

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
جامعة أمحمد بوقرة بومرداس
Université M'hamed Bougara de Boumerdès



Faculté de technologie
Département de génie mécanique

Mémoire de fin d'études en vue de l'obtention du diplôme de Master II

Filière : Génie Mécanique
Spécialité : installations énergétiques et turbomachines

Thème :

Analyse exergetique du turboréacteur CFM56-7B

Présenté par :

SABEUR Hadjer
SEKELLI Abdelhak

Promoteur :
Mr T. BOUSHAKI

Soutenu le :13/12/2020

Promotion 2019/2020

Dédicace :

J'aimerai dédier cet humble ouvrage, à l'homme qui m'a tant soutenu, encouragé et comblé d'amour pendant tout ce cursus étudiantin, mon père.

A mes grands-mères eux Qui ont toujours été à mes côtés, à m'encourager, m'aimer et à me donner les meilleurs conseils que je puisse avoir. Je vous envoie toute ma gratitude.

A la femme qui m'a donné la vie, et qui est restée à mes coté depuis, m'offrant soutien, écoute et tant de force et de courage.

A ma sœur, mon beau-frère, mes frères, mes belles sœurs et mes petits neveux, ou devrais-je dire, mes petites lueurs d'espoir.

J'aimerai le dédier aussi à mes meilleures amis et collègues surtout Daoudi Med Amine, Grib Ramy et Issad yanis.

A mon binôme Sabeur Hadjer et à toute sa famille.

Enfin et surtout, à la personne que je suis.

Dédicace :

*J'aimerai dédier cet humble ouvrage, à l'homme qui m'a tant soutenue, encouragée et comblée
d'amour pendant tout ce cursus étudiantin, mon père.*

*A mes grands-parents eux Qui ont toujours été à mes côtés, à m'encourager, m'aimer et à me donner
les meilleurs conseils que je puisse avoir. Je vous envoie toute ma gratitude.*

*A la femme qui m'a donné la vie, et qui est restée à mes coté depuis, m'offrant soutien, écoute et tant
de force et de courage.*

A ma chère sœur, mes frères, et à toute la famille Sabeur.

J'aimerai le dédier aussi à mes meilleures amis et collègues.

A mon binôme Sekelli Abdelhak et à toute sa famille.

Enfin et surtout, à la personne que je suis.

Remerciement :

Toute d'abord nous exprimons notre gratitude à Allah le tout puissant qui nous a donné de la force et le courage de réaliser ce modeste travail.

En second, nous tenons à remercier chaleureusement notre promoteur Mr T BOUSHAKI pour la confiance qu'il nous a accordée en acceptant de nous encadrer.

Nous le remercions également pour son aide et ses conseils, et l'intérêt qu'il a porté à notre travail.

Nous tenons aussi à remercier nos chers enseignants du département Génie mécanique et notre défunt encadreur MR BELHAMISSI que dieu l'accueille dans son vaste paradis.

En dernier lieu nous tenons à remercier tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de cette modeste contribution au domaine génie mécanique.

Sommaire

Introduction générale.....	2
-----------------------------------	----------

Chapitre I : généralités sur les moteurs à réaction

1. Introduction	4
2. Historique des moteurs à réaction.....	4
3. Définition des moteurs à réaction.....	6
4. Principe d'action et réaction.....	6
5. Fonctionnement de moteur a réaction.....	7
6. Composants des moteurs à réaction.....	9
6.1) L'entrée d'air.....	9
6.2) Le Compresseur.....	9
6.3) La chambre de combustion.....	10
6.4) Turbine.....	11
6.6) La tuyère.....	11
7. Cycle thermodynamique.....	12
8. Type de moteur à réaction.....	14
8.1) Le statoréacteur.....	14
8.2) Turboéacteur.....	15
8.3) Le turbopropulseur.....	16
8.4) Le turbomoteur.....	17
8.5) le turbo fan.....	18
9. Conclusion	19

Chapitre II : le moteur CFM56-7B

1. Introduction.....	21
2. Description du moteur CFM56-7B.....	21
3. Les composants du CFM56-7B.....	22
3.1) La soufflante ou fan.....	23
3.2) Compresseur.....	24

3.2.1 Le compresseur basse pression (LPC).....	24
3.2.2 Le compresseur haute pression (HPC).....	25
3.3) La chambre de combustion.....	25
3.4) La turbine.....	26
3.4.1) La turbine haute pression HPT.....	26
3.4.2) La turbine basse pression.....	27
3.4.3) Les circuits de refroidissement.....	27
3.4.4) Le module des commandes des accessoires (GEARBOX).....	28
3.5) La tuyère.....	28
4. Principe de fonctionnement	29
5. Caractéristique principale de moteur CFM56-7B.....	30
5.1) La gamme de poussées.....	30
5.2) La Puissance.....	30
5.3) La masse.....	30
5.4) Le débit d'air absorbé.....	30
5.5) La consommation en carburant.....	30
5.6) La fiabilité	31
5.7) le bruit.....	31
5.8) La pollution atmosphérique.....	31
6. Conclusion.....	32

Chapitre III : Modélisation énergétique et exergetique du CFM56-7B

1. Introduction.....	34
2 Paramètres de performances d'un turboréacteur.....	34
2.1) La poussé.....	34
2.2) La poussé spécifique.....	35
2.3) La poussé de propulsion.....	35
2.4) La consommation horaire.....	35
2.5) La consommation spécifique.....	35
2.6) Le taux de dilution.....	35
2.7) Le taux de compression.....	36
2.8) Les puissances.....	36
2.8.1) La puissance calorifique.....	36

2.8.2) La puissance thermique théorique.....	36
2.8.3) Puissance thermique réelle.....	37
2.9 Rendements d'un turboréacteur.....	37
2.9.1) Rendement thermodynamique.....	38
2.9.2) Rendement thermique réel.....	38
2.9.3) Rendement de propulsion.....	38
2.9.4) Rendement global.....	38
3. Notions d'exergie.....	38
3.1) Définition de l'exergie.....	38
3.2) Histoire de l'exergie.....	39
3.3) L'analyse exergetique.....	39
3.4) Quantités exergetiques.....	39
3.5) Paramètres exergetiques.....	40
3.5.1) Le rendement exergetique.....	40
3.5.2) Le taux d'irréversibilité.....	40
3.5.3) Le taux d'épuisement du carburant.....	40
3.5.4) Le taux potentiel d'amélioration.....	41
4. Modélisation du turboréacteur CFM56-7B.....	41
4.1) Le diffuseur (0→1).....	42
4.2) La soufflante (Fan) (1 →2).....	42
4.2.1) Etude thermodynamique.....	42
4.2.2) L'analyse exergetique.....	44
4.3) Le compresseur basse pression CBP (3→4).....	44
4.3.1) Etude thermodynamique.....	44
4.3.2) L'analyse exergetique.....	45
4.4) Le compresseur haute pression CHP (4→5).....	46
4.4.1) Etude thermodynamique.....	46
4.4.2) L'analyse exergetique.....	47
4.5) La chambre de combustion CC (5→6).....	47
4.5.1) Etude thermodynamique.....	47
4.5.2) L'analyse exergetique.....	50
4.6) Turbine haute pression THP (7→8).....	50
4.6.1) Etude thermodynamique.....	50
4.6.2) L'analyse exergetique.....	52

4.7) Turbine basse pression (9→10).....	54
4.7.1) Étude thermodynamique.....	54
4.7.2) L'analyse exergetique.....	56
4.8) La tuyère.....	57
4.8.1) La tuyère primaire I (10→11).....	57
4.8.1.1) Etude thermodynamique.....	57
4.8.1.2) vitesse à la tuyère primaire.....	59
4.8.1.3) L'analyse exergetique.....	60
4.8.2) La tuyère secondaire (12→13).....	61
4.8.2.1) Étude thermodynamique.....	61
4.8.2.2) La vitesse à la tuyère secondaire.....	62
4.8.2.3) L'analyse exergetique.....	62
5. Conclusion.....	63

Chapitre IV : Résultats et discussions

1. Introduction.....	65
2. Calculs relatifs aux gaz pour chaque station.....	66
2.2) Discussion.....	67
2.3) Paramètres énergétiques du CFM56-7B	68
3. Résultats et Discussion exergetique.....	69
3.1) résultats.....	69
3.2) Discussion.....	69
4. Conclusion.....	73

Conclusion générale.....75

Références bibliographiques76

Résumé.....

Liste des figures

Figure 1 : Principe d'action et réaction	7
Figure 2 : Fonctionnement d'un moteur à réaction.....	8
Figure 3 : Une soufflante.....	9
Figure 4 : Compresseur axial.....	10
Figure 5 : chambre de combustion.....	10
Figure 6 : Une turbine.....	11
Figure 7 : Une tuyère.....	12
Figure 8 : Cycle de Brayton.....	13
Figure 9 : Un statoréacteur.....	14
Figure 10 : Un turboréacteur.....	15
Figure 11 : Un turbopropulseur.....	16
Figure 12 : turbomoteur.....	17
Figure 13 : Un turbo fan.....	18
Figure 14 : Turboréacteur CFM56-7B.....	22
Figure 15 : la soufflante.....	23
Figure 16 : compresseurs.....	24
Figure 17 : schéma de la chambre de combustion.....	25
Figure 18 : schéma de la turbine.....	26
Figure 19 : schéma qui montre les circuits de refroidissement.....	27
Figure 20 : la tuyère.....	29
Figure 21 : Points figuratifs du turboréacteur CFM56-7B.....	41
Figure 22 : Flux d'exergie au niveau de CBP.....	44
Figure 23 : Flux d'exergie au niveau de CBP.....	45
Figure 24 : Flux d'exergie au niveau de CHP.....	47
Figure 25 : Flux de gaz et d'énergie à l'entrée et la sortie de la CC.....	48
Figure 26 : Flux d'exergie au niveau de la CC.....	50
Figure 27 : Flux d'exergie au niveau de la THP.....	53
Figure 28 : Flux d'exergie au niveau de la TBP.....	56
Figure 29 : Flux d'exergie au niveau de la TuyI.....	59

Figure 30 : Flux d'exergie au niveau de la TuyII.....	62
Figure 31 : Variation de la température dans le CFM56-7B.....	67
Figure 32 : Variation de la pression dans le CFM56-7B.....	67
Figure 33 : Le rendement exergetique des composants du CFM56-7B.....	69
Figure 34 : L'exergie détruite des composantes du CFM56-7B.....	70
Figure 35 : Le taux d'irréversibilité des composants du CFM56-7B.....	71
Figure 36 : Le taux d'épuisement des composants de CFM56-7B.....	71
Figure 37 : Le taux potentiel d'amélioration exergetique des composants du CFM56-7B	72

Liste des tableaux

Tableau I : résultats thermodynamiques du CFM56-7B.....	66
Tableau II :Résultats de l'analyse exergétique de chaque composantdu CFM56-7B.....	69

Liste des abréviations

<u>Symboles</u>		<u>Unité</u>
C_p	Capacité thermique massique isobare	kJ/kg. K
C_v	Capacité thermique massique isochore	kJ/kg. K
Ėx	Exergie	kJ
h	Enthalpie	kJ/kg
ṁ	Débit massique	kg/s
m	Masse	kg
p	Pression	bar
ẇ	Puissance	kW
PCI	Pouvoir calorifique inférieur	kJ/kg
Q	Quantité de chaleur	kJ/kg. K
S	Entropie	kJ/kg. K
r	Constante de l'air	-
T₀	Température ambiante	K
P₀	Pression ambiante	Pa
W	Travail spécifique	kJ/kg
γ	L'indice adiabatique d'air	-
S	La section	m ²
D	Le Diamètre	m
Y	Taux de dilution d'air	-
X	Le taux d'irréversibilité	%
IP	Le taux potentiel d'amélioration	%

Lettres grecques

η_{Ex}	Rendement Exégétique de la turbine à gaz	%
η_{IS}	Rendement isentropique	%
ε	Taux de détente tuyère	-
π	Taux de compression	-
φ	Perte thermique	-
δ	Perte de charge	-
σ	Le taux d'épuisement du carburant	-

Les indices

a	L'air
gb	Gaz brulée
f	Fuel
CHP	Compresseur haute pression
CBP	Compresseur basse pression
CC	Cambre de combustion
THP	Turbine haute pression
TBP	Turbine basse pression
Tuy I	Tuyère primaire
Tuy II	Tuyère secondaire
is	Isentropique
I	Flux primaire
II	Flux secondaire
D	Détruite
sys	Système

Introduction Générale

Depuis le développement du turboréacteur vers la fin des années 1950, des efforts intensifs ont été déployés pour comprendre et améliorer les caractéristiques et les performances des moteurs d'avions. Des progrès importants ont permis d'améliorer considérablement le bruit, la consommation de carburant, la poussée et la taille du moteur.

Dans l'aviation, la consommation de carburant des moteurs et les impacts des avions sur l'environnement sont deux domaines de recherche importants. Certaines études visent à réduire la consommation du carburant spécifique, les coûts d'exploitation directs, le nombre de cycles de maintenance et le temps inutilisé avant de nécessiter une maintenance. D'autres enquêtes portent sur des problèmes environnementaux, aérodynamiques et thermodynamiques, notamment l'amélioration des débits des compresseurs, une combustion améliorée et des exigences de refroidissement, des émissions, du bruit et des durées de circulation réduits pendant les vols.

L'analyse exergetique, est une méthode très performante d'analyse de l'efficacité et des pertes basée sur la première et la deuxième loi de la thermodynamique, elle s'impose de plus en plus pour évaluer les moteurs d'avion et pour déterminer leurs taux d'irréversibilité, leurs imperfections et leur efficacité exergetique.

Dans le cadre de notre projet de fin d'études et suite à notre stage effectué au sein de l'entreprise Air-Algérie de Dar-El-Beida, nous avons effectué une analyse exergetique du turboréacteur à double flux CFM56-7B. Dans cette étude, ont été déterminés, l'efficacité exergetique, les destructions exergetiques pour les composants du moteur et les améliorations possibles des performances sont évaluées. Le taux relatif de destruction exergetique, le taux d'épuisement du carburant, le manque de productivité, le facteur exergetique et les taux de potentiel d'amélioration sont également calculés. L'objectif de cette étude est d'évaluer l'efficacité et les pertes exergetiques des principales parties du moteur, tout en utilisant les résultats des composants de turbomachines pour augmenter leurs efficacités.

Chapitre I

Généralités sur les moteurs à réaction

1. Introduction

Toutes les turbines à gaz sont des générateurs de gaz. Leurs gaz chauds sont expansés soit à travers une turbine pour produire de l'énergie de l'arbre ou par l'intermédiaire d'une buse pour créer une poussée. Certains générateurs de gaz élargissent leurs gaz chauds par une buse pour produire une poussée. Ces unités sont facilement identifiées comme des moteurs à réaction.[1]

Dans les moteurs à turbine l'air est aspiré et comprimé, le carburant est ajouté et brûlé, et les gaz chauds se dilatent à l'arrière du moteur, poussant l'avion vers l'avant. Certains de ces gaz d'échappement font tourner une turbine, qui entraîne le compresseur. Un certain nombre de types différents des moteurs à turbine à gaz ont été développés pour être utilisés en fonction des besoins spécifiques d'un type particulier des aéronefs.[2]

Dans ce chapitre on donne une généralité sur les moteurs à réaction et une recherche bibliographique.

2. Historique des moteurs à réaction

Au cours du premier siècle le mathématicien grec du nom de Héron d'Alexandrie fasciné par la mécanique, découvre le principe de la propulsion par réaction, Sa machine baptisée aérophile, permet d'expulser l'eau contenue dans un vase au moyen de vapeur surchauffée. La première idée d'un engin volant plus lourd que l'air datant du 16ème siècle provenait de Léonard de Vinci. Jusqu'à alors, toutes les tentatives de l'homme pour imiter l'oiseau étaient basées sur l'idée d'appareils plus légers que l'air.

Enfin en 1890 l'idée de Léonard de Vinci entre enfin en application. A cette date, Clément Ader réalise le premier vol, ou plus exactement le premier bond (50m), à bord d'un appareil plus lourd que l'air (dénommé avion par son inventeur, du latin «avis» qui signifie oiseau).

Le moteur à vapeur équipant l'avion de Clément Ader permet de fournir une puissance de 20CV. Dès 1917, le moteur à explosion de 12 cylindres Liberty permettant de développer une puissance de 400 CV. A la fin des années 30, les moteurs Rolls-Royce Merlin qui équipent les avions britanniques «Hurricane» et «Spitfire» dépassent les 2000 CV.[3]

Au cours de la seconde guerre mondiale, les avions militaires atteignaient ainsi des vitesses supérieures à 600 km/h en piqué. Cependant, le moteur à hélice souffre de limites importantes en termes de domaine de vol. Les phénomènes de choc en bout de pale restreignent son utilisation au domaine subsonique. En conséquence l'amélioration des performances de vol des avions nécessite la mise au point d'un nouveau type de moteur on l'occurrence le turboréacteur. En 1930 Franck Whittle reprend l'idée de Héron d'Alexandrie et dépose un brevet concernant cette nouvelle machine.

Le principe de fonctionnement simple de ce moteur consiste à éjecter des gaz à grande vitesse à l'arrière de l'appareil afin de le propulser en utilisant le principe de la réaction. Le 12-avril-1937, le premier turboréacteur de l'histoire effectue ses premiers tours sur un banc d'essai. En 1939, Hans Von Ohain adapte avec succès ce type de moteur sur le Heinkel He 178. Cet avion est le premier équipé d'un turboréacteur à voler et à passer la barrière de vitesse de 700 km/h.

En 1948, le de Havilland DH108 est la première machine propulsée par un turboréacteur à franchir le mur de son. Le système de propulsion équipe les avions civils dès 1955. En 1976, il permet au concorde d'atteindre un nombre de Mach égal à 2.02, ce qui réduit la durée de vol de New York à Paris à seulement 3 heures.

