



Université Mohamed Khider de Biskra
Faculté Des Sciences Et De La Technologie
Département De Genie Mécanique

MÉMOIRE DE MASTER

Domaine : Sciences et Techniques

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Construction Mécanique

Réf. : Entrez la référence du document

Présenté et soutenu par :

Khalil HAMD

Le : [Click here to enter a date.](#)

Etude Et Mécanisme D'un Réacteur

Jury :

Mr	M. Said CHEBEH	MCA	Université de Biskra	Président
Mr	A.Malek BOULEGROUN	MCB	Université de Biskra	Rapporteur
Mr	N. Eddine DERIAS	MA	Université de Biskra	Examineur

Remerciement

Je remercie tout d'abord Dieu le tout puissant qui nous éclaire le bon chemin.

Je remercie vivement mon encadreur Mr A. Boulegroun, qui a contribué à l'élaboration de ce modeste travail, avec ses conseils et ses critiques et sa disponibilité qui m'ont permis d'évoluer mes connaissances acquises et de les approfondir.

J'adresse aussi mes remerciements les plus sincères aux membres du jury, pour avoir accepté de juger et d'examiner mon travail.

MERCI

Dédicaces

Nous dédions ce modeste travail à nos chers parents Pour leur soutien, leur patience, leur sacrifice et leur amour, vous méritez tout éloge, vous qui avez fait de nous ce que nous sommes maintenant.

Khalil hamdi

Résumé

Nous avons fait dans ce travail étude et mécanisme d'un réacteur. Les turboréacteurs sont considérés comme les moteurs les plus utilisés dans le domaine du transport aérien en raison de leurs bonnes performances. Ce travail s'est concentré sur l'explication générale du principe de fonctionnement des turboréacteurs, ainsi qu'une description détaillée et une classification. Nous avons également expliqué les caractéristiques thermodynamiques du moteur, et nous avons également clarifié les paramètres de performance des turboréacteurs (poussée spécifique ; consommation spécifique ; efficacité thermodynamique théorique ; efficacité thermodynamique réelle ; efficacité interne ; efficacité de poussée et efficacité globale) en général.

Mots-clés : réacteur, turboréacteurs, caractéristiques thermodynamiques, les paramètres de performance, poussée spécifique ; consommation spécifique ; efficacité thermodynamique théorique ; efficacité thermodynamique réelle ; efficacité interne ; efficacité de poussée et efficacité globale.

المخلص

قمنا في هذا العمل بدراسة المحرك النفاث التوربيني. وتعتبر المحركات النفاثة التوربينية المحركات الأكثر استعمالاً في مجال النقل الجوي نظراً لأدائها الجيد، وتركز هذا العمل على الشرح العام لمبدأ عمل المحركات التوربينية النفاثة، ووصف مفصل وتصنيف المحركات النفاثة كما قمنا بشرح الخصائص الديناميكية الحرارية للمحرك، وقمنا أيضاً بتوضيح معاملات أداء المحركات النفاثة التوربينية (الدفع المحدد ؛ الاستهلاك المحدد ؛ الكفاءة الديناميكية الحرارية النظرية ؛ الكفاءة الديناميكية الحرارية الحقيقية ؛ الكفاءة الداخلية ؛ كفاءة الدفع والكفاءة العامة) بشكل عام.

الكلمات المفتاحية: المفاعل ، المحركات النفاثة ، الخصائص الديناميكية الحرارية ، معايير الأداء ، الدفع النوعي ؛ استهلاك محدد الكفاءة الديناميكية الحرارية النظرية ؛ الكفاءة الديناميكية الحرارية الحقيقية ؛ الكفاءة الداخلية دفع الكفاءة والكفاءة الشاملة.

Sommaire

Remerciement	I
Dédicaces	II
Résumé	III
Sommaire	IV
List des figures	VIII
Liste des symboles	X
Introduction générale	1
CHAPITRE I : Généralité sur les réacteurs	3
I.1. Introduction	4
I.2. Historique	4
I.3. Définition	6
I.4. Différents types de turboréacteurs	6
I.4.1. Turboréacteur à compresseur centrifuge	6
I.4.2. Turboréacteur à compresseur axial	7
I.4.3. Turboréacteur simple flux mono-corps	7
I.4.4. Turboréacteur Photo Simple Flux	8
I.4.5. Turboréacteur simple flux double-corps	8
I.4.6. Turboréacteur double flux mélangés	9
I.4.7. Turboréacteur avec postcombustion	9
I.4.8. Turboréacteur photo Adour	10
I.4.9. Turboréacteur double flux avec soufflante	11
I.4.10. Turboréacteur double flux avec grande soufflante	11
I.4.11. Turboréacteur PhotoGP7200	12

I.4.12. Turboréacteur photo profan	13
Chapitre II : Mécanisme et fonctionnement d'un turboréacteur	14
II.1. Élément composant d'un turboréacteur	15
II.1.1. soufflante	15
II.1.2. compresseurs	15
II.1.3. boîtier d'accessoires	16
II.1.4. chambres de combustion	17
II.1.5. turbines	18
II.1.6. inverseurs de poussée	19
II.1.7. tuyères	20
II.2. Fonctionnement du Turboréacteur	21
II.3. Paramètres de performances d'un turboréacteur	22
II.3.1. Poussé, poussé spécifique et poussé de propulsion	22
<i>a.</i> La poussée	22
<i>b.</i> Poussée spécifique	23
<i>c.</i> poussée de propulsion	23
II.3.2. Consommation spécifique	23
II.3.3. Le rendement thermique (thermodynamique) réel	23
II.3.4. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique	24
II.3.5. Le rendement interne	24
II.3.6. Le rendement de propulsion	24
II.3.6. Le rendement global	24
II.4. Cycle thermodynamique	24
II.5. Diagramme de turboréacteurs	26
Chapitre III: le turboréacteur double flux double corps	28

III.1. Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps	29
III.1.1. La gamme de poussées	29
III.1.2. La puissance	29
III.1.3. La masse	29
III.1.4. Le débit d'air absorbé	29
III.1.5. La consommation en carburant	29
III.1.6. La fiabilité	30
III.1.7. Le bruit	30
III.1.8. La pollution atmosphérique	30
III.2. Cycle thermodynamique	31
III.2.1. Cycle à double flux séparés	31
III.2.2. Cycle à double flux mélangés (à dilution)	32
III.3. Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux	32
III.3.1. Les avantages	32
III.3.2. Les inconvénients	33
III.4. Domaine d'application	33
III.5. Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux double corps	34
III.5.1. Cas d'un turboréacteur à double flux séparés	34
III.5.1.1. La poussée	35
III.5.1.2. La poussée spécifique	35
III.5.1.3. La consommation spécifique	35
III.5.1.4. La puissance calorifique	35
III.5.1.5. La puissance thermodynamique ou thermique théorique(mécanique)	35
III.5.1.5. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)	36

III.5.1.6. La puissance de propulsion	36
III.5.1.7. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique	36
III.5.1.8. Le rendement thermique (thermodynamique) réel	36
III.5.1.9. Le rendement interne	36
III.5.1.10. Le rendement de propulsion	37
III.5.1.11. Le rendement global	37
III.5.2. Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution)	37
III.5.2.1. La poussée	37
III.5.2.2. La poussée spécifique	38
III.5.2.3. La consommation spécifique	38
III.5.2.4. La puissance calorifique	38
III.5.2.5. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)	38
III.5.2.6. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)	38
III.5.2.7. La puissance de propulsion	38
III.5.2.8. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique	39
III.5.2.9. Le rendement thermique (thermodynamique) réel	39
III.5.2.10. Le rendement interne	39
III.5.2.11. Le rendement de propulsion	39
III.5.2.12. Le rendement global	39
III.5.2.13. Le taux de dilution	40
Conclusion générale	41
Référence	42

Liste des figures

Liste des figures

Figure I.1: Premier Turboréacteur Frank Whittle (W1)	5
Figure I.2: Turboréacteur à compresseur centrifuge	6
Figure I.3: Turboréacteur à compresseur axial	7
Figure I.4: Turboréacteur simple flux mono corps	7
Figure I.5: Turboréacteur photo simple flux	8
Figure I.6: Turboréacteur simple flux double corps	8
Figure I.7: Turboréacteur double flux mélangés	9
Figure I.8: Turboréacteur avec post combustion	10
Figure I.9: Turboréacteur photo Adour	10
Figure I.10: Turboréacteur double flux avec soufflante	11
Figure I.11: Turboréacteur à compresseur centrifuge	12
Figure I.12: Turboréacteur photogp7200	12
Figure I.13: Turboréacteur photo Propfan	13
Figure II.1: soufflante	15
Figure II.2: Le compresseur centrifuge	16
Figure II.3: Le compresseur axial	16
Figure II.4: le boîtier d'accessoires	17
Figure II.5: le boîtier d'accessoires	17
Figure II.6: Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion	18
Figure II.7: Un étage d'une turbine axiale	19
Figure II.8: inverseurs à portes pivotantes	19
Figure II.9: inverseur à obstacles	20
Figure II.10: Inverseur à grilles	20
Figure II.11: Coupe d'une tuyère d'éjection	20

Liste des figures

Figure II.12: Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement	22
Figure II.13: Diagramme de fonctionnement Pression-Volume du turboréacteur	26
Figure ii.14: diagramme pression-température	27
Figure III.1 : Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux séparés	31
Figure III.2 : Diagramme (T-S) du cycle à dilution	32
Figure III.3 : Turboréacteur à double flux séparé	34
Figure III.4 : Turboréacteur à double flux mélangés	37

LISTE DES SYMBOLES

LISTE DES SYMBOLES

- C_{Pa} : Chaleur Spécifique A Pression Constante De L'air En [J/(Kg.K)].
- C_{Pg} : Chaleur Spécifique Des Gaz De Fin De Combustion En [J/(Kg.K)].
- C_{Pm} : Chaleur Spécifique A Pression Constante Du Flux Mélangé En [J/(Kg.K)].
- C_{Sp} : Consommation Spécifique En [Kg/(H.N)].
- CH : Consommation Horaire En [Kg/H].
- F : Poussée En [N].
- F_{Sp} : Poussée Spécifique En [N.S/Kg].
- M_A : Débit Massique D'air En [Kg/S].
- M_C : Débit Massique Du Carburant En [Kg/S].
- M_E : Débit Massique D'air Extérieur (Du Flux Secondaire) En [Kg/S].
- M_I : Débit Massique D'air Intérieur (Du Flux Primaire) En [Kg/S].
- M : Débit Massique Total (M_A+M_C) En [Kg/S].
- P_0 : Pression D'entrée En [Pa].
- P_S : Pression De Sortie En [Pa].
- PCI : Pouvoir Calorifique Inférieur Du Carburant En [J/Kg].
- P_{Cal} : Puissance Calorifique En [W].
- P_{Th-T} : Puissance Thermique (Thermodynamique) Théorique En [W].
- P_{Th-R} : Puissance Thermique Réelle En [W].
- P_p : Puissance De Propulsion En [W].
- S_S : Section De Sortie En [M²].
- T_C : Température De Fin De Combustion En [K].
- T_0 : Température D'entrée D'air (Température De L'atmosphère) En [K].
- T_S : Température De Sortie Des Gaz Chauds En [K].
- T_{Si} : Température De Sortie Du Flux Primaire En [K].
- T_{Sis} : Température De Sortie Isentropique En [K].
- T_{Sr} : Température De Sortie Réelle En [K].
- V_0 : Vitesse D'entrée D'air En [M/S].
- V_S : Vitesse De Sortie Des Gaz Chauds En [M/S].
- V_{Se} : Vitesse De Sortie Du Flux Secondaire En [M/S].
- V_{Si} : Vitesse De Sortie Du Flux Primaire En [M/S].
- η_{Th} : Rendement Thermodynamique Théorique.
- η_{Tr} : Rendement Thermique Réel.

LISTE DES SYMBOLES

η_i : Rendement Interne.

η_p : Rendement De Propulsion.

η_G : Rendement Global .

Λ : Taux De Dilution.

Introduction

Générale

Introduction générale

Introduction générale

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Le cœur d'un avion est le moteur, c'est un organe très sensible, très complexes et extrêmement chers. Le turboréacteur est la forme la plus complexe d'un moteur d'avion à réaction d'où la nécessité d'une bonne maîtrise de sa conception qui repose elle-même a des calculs délicats.

Par ailleurs, l'industrie aéronautique est très compétitive, elle s'intéresse surtout aux turboréacteurs en vue de leur rendement et leur fiabilité, ils sont considérablement améliorés depuis leurs débuts, cependant leur coût est très important, et représente en général pour un avion civil le tiers du coût total de l'appareil.

Notre travail est reparti en trois chapitres qui contiennent :

Dans premier chapitre , nous avons traité de la définition du turboréacteur et de ses étapes de développement en plus de ses types

Chapitre deuxième Le second chapitre intitulé mécanisme et fonctionnement d'un réacteur; cette chapitre se compose de:

- Élément composant d'un turboréacteur
- Fonctionnement du Turboréacteur
- Paramètres de performances d'un turboréacteur
- Cycle thermodynamique
- Diagramme de turboréacteur

Introduction générale

Le troisième chapitre est dédié le turboréacteur double flux double corps; cette chapitre se compose de:

- Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps
- Cycle thermodynamique
- Les Avantages et les inconvénients d'un turboréacteur double flux
- Domaine d'application
- Paramètres des performances adaptés au turboréacteur double flux double corps

Chapitre I :

Généralités sur les réacteurs

Chapitre I: Généralité sur les réacteurs

I.1. Introduction

L'idée d'utiliser les principes physiques de la réaction est attribuée aux chinois au 13ème siècle. Quoique les premières turbines à vapeur datent du 17ème siècle, les applications pratiques de la réaction (turbines à gaz) ont attendu jusqu'au tournant du 20ème siècle pour réussir efficacement devant les machines dominées par les moteurs alternatifs. La possibilité d'utiliser un jet à réaction avait intéressé les concepteurs d'avions depuis longtemps, mais les faibles vitesses d'avions et l'inconvenance des moteurs à piston pour produire un grand flux d'air nécessaire à la grande vitesse escomptée pour le jet présentaient de nombreux obstacles [1].

