



Faculté des sciences de l'ingénieur
Boumerdes



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du Diplôme de master en Génie mécanique

Spécialité : Énergétique et Environnement

 **Thème** 
*ETUDE DES PERFORMANCES D'UN
TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX CFM56-7B*

Présenté Par :

KHODJA HADJER

ZIADI-CHIBANE SARA

Promoteur :

Mr : Hachemi .M

Remerciements

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

A notre promoteur Mr HACHMI.M

On vous remercie pour tout : votre gentillesse, votre disponibilité, vos conseils et surtout votre confiance qui nous a permis d'exprimer notre compétence durant ce travail.

On tient à remercier aussi tout l'équipe de AIR ALGERIE sans exception.

On voudrait également exprimer nos vifs remerciements aux membres de jury pour avoir accepté d'évaluer notre travail et pour le temps et les orientations accordées.

Nos remerciement vont également à l'ensemble des enseignants du département énergétique de la faculté des science des ingénieur M'hamed Bouguerra Boumerdes et nos responsables de la promo 2015-2017.

On voudrait aussi exprimer notre profonde gratitude à nos famille pour leur soutien moral et leur encouragement prodigué pendant tous ces années d'études.

Notre reconnaissance va également à tous nos amis.

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

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

A moi-même

*A mes très chères sœur Souhila et Sara qui a toujours su me comprendre,
pour son affection , son soutien et ses orientations accordées.*

*A mes chères frères Amine et Khalil qui m'ont beacoup aidés par leur
présence ,leur encouragement et leur amour.*

A mes adorables neveux Haithem Sofien Imade et Amdjad.

Ama chère néice Fariel

*A tout mes amis de la section du master II de département énergétique et
particulièrement le groupe environnement .*

Hadjer

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

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

A moi-même

*A mes très chères sœur Ahlem et Wissam qui a toujours su me comprendre,
pour son affection , son soutien et ses orientations accordées.*

*A mon chère frère Mohamed qui m'ont beacuoup aidés par leur présence
,leur encouragement et leur amour.*

A mes adorables neveux Yanis et Zakaria.

A mes tante adore Naima Bahia Nadia Hafida Djamila et leur enfants.

A ma grand-mère que dieux l'accueille dans son vaste paradis

*A tout mes amis de la section du master II de département énergétique et
particulièrement le groupe environnement .*

Sara

Sommaire

Présentation de la compagnie aérienne Air Algérie

Introduction 1

Revue bibliographique 3

Chapitre I : éléments composants du CFM56-7B

I.1 Introduction7

I.2 Historique du turboréacteur7

I.3 Historique du CFM56.....8

I.3 L'évolution du moteur9

I.4 Les différents types de propulsion et leurs poussées11

I.4.1 Définition de la propulsion.....11

I.4.2 Types de propulseurs à réaction.....11

I.4.3 Groupe turboréacteurs(G.T.R)..... 13

I.4.3.1 Définition13

I.4.3.2 Principe de fonctionnement13

I.4.3.3 Les turboréacteurs mono flux (turbo jets)14

I.4.3.4 Les turboréacteurs à double flux (turbo fans)14

I.4.3.5 Les postcombustions15

I.4.3.6 Les statoréacteurs16

I.4.3.7 Les pulsoréacteurs17

I.4.4 Moteurs a fusée.....18

I4.4.1 Définition18

I.4.4.2 Principe de fonctionnement	18
I.4.5 Le turbopropulseur	19
I.4.6 Les moteur a pistons	21
I.4.7 CONCLUSION	21
I.5 Définition du turboréacteur	22
I.5.1 Principe de fonctionnement d'un turboréacteur	22
I.5 Le flux d'air primaire	23
I.6 Le flux d'air secondaire.....	23
I.7 Taux de dilution	24
I.8 Débit d'air	24
I.9 La consommation spécifique de carburant	24
I.10 Caractéristique principale de moteur cfm56-7b	24
I.11 Les performances du turboréacteur CFM56-7B fourni par le constructeur.....	25
I.12 Les éléments composant le moteur CFM56-7b	26
I.12.1 L'entrée d'air.....	26
I.12.1.a Rôle.....	26
I.13.1 Le module fan	27
I.13.1.a : La soufflante ou fan	27
I.13.2.b Le compresseur basse pression (LPC).....	27
I.13.2.c Les aubes de rotor	28
I.13.2.d Principe de fonctionnement d'un étage compresseur	28
I.13.3 Le module Core	28
I.13.3.a Le compresseur haute pression (HPC)	29

I.13.3.b La chambre de combustion	29
I.13.3.c Les circuits de refroidissement	29
I.13.3.d La turbine haute pression (HPT).....	30
I.13.4 Le module LPT.....	30
I.13.4.1 .Principe de fonctionnement d'un étage turbine	31
I.13.5 Le module des commandes des accessoires (Gear box)	31
I.13.6 Les tuyères.....	32
I.13.6.a Le rôle	32

Chapitre II : étude thermodynamique du CFM56-7B

II.1 Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur.....	33
II.1.1.Poussé, poussé spécifique et poussé de propulsion	33
II.1.1.a La poussé	33
II.1.1.b Poussée spécifique.....	33
II.1.1.c La poussé de propulsion	33
II.1.2 Consommation spécifique et consommation horaire	33
II.1.2.a Consommation horaire	33
II.1.2.b Consommation spécifique.....	33
II.1.3 Taux de dilution	34
II.1.4 Taux de compression	34
II.1.5 Les puissances	34
II.1.5.a La puissance calorifique	34
II.1.5.b La puissance thermique théorique.....	34
II.1.5.c Puissance thermique réels	35

II.1.6 Rendement	35
II.1.6.a Rendement thermodynamique	35
II.1.6.b rendement thermique réel	36
II.1.6.c Rendement de propulsion	36
II.1.6.d Rendement global	36
II.2 Etude thermodynamique	37
II.2.1 Introduction	37
II.2.2 Processus 1-2: au niveau du compresseur.....	38
II.2.2.a Etude thermodynamique du compresseur	38
II.2.2.b Rendement isentropique d'un compresseur	39
II.2.3 Processus 2-3: au niveau de la chambre de combustion.....	39
II.2.3.a Le dosage (a)	39
II.2.3.b La richesse	40
II.2.3.c Etude thermodynamique	40
II.2.3.d Le rendement de la chambre de combustion	40
II.2.3 Processus 3-4: au niveau de la turbine.....	41
II.2.3.a Etude thermodynamique	41
II.2.3.b Le rendement isentropique de la turbine	42
II.2.4 Processus 4-5 au niveau de la tuyère	42
II.2.4.a Etude thermodynamique	42
II.2.4.b le rendement du turboréacteur	43
II.3 L'effet du turboréacteur sur l'environnement.....	43
II.4. Les émissions polluantes dues la combustion	44
II.4.1 Les composants du carbone	44

II.4.2. Les composants du soufre	44
II.5. Comment réduire les émissions de co2.....	47
II.5.1. réduire les émissions de co2	47
II.5.1.a. Alléger les avions.....	47
II.5.1.b. Utiliser du bio kérosène.....	48
II.5.1.c Mettre en application des mesures d'éco-pilotage.....	48
II.5.1.d. Mettre en place de nouvelles technologies.....	49
II.6 .Les avantages de moteur CFM56-7B	49
Chapitre III : simulation de la turbine	
III.1.Introduction.....	50
III.2 ANSYS CFX.....	50
III.3 Paramètres imposé pour l'interface stationnaire (Frozen Rotor)	52
III.4 Paramètres imposés pour l'interface transient rotor stator	52
III.5 Génération du maillage.....	54
III.6.Résultats de la simulation	54
III.7 Ecoulement aube à aube	54
III.8. Nombre de Mach	57
III.9 Plan méridienne	59
III.10 Résultats globaux de performance	63
III.11 Résultats du rendement de scène	64
III.11.1 vitesse de rotation	65
III.11.2 La puissance de l'arbre	65
III.12.Résultats récapitulatifs des composants	65

Conclusion générale

Liste des figures

N° de figure	Intitulé	page
Figure I.1	éléments constitutif d'un turboréacteur	5
Figure I.1	organigramme des types de propulseurs	12
Figure I.2	Boeing 737 équipé de turboréacteur	13
Figure I.3	schéma représentant les phases du turboréacteur	14
Figure I.4	un statoréacteur	16
Figure I.5	Calcul de la poussée statoréacteur	16
Figure I.6	Un pulsoréacteur	17
Figure I.7	moteur a fusée	18
Figure I.8	principe de fonctionnement du moteur fusé.	18
Figure I.9	avion équipé d'un turbopropulseur	19
Figure I.10	schéma du principe de fonctionnement d'un turbopropulseur	20
Figure I.11	Schéma de fonctionnement d'un turboréacteur	23
Figure I.12	schéma turboréacteur double flux	24
Figure I.13	le moteur CFM56-7b	25
Figure I.14	représente une entrée d'air	26
Figure I.15	Les modules du cfm56-7b	26
Figure I.16	Schéma d'une deux étages compresseur	28
Figure I.17	Triangle de vitesse du compresseur	28
Figure I.18	Schéma représentant une chambre de combustion	29
Figure I.19	les circuits de refroidissements	30
Figure I.20	Coupe d'un étage turbine	31
Figure I.21	Triangle de vitesse à la turbine	31
Figure II.1	Cycle thermodynamique du cfm56-7b	37
Figure II.2	les émissions de HC émises durant les phases de vol	46
Figure II.3	les émissions de CO émises durant les phases de vol	46
Figure II.4	Les émissions des NOX émises durant les phases de vol	47
Figure III.1	roue d'un étage turbine	49
Figure III.2	passage stator rotor (domaine de calcul)	51
Figure III.3	élément composant du rotor et du stator	52
Figure III.4	Maillage d'un passage rotor stator	53
Figure III.5	Distribution de la pression	54
Figure III.6	Courbe de distribution de la pression	55
Figure III.7	Distribution du nombre de Mach	56
Figure III.8	distribution de la vitesse	56
Figure III.9	Distribution du nombre de Mach	57
Figure III.10	Distribustion du la vitesse axiale	58
Figure III.11	Contour d'entropie	58
Figure III.12	distribution de l'angle beta dans le rotor	59
Figure III.13	distribution du nombre de Mach relatif et Mach absolue	60
Figure III.14	Distribution du nombre de Mach relatif et Mach absolue	60

Liste des tableaux

N° de tableau	Intitulé	page
II.1	Performance du turboréacteur CFM56-7B	24
III-2	Distribution des polluantes dans les différents phases de vol	43
IV.1	Les performances globales	62
IV.2	résultats de performance de l'étage 1	63
IV.3	récapitulatif du composant (stator)	64
IV.4	récapitulatif des composants de (rotor)	65

Nomenclature

1. Symboles latins

a : Vitesse du son	[m/s]
C_p : Chaleur massique à pression constante	[J/kg .K]
C_v : Chaleur massique à volume constante	[J/kg .k]
h : Enthalpie	[J]
C_{cH} : consommation horaire	[kg/h]
C_{SP} : consommation spécifique	[kg/h.N]
F : poussé	[N]
F_{spc} : poussé spécifique	[N/ kg.s]
PCI :pouvoir calorifique inferieur	[J/kg.k]
M :nombre de mach	
N_1 : nombre de tour	[tr/min]
\dot{m}_a : débit massique d'air	[kg/s]
\dot{m}_c : débit massique de carburant	[kg/s]
Q : chaleur	[watt]
W : travail	[watt]
P : pression	[pa]
S : entropie	[J. kg ⁻¹ k ⁻¹]
a : dosage	
r : richesse	
C : la vitesse tangentielle	
C_m : la vitesse axiale	[ms ⁻¹]

T : température [k]

2 .Symboles grecs

K_B :constante de Boltzmann

γ :coefficient de la place

Liste d'abréviation

GE	General Electric
SNECMA	société nationale d'étude et de construction du moteur d'avion
APU	auxiliary power unit
VSV	variable stator van
VBV	variable bleed valves
AGB	accessory Gear box
NG	New generation
DAC	Double annular Combustor
SAC	Simple annular combustor
HPT	High pressure turbine
LPT	Low pressure turbine
HPC	High pressure compressor
LPC	Low pressure compressor
OGV	outlet guide vanes

Présentation d'air Algérie

Présentation de la compagnie Air Algérie

Notre stage pratique qui s'est déroulé au niveau de l'atelier révision moteur de la compagnie Air Algérie nous permettant de découvrir ses installations techniques ainsi que de connaître le moteur CFM56-7B .

La compagnie Air Algérie est une société par action S P A dont le capital est 40 milliards de dinars . Après avoir réalisé sa nouvelle base de maintenance et de modernisé sa flotte , elle a entamé la modernisation de ses outils de gestion et système d'information ainsi que la mise aux normes de ses activités ,lui permettant de faire face aux défis du marché.

La compagne Air Algérie a été créée en 1947 dans le but d'exploiter un réseau dense, et réguler des lignes aériennes entre l'Algérie et France .

Elle dispose actuellement de :

- 05 Airbus A330-200.
- 03 Boeing B767-300.
- 05 Boeing B737-600.
- 17 Boeing B737-800.

L'atelier révision moteur est grand hangar ,il couvre un air de 960 m² ,il possède deux entrées (A et B) .Cet atelier a pour objectif essentiel la révision des moteurs avions pour une longue durée .II se compose :

- Atelier APU (Auxiliary Power Unit).
- Atelier électricité .
- Atelier équipement .
- Magasin technique .
- Métrologie.
- Chambre de développement.
- Chambre claire.
- Magasin outillage équipements.
- Atelier joints et roulements .
- Atelier Gear Box.
- MPI(inspection aux particules magnétique).
- Atelier de nettoyage mécanique .
- Chaudronnerie .
- Atelier de soudure.
- Atelier révision moteur CF6.
- Atelier révision Allison .
- Atelier révision CFM56.

Présentation d'air Algérie

Le **CFM56-7B** est le nom d'une série d'un réacteur d'avion appartenant à la catégorie des turboréacteurs .en effet ,on a :

- **CF** :signifie **Commercial-Fan** .
- **M** : signifier **Moteur**.
- **56** : c'est le 56^{ème} projet de SNECMA.
- **7** : représente le nombre de la génération de ce type de réacteur et qui est le dernier pour le moment.
- **B** :représente le type d'avoir sur lequel ce réacteur est avionné ,dans notre cas **Boeing**.

La figure suivante montre les types d'avion équipé par le moteur CFM56-7b



Figure 1 : distribution des moteurs CFM56-7b sur les Boeing

Introduction :

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas finis d'évoluer. Les moteurs d'avion sont des organes sensibles, car très complexes et extrêmement chers.

Pour voler, un avion a besoin de vitesse. Cette vitesse est créée grâce aux moteurs dit turboréacteur monté sur des avions à réaction ou turbopropulseur monté sur des avions à hélice. Il faut savoir que les avionneurs (Airbus, Boeing...) ne fabriquent pas eux-mêmes les moteurs pour leurs avions, ce sont des sous-traitants spécialisés qui s'en occupent. Voici quelques exemples de motoristes célèbres : Rolls-Royce , Pratt & Whitney , General Electric, Snecma .

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

On s'est adressé à la compagnie aérienne AIR ALGERIE qui nous propose une étude concernant le turboréacteur CFM56-7B équipant les avions Boeing 737NG. Notre travail s'est repartit comme suit : on a débuté avec les revues bibliographiques. Dans le premier chapitre on traite les éléments composants du turboréacteur et son principe de fonctionnement, dans le deuxième chapitre on a fait une étude thermodynamique du CFM56-7B

Introduction

Dans le troisième chapitre une simulation avec un logiciel ANSYS (CFX) d'une turbine axiale

On clôturera notre travail par une conclusion générale.

1. Introduction

Les performances d'un moteur sont évaluées à travers deux paramètres importants : la poussée spécifique qui représente la poussée par unité de débit massique d'air qui traverse le moteur. Aussi la consommation spécifique elle représente la consommation de carburant par unité de poussée et de temps.

Les ingénieurs ont essayé d'améliorer ses performances on a regroupé les résultats des recherches dans une recherche bibliographique

1.2 Etude bibliographique

1.2.1 Jacques Julliard :1997 [1]

Pour réduire le bruit des avions autour des aéroports et à l'intérieur de la cabine des efforts importants ont été pris pour améliorer les dispositifs de contrôle et réduire le bruit des moteurs.

Les conduites des turboréacteurs doivent être couvertes de matériaux absorbants afin de réduire le bruit émis par les sources internes, notamment de la soufflante qui est l'une des sources dominantes les méthodes d'optimisation applicables aux traitements acoustiques sont relativement bien connues .néanmoins certaines difficultés subsistent notamment dans la façon d'interpréter les résultats de calcul et de les utiliser en vue de prédire la géométrie optimale de traitement et également de prédire son efficacité acoustique . cet article présente les technologies, les techniques de dimensionnement et de caractérisation des traitements développés .en effet les entrées d'air plus courtes associées à des soufflantes lentes et à faible nombre d'aubes exigeront des traitements basse fréquence volumineux et donc difficiles, voire impossibles à intégrer . il est discuté des possibilités d'agir sur les caractéristiques des sources elles-mêmes sur la propagation et le rayonnement sonore et des nouvelles technologies à mettre en œuvre telles que le contrôle actif de la directivité de son émis .

L'efficacité des contrôles acoustiques actifs a été démontrée expérimentalement à partir d'essais sur une maquette de soufflante. Des réductions de bruit de l'ordre de 10 à 15 dB ont été obtenues en champs lointain sur une plage angulaire relativement étendue. le contrôle actif s'avère être un moyen bien adapté et très efficace de réduction du bruit pour des modes acoustiques d'ordre faible tandis que les structures absorbantes passives montrent de bonnes performances acoustiques sur le bruit à large bande aux moyennes et hautes fréquences et notamment pour les modes acoustiques d'ordre élevé. Aussi pour les nouveaux concepts de soufflantes et plus particulièrement ceux à très fort taux de dilution une combinaison des techniques actives et passives semble une voie prometteuse.

1.2.2 Thierry Godin 1999 [2]

Etudier l'impact de la réactivité chimique sur les émissions polluantes et sur les performances des moteur (rendement global et poussé spécifique), les résultats de cette étude montrent que la production des polluants dans les turbines par suite de la réactivité chimique est particulièrement importante dans le cas des turboréacteurs en vitesse de croisière subsonique à 10 000 mètre d'altitudes. En outre une augmentation de la température d'entrée des gaz dans la turbine conduit à une diminution du rendement global dans le cas de point fixe.

1.2.3 Elodie Roux, 2002 [3]

A élaborer un modèle de moteur en vue d'une modélisation analytique des performances des

Avions de transport civils, elle a mis alors au point des modèles de propulsion, c'est-à-dire consommation spécifique C_{ch} et de poussée maximal F_{max} du réacteur en se basant sur des données expérimentales de référence.

pour la consommation spécifique c'est le modèle d'E. Torenbeek qui a été choisis, grâce à l'étude du comportement de la consommation spécifique en fonction des paramètres opérationnels (M , h) et conceptuels (λ) influents.

L'analyse des modèles existants permet de mettre en évidence la sensibilité de la consommation spécifique aux différents paramètres moteurs : la consommation spécifique c_{ch} est une fonction croissante et quasi-linéaire du Mach de vol (M).

1.2.4 Jean Philippe Thomas, 2004 [4]

A ajouter un système de contrôle électronique au moteur en vue d'obtenir une information fiable de mesure de la poussée. Pour ce il a fallu mettre à jour le banc d'essai et développer un contrôleur adapter au type moteur.