Le turboréacteur est aussi largement employé dans le domaine de l'industrie aérospatiale, en complément du moteur fusée. La dernière génération du lanceur eu Ariane (Ariane 5ECA) est équipée du moteur vulcain 2, développé par Snecma, qui développe une poussée de 130t. Bien que ses performances aient considérablement évoluées, le principe de fonctionnement du turboréacteur a peu changé depuis son invention en 1930. Un turboréacteur comprend principalement de l'avant à l'arrière, une entrée d'air, un compresseur, une ou plusieurs chambres de combustion munies d'injecteurs, une turbine et une tuyère d'éjection. Ces réacteurs sont dits simple flux, lorsque l'air qui rentre traverse tous les éléments de la machine. En 1946, les réacteurs dits double flux font leur apparition, et dans les quels, une partie de l'air admise est déviée autour du flux gazeux principal. On obtient ainsi une augmentation du rendement propulsif et une réduction du bruit du réacteur du fait de la dilution des gaz chauds du flux principal. Ce type de moteur équipe aujourd'hui les avions gros-porteurs et possède une poussée supérieure à 20t.[3]

La seconde amélioration du moteur simple flux est obtenue par la post combustion développée dans les années 50. Cette technique consiste à injecter et à enflammer du carburant

dans un canal prolongeant la tuyère du turboréacteur. Cela permet d'augmenter considérablement la poussée du moteur mais au prix d'une augmentation importante de la consommation. Cette technique est surtout employée par l'aviation militaire, afin de disposer d'une capacité d'accélération importante et de franchir le mur du son.[3]

3. Définition des moteurs à réaction

Moteur à réaction est un moteurs à combustion interne qui propulsent les aéronefs au moyen de la décharge arrière d'un jet de fluide, généralement des gaz d'échappement chauds générés par la combustion de carburant avec de l'air aspiré de l'atmosphère.[4] Un moteur à réaction est équipé d'un système de compression, d'une chambre de combustion, d'une turbine, d'une tuyère de détente. L'air aspiré par l'avant est comprimé, chauffé par la combustion d'un carburant, détendu dans la turbine, rejeté vers l'arrière à grande vitesse à travers la tuyère. Les gaz d'échappement rejetés dans l'atmosphère à grande vitesse produisent la poussée qui est le résultat de la transformation de l'énergie interne du moteur en énergie cinétique.[5]

4. Principe d'action et réaction

Le principe de propulsion des avions réaction s'appuie sur la troisième loi énoncée par Issac Newton en 1687 (l'action et la réaction). Sa troisième loi stipule que pour chaque action (force) dans la nature, il y a une réaction égale et opposée. En d'autres termes, si l'objet A exerce une force sur l'objet B, alors l'objet B exerce également une force égale et opposée sur l'objet A. Notez que les forces sont exercées sur différents objets.[6]

Prenons comme exemple un ballon que l'on gonfle (Figure 1) .La paroi du ballon subit une certaine pression et se dilate. Si le ballon est bien fermé la résultante des forces de pression à l'intérieur du ballon est nulle. [7]

Maintenant ouvrons l'embouchure du ballon (Figure 1) , les gaz en s'échappant créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement du ballon vers l'avant (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante).[6]

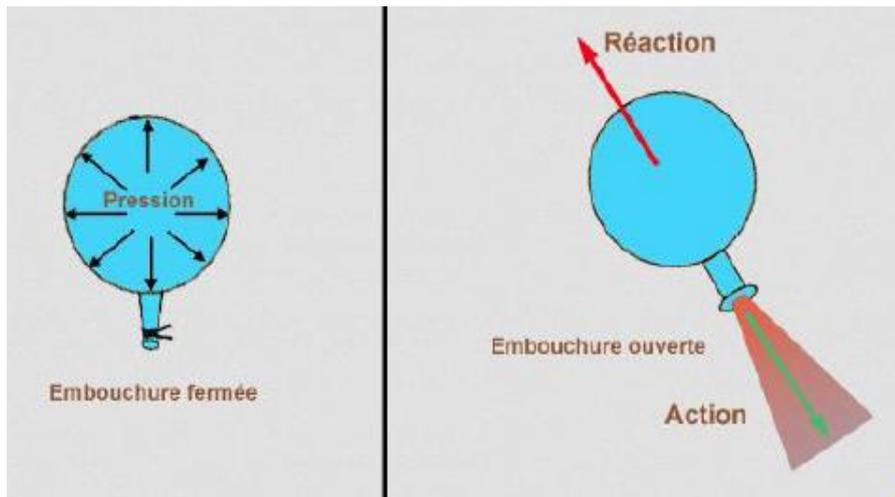


Figure 1 : Principe d'action et de réaction.

5. Fonctionnement de moteur à réaction

La première station dans le moteur où le travail est extrait du gaz chaud est la turbine. Comme le gaz se dilate et s'accélère, il fait tourner la turbine. Sorti de la turbine, le gaz est accéléré dans la tuyère d'échappement, où toute de l'énergie thermique utilisable restante est convertie en énergie cinétique.

Souvent, le fonctionnement d'un moteur à réaction est expliqué par analogie au moteur alternatif à quatre temps, (Figure 2). Dans les deux cas, le gaz est traité en quatre étapes connues sous le nom d'aspiration, de compression, de combustion et de détente.

La différence fondamentale réside dans le fait que, dans le moteur à mouvement alternatif l'ensemble des quatre processus se déroulent dans un même cylindre, alors que dans un moteur à réaction des composants séparés sont affectés à chaque processus. Ce qui rend le cycle du moteur continu, par opposition à intermittent dans le moteur à piston[5].

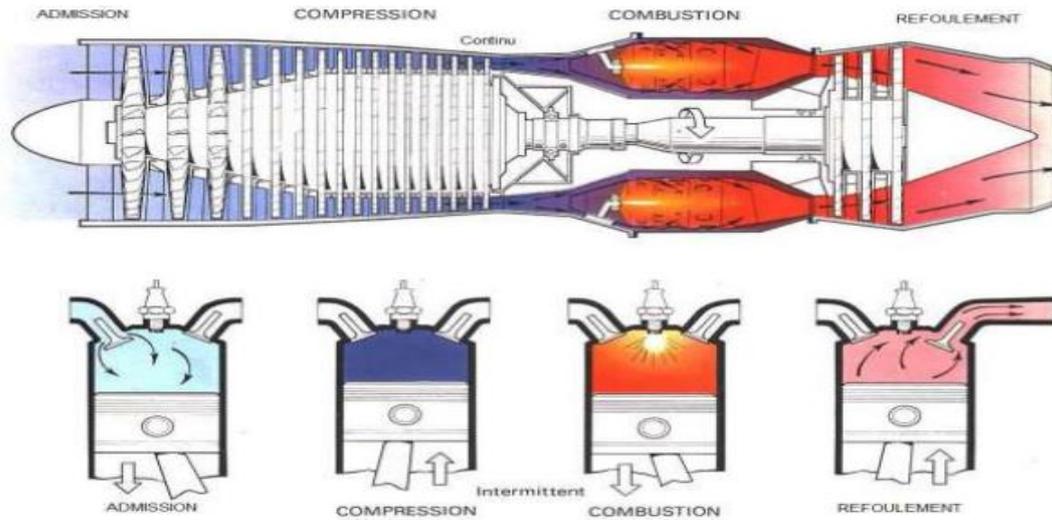


Figure 2: Fonctionnement d'un moteur à réaction

Le processus d'admission dans le moteur alternatif est comparable à celui du moteur à réaction et la compression, se compare à l'action du compresseur en rotation dans la turbine. Cependant, le processus de combustion est assez différent. Dans le moteur à mouvement alternatif, la combustion se produit à un volume constant, avec un pic de pression à la position supérieure du piston, tandis que dans la combustion dans un turboréacteur s'effectue à une pression constante. Cela permet de traiter de grandes masses d'air à l'aide d'une chambre de combustion légère et il permet d'utiliser des carburants à faible indice d'octane.

Enfin, lorsque l'on compare la détente du moteur à piston avec celle du moteur à réaction, l'analogie est inadéquate, car les produits d'échappement du moteur à piston ne sont pas utilisables, alors que dans un moteur à réaction, les forces propulsives essentielles résultent du gaz d'échappement. A cet égard, le moteur à piston ressemble plus à un turbomoteur.[5]

6. Composants des moteurs à réaction

6.1) L'entrée d'air

Appelée également la soufflante FAN son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant le compresseur soit régulier. Et assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur.[8]



Figure 3 : Une soufflante

6.2) Le Compresseur

Un compresseur sert à augmenter la pression de l'air entrant dans l'entrée. L'air est forcé à travers plusieurs rangées de lames tournantes et fixes. Au fur et à mesure que l'air passe chaque rangée, l'espace disponible est considérablement réduit, et l'air qui existe est une tension de trente ou quarante fois supérieure à celle de l'extérieur du moteur. La température de l'air augmente également en raison de l'augmentation de la pression. Le compresseur à flux axial et le compresseur centrifuge sont les deux principaux types de compresseurs utilisés dans les turboréacteurs. Le compresseur est monté devant la chambre de combustion.[9]

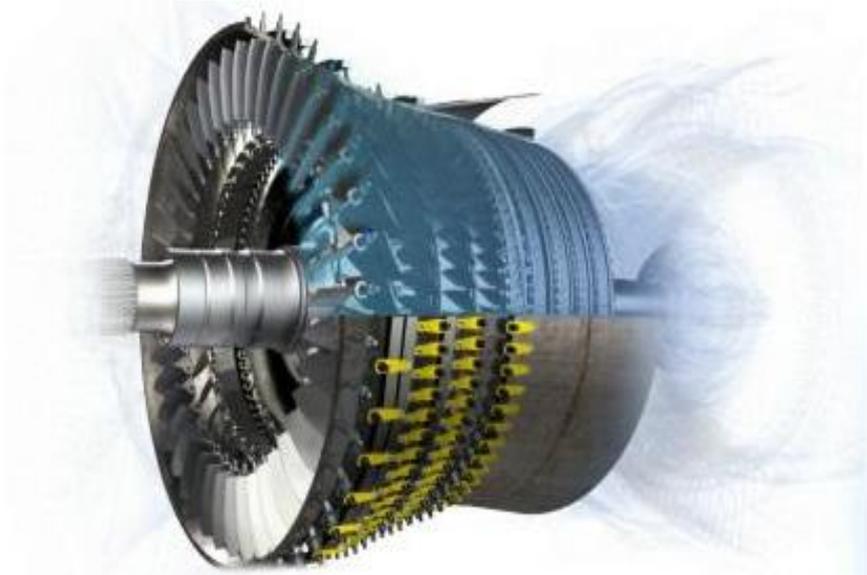


Figure 4: Compresseur axial.

6.3) La chambre de combustion

Dans la chambre de combustion, l'air est mélangé avec du carburant, puis enflammé. Il y a jusqu'à 20 buses pour pulvériser du carburant dans le flux d'air. Le mélange d'air et de carburant prend feu. Cela fournit un flux d'air à haute température et haute énergie .

Le carburant brûle avec l'oxygène de l'air comprimé, produisant des gaz en expansion chauds. L'intérieur de la chambre de combustion est souvent fait de matériaux céramiques pour fournir une chambre résistante à la chaleur. La chaleur peut atteindre 2700 °. [7]

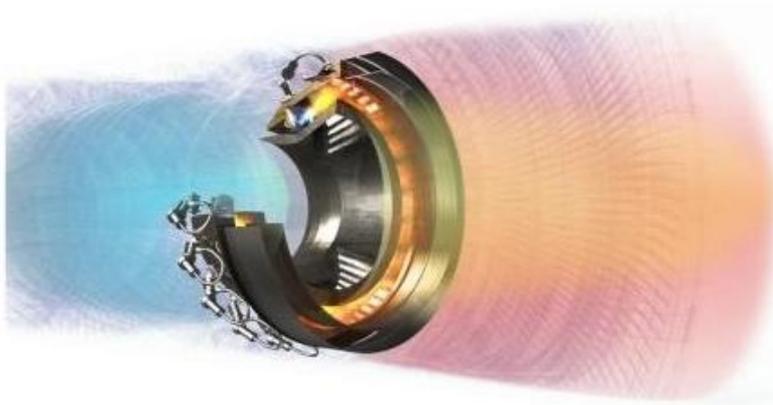


Figure 5: chambre de combustion

6.4) Turbine

Le rôle de la turbine est d'entraîner le compresseur ainsi que les composants auxiliaires nécessaires au réacteur et à l'avion. Pour ce faire, elle prélève une partie de l'énergie cinétique des gaz sortant de la chambre de combustion. En général on trouve dans une turbine :

- une partie fixe dite distributeur de turbine dont les aubages convenablement disposés dirigent l'écoulement gazeux sur les aubes de la partie mobile.
- une roue mobile « ROTOR » solidaire du compresseur par un arbre commun et dont les aubes constituent la turbine proprement dite. [10]

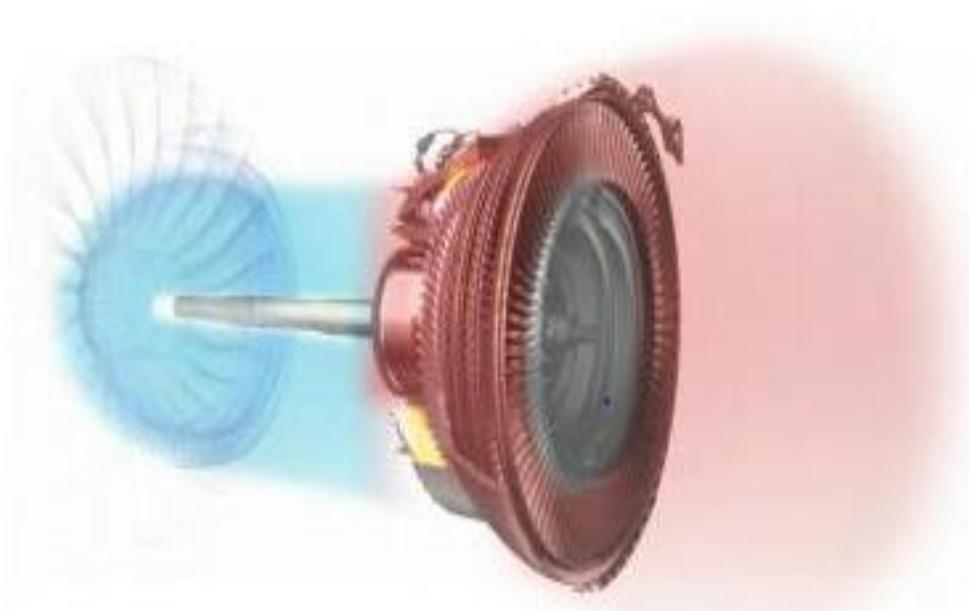


Figure 6: une turbine.

6.6) La tuyère

La tuyère convertit une partie de l'énergie thermique acquise par les gaz dans la chambre de combustion en énergie cinétique. Grâce à sa section conique convergente, elle accélère le flux gazeux tout en abaissant sa température et sa pression. Cette accélération génère une importante différence de vitesse des gaz entre l'entrée et la sortie du turboréacteur. L'effort de poussée ainsi créé permet, par réaction, de propulser l'avion.[11]



Figure 7: une tuyère

7. Cycle thermodynamique

Le changement des paramètres thermodynamiques lors du passage du gaz à travers le moteur, peut être illustré sur un diagramme de Clapeyron $p-v$, dans lequel la zone délimitée par les quatre courbes est une mesure de la chaleur ajoutée. Cette chaleur génère le travail et la poussée propulsive (Figure 8).

Une représentation graphique plus commune, cependant, est le diagramme enthalpie-entropie ($h-s$), où les différentes formes d'énergie (mécanique, cinétique, thermique) apparaissent comme des distances qui rendent l'évaluation beaucoup plus facile (Figure 8).

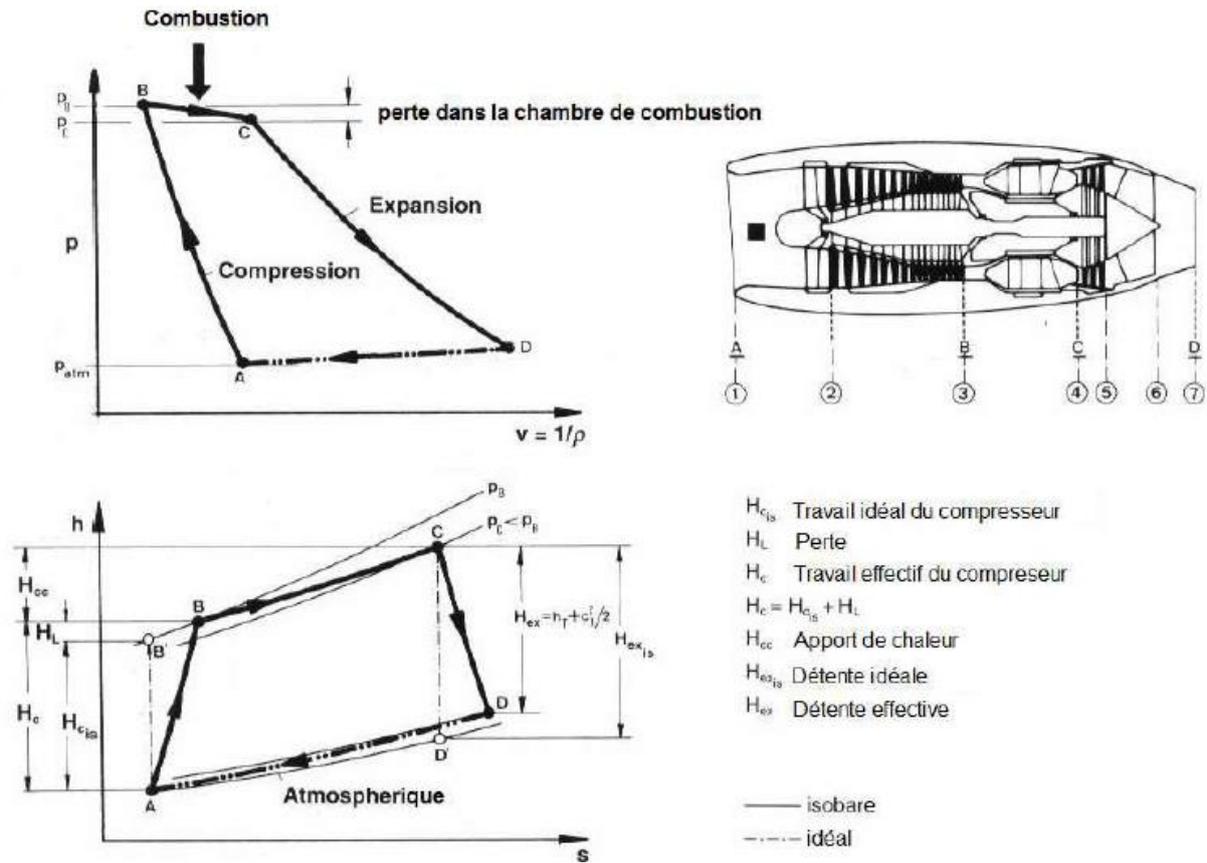


Figure 8 : Cycle de Brayton.

Dans les deux diagrammes, le point A indique la condition atmosphérique de l'air qui entre dans le moteur. Le processus de compression est le long de la ligne A-B, le point B indique l'état du flux d'air à la sortie du compresseur.

En outre, en raison de la friction du gaz le long du trajet, un travail mécanique supplémentaire doit être dépensé pour atteindre la pression requise (point B) que ce qui aurait été nécessaire si le gaz était idéal (le point B').

La chaleur est ajoutée à l'air comprimé le long de la ligne B-C. une efficacité maximale du processus de combustion nécessite que la pression dans la chambre de combustion soit maintenue constante. En raison de frottement dynamique fluide et de la turbulence, une petite chute de pression se produit toujours dans la chambre de combustion (point C). La détente dans la turbine et la tuyère d'échappement est le long de la ligne C-D. L'énergie disponible, aussi, est inférieure à ce qui serait possible dans un écoulement sans frottement(D').[10]

8. Type de moteur à réaction

Il existe différents types de moteurs. Une distinction est faite en référence aux caractéristiques de conception telles que le nombre de bobines, le principal de compression, la distribution du flux d'air dans le moteur, l'utilisation des gaz d'échappement. les principaux types de moteurs à réaction sont [9] :

- Le statoréacteur
- Le turboréacteur
- Le turbopropulseur
- Le turbomoteur
- Le turbo fan

8.1) Le statoréacteur

Les Statoréacteurs sont des dispositifs très prometteurs pour les véhicules qui respirent l'air supersonique. Ces moteurs sont mécaniquement beaucoup plus simples que les turbovéacteurs, alors qu'ils peuvent fonctionner plus efficacement à des vitesses supersoniques. Cependant, la conception de ces moteurs a rencontré quelques problèmes à mesure qu'ils sont censés couvrir des vols à différentes conditions de fonctionnement. Les statoréacteurs sont constitués d'une entrée-diffuseur, une chambre de combustion et une tuyère d'échappement. Le processus de compression est effectué par l'orifice d'entrée-diffuseur, suivie de la chambre de combustion. Enfin, dans la tuyère d'échappement, l'énergie potentielle des gaz chauds et comprimés se transforme en énergie cinétique pour fournir la poussée nécessaire pour le moteur (Figure 9).