I.2. Historique

Le premier turboréacteur est construit et présenté comme « turbopropulseur » par le roumain Henri Coandă au salon de l'aéronautique en 1910. Lors d'un essai au sol, son inventeur et pilote, surpris par sa puissance, coupe le moteur, mais l'inertie, bien plus importante que celle d'un moteur à hélice, fait que l'avion décolle quand même, puis, privé de propulsion, atterrit brutalement et brûle partiellement. Coandă revient à une motorisation à hélice, mais poursuit ses études et son aventure sera à l'origine de la découverte de l'effet Coandă. Le moteur Coandă inspire d'abord le français Maxime Guillaume, qui est le premier à déposer, le 3 mai 1921, un brevet d'invention concernant la « propulsion par réaction sur l'air », brevet qu'il obtient le 13 janvier 1922. Néanmoins, il ne sera suivi d'aucune construction, car elle aurait nécessité d'importantes avancées techniques sur les compresseurs et les matériaux. Dans les années 1930, de nouveaux turboréacteurs sont conçus, à peu près simultanément mais indépendamment, par Frank Whittle en Angleterre et par Hans Von Ohain en Allemagne. Whittle, ingénieur aéronautique, s'engage dans la Royal Air Force en 1928 et effectue ses premiers vols en tant que pilote en 1931. Âgé alors de 22 ans, il imagine pour la première fois un avion propulsé sans hélices et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée. Il persiste alors seul dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air. Premier prototype du E28/39, connu sous le nom de « Pioneer ». En 1935, grâce à des dons privés, il construit le premier prototype de turboréacteur et le teste au banc d'essai en avril 1937. Le W.1, premier turboréacteur destiné à un petit avion expérimental, est livré le 7 juillet 1939 à la société Power Jets Ltd., avec laquelle Whittle est associé. En février 1940, la Gloster Aircraft

Chapitre I: Généralité sur les réacteurs

Company est choisie pour développer un avion mû par le W.1. Le « Pioneer » effectue ainsi son premier vol le 15 mai 1941. Les premiers turboréacteurs dessinés par Whittle et Von Ohain sont conçus sur la technologie des compresseurs centrifuges. Ces turboréacteurs présentent l'inconvénient de nécessiter un moteur de grand diamètre pour pouvoir comprimer correctement l'air à l'entrée du turboréacteur, ce qui augmente le diamètre de leur fuselage et pénalise leurs performances, en particulier leur vitesse maximale. En 1940, Anselm Franz (en) développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte et le rendement meilleur. Le Junkers Jumo 004 devient ainsi, en 1944, non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit en série [2].

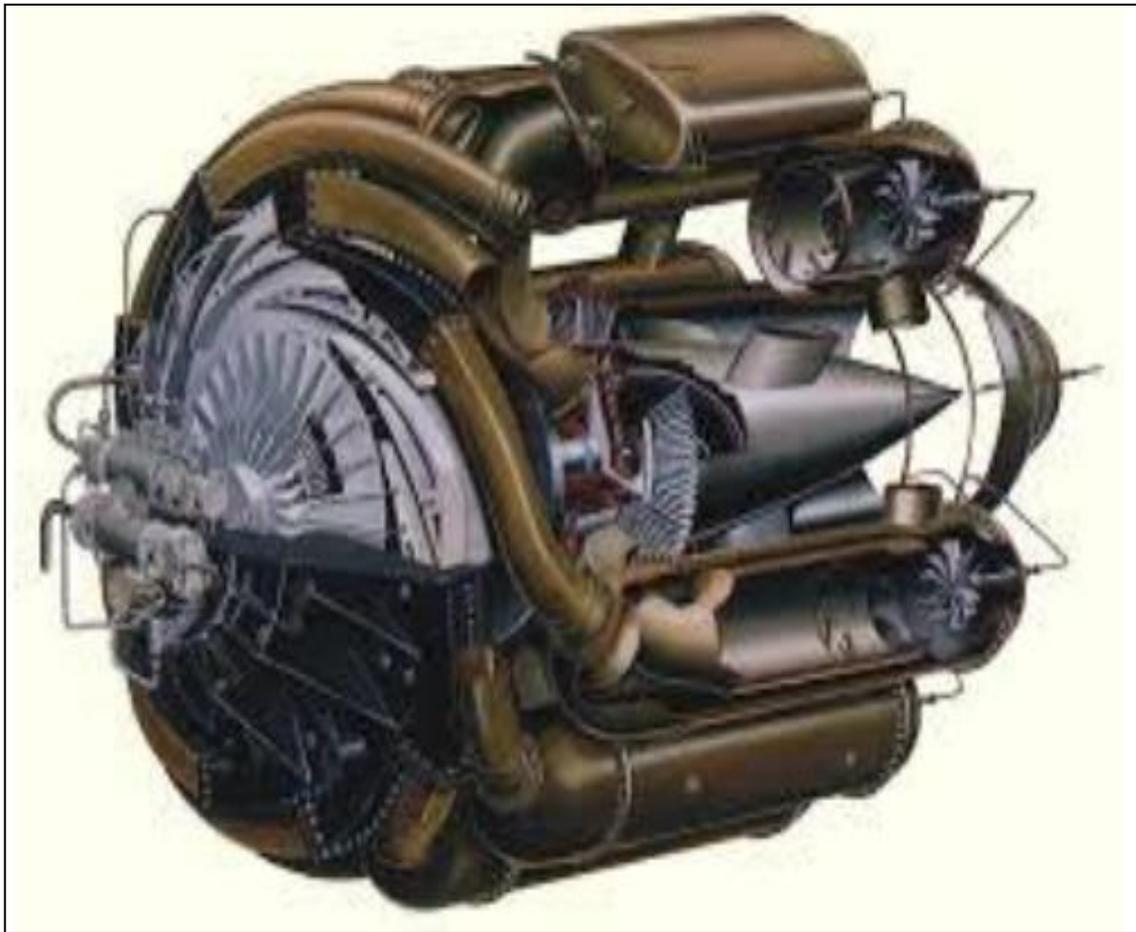


Figure I.1: Premier Turboréacteur Frank Whittle (W1) [3]

I.3. Définition

Le turboréacteur est un système de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant, associé à un comburant qu'est l'air ambiant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction en milieu élastique dans le sens opposé à l'éjection [4].

I.4. Différents types de turboréacteurs

I.4.1. Turboréacteur à compresseur centrifuge

Un compresseur centrifuge est lié mécaniquement par un arbre à une turbine. Celle-ci peut être centripète ou axiale à un ou plusieurs étages. Le compresseur centrifuge offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré un fort diamètre en fait un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Ci-dessous un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages [5].

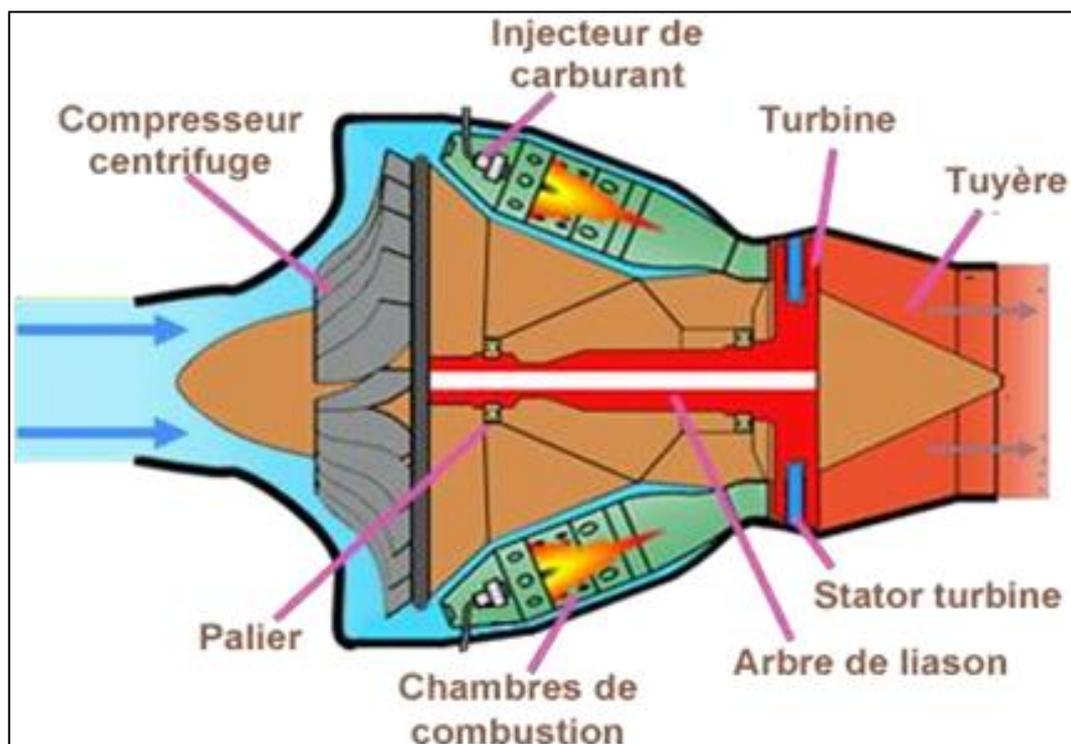


Figure I.2: Turboréacteur à compresseur centrifuge [5]

I.4.2. Turboréacteur à compresseur axial

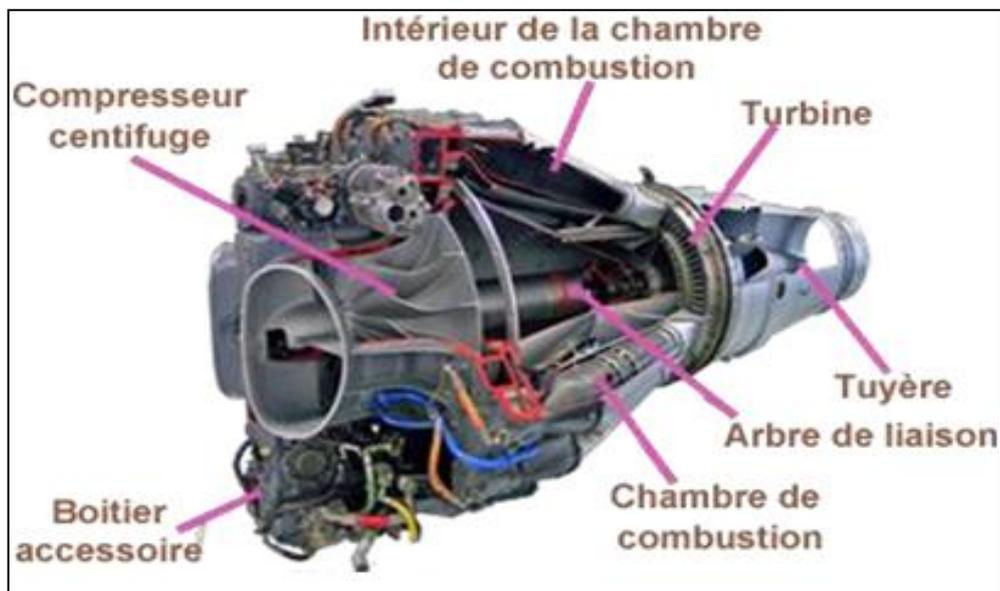


Figure I.3: Turboréacteur à compresseur axial [5]

I.4.3. Turboréacteur simple flux mono-corps

C'est le cas le plus simple. Un compresseur à plusieurs étages est lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire [5].

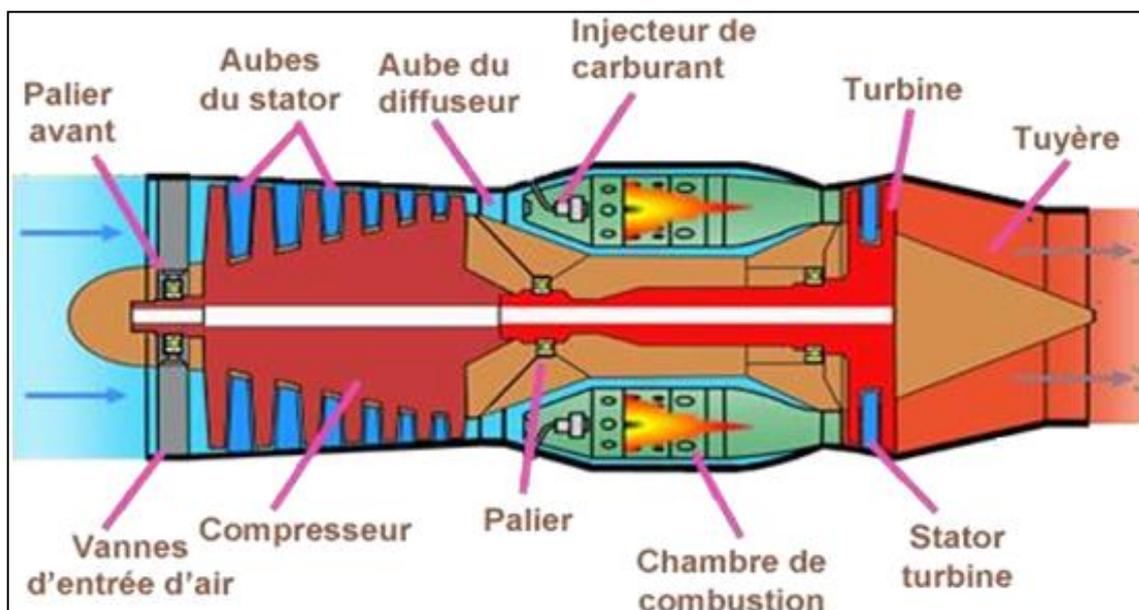


Figure I.4: Turboréacteur simple flux mono corps [5]

I.4.4. Turboréacteur Photo Simple Flux

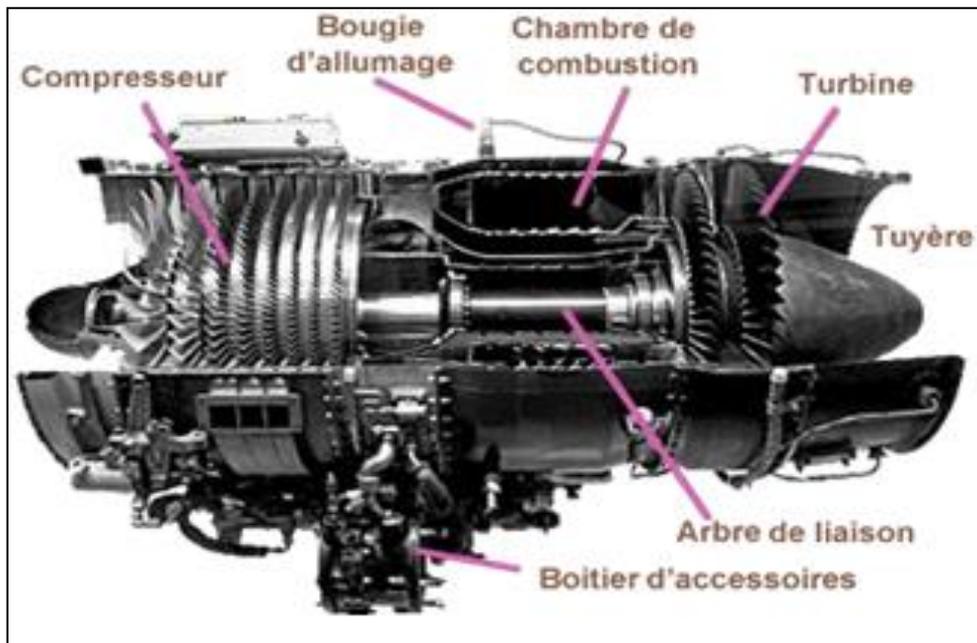


Figure I.5: Turboréacteur photo simple flux [5]

I.4.5. Turboréacteur simple flux double-corps

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine [5].

