.333}}} \Rightarrow T_{9s} = 532.60 \text{ K}$$

$$\eta_{t.p} = \frac{T_8 - T_9}{T_8 - T_{9s}} \Rightarrow T_9 = T_8 - \eta_{t.p} (T_8 - T_{9s}) \Rightarrow T_9 = 628.61 - 0.95 (628.61 - 532.60)$$

$$\Rightarrow T_9 = 537.40 \text{ K}$$

$$h_9 = C_{pg} \times T_9 \Rightarrow h_9 = 1.15 \times 537.40 \Rightarrow h_9 = 618.01 \text{ Kj/Kg}$$

$$v_9 = \sqrt{2C_{pg}(T_8 - T_9)} \Rightarrow v_9 = \sqrt{2 \times 1150 \times (628.61 - 537.40)} \Rightarrow v_9 = 458.02 \text{ m/s}$$

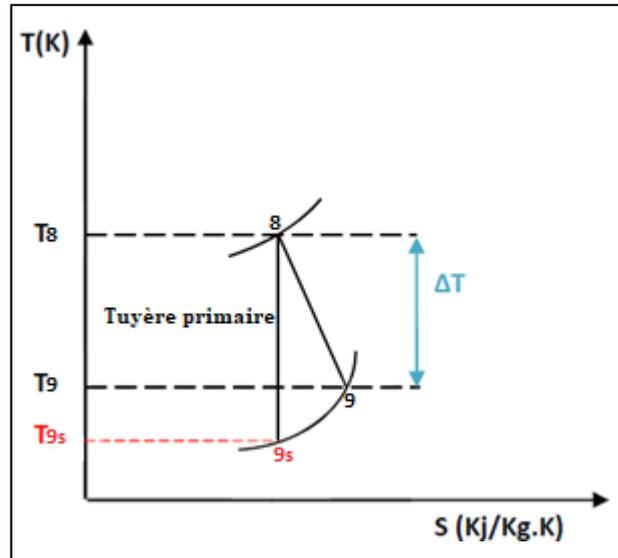


Fig.10: Diagramme T-S de la Tuyère primaire

V.7.2. Tuyère secondaire

$$p_{11} = p_a = 23.9 \text{ KPa}$$

$$\frac{T_3}{T_{11s}} = \left(\frac{p_3}{p_{11}}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} \Rightarrow T_{11s} = \frac{T_3}{\left(\frac{p_3}{p_{11}}\right)^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}}} \Rightarrow T_{11s} = \frac{291.86}{\left(\frac{62.69}{23.9}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}}} \Rightarrow T_{11s} = 221.573 \text{ K}$$

$$\eta_{t.s} = \frac{T_3 - T_{11}}{T_3 - T_{11s}} \Rightarrow T_{11} = T_3 - \eta_{t.s}(T_3 - T_{11s}) \Rightarrow T_{11} = 291.86 - 0.95(291.86 - 221.573) \Rightarrow T_{11} = 225.087 \text{ K}$$

$$h_{11} = C_{pa} \times T_{11} \Rightarrow h_{11} = 1.004 \times 225.087 \Rightarrow h_{11} = 225.987 \text{ Kj/Kg}$$

$$v_{11} = \sqrt{2C_{pa}(T_3 - T_{11})} \Rightarrow v_{11} = \sqrt{2 \times 1004 \times (291.86 - 225.087)} \Rightarrow v_{11} = 366.169 \text{ m/s}$$