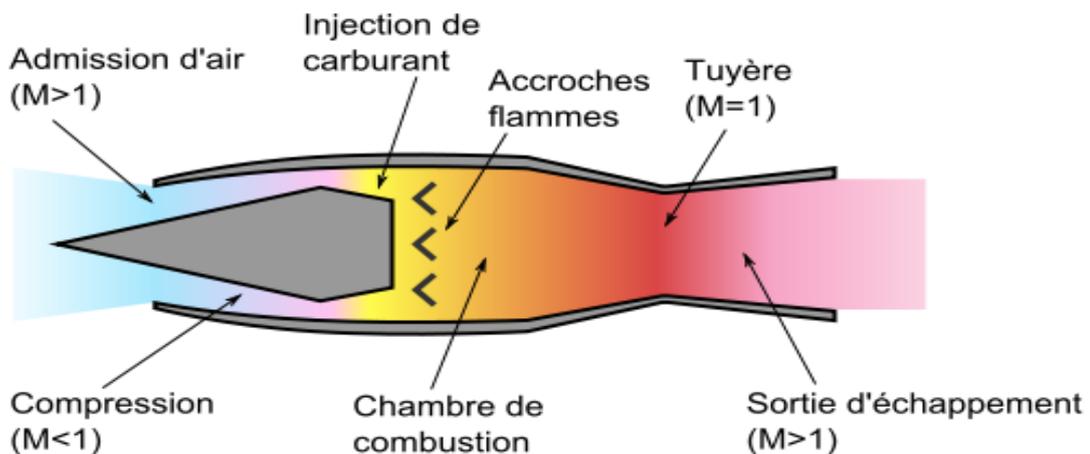


Figure 9 : Un statoréacteur

Une entrée d'air supersonique est souvent considérée l'un des éléments les plus importants dans le motoraérobic. Le processus de compression combiné a lieu par l'intermédiaire de plusieurs ondes de choc générées par les surfaces de compression et le capot, et plus tard par les surfaces internes de compression de la lèvre de capot vers la partie intérieure de la face du moteur [12]

8.2) Turboréacteur

Le turboréacteur est un système de propulsion essentiellement utilisé pour les avions. La poussée résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche à air) et la sortie (tuyère). Elle est obtenue par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine et sert à comprimer l'air à l'aide d'un compresseur, celui-ci est relié à la turbine avec un arbre de transmission, l'air entre dans la réaction de la combustion comme comburant.[13]

A la mise en marche, le compresseur est mis en mouvement par un démarreur pneumatique lorsqu'il atteint la chambre de combustion à une certaine pression, le carburant liquide (kérosène) est finement pulvérisé et un allumeur à étincelle électrique enflamme le mélange. Les gaz en expansion traversent la turbine en l'actionnant, qui va transmettre son mouvement à l'arbre rotatif auquel est relié aussi le compresseur, ce qui assure la continuité et l'entretien de la rotation du moteur. Les gaz se détendant ensuite derrière la turbine, ce qui fournit la poussée du moteur.[13]

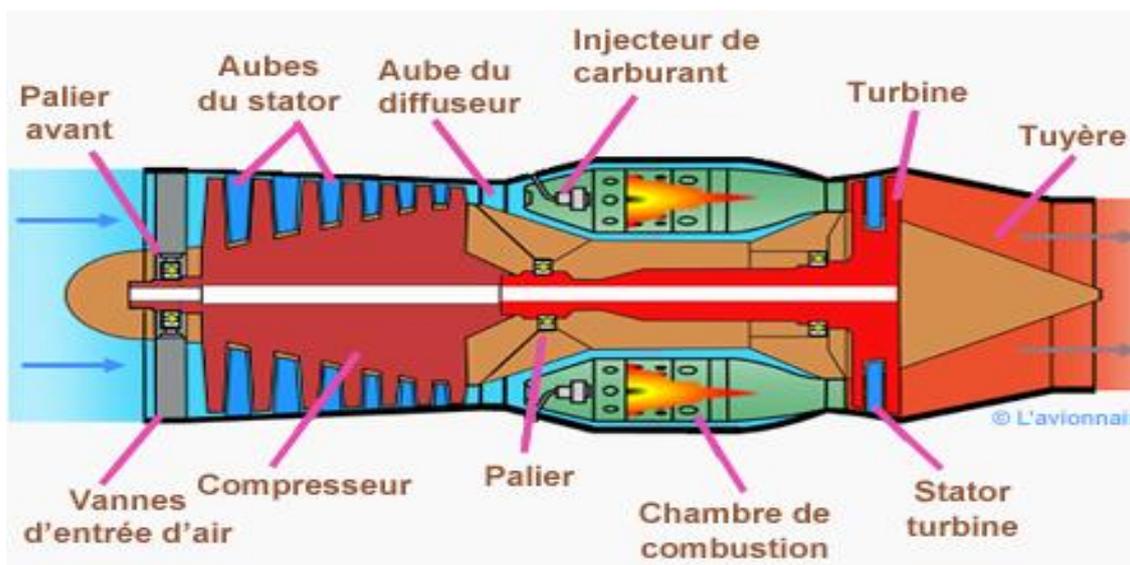


Figure 10: Un turboréacteur

8.3) Le turbopropulseur

Le terme turboprop vient de l'anglais turbo et propeller (hélice). Il est composé comme le turbo-réacteur d'une turbine à gaz sur laquelle a été rajoutée une turbine dite turbine de puissance à un ou plusieurs étages pour transformer l'énergie cinétique et thermique des gaz d'échappement en énergie mécanique, et entraîner ainsi par l'intermédiaire d'un réducteur une hélice. Malheureusement cette énergie n'est pas totalement récupérée, il reste une poussée résiduelle d'échappement des gaz de l'ordre de 10 % environ. Pourtant la poussée produite par l'hélice a un rendement supérieur à celle d'un turbo-réacteur classique.[8]

Cette turbine à gaz peut être soit à compresseur axial, soit à compresseur centrifuge, soit à compresseur axio-centrifuge. Sur la majorité des turbopropulseurs l'entrée d'air est généralement située derrière l'hélice, ce qui induit des avantages mais aussi des inconvénients.[8]

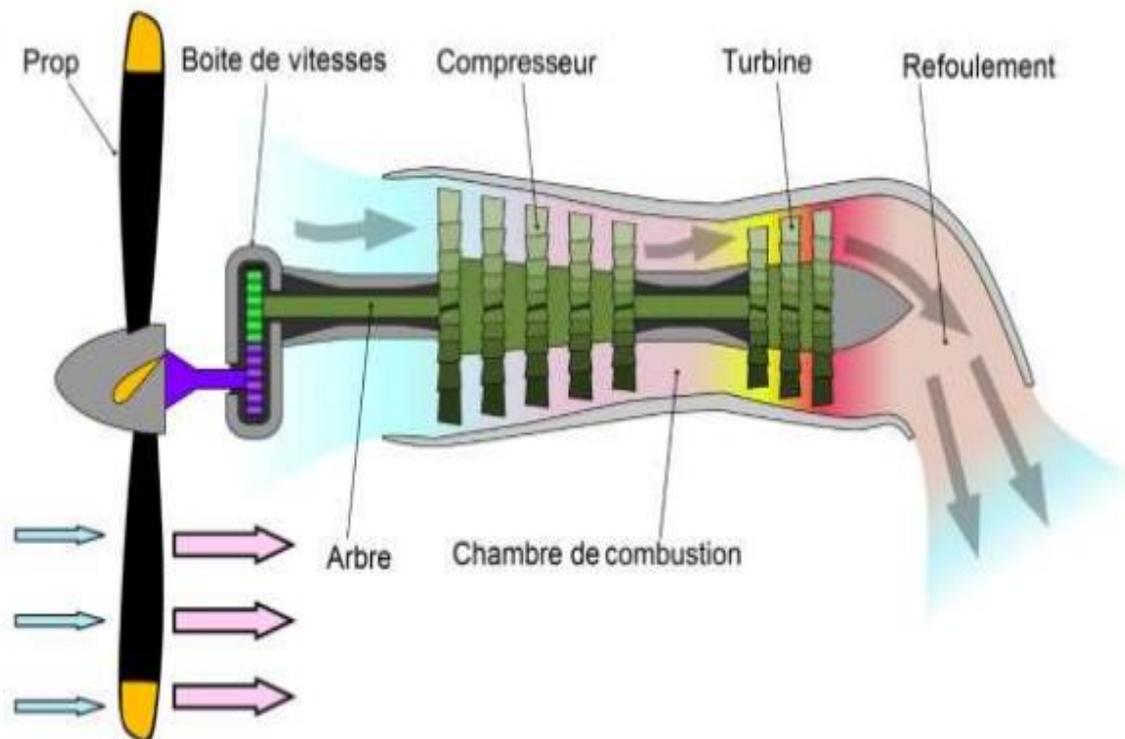


Figure 11: Un turbopropulseur.

8.4) Le turbomoteur

Un autre type courant du moteur à réaction est le turbomoteur. Il délivre une puissance à un arbre qui entraîne autre chose qu'une hélice. La plus grande différence entre un turboréacteur et turbomoteur est que sur un turbomoteur, la plupart de l'énergie produite par les gaz en expansion est utilisé pour entraîner une turbine plutôt que produire une poussée. De nombreux hélicoptères utilisent un turbomoteur .[5]

En outre, quelques variantes de turbomoteurs sont utilisées pour les unités auxiliaires de puissance pour fournir de l'air conditionné, démarrer un moteur principal, ou de servir comme source d'alimentation électrique de secours en vol ou au sol, ce qui rend l'aéronef indépendant de l'équipement de soutien au sol. Dans d'autres domaines autres que l'aviation, les turbomoteurs sont utilisés comme turbines à gaz entraînant, par exemple, des générateurs électriques stationnaires, ou équipant des navires et des chars militaires [5].

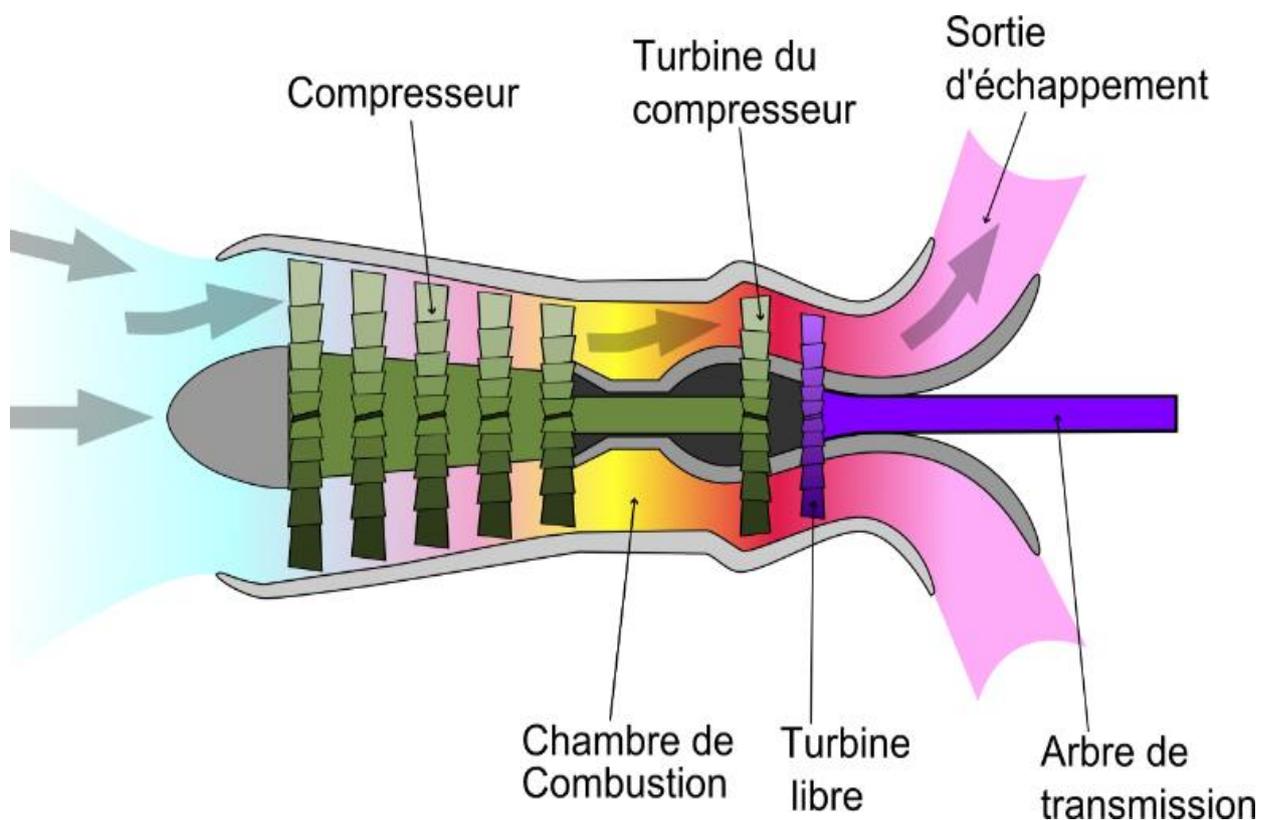


Figure 1: Un turbomoteur

8.5) Le turbofan

Le turbofan a d'abord été conçu comme une méthode pour améliorer l'efficacité de propulsion du moteur à réaction en réduisant la vitesse moyenne du jet, en particulier pour un fonctionnement à des vitesses subsoniques élevées.[9]

Dans le turbofan, une partie de l'écoulement total contourne une partie du compresseur, de la chambre de combustion, de la turbine et de la buse avant d'être éjectée par une buse séparée. Ainsi, la poussée se compose de deux composants, de la poussée du flux froid et de la poussée du courant chaud, mais il est parfois souhaitable de mélanger les deux flux et de les éjecter en un seul jet de vitesse réduite. Les moteurs turbo fans sont généralement décrits en termes de taux de dérivation, définis comme le rapport du débit par l'conduit de dérivation (flux froid) au débit à l'entrée du compresseur haute pression (flux chaud).[9]

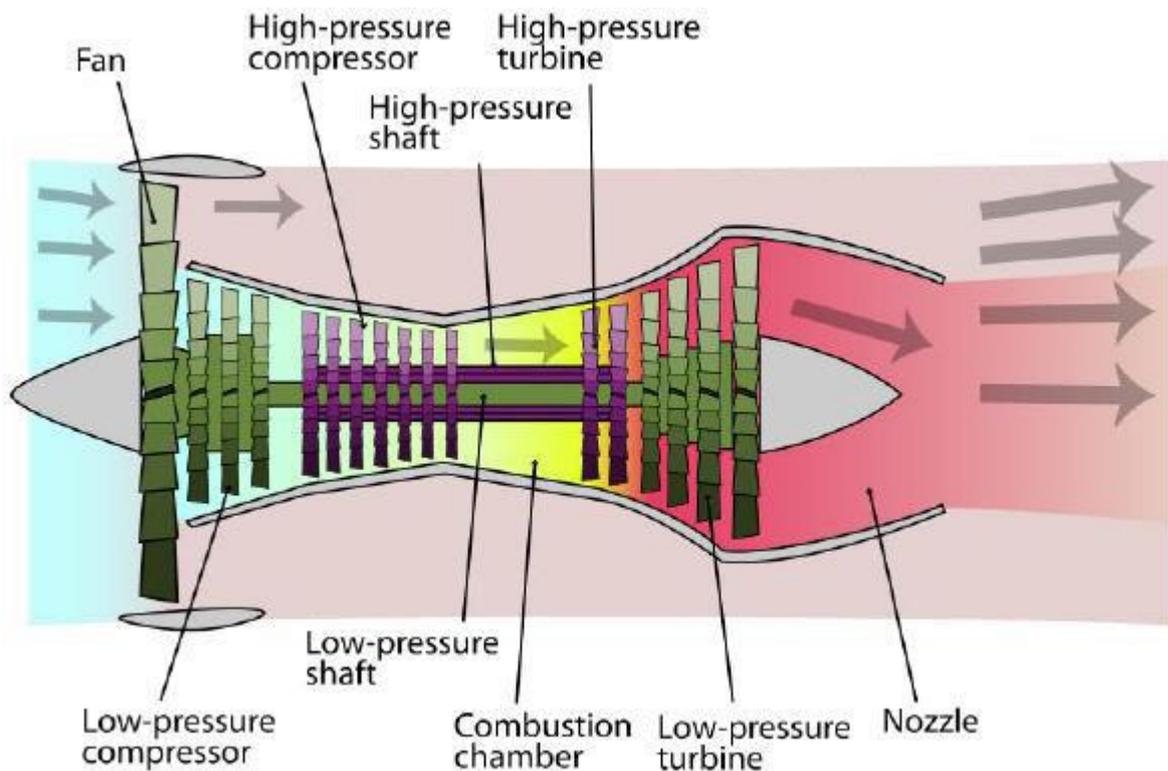


Figure 13 : Un turbofan

9. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons vu un bref historique sur le développement des moteurs à réaction, ainsi que les différents types de ces derniers, classés selon leur principe de fonctionnement et leur utilisation.

Ces moteurs sont utilisés intensivement pour la production de la poussée.

Chapitre II

Le moteur CFM56-7B

1. Introduction

Dans ce chapitre nous allons décrire le moteur CFM56-7B, ses origines, ses constructeurs, sa valeur et sa position sur le marché ainsi que ses essentielles parties et composants qui se résume à l'entrée d'air (fan), les deux compresseurs (HPC et LPC), les deux turbine (HPT et LPT), le circuit de refroidissement, le gearbox et enfin la tuyère.

Ensuite on trouve son principe de fonctionnement et ses principales caractéristiques.

2. Description du moteur CFM56-7B

Le CFM56-7B est une turbosoufflante (turbofan) double corps à écoulement axial avec un taux de dilution élevée, et d'une conception entièrement modulaire pour permettre une facilité dans les opérations de maintenances.

CF6 : Compresseur-fan de la 6^{ème} génération.

M5 : Moteur dont le nombre est 5.

7 : Représente le nombre de la génération de ce type de réacteur.

B : Représente le type d'avion dans lequel ce réacteur est avionné, dans notre cas Boeing.

Le CFM56-7B est fabriqué par la société CFM International qui produit la gamme des moteurs CFM56.

Son nom est à l'origine d'une combinaison des deux grands fabricants de moteur avion : GENERAL ELECTRIC (GE) : aux Etat unis d'Amérique qui se charge de la partie chaude du moteur, aussi appelé CORE qui représente la partie haute pression du moteur (compresseur haute pression, chambre de combustion et la turbine haute pression).

SNECMA (Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Avion) en France qui se charge de la partie froide appelée aussi basse pression du moteur (le fan, le compresseur basse pression et la turbine basse pression) ainsi que des accessoires et de la tuyère d'éjection. La société à débiter son programme CFM en 1978, et il a été monté en 1996 sur le Boeing 737-800 NG. Le modèle baptise de CFM56 équipe ainsi les Boeing notamment la gamme des Boeing 737 NG, Boeing C-135 ainsi que la famille des AIRBUS A318/319/320/321, Airbus A340 et McDonnell Douglas DC-8.