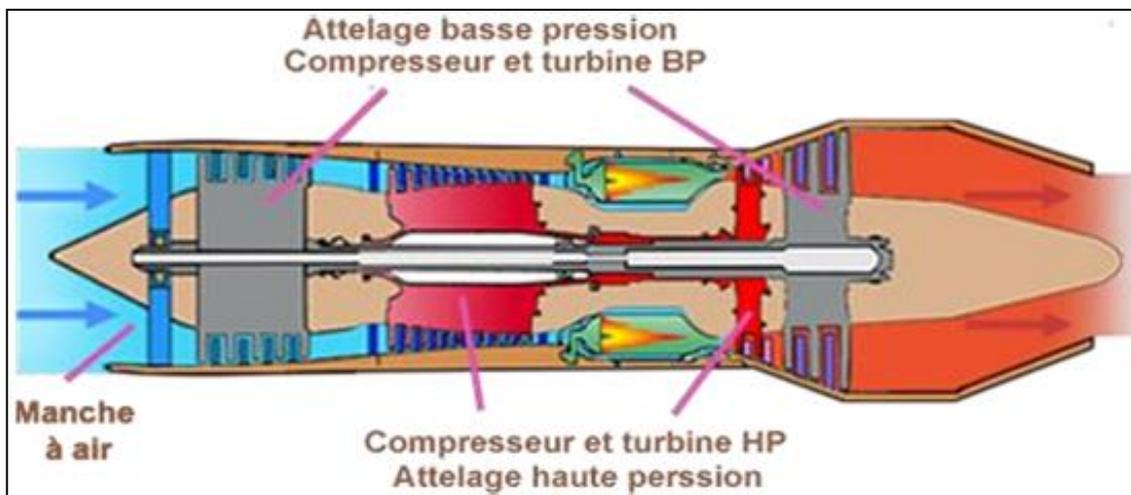


Figure I.6: Turboréacteur simple flux double corps [5]

I.4.6. Turboréacteur double flux mélangés

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire.

Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur. Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid (en bleu) contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés.

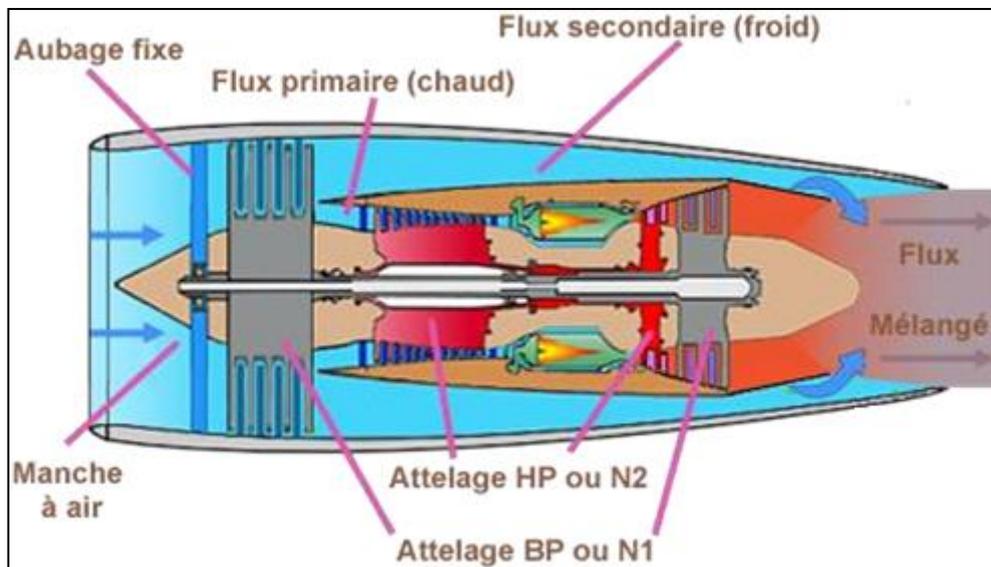


Figure II.7: Turboréacteur double flux mélangés [5]

Sur certains réacteurs pour favoriser le mélange air secondaire (froid)/air primaire (air chaud), un mélangeur (mixer) est rajouté au début de la tuyère. Ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale [5].

I.4.7. Turboréacteur avec post combustion

Après la combustion normale du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. Du carburant (Kérosène) injecté en fines gouttes se vaporise et se mélange dans l'écoulement à forte vitesse qui sort de la tuyère du turboréacteur, et qui contient encore environ un tiers de l'oxygène de l'air initial. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur

Chapitre I: Généralité sur les réacteurs

sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion [5].

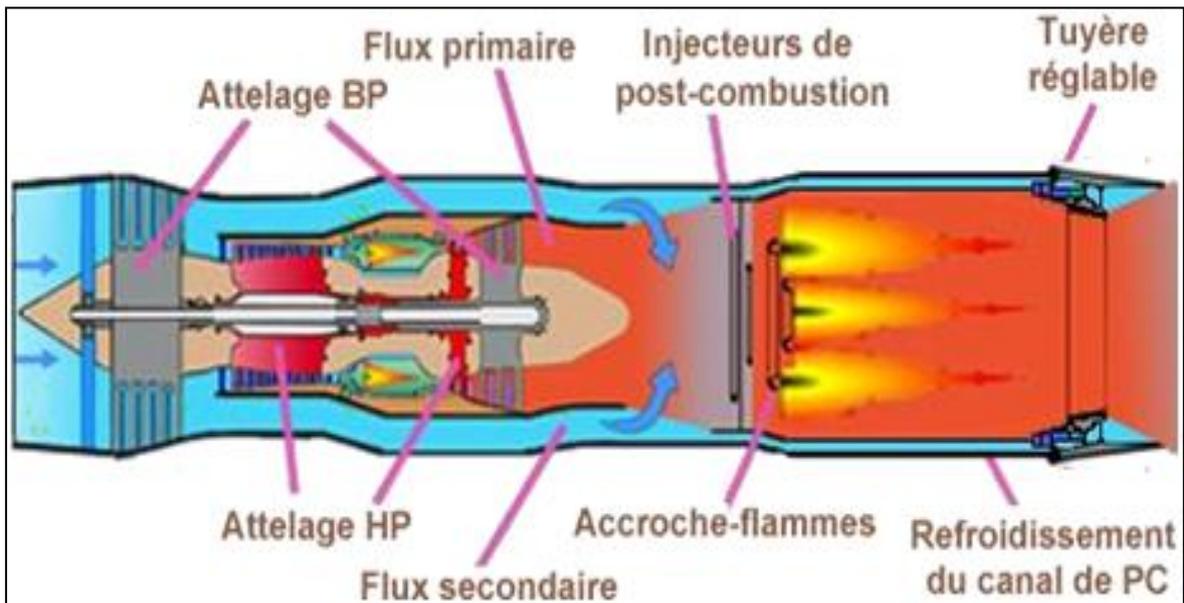


Figure I.8: Turboréacteur avec post combustion [5]

La postcombustion peut aussi bien équiper les turboréacteurs simple flux que double flux. Elle n'est utilisée actuellement que par des avions militaires supersoniques et principalement par des avions de combat rapides. Seuls deux avions civils l'avaient utilisée, le Concorde franco-anglais et le Tupolev Tu-144 russe [5].

I.4.8. Turboréacteur photo Adour

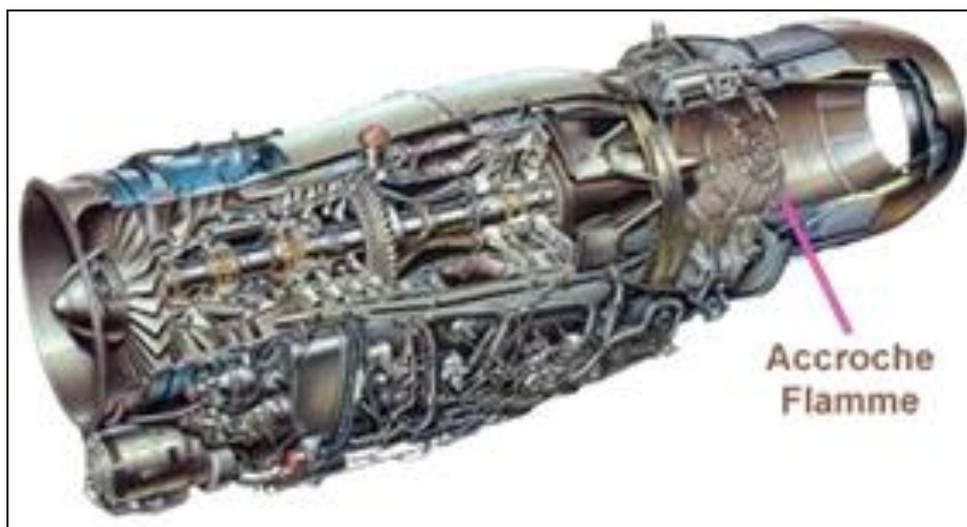


Figure I.9: Turboréacteur photo Adour [5]

I.4.9. Turboréacteur double flux avec soufflante

Sur ce type de turboréacteur une soufflante (ou fan en anglais) d'un diamètre bien supérieur au compresseur BP est rajoutée à l'avant de celui-ci. Ce qui permet d'obtenir du flux secondaire un maximum de poussée. Cette soufflante est entraînée par le même arbre que le compresseur BP [5].

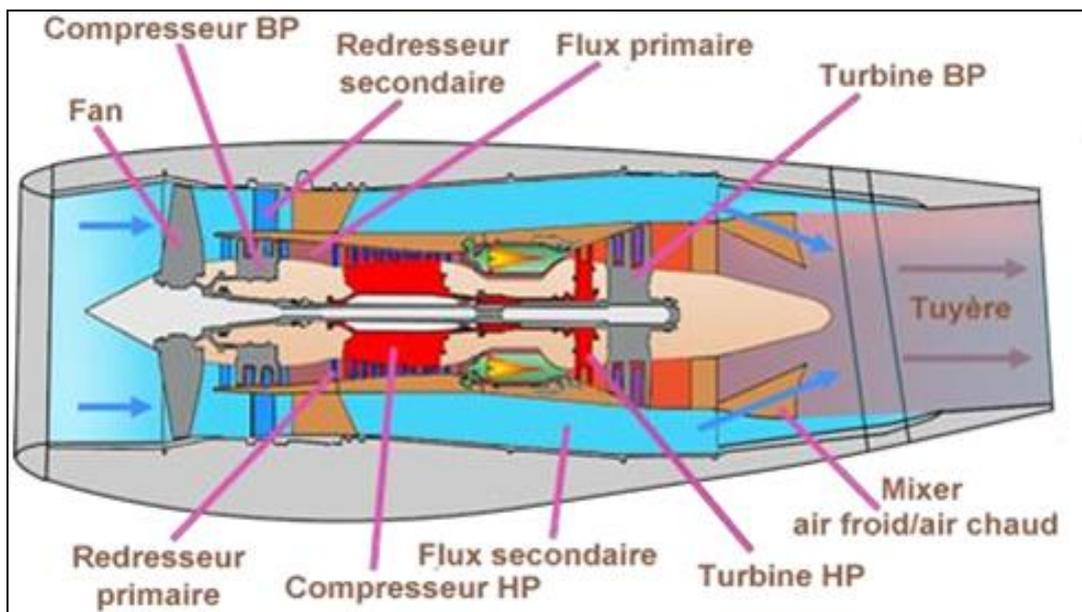


Figure I.10: Turboréacteur double flux avec soufflante [5]

I.4.10. Turboréacteur double flux avec grande soufflante

La soufflante qui reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions. La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire.

Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire.

Dans un turboréacteur à simple flux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important.

En revanche dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le flux secondaire est faiblement accélérée et vient "gagner" le flux primaire fortement accéléré d'où une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite [5].