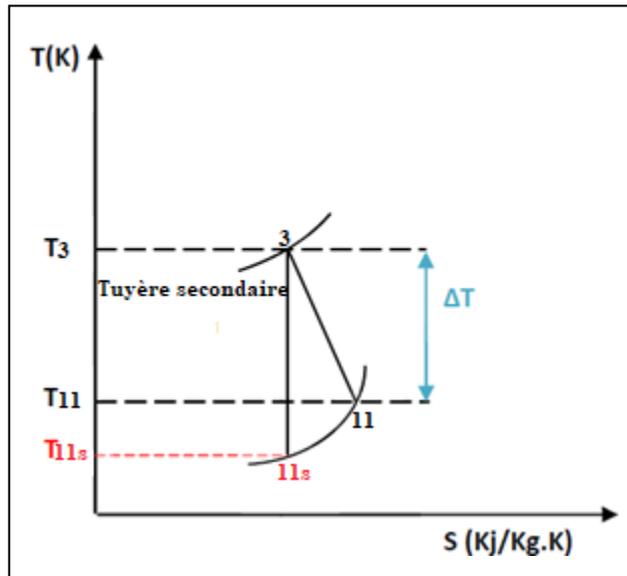


Fig.11: Diagramme T-S de la Tuyère secondaire

V.8. Débits

$$\left. \begin{array}{l} \lambda = \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1} = 8.1 \\ \dot{m}_1 + \dot{m}_2 = 576 \text{ Kg/s} \end{array} \right\} \Rightarrow \dot{m}_2 = \dot{m}_1 \lambda \Rightarrow \dot{m}_1 \lambda + \dot{m}_1 = 576 \Rightarrow \dot{m}_1 (1 + \lambda) = 576$$

$$\Rightarrow \dot{m}_1 = 63.297 \text{ Kg/s}$$

$$\Rightarrow \dot{m}_2 = 512.706 \text{ Kg/s}$$

$$\dot{m}_f \times PCI = (\dot{m}_1 + \dot{m}_f) h_6 - \dot{m}_1 \times h_5 \Rightarrow \dot{m}_f (PCI - h_6) = \dot{m}_1 (h_6 - h_5) \Rightarrow \dot{m}_f = \frac{\dot{m}_1 (h_6 - h_5)}{(PCI - h_6)} \Rightarrow \dot{m}_f = 1.106 \text{ Kg/s}$$

V.9. Poussée

$$F = \dot{m}_1 (v_9 - v_a) + \dot{m}_2 (v_{11} - v_a) + \dot{m}_f \times v_9$$

$$\Rightarrow F = 63.297(458.02 - 252) + 512.706(366.169 - 252) + 1.106 \times 458.02$$

$$\Rightarrow F = 72.082 \times 10^3 \text{ N} = 72.082 \text{ KN}$$

V.10. Poussée spécifique

$$F_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}_1 + \dot{m}_2 + \dot{m}_f)} = \frac{72.082 \times 10^3}{(63.297 + 512.706 + 1.106)} \Rightarrow F_{sp} = 124.902 \text{ N.s/Kg}$$

V.11. Consommation

V.11.1. Consommation horaire

$$C_h = 3600 \times \dot{m}_f = 3600 \times 1.106 \Rightarrow C_h = 3981.6 \text{ Kg/h}$$

V.11.2. Consommation spécifique

$$C_{sp} = \frac{C_h}{F} = \frac{3981.6}{72.082 \times 10^3} \Rightarrow C_{sp} = 55.237 \times 10^3 \text{ Kg/(h.N)}$$

V.12. Puissances

V.12.1. Puissance thermique

$$P_{th} = \dot{m}_f \times PCI = 1.106 \times 48000 \Rightarrow P_{th} = 53.088 \times 10^3 \text{ KW}$$

V.12.2. Puissance dynamique

$$P_d = \frac{1}{2} \dot{m}_1 (v_9^2 - v_a^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_2 (v_{11}^2 - v_a^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f v_9^2$$

$$\Rightarrow P_d = \frac{1}{2} \times 63.297 \times (458.02^2 - 252^2) + \frac{1}{2} \times 512.706 \times (366.169^2 - 252^2) + \frac{1}{2} \times 1.106 \times 458.02^2$$

$$\Rightarrow P_d = 22.837 \times 10^3 \text{ KW}$$

V.12.3. Puissance propulsive

$$P_p = F \times v_a = 72.082 \times 252 \Rightarrow P_p = 18.164 \times 10^3 \text{ KW}$$

V.13. Rendements

V.13.1. Rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{P_d}{P_{th}} = \frac{22.837 \times 10^3}{53.088 \times 10^3} \Rightarrow \eta_{th} = 0.4301 = 43.017\%$$

V.13.2. Rendement propulsif

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_d} = \frac{18.164 \times 10^3}{22.837 \times 10^3} \Rightarrow \eta_p = 0.7954 = 79.54\%$$

V.13.3. Rendement global

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{th}} = \frac{18.164 \times 10^3}{53.088 \times 10^3} \Rightarrow \eta_g = 0.3421 = 34.21\%$$

VI. Conclusion

Nous avons fait ces calculs pour pouvoir comparer entre les turboréacteurs d'après les performances. Nous avons conclu que les turboréacteurs double flux plus puissances que les simples flux et le GE90-94B un des meilleurs turboréacteurs du monde.