Au jour d'aujourd'hui le CFM56-7B est la gamme de moteur à réaction, la plus vendue au monde, avec plus de 15000 exemplaires en service équipant plus 6000 avions. Il détient près

de 59% des ventes sur le Marché grâce à son succès commercial qui repose sur plusieurs avantages compétitifs. Il s'agit de tous d'abord d'une réussite technologique.

Son rôle est de délivrer une poussée à l'avion et d'assurer la puissance nécessaire aux systèmes accessoires, Il est par ailleurs capable de voler avec un seul moteur pendant 180 minutes. D'un point de vue maintenabilité, il faut signaler que les temps de dépose et de remplacement des équipements ont été réduits jusqu'à 80 % par rapport au leader de sa catégorie : le CFM56-3 qui équipe le B737 classique [5].



Figure 14 : Turboréacteur CFM56-7B

3. Les composants du CFM56-7B

La conception d'un turboréacteur est fortement complexe à travers plusieurs étapes qui se terminent par l'assemblage de différents éléments dont on distingue essentiellement, le diffuseur ; la soufflante (FAN) ; les compresseurs ; la chambre de combustion ; les turbines ; la

tuyère d'éjection ; les paliers et les enceintes ; les boîtiers d'accessoires ; le système de régulation.

3.1) La soufflante ou fan

Les prise d'air communément appelées soufflantes ou diffuseurs consistent en un système de canalisation conçu pour abaisser la vitesse de l'air a une valeur inferieure acceptable pour une transformation plus ulterieur par d'autres éléments de moteur, et pour capturer la quantité exacte d'air exigée pour accomplir la diffusion avec une élévation maximum de la pression statique et une perte minimum de la pression totale. La soufflante fournis une poussée engendrée par le flux primaire.[13]

La soufflante se compose d'un rotor de 24 ailettes, suivi de son étage de stator. Elle est entrainée par l'étage de la turbine son rôle est d'aspirer et accélérer l'air, réduire le bruit du moteur.[13]



Figure 15 : la soufflante

3.2) Compresseur

Le compresseur est constitué de plusieurs étages comportant des éléments en rotation et des éléments statiques, il absorbe et comprime de l'air afin d'optimiser les processus de combustion et d'extraction de puissance puisque la combustion du mélange combustible/comburant se fait dans un plus petit volume. On trouve deux compresseurs dans le CFM56-7B. [13]

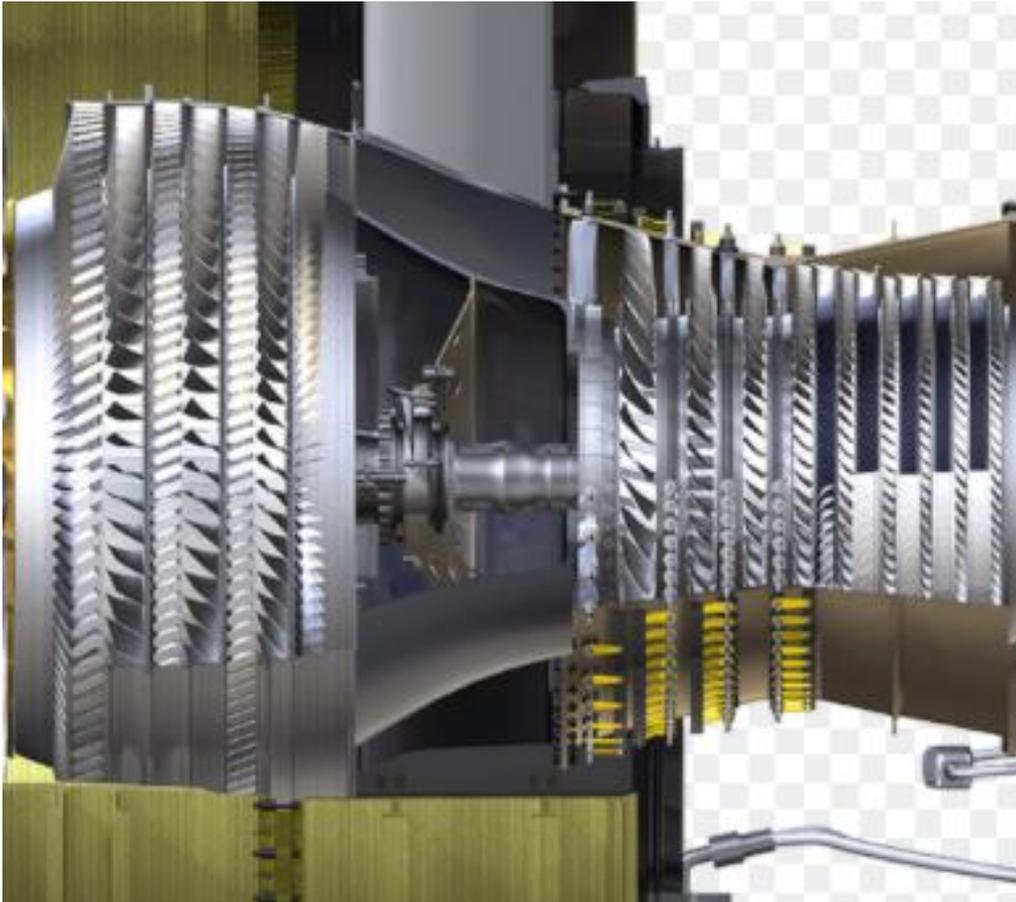


Figure 16 : compresseurs

3.2.1) Le compresseur basse pression (LPC)

C'est un compresseur à trois étages entraîné également par la turbine basse pression (LPT) il dispose à sa sortie 12 vannes de décharge (VBV : variable bleed valves) qui permettent d'évacuer dans le canal du flux secondaire l'excès d'air qui se forme dans certaines conditions en évitant ainsi le pompage de ce dernier.

La soufflante et le compresseur basse pression forment un compresseur à quatre (04) étages. Le fan accélère la vitesse d'air sera divisé en deux parties. L'air primaire et l'air secondaire.[13]

Le moteur CFM56-7B est équipé par des compresseurs axiaux car sa maintenance est plus facile d'où ces compresseurs sont munis d'un rotor et un stator dont le rotor est la partie mobile et le stator partie fixe.[2]

-Le rotor aspire et accélère le flux d'air en le devant par rapport à l'axe de moteur

-Le redresseur ou stator qui suit, redresse le flux et guide l'air vers le rotor.

Les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par :

-Son débit d'air.

-son taux de pression ou rapport de pression.

-Son rendement. [2]

3.2.2) Le compresseur haute pression (HPC)

C'est un compresseur axial de forme conique constitué de neuf étages. Il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoie vers la chambre de combustion, les trois premiers étages comporte des aubes statoriques a calage variable (VSV : variable stator vane) qui constituent le dispositif anti pompage haute pression. [13]

3. La chambre de combustion

Contient 20 injecteurs de carburant et 2 bougies d'allumage pour but de mélanger l'air venant du compresseur haute pression avec le carburant (kérosène) elle assure un bon mélange air/carburant (pour 15g d'air il faut 1g de carburant) pour éviter le pompage et un excès d'air qui va éteindre les bougie donc une meilleure combustion qui produit les gaz chauds qui se dirigent vers la turbine haute pression (HPT).

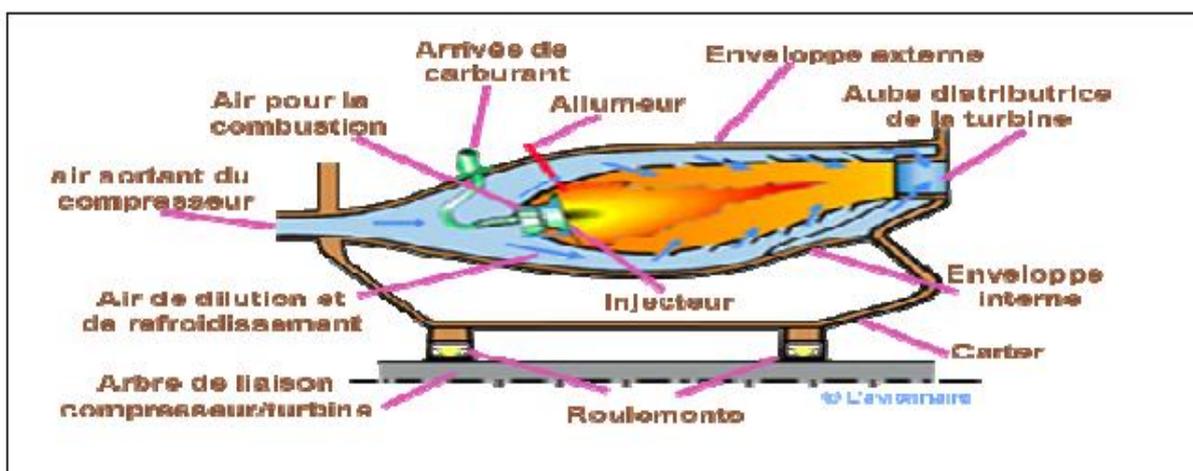


Figure 17 : schéma de la chambre de combustion

La chambre de combustion du CFM56-7B contient de catégories :

CFM56-7B SAC : contient une chambre de combustion annulaire simple (20injecteurs).

CFM56-7B DAC : contient une chambre de combustion annulaire double (40injecteurs).

La catégorie DAC est adoptée afin de réduire les émissions d'oxyde d'azote (40% par rapport à un moteur SAC).[13]

3.4) La turbine

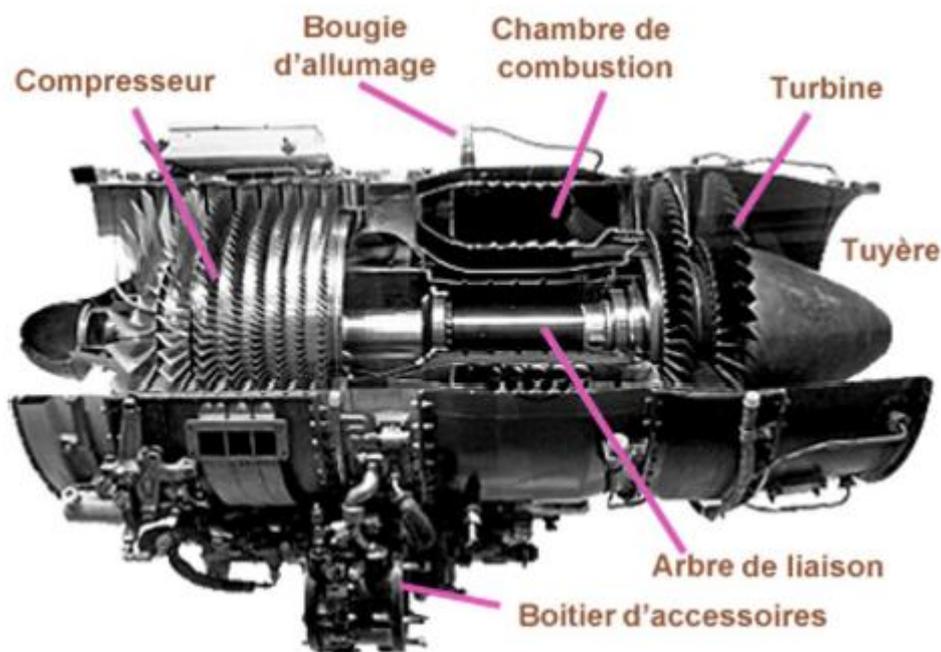


Figure 18 : schema de la turbine

Dans le CFM56-7B on trouve deux turbine HPT et BPT :

3.4.1) La turbine haute pression HPT

Le module de la turbine haute pression (HPT) est construit d'un seul étage, il a pour rôle de transformer l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique pour entrainer le compresseur haute pression (HPC) et la commande des accessoires l'ensemble compresseur et turbine haute pression (HPT et HPC) est appelé attelage haute pression N2. [13]

3.4.2) La turbine basse pression

La turbine basse pression est une turbine a quatre étages, elle sert à transformer l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique qui entraine la soufflante et le compresseur basse pression (LPC).

L'ensemble turbine et compresseur basse pression (LPT et LPC) est appelé attelage basse pression N1. [13]

3.4.3) Les circuits de refroidissement

L'amélioration des performances et des rendements des turboréacteurs passe par l'augmentation de la température des gaz dans les chambres de combustion.

Chaque type de turboréacteur est différent mais le principe général pour le refroidissement reste le même comme sur le dessin qui suit :

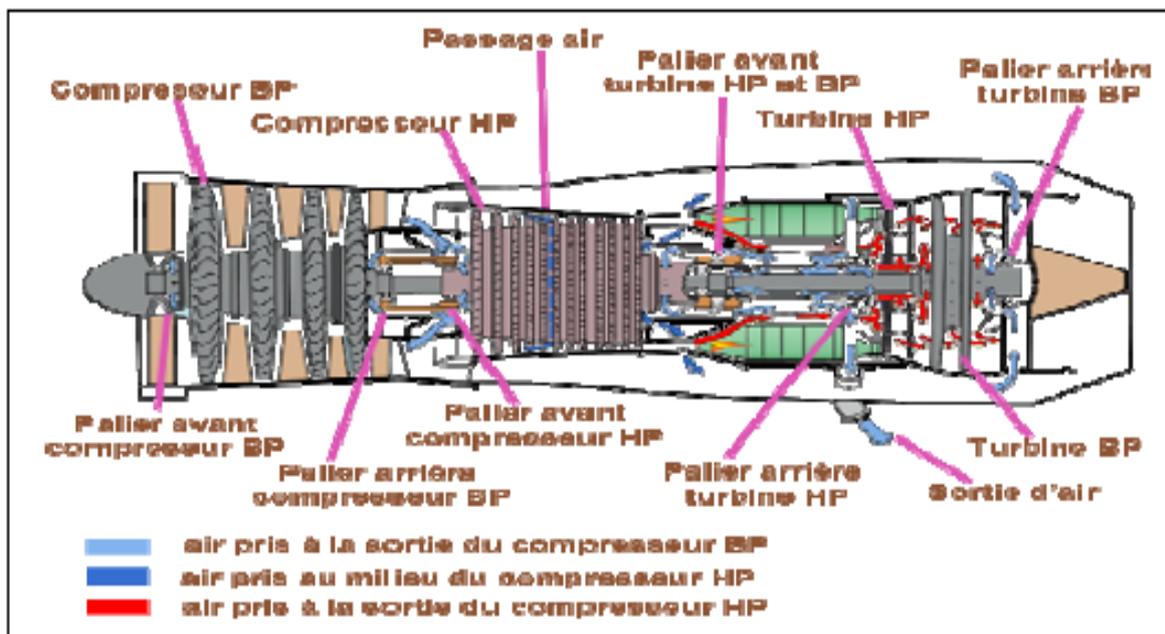


Figure 19 : schéma qui montre les circuits de refroidissement

L'air provenant du compresseur basse pression sert à refroidir les cavités et à refroidir et pressuriser les paliers.

L'air provenant du cinquième étage de compresseur haute pression sert à refroidir une autre partie du moteur.

L'air sortant du compresseur haute pression sert à refroidir les distributeurs hauts et basse pression ainsi que les ailettes des turbines hautes et basse pression.

A noté que d'autres prélèvements d'air sont utilisés pour la climatisation de la cabine passagers, du poste de pelotage, des sautes a bagage et pour le dégivrage de cellule.[13]

3.4.4) Le module des commandes des accessoires (GEARBOX)

- Les composantes de la GEARBOX :
- Les commandes des accessoires (IGB : inletgear box).
- Arbre d'entraînement radiale (RDS : radial drive Shaft).
- Boitier de renvois d'angle (TGB : transferegear box).
- Arbre de renvois d'angle (HDS : horizontal drive Shaft).
- Boite de commande des accessoires (AGB : accessoryGearbox).[13]

3.5) La tuyère

C'est un dispositif d'échappement qui fait passer les gaz de charge de la turbine a l'atmosphère et dans la direction requise pour générer la poussée. Les variations de la vitesse et de la pression des gaz d'échappement créent la poussée dans le turboréacteur mais dans un turbo propulseur les gaz d'échappement participent a la génération de la poussée vu que la majeure partie de l'énergie est absorbée par la turbine pour entrainer le propulseur. La conception du dispositif d'échappement, exerce donc une influence considérable sur la performance du moteur.

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortante des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. Convergente en écoulement subsonique.et divergente en écoulements supersonique.[13]



Figure 20 : la tuyère

4. Principe de fonctionnement

Un turboréacteur est formé d'un tube à l'intérieur duquel sont disposés, d'avant en arrière, un compresseur à aubes comportant plusieurs étages, une chambre à combustion disposée sur le même axe, une turbine à gaz et une tuyère de sortie.

À la mise en marche, le compresseur est mis en mouvement par un démarreur pneumatique lorsqu'il atteint la chambre de combustion à une certaine pression, le carburant liquide (kérosène) est finement pulvérisé et un allumeur à étincelle électrique enflamme le mélange. Les gaz en expansion traversent la turbine en l'actionnant, qui va transmettre son mouvement à l'arbre rotatif auquel est relié aussi le compresseur, ce qui assure la continuité et l'entretien de la rotation du moteur. Les gaz se détendent ensuite derrière la turbine ce qui fournit la poussée du moteur.

Dans ce type de moteur, seulement 1/6 de l'air utilisé passe dans le réacteur ; les 5/6 restants sont comprimés uniquement dans le premier compresseur avant d'être expulsés.

Des vitesses différentes de rotation sont requises pour les parties du réacteur à haute et à basse pression. On obtient cette différence en utilisant deux combinaisons séparées turbine-compresseur, qui fonctionnent avec deux poussées concentriques. Un étage de turbine à haute pression commande les neuf sections de compresseur à haute pression montée sur l'arbre extérieur. Quatre étages de turbine fournissent l'énergie pour l'étage Fan.[14]

5. Caractéristique principale de moteur CFM56-7B

5.1) 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, celle des CFM56 de CFM INTERNATIONAL, a une poussée maximale de 15 100 daN.[15].

5.2) La Puissance

Ce n'est pas une grandeur très utilisée (les motoristes et les avionneurs 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.[15].

5.3) 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.[15].

5.4) 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. [15].

5.5) 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.

Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la consommation au décollage et en montée est beaucoup plus importante qu'en croisière.[15]

5.6) 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.[4].

5.7) 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. [15]

5.8) 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, ...) [15].

6. Conclusion

Après avoir étudié la description et la composition du turboréacteur CFM56-7B ainsi que son principe de fonctionnement et ses principales caractéristiques on conclut qu'il est le meilleur moteur a réaction dans sa gamme vu sa domination du marché avec un taux de vente qui dépasse les 59% grâce à son succès commercial du a sa fiabilité son rendement son taux de pollution et surtout sa technologie très développer.

Chapitre III

Modélisation énergétique et exergetique du CFM56-7B

1. Introduction

L'objectif de ce chapitre est d'établir les équations permettant d'effectuer l'analyse énergétique et exergetique du turboréacteur double flux CFM56-7B, constitué principalement d'un fan, d'un compresseur BP, d'un compresseur HP, d'une chambre de combustion, d'une turbine HP, d'une turbine BP et d'une tuyère.

2. Paramètres de 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 double flux, on distingue les paramètres de performance suivants [13] :

- La poussée.
- La poussée spécifique.
- La poussé de propulsion.
- La consommation spécifique et consommation horaire.
- Le taux de dilution.
- Le taux de compression.
- La puissance calorifique.
- La puissance thermique théorique.
- La puissance thermique réelle.
- Le rendement thermodynamique ou thermique.
- Le rendement thermique réel.
- Le rendement de propulsion.
- Le rendement global.