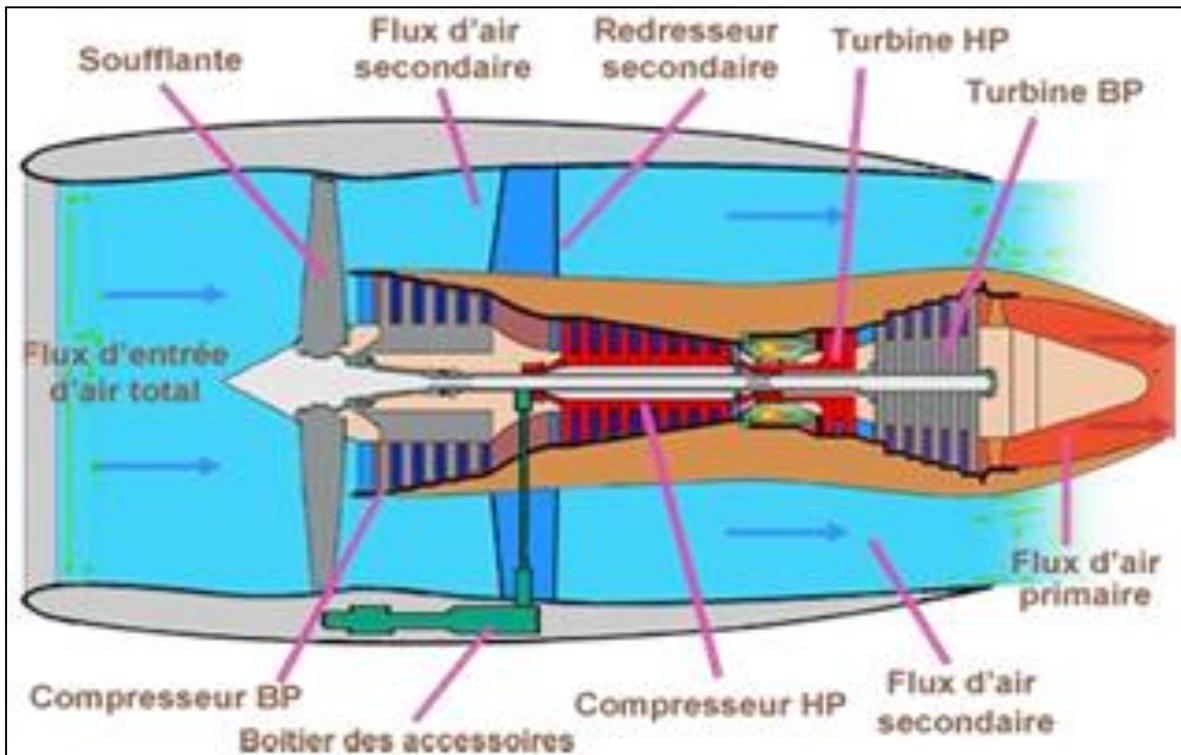


Figure I.11: Turboréacteur à compresseur centrifuge [5]

I.4.11. Turboréacteur PhotoGP7200

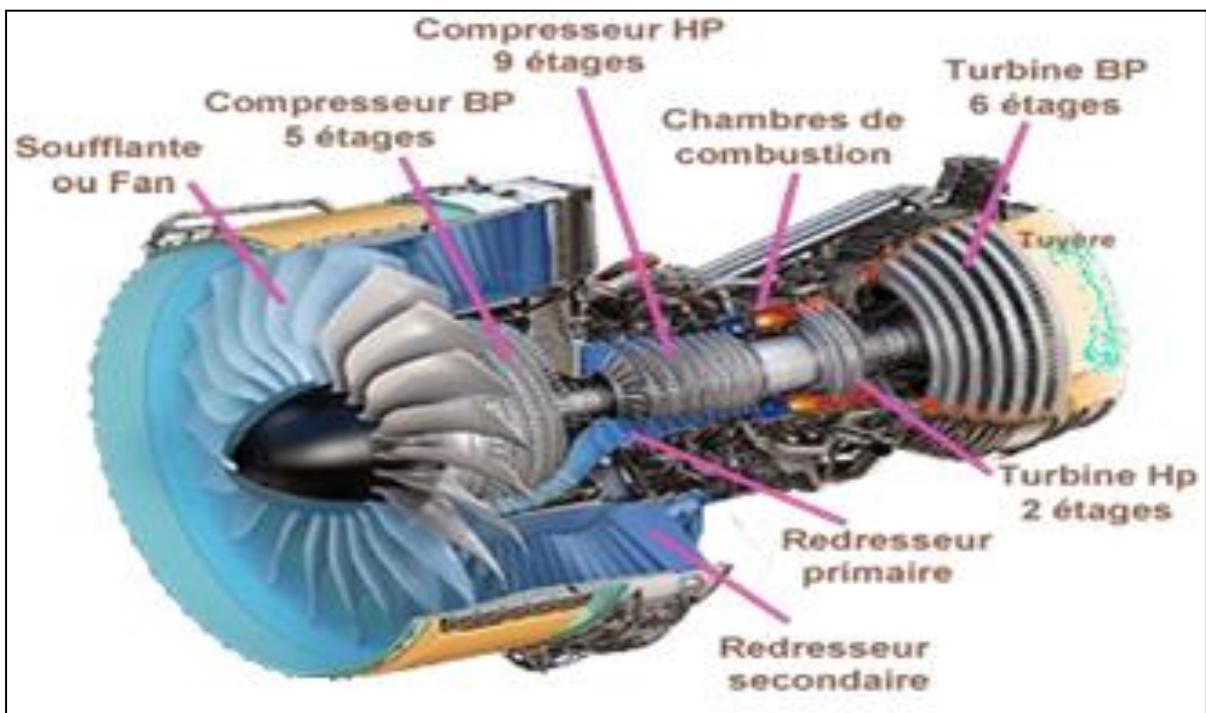


Figure I.12: Turboréacteur photoGP7200 [5]

I.4.12. Turboréacteur photo propfan

Ci-dessous un moteur open rotor à deux soufflantes contrarotatives appelées également Propfans [5].

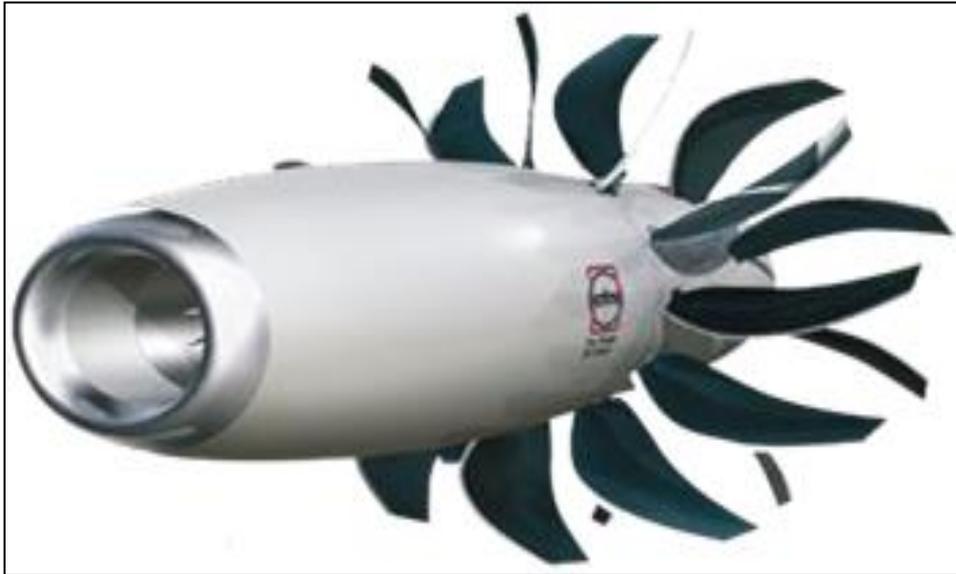


Figure I.13: Turboréacteur photo Propfan [5]

Chapitre II :

*Mécanisme et
fonctionnement d'un
réacteur*

II.1. Élément composant d'un turboréacteur

II.1.1. soufflante



Figure II.1: soufflante [6]

Son rôle est d'assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur, ce flux va être séparé en deux. La majeure partie appelée flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. L'autre partie appelée flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression [6].

II.1.2. compresseurs

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des vitesses, pressions et températures optimales à l'entrée de la chambre de combustion. Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- Les compresseurs centrifuges.
- Les compresseurs axiaux.

Il y a également une solution mixte : le compresseur « axial-centrifuge ».

Afin d'éviter les confusions ou malentendus on désigne dans le "jargon" motoriste par :

- Rouet : l'organe mobile du compresseur centrifuge.
- Diffuseur : l'organe fixe du compresseur centrifuge.
- Rotor : l'organe mobile du compresseur axial.
- Redresseur : l'organe fixe du compresseur axial [7].

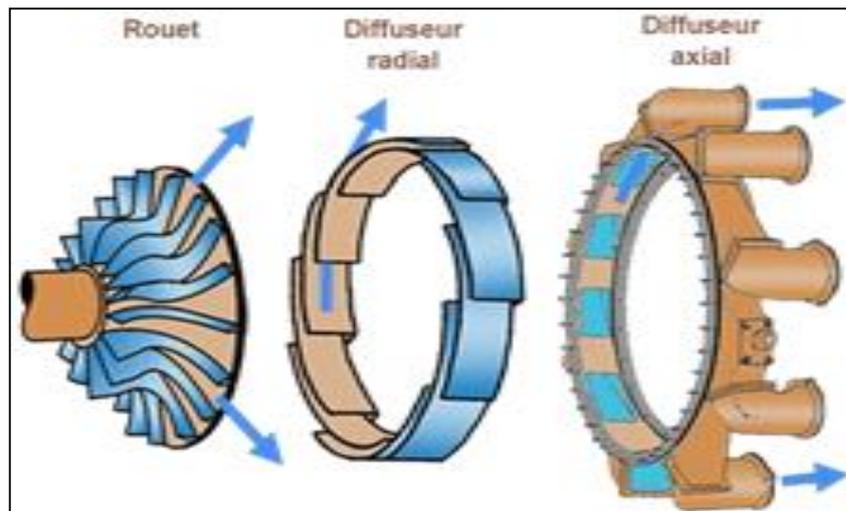


Figure II.2: Le compresseur centrifuge [7]

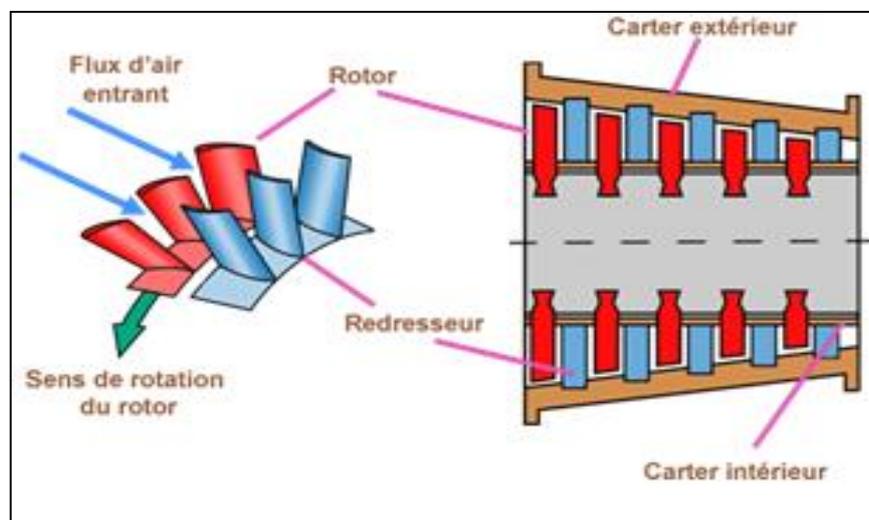


figure II.3: Le compresseur axial [7]

II.1.3. boîtier d'accessoires

Un boîtier d'accessoires ou **AGB**-accessory gearbox- (en anglais) comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que:

- Les pompes mécaniques pour l'hydraulique.
- Les pompes de carburant haute pression.
- Les pompes pour lubrification etc...[7]

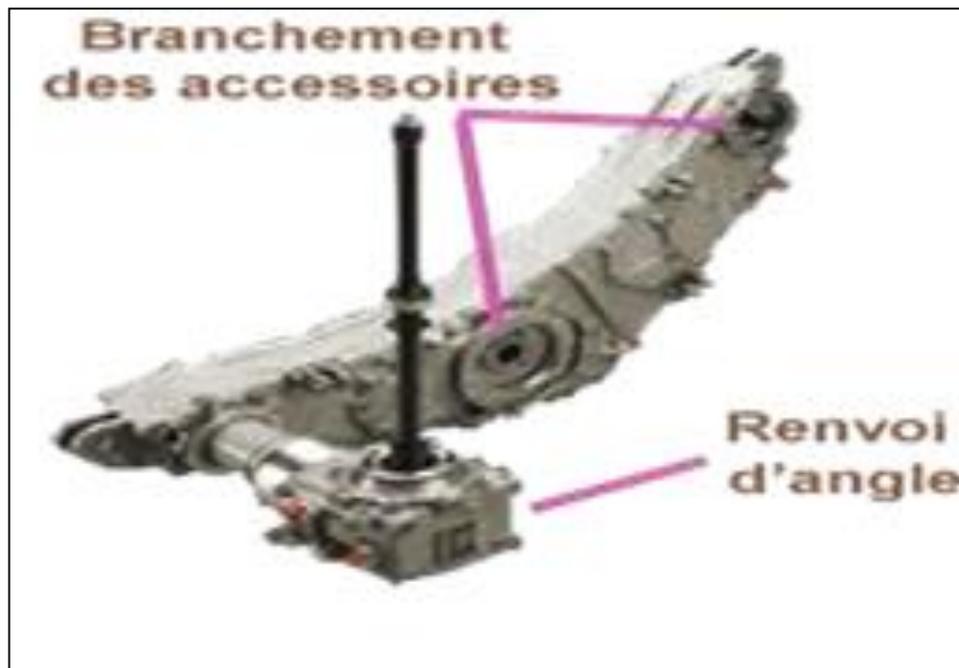


Figure II.4: le boîtier d'accessoires [7]