***CHAPITRE III :
CHOIX DE LA
PERFORMANCE D'UN
TURBOREACTEUR
DOUBLE FLUX POUR UN
CAS D'AVION LONG -
COURRIER***

CHAPITRE III : CHOIX DE LA PERFORMANCE D'UN TURBOPREACTEUR DOUBLE FLUX POUR UN CAS D'AVION LONG-COURRIER

I. Introduction :

Le choix du turboréacteur double pour équiper un avion long-courrier, qui est un avion destiné à voler sur très longues distances (6000km au moins), est une partie importante de la conception globale de l'avion. Le choix du moteur le plus adapté à un impact majeur sur la conception globale de l'avion. Par conséquent, nous devons y prêter attention.

Ainsi, un moteur qui est sélectionné selon les besoins doit avoir une poussée ou une puissance suffisante de vol de l'aéronef. En plus de la poussée, le rapport poussée-poids, le taux de consommation de carburant, la durée de vie, le taux de dilution et la pollution sont également les principaux paramètres de performance et de conception des turboréacteurs double flux.

II. Paramètres de performance

II.1. Rapport de dilution

Pour le turboréacteur, le rapport de dilution est le rapport du débit massique d'air à l'entrée externe et à l'entrée interne. Il est l'un des paramètres du cycle thermodynamique qui ont une grande influence sur l'efficacité de propulsion et affecte les performances des moteurs aéronautiques et des avions. Pour les moteurs aéronautiques, il existe un rapport de dérivation optimale qui fournit la poussée spécifique maximale et le taux de consommation de carburant minimal à un rapport de pression totale, le rapport de pression du ventilateur (entrée externe) et la température à l'entrée de la turbine. Mais ce n'est pas la meilleure solution. Avec l'augmentation du taux de dilution, le taux de consommation de carburant de croisière et la diminution de la poussée spécifique, la taille de l'entrée du ventilateur augmente. Pendant ce temps, le poids de l'ensemble du système de propulsion augmente également ce qui affecte sérieusement le rapport poussée-poids et le voyage. Le coût d'acquisition est plus élevé en conséquence. Ainsi, les moteurs aéronautiques à des fins différentes correspondent à différents taux de dérivation, tels que, le transport long distance et les avions de passagers sont équipés de moteurs turboréacteur double flux à taux de dilution élevé et leur taux de dérivation est également supérieur à 4[10].

II.2. Rapport de poussée-poids

Le rapport de poussée et de gravité est le rapport poussée-poids pour court. Il s'agit d'un rapport entre la poussée maximale dans des conditions statiques et la gravité de la qualité du moteur. C'est une unité sans dimension. Alors que la poussée est décidée, le plus grand rapport poussée-poids est, la plus petite qualité de l'aéromoteur sera. Si le moteur réduit de 1kg, la qualité globale de l'avion subsonique réduira de 4 à 5kg. Dans des conditions de

CHAPITRE III : CHOIX DE LA PERFORMANCE D'UN TURBOPREACTEUR DOUBLE FLUX POUR UN CAS D'AVION LONG-COURRIER

poussée constante, le rapport poussée-masse influe directement sur la vitesse de croisière maximale, la charge utile et la maniabilité des aéronefs [10].

II.3. Taux de consommation de carburant

Le taux de consommation de carburant est le rapport entre la qualité du débit de carburant en unité de temps et de poussée. C'est un paramètre important qui détermine la portée et l'endurance, et un indicateur important pour évaluer l'efficacité de l'aéromoteur. Actuellement, au régime maximal, le taux de consommation de carburant du turboréacteur à taux de dérivation élevé se réduit déjà à $0,4 \text{ kg} / (\text{daN} \cdot \text{h})$ [10].

II.4. Durée de vie totale

Le nombre total d'heures de travail de l'usine à la première révision majeure ou entre deux révisions majeures peut être appelé la durée de vie du moteur d'avion. L'accumulation totale d'heures de travail après plusieurs révisions majeures jusqu'à la mise au rebut est appelée durée de vie totale du moteur. En général, la durée de vie totale d'un aéromoteur civil est relativement longue et peut aller jusqu'à trente mille heures [10].

