

Faculté : Sciences de l'Ingénierat
Département : Génie Mécanique
Domaine : Sciences et Technologies
Filière : Génie Mécanique
Spécialité : Energétique

Mémoire

Présenté en vue de l'obtention du Diplôme de Master

Thème :

Etude thermodynamique concernant le
contrôle de la vitesse d'un petit avion

Présenté par : *ATHAMINA Ayoub*

Encadrant : *MERZOUG Bachir*

Pr

U.B.M. ANNABA

Jury de Soutenance :

MECHIGHEL FARID	Pr	U.B.M. ANNABA	Président
MERZOUG BACHIR	Pr	U.B.M. ANNABA	Encadrant
HAOUAM ABDALLAH	MC-A	U.B.M. ANNABA	Examineur

Année Universitaire : 2019/2020

ETUDE THERMODYNAMIQUE

CONCERNANT LE CONTRÔLE

De la vitesse D'UN PETIT AVION

Remerciements

Au nom d'Allah le plus grand merci lui revient de m'avoir guidé vers le droit chemin, et de m'avoir aidé tout au long de mes années d'étude.

J'adresse mon profond remerciement au Professeur MERZOUG BACHIR mon encadreur *pour sa disponibilité et ses compétences, Ce fut un grand plaisir de travailler avec lui, durant la préparation de ce manuscrit, pour l'aide et le temps qu'il m'a consacrés, et qui m'a donné aussi des conseils précieux et a collaboré de manière importante, il a toujours su être là quand j'en avais besoin.*

Un merci spécial aux membres du jury Mr HAOUAM Abdallah et Mr MECHIGHEL Farid *qui ont accepté de juger ce modeste travail.*

Et enfin, je dois remercier ma famille, je remercie aussi tous les amis pour leurs encouragements et leur patience sans bornes.

Ainsi, j'adresse mes remerciements les plus chaleureux à toutes les personnes qui ont aidé de près ou de loin par le fruit de leur connaissance pendant toute la durée de mon parcours éducatif.

ATHAMNIA AYOUB

SOMMAIRE

1. Introduction générale	1
2. Généralités	4
Comment un avion vole-t-il ? :.....	4
La portance	5
La traînée	6
La poussé.....	7
Le poids	8

Chapitre I. La propulsion

I.1 Définition de la propulsion.....	10
I.2 Principe général de fonctionnement	10
Types de propulseurs à réaction	10
Propulsion à réaction directe	12
Définition	12
Principe de fonctionnement.....	12
I.3.2.a.Les turboréacteurs mono flux (turbo jets)	13
I.3.2.b.Les turboréacteurs à double flux (turbo fans)	14
Les postcombustions.....	15
Les statoréacteurs	16
Les pulsoréacteurs	17
Moteurs a fusée.....	18
Définition	18
I.3.6.b. Principe de fonctionnement.....	18
Propulsion à réaction indirecte.....	19
Les moteurs à pistons.....	20
Le turbopropulseur.....	20

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Définition du turboréacteur	23
Principe de fonctionnement d'un turboréacteur.....	23
Le flux d'air primaire	24

Le flux d'air secondaire.....	24
Taux de dilution.....	25
Débit d'air.....	25
La consommation spécifique de carburant.....	25
Caractéristique principale de moteur cfm56-7b.....	25
Les performances du turboréacteur CFM56-7B fourni par le constructeur.....	26
Les éléments composant le moteur CFM56-7b.....	27
L'entrée d'air.....	27
Rôle.....	27
Le module fan.....	28
La soufflante ou fan.....	28
La compresseur basse pression (LPC).....	28
Les aubes de rotor.....	30
Principe de fonctionnement d'un étage compresseur.....	30
Le module Core.....	30
La compresseur haute pression (HPC).....	30
La chambre de combustion.....	30
Les circuits de refroidissement.....	31
La turbine haute pression (HPT).....	32
Le module LPT.....	32
II.9.3.1 .Principe de fonctionnement d'un étage turbine.....	33
Le module des commandes des accessoires (GEARBOX).....	34
Les tuyères.....	34
II.9.5.1. Le rôle.....	34
la vitesse et stabilité d'un avion.....	34

Stabilité statique	35
II.10.1.a. Statique positive	36
II.10.1.b. Statique neutre.....	36
II.10.1.c. Statique négative	36
Stabilité dynamique	37
II.10.2.a. Dynamique positive	37
II.10.2.b. Dynamique neutre	38
II.10.2.c. Dynamique négative	38
Stabilité longitudinale.....	38
Oscillation d'incidence.....	39
La position du centre de gravité CG.....	40
La position du centre de poussée CP	40
La conception de l'empennage horizontal	41
La vitesse	41
La puissance ou traction	42
Stabilité latérale.....	44
Effet de dièdre	44
Effet de flèche	45
Position de l'aile	45
Stabilité verticale.....	45
Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur	
Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur.....	48

Poussée, poussée spécifique et poussée de propulsion.....	48
III.1.1.a. La poussée	48
III.1.1.b. Poussée spécifique	48
III.1.1.c. La poussée de propulsion	48
Consommation spécifique et consommation horaire.....	48
III.1.2.a. Consommation horaire	48
III.1.2.b. Consommation spécifique	48
Taux de dilution	49
Taux de compression	49
Les puissances	49
III.1.5.a. La puissance calorifique	49
III.1.5.b. La puissance thermique théorique	49
III.1.5.c. Puissance thermique réelle	50
Rendement	50
III.1.6.a. Rendement thermodynamique	50
III.1.6.b. Rendement thermique réel.....	51
III.1.6.c. Rendement de propulsion	51
III.1.6.d. Rendement global	51
Etude thermodynamique	51
Introduction.....	51
Processus 1-2 : au niveau du compresseur	52
III.2.2.a. Etude thermodynamique du compresseur.....	52
III.2.2.b. Rendement isentropique d'un compresseur	53
Processus 2-3 : au niveau de la chambre de combustion	54
III.2.3.a. Le dosage (a).....	54
III.2.3.b. La richesse	54

III.2.3.c. Etude thermodynamique	55
III.2.3.d. Le rendement de la chambre de combustion	55
Processus 3-4 : au niveau de la turbine	56
III.2.4.a. Etude thermodynamique	56
III.2.4.b. Le rendement isentropique de la turbine	57
Processus 4-5 au niveau de la tuyère	58
III.2.5.a. Etude thermodynamique	58
III.2.5.b. Le rendement du turboréacteur	58
L'effet du turboréacteur sur l'environnement	59
Les émissions polluantes dues la combustion	59
Les composants du carbone	59
Les composants du soufre	60
Comment réduire les émissions de CO ₂	63
Pour réduire les émissions de CO ₂	63
III.5.1.a. Alléger les avions	63
.Utiliser du bio kérosène	64
Mettre en application des mesures d'«éco-pilotage»	64
III.5.1.d. Mettre en place de nouvelles technologies	65
III.6 .Les avantages de moteur CFM56-7B	65
Conclusion générale	67

Liste des abréviations

Liste des abréviations

a : Vitesse du son	[m/s]
C _p : Chaleur massique à pression constante	[J/kg .K]
C _v : Chaleur massique à volume constant	[J/kg .k]
h : Enthalpie	[J]
C _{cH} : Consommation horaire	[kg/h]
C _{SP} : Consommation spécifique	[kg/h.N]
F : Poussée	[N]
F _{spc} : Poussée spécifique	[N/ kg.s]
PCI : Pouvoir calorifique inferieur	[J/kg.k]
M : nombre de Mach	
N ₁ : nombre de tours	[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]