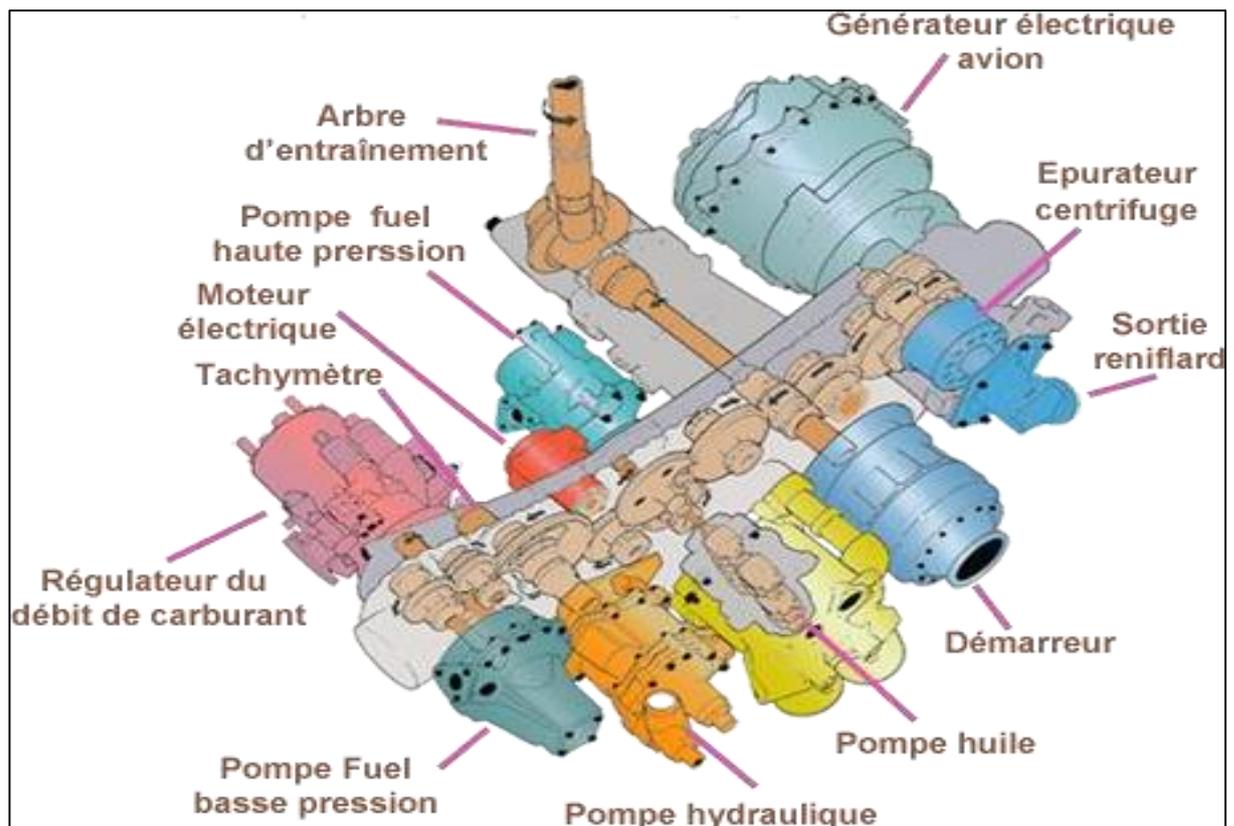


Figure II.5: le boîtier d'accessoires [7]

II.1.4. chambres de combustion

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur **HP** afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère .

Chapitre II : Mécanisme et fonctionnement d'un turboréacteur

Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.

La chambre de combustion située entre le compresseur BP et la turbine HP est constituée d'un tube à flamme ou foyer (généralement) en forme de tore. Celui-ci est enfermé dans un carter, également de forme torique [5].

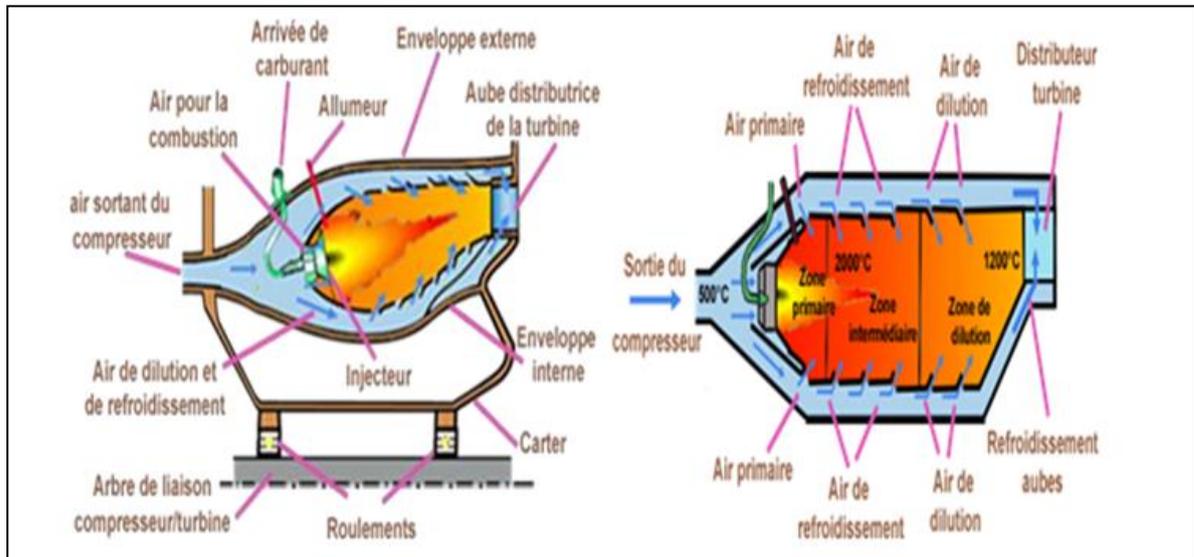


Figure II.6: Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion [7]

II.1.5. turbines

Sur un turboréacteur la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires.

Sur un turbopropulseur la turbine récupère le quasi totalité de l'énergie issue de la combustion des gaz pour entraîner l'arbre de transmission de l'hélice, le compresseur et les accessoires.

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines:

- Les turbines centrifuges très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances.
- Les turbines axiales solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.
- Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine BP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante FAN [7].

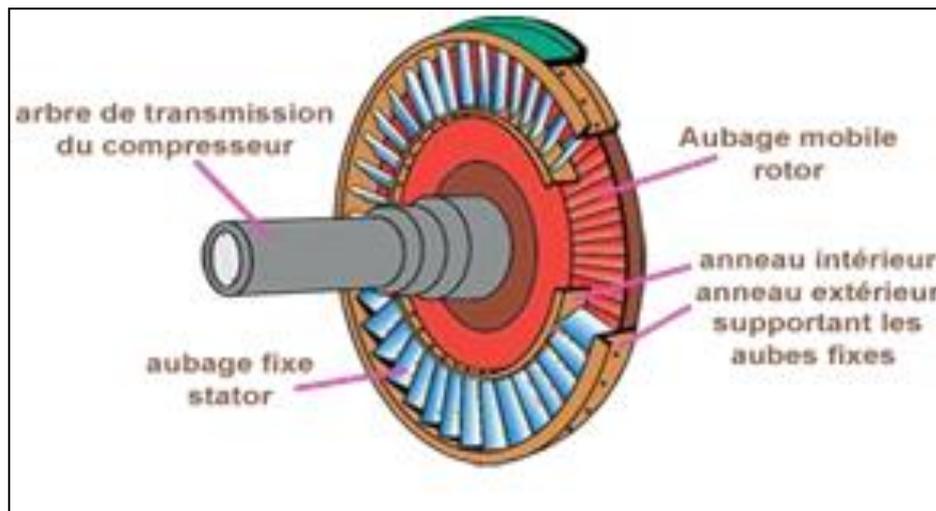


Figure II.7: Un étage d'une turbine axiale [7]

II.1.6. inverseurs de poussée

Le rôle d'un inverseur de poussée lors de l'atterrissage d'un avion est de diminuer la distance de freinage en redirigeant vers l'avant au moins une partie de la poussée générée par le turboréacteur.

Dans cette phase, l'inverseur obstrue la tuyère d'éjection des gaz et dirige le flux d'éjection du moteur vers l'avant de la nacelle, générant de ce fait une contre-poussée qui vient s'ajouter au freinage des roues de l'avion.

Les moyens mis en œuvre pour réaliser cette réorientation du flux varient suivant le type d'inverseur.

Ils peuvent être classés en trois catégories principales:

- inverseurs à obstacles.
- inverseurs à portes pivotantes.
- inverseurs à grilles.

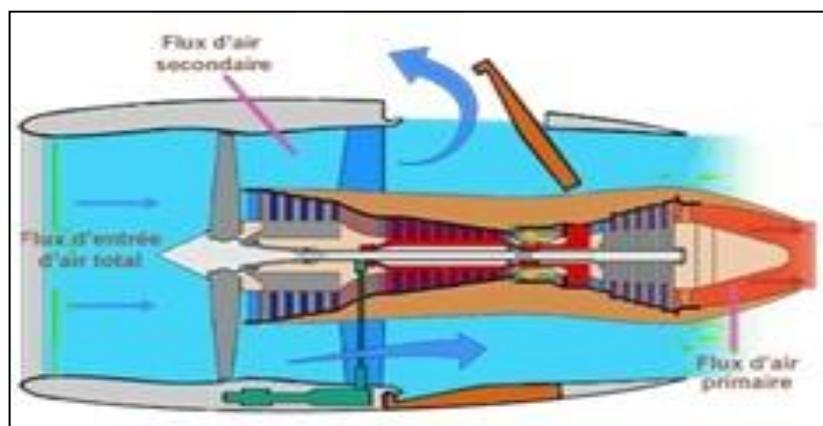


Figure II.8: inverseurs à portes pivotantes [7]

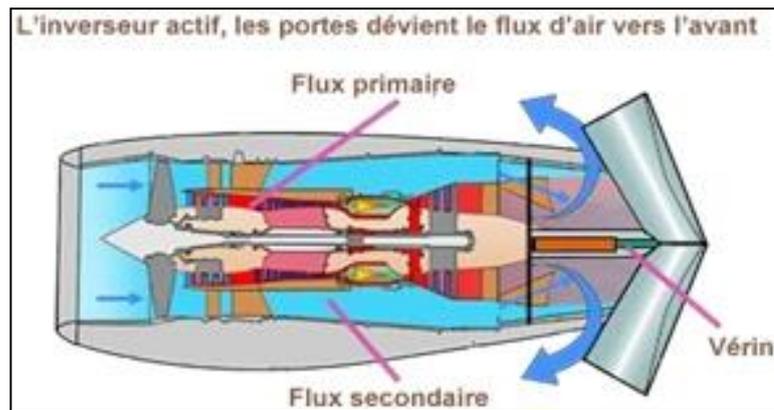


Figure II.9: inverseur à obstacles [7]

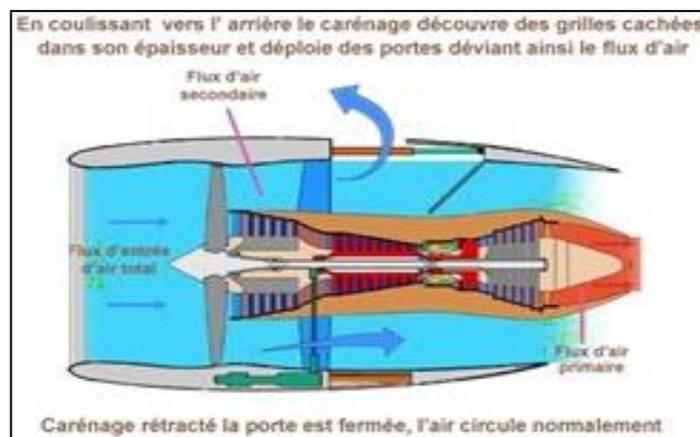


Figure II.10: Inverseur à grilles [7]

II.1.7. tuyères

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente [7].

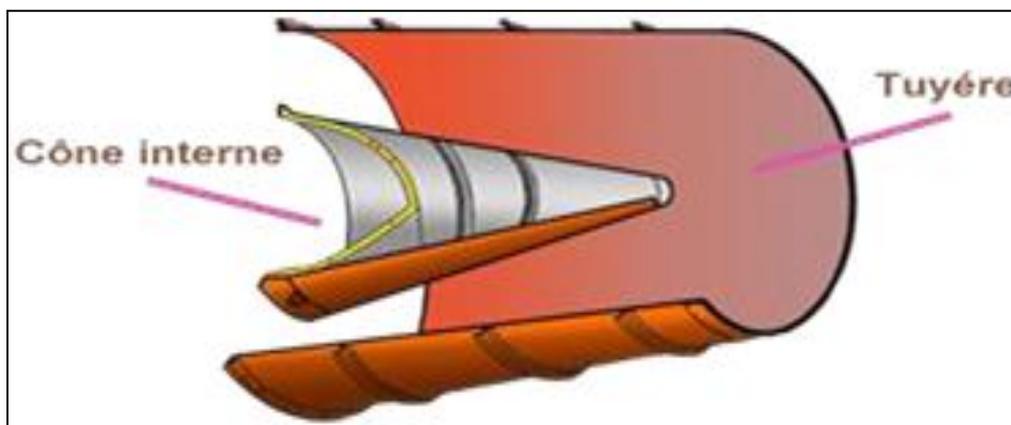


Figure II.11: Coupe d'une tuyère d'éjection [7]

II.2. Fonctionnement du Turboréacteur

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur, qui, par réaction, (d'où le terme de moteur à réaction), engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé, vers l'avant. Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz. A l'admission, l'air est aspiré par la soufflante (le cas échéant), puis comprimé via un compresseur (dans tous les cas). Du kérosène est ensuite injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce qui permet de fortement dilater les gaz. Ces derniers s'échappent du turboréacteur par la tuyère qui, en raison de sa section convergente, accélère la vitesse de l'air (suivant l'effet venturi). (L'écoulement étant maintenu subsonique au sein du réacteur). L'air passe au préalable par une turbine permettant d'entraîner le compresseur, et les accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur; le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de carburant. En simplifiant, l'énergie de pression engendrée au sein du réacteur sera transformée en énergie cinétique en sortie, ce qui engendrera une forte poussée. À l'image des moteurs automobile, le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre temps (admission, compression, combustion et détente/échappement), théoriquement décrit par le cycle de Baryton. Ce cycle est constitué d'une compression adiabatique réversible, d'une combustion isobare irréversible, (le réacteur étant considéré comme un système ouvert), d'une détente adiabatique réversible et d'un refroidissement isobare réversible. Deux types principaux de turboréacteurs, Ci dessous le turboréacteur est muni de compresseur centrifuge et plus bas il est muni d'un compresseur axial.

Le principe de fonctionnement reste le même les gaz sont comprimés, mélangés à un carburant, enflammés cela produit une poussée vers l'arrière, qui est en partie utilisée pour entretenir la compression en amont. Les deux moyens utilisés pour comprimer l'air en amont, sont : Les turbines axiales, et les turbines centrifuges. Les turbines axiales sont plus complexes possèdent plus de pièces en mouvements. Le rendement globale reste très bon mais pour un coût de production plus lourd. La maintenance est également plus difficile, les rotors de pales de compression sont intercalés avec des pales fixes dont la fonction est la réorientation du flux [8].