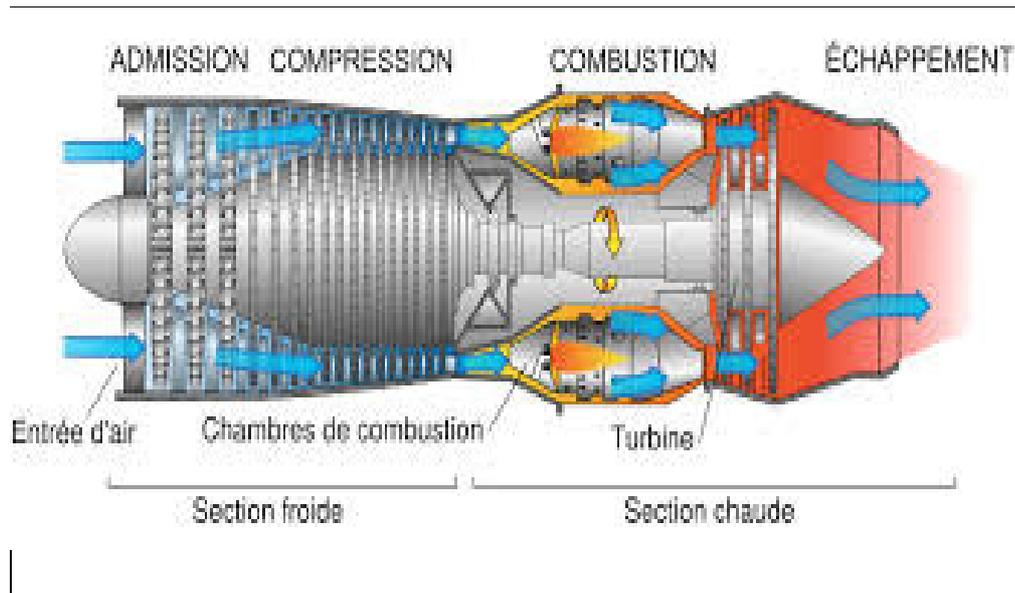


Figure 1.1 : éléments constitutifs d'un turboréacteur

1.2.5 T .Hikmet karakoche,2008 [5]

A analyser les effets du compresseur (rapport de compression) sur la consommation spécifique de carburant pour un cycle réel et idéal et cela pour différent turboréacteur et dont le CFM56-7B.

1.2.6 A.Ausloos et al ,2009 [6] Présente une analyse des erreurs d'estimation des indicateurs de monitoring appliquée la séquence de démarrage d'un turboréacteur .L'approche de surveillance mise en place et basée sur l'étude des résidus entre la mesure des indicateurs et leur estimation par des modèles de régression appris sur une base de données. En dehors de la région couverte par la base de données, la validité des modèles n'est plus garantie ce qui limite l'applicabilité du système de monitoring . les connaissances sur le comportement des démarrages laissent supposer que l'erreur d'estimation n'augmente que modérément autour de l'espace d'apprentissage.

Il étudie donc l'évolution des résidus en fonction de la distance à la zone d'apprentissage des modèles. L'objectif est de statuer sur la possibilité de l'élargissement de l'espace de validité des modèles sans dégrader les performances du processus de détection.

1.2.7 I Yilmaz, 2009 [7]

A étudier l'évaluation de la relation entre la température de sortie des gaz et les paramètres opérationnels du turboréacteur CFM56-7B a deux réglages de pression différents, au takeoff et régime max. ces paramètres sont au autres la poussée net, le débit de carburant et la vitesse de rotation.

Il a montré dans cette étude que les paramètres opérationnels utilisés dans le cadre de la puissance maximale continue est légèrement plus forte que celle de la puissance de takeoff ainsi les paramètres les plus significatifs pour la détermination de l'EGT sont avérés être le débit carburant, la poussée, et la consommation spécifique.

1.2.8 Jayson Babajee ,2013 [8]

La turbine basse-pression est un composant essentiel d'un turboréacteur car elle entraîne la soufflante qui génère la plus grande partie de la poussée dans la configuration actuelle des turboréacteurs à double flux. Dans la perspective d'accroître son rendement en termes de consommation de carburant, il y a une recherche permanente dans la réduction du nombre d'aubes (c'est-à-dire la réduction de la masse) qui implique un changement plus élevé par aube rotor. Cet environnement est caractérisé par un écoulement dont le nombre de Reynolds est faible ainsi qu'une large diffusion le long de la partie aval de l'extrados. Par conséquent l'écoulement le long de cette surface est potentiellement sujet à une séparation laminaire qui suivant le statut de la bulle de recirculation pourrait causer une diminution de la performance aérodynamique (sillages plus larges et plus profonds).

Chapitre I :

Eléments composants du CFM56-7B

I.1 Introduction

Dans ce chapitre on va traiter les éléments du turboréacteur, son principe de fonctionnement mais tout d'abord on va se pencher à un bref historique et l'évolution du turboréacteur.

I.2 Historique du turboréacteur :

Au cours du premier siècle le mathématicien grec du nom Héron d'Alexandrie , fasciné par la mécanique ,découvre le principe de la propulsion par réaction .

La première idée d'un engin volant plus lourd que l'air date du 16^{ème} siècle provenait de Léonard de Vinci qui rentre en application en 1890.

Le français Maxime Guillaume a déposé en mai 1921 une demande de brevet concernant (un propulseur par réaction sur l'air) est délivré en janvier 1922 .

En 1930 était conçu les premiers turboréacteurs par Whittle et tourna au banc 1936.

Les premiers avions à réaction construits en série étaient des chasseurs –bombardiers (Messerschmitt Me 262 Schwalbe)

Au cours de seconde guerre mondiale, les avions militaires atteignaient ainsi des vitesses supérieures à 600 km/h.

Cependant le moteur à hélice souffre de limites importantes en termes de domaines de vol. En conséquence l'amélioration des performances de vol des avions nécessite la mise en point d'un nouveau type de moteur on l'appelle le turboréacteur. 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 700km /h

En 1948 , le de Havilland DH108 est la première machine propulsée par un turboréacteur à franchir le mur de son .Ce système

de propulsion équipe les avions civils.

Les turboréacteurs à double flux sont apparus dans les années 60.Bien plus économiques en carburant et moins bruyant avec une large poussée.

Aujourd'hui, les turboréacteurs sont développées et améliorés pour reprendre aux besoins des clients le moteur doit être léger mais solide afin d'augmenter la charge .de réduire la masse de carburant d'avoir une grande poussé (plus rapide).sur et faible donc moins de pannes et plus écologie.

I.3 Historique du CFM56:

CFM56-7B : Est le nom d'une série de turboréacteurs à fort taux de dilution fabriqués par CFM International et d'une puissance de 82 KN à 151 KN . C'est aujourd'hui la gamme de moteur à réaction la plus vendue au monde avec plus de 15000 exemplaires en service équipant plus 6000 avions .

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.

La société CFM international et sa gamme de produits CFM56, on obtenu leurs noms par une combinaison des deux désignations commercial de moteur les plus importants que fabriquaient les deux sociétés parentales au moments de lancement du projet :CF6 (compressor -fan) de GE (General Electric) et M5 (M-Motor) de SNECMA(société nationale d'étude et de construction du moteur d'avion).

Au sein de CFM International , GE Air raft Enginistes chargé de la partie chaude du moteur, aussi appelé CORE(compresseur haute pression ,chambre de combustion et turbine haute pression) et SNECMA de la partie froide (la soufflante ou fan, compresseur basse pression et turbine basse pression) ainsi que des accessoires et de la tuyère d'éjection.

La succès commercial de CFM56 repose sur plusieurs avantages compétitifs. Il s'agit de tous d'abord d'une réussite technologique. Les premiers moteurs de la famille ont été crée des années 70 à partir de prototype M56 SNECMA MOTEURS et d'une version CF(commercial fan) du corps haute pression militaire F101 de General Electric. Le CFM56 fut le premier moteur double flux à fort le taux de dilution destiné au avion monocouloir. Il permis de diminuer d'environ 20% la quantité de carburant consommé par les moteurs alors en service.

Quelque années plus tard, les deux partenaires ont mis au point nouveau système de combustion ,le DAC pour (Double annular Combustor) qui a permis de diminuer les émissions de NOx de plus de 40% et de satisfaire aux normes environnementales les plus exigeantes .

Afin de préparer le futur du CFM56 , Snecma Moteurs et General Electric ont lancé en 1998 un programme de recherche et technologie

Baptisé TECH56 L'objectif de ce programme est d'anticiper et d'être prêt à reprendre à une demande éventuelle des clients en matière d'amélioration de performances, de couts d'exploitation et de respect de l'environnement.

I.3 L'évolution du moteur

CFM56-2 :

C'est la première version de réacteur qui fut conçu pour remotoriser les Mc Donnell Douglas DC-8 .Ce fut un succès ,le CFM56-2 fut également choisi pour remotoriser les avions de la famille Boeing C-135 (la plupart sont des ravailleurs).Environ 1800 CFM56-2 ont été produits ,d'une puissance qui va de 98 à 108 KN.

CFM56-3

Après le succès du CFM56-3 sur le marché de la modernisation d'avion anciens, le CFM56-3 concerrera la réussite en étant choisi par Boeing comme motorisation exclusive pour sa nouvelle gamme de Boeing 737 ,les Boeing 737-300,400,500 ,également appelés Boeing 737 classique.

Plus de 4500 CFM56-3 one été construits depuis sa certification en 1984, ce qui en fait le réacteur le plus largement produits de tout l'histoire de l'aviation dans une gamme de puissance de 82 à 105 KN.

CFM56-5A et CFM56-5B :

Sur la lancé du modèle précédent, le CFM56-5A fut conçu pour le grand rival du Boeing 737 , l'Airbus A320.

Le CFM56-5A a été certifié en 1987,et est disponible dans des puissances de 98 à 118 KN .C'est également le premier modèle de CFM56 à disposer d'un système de régulation électronique pleine autorité .Ce moteur équipa également l'Airbus A319 à sa sortie en 1996.

Le CFM56-5B est une évolution du CFM56-5A qui entre en service en 1994 et équipe toute la gamme des Airbus A318 , A319 ,A320 ,A321 . Il est disponible dans une gamme de puissance de 98 et 142.50 KN.

CFM56-5C :

Après le succès sur les biréacteurs court et moyen courriers des versions précédentes, le CFM56-5C conçu pour l'airbus A340 marque un retour aux quadriréacteurs long courriers .II équipé en exclusivité Les version A340-200 et A340-300 , et dispose de puissances comprises entre 139 et 151 KN.

CFM56-7b :

Le CFM56-7B est le réacteur qui équipe en exclusivité les dernières évolutions du Boeing 737, les versions B737-600, 700, 800 et 900 dites Boeing 737 NG pour nouvelle génération.

Qui est un moteur, double flux, double corps, et à écoulement axial, avec un taux de dilution élevé, d'une conception Entièrement modulaire pour mettre une facilité dans les opérations de maintenances occupe près de 59% des ventes sur le marché.

I.4 Les différents types de propulsion et leurs poussées :

Le moteur CFM 56-7b est un turboréacteur basé sur le principe à réaction , tout d'abord on va définir la propulsion.

I .4.1 Définition de la propulsion :

La propulsion à réaction c'est la Mise en mouvement d'un corps, obtenue en produisant une force de poussée. Pour les avions cette poussée est obtenue par l'intermédiaire d'un moteur .

I.4.2 Types de propulseurs à réaction :

On distingue principalement deux types de propulsions :

- ❖ Propulsion à réaction directe : Les propulseurs directs, produisant une force dirigée vers l'avant, appelée poussée opposée à la traînée. Dans ces moteurs se trouve la famille des turboréacteurs ainsi que des moteurs fusées.

- ❖ Propulsion à réaction indirecte : pour lesquels la force, appelée traction est produite par un organe intermédiaire :l'hélice. Celui-ci transforme l'énergie mécanique d'un moteur thermique en énergie propulsive.

Les propulseurs sont des machines composées d'un moteur thermique qui fournit l'énergie nécessaire à la propulsion de l'avion et à l'entraînement des équipements et des servitudes à bord de l'avion (production d'électricité, air)

On peut classer sur un organigramme les types de propulsion comme suivant :

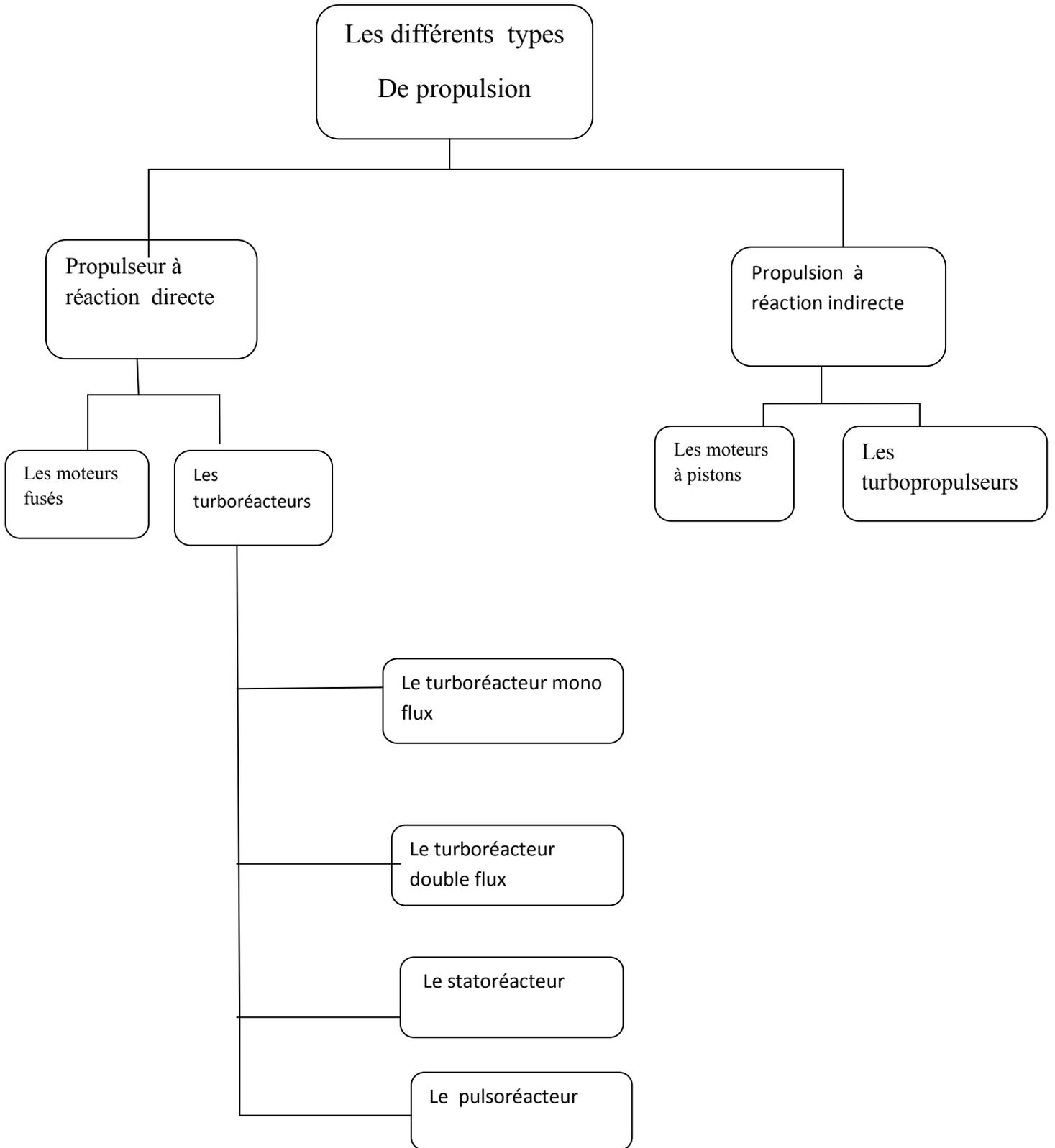


Figure I.1 : organigramme des types de propulseurs

I.4.3 Groupe turboréacteurs(G.T.R)



Figure I.2 : Boeing 737 équipé d'un turboréacteur

I.4.3.1 Définition :

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'entrée 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.

I.4.3.2 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 disposés sur le même axe, une turbine à gaz et une tuyère de sortie.

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) y 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.

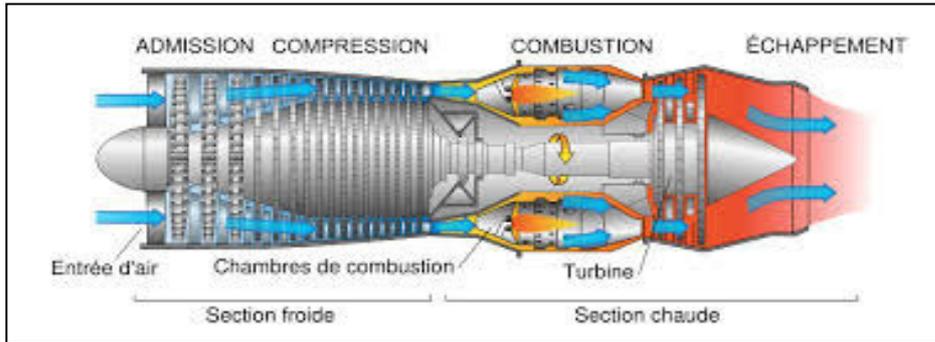


Figure I.3 : schéma représentant les phases du turboréacteur

Les turboréacteurs sont séparés en deux grandes classes :

I.4.3.3 Les turboréacteurs mono flux (turbo jets) : la totalité d'air aspiré par le compresseur passe par la chambre de combustion et la turbine. Les turboréacteurs à simple flux sont très bruyant et n'atteignent leur meilleur rendement qu'au-delà de Mach 1.

Sa poussé est calculé comme suivant :

$$F = m_a (v_s - v_0) + m_c v_s$$

Avec

m_a : débit massique d'air en (kg/s)

m_c : débit massique de carburant (kg/s)

v_s : vitesse d'injection des gaz (m/s)

v_0 : vitesse d'entrée d'air dans le réacteur

I.4.3.4 Les turboréacteurs à double flux (turbo fans) : une seule partie de l'air entrant 20% (flux chaud) traverse la chambre de combustion et la turbine et l'autre partie 80% (flux froid) est comprimé puis envoyé dans une tuyère.

Sa poussé est calculé par la loi suivante :

$$F = m_i (V_{si} - V_0) + m_e (V_{se} - V_0) + m_c V_{si} + (P_{se} - P_0) S_e + (P_{si} - P_0) S_i$$

m_i : débit massique d'air intérieur (flux chaud) en kg/s

m_e : débit massique d'air extérieur (flux froid) en kg/s

m_c : débit massique de carburant (kg/s)

V_{si} : vitesse d'éjection des gaz chauds (m/s)

V_{se} : vitesse d'éjection des gaz froids (m/s)

V_o : vitesse d'entrée d'air dans le réacteur.

V_c : vitesse d'entrée carburant = 0

P_{si} : pression statique sortie de gaz chauds

P_{se} : pression statique de sortie de gaz froids.

I.4.3.5 Les postcombustions

Le postcombustion c'est un système utilisé par les avions militaires supersoniques pour augmenter temporairement la poussée fournie par un turboréacteur. Cette technique consiste à ajouter une seconde phase de combustion après la turbine et avant l'entrée dans la tuyère ce qui a pour conséquence une augmentation importante de la poussée. En contrepartie, la consommation de carburant augmente de façon significative (très polluant).

On peut calculer sa poussée avec la loi suivante :

$$F = m_i (V_{si} - V_o) + m_e (V_{se} - V_o) + m_c \cdot v_{si} \dots\dots\dots (N)$$

Avec

m_i : débit massique d'air intérieur (flux chaud) en kg/s

m_e : débit massique d'air extérieur (flux froid) en kg/s

V_{si} : vitesse d'éjection des gaz chauds (m/s)

V_{se} : vitesse d'éjection des gaz froids (m/s)

V_o : vitesse d'entrée d'air dans le réacteur.

m_c : débit massique du fuel en kg/s

I.4.3.6 Les statoréacteurs



Figure I.4 : un statoréacteur

Les statoréacteurs sont basé sur le même principe de fonctionnement que les turboréacteurs avec les trois phases : compression, combustion et détente mais avec une différence fondamentale : ils ne comportent pas de pièces mobiles il n’y a donc pas de compresseur ni de turbine. La compression est assurée par la seule entrée d’air à condition que les statoréacteurs soient en mouvement (porté par un autre avion). Un statoréacteur fonctionne à des vitesses supérieures à 500 km/h l’air s’engouffre alors avec une forte pression dans l’entrée d’air rencontre du kérosène. Les statoréacteurs sont exclusivement utilisés en aéronautique, notamment pour la propulsion de missiles.