Liste des abréviations

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

Liste des figures

Liste des figures

N° de figure	Intitulé	page
Figure.1.1	avion d'Air Algérie	4
Figure.1.2	L'avionaire	5
Figure.1.3	La portance	6
Figure I.1	principe de la propulsion a réaction	10
Figure I.2	Groupe turboréacteurs (G.T.R)	12
FigureI.3	schéma représentant les phases du turboréacteur	13
Figure I.4	un statoréacteur	16
Figure I.5	calcul de la poussée d'un statoréacteur	16
Figure I.6	Un pulsoréacteur	17
Figure I.7	Un moteur à fusée	18
Figure I.8	principe de fonctionnement du moteur fusée	19
Figure I.9	avion équipé d'un turbopropulseur	20
Figure I .10	schéma du principe de fonctionnement d'un turbopropulseur	21
Figure II.1	Schéma de fonctionnement d'un turboréacteur	24
Figure II.2	schéma turboréacteur double flux	25
Figure II.3	le moteur CFM56-7b	27
Figure II.4	une entrée d'air (fan)	27
Figure II.5	les modules du CFM 56-7b	28
Figure II.6	schéma d'une coupe de deux étages compresseur	29
Figure II.7	triangle de vitesse du compresseur	30
FigureII.8	schéma représentant une chambre de combustion	31
Figure II.9	Les circuits de refroidissements	32
Figure II.10	coupe d'un étage turbine	33
Figure II.11	triangle de vitesse à la turbine	33
FigureIII.1	cycle thermodynamique du cfm56-7b	52
Figure III.2	les émissions de HC émises durant les phases de vol	62
Figure III.3	les émissions de CO émises durant les phases de vol	62
Figure III.4	Les émissions des NOX émises durant les phases de vol	63

Liste des tableaux

Liste des tableaux

N° de tableau	Intitulé	page
Tableau 1	Les différents types de propulsion	11
Tableau2	Performances du CFM56-7B	26
Tableaux3	Distribution des polluants dans les différentes phases de vol	61

Introduction

Introduction générale :

La mécanique du vol est une application de la mécanique rationnelle à l'étude du mouvement des appareils, pilotés, autoguidés ou téléguidés n'ayant pas de contact avec le sol sur une partie de leur trajectoire.

Toute action d'un pilote humain ou automatique sur les gouvernes modifie, par suite du changement de géométrie du véhicule, les moments des forces aérodynamiques, ce qui provoque une rotation de l'appareil autour du centre de gravité. Ce changement d'attitude par rapport à la vitesse engendre alors une modification en grandeur et en direction des forces aérodynamiques et entraîne, par conséquent, des modifications de la vitesse et de la courbure de la trajectoire. Celle-ci peut être également modifiée par les forces de propulsion qui proviennent de l'action aérodynamique du fluide traversant le moteur (hélice, réacteur, fusée, par exemple).

L'étude de la mécanique du vol comprend habituellement deux parties :

- le calcul des performances, qui traite de la trajectoire du centre de gravité ;
- l'étude des qualités de vol, qui traite plus particulièrement du mouvement du véhicule autour du centre de gravité.

L'étude de la mécanique du vol d'un aéronef nécessite la connaissance de ses caractéristiques géométriques, massiques (position du centre de gravité, tenseur d'inertie), aérodynamiques (influence de la vitesse, du nombre de Mach, de l'incidence, du dérapage, de la position des gouvernes), propulsives (influence de la pression, de la température, de la vitesse, de l'humidité, entre autres). La difficulté de cette étude au niveau du projet provient du fait que toutes ces caractéristiques ne sont pas indépendantes ; par exemple, la masse et les dimensions d'un avion dépendent de la quantité de combustible à emporter, et celle-ci, pour une performance donnée, dépend, entre autres facteurs, de la masse au décollage et des dimensions de l'appareil.

En mécanique du vol classique, l'avion est considéré comme un corps solide soumis à trois types de forces extérieures : la pesanteur, les forces aérodynamiques et les forces de propulsion. L'application à ce corps des deux théorèmes fondamentaux de la mécanique rationnelle (quantité de mouvement et moment cinétique) fournit le système des équations dynamiques qui régissent les variations du vecteur vitesse et du vecteur rotation, auxquelles on associe les équations cinématiques de la trajectoire et de l'attitude. Ces équations ne sont qu'exceptionnellement envisagées en totalité, car la plupart des mouvements s'accommodent

d'une réduction importante du nombre des variables à considérer, qui est adaptée chaque fois au problème traité.

L'avion étant un système commandable, deux sortes de problèmes se présentent : ceux où les paramètres de commande sont des fonctions connues du temps ou des variables d'état, et ceux où l'on recherche précisément ces fonctions en vue d'un résultat déterminé. Les premiers relèvent des techniques d'intégration et de calcul symbolique, et visent principalement la compréhension des phénomènes ; les seconds, orientés vers les applications pratiques, nécessitent l'emploi de méthodes d'optimisation. Le recours à l'ordinateur est de règle dans toutes les investigations. Le problème du pilote humain, qui boucle le mouvement observé de l'avion sur les paramètres de commande, est couramment résolu par l'emploi de simulateurs de vol, mais il a également été l'objet de nombreuses analyses théoriques où l'homme est assimilé tantôt à de simples fonctions de transfert, tantôt à des algorithmes de commandes plus conformes à sa façon d'opérer, mais aussi plus complexes [1].

Généralités

1. Généralités :

Comment un avion vole-t-il ? :

Chaque jour, ce sont près de 100 000 avions qui prennent les airs pour transporter des millions de passager. Et pourtant, à en croire certains, on ne comprend pas complètement comment fait un avion pour voler. Vraiment ?



Figure. 2.1 : avion d'Air Algérie.

Il faut dire que si l'on cherche à se renseigner un peu sur les raisons physiques qui gouvernent la capacité des avions à rester en l'air, on tombe sur tout un tas de théories, plus ou moins critiquées, plus ou moins contradictoires. Dans un article consacré à cette question, le New York Times écrivait :

Pour ceux qui ont peur de l'avion, il est probablement déconcertant que les physiciens et les ingénieurs aéronautiques en soient encore à débattre la raison fondamentale qui maintient les avions en l'air ? « Il n'y a pas de réponse simple à cela », d'après le Dr. Anderson.

Si on creuse un peu, on découvre qu'il existe notamment deux grandes explications concurrentes : celle « à la Bernoulli », et celle « à la Newton ». Elles n'ont pas été formulées par ces deux physiciens, mais se basent sur leurs lois respectives. Et il arrive que les tenants des deux camps se bagarrent avec ferveur pour savoir qui a plus raison que l'autre.

Je me suis souvent demandé comment on pouvait tolérer une telle situation, s'agissant d'une des technologies les plus importantes de notre temps ? Est-ce que vraiment on ne comprend pas exactement comment les avions volent ? Ou est-ce juste qu'on n'arrive pas à le vulgariser ?

Eh bien j'ai décidé de creuser la question pour vous ! Et en avant pour une tentative de réconciliation sur ce sujet hautement controversé...

Naïvement, on pourrait se dire que si un avion vole, c'est parce qu'il a des moteurs. Mais quand on y regarde un peu, la seule fonction des moteurs est de donner à l'avion un mouvement horizontal, parallèle au sol ; la force responsable est ce qu'on appelle la poussée. Quand l'avion est en vol, la poussée est contrecarrée par la traînée, qui représente la force qui s'oppose au mouvement horizontal de l'avion. [1]

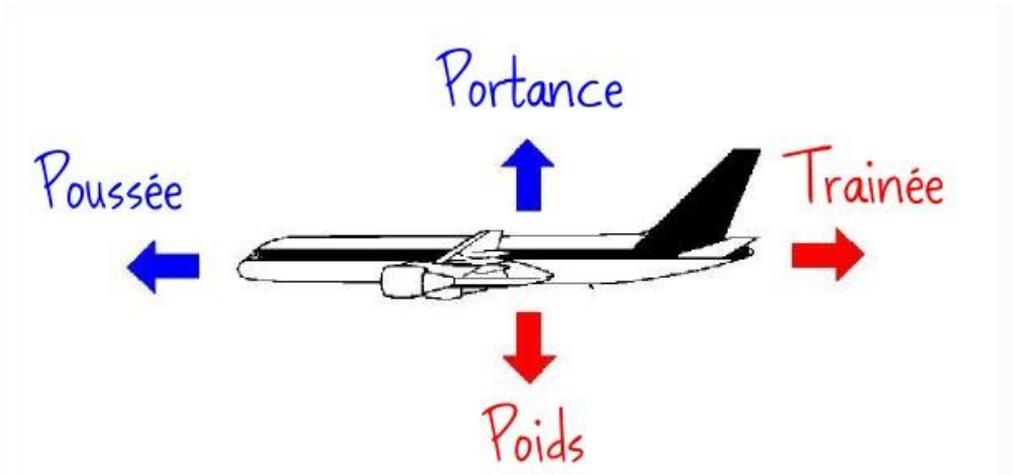


Figure.2.2 : L'avionnaire

La portance :

Un corps placé dans un écoulement d'air (ou d'eau) subit une force aérodynamique (ou hydrodynamique). Pour l'analyse, on décompose cette force en une composante parallèle au vent relatif : la traînée (voir aussi Aérodynamique), et une composante perpendiculaire au vent relatif : la portance.