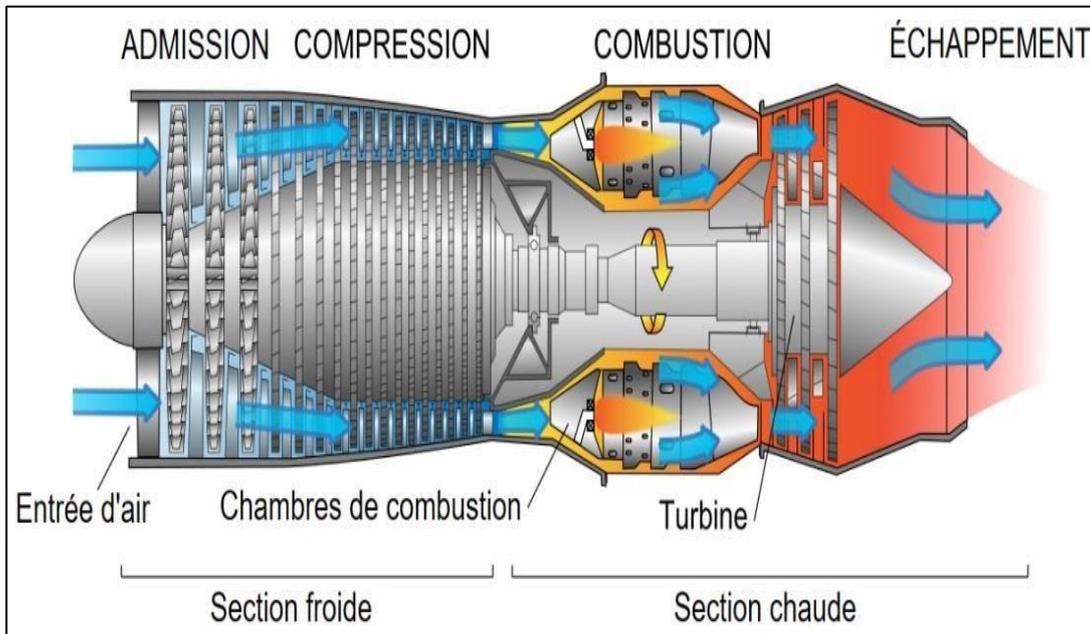


Figure II.12: Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement [9]

II.3. Paramètres des performances d'un turboréacteur

Les paramètres de performances varient relativement d'un turboréacteur à un autre selon le type (simple flux, simple flux avec postcombustion, double flux séparés...), pour cela on choisit le cas d'un turboréacteur simple flux. Pour un turboréacteur simple flux, on distingue les paramètres de performance suivants :

II.3.1. Poussé, poussé spécifique et poussé de propulsion

a. La poussée

La poussée est la force de réaction à l'action des gaz chauds accélérés et éjectés sur l'air ambiant :

$$F = m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s + (P_s - P_0) \times S_s \quad (\text{II.1})$$

Si la tuyère est adaptée ($P_s = P_0$), donc l'équation de poussée devient :

$$F = m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s \quad (\text{II.2})$$

F : poussée en [N]

m_a : débit massique d'air en [kg/s]

m_c : débit massique du carburant en [kg/s]

V_0 : vitesse d'entrée d'air en [m/s]

V_s : vitesse de sortie des gaz chauds en [m/s]

P_0 : pression d'entrée en [Pa]

P_s : pression de sortie en [Pa]

S_s : section de sortie en $[m^2]$

b. Poussée spécifique

C'est le rapport entre la poussée et le débit massique total (débit massique d'air + débit massique du carburant) :

$$F_{sp} = \frac{F}{(m_a + m_c)} \quad (II.3)$$

F_{sp} : poussée spécifique en $[N.s \text{ kg}]$

c. poussée de propulsion

Permet de créer la poussée et propulser l'aéronef à la vitesse V_0 .

$$P_p = Fv_0 \quad (II.4)$$

P_p : puissance de propulsion en $[w]$

v_0 : vitesse d'entrée d'air en $[m/s]$

II.3.2. Consommation spécifique

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique (mécanique) et la puissance calorifique :

$$C_{sp} = \frac{C_H}{F} \quad (II.5)$$

$$C_H = 3600 \times m_c \quad (II.6)$$

$$C_{sp} = \frac{(3600 \times m_c)}{F} \quad (II.7)$$

C_{sp} : consommation spécifique en $[kg/(h.N)]$

C_H : consommation horaire en $[kg/h]$

II.3.3. Le rendement thermique (thermodynamique) réel

C'est le rapport entre la puissance thermique réelle (cinétique) et la puissance calorifique.

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th-r}}{P_{cal}} \quad (II.8)$$

$$P_{th-r} = \frac{1}{2} \times m_a \times (V_s^2 - V_8^2) + \frac{1}{2} \times m_c \times V_s^2 \quad (II.9)$$

η_{tr} : rendement thermique réel

P_{th-r} : puissance thermique réelle en $[w]$

P_{cal} : puissance calorifique en $[w]$

Chapitre II : Mécanisme et fonctionnement d'un turboréacteur

II.3.4. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique (mécanique) et la puissance calorifique :

$$P_{th} = \frac{P_{th-t}}{P_{cal}} \quad (II.10)$$

$$P_{cal} = m_c \times PCI \quad (II.11)$$

$$P_{th-t} = P_{cal} - m \times C_{pg} \times (T_s - T_0) \quad (II.12)$$

P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w]

m : débit massique total ($m_a + m_c$) en [kg/s]

C_{pg} : chaleur spécifique des gaz de fin de combustion en [j/(kg.k)]

PCI : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [j/kg]

II.3.5. Le rendement interne

C'est le rapport entre la puissance thermique réelle (cinétique) et la puissance thermique théorique (mécanique) :

$$\eta_i = \frac{P_{th-r}}{P_{th-t}} \quad (II.13)$$

η_i : rendement interne

II.3.6. Le rendement de propulsion

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance thermique réelle .

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th-r}} \quad (II.14)$$

$$P_p = F \times V_0 = [m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s] \times V_0 \quad (II.15)$$

η_p : rendement de propulsion

P_p : puissance de propulsion en [w]

II.3.6. Le rendement global

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance calorifique :

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (II.16)$$

η_g : rendement global

II.4. Cycle thermodynamique

Le turboréacteur répond aux deux principes de la thermodynamique :

- La premier appelé principe de l'énergie qui s'applique à un système évoluant d'un état initial vers un état final avec conservation de la masse. Le changement d'état de

Chapitre II : Mécanisme et fonctionnement d'un turboréacteur

ce système prend en compte les échanges avec l'extérieur sous forme de Travail ou de Chaleur. L'énergie par unité de masse d'un système gazeux est appelée enthalpie et l'énergie fournie sous forme de travail ou de chaleur par le générateur de gaz du turboréacteur est proportionnelle au débit masse du fluide traversant la machine et à la variation d'enthalpie que subit ce fluide, pour un compresseur et une turbine la variation d'enthalpie sera réelle alors que pour une entrée d'air et une tuyère d'éjection elle sera nulle.

- le deuxième basée sur la notion d'entropie ou d'énergie utilisable met en évidence l'irréversibilité de la transformation et donc de la perte d'énergie que subit le fluide en traversant la machine.

Le turboréacteur est un moteur :

- ✓ Thermique .
- ✓ Aérobic .
- ✓ Constitué autour d'une turbomachine à gaz.

Ce cycle est constitué d'une compression adiabatique réversible, d'une combustion isobare irréversible (le réacteur étant considéré comme un système ouvert), d'une détente adiabatique réversible et d'un refroidissement isobare réversible.

Le cycle thermodynamique du turboréacteur comprend quatre stades où l'air subit des modifications physiques ou chimiques :

- ✓ Aspiration.
- ✓ Compression.
- ✓ Combustion.
- ✓ Détente / éjection.

Ces quatre phases du cycle thermodynamique s'effectuent simultanément à des endroits différents par opposition aux quatre temps du moteur à explosion qui se réalisent au même endroit (dans le même cylindre) et à des instants différents.

Pour assurer la réalisation de ce cycle le turboréacteur (mono flux) est constitué de deux parties :

- ✓ Un ensemble compresseur-foyer-turbine qui transforme l'énergie chimique du carburant en énergie potentielle de gaz comprimés et chauds.
- ✓ Une tuyère d'éjection qui transforme en vitesse l'énergie de pression fournie par le générateur de gaz [10].

II.5. Diagramme de turboréacteur

Les 4 phases du cycle thermodynamique peuvent être représentées par les diagrammes Pression / Volume et Pression / Température cycle de Brayton qui permettent de voir l'évolution des caractéristiques de l'air traversant le turboréacteur.

À l'image des moteurs d'automobiles, le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre phases — admission, compression, combustion et détente/échappement.

Dans le diagramme Pression / Volume la compression est théoriquement adiabatique et se traduit par une élévation de pression et de température.

La puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur est fonction de la masse d'air qui le traverse et de l'élévation de température entre l'entrée et la sortie de celui-ci.

La combustion est théoriquement isobare mais dans la chambre la pression chute légèrement et la température augmente fortement. La pression dans la chambre n'est pas totalement isobare à cause des pertes de charge.

La détente est théoriquement adiabatique mais la pression et la température chutent alors que la vitesse augmente.

En réalité l'air n'étant pas un gaz parfait, compression et détente sont dits polytropiques

Dans le diagramme Pression / Température apparait la surface utile S et la limite de T_4 . Pour augmenter la surface utile, il faut augmenter le taux de compression P_3/P_2 ou reculer la limite de température T_4 limitée par la résistance en température des matériaux dont elle est constituée [10].

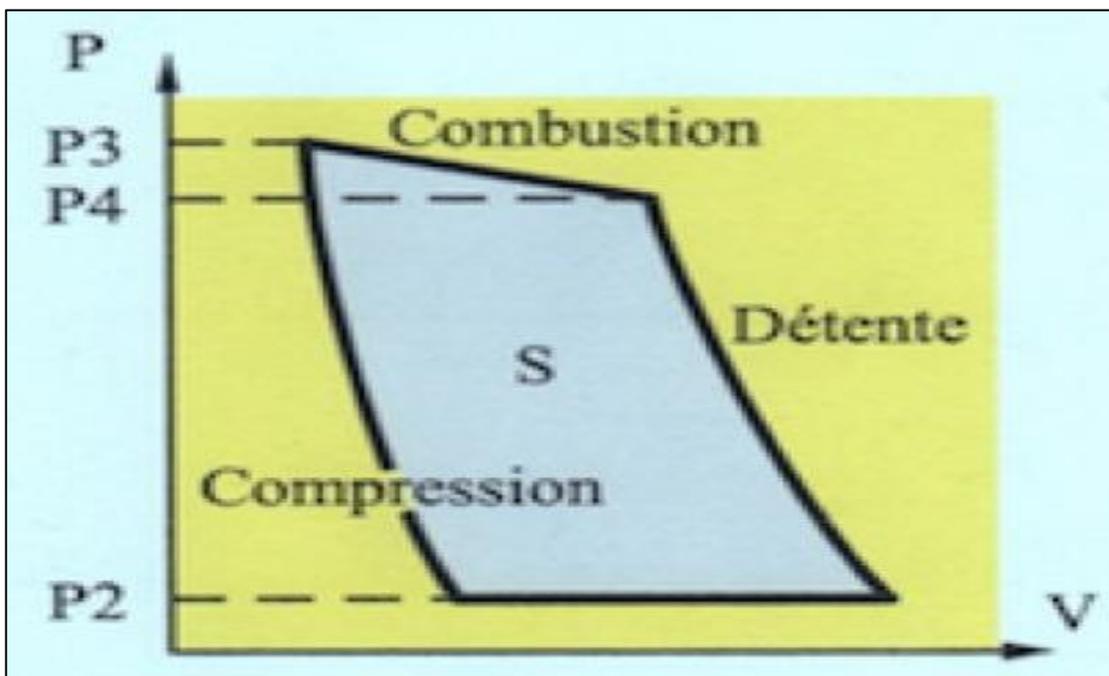


Figure II.13: Diagramme de fonctionnement Pression-Volume du turboréacteur [10]

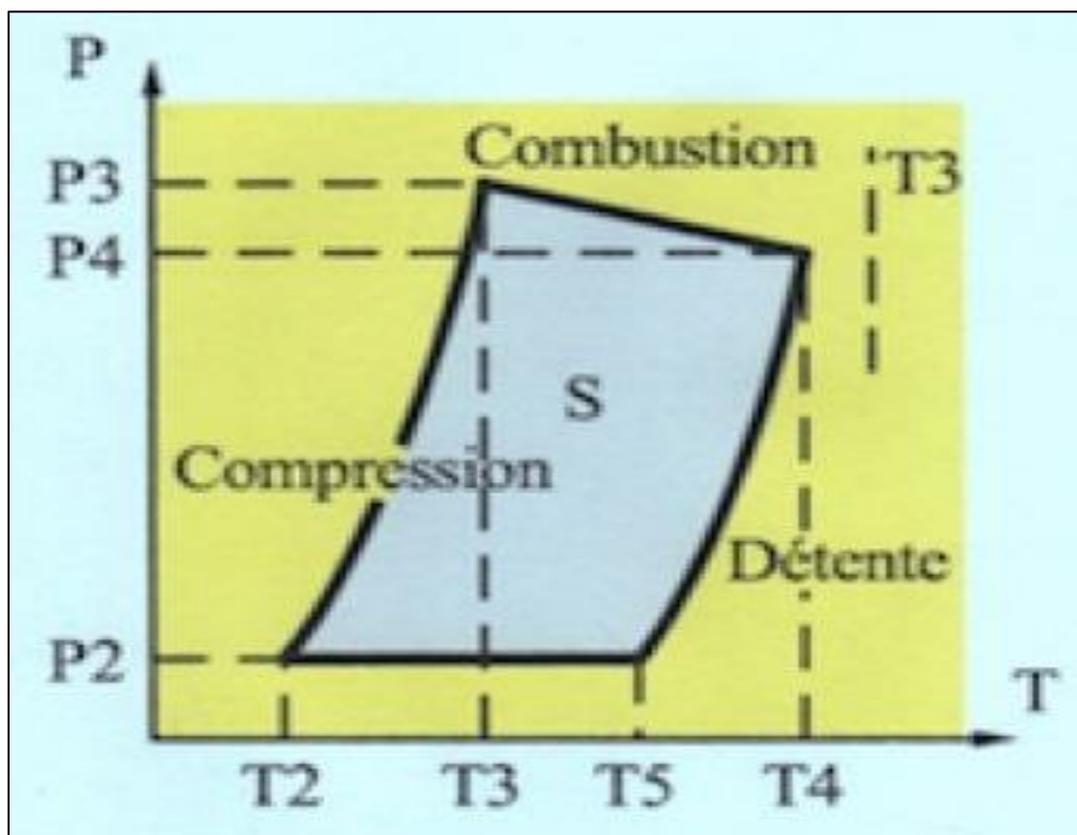


Figure II.14: Diagramme Pression-Température [10]

Chapitre III :

*Turboréacteur double flux
double corps*

III.1. Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps

III.1.1. La gamme de poussées

Elle s'exprime en N (Newton). La gamme de poussée des turboréacteurs double flux est très vaste. La poussée maximale (au point fixe) varie de 1319 daN (déca- Newton) pour le plus petit, à 40 000 daN pour le plus grand (le GE90-115B de GENERAL ELECTRIC).