2.1) La poussé

La poussé d'un turboréacteur résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche d'air) et la sortie (tuyère). Elle est obtenue par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène avec l'oxygène de l'air.

$$F = ma \times (Vs - V0) + mf \times Vs + (Ps - P0) \times Ss \quad (\text{III.1})$$

Si la tuyère est adaptée ($Ps = P0$), l'équation de poussée devient :

$$F = ma \times (Vs - V0) + mf \times Vs \quad (\text{III.2})$$

2.2) La poussé spécifique

C'est la poussé développée par le moteur ramené au débit masse des gaz le traversant soit :

$$Fsp = F / (ma + mf) \quad (\text{III.3})$$

2.3) La poussé de propulsion

C'est la poussée de propulsion de l'aéronef à la vitesse V_0 .

$$Pp = F \cdot V_0 \quad (\text{III.4})$$

2.4) La consommation horaire

C'est la consommation massique de fuel par heure(kg/h) qui est donné par :

$$CH = 3600 \cdot \dot{m}f \quad (\text{III.5})$$

2.5) La consommation spécifique

C'est une notion très importante caractérisant un turboréacteur, elle est définie comme le rapport de la consommation horaire sur la poussé du moteur

$$Csp = CH / F \quad (\text{III.6})$$

$$Csp = (3600 \times \dot{m}f) / F \quad (\text{III.7})$$

Unité : (kg combustible/N.h).

2.6) Le taux de dilution

Par définition, le taux de dilution est le rapport du débit massique d'air secondaire (flux extérieur) sur le débit de masse d'air primaire (flux intérieur).

$$Y = \frac{\text{flux secondaire}}{\text{flux primaire}} = \frac{\dot{m}_{II}}{\dot{m}_I} \quad (\text{III.8})$$

Le taux de dilution varie selon les moteurs, il est d'autant plus élevé que le moteur est destiné à voler à basses altitudes et faibles vitesses.

2.7) Le taux de compression

C'est le rapport de pression de sortie sur la pression d'entrée de chaque élément.

$$\pi = \frac{P_S}{P_e} \quad (\text{III.9})$$

2.8) Les puissances

2.8.1) La puissance calorifique

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée idéale du carburant débité dans la chambre de combustion. Le CFM56-7b consomme du kérosène qui est caractérisé par son pouvoir calorifique PCI qui est la quantité de chaleur dégagée par la combustion complète d'un kilogramme du jet.

$$P_{cal} = \dot{m}_f \cdot PCI \quad (\text{III.10})$$

2.8.2) La puissance thermique théorique

En supposant que la machine fonctionne suivant le cycle théorique, cette puissance serait la fraction de puissance calorifique transformée en énergie mécanique par seconde.

$$P_{th} = P_{cal} - \text{puissance théorique perdue sous forme de chaleur} \quad (\text{III.11})$$

P_{cal} Constitue la source chaude et la puissance théorique perdue sous forme de chaleur à la source froide et a pour expression :

$$\dot{m} c p_{gb} \cdot (T_S - T_0) \quad (\text{III.12})$$

Avec :

\dot{m} : débit masse du fluide sortant

T_S : température de sortie des gaz à la sortie du réacteur

T_0 : température de l'air atmosphérique.

$$P_{th} = P_{cal} - \dot{m} c p_{gb} (T_S - T_0) \quad (\text{III.13})$$

2.8.3) Puissance thermique réelle

En réalité le réacteur ne fonctionne pas suivant le cycle théorique, il y a des pertes à l'intérieur de la machine et la puissance thermique réelle est la fraction de puissance calorifique transformée en énergie mécanique. Elle est représentée par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans ce dernier.

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_f (V_{jf}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f (V_j^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f V_{jf}^2 \quad (\text{III.14})$$

2.9) Rendements d'un turboréacteur

On peut généralement définir le rendement d'un dispositif propulsif comme le rapport entre ce qu'on gagne et ce qu'on dépense. Dans la mécanique de propulsion on définit plusieurs types de rendements. Dans ce paragraphe on va présenter les expressions des rendements applicables au turboréacteur.

2.9.1) Rendement thermodynamique

C'est le rapport de la puissance thermique à la puissance calorifique.

$$\eta_{th} = P_{th}/P_{cal} \quad (\text{III.15})$$

2.9.2) Rendement thermique réel

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

$$\eta_{tr} = P_{tr}/P_{cal} \quad (\text{III.16})$$

2.9.3) Rendement de propulsion

Le rendement de propulsion est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance thermique réelle.

$$\eta_P = P_p/P_{th} \quad (\text{III.17})$$

2.9.4) Rendement global

C'est le rendement total du turboréacteur défini comme le rapport de puissance de propulsion à la puissance calorifique.

$$\eta_g = P_p/P_{cal} \quad (\text{III.18})$$

3. Notions d'exergie

3.1) Définition de l'exergie

L'exergie d'un système est une fonction thermodynamique qui exprime la capacité de ce système à produire du travail en raison de son déséquilibre avec l'ambiance dans laquelle il se trouve. On peut définir l'exergie d'une source d'énergie comme la quantité maximale de travail qu'il serait possible d'en retirer au moyen d'un cycle thermodynamique moteur réversible, en faisant évoluer l'état de cette source jusqu'à l'état de référence à définir. On

assimile l'ambiance à une source infinie, monotherme et isobare. Les énergies cinétique, potentielle, voire électrique, sont de l'exergie pure, car elles sont entièrement transformables en travail. [16]

3.2) Histoire de l'exergie

C'est en 1889 déjà que Georges Gouy a émis l'idée que la potentialité d'un système au point de vue de la production de travail pouvait être exprimée par une fonction contenant, non seulement l'énergie interne du système, mais encore la température T_a et la pression P_a de l'atmosphère extérieure au système lui-même. Depuis lors, les implications et les conséquences de cette idée ont été étudiées et développées dans différents pays par un certain nombre de chercheurs, sous le terme général de théorie de l'exergie.

Il est maintenant largement reconnu que la théorie de l'exergie est extrêmement féconde, car elle débouche sur une comptabilité dite exergetique qui englobe le premier et le deuxième principe de la thermodynamique. Seule cette comptabilité exergetique permet d'évaluer quantitativement ce que l'on appelle quantitativement la dégradation de l'énergie. [17]

3.3) L'analyse exergetique

L'analyse exergetique, c'est-à-dire l'étude thermodynamique qui cherche à déterminer l'énergie utile disponible, cette analyse repose sur la première et la deuxième loi de la thermodynamique. L'analyse exergetique permet d'introduire la notion importante de la qualité de l'énergie. Cette analyse est basée sur la production d'entropie. Dans cette étude, les quantités d'exergie sont évaluées et les paramètres exergetiques sont déterminés. [18]

3.4) Quantités exergetiques

Les exergies physiques et chimiques sont considérées ici. À l'exclusion des pièces d'échappement, en raison de l'exergie cinétique élevée des débits de décharge au niveau des échappements, l'exergie cinétique est négligée au niveau des autres parties du moteur. Comme il n'y a pas de différence d'élévation significative entre l'entrée et la sortie du moteur, l'exergie potentielle n'est pas prise en compte.

L'exergie fournie par la combustion d'un carburant de composition C_xH_y (kérosène) est donnée par l'équation suivante [19] :

$$\begin{aligned} \dot{Ex}_{fuel} = \dot{m}_{Fuel} \left[1.0401 + 0.01728 \frac{H}{C} + 0.0432 \frac{O}{C} \right. \\ \left. + 0.2196 \frac{S}{C} \left(1 - 2.0628 \frac{H}{C} \right) \right] LHV \end{aligned} \quad (III.19)$$

Tel que :

H : masse molaire d'hydrogène, C : masse molaire du carbone, O : masse molaire de l'oxygène
S : masse molaire du soufre.

$LHV = PCI = 42800$ kJ/kg: pouvoir calorifique inférieur du carburant.

Dans ce cas, on obtient :

$$\dot{Ex}_{Fuel} = 1.067893 * \dot{m}_{Fuel} * LHV \quad (III.20)$$

3.5) Paramètres exergetiques

En plus de l'efficacité exergetique, d'autres mesures thermodynamiques sont utiles pour l'évaluation d'un système. Ceux-ci incluent le taux de destruction exergetique \dot{Ex}_{des} , la destruction relative exergetique X, le taux d'épuisement du carburant δ , le taux de potentiel d'amélioration exergetique IP. Les descriptions de ces mesures sont données dans ce qui suit.

3.5.1) Le rendement exergetique

Le rendement exergetique (η_{ex}) d'un élément considéré est défini comme le rapport entre la production totale d'exergie et l'apport d'exergie totale, c'est-à-dire :

$$\eta_{ex} = \frac{Ex_{out}}{Ex_{in}} \quad (III.21)$$

Ex_{in} : Flux d'exergie qui rentre dans l'élément considéré

Ex_{out} : Flux d'exergie qui sort de l'élément considéré

3.5.2) Le taux d'irréversibilité

Le taux d'irréversibilité (X) d'un élément considéré c'est le flux d'exergie détruite par l'élément divisé par le flux d'exergie totale détruite par le système.

$$X = \dot{Ex}_D / Ex_{Dsys} \quad (III.22)$$

$\dot{E}x_D$: Flux d'exergie détruit par l'élément considéré.

$E_{D_{sys}}$: Flux d'exergie totale détruite par le système.

3.5.3) Le taux d'épuisement du carburant

Le taux d'épuisement (σ) de carburant d'un élément considéré est le flux d'exergie détruite par l'élément divisé par le flux d'exergie de carburant apporté au système.

$$\sigma = \dot{E}x_D / \dot{E}x_{Fuel} \quad (\text{III.23})$$

$\dot{E}x_{Fuel}$: Flux d'exergie de carburant apporté au système

$$\dot{E}x_{Fuel} = \dot{m}_{Fuel} E_{x_{Fuel}}$$

\dot{m}_{Fuel} : Débit de carburant injecté dans la chambre de combustion

$E_{x_{Fuel}}$: Exergie fournie par la combustion du Fuel (carburant).

3.5.4) Le taux potentiel d'amélioration

Le taux potentiel d'amélioration exergetique de l'élément considéré (IP) est le flux d'exergie détruite par l'élément multiplié par (1- le rendement exergetique de l'élément) :

$$IP = \dot{E}x_D * (1 - \eta_{ex}) \quad (\text{III.24})$$

4. Modélisation du turboréacteur CFM56-7B

La figure 21 illustre les principales parties du turboréacteur considéré, qui se compose d'une soufflante à 1 étage, d'un compresseur basse pression (CBP) à 3 étages, d'un compresseur haute pression (CHP) à 9 étages, d'une chambre de combustion annulaire (CC), d'une turbine haute pression (THP) à 1 étage, d'une turbine basse pression (TBP) à 4 étages et d'une tuyère (Tuy) de sortie des gaz.

Dans ce qui suit, les calculs énergétiques et exergetiques relatifs aux gaz et aux différents éléments du turboréacteur ont été effectués élément par élément en commençant par l'entrée du moteur (Diffuseur) jusqu'à la sortie (Tuyère).

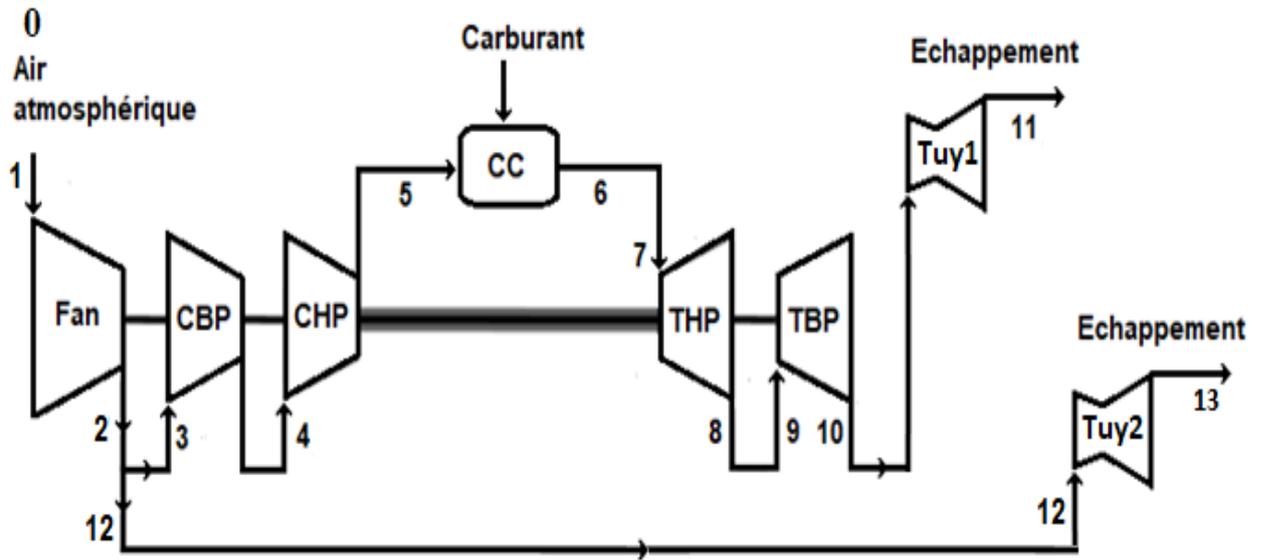


Figure 21 : Points figuratifs du turboréacteur CFM56-7B

4.1) Le diffuseur (0 → 1)

A l'entrée du diffuseur, l'air se trouve dans les conditions atmosphériques telles qu'on soit au niveau de la mer à la température atmosphérique $T_0 = 288 \text{ K}$ et la pression atmosphérique $P_0 = 1.013 \text{ bar}$ (Atmosphère type ISA).

A la sortie du diffuseur (Entrée de la soufflante), l'air se trouve à la même température mais avec une légère baisse de pression due aux pertes de charge.

$$T_1 = T_0$$

$$P_1 = P_0 \cdot \delta \quad (\text{III.25})$$

Avec :

P_1 : La pression à la sortie du diffuseur

P_0 : La pression d'admission du diffuseur

δ : Taux de perte de charge dans le diffuseur.

4.2) La soufflante (Fan) (1 → 2)

4.2.1) Etude thermodynamique

La pression P_2 de la sortie de la soufflante est donnée par la relation suivante :

$$P_2 = P_1 \cdot \pi \quad (\text{III.26})$$

Avec :

π : Le taux de compression de la soufflante.

La température de compression isentropique est donnée par :

$$T_{2IS} = T_1 \cdot (\pi)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{III.27})$$

Avec :

γ : L'indice adiabatique de l'air.

Le travail isentropique du Fan s'obtient par :

$$W_{FANis} = (h_{2is} - h_1) = C_p (T_{2is} - T_1) \quad (\text{III.28})$$

Avec :

h_i : enthalpie de l'air localisé à la station « i » (is : isentropique).

La température de compression réelle est donnée par :

$$T_2 = \frac{T_{2is}}{\eta_{is,FAN}} + T_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{is,FAN}}\right) \quad (\text{III.29})$$

Avec :

$\eta_{is,FAN}$: Rendement isentropique du FAN.

Le travail réel par unité de masse est donné par :

$$W_{FAN} = W_{réel} = (h_2 - h_1) = C_p (T_2 - T_1) \quad (\text{III.30})$$

La vitesse de l'air à l'entrée du fan :

$$V_e = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot S_f} \quad (\text{III.31})$$

Avec :

\dot{m} : Le débit massique d'air.

ρ : La masse volumique d'air.

$S_{fan} = \frac{\pi \cdot D_{fan}^2}{4}$: La section à l'entrée du FAN.

D_{fan} : Le diamètre du fan.

4.2.2) L'analyse exergetique

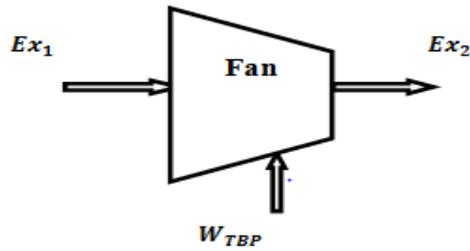


Figure 22 : Flux d'exergie au niveau de CBP.

L'exergie cédée par le FAN :

$$\dot{E}x_{FAN \text{ cédée}} = \dot{E}x_{FAN \text{ out}} = \dot{E}x_2 \quad (\text{III.32})$$

L'exergie reçue par le FAN :

$$\dot{E}x_{FAN \text{ reçue}} = \dot{E}x_{FAN \text{ in}} = \dot{W}_{FAN} + \dot{E}x_1 \quad (\text{III.33})$$

L'exergie détruite par le FAN :

$$\dot{E}x_{FAN \text{ détruite}} = \dot{E}x_{FAN \text{ det}} = \dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out} = \dot{W}_{FAN} + \dot{E}x_1 - \dot{E}x_2 \quad (\text{III.34})$$

Le rendement exergetique:

Le rendement exergetique du FAN :

$$\eta_{Ex, FAN} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} = \frac{\dot{E}x_2}{\dot{W}_{FAN} + \dot{E}x_1} \quad (\text{III.35})$$

4.3) Le compresseur basse pression CBP (3→ 4)

4.3.1) Etude thermodynamique

De la sortie du FAN à l'entrée du CBP, l'air se trouve à la même température mais avec une légère baisse de pression due aux pertes de charge.

$$\begin{aligned} T_3 &= T_2 \\ P_3 &= P_2 \cdot \delta_{CBP} \end{aligned}$$

Avec :

δ_{CBP} : Taux de perte de charge à l'entrée du CBP.

De la même manière que pour le FAN, on obtient :

$$P_4 = P_3 \cdot \pi_{CBP} \quad (\text{III.36})$$

$$T_{4\text{is}} = T_3 \cdot (\pi_{CBP})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{III.37})$$

$$W_{CBP\text{is}} = (h_{4\text{is}} - h_3) = C_p(T_{4\text{is}} - T_3) \quad (\text{III.38})$$

$$W_{CBP} = W_{\text{réel}} = (h_4 - h_3) = C_p(T_4 - T_3) \quad (\text{III.39})$$

Avec :

π_{CBP} : Le taux de compression du CBP.

$\eta_{\text{is,CBP}}$: Le rendement isentropique du CBP

Le rendement isentropique du compresseur est défini comme suit :

$$\eta_{\text{is}} = \frac{\text{Le travail idéal de compresseur BP}}{\text{le travail réel de compresseur BP}}$$

$$\eta_{\text{is}} = \frac{W_{\text{is}}}{W_{\text{réel}}} \quad (\text{III.40})$$

$$\eta_{\text{is,CBP}} = \frac{(T_{4\text{is}} - T_3)}{(T_4 - T_3)} \quad (\text{III.41})$$

$$T_4 = \frac{T_{4\text{is}}}{\eta_{\text{is,CBP}}} + T_3 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{is,CBP}}} \right) \quad (\text{III.42})$$

4.3.2) L'analyse exergetique

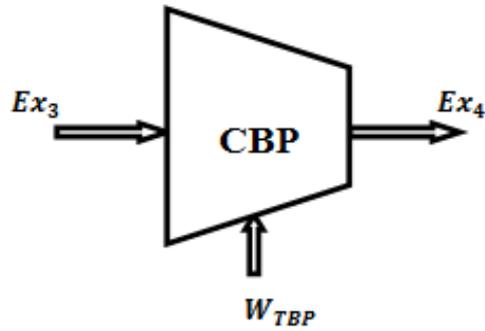


Figure 23 : Flux d'exergie au niveau de CBP.