- Pour une *voile*, la portance est dirigée de l'intrados (la face « au vent », concave), vers l'extrados (la face « sous le vent », convexe).
- Pour une aile d'avion, la portance est dirigée de l'intrados (la face inférieure), vers l'extrados (la face supérieure). En aérodynamique, la portance s'exerce à angle droit de la vitesse ; elle n'est donc verticale que lorsque le corps en mouvement est en translation horizontale (en vol de croisière pour un avion). Les surfaces verticales sont conçues pour développer des portances latérales.
- Pour un planeur ou un avion en descente moteur coupé, la portance est alors légèrement orientée vers l'avant ; sa composante parallèle à la vitesse est une poussée égale et opposée à la traînée. L'aile du planeur est alors propulsive.

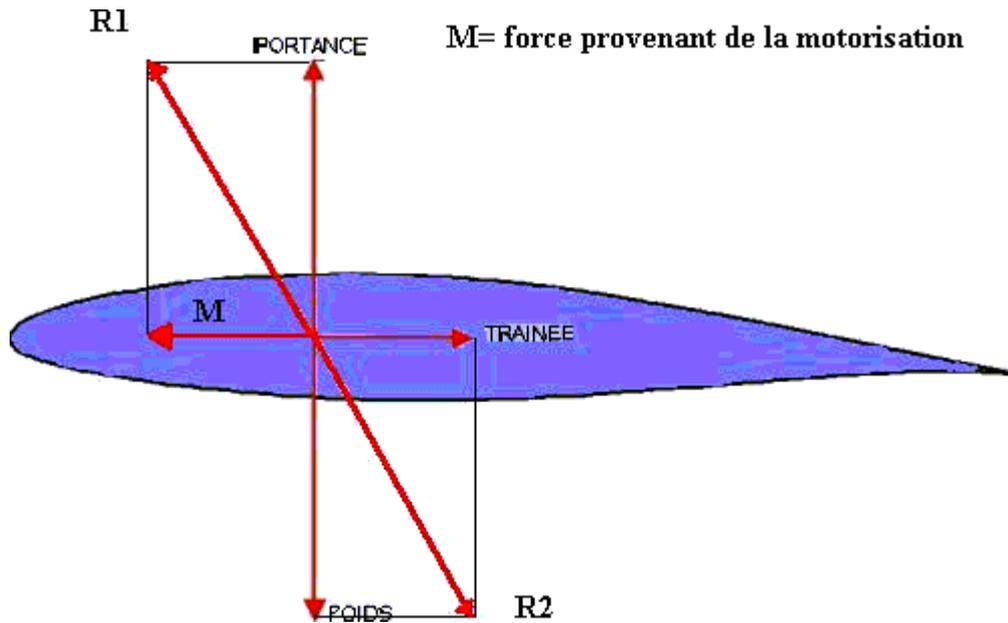


Fig. I.3. La portance

L'aile en mouvement dévie une masse d'air. Selon la troisième loi de Newton, « tout corps A exerçant une force sur un corps B subit une force d'intensité égale, de même direction mais de sens opposé, exercée par le corps B ». Si A est l'aile, et B l'air, alors l'aile subit une force en réaction au mouvement de la masse d'air dû au déplacement de l'aile. Si l'air est dévié par le bas, l'aile est tirée vers le haut. [2]

La traînée :

On appelle force de traînée, la force résistante qu'exerce un fluide sur un objet lorsque le fluide ou l'objet sont en mouvement l'un par rapport à l'autre. La force de traînée s'oppose au mouvement de l'objet et agit comme une force de frottement.

Pour se faire une bonne idée de ce que représente la traînée totale, il faut imaginer que différents phénomènes interviennent. Considérant un objet mince, la traînée dite de frottement -- une traînée liée aux vitesses des filets fluides -- est prépondérante. Mais lorsque l'objet prend l'épaisseur, c'est la traînée dite de forme qui prend peu à peu le dessus. Celle-ci résulte d'une baisse de pression à l'aval de l'objet.

Dans les cas de mouvements Trans- ou supersoniques, il faut y ajouter une composante de traînée dite d'onde qui est due à l'apparition d'une onde de choc.

La force de traînée constitue, avec la portance, l'une des deux forces fondamentales de

l'aérodynamique. Elle correspond alors à une force due au frottement de l'air dans la direction opposée à la vitesse de l'avion. Elle a plusieurs composantes :

- la traînée induite, générée au niveau des surfaces portantes (par exemple l'aile) par la portance elle-même (voir le schéma) et par le biais des tourbillons qui apparaissent en bout d'aile ;
- les traînées parasites dues aux formes de l'avion (le train d'atterrissage, par exemple, génère une forte traînée), aux interférences et aux frottements de l'air ;
- la traînée d'onde dont il était question plus haut [3].

La poussée :

Dans cette partie, nous montrerons les caractéristiques de la poussée en relation avec les réacteurs :

- La propulsion sur un aéronef est obtenue en créant une force, appelée poussée, qui résulte de l'accélération d'une masse d'air par une hélice (entraînée par un moteur) ou par un turboréacteur. La propulsion, sur un aéronef, résulte de l'accélération d'une masse d'air par une hélice (entraînée par un moteur) ou par un turboréacteur.
- Lorsque l'air passe dans les réacteurs, il est expulsé plus rapidement qu'il n'y est entré (Cela est dû au principe d'action-réaction) L'avion est poussé vers l'avant, c'est la force de poussée.

La poussée s'oppose à la traînée, lors d'un vol stabilisé, les deux forces s'équilibrent et l'avion adopte une vitesse constante. A même altitude, si la poussée augmente, elle dépasse momentanément la traînée. L'avion prend alors de la vitesse. Cependant, la traînée augmentera plus tard pour enfin rattraper la poussée. L'avion cessera alors d'accélérer, et reprendra un vol stabilisé.

La vitesse redeviendra constante mais sera néanmoins plus grande. Pour les planeurs, la poussée est exercée par des courants thermiques.

-La force de poussée est fournie par un système statique avec un système mécanique embarqué.

Le poids :

Dans cette partie, nous montrerons les caractéristiques du poids et ses effets avec le facteur de charge :

- Tout d'abord le Poids est la force contraire à la portance. C'est le vecteur qui se dirige vers le sol, qui n'a pour seule influence sur l'aérodynamisme l'attraction gravitationnelle.

De plus quel que soit le poids de l'aéronef, seul son apparence modifiera les écoulements d'airs sur celui-ci.

-On peut facilement le calcule grâce à la formule : $p = m \cdot g$

- p (poids) en Newton
- m (masse) en kg
- g (force gravitationnelle) en Newton/kg

Le poids apparent est le poids tel qu'il est « ressenti » et qui est la somme à la fois de la gravité et des autres forces qui s'exercent sur le porteur.

Le poids réel est créé par la gravité.

Chapitre I : La propulsion

Chapitre I : La propulsion

I.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 aéronefs cette poussée est obtenue par l'intermédiaire d'un moteur.