Le calcul de la poussée d’un statoréacteur se fait d’après cette formule:

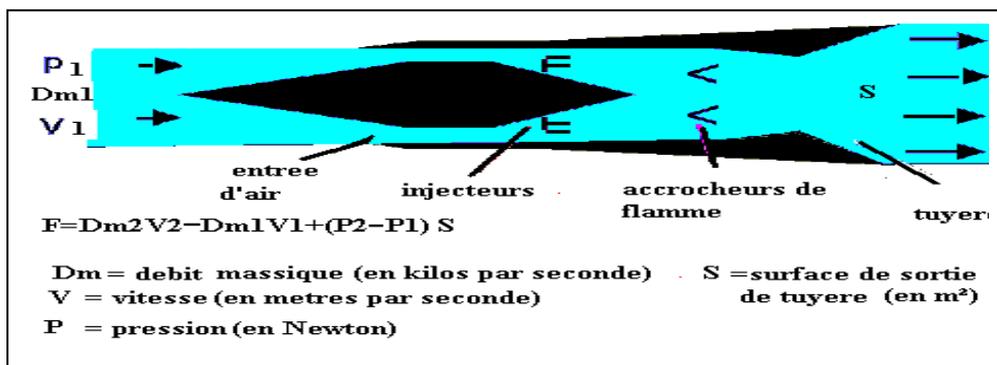


Figure I.5 : calcul de la poussée d’un statoréacteur

I.4.3.7 Les pulsoréacteurs



Figure I.6 : un pulsoréacteur

C'est un statoréacteur munit de clapet automatique situés à la rentrée de la chambre de combustion, fut connue à la Deuxième Guerre mondiale, comme une alternative sérieuse au turboréacteur. Le principe du pulsoréacteur, utilisé pendant la guerre pour propulser la bombe volante allemande V-1

Son principe de fonctionnement comprend trois étapes dans l'admission :

A la mise en route, on injecte de l'air comprimé Le carburant est ainsi vaporisé à travers les clapets et pénètre dans la chambre de combustion. à l'explosion Les premières explosions sont réalisées grâce à une bougie et un allumage haute tension .Lors de l'explosion du mélange, le volume triple, cette augmentation de pression a pour effet de fermer les clapets. Les gaz brûlés ne peuvent s'échapper que vers l'arrière, créant ainsi la poussée. à la

Re-Admission L'échappement des gaz chauds crée une dépression dans la chambre de combustion. Cette pression devient inférieure à la pression externe, les clapets s'ouvrent, le carburant pénètre dans la chambre, s'enflamme au contact des parois chaudes et ... un nouveau cycle commence

Il peut, contrairement au statoréacteur, fonctionner à faible vitesse, Il est très bruyant et Son rendement est médiocre.

I.4.4 Moteurs a fusée



Figure I.7 : un moteur à fusée

I4.4.1 Définition :

Les moteurs fusés sont prévus pour fonctionner aussi bien hors de l'atmosphère terrestre qu'au niveau du sol ou de la mer. Pour ce faire, ils embarquent leur comburant en plus de carburant. une fusée utilise un mélange chimique appelé propergol, le propergol brûle sans utiliser l'oxygène de l'air et produit une grande quantité de gaz chauds utilisés pour la propulsion. Il existe principalement deux types de fusées, les fusées à propergol liquide et les fusées propergol solide.

I.4.4.2 Principe de fonctionnement :

Le fonctionnement du moteur fusées se fait généralement par éjection des gaz chauds dues à la combustion de propergol liquide ou bien solide sans l'aide de l'air ambiant. Ces gaz chauds sont canalisés, ensuite accélérés par leur passage à travers une tuyère de forme bien appropriée à l'obtention des vitesses maximum à la sortie, leur éjection à grande vitesse produit la poussée.

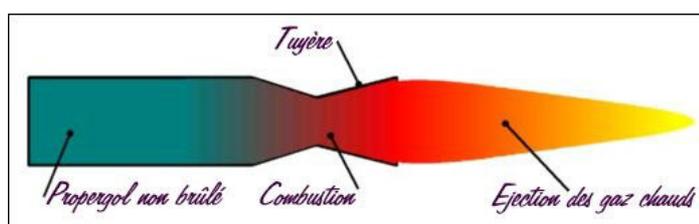


Figure I.8 : principe de fonctionnement du moteur fusé.

Pour le calcul de sa poussée on utilise la loi suivante :

$$F = Dm * V_e + (P_s - P_e) S.$$

Avec:

P_s = pression statique en sortie de tuyère,

P_e = pression extérieure,

S : surface de la sortie de la tuyère.

Dm : débit massique (en kilos /seconde)

V : vitesse des gaz d'éjection (en mètres par seconde)

Sa poussée peut dépasser les 100 000 daN

I.4.5 Le turbopropulseur



Figure I .9 : avion équipé d'un turbopropulseur

Le terme turboprop vient de l'anglais turbo et propeller (hélice). Il est composé comme le turboréacteur 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.

Le turbopropulseur utilise l'hélice qui fournit de l'énergie de propulsion.

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 turboréacteur classique. Cette turbine à gaz peut être soit à compresseur axial, soit à compresseur centrifuge, soit à compresseur axio-centrifuge.

Les turbopropulseurs sont efficaces pour les avions de petite taille et de taille moyenne qui volent à des vitesses inférieures pour les avions à 750 km/h

Il y a deux flux dont l'un sert à brûler le carburant mais le taux de dilution est très important. Ce n'est pas la détente dans une tuyère qui propulse l'avion mais une hélice.

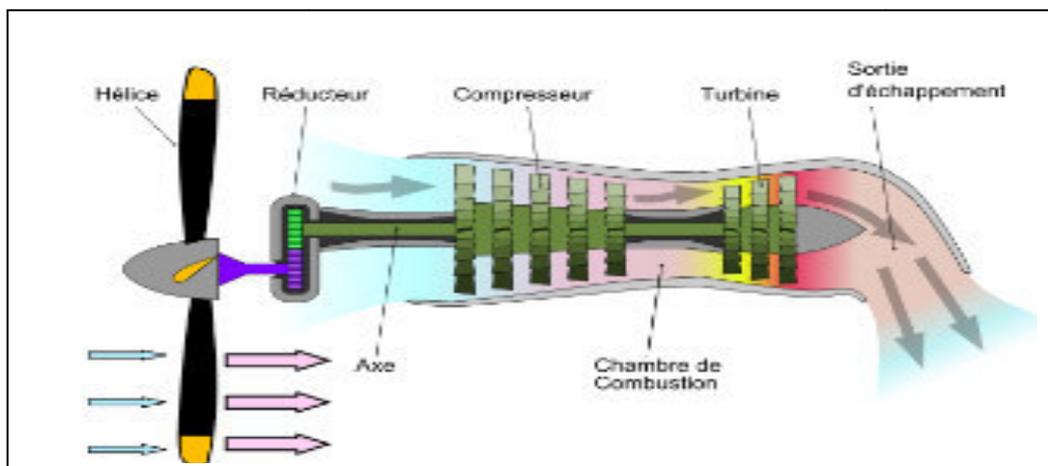


Figure I.10: schéma du principe de fonctionnement d'un turbopropulseur

Un turbopropulseur fournit une puissance pour faire tourner l'hélice, tandis que le turboréacteur fournit une poussée.

L'hélice étant en rotation, on connaît son régime (en tours par minute par exemple), et son couple ce qui permet d'en déduire la puissance fournie d'après la formule :

$$P = \vec{C} \cdot \vec{\Omega}$$

Avec :

P : la puissance (en W).

\vec{C} : le couple (en N·m),

$\vec{\Omega}$: la vitesse de rotation (en radian/s),

Sa puissance est de 300 à 11 000 chevaux

I.4.6 .Les moteur a pistons

ce sont des moteurs équivalent à ceux des voitures avec le même principe faire tourner un axe en se disposant d'un piston dans lesquels procède une explosion qui actionne une hélice . Appelé aussi les moteurs à quatre temps parce que la transformation de l'énergie chimique du mélange carburé en énergie mécanique s'opère en deux allés/retours de piston.

Ces quatre cycles sont comme suivants : l'admission, la compression, la mise à feux, et l'échappement.

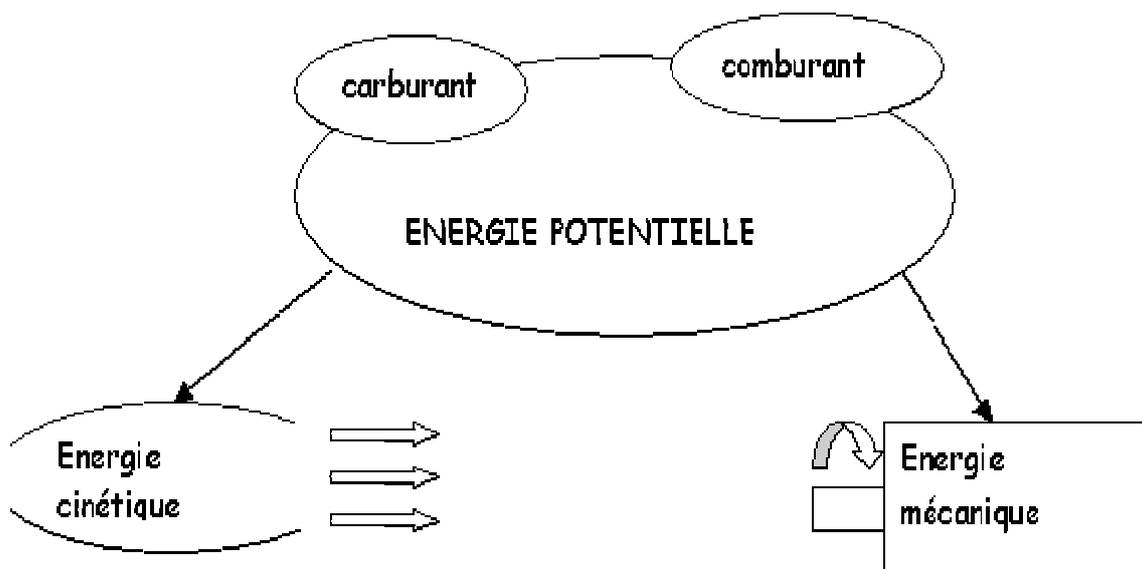
En aéronautique, l'arrivé du turboréacteur a mis fin au moteur a piston. Ce dernier occupe que les avions léger et les hélicoptères de sport et divertissement.

I.4.7 CONCLUSION

Les moteurs d'avions sont des machines qui transforment l'énergie potentielle contenu dans le carburant et dans le comburant :

soit en énergie cinétique (réaction directe).

Soit en énergie mécanique (réaction indirecte).



Propulseur à réaction directe

Propulseur à réaction indirect

I.5 Définition du turboréacteur :

Le turboréacteur est un système de propulsion qui transforme l'énergie potentiel contenu dans le carburant en énergie cinétique.

Système de propulsion : création d'une force appelé poussée qui résulte l'accélération d'une masse d'air par une hélice.

I.5.1 Principe de fonctionnement d'un turboréacteur :

- De l'air pénètre dans le moteur
- Il est pré-comprimé
- Il est mélangé avec du Kérosène
- Par combustion du mélange, la température augmente
- La projection des gaz provoque la poussée et entraîne la turbine de motorisation du compresseur

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction : il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures de turboréacteurs reposent sur les 3 mêmes étapes, à savoir : Compression - Combustion - Détente. Lorsque l'air traverse ces divers éléments, sa pression, sa température et sa vitesse varient. Ces variations produisent les forces dont la résultante est la force de propulsion de l'avion.

Au démarrage, de l'air comprimé fourni par l'APU (auxiliary power unit) ou par un groupe pneumatique au sol met en rotation un compresseur qui aspire et comprime l'air ambiant pour l'envoyer vers une ou plusieurs chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier de transmission ou AGB accessory gearbox (en anglais) injecte du carburant (kérosène).

Ce mélange air comprimé/carburant est enflammé dans cette ou ces chambres par une bougie

ou plusieurs bougies (allumeurs), ce qui permet de dilater fortement les gaz. Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur etc...) , ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente afin de les accélérer en sortie.

Après quelques secondes, lorsque le régime de rotation est suffisant, le démarreur est désaccouplé et la bougie éteinte. Le moteur peut alors fonctionner de façon autonome pour atteindre son régime de ralenti.

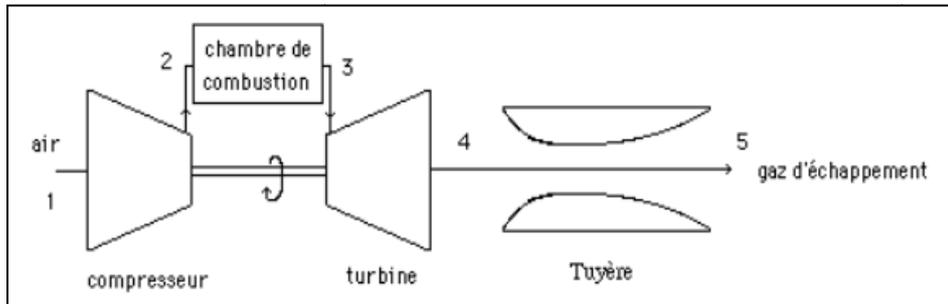


Figure I.11 : Schéma de fonctionnement d'un turboréacteur

L'air est aspiré par les aubes de fan et séparé par un carénage de séparation (splitter fairing) en deux écoulements, primaire (20%) et secondaire (80%).

I.5 Le flux d'air primaire :

après avoir traversé les aubes de fan, l'air se dirige vers le compresseur basse pression (LPC) puis vers le compresseur haute pression (HPC) et il arrive dans la chambre de combustion où il est mélangé avec du carburant et mis en feu, l'écoulement des gaz fournit l'énergie à la turbine haute pression (HPT) ainsi qu'à la turbine basse pression (LPT).

I.6 Le flux d'air secondaire :

il passe à travers une partie du fan, vers les vanes à guidage de sortie (OGV) et est refoulé par le conduit de décharge nacelle, en produisant approximativement 80% de la poussée totale au décollage. Il joue également un rôle dans les systèmes d'inverseurs de poussées.

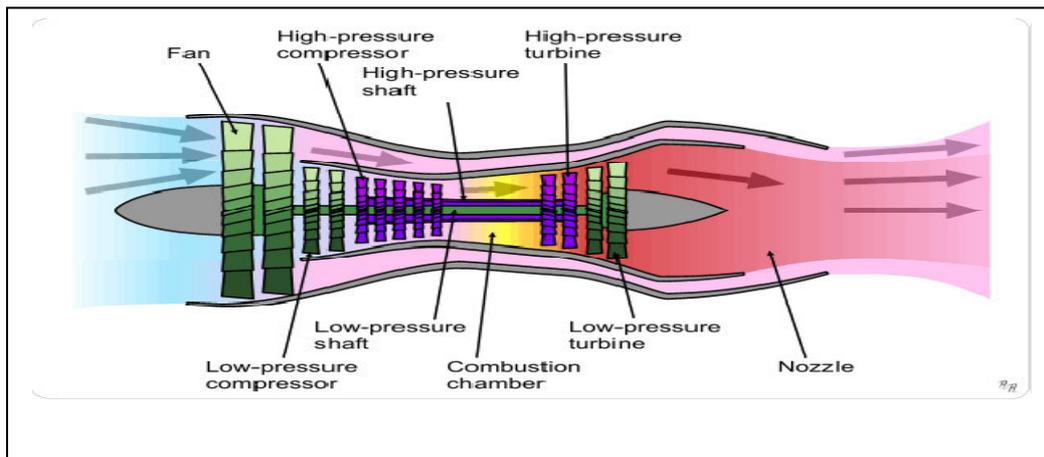


Figure I.12 : schéma turboréacteur double flux

I.7 Taux de dilution : C'est le rapport entre le débit secondaire et le débit primaire.

I.8 Débit d'air : c'est la quantité d'air que peut traiter un appareil

I.9 La consommation spécifique de carburant : utiliser pour quantifier le rendement énergétique d'un moteur par rapport à sa puissance ou sa poussée.

I.10 Caractéristique principale de moteur cfm56-7b :

Les caractéristiques principales du moteur cfm56-7b sont les suivantes :

-Type de moteur : turbo fan

-Rotation :sens horaire (ALF)

- **Compresseur** : - Fan :.....Un seul étage
 - Compresseur de BP.....Quatre étages
 - Compresseur de HP.....Neuf étages
 - **Chambre de combustion** :..... Annulaire du type SAC(optionnel DAC)
 - **Turbines** : Turbine HP.....Un seul étage
 - Turbine BP.....Quatre étages.
- Poids :2384 kilogrammes (5257 livres)

Dimensions :

Longueur.....2 ,51m

Taille.....1,81m

Largeur.....2,12m

I.11 Les performances du turboréacteur CFM56-7B fourni par le constructeur

Poussée	121KN
Mach	0.8
N1 _{max}	5380tr/min
N2 _{max}	15183tr/min
Taux de compression	32
Taux de dilution	5.3
Débit d'air au décollage	385kg/h
Vitesse moyenne d'éjection des gaz	295m/s
Consommation spécifique	0.59kg/N.h

Tableau1 : performances du CFM56-7B

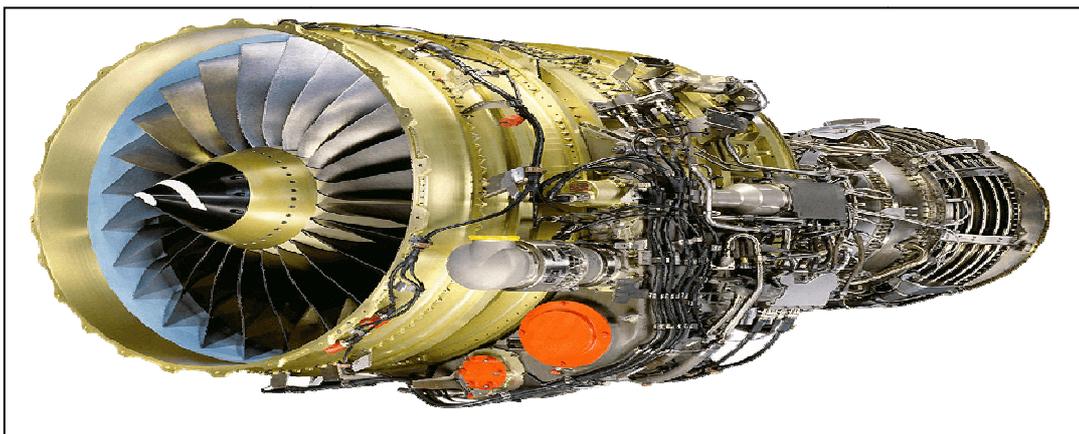


Figure I.13 : le moteur CFM56-7b

I.12 Les éléments composant le moteur CFM56-7b :

I.12.1 L'entrée d'air :

I.12.1.a Rôle

Appelée également manche à air son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant la soufflante(FAN) ou le premier compresseur soit régulier. Elle est conçue selon le type de turbine.



Figure I.14 : une entrée d'air (fan)

Le CFM56-7B est composé de trois principaux modules :

- Le module FAN
- Le module CORE
- Le module LPT

Et d'une Gear Box (boite d'accessoire)

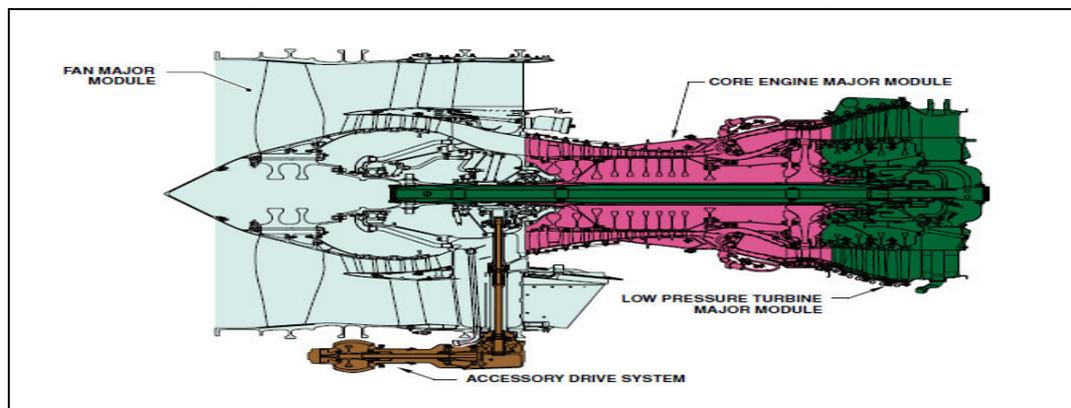


Figure I.15 : les modules du CFM 56-7b

I.13.1 Le module fan

Il est composé d'une soufflante et d'un compresseur basse pression il est positionné en avant du moteur et collé au module core.