L'exergie donnée :

$$\dot{Ex}_{CBP \text{ cédée}} = \dot{Ex}_{CBP \text{ out}} = \dot{Ex}_4 \quad (\text{III.43})$$

L'exergie reçue :

$$\dot{Ex}_{CBP \text{ reçue}} = \dot{Ex}_{CBP \text{ in}} = \dot{W}_{TBP} + \dot{Ex}_3 \quad (\text{III.44})$$

L'exergie détruite

$$\dot{Ex}_{CBP \text{ détruite}} = \dot{Ex}_{CBP \text{ det}} = \dot{Ex}_{in} - \dot{Ex}_{out} = \dot{W}_{TBP} + \dot{Ex}_3 - \dot{Ex}_4 \quad (\text{III.45})$$

Le rendement exergetique :

$$\eta_{Ex,CBP} = \frac{\dot{Ex}_{out}}{\dot{Ex}_{in}} = \frac{\dot{Ex}_4}{\dot{W}_{TBP} + \dot{Ex}_3} \quad (\text{III.46})$$

4.4) Le compresseur haute pression CHP (4 → 5)

4.4.1) Etude thermodynamique

De la même manière que pour le FAN et le CBP, on obtient :

$$P_5 = P_4 \cdot \pi_{CHP} \quad (\text{III.47})$$

$$T_{5\text{ IS}} = T_4 \cdot (\pi_{CHP})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{III.48})$$

$$W_{CHP\text{ is}} = (h_{5\text{ is}} - h_4) = C_p(T_{5\text{ is}} - T_4) \quad (\text{III.49})$$

$$T_5 = \frac{T_{5\text{ is}}}{\eta_{\text{is,CHP}}} + T_4 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{is,CHP}}} \right) \quad (\text{III.50})$$

$$W_{CHP} = W_{\text{réel}} = (h_5 - h_4) = C_p(T_5 - T_4) \quad (\text{III.51})$$

Avec :

π_{CHP} : Le taux de compression du CHP.

$\eta_{\text{is,CHP}}$: Le rendement isentropique du CHP.

4.4.2) L'analyse exergetique

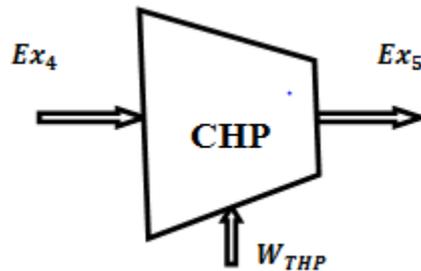


Figure 24 : Flux d'exergie au niveau de CHP.

$$\dot{E}x_{CHP\text{ reçue}} = \dot{E}x_{CHP\text{ in}} = \dot{W}_{CHP} + \dot{E}x_4 \quad (\text{III.52})$$

$$\dot{E}x_{CHP\text{ cédée}} = \dot{E}x_{CHP\text{ out}} = \dot{E}x_5 \quad (\text{III.53})$$

$$\dot{E}x_{CHPdétruite} = \dot{E}x_{CHPdet} = \dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out} = \dot{W}_{CHP} + \dot{E}x_4 - \dot{E}x_5 \quad (III.54)$$

$$\eta_{Ex,CHP} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} = \frac{\dot{E}x_5}{\dot{W}_{CHP} + \dot{E}x_4} \quad (III.55)$$

4.5) La chambre de combustion CC (5→ 6)

4.5.1 : Etude thermodynamique

La combustion étant supposée isobare, la pression de sortie de la CC est égale à la pression d'entrée. La température de sortie de la CC est égale à la température maximale.

$$T_6 = T_{max} = 1673 \text{ K}$$

$$P_6 = P_5$$

La quantité de chaleur \dot{Q}_{CC} dégagée par la combustion dépend du pouvoir calorifique inférieur PCI et du débit de carburant.

$$\dot{Q}_{CC} = \dot{m}_f \cdot PCI \quad (III.56)$$

Suite aux pertes thermiques et de combustion, la quantité de chaleur absorbée par les gaz est légèrement inférieure.

$$Q_{absorbée} = Q_c \cdot \eta_{cc} \quad (III.57)$$

Avec :

η_{cc} : Rendement de la CC.

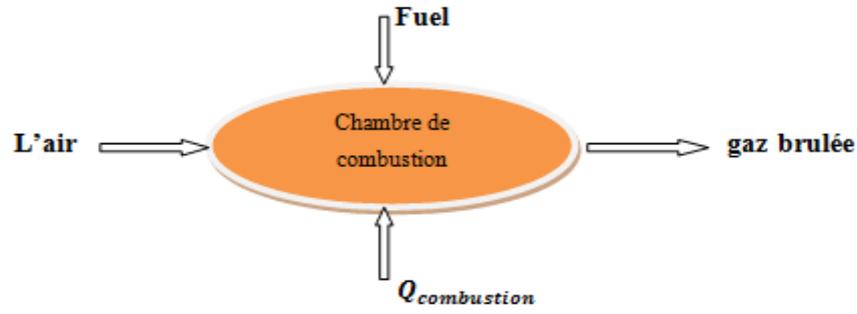


Figure 25 : Flux de gaz et d'énergie à l'entrée et la sortie de la CC.

Le bilan énergétique de la chambre de combustion permet d'écrire (Figure 25) :

$$H_{\text{sortie}} = H_{\text{entré}} \quad (\text{III.58})$$

$$H_{gb} = H_{air} + H_{fuel} + Q_c \cdot \eta_{cc} \quad (\text{III.59})$$

$$(\dot{m}_l + \dot{m}_f)cp_{gb}T_6 = \dot{m}_lcp_aT_5 + \dot{m}_fcp_fT_f + \dot{m}_f \cdot PCI \cdot \eta_{cc} \quad (\text{III.60})$$

$$W_{CHP} = W_{réel} = (h_5 - h_4) = C_p(T_5 - T_4) \quad (\text{III.61})$$

$$\dot{m}_f PCI \eta_{cc} - \dot{m}_f cp_{gb}T_6 = \dot{m}_l cp_{gb}T_6 - \dot{m}_l cp_aT_5 \quad (\text{III.62})$$

$$\dot{m}_f (PCI \eta_{cc} - cp_{gb}T_6) = \dot{m}_l cp_{gb}T_6 - \dot{m}_l cp_aT_5 \quad (\text{III.63})$$

Le débit de carburant est égal à :

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_l (cp_{gb}T_6 - cp_aT_5)}{PCI \eta_{cc} - cp_{gb}T_6} \quad (\text{III.64})$$

Avec :

\dot{m}_f : Débit massique de carburant.

$\dot{m}_I = \frac{\dot{m}}{\gamma+1}$: Débit massique d'air primaire.

$\dot{m} = \dot{m}_I + \dot{m}_{II}$: Débit massique d'air total à l'entrée du moteur.

\dot{m}_{II} : Débit massique secondaire.

$\gamma = \frac{\dot{m}_{II}}{\dot{m}_I}$: Taux de dilution.

4.5.2) L'analyse exergetique

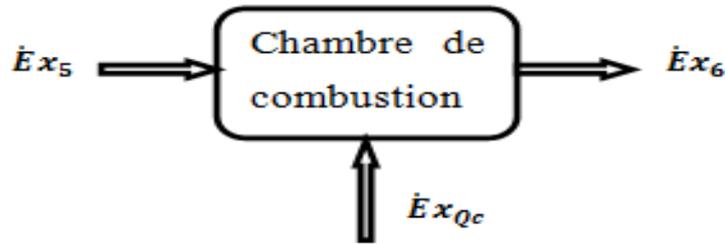


Figure 21: Flux d'exergie au niveau de la CC.

La (figure 26) montre les flux d'exergie à l'entrée et la sortie de la chambre de combustion, ce qui permet d'écrire les relations suivantes :

$$\dot{E}x_{cédée} = \dot{E}x_{out} = \dot{E}x_6 \quad (\text{III.65})$$

$$\dot{E}x_{reçue} = \dot{E}x_{in} = \dot{E}x_{fuel} + \dot{E}x_5 \quad (\text{III.66})$$

$$\dot{E}x_{détruite} = \dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out} = \dot{E}x_{fuel} + \dot{E}x_5 - \dot{E}x_6 \quad (\text{III.67})$$

$$\eta_{Ex,CC} = \frac{\dot{E}x_6}{\dot{E}x_{fuel} + \dot{E}x_5} \quad (\text{III.68})$$

4.6) Turbine haute pression THP (7→ 8)

4.6.1) Etude thermodynamique

A cause des pertes de charge et thermiques à la de la chambre de combustion, la pression et la température à l'entrée de la THP sont légèrement inférieures à la pression de et la température de sortie de la CC.

$$P_7 = P_6 \cdot \delta_{CC} \quad (\text{III.69})$$

$$T_7 = T_6 \cdot \varphi_{THP} \quad (\text{III.70})$$

Avec :

δ_{CC} : Taux de perte de charge à l'entrée du CBP.

φ_{THP} : Taux de pertes thermiques.

La température baisse de T7 à T8.

$$\frac{T_{8is}}{T_7} = \left(\frac{P_7}{P_8}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (\text{III.71})$$

Le taux de détente dans la turbine HP est donné par :

$$\varepsilon_{THP} = \frac{P_7}{P_8} \quad (\text{III.72})$$

$$\frac{T_{8is}}{T_7} = (\varepsilon_{THP})^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (\text{III.73})$$

$$T_{8is} = T_7 \cdot (\varepsilon_{THP})^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (\text{III.74})$$

En appliquant le premier principe de la thermodynamique :

$$W_7^8 + Q_7^8 = \Delta H \quad (\text{III.75})$$

$$Q_7^8 = 0 \text{ (evolutionadiabatique)}$$

$$W_7^8 = \Delta H \quad (\text{III.76})$$

Le travail massique développé dans la turbine, avec une variation relativement négligeable de l'énergie cinétique du gaz est égale à la chute d'enthalpie entre l'entrée et la sortie de la turbine :

$$W_{THP} = H_8 - H_7 \quad (III.77)$$

Ou encore :

$$W_{THP} = Cp(T_8 - T_7) \quad (III.78)$$

Le travail massique isentropique obtenu par la turbine WTHP, est donné par l'équation suivante

$$W_{THP} = CP_{GB}(T_{8is} - T_7) \quad (III.79)$$

Le travail isentropique devient :

$$W_{IS,THP} = CP_{GB}T_7 \left(\varepsilon^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right) \quad (III.80)$$

Le travail réel de la turbine haute pression est donné par :

$$W_{réel} = (m_{air} + m_f)CP_{GB}(T_8 - T_7) \quad (III.81)$$

De plus l'énergie récupérée par la turbine HP est directement consommée par le compresseur alors on aura :

$$(\dot{m}_{air} + \dot{m}_c)W_{réelTHP} = \dot{m}_{air}W_{réelCP} \quad (III.82)$$

Le rendement isentropique est défini comme suivant :

$$\eta_{is,THP} = \frac{W_{réel}}{W_{is}} = \frac{\text{Le travail réel de la turbine HP}}{\text{Le travail idéal de la turbine HP}} \quad (III.83)$$

Donc :

$$\eta_{is,THP} = \frac{CP_{GB}(T_8 - T_7)}{CP_{GB}(T_{8IS} - T_7)} = \frac{T_8 - T_7}{T_{8IS} - T_7} \quad (III.84)$$

$$T_8 = [(T_{8IS} - T_7) \cdot \eta_{is}] + T_7 \quad (III.85)$$

4.6.2) L'analyse exergetique

La fonction de la turbine est que par le processus d'expansion, une partie de l'exergie physique du fluide est convertie en travail mécanique par l'intermédiaire d'un arbre. Puisque l'exergie chimique du fluide ne change pas, le changement de l'exergie physique est identique au changement de l'exergie totale du fluide.

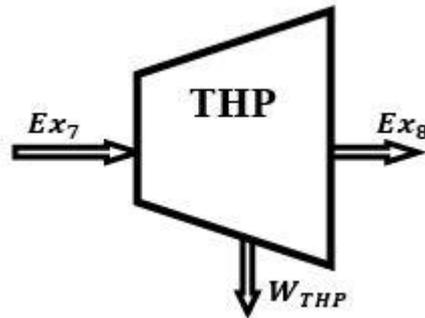


Figure 27 : Flux d'exergie au niveau de la THP.

L'exergie donnée :

$$\dot{E}x_{donnée} = \dot{E}x_{out} \quad (III.86)$$

$$\dot{E}x_{donnée} = \dot{W}_{THP} + \dot{E}x_8 \quad (III.87)$$

$$\dot{E}x_{donnée} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)(H_8 - H_7) + \dot{E}x_8 \quad (III.88)$$

L'exergie reçue :

$$\dot{E}x_{reçue} = \dot{E}x_{in} \quad (III.89)$$

$$\dot{E}x_{reçue} = \dot{E}x_{entrée de THP} \quad (III.90)$$

$$\dot{E}x_{re\dot{c}ue} = \dot{E}x_7 \quad (\text{III.91})$$

L'exergie détruite :

$$\dot{E}x_{d\dot{e}truite} = \dot{E}x_{out} - \dot{E}x_{in} \quad (\text{III.92})$$

$$\dot{E}x_{d\dot{e}truite} = \dot{W}_{TBP} + \dot{E}x_8 - \dot{E}x_7 \quad (\text{III.93})$$

Le rendement exergetique :

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} \quad (\text{III.94})$$

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{W}_{TBP} + \dot{E}x_8}{\dot{E}x_7} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)(H_8 - H_7) + \dot{E}x_8}{\dot{E}x_7} \quad (\text{III.95})$$

4.7) Turbine basse pression (9→10)

4.7.1) Étude thermodynamique

On a :

$$P_8 = P_9 \quad (\text{III.96})$$

Les pertes thermique(φ_{TBP}) est donnée par la relation suivante :

$$\varphi_{TBP} = \frac{T_9}{T_8} \quad (\text{III.97})$$

$$T_9 = T_8 \cdot \varphi_{TBP} \quad (\text{III.98})$$

La température baisse de T_{10} à T_9 .

Le taux de détente dans la turbine HP est donné par :

$$\varepsilon_{TBP} = \frac{P_9}{P_{10}} \quad (\text{III.99})$$

$$P_{10} = \frac{P_9}{\varepsilon_{TBP}} \quad (\text{III.100})$$

Pour la transformation isentropique :

$$\frac{T_{10is}}{T_9} = (\varepsilon_{TBP})^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (\text{III.101})$$

$$T_{10is} = T_9 \cdot (\varepsilon)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (\text{III.102})$$

Le travail de la turbine BP :

En appliquant le premier principe de la thermodynamique :

$$W_9^{10} + Q_9^{10} = \Delta H \quad (\text{III.103})$$

$$Q_9^{10} = 0 \text{ (evolution adiabatique)} \quad (\text{III.104})$$

$$W_9^{10} = \Delta H = H_{10} - H_9 \quad (\text{III.105})$$

$$W_{TBP} = cp(T_{10} - T_9) \quad (\text{III.106})$$

Le travail massique isentropique obtenu par la turbine W_{TBP} , est donné par l'équation suivante :

$$W_{is,TBP} = CP_{GB}(T_{10is} - T_9) \quad (\text{III.107})$$

Le travail isentropique devient :

$$W_{IS} = CP_{GB}T_9 \left(\varepsilon^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right) \quad (\text{III.108})$$

Le travail réel de la turbine basse pression est donné par :

$$W_{réel} = (m_{air} + m_f)CP_{GB}(T_{10} - T_9) \quad (\text{III.109})$$

De plus l'énergie récupérée par la turbine BP est directement consommée par le compresseur BP et le fan alors on aura :

$$(\dot{m}_{air} + \dot{m}_f)W_{réelTBP} = \dot{m}_{air}W_{réelCBP} + \dot{m}_{air}W_{réelFan} \quad (III.110)$$

Le rendement isentropique est défini comme suivant :

$$\eta_{is} = \frac{W_{réel}}{W_{is}} = \frac{\text{le travail réel de la turbine BP}}{\text{Le travail idéal de la turbine BP}} \quad (III.111)$$

Donc :

$$\eta_{is} = \frac{CP_{GB}(T_{10} - T_9)}{CP_{GB}(T_{10IS} - T_9)} = \frac{T_{10} - T_9}{T_{10IS} - T_9} \quad (III.112)$$

$$T_{10} = [(T_{10IS} - T_9) \cdot \eta_{is}] + T_9 \quad (III.113)$$

4.7.2) L'analyse exergetique

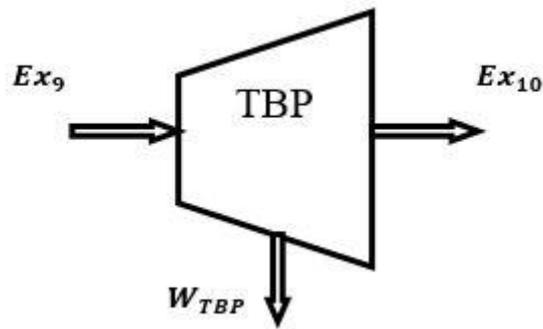


Figure 28 : Flux d'exergie au niveau de la TBP.

L'exergie donnée :

$$\dot{E}x_{donnée} = \dot{E}x_{out} \quad (III.114)$$

$$\dot{E}x_{donnée} = \dot{W}_{TBP} + \dot{E}x_{10} \quad (III.115)$$

$$\dot{E}x_{donnée} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)(H_{10} - H_9) + \dot{E}x_{10} \quad (III.116)$$

L'exergie reçue :

$$\dot{E}x_{re\grave{c}ue} = \dot{E}x_{in} \quad (\text{III.117})$$

$$\dot{E}x_{re\grave{c}ue} = \dot{E}x_{entr\acute{e}edeTHP} \quad (\text{III.118})$$

$$\dot{E}x_{re\grave{c}ue} = \dot{E}x_9 \quad (\text{III.119})$$

L'exergie détruite :

$$\dot{E}x_{d\acute{e}truite} = \dot{E}x_{out} - \dot{E}x_{in} \quad (\text{III.120})$$

$$\dot{E}x_{d\acute{e}truite} = \dot{W}_{THP} + \dot{E}x_{10} - \dot{E}x_9 \quad (\text{III.121})$$

Le rendement exergetique :

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} \quad (\text{III.122})$$

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{W}_{TBP} + \dot{E}x_{10}}{\dot{E}x_7} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)(H_{10} - H_9) + \dot{E}x_{10}}{\dot{E}x_9} \quad (\text{III.123})$$

4.8) La tuyère

4.8.1) La tuyère primaire I (10→11)

4.8.1.1) Etude thermodynamique

Dans ce cas on se pose la tuyère adaptée alors :

- La pression statique à la sortie est la pression atmosphérique donc : $P_{11} = P_0$
- La température statique à la sortie est la température à l'entrée de la tuyère alors :

$$T_{11} = T_{10}$$

Le Premier principe de la thermodynamique pour un système ouvert donne :

$$W_{10}^{11} + Q_{10}^{11} = \Delta H_{10}^{11} + \Delta EC_{10}^{11} + \Delta EP_{10}^{11} \quad (\text{III.124})$$

$$W_{10}^{11} + Q_{10}^{11} = (H_{11} - H_{10}) + \frac{1}{2}(V_{11}^2 - V_{10}^2) + g(Z_{11} - Z_{10}) \quad (\text{III.125})$$

Dans notre étude on va négliger l'influence des paramètres suivants :

$W_{10}^{11} = 0$ (Pas de travail mécanique dans la tuyère).