I.2 Principe général de fonctionnement :

Le principe de la propulsion des avions à réaction s'appuie sur la troisième loi énoncée par Isaac Newton en 1687 :

Tout corps A exerçant une force sur un corps B subit une force d'intensité égale, mais de sens opposé, exercée par le corps B.

Action-réaction

La réaction est la conséquence d'une action. Prenons comme exemple un ballon que l'on gonfle.

La paroi du ballon subit une certaine pression et se dilate. Si le ballon est bien fermé la résultante des forces de pression à l'intérieur du ballon est nulle.

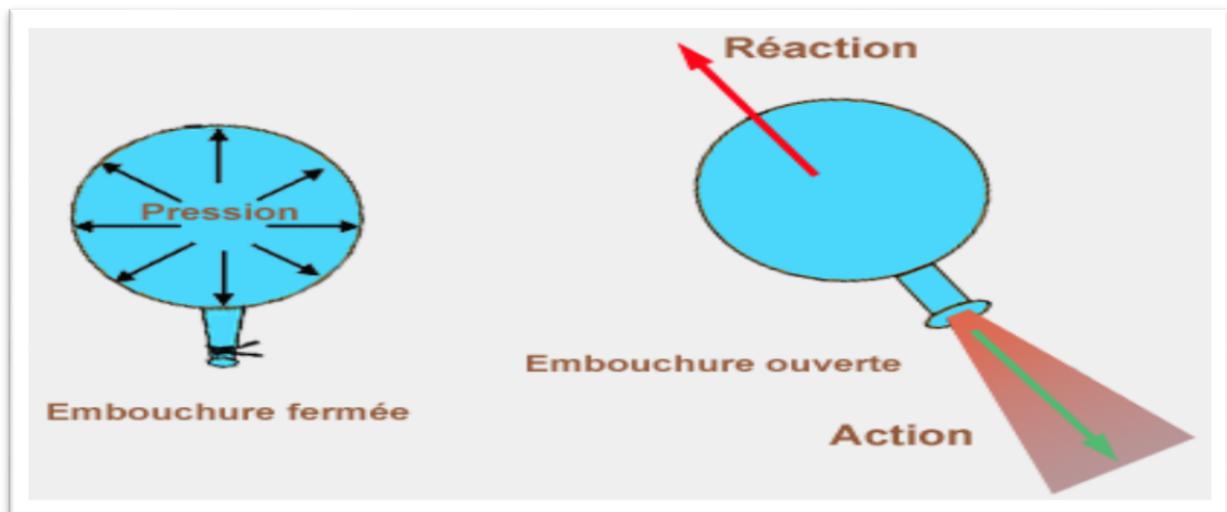


Figure I.1 : principe de la propulsion à réaction

Maintenant ouvrons l'embouchure du ballon, (figure de droite) les gaz en s'échappant créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement du ballon (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante).

Types de propulseurs à réaction :

Chapitre I : La propulsion

On distingue principalement deux types de propulsion :

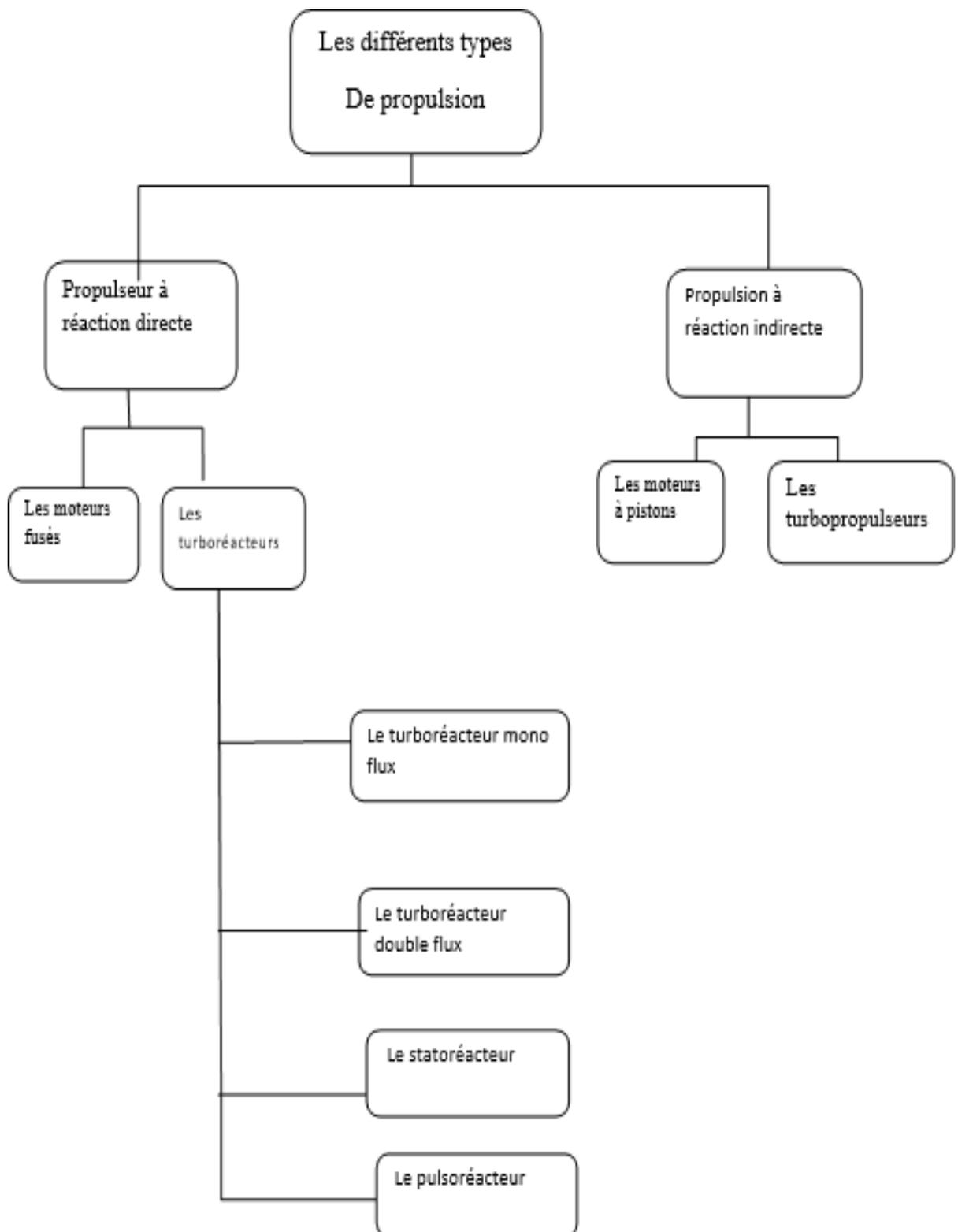


Tableau 1 : Les différents types de propulsion

Chapitre I : La propulsion

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.



Figure I.2 : Groupe turboréacteurs(G.T.R)

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 au compresseur, celui-ci est relié à la turbine avec un arbre de transmission, l'air entre dans la réaction de la combustion comme comburant.

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 détendant ensuite derrière la turbine, ce qui fournit la poussée du moteur.