I.13.1.a : La soufflante ou fan

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

I.13.2.b Le compresseur basse pression (LPC) :

C'est un compresseur à trois étages entraîné également par la turbine basse pression (LPT) il dispose a 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 partie .l'air primaire et l'air secondaire.

Le moteur cfm56-7b est équipé par des compresseurs axiaux car sa maintenance est plus facile d'ou ces compresseurs sont munit d'un rotor et un stator dont le rotor est la partie mobile et le stator partie fixe.

-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 Q .

-son taux de pression ou rapport de pression P_s/P_e

-Son rendement μ

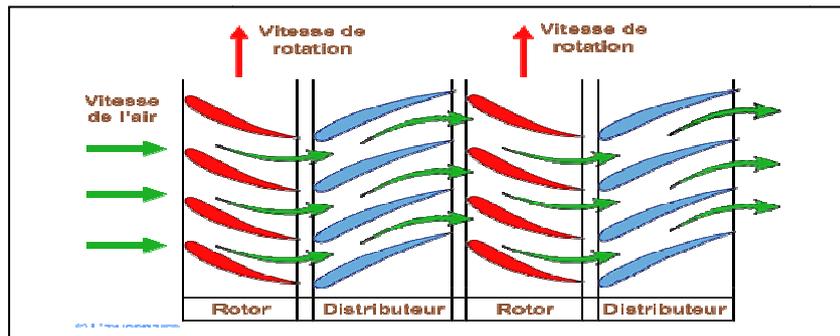


Figure I.16: schéma d'une coupe de deux étages compresseur

I.13.2.c Les aubes de rotor :

Comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque et bord de fuite. Est chaque étage a son propre aube (aillette) qui est différent de l'autre étage.

I.13.2.d Principe de fonctionnement d'un étage compresseur :

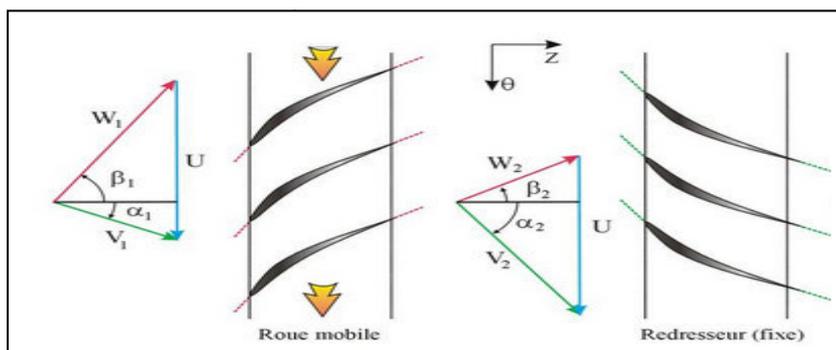


Figure I.17 : triangle de vitesse du compresseur

I.13.3 Le module Core

Le module core est composé d'un compresseur haute pression, d'une chambre de combustion. Et d'une turbine haute pression, il transmet le flux primaire pour développer une puissance dont une partie est utilisée pour faire tourner le moteur et une partie pour fournir les 20% restante de la poussée.

I.13.3.a Le compresseur haute pression (HPC) :

C'est un compresseur axial de forme conique constitué de neuf (09) 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 à calage variable (VSV : variable stator vane) qui constituent le dispositif anti-pompage haute pression .

I.13.3.b La chambre de combustion :

Contient 20 injecteur 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 bougies donc une meilleur combustion qui produit les gaz chaud qui se dirige vers la turbine haute pression (HPT).

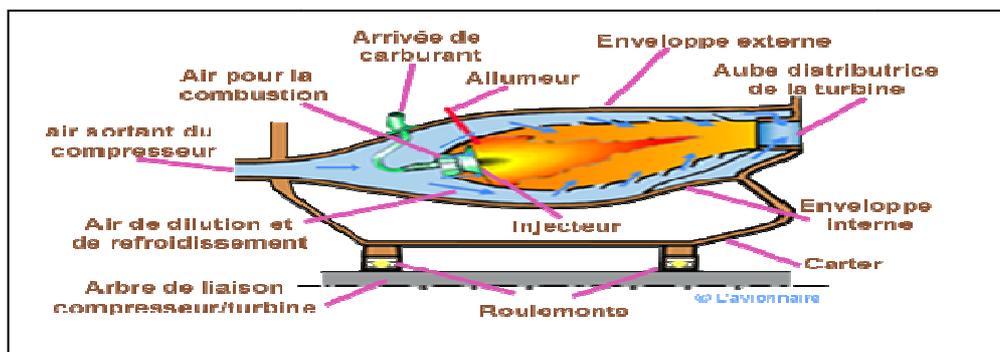


Figure I.18 : schéma représentant une chambre de combustion

La chambre de combustion du CFM56-7b contient deux catégories :

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

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

La catégorie (DAC) est adopté afin de réduire les émissions d'oxyde d'azote (45% environ par rapport a un moteur SAC).

I.13.3.c 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 types de turboréacteur est différents mais le principe général pour le refroidissement reste le même sur le dessin ci-dessous :

-L'air provenant de compresseur BP sert à refroidir les cavités du moteur et à refroidir et pressuriser les paliers.

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

-L'air sortant du compresseur HP va refroidir les distributeurs haut et basse pression ainsi que les ailettes des turbines haute et basse pression.

A noter que d'autre prélèvements d'air sont utilisé pour la climatisation de la cabine passagers, du poste de pilotage, des soutes à bagages et pour le dégivrage de la cellule.

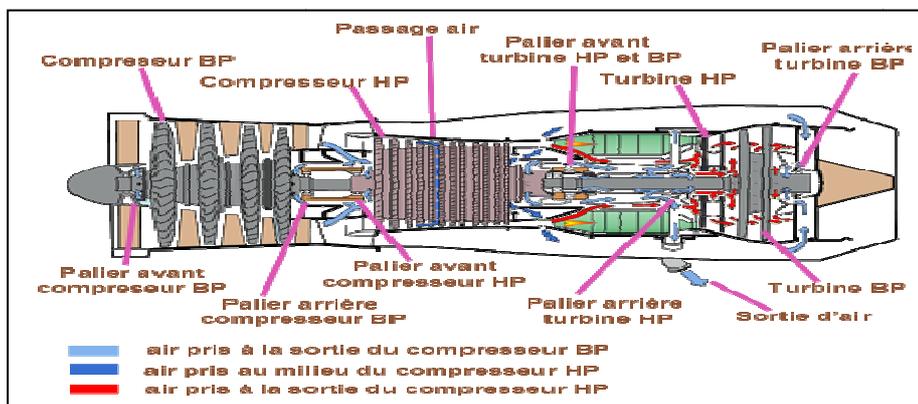


Figure I.19. les circuits de refroidissements

I.13.3.d La turbine haute pression (HPT) :

Le module de la turbine haute pression (HPT) est construit d'un (01)étage ,il a pour rôle de transformer l'énergie calorifique des gaz chaudes 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.

I.13.4 Le module LPT :

constitué d'une turbine basse pression (LPT) qui est une turbine à 04 étages ,elle transforme l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique qui sert a entrainer la soufflante et le

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

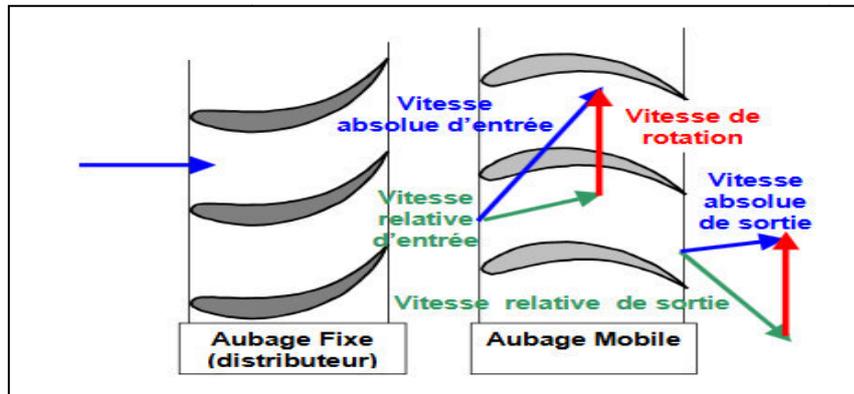


Figure I.20: coupe d'un étage turbine

I.13.4.1 .Principe de fonctionnement d'un étage turbine :

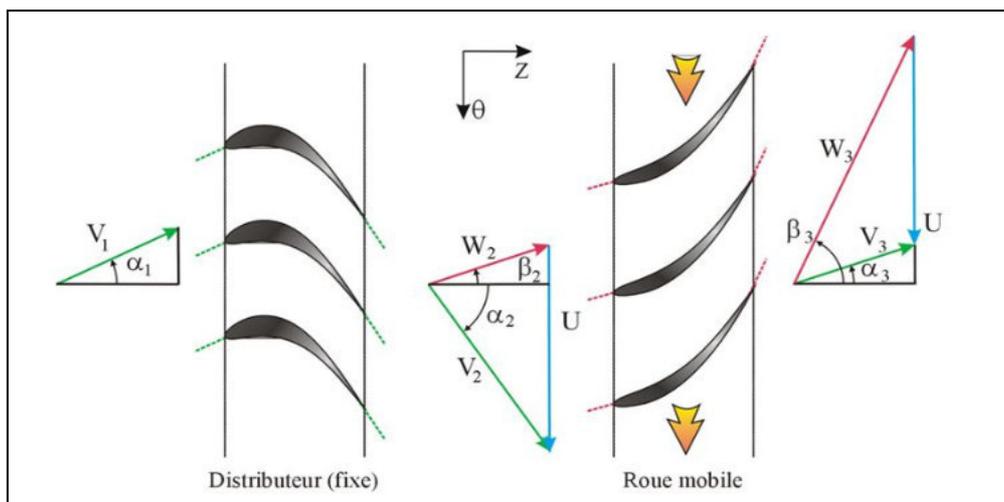


Figure I.21 : triangle de vitesse à la turbine

I.13.5 Le module des commandes des accessoires (GEARBOX) :

- Les composantes de la GEARBOX :
- Les commandes des accessoires (IGB : inlet gear box)
- Arbre d'entraînement radiale (RDS :radial drive Shaft)
- Boitier de renvois d'angle (TGB : transfer gear box)
- Arbre de renvois d'angle (HDS : horizontal drive Shaft)
- Boite de commande des accesoire (AGB : accessory Gearbox)

I.13.6 Les tuyères :***I.13.6.a Le rôle :***

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 écoulement supersonique

Chapitre II :

Etude thermodynamique du CFM56-7b

II.1 Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur :

II.1.1. Poussé, poussé spécifique et poussé de propulsion

II.1.1.a La poussé

La poussée est la force exercée par l'accélération de gaz provenant de la chambre de combustion du moteur dans le sens inverse de l'avancement. Calculé en Newton N

II.1.1.b Poussée spécifique :

C'est la poussée développée par le moteur ramenée au débit masse d'air le traversant soit :

$$F_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)} \dots\dots\dots (2.1)$$

II.1.1.c La poussé de propulsion :

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

$$P_p = F V_0 \dots\dots\dots (2.2)$$

II.1.2 Consommation spécifique et consommation horaire :

II.1.2.a Consommation horaire :

C'est la consommation de fuel (kérosène) par heure qui est donnée par la loi suivante :

$$C_H = 3600 \cdot \dot{m}_f \dots\dots\dots (2.3)$$

II.1.2.b Consommation spécifique :

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

$$C_{sp} = \frac{C_H}{F} \dots\dots\dots (2.5)$$

II.1.3 Taux de dilution :

Par définition, le taux de dilution est le rapport de débit massique d'air secondaire (Fan) sur le débit de masse d'air primaire (corps

$$\lambda = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \dots\dots\dots (2.6)$$

II.1.4 Taux de compression :

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

$$\tau = \frac{p_s}{p_e} \dots\dots\dots(2.7)$$

II.1.5 Les puissances :**II.1.5.a La puissance calorifique :**

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée idéal 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 jetA1.

$$P_C = \dot{m}_f \cdot P_{CI} \dots\dots\dots (2.8)$$

II.1.5.b 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.

$P_{th} = p_c$ – puissance théorique perdue sous forme de chaleur

P_c constitue la source chaude et la puissance théorique perdue sous forme de chaleur a été à la source froide et a pour expression $\dot{m} c_p (T_s - T_0)$

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'atmosphère dans la quelle se diluent les gaz

$$P_{th} = P_c - \dot{m} c_p (T_s - T_0) \dots \dots \dots (2.9)$$

II.1.5.c Puissance thermique réels :

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

Pour un réacteur simple flux :

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (v_j^2 - v_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c v_j^2 \dots \dots \dots (2.10)$$

Pour réacteur double flux :

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_c (v_{jc}^2 - v_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_F (v_j^2 - v_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_F v_{jc}^2 \dots \dots \dots (2.11)$$

II.1.6 Rendement :

C'est le rapport entre la puissance de sortie et la puissance d'entrée.

II.1.6.a Rendement thermodynamique :

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

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_C} \dots\dots\dots (2.12)$$

II.1.6.b rendement thermique réel :

$$\eta_{tr} = \frac{P_{tr}}{P_C} \dots\dots\dots (2.13)$$

II.1.6.c Rendement de propulsion :

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

$$\eta_P = \frac{P_p}{P_{th}} \dots\dots\dots (2.14)$$

II.1.6.d Rendement global :

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

$$\eta_G = \frac{P_p}{P_C} = \eta_{th} \cdot \eta_p \dots\dots\dots (2.15)$$

II.2 Etude thermodynamique :

II.2.1 Introduction

On va traiter les éléments composants du turboréacteur du point de vue thermodynamique.

D'où le cycle utilisé est le cycle de Joule-Brayton idéal avec un système ouvert

Hypothèse de calcul :

- Considérons l'écoulement parfait, en négligeant les frottements
- Les pertes de charge nulle
- L'air comme un gaz parfait
- L'écoulement est subsonique $M=0.8$
- Les paramètres à l'entrée du moteur au régime de takeoff $V=0$, $T=T_{atm}$ $P=P_{atm}$

Le CFM56-7B est constituée d'un compresseur (1-2), d'une chambre de combustion (2-3) qui apporte une quantité de chaleur Q_c , d'une turbine (3-4) qui recueille le travail fourni, et d'un dispositif d'échappement refroidissant Q_f .

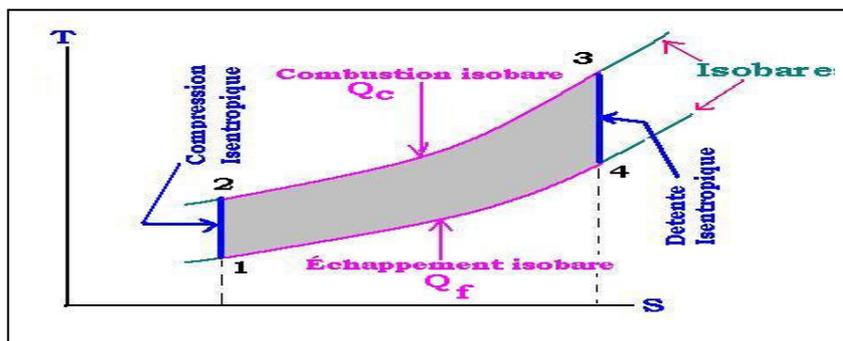


Figure II.1 : cycle thermodynamique du cfm56-7b

$$T_a = 20^\circ\text{C}, P_a = 1.013 \text{ bars et } \gamma = 1.4$$

Débit d'air à l'entrée est 385 k/s le CFM56-7b et un double flux d'où 80% du débit par comme poussé et les autre 20% du débit rentre dans le moteur donc

$$\dot{m}_1 = 77 \text{ kg/s et } \dot{m}_2 = 308 \text{ kg/s}$$

II.2.2 Processus 1-2: au niveau du compresseur:**II.2.2.a Etude thermodynamique du compresseur :**

L'air est comprimé, sa température s'élève de T_1 à T_2 , sa pression s'élève de P_1 à P_2 .

Le processus est isentropique (adiabatique et réversible) :

En appliquant le premier principe de la thermodynamique on aura :

$$W_1^2 + Q_1^2 = h_2 - h_1$$

$$Q_1^2 = 0 \text{ (évolution adiabatique)}$$

$$W_{1\text{comp}}^2 = \Delta H = \dot{m}_a C_p \Delta T$$

Donc :

$$T_{2is} = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma}$$

Avec : $\frac{p_2}{p_1}$ taux de compression ; $\frac{p_2}{p_1} = 21$

$$P_2 = 21 * P_1 = 21 * 1.013$$

$$P_2 = 21.273 \text{ bars}$$

$$T_2 = 293 [21]^{1.4-1/1.4}$$

$$T_{2is} = 697.7 \text{ K}$$

$$W = \Delta H = \dot{m}_a C_p \Delta T$$

$$W \text{ (reçu)} = \Delta H = C_p (T_{2is} - T_1)$$

AN :

$$W_c = 77.1004 (697.7 - 293)$$

$$W_c = 31441.16 \text{ KW}$$

II.2.2.b Rendement isentropique d'un compresseur :

On va définir le rendement isentropique du compresseur est défini suit :

$$\eta_c = \frac{\text{travail idéal du compresseur}}{\text{travail réel du compresseur}}$$

Le travail réel par unité de masse est donné par :

$$W_c = (h_2 - h_1) = C_P (T_2 - T_1)$$

Et de même le travail idéal du compresseur par unité de masse est donné par :

$$W_{cis} = (h_{2is} - h_1) = C_P (T_{2is} - T_1)$$

$$\eta_c = \frac{W_{cis}}{W_c} = \frac{c_p (T_{2is} - T_1)}{c_p (T_2 - T_1)} = \frac{699.7 - 293}{843.9 - 293} = 0.74$$

$T_2 = 570.9^\circ\text{C}$ (valeur bon d'essai du cfm56-7b)

II.2.3 Processus 2-3: au niveau de la chambre de combustion:

II.2.3.a Le dosage (α) :

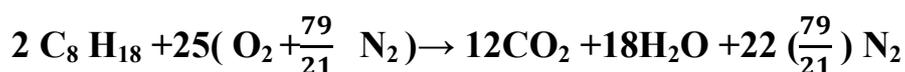
Le dosage est défini comme étant le rapport de la masse de carburant à la masse d'air qui lui est mélangé pour effectuer la combustion.

$$\alpha = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c}$$

si l'air brûle complètement le kérosène on dit qu'on a un dosage stœchiométrique α_{st} tel que :

$$\alpha = \frac{1}{15} \text{ (1 g de kérosène pour 15g d'air)}$$

Ce dosage est déduit à partir de l'équation chimique de combustion :



Donc :

$$a = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{stock}} = \frac{2(96+18)}{25[32 + (\frac{79}{21})28]} = 0.0664 = \frac{1}{15}$$

II.2.3.b La richesse : par définition la richesse est le rapport du dosage réel rapporté au dosage stœchiométrique que l'on notera :

$$\text{Richesse} = \frac{a}{a_{th}}$$

Si la richesse > 1 on a un mélange riche en carburant .sinon le mélange est pauvre en carburant.

II.2.3.c Etude thermodynamique :

La combustion se fait à pression constante; le processus est isobare $P_2 = P_3$. Sous l'effet de la chaleur reçue Q_c , la température de procédé (air) s'élève de T_2 à T_3 . Nous avons:

En appliquent le premier principe de la thermodynamique entre l'entrée et la sortie de la chambre de combustion :

$$W_2^3 + Q_2^3 = h_2^3 + \left[\frac{v_2^2}{2} \right]_2^3 = h_3 - h_2$$

$$W_2^3 = 0. (\text{pas de travail effectué})$$

T_2 et T_3 : température de d'entrée et de sortie de la chambre.