Pour les turboréacteurs double flux équipant les avions de transports civils tels que les A320, les Boeing 737..., le plus puissant de la famille la plus célèbre, celles des CFM56 de CFM INTERNATIONAL, a une poussée maximale de 15 100 daN [11].

III.1.2. La puissance

Ce n'est pas une grandeur très utilisée (les motoristes et les aviateurs préfèrent la poussée). Pour le plus grand des moteurs cités ci-dessus, elle est de l'ordre de 80 MW (Méga-Watt). Ceci représente environ 110 000 CV, 1000 fois plus qu'une automobile de tourisme de classe moyenne [11].

III.1.3. La masse

Elle varie de 295 Kg pour le plus petit jusqu'à 7 500 Kg pour le plus grand des turboréacteurs, soit environ 50 fois plus élevée que celle du moteur d'une automobile moyenne [11].

III.1.4. Le débit d'air absorbé

Le plus grand turboréacteur absorbe environ 1500 kg/s, soit plus de 1 100 m³/s, dont il ne brûle toutefois que le 1/20 de l'oxygène qu'il absorbe, ce qui est encore moins au régime maximal. Pour le turboréacteur le plus petit, le débit d'air absorbé est de l'ordre de 28,1 kg/s [11].

III.1.5. La consommation en carburant

Elle dépend avant tout de la poussée du moteur. Pour comparer les performances des turboréacteurs entre eux, on utilise la notion de « consommation spécifique » qui s'exprime en Kg/(daN.h). Elle varie d'un turboréacteur à un autre, soit autour de 0,55 en vol de croisière. Pour le plus grand turboréacteur double flux (GE 90), en croisière toujours, la consommation effective de carburant est de plus de 3000 kg/h, soit près de 4000 l/h (litres par heure). Cela représente environ 400 litres au 100 km, soit environ 80 fois plus qu'une automobile économique [11].

Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la consommation au décollage et en montée est

Chapitre III: Turboréacteur double flux double corps

beaucoup plus importante qu'en croisière. Finalement, sur un vol complet de 10 000 km, un B777 équipé de deux GE 90 consommera en moyenne de l'ordre de 1800 litres au 100 km, pour environ 400 passagers avec leurs bagages, soit environ 5 litres aux 100 km par passager [11].

III.1.6. La fiabilité

Elle conditionne la sécurité des personnes et des biens. C'est une notion statistique qui s'apprécie d'abord pour les divers constituants, puis globalement au niveau du turboréacteur. A ce niveau on utilise couramment le « taux d'arrêt du moteur en vol » (IFSD). La plupart des turboréacteurs double flux se situe à moins d'un arrêt pour 500 000 heures de vol, ou encore moins d'un arrêt pour 400 millions de km. Pour donner une représentation plus imagée, on peut dire qu'un turboréacteur moderne doit pouvoir faire plus de deux allers et retours Terre-planète Mars (lorsqu'elle est à sa plus grande distance de la Terre), et ceci sans panne [11].

III.1.7. Le bruit

Des progrès très importants ont été accomplis depuis le début de l'ère des turboréacteurs double flux double corps, des réductions supérieures à 10 dB (décibel) ont été constatées aussi bien au décollage, qu'au survol et à l'atterrissage. Les recherches qui sont menées actuellement et qui vont encore se poursuivre, devraient permettre d'obtenir des réductions de bruit du même ordre de grandeur dans les vingt ans à venir [11].

III.1.8. La pollution atmosphérique

Les émissions polluantes qui résultent de la combustion du kérosène dans les turboréacteurs, représentent un véritable problème pour les scientifiques et les industriels. Actuellement, la situation est la suivante :

Le transport aérien participe à moins de 5% aux émissions polluantes au voisinage des zones habitées.

Le gaz carbonique (CO₂) émis par le transport aérien ne contribue que pour 2 % à l'effet de serre autour du globe terrestre.

L'impact des oxydes d'azote (NO_x) est non mesurable.

Grâce aux nouvelles technologies des turboréacteurs double flux et grâce à une réduction de plus de 50% des consommations spécifiques, les émissions polluantes ont été globalement réduites de 50% (chiffre bien entendu variable suivant les espèces de « polluant » : oxydes de carbone, oxydes d'azote, ...) [11].

III.2. Cycle thermodynamique

III.2.1. Cycle à double flux séparés

Dans un cycle à double flux séparés, le transfert d'énergie entre le flux primaire et le flux secondaire s'effectue uniquement sous forme mécanique. Le cycle ordinaire ABCDF est parcouru par le flux primaire caractérisé par le débit massique m_i , tandis que le cycle AB"D" est parcouru par le flux secondaire caractérisé par le débit massique m_e [12]. Au départ l'air qui caractérise le flux primaire sera comprimé de A à B au niveau du diffuseur puis au niveau du compresseur basse pression et haute pression. Ensuite, cet air comprimé se mélange avec du carburant pulvérisé au niveau de la chambre de combustion ce qui provoque la combustion de B à C qui génère une quantité très importante d'énergie sous forme des gaz chauds. Après, les gaz chauds vont se détendre de C à D dans la turbine haute pression et de D à E dans la turbine basse pression. A la fin de ce cycle, ce qui reste comme énergie sera transformé en vitesse par détente dans la tuyère d'éjection primaire de E à F permettant d'avoir un bon rendement propulsif. Au moyen de la détente supplémentaire DE, on communique au flux secondaire une énergie ($h_{B''} - h_A$) grâce à une soufflante accouplée mécaniquement à l'avant du turboréacteur (ce qui permet d'accélérer le flux secondaire), tandis que la détente CD est destinée à fournir le travail du compresseur haute pression [12].

Le flux secondaire subit simplement une compression partielle de A à B'' suivie d'une détente dans la tuyère d'éjection secondaire de B'' à D'', en fournissant une puissance exercée modérée, un peu inférieure à la puissance mécanique qu'il a reçue, et donc il bénéficie lui aussi d'un bon rendement propulsif [12].

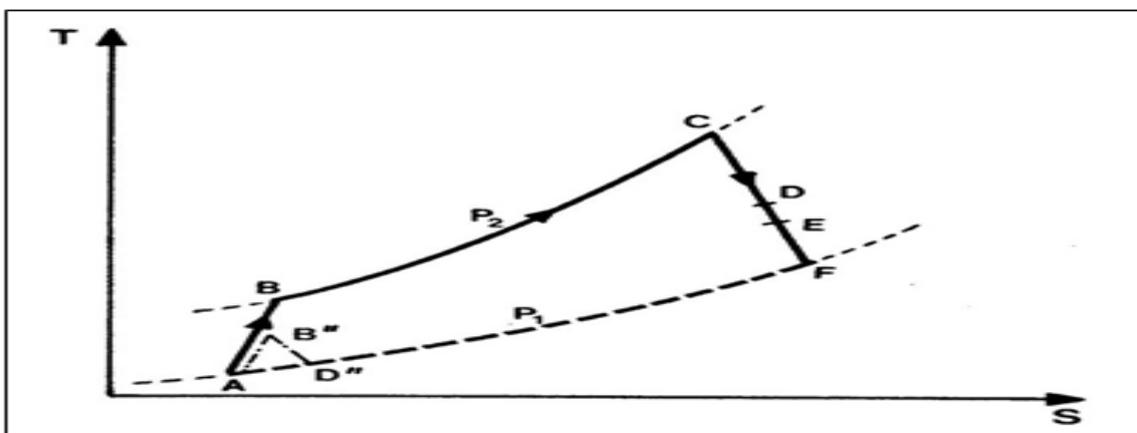


Figure III.1 : Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux séparés [12]

Chapitre III: Turboréacteur double flux double corps

III.2.2. Cycle à double flux mélangés (à dilution)

Après avoir fourni comme précédemment de l'énergie mécanique au flux secondaire, on peut aussi élever son niveau énergétique à celui du flux primaire en les mélangeant : c'est alors le cycle à dilution. Le point représentatif E'' du mélange a pour enthalpie la moyenne pondérée de celle des constituants. Le mélange entraîne une augmentation d'entropie, mais la puissance propulsive ne sera pas affectée de façon significative. La détente motrice $E''F''$ s'opère ensuite dans une tuyère unique. Le flux de dilution, prélevé en après la soufflante, est mélangé à celui sortant de la turbine basse pression (E), le mélange à température intermédiaire (E'') est détendu de E'' à F'' dans la tuyère [12].

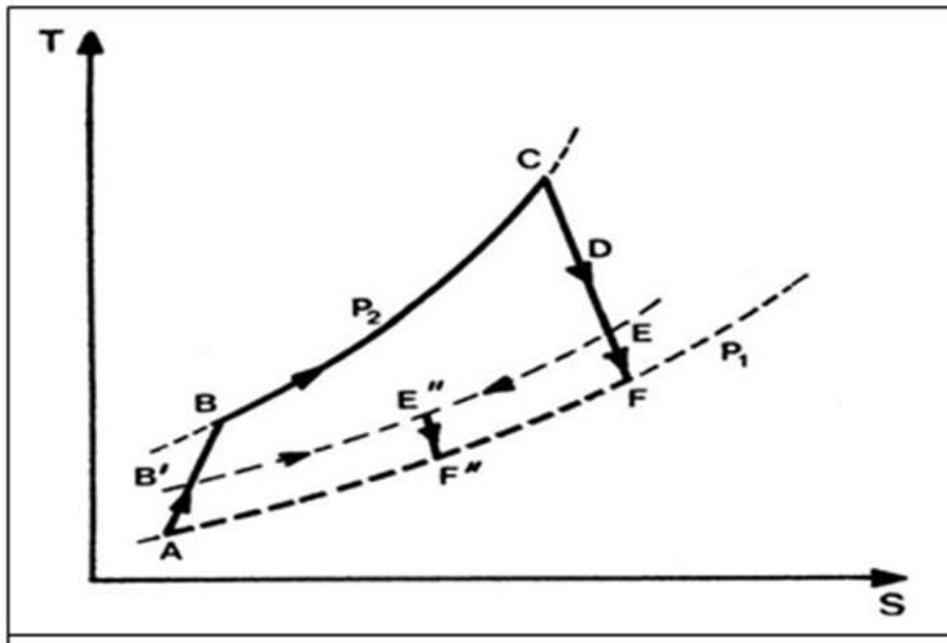


Figure III.2 : Diagramme (T-S) du cycle à dilution [12]

III.3. Les Avantages et les inconvénients d'un turboréacteur double flux

III.3.1. Les avantages

- ❖ La poussée développée est plus grande que celle développée par le turboréacteur à simple flux.
- ❖ Le poids par unité de poussée est inférieur à celui du turbopropulseur.
- ❖ Dans les turboréacteurs à doubles flux : les gaz d'échappement sont noyés dans le flux d'air supplémentaire, il en résulte une nette diminution du bruit issu de la combustion et des organes en mouvement. Ce résultat a induit une

Chapitre III: Turboréacteur double flux double corps

quasi obligation de commercialisation d'avion avec ce type de réacteur pour une amélioration de la qualité de vie à bord de l'avion mais aussi aux abords des aéroports.

- ❖ Le turboréacteur double flux est moins polluant par rapport aux autres types.
- ❖ Un turboréacteur à double flux développe une plus grande poussée pour le décollage et l'ascension. De plus, il est bien plus économique aux vitesses plus basses.

III.3.2. Les inconvénients

- ❖ La surface frontale est plus grande par à celle du turboréacteur simple flux.
- ❖ La consommation du carburant est plus élevée par rapport à celle du turbopropulseur.
- ❖ Le diamètre extérieur et la carène sont plus par rapport au turboréacteur simple flux.
- ❖ Comme tous les autres types, le turboréacteur double flux double corps nécessitent au démarrage d'être lancé, en fait c'est le compresseur qui doit dans un premier temps être mis en fonctionnement avant que la turbine puisse suffire pour lui procurer l'énergie nécessaire.
- ❖ Le plus des organes d'un turboréacteur double flux double corps a fait qu'il est plus lourd qu'un turboréacteur simple corps.
- ❖ Sa construction plus compliqué par rapport au turboréacteur simple flux.
- ❖ La limite de vitesse est inférieure à celle du turboréacteur simple flux [13].

III.4. Domaine d'application

Parmi les turboréacteurs double flux on distingue Larzac 04 (Longueur : 1180 mm. Diamètre max : 602 mm. Masse : 290 kg) donnant 1320 daN de poussée. Le rapport de dérivation (R) est de 0,53 comme valeur moyenne et la consommation spécifique au point fixe tombe à 0,71 kg/h.daN. Les arbres de cette machine tournent respectivement à 17000 tr/mn (BP) et 22750 tr/mn (HP). Le rapport de pression global au point fixe est de 10,5 et la température maximale est de 1130 °C. Ce type de réacteur a été destiné dans premier temps à équiper une large gamme d'appareil et visant principalement le marché civil, il a été utilisé aussi sur des avions comme le Dassault Dornier Alpha Jet et le HAL HJT-36 Sitara [12].