Chapitre I : La propulsion

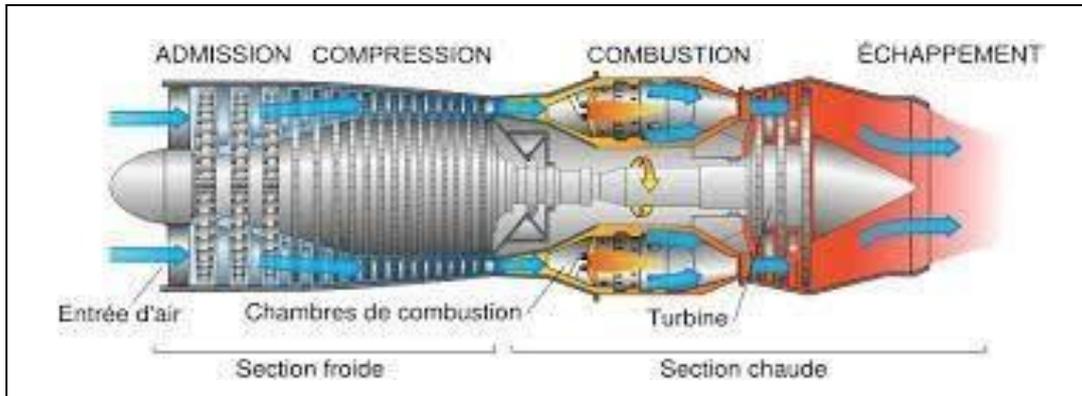


Figure I.3 : schéma représentant les phases du turboréacteur

Les turboréacteurs sont séparés en deux grandes classes :

I.3.2.a. 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 bruyants et n'atteignent leur meilleur rendement qu'au-delà de Mach 1.

Sa poussée est calculée 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.3.2.b. 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 poussée est calculée 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

Chapitre I : La propulsion

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 (négligeable)

P_{si} : pression statique sortie de gaz chauds

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

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 :

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

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)

Chapitre I : La propulsion

Les statoréacteurs :



Figure I.4 : un statoréacteur

Les statoréacteurs sont basés 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 manche d'entrée à condition que les statoréacteurs soient en mouvement (porté par un autre avion). Un statoréacteur fonctionne à des vitesses supérieures à 500 km/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 :

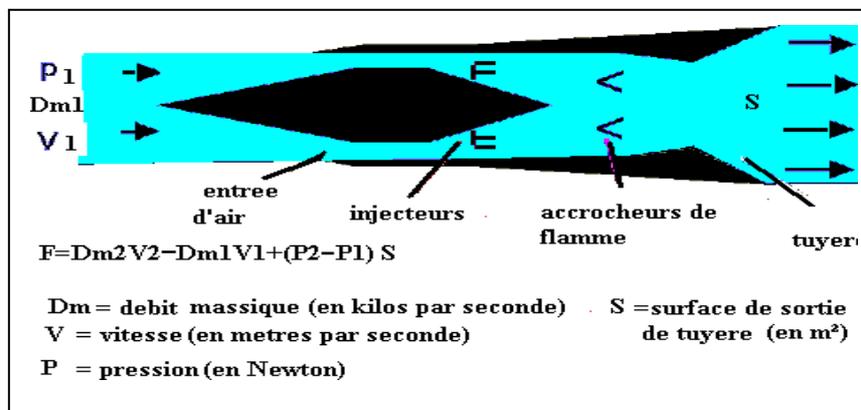


Figure I.5 : calcul de la poussée d'un statoréacteur

Chapitre I : La propulsion

Les pulsoréacteurs :



Figure I.6 : Un pulsoréacteur

C'est un statoréacteur munit de clapet automatique situé à l'entrée de la chambre de combustion, fut connue à la Deuxième Guerre mondiale, comme une alternative sérieuse au turboéacteur. 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 réadmission l'échappement des gaz chauds crée une dépression dans la chambre de combustion. Cette pression devient inférieure à la pression externe, les clapets s'ouvrent, le carburant pénètre dans la chambre, s'enflamme au contact des parois chaudes et ... un nouveau cycle commence. Il peut, contrairement au statoréacteur, fonctionner à faible vitesse, Il est très bruyant et Son rendement est médiocre.

Chapitre I : La propulsion

Moteurs à fusée :



Figure I.7 : Un moteur à fusée

I.3.6.a. 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.3.6.b. Principe de fonctionnement :

Le fonctionnement du moteur fusées se fait généralement par éjection des gaz chauds dus 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.

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

$$F = Dm \cdot V_e + (P_s - p_e) S$$

Chapitre I : La propulsion

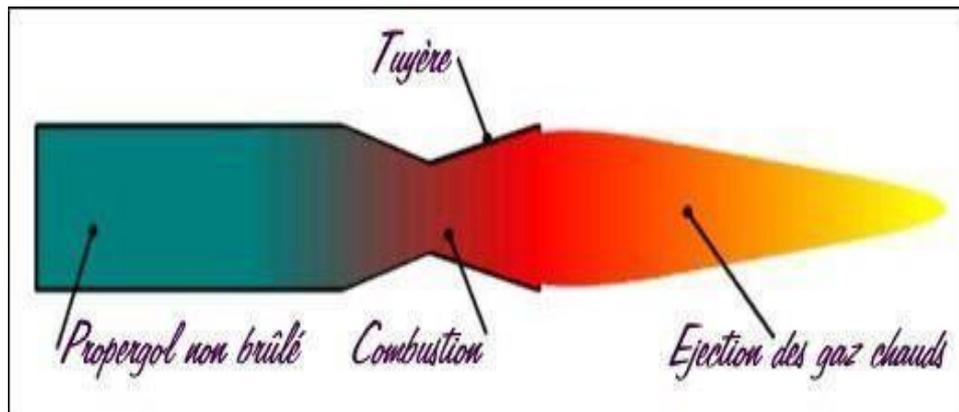


Figure I.8 : principe de fonctionnement du moteur fusée.

Avec :

P_s = pression statique en sortie de tuyère,

P_e = pression extérieure,

S : surface de la sortie de la tuyère.

D_m : débit massique (kg /s)

V : vitesse des gaz d'éjection (m/s)

Sa poussée peut dépasser les 100 000 N

Propulsion à réaction indirecte :

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)

Les moteurs à pistons :

ce sont des moteurs équivalents 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 . Appelés 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.

Chapitre I : La propulsion

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

En aéronautique, l'arrivée du turboréacteur a mis fin au moteur à piston. Ce dernier ne concerne que les avions légers et les hélicoptères de sport et divertissement.

Le turbopropulseur :



Figure I.9 : avion équipé d'un turbopropulseur

Le terme turbo-Prop vient de l'anglais turbo et pro peller (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.

Supérieur à celle d'un turboréacteur classique. Cette turbine à gaz peut être soit à compresseur axial, soit à compresseur centrifuge, soit à compresseur axial-centrifuge.

Le turbopropulseur 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.

Chapitre I : La propulsion

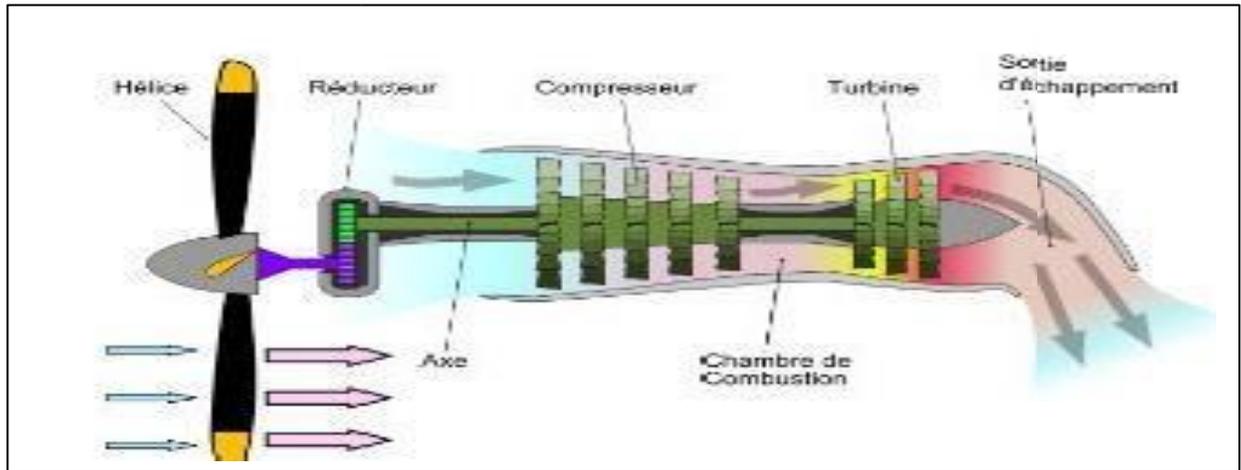


Figure I .10: schéma du principe de fonctionnement d'un turbopropulseur

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 fournit d'après la formule :

$$P = C \cdot \Omega$$

Avec :

- P : la puissance (W). C : le couple (N.m),
- Ω : la vitesse de rotation (rd/s)

Sa puissance est de 300 à 11 000 chevaux

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Définition du turboréacteur :

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

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

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 gear box (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.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

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.