II.2.3.d Le rendement de la chambre de combustion :

Est donnée par la relation suivante :

$$\eta_{cc} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_3 - \dot{m}_a h_2}{\dot{m}_f \cdot \text{PCI}} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_{pa} T_3 - \dot{m}_a c_{pa} T_2}{\dot{m}_f \cdot \text{PCI}}$$

\dot{m}_a, \dot{m}_f :débit d'air primaire et débit de carburant (fuel)

PCI : pouvoir calorifique du kérosène

$$\eta_{cc} = 0.96 \quad \dot{m}_a = 77 \text{ kg/s} \quad \dot{m}_f = 1.6 \text{ kg/s} \quad c_{pa} = 1004 \text{ J/kg.k} \quad \text{PCI} = 43.3 \text{ MJ/Kg}$$

$$T_3 = \frac{\dot{m}_a \cdot c_{pa} \cdot T_2 + \dot{m}_f \cdot PCI \cdot \eta_{cc}}{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_{pa}}$$

$$T_3 = \frac{77.1004.699.7 + 0.96. 1.6 .43300000}{(77+1.6) .1004}$$

$$T_{3is} = 1526.2 \text{ k}$$

$$Q_2^3 = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_{pa} (T_3 - T_2)$$

$$Q_2^3 = 65388.01 \text{ kw}$$

II.2.3 Processus 3-4: au niveau de la turbine:

II.2.3.a Etude thermodynamique :

La température baisse de T_3 à T_4 .

Le processus est adiabatique (puisque c'est isentropique),

En appliquant le premier principe de la thermodynamique :

$$W_3^4 + Q_3^4 = h_3^4 + \left[\frac{v^2}{2} \right]_3^4 = h_4 - h_3$$

$$Q_3^4 = 0 \text{ (évolution adiabatique)}$$

$$W_3^4 = W_t = c_p (T_4 - T_3)$$

$$P_3 = \tau p_4 \text{ (détente)}$$

$$\tau_t = 14$$

$$p_4 = 1.55 \text{ bar}$$

$$T_4 = T_3 \left[\frac{p_4}{p_3} \right]^{(\gamma-1)/\gamma}$$

$$\text{ou } T_4 = T_3 [1/\tau]^{(\gamma-1)/\gamma}$$

$$T_4 = 1526.25 \left[\frac{1}{14} \right]^{(1.4-1)/1.4}$$

$$T_{4is} = 728.94 \text{ k}$$

$$W_3^4 (\text{fourni}) = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) C_p (T_4 - T_3)$$

$$W_{\text{turbine}} = (77 + 1.6) \cdot 1004 \cdot (728.53 - 1526.5)$$

$$W = -62938.9 \text{ kW}$$

II.2.3.b Le rendement isentropique de la turbine :

est défini comme suivant :

$$\eta_t = \frac{W_t}{W_{tis}} = \frac{\text{travail réel de la turbine}}{\text{travail idéal de la turbine}}$$

Travail réel de la turbine est donné par :

$$W_t = (h_3 - h_4) = \dot{m} C_p (T_{t4.5} - T_3)$$

Travail idéal de la turbine est donné par :

$$W_{tis} = (h_3 - h_{4is}) = \dot{m} C_p (T_3 - T_{4is})$$

Donc le rendement isentropique est défini :

$$\eta_t = \frac{W_t}{W_{tis}} = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_{4is}} = \frac{c_p (T_3 - T_{t4.5})}{c_p (T_3 - T_{4is})} = 0.9$$

II.2.4 Processus 4-5 au niveau de la tuyère :

II.2.4.a Etude thermodynamique :

Durant le processus 4-5, qui est adiabatique, réversible, gaz parfait. On peut appliquer les lois de Laplace pour la transformation

$$T_4 P_4^{1-\gamma/\gamma} = T_5 P_5^{1-\gamma/\gamma}$$

Avec : $p_5 = p_{\text{atm}}$

$$T_5 = T_4 \left[\frac{p_4}{p_5} \right]^{1-\gamma/\gamma}$$

$$T_5 = 1390 \left[\frac{1.5}{1.013} \right]^{1-1.4/1.4}$$

$$T_5 = 645.53 \text{ k}$$

Au col de sortie

$$T = \frac{\dot{m}_1 T_5 + \dot{m}_2 T_{\text{atm}}}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} = \frac{77 \cdot 645.53 + 308 \cdot 293}{77 + 308}$$

$$T = 363.63 \text{ k}$$

On applique à la tuyère le premier principe pour un système ouvert en régime

$$\text{Permanent : } h_5 - h_4 + \frac{1}{2} c_5^2 = 0$$

Car on néglige toutes les vitesses sauf celle

En sortie de la tuyère. On a donc :

$$c_5 = \sqrt{2cp(h_4 - h_5)} = \sqrt{2cp(t_4 - t_5)} = 855.29 \text{ m/s}$$

II.2.4.b le rendement du turboréacteur :

$$\eta = \left| \frac{w_{\text{net}}}{q} \right| = \frac{W_{\text{com}} + W_{\text{tur}}}{q}$$

$$\eta = \frac{31441.16 - 62938.9}{65384.52} = 0.48$$

$$\eta = 48 \%$$

II.3 L'effet du turboréacteur sur l'environnement :

Pour rendre les avions moins polluants, toutes les pistes sont bonnes : les scientifiques tentent d'améliorer les moteurs, les carburants. Mais seul un saut technologique dans la conception

des engins permettra de rendre compatible le transport aérien avec des normes environnementales de plus en plus sévères.

En consommant du kérosène, les moteurs d'avions entraînent de nombreux rejets atmosphériques : du dioxyde de carbone (CO_2), de la vapeur d'eau (H_2O), des oxydes d'azote (NO_x), du monoxyde de carbone (CO), des hydrocarbures imbrûlés (HC), des oxydes de soufre (SO_x) et des particules de suie. Ni CO_2 ni H_2O ne sont des polluants. Ils sont naturellement présents dans l'atmosphère. Mais ils sont de puissants gaz à effet de serre, et ont donc un impact direct sur le réchauffement climatique. La concentration du CO_2 est fonction de la quantité de kérosène brûlé. Les autres sont surtout réputés dégrader la qualité de l'air localement. Le CO , émis principalement lors du stationnement et du roulage au sol,. Les NO_x (dus à l'oxydation de l'azote de l'air à forte température), et les SO_x (oxydation du soufre contenu dans le kérosène) sont des gaz irritant les voies respiratoires. Enfin les HC (rejetés en même temps que le CO) .

II.4. Les émissions polluantes dues la combustion :

L'air ambiante se compose de l'oxygène (O_2), l'azote (N_2) et l'argon (Ar) tous les combustibles peuvent être brûlés complètement et efficacement. Les produits de leur combustion ne se composent alors que de bioxyde de carbone (CO_2) et vapeur d'eau (H_2O), qui ne sont pas considérés comme des polluants et en faible part, oxydes de soufre et d'azote.

Mais la combustion est rarement complète et provoque alors, suivant la nature de combustible

On trouve ainsi dans les gaz de combustion :

II.4.1 Les composants du carbone :

Le gaz carbonique (CO_2) qui n'est pas nocif par lui-même mais dont les concentrations importantes peuvent provoquer.

-L'oxyde de carbone (CO) très toxique, mais qui se diffuse rapidement dans l'atmosphère.

-Les hydrocarbures imbrûlés ou plus ou moins oxydés (aldéhydes et acide) tel que le carbure d'hydrogène (HC)

II.4.2. Les composants du soufre :

- L'anhydride sulfureux (SO_2) qui peut ou moins se transformer en anhydride sulfurique (SO_3) et donner l'acide sulfurique (H_2SO_4) en présence d'eau.

- Les oxydes d'Azote :

-Les oxydes d'azote (NO et NO_2 appelés NO_x) qui sont surtout formés dans les combustions à très haute température.

Le tableau ci-dessous regroupe les principaux polluants émis par les avions pendant les différentes phases (roulage au sol, décollage, montée, atterrissage, etc.).

Espèce émise	Origine	Impact
NO_x	Formés par oxydation de l'azote de l'air à température et pression élevées en sortie de chambre de combustion du moteur (décollage et montée)	Impact local : participation à la formation d'ozone notamment et effet sur la santé Impact global : participation à la formation/destruction d'ozone
CO	Résulte de la combustion incomplète du kérosène, émis lorsque le moteur tourne au ralenti (stationnement et roulage au sol)	Impact local : participation à la formation d'ozone notamment et effet sur la santé Impact global : faible, effet indirect sur le forçage radiatif
HC	Résultent de la combustion incomplète du kérosène, émis lorsque que le moteur tourne au ralenti (stationnement et roulage au sol)	Impact local : participation à la formation d'ozone notamment et effet sur la santé Impact global : participent aux réactions chimiques en haute atmosphère + pour le méthane - gaz à effets de serre
SO_2	Résulte de l'oxydation du soufre contenu dans le kérosène lors de la combustion	Impact local : effet sur la santé, formation d'acide sulfurique Impact global : acidification de l'atmosphère, formation de particules

Tableaux II.2. Distribution des polluants dans les différentes phases de vol

La quantité des émissions polluantes se différent d'une phase de vol a une autre, chaque

Polluant est montré si contre par un graphe :

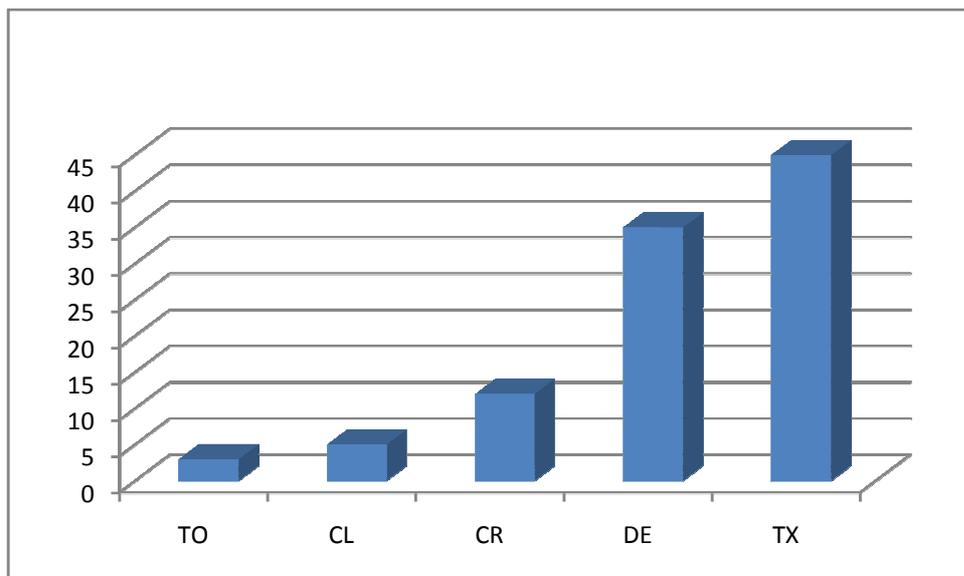


Figure II.2 : les émissions de HC émises durant les phases de vol

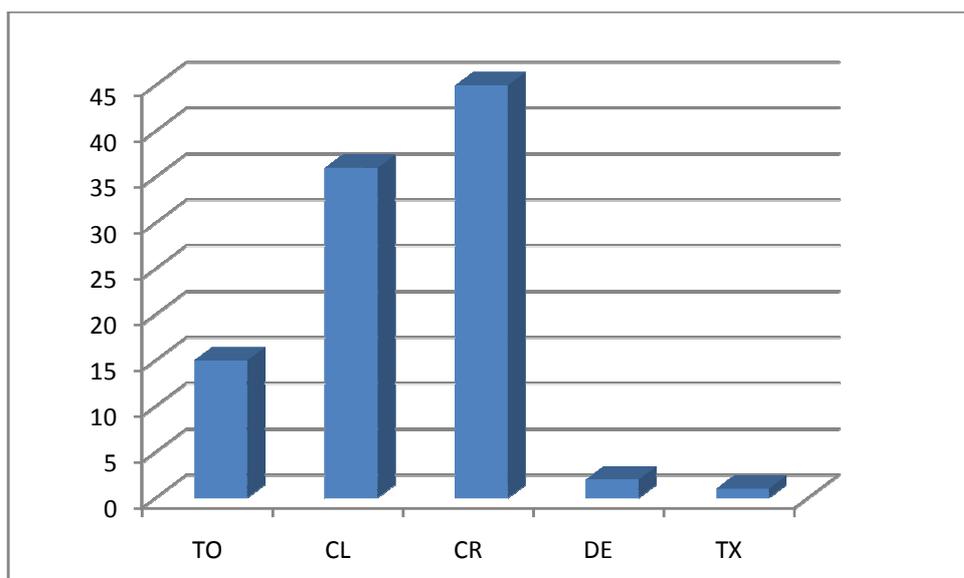


Figure II.3 : les émissions de CO émises durant les phases de vol

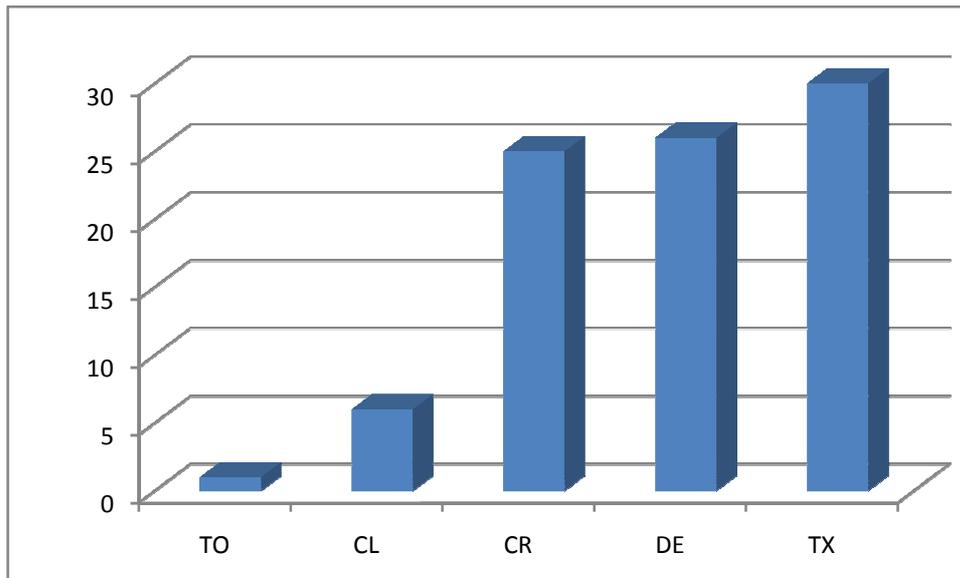


Figure II.4. Les émissions des NOX émises durant les phases de vol

TO : décollage (Takeoff)

CL : montée (Climb)

CR : croisière (Descente)

TX : circulation au sol (Taxi)

Ces trois graphes montrent le pourcentage des gaz toxiques dans chaque phase de vol. On remarque que l'oxyde de carbone de carbone CO et le carbure d'hydrogène HC dominants à basse puissance de moteur tandis que les oxydes d'azote NO_x .

Il est nécessaire de noter que l'émission des oxydes d'azote (NO_x) prene le temps le plus long dans un vol d'un avion ,ainsi qu'il sont les plus toxique parmi les gaz d'émission et leur influence est la plus dangereuse.

II.5.Comment réduire les émissions de co2

II.5.1.Pour réduire les émissions de co2 :

II.5.1.a. Alléger les avions

Dans un premier temps, il s'agit uniquement de réduire au maximum le poids du matériel embarqué. Sièges, chariots, rideaux, moquettes, gobelets ou plateaux, chaque kilo compte.

Même

la documentation papier des pilotes peut être numérisée et remplacée par un ordinateur, plus léger. «Sur un vol Toulouse-Paris qui consomme environ 3 tonnes de carburant, on gagne entre 150 et 170 kilos de kérosène pour chaque tonne économisée», explique Patrick Magisson, ancien président du syndicat national des pilotes de ligne. Sur un vol long-courrier, cela peut monter à plus de 400 kilos. mais au final, pour un avion qui fait plus de huit vols par jours, 365 jours par an, ce sont des milliers de tonnes de combustible qui peuvent être économisées.

II.5.1.b. Utiliser du bio kérosène

Le deuxième levier consiste à utiliser un kérosène fabriqué à partir de substances végétales : le bio kérosène. L'émission de CO₂ au moment de la combustion est compensée par le carbone piégée pendant la croissance du végétal.

Les recherches se concentrent sur des produits qui peuvent être utilisés directement par les équipements actuels. Plusieurs mélanges contenant 50% de bio kérosène ont déjà été approuvés et testés en conditions réelles par plusieurs compagnies. «Il suffit de modifier quelques réglages du moteur et de l'alimentation», note Patrick Magisson. Après ces vols test, les opérations de maintenance sont encore très renforcées pour étudier les effets sur les turbines. Pour l'instant, un moteur au moins fonctionne toujours avec du kérosène classique (chaque moteur a son propre réservoir) en cas de problème sur la turbine alimentée par le bio mélange.

II.5.1.c Mettre en application des mesures d'«éco-pilotage»

Comme pour une voiture, la consommation d'un avion dépend de son pilote. Une vitesse réduite de 10 à 15 km/h au décollage permet de faire des économies de 40 kilos de kérosène. En vol, le pilote peut encore économiser en circulant à une altitude optimale. «Il faut avoir l'autorisation du contrôle aérien, mais on peut gagner entre 150 à 200 kilos sur un Toulouse-Paris de cette manière», explique Patrick Mangisson. «Cela demande toutefois de voler 30 à 50 km/h moins vite.» A l'atterrissage, ce sont encore 100 à 150 kilos d'économie sur une descente douce sans pallier. «Les moteurs sont au ralenti, on est presque en vol plané», continue le pilote. Sur un vol long courrier, comme le test Paris-Miami effectué en avril par Air France, ce sont environ 3 tonnes sur les 70 prévues qui peuvent être économisées.

II.5.1.d. Mettre en place de nouvelles technologies

Des moteurs moins gourmands, des carlingues moins lourdes et plus aérodynamiques : voilà deux pistes d'amélioration notable à explorer. Mais ces évolutions ne se feront pas tout de suite étant donné le taux de remplacement des avions (un aéronef a une durée de vie de 30 ans...). D'après Airbus, un avion nouvelle génération de type A319 consommerait déjà 20% de moins qu'un modèle équivalent livré dans les années 80.

II.6 .Les avantages de moteur CFM56-7B

le CFM56-7B offre une poussée comprise entre 87 et 121 kN. Sa maintenance est facile et moins coûteuse il émet une quantité de CO₂ petite par rapport au autre moteur ,moins brouillant Grâce à des évolutions portant sur le corps haute pression et la turbine basse pression, la version la plus récente CFM56-7BE offre aux opérateurs des améliorations de performances significatives : réduction de 1% de la consommation de carburant et de 4% des coûts de maintenance, allongement de la durée de vie des pièces. Le CFM56-7BE et ses modules sont interchangeables avec les autres moteurs.

Chapitre III :

Simulation de turbine axial

III.1.Introduction

La simulation numérique est devenue l'outil indispensable du concepteur de turbomachines. Elle a pour objet de prévoir le comportement d'une machine tridimensionnelle.

L'objectif de ce travail est de produire une simulation numérique pour l'écoulement d'air au niveau d'une turbine axiale qui se compose d'un stator fixe et d'un rotor mobile avec un logiciel ANSYS CFX. L'écoulement est instationnaire et turbulent.

III.2 ANSYS CFX :

Le logiciel ANSYS CFX est un programme de dynamique des fluides à haute performance, à usage général, que les ingénieurs ont appliqué pour résoudre de vastes problèmes de flux de fluide depuis plus de 20 ans. ANSYS propose ANSYS CFX aussi bien comme solution indépendante au calcul fluide, que comme application intégrée dans les solutions de mécanique des structures pour des utilisations couplées.

On a commencé notre simulation de cette turbomachine à l'aide de CFX-PRE les calculs sont calculés par CFX Solver Manager et les résultats sont donnés par CFD post.