$Q_{10}^{11} = 0$ (Évolution supposée adiabatique).

$\Delta EP_{10}^{11} = 0$ ($Z_{10} = Z_{11}$) (pas de dénivellation).

Alors le premier principe de la thermodynamique va s'écrire comme suit :

$$(H_{11} - H_{10}) + \frac{1}{2}(V_{11}^2 - V_{10}^2) = 0 \quad (\text{III.126})$$

$H_{11} - H_{10} = \frac{1}{2}(V_{11}^2 - V_{10}^2) \rightarrow$ Conversion de l'enthalpie en énergie cinétique.

On peut écrire également :

$$(H_{11} + \frac{1}{2}V_{11}^2) - (H_{10} + \frac{1}{2}V_{10}^2) = 0 \quad (\text{III.127})$$

Par logique mathématique on peut écrire :

$$(H_{11} + \frac{1}{2}V_{11}^2) = (H_{10} + \frac{1}{2}V_{10}^2) = H + \frac{1}{2}V^2 = cte \quad (\text{III.128})$$

On pose :

$$H + \frac{1}{2}V^2 = H_t = cte \text{ (Enthalpie totale)} \quad (\text{III.129})$$

Soit : $H_{10} = H_{11}$ (conservation de l'enthalpie totale).

On considère que l'air est un gaz parfait :

$$H = CpT_t \rightarrow Cp_{gb}(T_{11} - T_{10}) + \frac{1}{2}(V_{11}^2 - V_{10}^2) = 0 \quad (\text{III.130})$$

Ou encore :

$$Cp_{gb}T_{10} + \frac{1}{2}V_{10}^2 = Cp_{gb}T_{11} + \frac{1}{2}V_{11}^2 = cte \quad (\text{III.131})$$

Alors :

$$Cp_{gb}T_{11} + \frac{1}{2}V_{11}^2 = Cp_{gb}(T_{11} + \frac{V_{11}^2}{2Cp_{gb}}) \quad (\text{III.132})$$

Avec :

$$V_{11}^2 = M_{11}^2 \cdot a^2 = M_{11}^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot T \text{ et } Cp_{gb} = \frac{r \cdot \gamma}{\gamma - 1} \quad (\text{III.133})$$

On va aboutir à :

$$Cp_{gb} \left(T_{11} + \frac{M_{11}^2 \cdot \gamma \cdot r \cdot T_{11} (\gamma - 1)}{2 \cdot r \cdot \gamma} \right) = Cp_{gb} \cdot T_{11} \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{11}^2 \quad (\text{III.134})$$

Alors :

$$Cp_{gb} \cdot T_{11} \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{11}^2 = Cp_{gb} T_t \quad (\text{III.135})$$

Donc :

$$T_t = T_{11} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{11}^2 \right) \quad (\text{III.136})$$

$$\Leftrightarrow Cp_{gb} T_t = cte \text{ ou } T_t = cte$$

Comme $T_t = cte$, cela entraîne si l'évolution est réversible $P_t = cte$

$$P_t = P_{11} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{11}^2 \right) \quad (\text{III.137})$$

4.8.1.2) La vitesse à la tuyère primaire

On a :

$$\dot{m}_I = \rho \cdot V_I \cdot S_I \quad (\text{III.138})$$

Donc la vitesse est donnée par l'équation suivante :

$$V_I = \frac{\dot{m}_I}{\rho \cdot S_I} \quad (\text{III.139})$$

\dot{m}_I : Le débit d'air à la tuyère primaire

ρ : La masse volumique des gaz brûlées

S_I : La section de la tuyère primaire

4.8.1.3) L'analyse exergetique

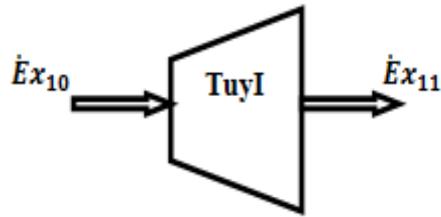


Figure 22 : Flux d'exergie au niveau de la TuyI.

L'exergie donnée :

$$\dot{E}x_{donné} = \dot{E}x_{out} \quad (\text{III.140})$$

$$\dot{E}x_{donné} = \dot{E}x_{11} \quad (\text{III.141})$$

L'exergie reçue :

$$\dot{E}x_{reçu} = \dot{E}x_{in} \quad (\text{III.142})$$

$$\dot{E}x_{reçu} = \dot{E}x_{10} \quad (\text{III.143})$$

L'exergie détruite :

$$\dot{E}x_{détruite} = \dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out} \quad (\text{III.144})$$

$$\dot{E}x_{D,TuyI} = \dot{E}x_{10} - \dot{E}x_{11} \quad (\text{III.145})$$

Le rendement exergetique:

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} \quad (\text{III.146})$$

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{E}x_{11}}{\dot{E}x_{10}} \quad (\text{III.147})$$

4.8.2) La tuyère secondaire (12→ 13)

4.8.2.1) Étude thermodynamique

La pression à l'entrée de la tuyère secondaire est la pression à l'entrée du flux secondaire

$$P_{12} = P_2$$

La température à l'entrée de la tuyère secondaire est la température à l'entrée de flux

Secondaire

$$T_{12} = T_2$$

La température à la sortie de la tuyère secondaire est la température à l'entrée :

$$T_{13} = T_{12}$$

La perte de charges de la tuyère secondaire est donnée comme suit :

$$\delta_{THP} = \frac{P_{13}}{P_{12}} \quad (\text{III.148})$$

Donc : $P_{13} = P_{12} \cdot \delta_{THP}$

On a :

$$\dot{m}_I + \dot{m}_{II} = \dot{m} \quad (\text{III.149})$$

$$\dot{m}_{II} = \dot{m} - \dot{m}_I \quad (\text{III.150})$$

Avec :

$$Y = \frac{\dot{m}_{II}}{\dot{m}_I} \quad (\text{III.151})$$

\dot{m}_I : débit d'air primaire

\dot{m}_{II} : débit d'air secondaire

\dot{m} : débit d'air totale

Y : Taux de dilution

4.8.2.2) La vitesse à la tuyère secondaire

On a: $\dot{m}_{II} = \rho \cdot V_{II} \cdot S_{II}$

Donc la vitesse est donnée par l'équation suivante : $V_{II} = \frac{\dot{m}_{II}}{\rho \cdot S_{II}}$

ρ : La masse volumique d'air

S : La section de la tuyère secondaire

4.8.2.3) L'analyse exergetique

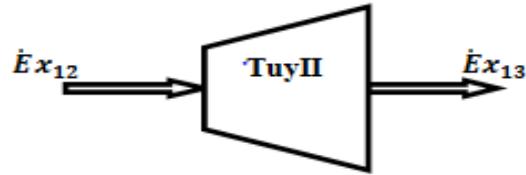


Figure 30 : Flux d'exergie au niveau de la Tuy II.

L'exergie donnée :

$$\dot{E}x_{donné} = \dot{E}x_{out} \quad (\text{III.152})$$

$$\dot{E}x_{donné} = \dot{E}x_{13} \quad (\text{III.153})$$

L'exergie reçue :

$$\dot{E}x_{reçu} = \dot{E}x_{in} \quad (\text{III.154})$$

$$\dot{E}x_{reçu} = \dot{E}x_{12} \quad (\text{III.155})$$

L'exergie détruite :

$$\dot{E}x_{détruite} = \dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out} \quad (\text{III.156})$$

$$\dot{E}x_{D,TuyII} = \dot{E}x_{12} - \dot{E}x_{13} \quad (\text{III.157})$$

Le rendement exergetique:

$$\eta_{Ex} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} \quad (\text{III.158})$$

$$\eta_{Ex,TuyII} = \frac{\dot{E}x_{13}}{\dot{E}x_{12}} \quad (\text{III.159})$$

5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons établi et décrit notre modélisation énergétique et exergetique du turboréacteur CFM56-7B. De chaque station du moteur, pour analyser l'évolution de leurs performances avec différentes conditions de travail. À cet égard, un modèle mathématique a été présenté et validé avec les données réelles du moteur pour faire cette analyse du CFM56-7B.

Chapitre IV

Résultats et discussion

1. Introduction

Après une étude descriptive du moteur à réaction ainsi que la présentation de toutes les équations permettant de suivre l'évolution thermodynamique des gaz à travers les différentes stations de la machine, ce chapitre présente les résultats d'un calcul énergétique et exergetique du turboréacteur CFM56-7B.

Les calculs ont été effectués sous Matlab, en utilisant les équations exposées au chapitre précédent et en utilisant les données suivantes relatives au turboréacteur CFM56-7B :

$$\delta_{FAN} = 99 \% \rightarrow \text{Pertes de charge à l'entrée du fan}$$

$$\delta_{CBP} = 79.8 \% \rightarrow \text{Pertes de charge à l'entrée du compresseur BP}$$

$$\pi = 1.6295 \rightarrow \text{Taux de compression du fan}$$

$$\eta_{is,Fan} = 98 \% \rightarrow \text{Rendement du fan}$$

$$\pi = 2.8 \rightarrow \text{Taux de compression du compresseur BP}$$

$$\eta_{is,CBP} = 86 \% \rightarrow \text{Rendement isentropique du compresseur BP}$$

$$\pi = 8.9997 \rightarrow \text{Taux de compression du compresseur HP}$$

$$\eta_{is,CHP} = 98 \% \rightarrow \text{Rendement isentropique du compresseur HP}$$

$$PCI = 43.10^6 \text{ J/kg} \rightarrow \text{Pouvoir calorifique inferieur de kérosène}$$

$$\eta_{is,CC} = 98 \% \rightarrow \text{Rendement de la chambre de combustion}$$

$$\eta_{is,THP} = 90 \% \rightarrow \text{Rendement isentropique de la turbine HP}$$

$$\eta_{is,TBP} = 90 \% \rightarrow \text{Rendement isentropique de la turbine BP}$$

$$\varphi_{THP} = 99 \% \rightarrow \text{Pertes thermiques à l'entrée de la turbine HP}$$

$$\varphi_{TBP} = 99 \% \rightarrow \text{Pertes thermiques à l'entrée de la turbine BP}$$

$$\varepsilon_{THP} = 77 \% \rightarrow \text{Pertes de charge à l'entrée de la turbine HP}$$

$$\varepsilon_{TBP} = 87 \% \rightarrow \text{Pertes de charge à l'entrée la turbine BP}$$

$$\pi = 3.827 \rightarrow \text{Taux de détente tuyère}$$

$$D_{Fan} = 1.5 \text{ m} \rightarrow \text{Diamètre du Fan}$$

$$S_{II} = 1.3279 \text{ m}^2 \rightarrow \text{Section de la sortie d'air secondaire}$$

$$S_I = 1.5279 \text{ m}^2 \rightarrow \text{Section de la sortie d'air primaire}$$

$$P_0 = 101325 \text{ Pa} \rightarrow \text{La pression atmosphérique}$$

$$T_0 = 288.15 \text{ K} \rightarrow \text{La température atmosphérique}$$

$$r = 287.05287 \text{ J/Kg.K} \rightarrow \text{Constante de l'air}$$

$$\gamma = 1.4 \rightarrow \text{L'indice adiabatique d'air (état de référence : 15 °C, 1 atm)}$$

$$\dot{m} = 385 \text{ Kg/s} \rightarrow \text{Débit d'air à l'entrée du fan}$$

$Y = 5.1 \rightarrow$ Taux de dilution d'air.

2. Calculs relatifs aux gaz pour chaque station

Les résultats des calculs thermodynamiques sont donnés par le tableau suivant :

Tableau I : résultats thermodynamiques du CFM56-7B

Station	Location	V (m/s)	\dot{m} (kg/s)	T (K)	P (bar)	h (kJ/kg)	s (kJ/kg.K)	Ex (kW)
1	FAN in	177,53	385,00	288,15	1,003	15,071	0,05660	0
2	FAN out	163,21	385,00	331,29	1,635	58,357	0,05642	16365
3	CBP in	156,12	63,11	331,29	1,602	58,357	0,06222	2577
4	CBP out/CHP in	183,52	63,11	480,69	4,485	208,936	0,14197	10631
5	CHP out/CC in	127,28	63,11	1060,64	40,366	828,139	0,36889	45585
6	CC out	144,54	64,35	1673,00	38,752	1613,208	0,92826	86624
7	THP in	203,42	64,35	1665,79	38,752	1604,569	0,92285	86168
8	THP out	473,37	64,35	1200,06	6,668	1038,745	1,05873	47238
9	TBP in	468,74	64,35	1197,16	6,533	1035,247	1,06212	46950
10	THP out/Tuy I in	468,69	64,35	825,62	1,236	596,975	1,13202	17451
11	Tuy I out	323,48	64,35	825,62	1,223	596,975	1,13522	17392
12	FAN out/Tuy II in	122,56	321,89	331,29	1,635	58,357	0,05642	13682
13	Tuy II out	526,90	321,89	331,29	1,618	58,357	0,05930	13415

2.2) Discussion

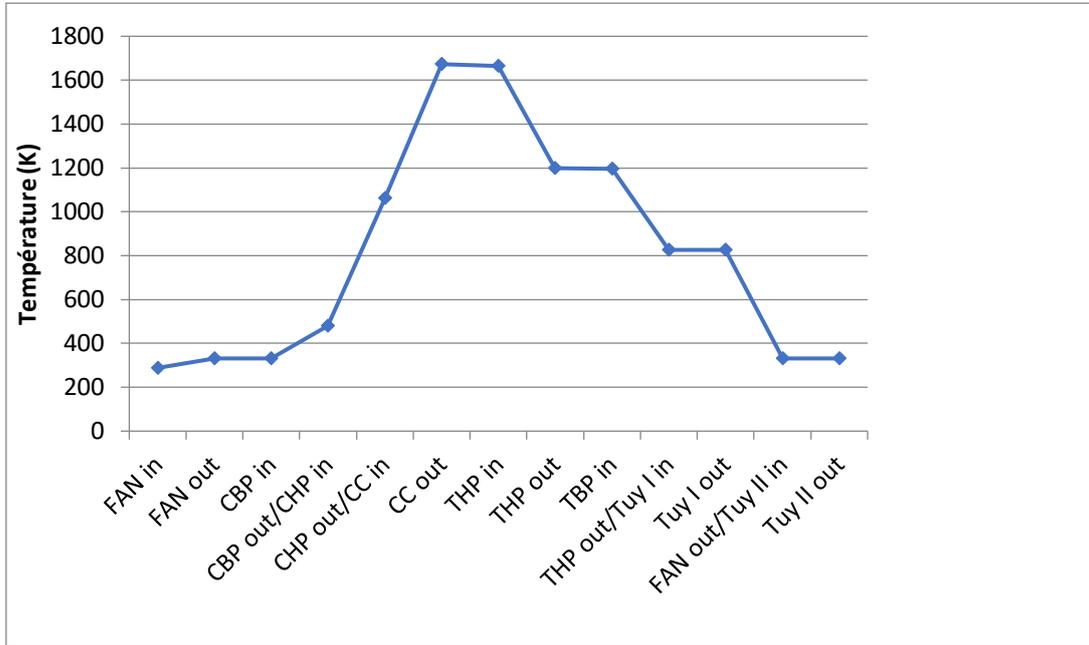


Figure 31 : Variation de la température dans le CFM56-7B.

La Figure 31 montre l'évolution de températures le long du moteur. On Remarque une légère augmentation des températures à l'entrée du Fan et la sortie du compresseur BP, elles passent à une valeur maximale au niveau de la chambre de combustion, ensuite une brusque chute dans la de turbine HP et la turbine basse pression du au refroidissement et au travail fourni au compresseur HP, pour continuer à baisser jusqu'à la sortie de la tuyère.

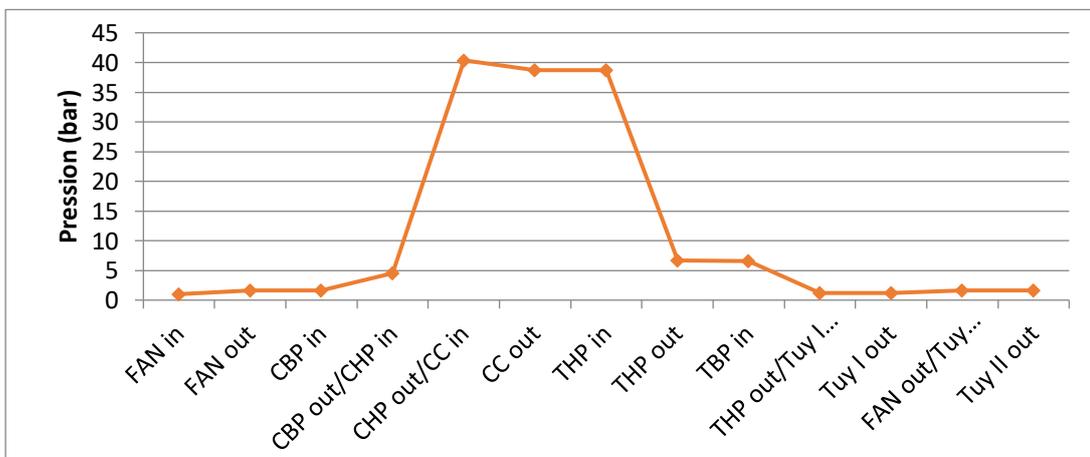


Figure 32 : Variation de la pression dans le CFM56-7B.

En ce qui concerne les pressions, Figure 32, on observe que les pressions augmentent mais contrairement aux températures, les pressions atteignent leurs valeurs maximales à la sortie du compresseur HP, en suite il y a une légère chute de pression au niveau de la chambre de combustion, la grande partie de la détente se fait au niveau de la turbine HP (une importante chute de pression).