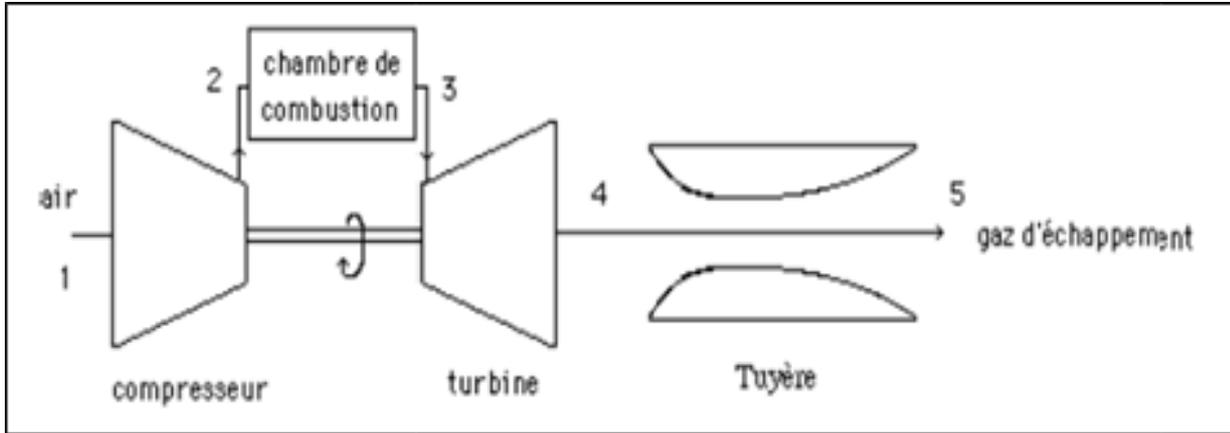


Figure II.1 : Schéma de fonctionnement d'un turboréacteur

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%).

Le flux d'air primaire :

Après avoir traversé les aubes 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).

Le flux d'air secondaire :

Passe à travers une partie du fan, vers les out let guide Vanes (OGV'S) et 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.

Taux de dilution :

C'est le rapport entre le débit secondaire et le débit primaire.

Débit d'air :

C'est la quantité d'air que peut traiter un appareil.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

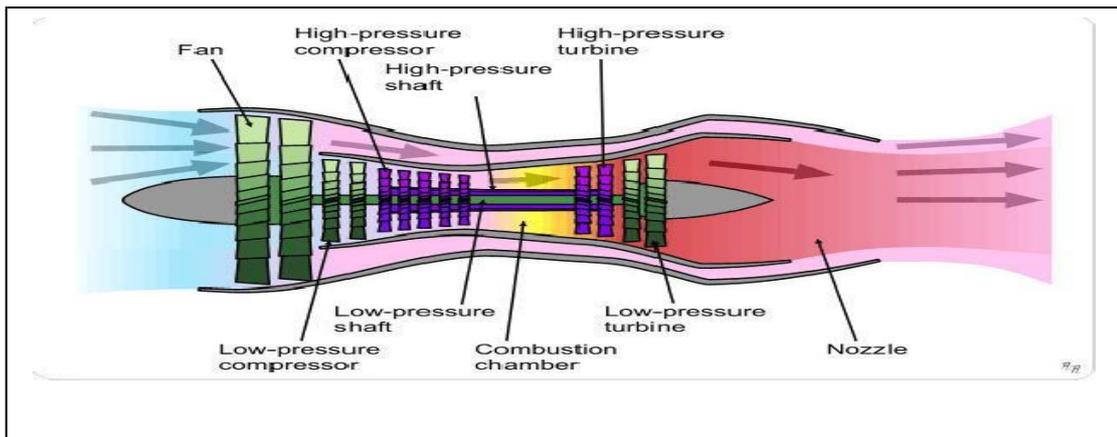


Figure II.2 : schéma turboréacteur double flux

La consommation spécifique de carburant :

Utiliser pour quantifier le rendement énergétique d'un moteur par rapport à sa puissance ou sa poussée.

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 kg (5257 livres)

- Dimensions :

- **Longueur** 2,51m
- **Taille** 1,81m
- **Largeur** 2,12m

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Les performances du turboréacteur CFM56-7B fournies par le constructeur :

Poussée	121 KN
Mach	0.8
$N1_{max}$	5380 tr/min
$N2_{max}$	15183 tr/min
Taux de compression	32
Taux de dilution	5.3
Debit d'air au décollage	385 kg/h
Vitesse moyenne d'éjection des gaz	295 m/s
Consommation spécifique	0.59 kg/N.h

Tableau2 : performances du CFM56-7B

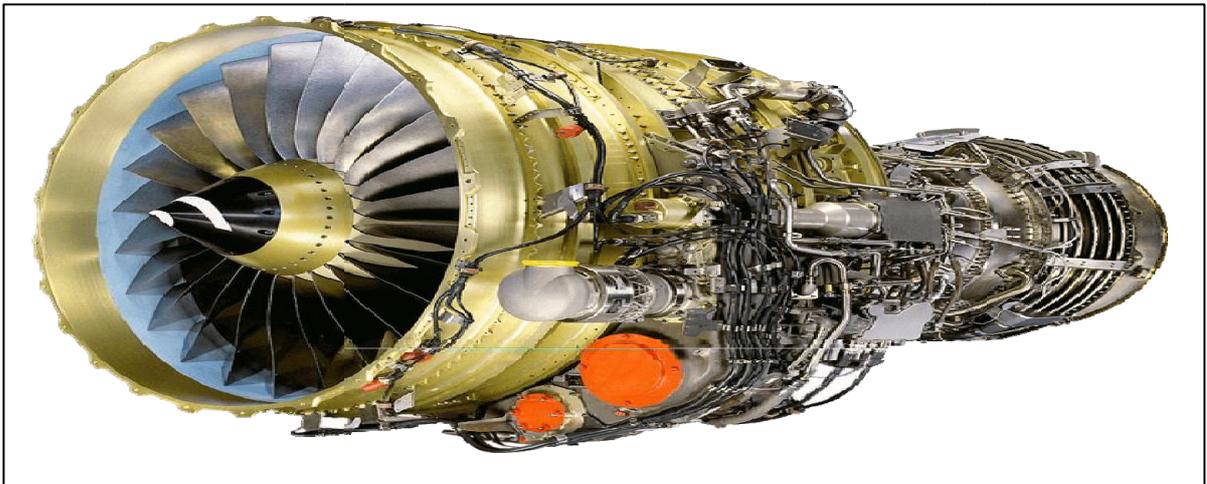


Figure II.3 : le moteur CFM56-7b

Les composants du moteur CFM56-7b :

L'entrée d'air :

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.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur



Figure II.4 : 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)