Le domaine du calcul comme indiqué en figure (III.2) composé d'un aubage statorique et deux aubages rotoriques

Dans un premier temps on réalise une simulation stationnaire en utilisant une interface stationnaire (frozen Rotor)

En suite une simulation instationnaire en utilisant une interface mobile (transient rotor –stator interface)

Les aubages statoriques et rotoriques sont munies d'un bord d'attaque et un bord de fuite d'une entrée et une sortie d'où le logiciel permet de calculer les différents paramètres (vitesse, pression, entropie ...etc).

L'étage contient 60 aubes statoriques et 113 aubes rotoriques comme la montre la figure III.1

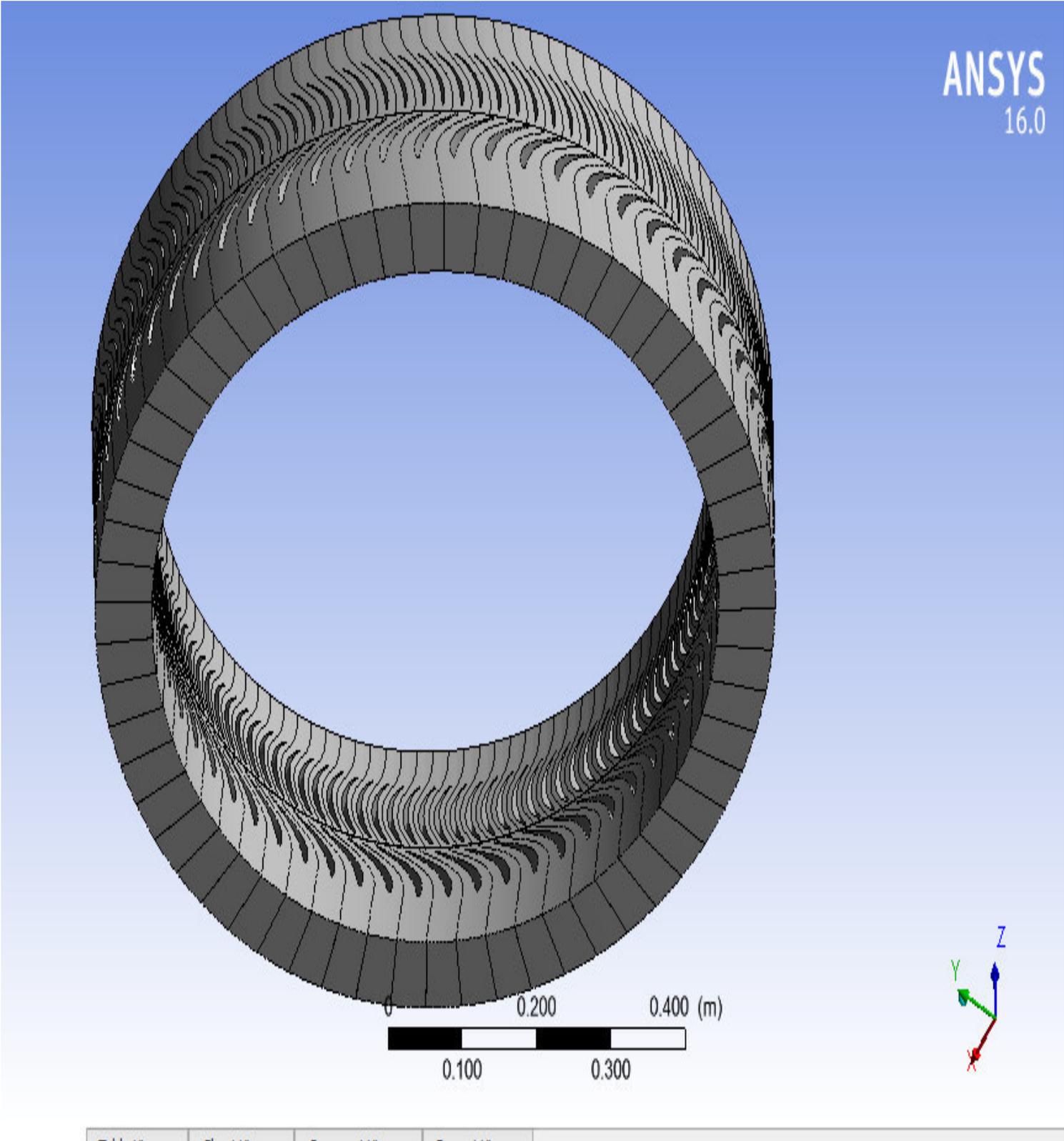


Figure III.1 : roue d'un étage turbine

Le stator est fixe contrairement au rotor d'où sa vitesse de rotation est imposé de 523.6 rd/s , les conditions aux limite périodiques sont utilisé sur une section de la géométrie modelé .

III.3 Paramètres imposé pour l'interface stationnaire (Frozen Rotor) :

Vitesse de rotation du rotor =523.6 rad/s

Fluide : gaz parfait

Pression d'entrée du flux P=0 atm

Température d'entrée du flux T = 340 K

Débit massique de sortie \dot{m} = 0.06 kg/s

Interface : Frozen Rotor

III.4 Paramètres imposés pour l'interface transient rotor stator

pour définir une simulation transitoire on doit changer de domaine on impose un intervalle de temps de sorte que les pales du rotor passent par 1 pas (6,32 °) en utilisant 10 étapes de temps

type interface : Transient

pas du rotor modélisé :0.1112 rad

temps de passage pour un pas : 2.124e-4 [s]

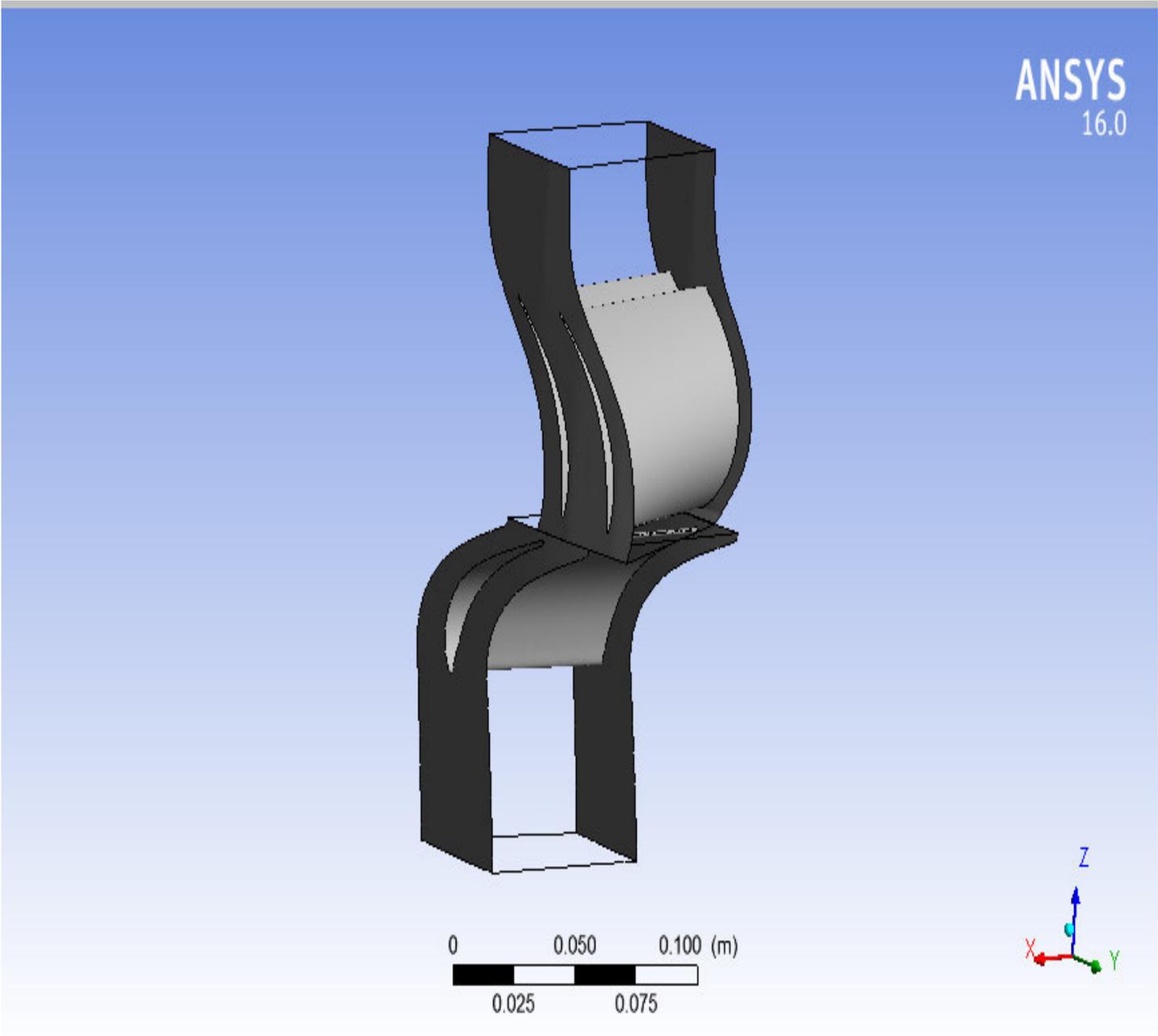


Figure III.2 passage stator rotor (domaine de calcul)

Dans le passage qui suit-on montre les éléments d’où le stator et le rotor sont munit

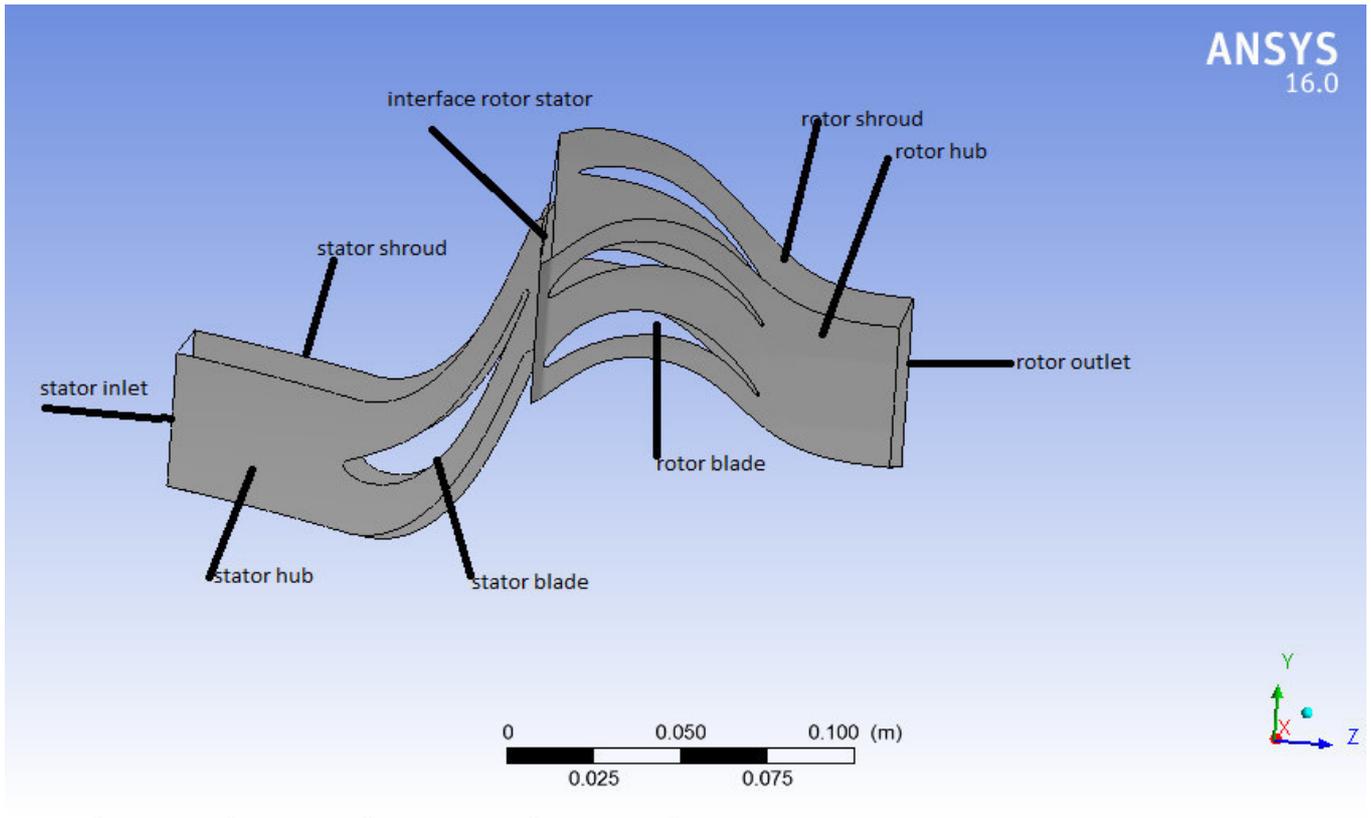


Figure III.3 : élément composant du rotor et du stator

III.5 Génération du maillage :

III.5.1. Définition du maillage :

Un maillage c'est une modélisation géométrique d'un domaine par des éléments proportionnés fins et bien définis. L'objet d'un maillage est de procéder à une simplification d'un système par un modèle représentant ce système et, éventuellement, son environnement (le milieu), dans l'optique de simulations de calculs ou de représentations graphiques.

La figure suivante représente un maillage d'un passage d'un stator et deux rotor d'où le

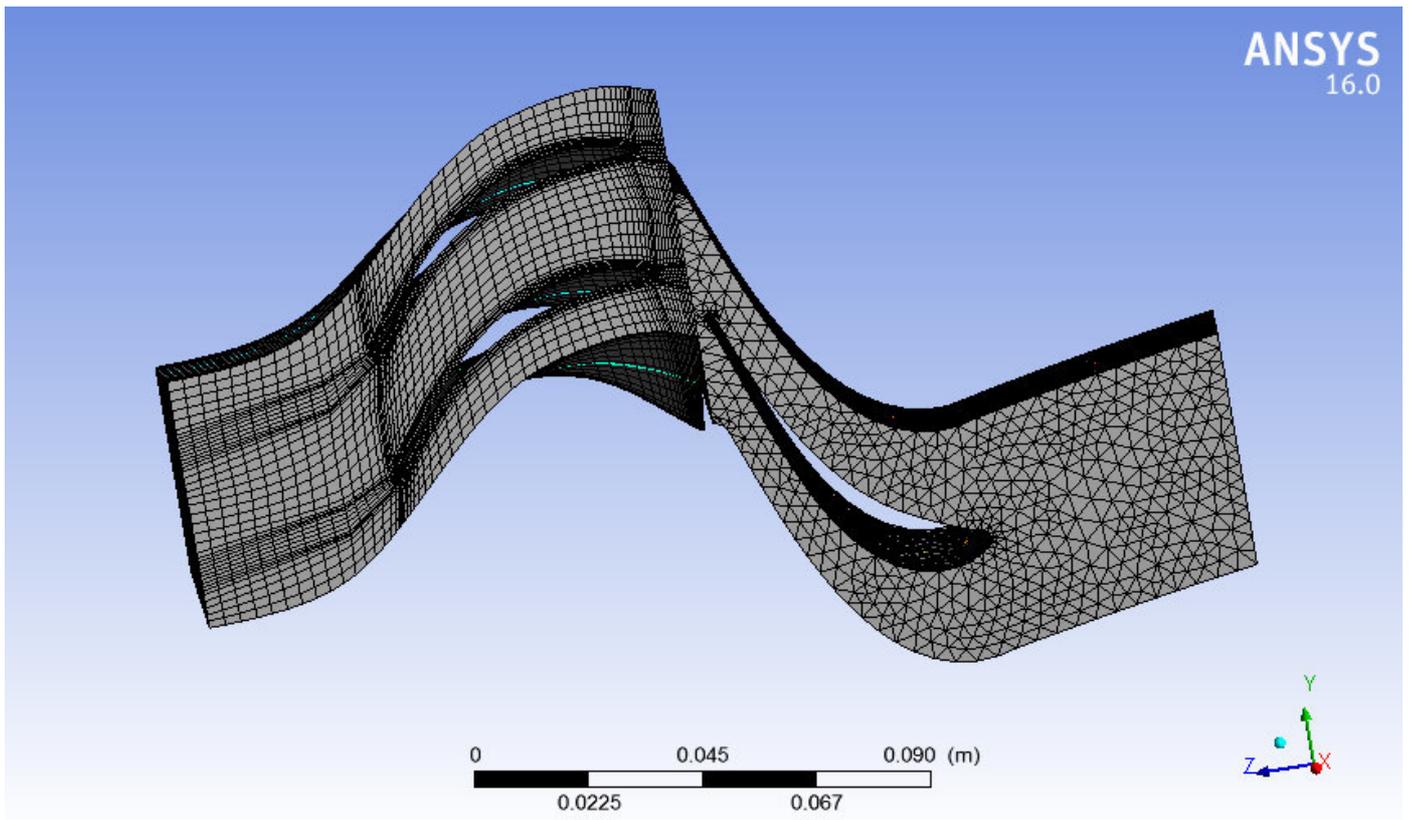


Figure III.4 : Maillage d'un passage rotor stator

III.6. Résultats de la simulation :

Ce rapport résume les résultats d'une analyse CFD effectuée pour la géométrie de la turbine présentée à la figure 1. Dans les sections suivantes, les résultats quantitatifs et qualitatifs sont présentés sous la forme de tableaux, graphiques et parcelles.

D'après les résultats qu'on a obtenus, il y a 2 plans aube à aube et méridien.

Dans les turbomachines, l'écoulement en deux dimensions est représenté soit par un écoulement aube à aube ou par un écoulement méridien.

III.7 Écoulement aube à aube :

L'écoulement aube à aube représente le complément de l'écoulement méridien pour la description tridimensionnelle de l'écoulement. Elles permettent d'étudier principalement la forme des aubes et leur influence sur l'écoulement.

L'intérêt de simuler les écoulements aube à aube d'une machine est la détermination des caractéristiques des écoulements internes quand l'architecture de l'aube est très complexe.

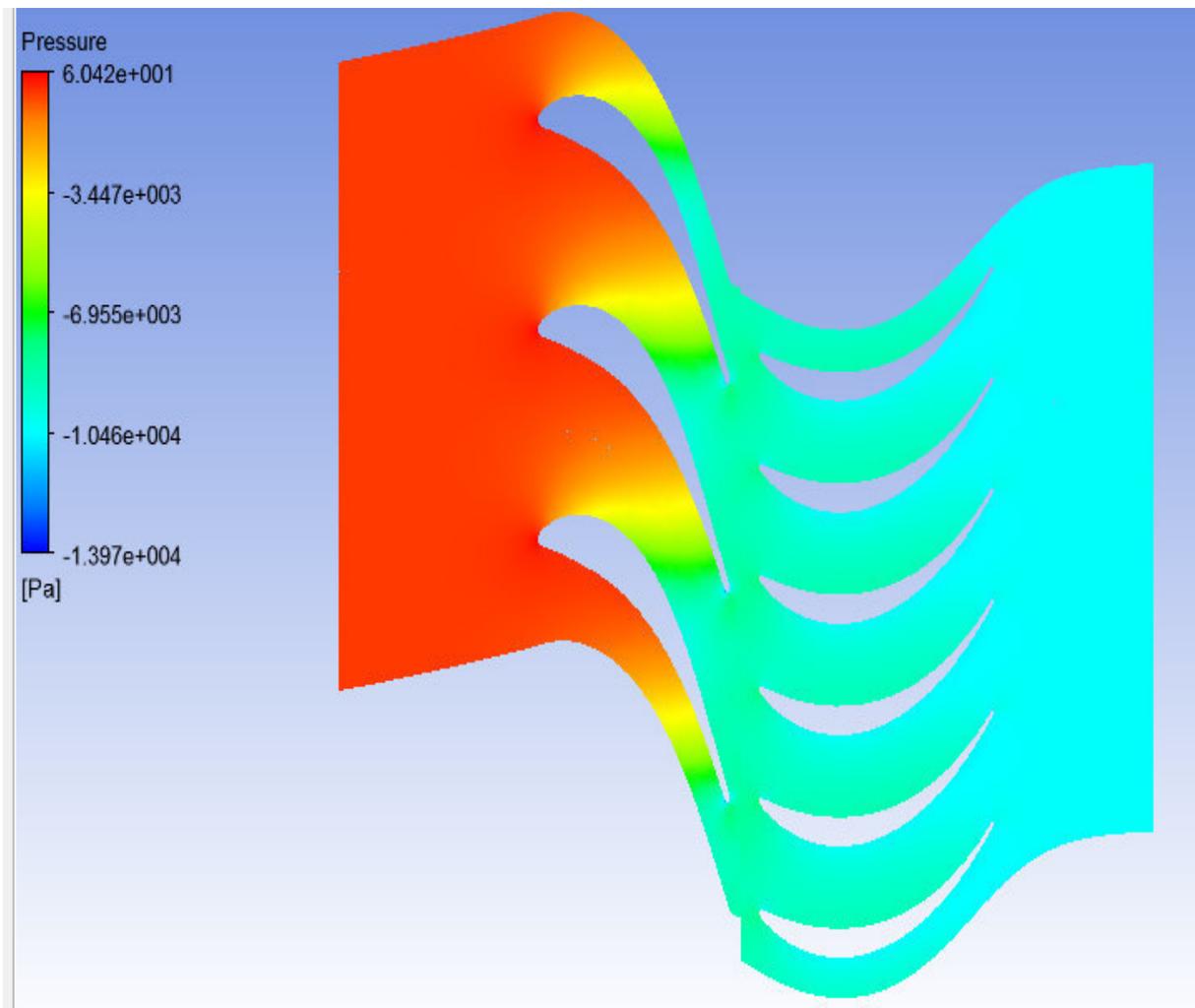


Figure III.5: Distribution de la pression

La pression à l'entrée du domaine est très élevée, elle diminue dans le domaine inter-aube. On remarque ici que la pression chute sur l'intrados que l'extrados. Sur l'intrados, on observe une diminution de la pression sur l'abscisse proche du bord de fuite. Si on trace la distribution de la pression sur le profil, on remarque que sa variation suit celle de la pression dans le domaine fluide, les pressions sont relatives par rapport à la pression atmosphérique qui est la pression de référence.