II.5. Pollution

Le bruit et les émissions sont les problèmes critiques qui concernent le développement et le bien-être de l'humanité. Par conséquent, les autorités environnementales s'intéressent à la cartographie du bruit ainsi qu'à l'élaboration et à la mise en œuvre de plans d'action visant à réduire l'exposition dans les grandes villes et les endroits proches des grandes infrastructures de transport. Les moteurs d'aéronefs émettent divers polluants dont le dioxyde de carbone (CO_2) est le gaz à effet de serre le plus important qui influe sur le changement climatique. Les autres polluants comprennent l'oxyde d'azote (NO_x) qui peut entraîner la formation d'autres polluants atmosphériques qui nuisent à la santé, comme les particules et l'ozone troposphérique. Elles provoquent également l'acidification et l'eutrophisation des eaux et des sols. Les particules (MP) sont l'un des polluants les plus nocifs pour la santé, lorsqu'il pénètre dans des régions sensibles du système respiratoire et peut causer ou aggraver des maladies cardiovasculaires et pulmonaires et des cancers. Les émissions des procédés de combustion sont le CO_2 — dioxyde de carbone, H_2O — vapeur d'eau, NO_x — oxyde d'azote, HCC — hydrocarbures, CO — carbone, SO_x — oxyde de soufre, particules (solides ou liquides qui se forment à la suite d'une combustion incomplète) et l'ozone. Les émissions d'un avion à deux moteurs typique durant un vol d'une heure avec 150 passagers sont de 8500 kg de dioxyde de carbone, 30 kg d'oxydes d'azote, 2,5 kg de dioxyde de soufre, 2,0 kg de monoxyde de carbone, 0,4 kg d'hydrocarbures et 0,1 kg de particules et de suie.

CHAPITRE III : CHOIX DE LA PERFORMANCE D'UN TURBOPREACTEUR DOUBLE FLUX POUR UN CAS D'AVION LONG-COURRIER

Les émissions de NOx constituent un problème environnemental considérable. Le facteur le plus important affectant la formation de NOx est la température de la flamme, il s'agit théoriquement d'un maximum dans des conditions stœchiométriques et il tombera à la fois dans des mélanges riches et pauvre. Malheureusement, bien que le NOx puisse être réduit en opérant bien à l'écart des conditions stœchiométriques, cela entraîne une formation accrue de CO et d'UCH (unburned hydrocarbons), comme la montre la figure [5].

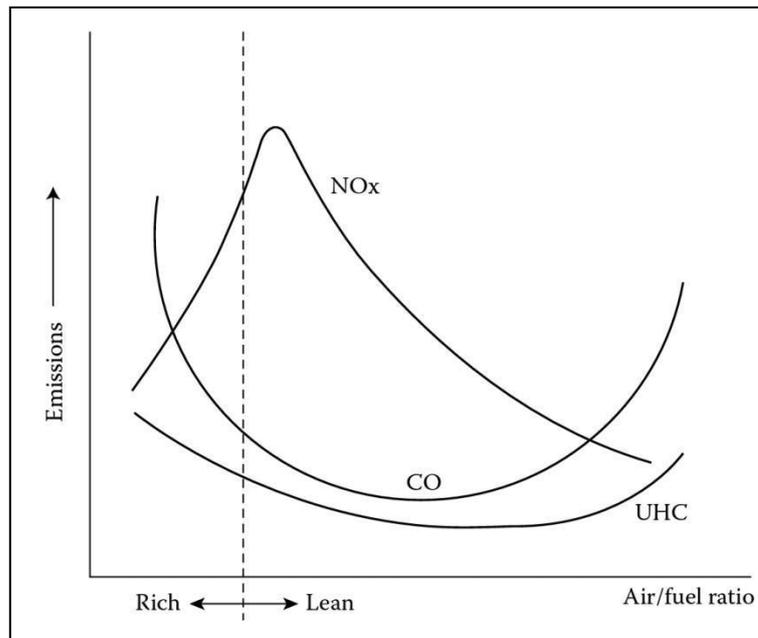


Fig.1: Effet du rapport carburant-air sur les émissions [10]