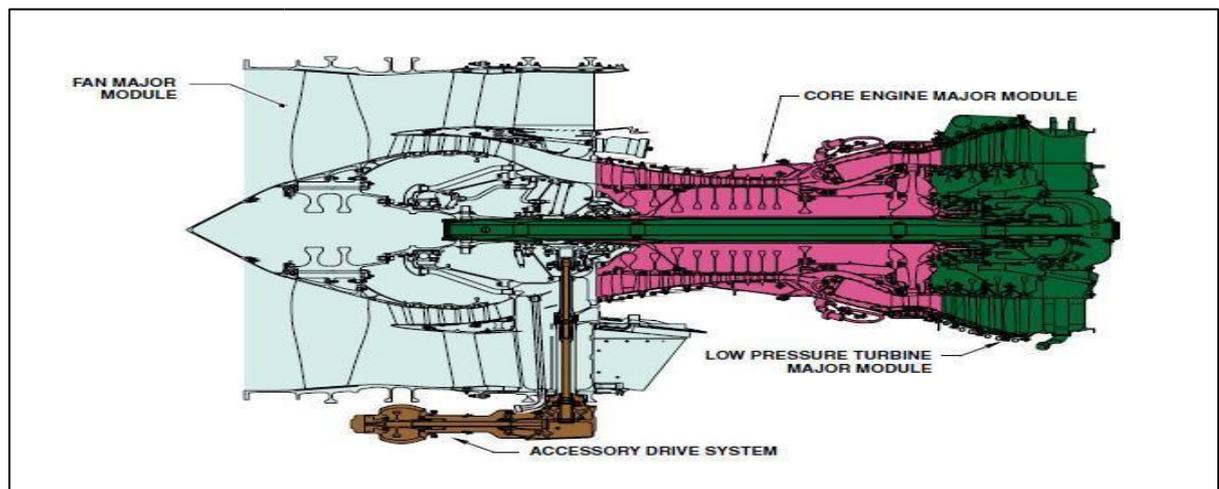


Figure II.5 : les modules du CFM 56-7b

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.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

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 d'aspirer et accélérer l'air, réduire le bruit du moteur.

Le compresseur basse pression (LPC) :

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

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

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

-Le rotor aspire et accélère le flux d'air en le déviant par rapport à l'axe du 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

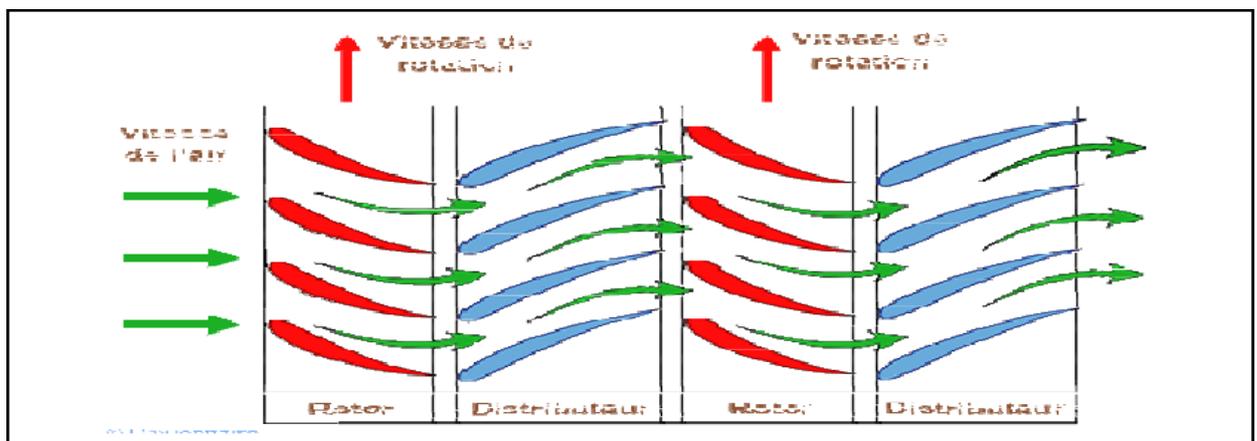


Figure II.6 : schéma d'une coupe de deux étages compresseur

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Les aubes de rotor :

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

Principe de fonctionnement d'un étage compresseur :

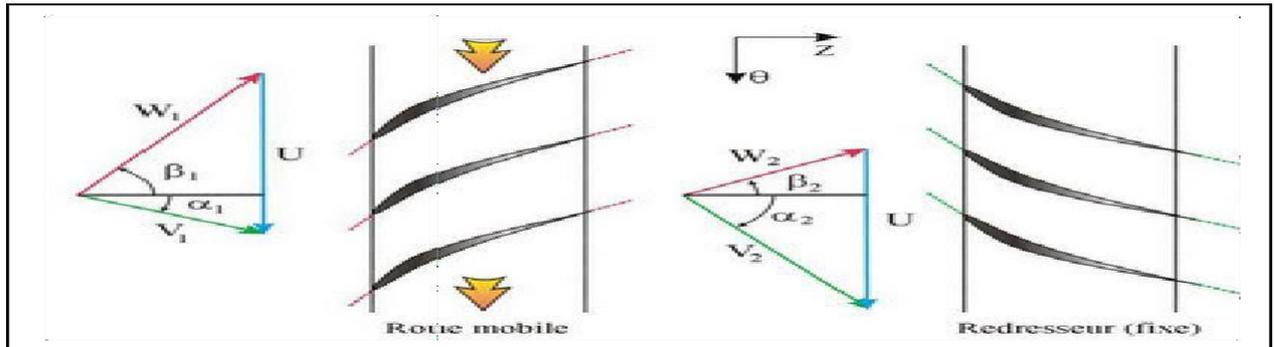


Figure II.7 : triangles de vitesse du compresseur

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% restant de la poussée.

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'envoi vers la chambre de combustion, les trois premiers étages comportent des aubes statoriques à calage variable (VSV : variable stator vanne) qui constituent le dispositif anti-pompage haute pression.

La chambre de combustion :

Contient 20 injecteurs de carburant et 2 bougies d'allumage, le but est 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 meilleure combustion qui produit les gaz chauds qui se dirigent vers la turbine haute pression (HPT).

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

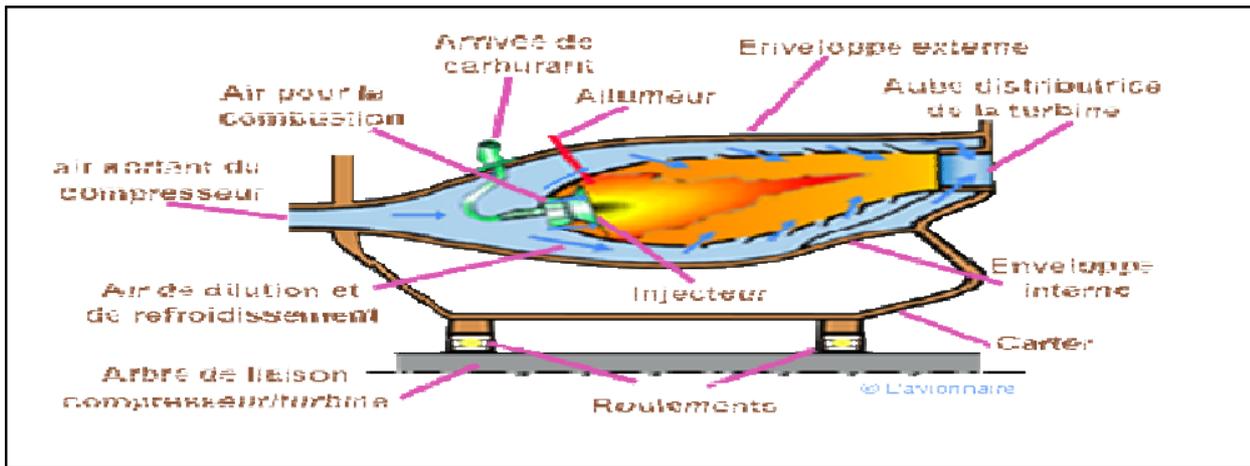


Figure II.8 : schéma d'une chambre de combustion

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 (40 injecteurs).