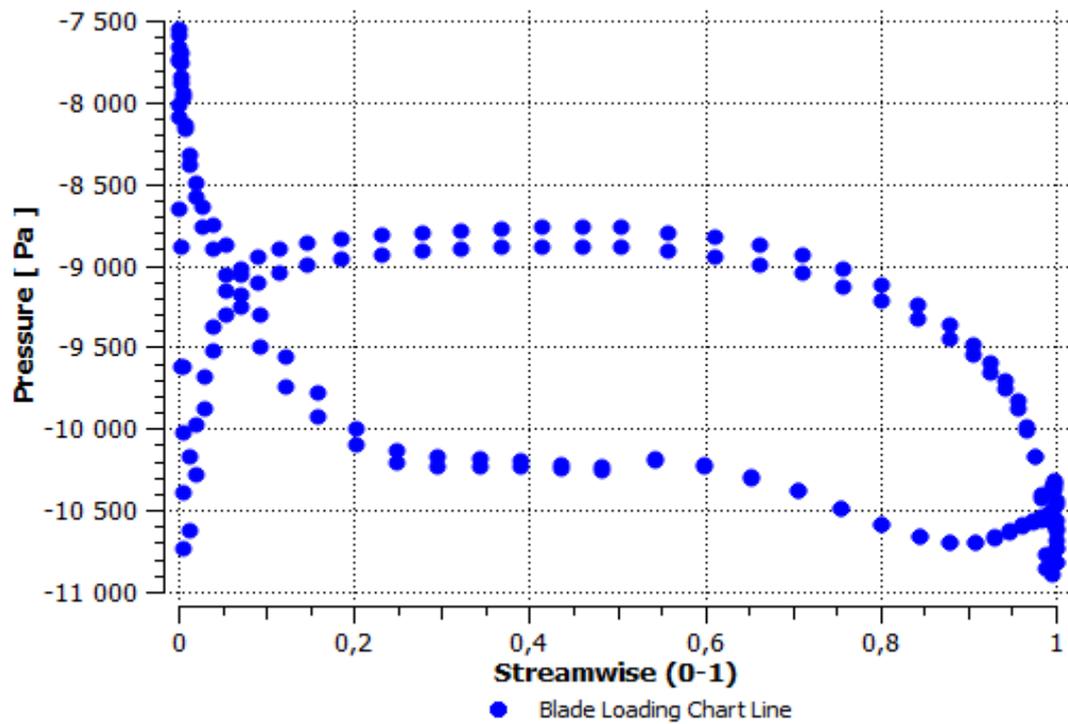


Figure III.6. Courbe de distribution de pression

III.8. Nombre de Mach :

III.8.1. Définition :

Le nombre de Mach est un nombre sans dimension mesure le rapport entre les forces liées au mouvement et la compressibilité du fluide. Noté Ma .

$$Ma = \frac{v}{a}$$

- v est la vitesse de l'objet (par rapport à son environnement)
- a est la vitesse de propagation ou célérité du son dans l'environnement considéré

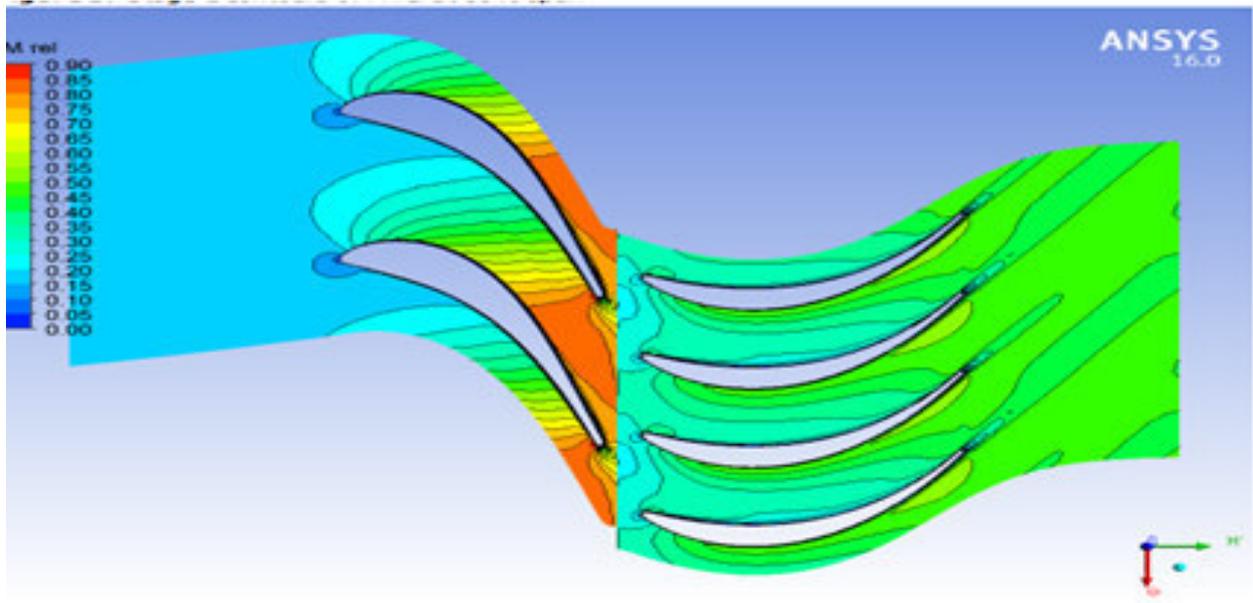


Figure III.7. Distribution du nombre de Mach

On remarque qu'à l'entrée du domaine, le fluide s'écoule à une faible vitesse, l'écoulement du fluide est ralenti au voisinage du bord de fuite, puis il accélère dans inter-aube. L'écoulement est perturbé sur l'extrados qui est située près du bord de fuite.

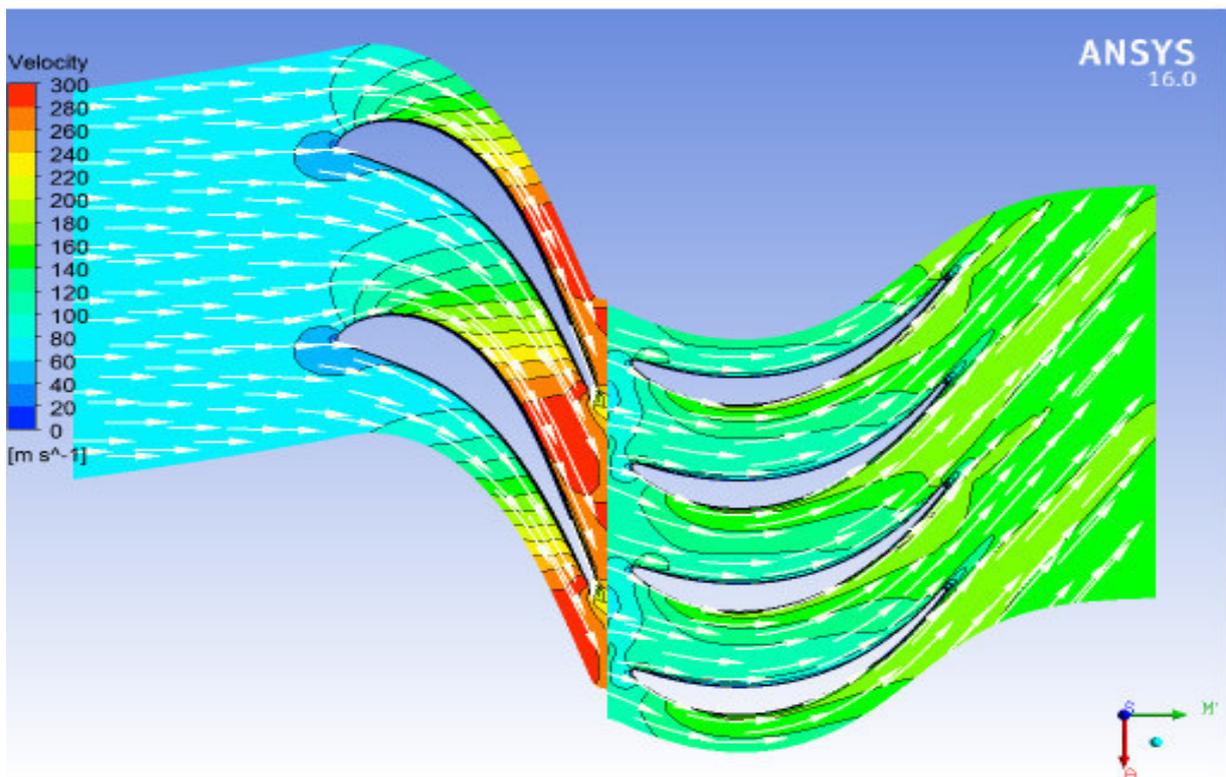


Figure III.8 : distribution de la vitesse

Pour cette figure on remarque que la vitesse au niveau du stator diminue sur bord d'attaque et elle augmente sur bord de fuite grâce à la géométrie d'ailette statorique, au niveau de la rentrée du rotor la vitesse est faible par rapport à celle de la sortie du distributeur puis elle augmente petit à petit car la géométrie facilite la distribution de vitesse

III.9 Plan méridienne : C'est un plan perpendiculaire dans la direction de l'écoulement qui représente l'écoulement en 3D

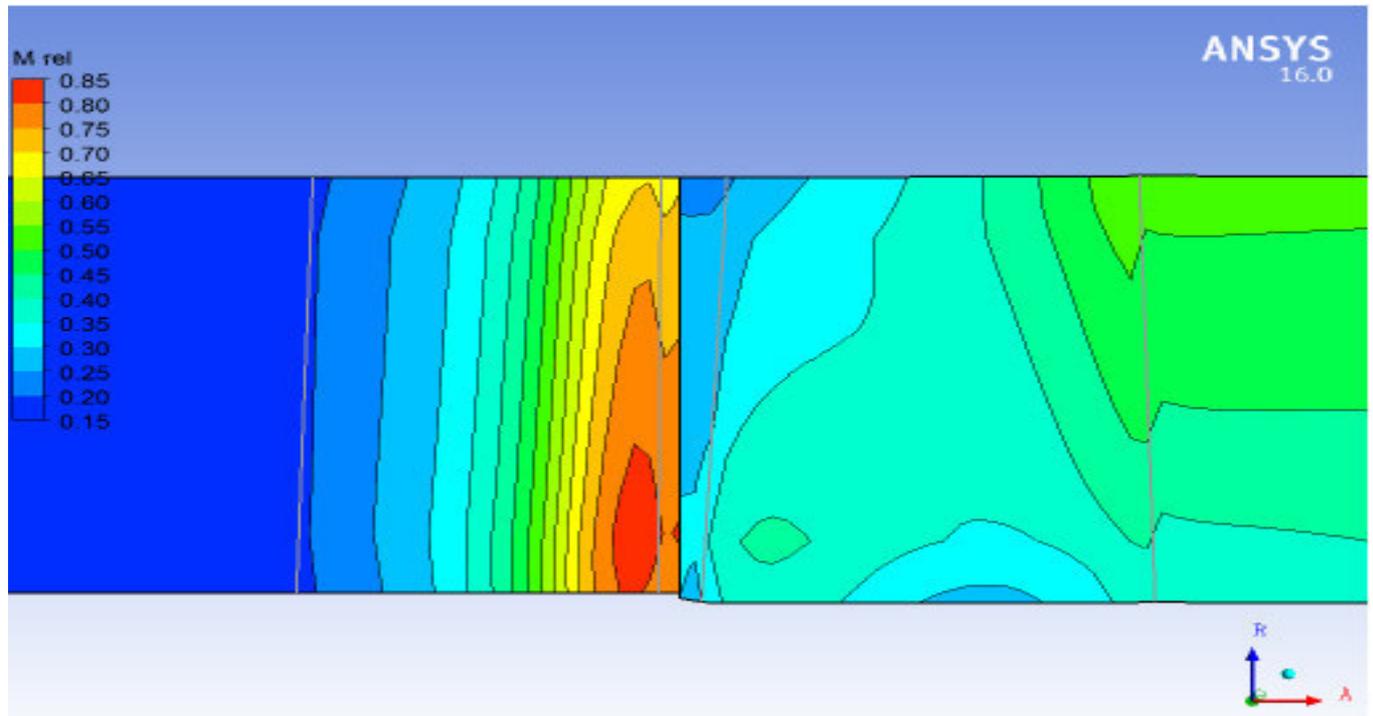


Figure III.9 :Distribution du nombre de Mach

Le nombre de mach est faible à l'entrée du stator puis il augmente au niveau de sortie du stator et chute à l'entrée du rotor jusqu'à la sortie

on peut dire que l'augmentation du nombre de Mach implique une augmentation de vitesse qui induit une augmentation du débit donc une augmentation de la poussée.

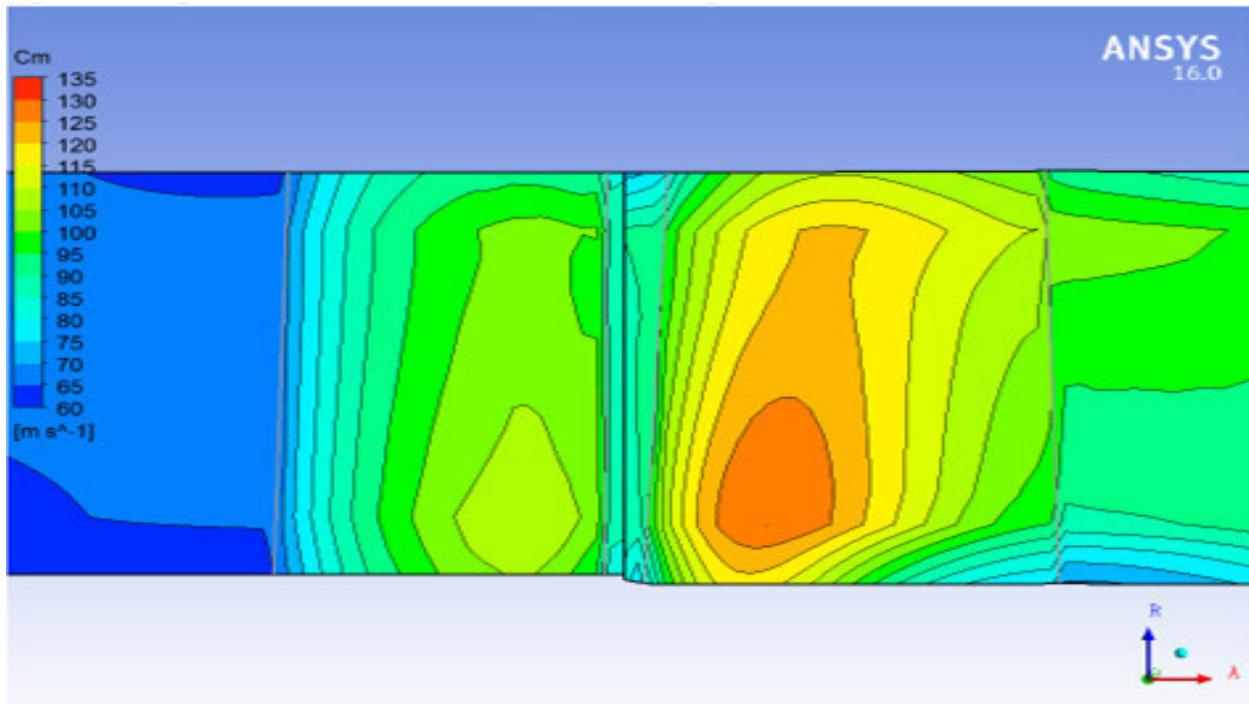


Figure III.10 : Distribution de la vitesse axiale

On remarque que la vitesse à l'entrée du domaine statorique elle puis elle augmente.