À la sortie de la tuyère les pressions auront la valeur de la pression atmosphérique puisque la tuyère fonctionne en régime adapté

2.3) Paramètres énergétiques du CFM56-7B

1-La poussée nette :

$$F = 121850 \text{ N} = 121,8 \text{ KN}$$

2 –La Poussée spécifique

$$F_{sp} = 1893,5 \text{ KN}$$

3-La Consommation horaire :

$$CH = 4464 \text{ Kg/h}$$

4-La Puissance calorifique :

$$P_{cal} = 53,072 \text{ MW}$$

5-La Puissance thermique réelle :

$$P_{th} = 23,17 \text{ MW}$$

6–Le Rendement thermique :

$$\eta_{th} = 43,55 \%$$

3. Résultats et Discussion exergetique :

3.1) résultats

Les résultats des calculs exergetique sont donnés par le tableau suivant :

Tableau II : Résultats de l'analyse exergetique de chaque composant du CFM56-7B

Composant	Exi (MW)	Exo (MW)	ExD (MW)	η_{EX} (%)	X (%)	σ (%)	IP (MW)
FAN	18,918	16,365	2,553	86,50	10,31	4,52	0,345
CBP	12,227	10,631	1,596	86,95	6,44	2,83	0,208
CHP	48,308	45,585	2,724	94,36	10,99	4,83	0,154
CC	102,016	86,624	15,392	84,91	62,13	27,28	2,322
THP	86,168	84,916	1,252	98,55	5,05	2,22	0,018
TBP	46,950	46,019	0,931	98,02	3,76	1,65	0,018
TuyI	17,451	17,392	0,059	99,66	0,24	0,11	0
TuyII	13,682	13,415	0,268	98,04	1,08	0,47	0,005
System	62,498	21,632	40,866	34,61	-----	-----	-----

3.2) Discussion

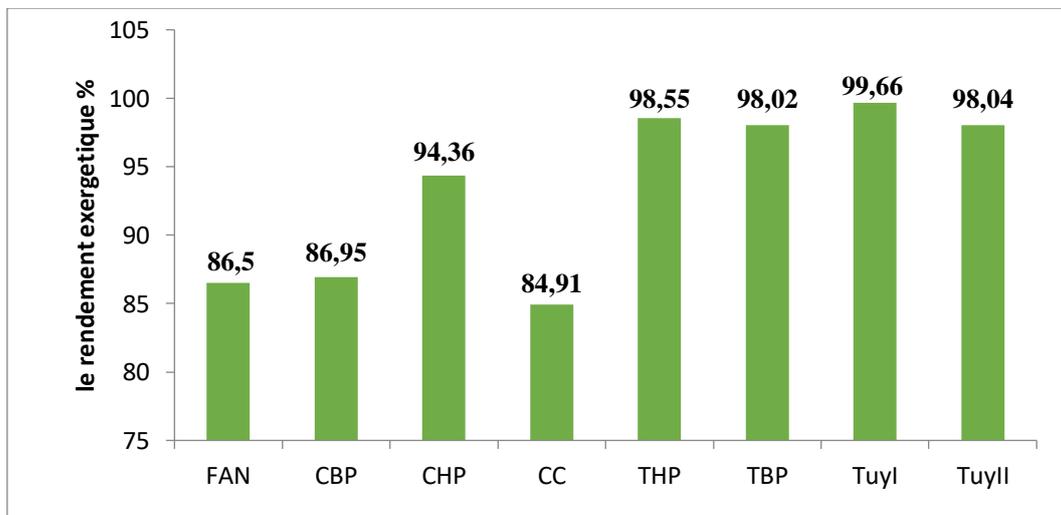


Figure 33 : Le rendement exergetique des composants du CFM56-7B

Les rendements d'exergie des composants du moteur sont indiqués à la figure 33. Les rendements d'exergie du fan, du CBP, CHP, chambre de combustion, THP, TBP, TuyI et TuyII ont été calculés comme 86,50%, 86,95%, 94,36%, 84,91 %, 98,55%, 98,02 % 99,66% et 98,04% respectivement. Le rendement exergetique du moteur a été calculé à 34,61% par le rapport entre l'exergie de sortie de poussée du moteur et l'exergie chimique du carburant. Le Fan, les compresseurs et les turbines ont tous des rendements exergetiques élevés, principalement en raison de leurs rendements isentropiques élevés (entre 80% et 95%) on peut remarquer que le rendement exergetique global du moteur calculé à 34,61% est très faible par rapport à celui des composants

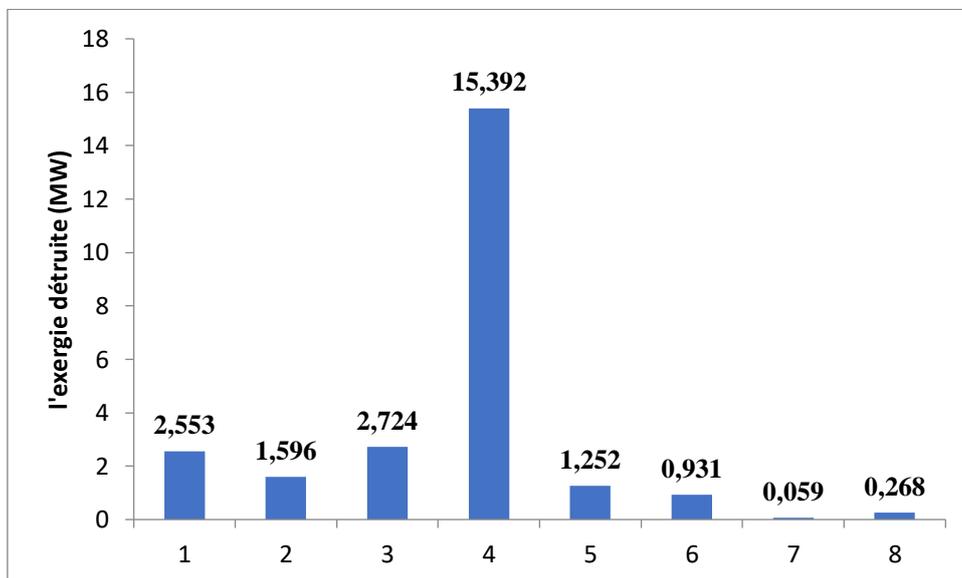


Figure 34 : L'exergie détruite des composants du CFM56-7B

La figure 34 montre que la destruction de l'exergie est plus importante dans la chambre de combustion, par rapport aux autres composants du moteur. Cela signifie que la chambre de combustion est le siège de fortes irréversibilités.

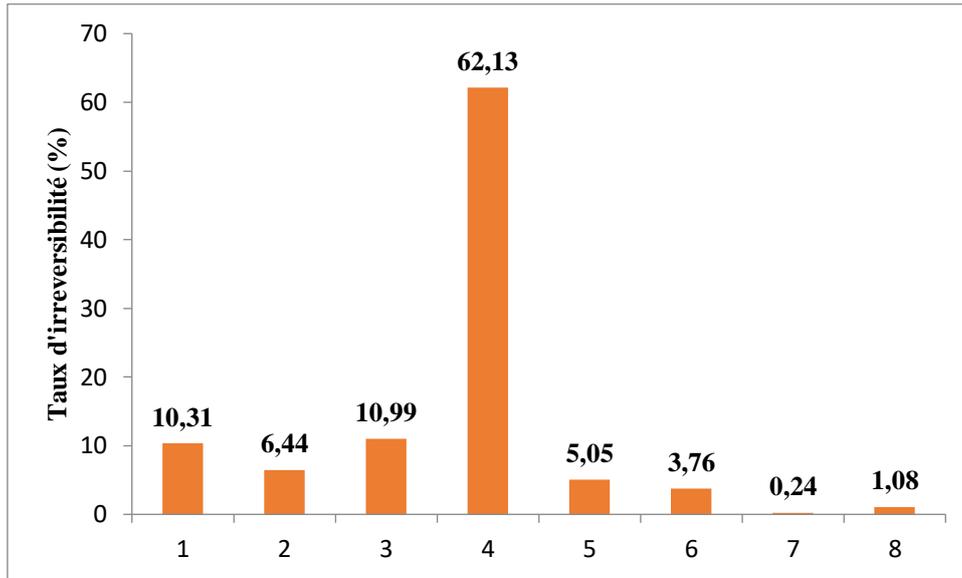


Figure 35 : Le taux d'irréversibilité des composants du CFM56-7B

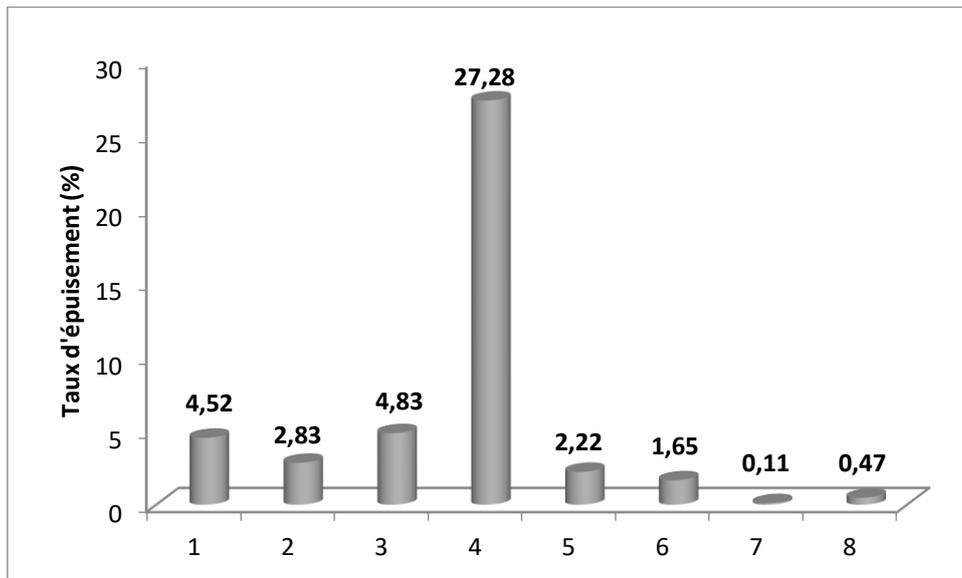


Figure 36 : Le taux d'épuisement des composants de CFM56-7B

La figure 35 et la figure 36 montrent le taux d'irréversibilités et le taux d'épuisement du carburant de chaque composant du moteur, la chambre de combustion a 62,13% de la destruction totale survenue dans le moteur. La raison principale en est due à l'augmentation d'entropie dans la chambre de combustion. En outre, la combustion a été trouvée comme le taux d'épuisement du carburant le plus élevé avec 27,28%.

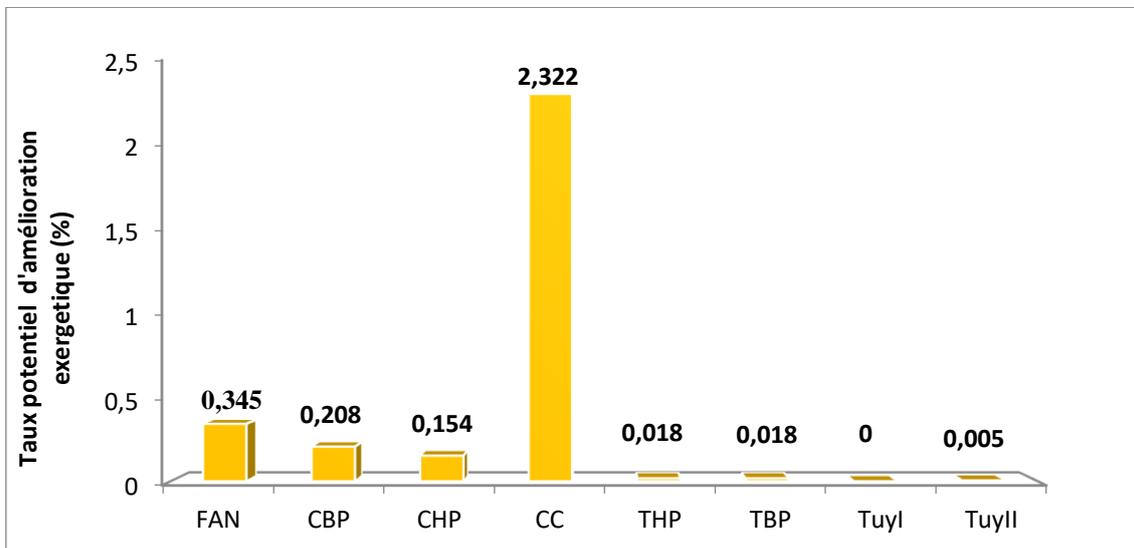


Figure 37 : Le taux potentiel d'amélioration exergetique des composants du CFM56-7B

Comme illustré sur la figure, la chambre de combustion a le potentiel d'amélioration le plus élevé avec 2,322 MW. Le potentiel d'amélioration le plus faible appartient au THP, TBP, TuyI et TuyII avec des valeurs proches ou égales à 0 MW.

4. Conclusion

Une étude thermodynamique énergétique et exergetique du moteur CFM56-7B au point fixe a été présentée. Les calculs et les résultats analysés et graphiquement représentés sous environnement Excel. L'évolution des différents paramètres a été examinée.

Dans cette étude, certains indicateurs de durabilité basés sur l'exergie pour un turboréacteur à double flux commercial utilisé à moyenne portée ont été développés pour étudier comment ils aideront à mesurer le niveau d'impact environnemental et de développement durable. Les indicateurs de durabilité exergetique examinés du moteur à double flux sont l'efficacité exergetique, l'exergie détruite, le taux d'irréversibilité, le taux d'épuisement, le taux potentiel d'amélioration exergetique. À cet égard, des relations générales d'exergie et d'énergie ont été appliquées à chacun des composants du moteur.

CONCLISION GENERALE

Le présent travail de fin d'études reflète une modeste participation sur le plan exergétique dans le domaine aéronautique concernant le monde des moteurs à réaction. En effet, à l'issue de cette étude, on a pris connaissance des différents moteurs à réaction, et on a pu comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement et les différentes démarches théoriques permettant de calculer ses performances.

On a pris connaissance du turbo fan CFM56-7B et on a pu comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement.

Ce PFE a été l'occasion aussi de se familiariser avec le logiciel Matlab via les différents problèmes qu'on avait rencontré lors de l'élaboration du programme de calcul.

L'analyse énergétique est la méthode traditionnelle d'évaluation de la façon dont l'énergie est utilisée dans une opération impliquant des facteurs physiques ou le traitement chimique des matériaux et le transfert et/ou la conversion de l'énergie.

L'étude exergétique a pour but d'évaluer l'exergie détruite. La minimisation de l'exergie détruite améliore le rendement des composants en agissant sur les débits.

L'analyse exergétique du CFM56-7B montre que l'exergie détruite dans la chambre de combustion est plus importante par rapport à la turbine et au compresseur.

Le but principal de l'analyse exergétique consiste à identifier les gains d'efficacité significatifs et les causes des pertes d'exergie.

Finalement, L'analyse exergétique indique les emplacements de la dégradation de l'énergie dans un processus, et peut donc conduire à l'amélioration de l'exploitation ou de la technologie.

Références bibliographiques

- [1]. BENHAMEL, Houssameddine et GHERRAS, Yassine. Influence des systèmes VSV (variable stator vanes) sur les performances de la turbine à gaz LM2500+. génie mécanique, Université Abou bekr Belkaid. Tlemcen : s.n., 2013/2014. p. 7.
- [2]. Becker, Laura. A NASA Guide to Engines. National Aeronautics and Space Administration. 2007. p. 15.
- [3]. Elamine, HELIS Mohamed. Etude thermodynamique d'un turboréacteur à simple flux. Génie Mécanique, Faculté des sciences et de la Technologie. Biskra : s.n., 2018 - 2019.
- [4]. Ehrich, Fredric F. et Alexander, D. Baxter. Jet engine. [En ligne] [Citation : décembre 6 2020.] <https://www.britannica.com/technology/jet-engine>.
- [5]. BENTAALLAH, Mohammed et MAHI, Rami Hamza. Etude Thermoénergétique du moteur CFM56-7B au point fixe. Génie Mécanique, Université Abou Bekr Belkaid. Tlemcen : s.n., 2015/2016. p. 9.
- [6]. Karim, BAKRETI et Hamza, Bendehiba GUETARNI. ANALYSE DES PERFORMANCES ENERGETIQUES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE-FLUX DOUBLE-CORPS. Génie Mécanique, Université Abdel Hamid Ben Badis – Mostaganem. Mostaganem : s.n., 2019. p. 3.
- [7]. Benson, Tom. [En ligne] 12 JUIN 2014. [Citation : 06 12 2020.] <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/newton3r.html>.
- [8]. VIOUX, daniel.lavionnaire.fr. [En ligne] 2014. [Citation : 06 12 2020.] <http://www.lavionnaire.fr/AerodynPolaires.php>.
- [9]. Fella, TICEMMAL et Amina, BOUHADDI. Optimisation des performances d'un turboréacteur pour un développement durable des moteurs. Maintenance industriel, Faculté des sciences de l'ingénieur. Boumerdes : s.n., 2016/2017.
- [10]. MOUGAFI, Zakaria Rabah et EDDALIA, Abdelfetah. Etude des performances des turboréacteur à l'aide de logiciel (gasturb13). génie mécanique, UNIVERSITE SAAD DAHLAB. BLIDA : s.n., 2018/2019. p. 10.

- [11]. CUNY, Marion. CONTRIBUTION A LA CARACTERISATION LOCALE DES COUPLES DE MATERIAUX MIS EN JEU LORS DU CONTACT ROTOR/STATOR DANS UNE TURBOMACHINE . Mécanique et Énergétique, université de Lorraine. France : s.n., 2012. p. 17, Thèse.
- [12]. KADJOU DJ, Radhia et Mahfoud, KADJA. ETUDE DE DEUX TYPES D'ENTRÉE D'AIR SUPERSONIQUES À COMPRESSION EXTERNE DES STATORÉACTEURS. Génie Mécanique, Université des Frères Mentouri, Route d' Ain El. Bey. Constantine : s.n., 2016. p. 1074.
- [13]. Hadjer, khodja et Sara, Ziadi-Chibane. Etude des performances d'un turboréacteur double flux CFM56-7B. Genie mecanique, Faculté des sciences de l'ingénieur. Boumerdes : s.n., 2016/2017. p. 13.
- [14]: "The Jet Engine, 5th Edition, Rolls Royce, ISBN: 978-1-119-06599-9, 288 pages, August 2015.
- [15] : Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004.
- [16]. BOUMRAR, Farid, BRAHIM, Samir et ARHAB, mehdi. analyse energetique et exergétique d'une turbine a gaz. genie mécanique, UNNIVERSIT2 MOULOU D MAMMERI. Tizi ouzou : s.n., 2016/2017.
- [17]. EDDINE, ABBACI WISSEM. ÉVALUATION DES PERFORMANCES DES TURBINES A GAZ ANALYSE ÉNERGÉTIQUE ET EXERGÉTIQUE. GÉNIE MÉCANIQUE, FACULTÉ SCIENCES DE L'INGÉNIEURAT. ANNABA : s.n., 2018/2019.
- [18]. BOUCHEBOUT, Said et DEFFAS, Chemseddine. ANALYSE 4E (ENERGIE-EXERGIE-ECONOMIQUE-ENVIRONNEMENTALE) D'UNE CENTRALE A TURBINE A GAZ. GENIE MECANIQUE, FACULTE DES SCIENCES DE LA TECHNOLOGIE. JIJEL.
- [19]. Vin Cent Tai¹, Phen Chiak See¹, Cristinel Mares², and Kjetil Uhlen¹, ¹Norwegian University of Science and Technology ²Brunel University, UK, Norway, Optimisation of Energy and Exergy of Two-Spool Turbofan Engines using Genetic Algorithms, July 3, 2012.

Résumé

Le turboréacteur, ou le moteur à réaction fonctionne sur un principe similaire, est un système de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans le sens opposé à l'éjection.

Dans le présent travail, nous avons fait l'analyse exégétique du CFM56-7B le moteur le plus utilisé au monde, ainsi que sa modélisation énergétique et exergetique basées sur la première et la deuxième loi de la thermodynamique, et à l'aide du logiciel MATLAB, afin de localiser les pertes exergetique et améliorer l'efficacité énergétique.

Les résultats des calculs effectués dans ce travail sont raisonnables si on les compare avec les données du moteur étudié.

Abstract

The turbojet, or the jet engine works on a similar principle, is a propulsion system which transforms the potential of chemical energy contained in a fuel, into kinetic energy allowing to generate a reaction force in the direction opposite to the ejection.

In the present work, we have made the exegetical analysis of the CFM56-7B the most widely used motor in the world, as well as its energy and exergy modeling based on the first and second law of thermodynamics, and with the help of the software MATLAB, in order to locate exergy losses and improve energy efficiency.

The results of the calculations performed in this work are reasonable if compared with the data of the engine studied.