Plusieurs méthodes sont utilisées pour réduire la pollution atmosphérique par les NOx. Il y a deux solutions principales: la première méthode implique des techniques de modification de la combustion, tandis que la seconde utilise de nouvelles technologies. La réduction catalytique sélective (SCR) est actuellement la technologie la plus importante. Le SCR utilise un procédé qui mélange l'air d'échappement avec des réactifs gazeux tels que l'ammoniac ou l'urée et transporte ce mélange sur un lit catalytique à la température du flux d'air. Une autre technologie actuellement utilisée est appelée réduction non catalytique sélective (SNCR). Cette technologie utilise le même plan de base que la SCR, mais utilise des réactions de radicaux libres en phase gazeuse au lieu d'un catalyseur. Afin de réduire les NOx dans la méthode SNCR, le gaz doit être maintenu dans la plage de 1600°F à 2100°F. Les nouvelles technologies ont combiné les processus SCR et SNCR afin de créer des réductions encore plus importantes. Cette technologie réduit les émissions de NOx en utilisant les injections à basse température ainsi que le réactif ammoniac du système SCR. General Electric aborde la question des NOx en essayant d'éviter les pics de température qui produisent des NOx. Sa

CHAPITRE III : CHOIX DE LA PERFORMANCE D'UN TURBOPREACTEUR DOUBLE FLUX POUR UN CAS D'AVION LONG-COURRIER

première attaque contre les NOx a été sa combustion à faibles émissions (LEC) sur le CF6-80C, qui a utilisé le boîtier et les buses de carburant existants, optimisé le mélange pour une réduction des NOx et de la fumée, et contrôlé le jet de carburant et le refroidissement pour couper les hydrocarbures non brûlés. Cette chambre de combustion (LEC) est utilisée dans les familles de moteurs GE90, CF34 et GP7000 [5].

II. Conclusion

Dans le domaine de l'avionnerie il y a plusieurs entreprises de fabrication des turboréacteurs, on trouve une compétition entre ces derniers dans le marché mondial donc il doit être pris en considération les performances pour un très bon choix dans tous les cotés.

CONCLUSION GENERALE

Conclusion Générale

Le présent travail de fin d'études reflète une modeste participation sur le plan énergétique dans le domaine aéronautique concernant le monde des turboréacteurs.

En effet de cette étude, on a pris connaissance des différents turboréacteurs et on a pu comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement et les différentes démarches théoriques permettant de calculer ses performances.

Pour nos calculs nous avons choisi un type de moteur de propulsion le GE90-94B un des meilleurs turboréacteurs du monde de par sa performance.

Ce projet a été l'occasion aussi d'obtenir plus d'informations sur le choix des turboréacteurs et les nouvelles technologies utilisées pour réduire la pollution atmosphérique dans l'environnement.

BEBLIOGRAPHIE

Bibliographie

- [1] Helis Mohamed Elamine, "Etude thermodynamique d'un turboréacteur à simple flux " mémoire de master à l'université Mohamed Khider de Biskra- Faculté des sciences et de la Technologie -Département de Génie Mécanique, 2019.
- [2] "Etude Des Performance d'un turboréacteur double Flux CFM56-7B " Khodja Hadjer et ZiadiI-Chibane Sara (2016/2017), Faculté Des sciences De l'ingénieur Boumerdes,2017.
- [3] L. Messaoudi , "Mécanique de propulsion ", ouvrage de cours, Université de Batna, 1998.
- [4] Lien : www.lavionnaire.fr, consulté avril 2021.
- [5] Saeed Farokhi, Aircraft propulsion, second edition, 2014.
- [6] Ahmed F. El-Sayed, Aircraft propulsion and gas turbine engines, second edition, 2017.
- [7] Ronald D.Flack, Fundamentals of jet propulsion with application, 2005.
- [8] Klaus hunecke, jet engines fundamentals of theory design and operation, 2003.
- [9] The jet engine, 5^{ème} edition Rolls Royce plc ,1987.
- [10] Runkai Zhu, Qianchao Liang, Haiyang Zhan, Analysis of Aero-engine Performance and Selection Based on Fuzzy Comprehensive Evaluation, 2017.
- [11] Lien: www.grc.nasa.gov, consulté avril 2021.
- [12] Lien : www.wikipedia.org/wiki/Turboréacteur , consulté avril 2021.
- [13] Lien : www.kimerius.com, The GE90-An introduction- (kimerius), consulté Juin 2021.
- [14] Lien : www.geaviation.com/commercial/engines/ge90-engine , consulté Juin 2021.