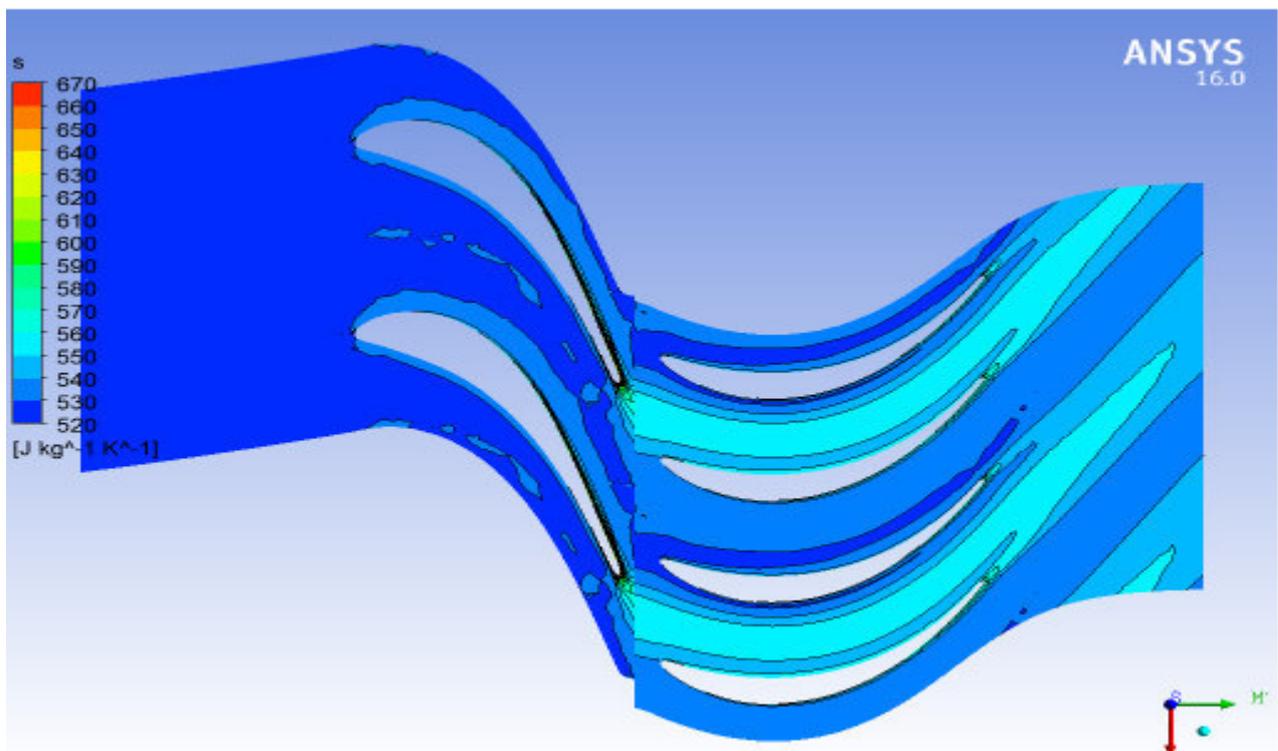


Fig III.11 : Contour d'entropie

- Le cas du (rotor) :

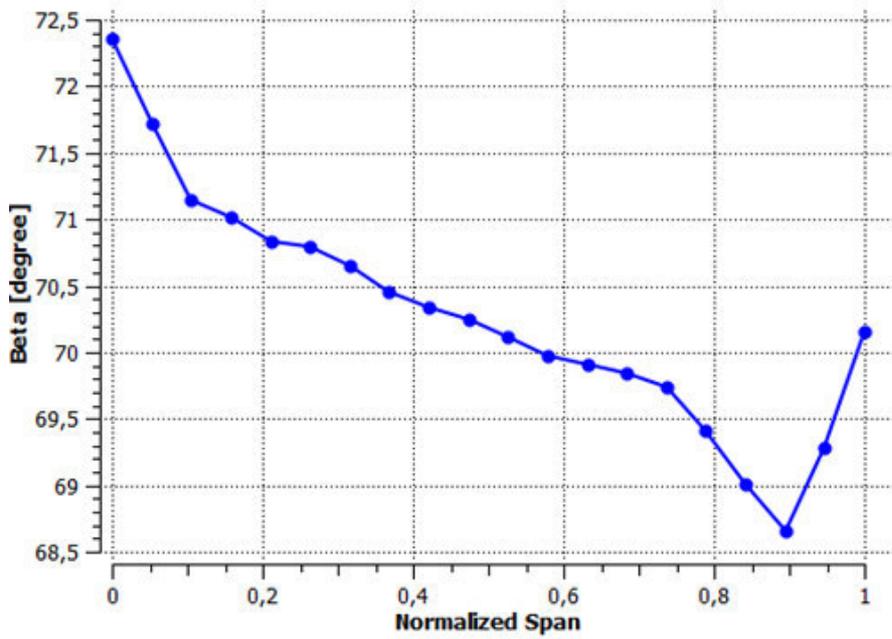


Figure III.12 : distribution de l'angle beta dans le rotor

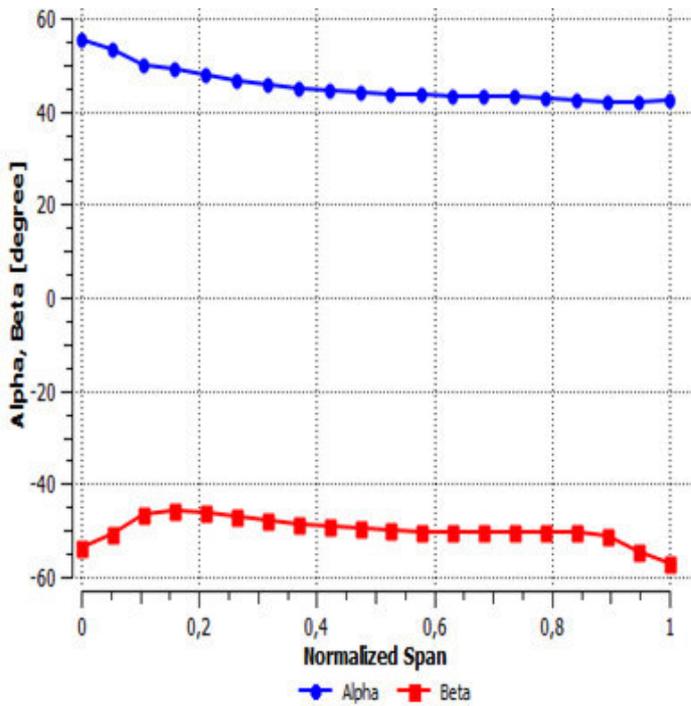


Fig III.13 : Distribution de l'angle alpha et Beta dans de rotor

Interprétation :

On voit que l'angle β dépend de la vitesse de rotation w et u et α dépend de la vitesse

tangentielle c et u . $\alpha(\vec{c}, \vec{u})$ et $\beta(\vec{w}, \vec{u})$

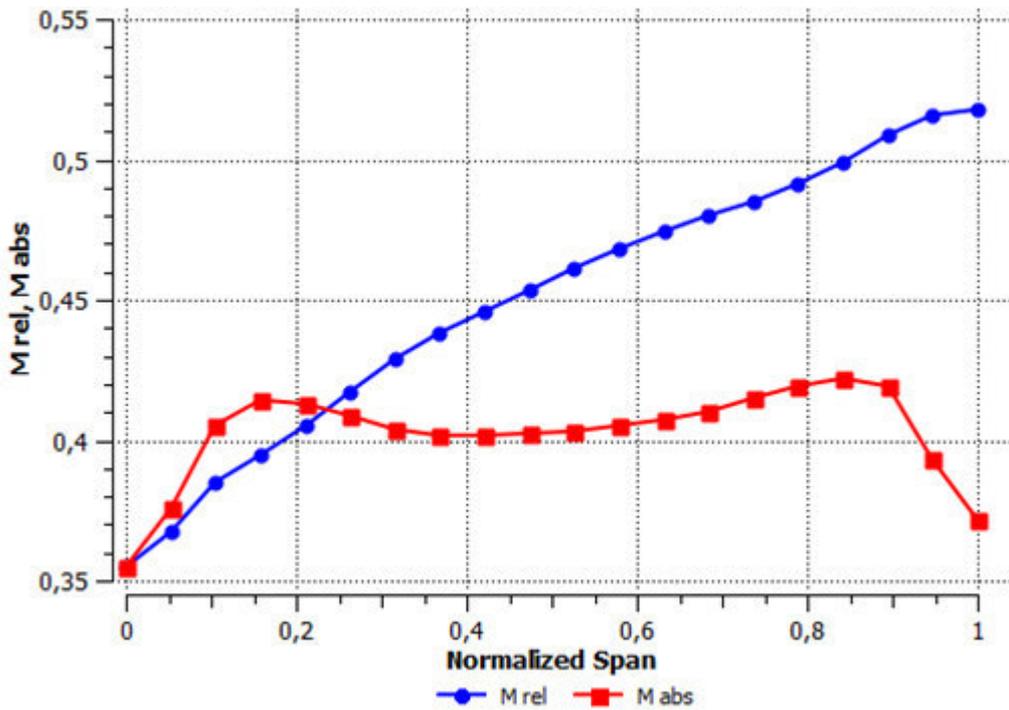


Figure III.14 : distribution du nombre de Mach relatif et Mach absolue

$$c = w + u$$

$$\frac{c}{a} = \frac{w}{a} + \frac{u}{a}$$

$$M_{abs} = M_{rel} + M$$

Ici on remarque que M_{rel} dépend de M_{abs}

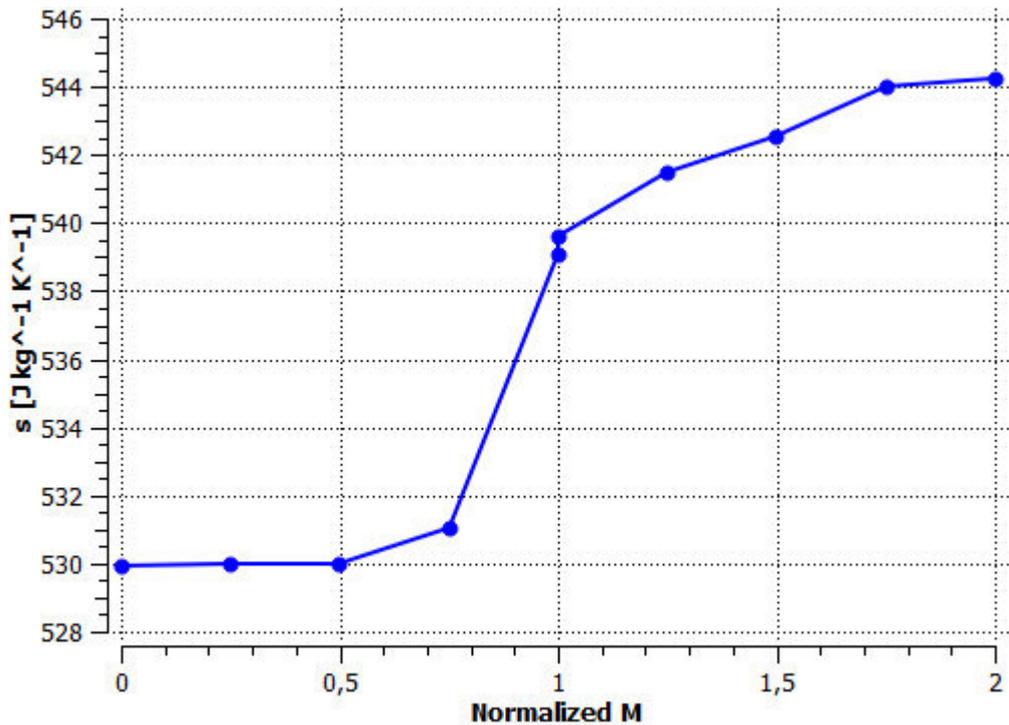


Figure III.15 :distribution de l'entropie

D'abord en définit l'entropie statique par la formule suivante :

$$S = K_B \ln(\Omega)$$

où k_B est la constante de Boltzmann, de valeur numérique $1,38 \times 10^{-23} \text{ JK}^{-1}$ et Ω le nombre d'états microscopiques correspondant à l'état macroscopique considéré.

A partir de la courbe obtenue, on remarque que l'entropie de 0 à 0.5 il est constante puis elle augmente car il y a pas des pertes de charges.

III.10 Résultats globaux de performance :

Le tableau suivant donne une performance globale pour la table de résultats de performance globale de la machine :

Débit massique d'entrée	3.3578	[Kg s ⁻¹]
Débit volumique d'entrée	12.9396	[m ³ s ⁻¹]
Taux de pression totale	1,5157	
Rapport de température totale	1,1100	
Efficacité isentropique totale %	88,6498	

Efficacité poly tropique totale %	88,0516	
-----------------------------------	---------	--

Tableau III.1 : Les performances globales

En thermodynamique, une **transformation poly tropique** appliquée à un gaz (en général considéré comme un gaz parfait) est une transformation durant laquelle la pression P et le volume V du gaz considéré est de la forme :

$$PV^m = \text{const}$$

Cas particuliers

Dans l'hypothèse où l'on a un gaz parfait, plusieurs valeurs de l'exposant m correspondent à des cas particuliers simplement interprétables.

- $m = 1$

L'équation d'état des gaz parfait s'écrit

$$PV = NK_B T$$

où N est le nombre de particules, T la température et k_B la constante de Boltzmann.

$$K_B = 1.38064852 \cdot 10^{-23}$$

- $m = 0$

Quand $m = 0$, l'équation devient immédiatement $P = \text{const}$: c'est une transformation isobare (à pression constante).

III.11 Résultats du rendement de scène :

Le tableau suivant donne un résumé des résultats de performance pour chaque étape

Tableau III.2 : résultats de performance de l'étage 1.

Vitesse de rotation	523,6000	[Radiant s ⁻¹]
Débit massique	3,3901	[Kg s ⁻¹]
Puissance de l'arbre	114196,0000	[w]
Débit volumique d'entrée	12,9396	[m ³ s ⁻¹]
Rayon de référence	0,4196	[m]
Coefficient de débit d'entrée	0,4144	

Rapport de puissance	1,0204	
Réaction	0,7842	
Taux de pression totale	1,5175	
Rapport de température total	1,1100	
Tête poly tropique	38480,3000	[J kg ⁻¹]
Coefficient de tête poly tropique	0,7971	
Rendement poly tropique total à total%	87,9612	
Coefficient de perte de buses	1,5119	
Efficacité de la buses %	89,6412	

III.11.1 vitesse de rotation : est une mesure de la vitesse de rotation. Elle est la dérivée première, par rapport au temps, de la position angulaire d'un système $w=2\pi/T$

T : c'est la période.

III.11.2 La puissance de l'arbre : exprime par la formule suivante : $P = \omega\tau$ où ω est la vitesse de rotation en radians seconde et τ de couple en newton-mètre.

III.12.Résultats récapitulatifs des composants :

Le tableau ci-dessous donne un résumé des variables de la moyenne de la solution et des quantités dérivées calculées à l'entrée, et à la sortie, les angles suivants alpha et bêta sont relatifs au plan méridional.

Quantité	Entrée	BT cp	BF cp	sortie	BF/BT	BF-BT	Unités
Densités	0,2554	0,2547	0,1893	0,1907	0,7431	N/A	[Kgm ⁻³]
P statique	-554,2350	-646,2470	-1159,3800	-837,8010	187,3420	-1153,1900	[Pa]
P totale	-0,3132	-6,1886	-1159,3800	-837,8010	13,4911	-33,1148	[Pa]
T statique	337,8560	337,3530	340,2380	304,4680	187,3420	-0,0070	[K]
T total	340,0000	340,0020	339,9950	340,0090	0,9018	-33260,5000	[K]
H statique	39880,7000	39375,3000	6114,8300	6346,1900	1,00000	-6,9844	[J kg ⁻¹]
H total	42034,1000	42035,9000	6114,8300	42042,7000	0,1553	9,2524	[J kg ⁻¹]
Entropie	529,9390	529,9910	539,2430	538,9300	1,1075	9,2524	[[J kg ⁻¹ K ⁻¹]
Mach	0,1779	0,1881	0,7388	0,7580	3,9269	0,5506	
Cm	65,5816	66,9042	91,1098	87,2832	1,3618	240,9580	[ms ⁻¹]
Cu	0,0045	0,4012	241,3590	250,0120	601,5710	240,9580	[ms ⁻¹]
C	65,5816	69,2471	258,1910	265,0990	3,7285	188,9440	[ms ⁻¹]
Paramètre de distorsion	1,0014	1,1021	1,0699	1.0194	0,9708	N/A	
Angle d'écoulement	0,0040	1,0291	70,1873	70.8538	N/A	69,1582	[Degrée]

TABLEAUX III.3 : récapitulatif du composant (stator)

Cm : Vitesse axiale

C : la vitesse tangentielle.

La densité : la densité d'un corps c'est le rapport de sa masse volumique à la masse volumique d'un corps pris comme référence.

$$d = \frac{\rho \text{ corps}}{\rho \text{ ref}}$$

La pression statique : est la pression que mesure un capteur qui se déplace à la même vitesse que le fluide. Autrement dit, la pression statique est la pression du fluide à l'arrêt.

Tableau III.4: récapitulatif des composants de (rotor) :

Quantité	Entrée	BT cp	BFcp	Sortie	BF/BT	BF-BT	Unités
Densités	0.1904	0.1894	0.1755	0.1755	0.9269	N/A	[Kgm ⁻³]
P statique	-8654.9700	-8774.3000	-	-	1.1798	-1577.9300	[Pa]
Pt	-915.6950	-803.8740	-8541.0000	-8618.4900	10.6248	-7737.1300	[Pa]
Pt (rot)	-	-	-	-	1.0159	-192.20000	[Pa]
T	304.5360	304.0100	296.6140	297.3400	0.9757	-7.3956	[K]
Tt	340.0710	340.1110	296.6140	297.3400	0.9757	-7.3956	[K]
Tt (rot)	285.3380	285.3800	285.5460	285.5730	1.0006	0.1655	[K]
H	6414.2000	5885.6500	-1542.4900	-831.1480	-0.2621	-7428.1300	[J kg ⁻¹]
Ht	42105.7000	42145.7000	8193.1600	8196.4200	0.1944	-	[J kg ⁻¹]
Ht adiabatique	38880.8000	38754.4000	4071.3300	3823.7300	0.1051	-	[J kg ⁻¹]
Ht polytropic	38833.8000	38715.9000	3816.6600	3553.1400	0.0986	34683.1000	[J kg ⁻¹]
Rothalpies	-	-	-	-	0.9870	166.2190	[J kg ⁻¹]
Entropies	539.5520	540.0020	543.3980	544.2700	1.0063	3.3961	[Jkg ⁻¹ K ⁻¹]
Mach (abs)	0.7557	0.7673	0.4047	0.3864	0.5274	-0.3626	
Mach (rel)	0.2750	0.2916	0.4529	0.4529	1.5531	0.1613	
U	219.8050	219.7200	219.7190	219.6540	1.0000	-0.0005	[ms ⁻¹]
Cm	78.5472	91.0478	97.1682	93.8935	1.0672	6.1204	[ms ⁻¹]
Cu	249.1650	251.4460	97.8402	94.8447	0.3891	-153.6060	[ms ⁻¹]
C	264.4320	268.3000	139.8930	133.6120	0.5214	-128.4070	[ms ⁻¹]
Wu	29.3600	31.7264	-121.8790	-124.8090	-3.8416	-153.6060	[ms ⁻¹]
W	96.1676	101.8600	156.3050	156.6070	1.5345	54.4450	[ms ⁻¹]
Paramètre de distorsion	1.0186	1.0212	1.0300	1.0091	1.0086	N/A	
Angle d'écoulement alpha	71.1238	70.1793	45.1679	45.3459	N/A	-25.0114	[Degré]
Angle d'écoulement Beta	19.6359	19.0217	-49.8146	-52.8254	N/A	-68.8363	[Degré]

Conclusion Générale

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

En effet, à l'issue de cette étude, on a pris connaissance du turbo fan CFM56-7B et on peut comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement.

On a constaté que la consommation spécifique dépend de la poussée

Par rapport au autre moteur le CFM56-7B est écologique vu qu'il consomme moins de fuel et éjecte moins d'émission d' Nox et de Co2 qui sont très nocif pour notre santé .

La simulation est faite à l'aide d'un logiciel ansys qui nous permis d'avoir une idée sur l'écoulements.

Au niveau de la turbine l'énergie de l'air transforme en énergie cinétique exploité pour produire la poussée, mais cette quantité de l'énergie peut varier en fonction certaines caractéristiques.

Nous avons alors effectué une simulation numérique de l'écoulement au niveau de la turbine qui est un écoulement instationnaire et turbulent .

Enfin nous souhaitons que le travail effectué va encourager nos étudiants et servira comme référence pour les futures étudiants

Référence bibliographique

- [1] Jacques Julliard , Georges Riou Christian Lozachneur SNECMA , Site de Villaroche , 77550 Moissy-cramayel ,1997
- [2] Theirry Goding , simon Harvy ,Pascal Stouffs , “Ecole des mines de Nantes ,4, rue Alfred Kastler Bp 20722, 4407, Nantes codex 3 , France 1998.
- [3] Eloudie Roux ,Office National d’Etude et de Recherche Aérospatiales Département Commande des systèmes et Dynamique du vol :DCSD BP 4025.2,Avenue Edouard Belin ,31055 Toulouse Cedex 4,2002
- [4]Jean Philippe Thomas ,Faculté des science Appliquées, Contrôle d’un turboréacteur a banc d’essai sur base d’une modélisation en régime transitoire .2004
- [5] T .Hikmet Karakoc , Aircraft Propulsion et Structure Maintenance Département , School of Civil Aviation Anadoulou University ,PO Box 26470, Eskichkir Turkey .2008
- [6] A. Ausloos et al, Institut Charles Delaunay , Université de technologie de Troyes , 12 rue Marie Curie ,BP 20060.10010 Troyes 2009.
- [7] Département of Air frame and powerplants, Civil Aviation School ,Ecriyes University ,38039 Kayseri2009
- [8] Jayson Babajee , Msc in Acrospace Dynamics and MSc in Mechanical Engineering and Energitics , in order to obtain the drgree of “Docteur de l’Ecole Central de Lyon “, Ecole Central de Lyon ,France , November 2013.

Memoires consultés :

[1] -Derardja Abderahim

Etablissement des paramètres du Moteur CFM56-7B

UMBB, génie mécanique Option :énergétique

[2] Assas Asya

Calcul de performance du CFM56-7B en régime hors adaptation

UMBB, génie mécanique option conversion d’énergie

Site Consulté :

[www. Snecma-motors.com](http://www.Snecma-motors.com)

www. Air algérie.dz

www. L’avionnaire.com

www. Wikipedia .org / cycle turboréacteur , chambre de combustion