On distingue aussi le turboréacteur CFM 56 (Snecma-General Electric), une machine compound de 9790 daN de poussée au banc d'essais et un rapport de dérivation de près de 0,86 (86% du débit est dérivé), ce qui lui confère une excellente consommation spécifique

Chapitre III: Turboréacteur double flux double corps

($C_{sp0} = 0,68$ kg/h.daN seulement). Les corps tournent respectivement à 4675 tr/mn pour le BP, et 14240 tr/mn pour le HP. Le corps BP comporte l'étage de soufflante, 3 étages de compresseur axial, et 4 étages de turbine, tandis que le corps HP comporte 9 étages de compresseur et 1 étage de turbine. Le rapport de compression total atteint 29 au point fixe. La température devant la turbine HP est très élevée : 1290°C. Cette machine pèse environ 2 t. Le CFM 56 équipe de nombreux modèles d'avions civils et militaires, comme le McDonnell Douglas DC-8, le Boeing C-135 et le Boeing 737 [12].

Dans la même lignée, il faut citer la machine CF 650 A (Snecma-General Electric) qui équipe l'Airbus et qui développe l'énorme poussée de 21800 daN, avec un rapport de pression, une température devant la turbine HP, et une consommation spécifique, voisins de ceux de la précédente. Le rapport de dérivation est un peu plus faible (0,82), avec un débit d'air de 660 kg/s, ce qui explique la faible vitesse de rotation de l'arbre BP : 3800 tr/mn. Cet arbre outre la soufflante, il comporte 3 étages de compresseur et 4 étages de turbine. L'arbre HP tourne à 10300 tr/mn et comporte 14 étages de compresseur et 2 étages de turbine. Cette machine pèse 3740 kg, et son diamètre extérieur atteint près de 2,700 m [12].

III.5. Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux double corps

Les paramètres de performances pour un turboréacteur à double flux varient relativement selon les deux types qui existent (à double flux séparés et à double flux mélangés)

III.5.1. Cas d'un turboréacteur à double flux séparés

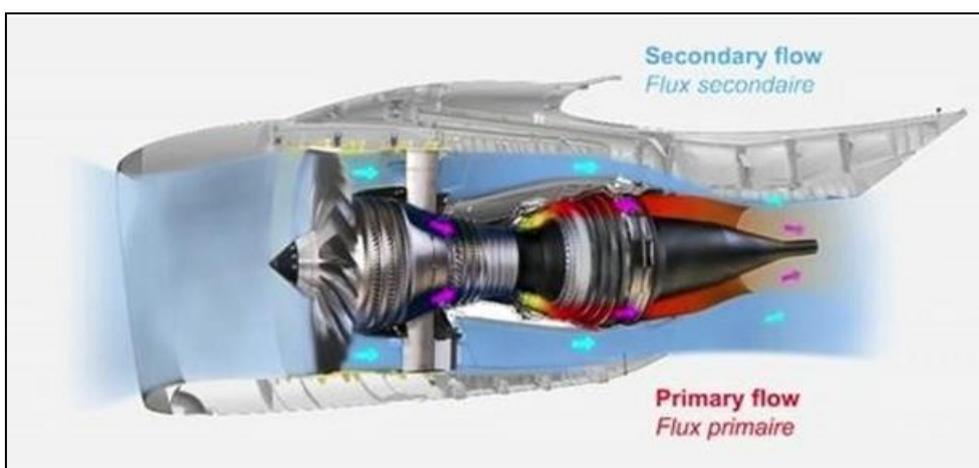


Figure III.3 : Turboréacteur à double flux séparés [5]

III.5.1.1. La poussée

Pour un turboreacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i \times (V_{Si} - V_0) + m_e \times (V_{Se} - V_0) + m_c \times V_{Si} \quad (\text{III.1})$$

F : poussée en [N].

m_i : débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [kg/s].

m_e : débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [kg/s].

m_c : débit massique du carburant en [kg/s].

V_0 : vitesse de sortie des gaz chauds en [m/s].

V_{Si} : vitesse de sortie du flux primaire en [m/s].

V_{Si} : vitesse de sortie du flux primaire en [m/s].

V_{Se} : vitesse de sortie du flux secondaire en [m/s].

III.5.1.2. La poussée spécifique

$$F_{sp} = \frac{F}{(m_i + m_e + m_c)} \quad (\text{III.2})$$

F_{sp} : poussée spécifique en [N.s/kg]

III.5.1.3. La consommation spécifique

$$C_{Sp} = \frac{CH}{F} \quad (\text{III.3})$$

$$CH = 3600 \times m_c \quad (\text{III.4})$$

et donc:

$$C_{Sp} = \frac{(3600 \times m_c)}{F} \quad (\text{III.5})$$

C_{Sp} : consommation spécifique en [kg/(h.N)]

CH : consommation horaire en [kg/h]

III.5.1.4. La puissance calorifique

$$P_{cal} = m_c \times PCI \quad (\text{III.6})$$

P_{cal} : puissance calorifique en [w]

PCI : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [j/kg]

III.5.1.5. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m \times C_{pg} \times (T_{Si} - T_0)] \quad (\text{III.7})$$

avec :

$$m = m_i + m_c \quad (\text{III.8})$$

P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w]

C_{pg} : consommation spécifique en [kg/(h.N)]

m : débit massique total ($m_a + m_c$) en [kg/s]

III.5.1.6. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)

$$P_{th-r} = \frac{1}{2} \times m_i \times (V_{Si}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \times m_e \times (V_{Se}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \times m_c \times V_{Si}^2 \quad (\text{III.9})$$

P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w]

V_{Si} : vitesse de sortie du flux primaire en [m/s]

V_{Se} : vitesse de sortie du flux secondaire en [m/s]

III.5.1.7. La puissance de propulsion

$$P_p = F \times V_0 = [m_i \times (V_{Si} - V_0) + m_e \times (V_{Se} - V_0) + m_c \times V_{Si}] \quad (\text{III.10})$$

P_p : puissance de propulsion en [w]

F : poussée en [N]

III.5.1.8. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique

$$\eta_{th} = \frac{P_{th-t}}{P_{cal}} \quad (\text{III.11})$$

η_{th} : rendement thermodynamique théorique

P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w]

P_{cal} : puissance calorifique en [w].

III.5.1.9. Le rendement thermique (thermodynamique) réel

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th-r}}{P_{cal}} \quad (\text{III.12})$$

η_{tr} : rendement thermique réel

P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w]

III.5.1.10. Le rendement interne

$$\eta_i = \frac{P_{th-r}}{P_{th-t}} \quad (\text{III.13})$$

η_i : rendement interne

III.5.1.11. Le rendement de propulsion

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th-r}} \quad (III.14)$$

η_p : rendement de propulsion

P_p : puissance de propulsion en [w]

III.5.1.12. Le rendement global

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (III.15)$$

η_g : rendement global.

III.5.2. Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution)

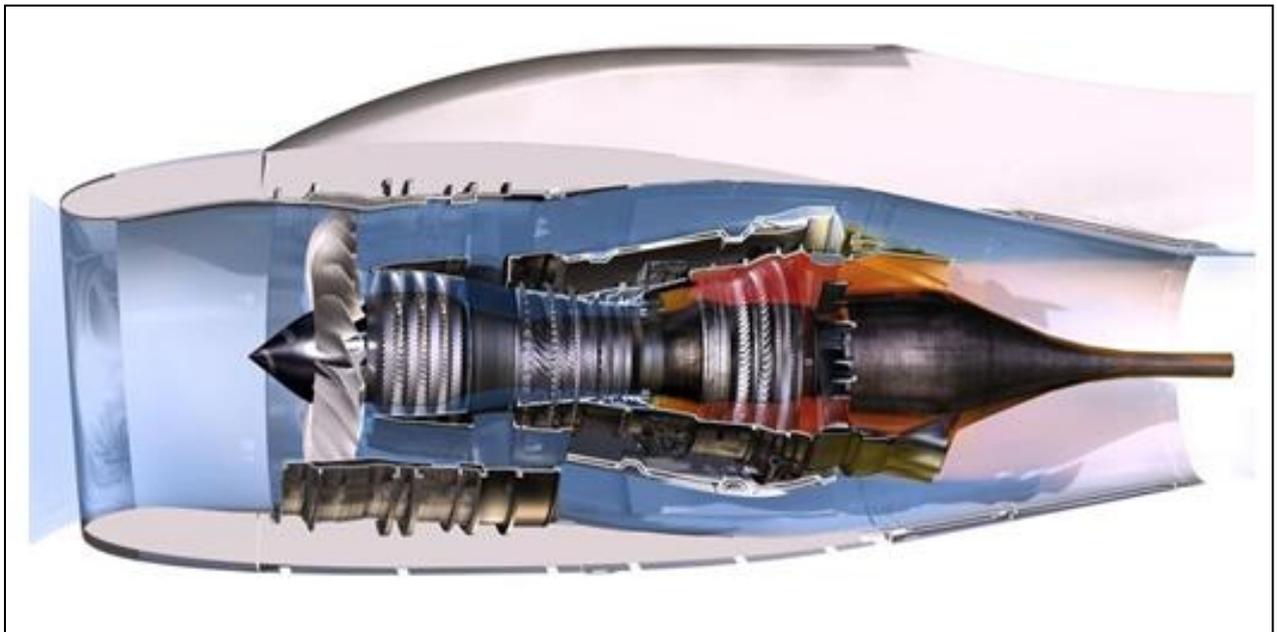


Figure III.4 : Turboréacteur à double flux mélangés [5]

III.5.2.1. La poussée

Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i \times (V_S - V_0) + m_e \times (V_S - V_0) + m_c \times V_S \quad (III.16)$$

F: poussée en [N]

m_i : débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [kg/s]

m_c : débit massique du carburant en [kg/s]

m_e : débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [kg/s]

V_S : vitesse de sortie des gaz chauds en [m/s]

V_0 : vitesse d'entrée d'air en [m/s]

III.5.2.2. La poussée spécifique

$$F_{Sp} = \frac{F}{(m_i + m_e + m_c)} \quad (III.17)$$

F_{Sp} : poussée spécifique en [N.s/kg]

F : poussée en [N]

m_i : débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [kg/s]

m_e : débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [kg/s]

m_c : débit massique du carburant en [kg/s]

III.5.2.3. La consommation spécifique

$$C_{Sp} = \frac{CH}{F} \quad (III.18)$$

$$CH = 3600 \times m_c \quad (III.19)$$

donc:

$$C_{Sp} = \frac{(3600 \times m_c)}{F} \quad (III.20)$$

C_{Sp} : consommation spécifique en [kg/(h.N)]

CH : consommation horaire en [kg/h]

F : poussée en [N]

III.5.2.4. La puissance calorifique

$$P_{cal} = m_c \times PCI \quad (III.21)$$

P_{cal} : puissance calorifique en [w]

PCI : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [j/kg]

III.5.2.5. La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique)

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m_t \times C_{pm} \times (T_s - T_0)] \quad (III.22)$$

P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w]

C_{pm} : chaleur spécifique à pression constante du flux mélangé en [j/(kg.k)]

P_{cal} : puissance calorifique en [w]

III.5.2.6. La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique)

$$P_{th-r} = \frac{1}{2} \times m_i \times (V_S^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \times m_e \times (V_S^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \times m_c \times V_S^2 \quad (III.23)$$

P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w]

III.5.2.7. La puissance de propulsion

$$P_p = F \times V_0 = [m_i \times (V_S - V_0) + m_e \times (V_S - V_0) + m_c \times V_S] \quad (III.24)$$

P_p : puissance de propulsion en [w]

III.5.2.8. Le rendement thermodynamique (thermique) théorique

$$\eta_{th} = \frac{P_{th-t}}{P_{cal}} \quad (III.25)$$

η_{th} : rendement thermodynamique théorique

P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w]

P_{cal} : puissance calorifique en [w]

III.5.2.9. Le rendement thermique (thermodynamique) réel

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th-r}}{P_{cal}} \quad (III.26)$$

η_{tr} : rendement thermique réel

P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w]

P_{cal} : puissance calorifique en [w]

III.5.2.10. Le rendement interne

$$\eta_i = \frac{P_{th-r}}{P_{th-t}} \quad (III.27)$$

η_i : rendement interne

P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w]

P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w]

III.5.2.11. Le rendement de propulsion

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th-r}} \quad (III.28)$$

η_p : rendement de propulsion

P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w]

P_p : puissance de propulsion en [w]

III.5.2.12. Le rendement global

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (III.29)$$

η_g : rendement global

P_p : puissance de propulsion en [w]

P_{cal} : puissance calorifique en [w]

III.5.2.13. Le taux de dilution

C'est le rapport entre le débit massique du flux secondaire et le massique du flux primaire :

$$\lambda = \frac{m_e}{m_i} \quad (\text{III.30})$$

λ : le taux de dilution

En accroissant le taux de dilution, on peut rendre le rendement de propulsion sans affecter le rendement thermique.

*Conclusion
générale*

Conclusion générale

Conclusion générale

En effet, à l'issue 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.

Comme perspectives on propose pour les projets d'avenir d'étudier le phénomène de pompage qui a un impact très important sur les rendements et qui est en relation très étroite avec le taux de compression et bien d'autres paramètres.

Références

Références

- [1] The Jet Engine, 5th Edition, Rolls Royce, ISBN: 978-1-119-06599-9, 288 pages, August 2015.
- [2] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur#Historique>.
- [3] http://jnpassieux.fr/www/html/F_Whittle.php ; Franck whittle.
- [4] Encyclopédie.fr <https://www.encycopedie.fr/definition/turbor%C3%A9acteur> .
- [5] LES TURBOMACHINES, DIFFÉRENTS TYPES DE TURBORÉACTEUR. Sur <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php> consulté le 25 mai 2021.
- [6] Pawarej CHOMDEJ ; A. CARRERE. Elaboration d'un modèle thermodynamique robuste de turboréacteur. 18/10/2006. P 45-46.
- [7] LES TURBOMACHINES, ÉLÉMENTS COMPOSANT UNE TURBINE A GAZ. sur <https://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php> Consulté le 10 juin 2021.
- [8] <http://magpowersystem.free.fr/Turboreacteur/Turboreacteur.html>.
- [9] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur>.
- [10] http://www4.ac-nancy-metz.fr/ciras/cahierdubia/GTR/groupe_turbo_reacteur.html.
- [11] Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004.
- [12] Bidard, R., & Bonnin, J. (1979). *Energétique et turbomachines*. Éditions Eyrolles..
- [13] Belazizia Abdennacer. Introduction à la mécanique de propulsion. 2015. P 26.