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

Les circuits de refroidissement :

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

Chaque type de turboréacteur est différent mais le principe général pour le refroidissement reste le même 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'autres prélèvements d'air sont utilisés pour la climatisation de la cabine passagers, du poste de pilotage, des soutes à bagages et pour le dégivrage de la cellule.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

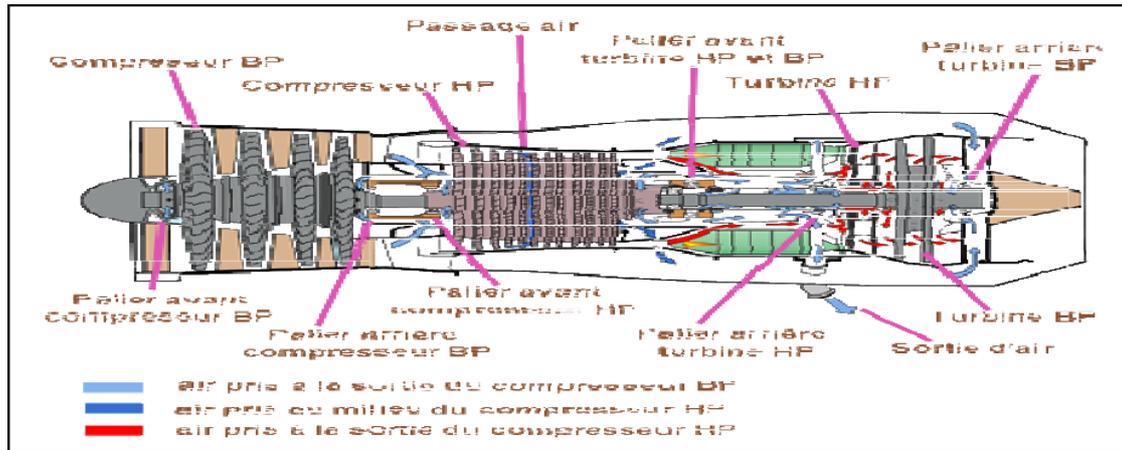


Figure II.9. Les circuits de refroidissements

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 chauds en énergie mécanique pour entrainer le compresseur haute pression (HPC) et la commande des accessoires l'ensemble compresseur et turbine haute pression (HPT et HPC) est appelé attelage haute pression N2.

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.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

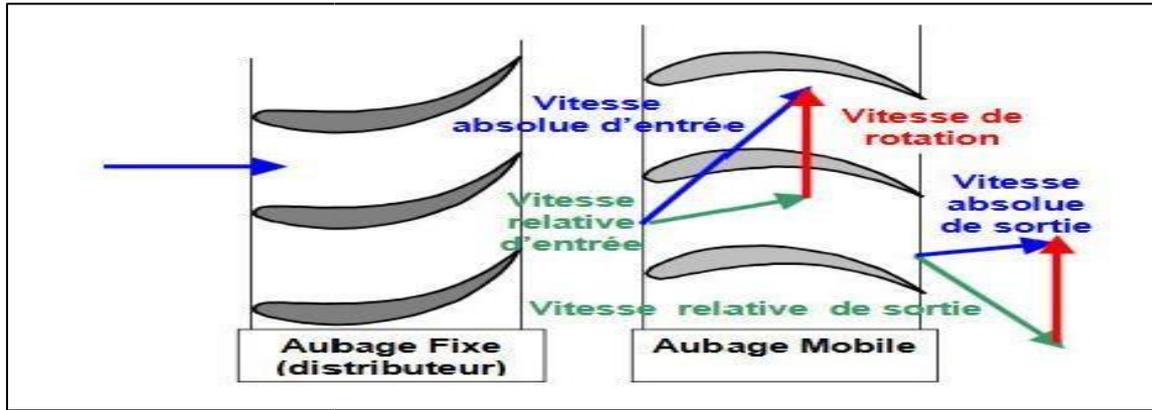


Figure II.10 : coupe d'un étage turbine

II.9.3.1 .Principe de fonctionnement d'un étage turbine :

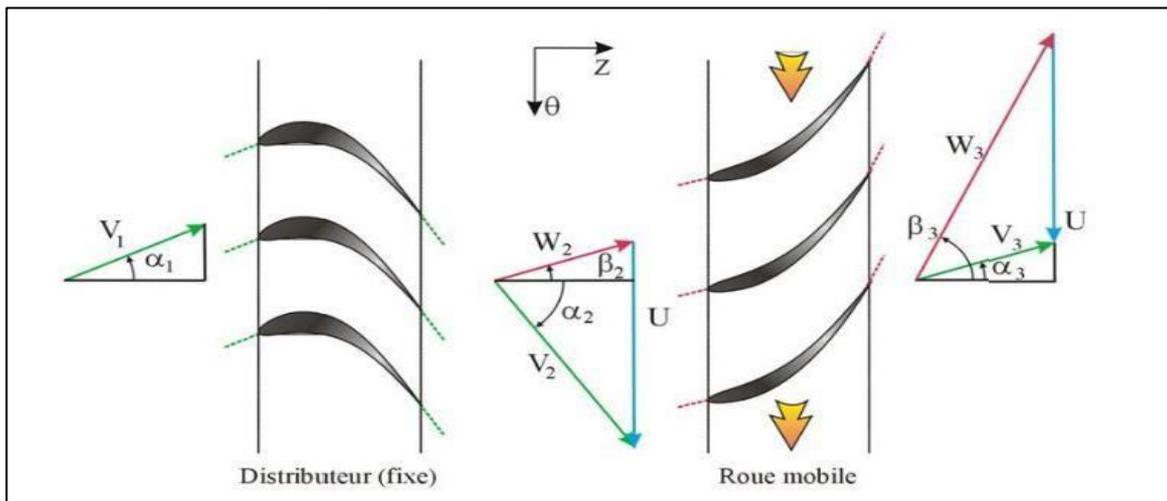


Figure II.11 : triangles de vitesse à la turbine

Le module de commande des accessoires (GEARBOX) :

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

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Les tuyères :

II.9.5.1. Le rôle :

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

La vitesse et stabilité d'un avion :

Bien qu'aucun avion ne soit complètement stable, tous les avions doivent présenter des caractéristiques de stabilité et de maniabilité souhaitables. Un avion intrinsèquement stable est facile à piloter et réduit la fatigue du pilote.

Les gros avions de transport sont conçus pour être très stables, le confort des passagers étant une considération primordiale. Par contre les avions d'entraînement ou les avions de chasse sont conçus pour être plus maniables et donc moins stables.

La stabilité est essentiellement définie comme la capacité d'un aéronef à revenir à l'état de vol stable initial après une petite perturbation. La stabilité permet aux aéronefs de corriger les conditions qui agissent sur lui , comme les turbulences ou les commandes de vol et de réduire au minimum la charge de travail du pilote.

Les axes de l'aéronef sont des lignes imaginaires qui traversent l'aéronef :

- axe longitudinal : s'étend du nez à la queue, à travers le fuselage.
- axe latéral : s'étend de l'extrémité d'une aile à l'extrémité de l'autre aile.
- axe vertical : passe par le centre du fuselage, du haut vers le bas [6].

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

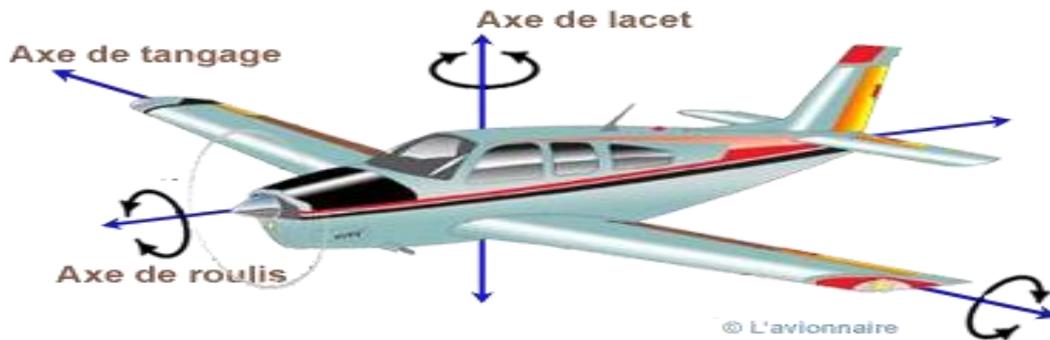


Figure II.10 Les différents axes d'un aéronef

Dans un vol équilibré la somme des forces opposées est toujours nulle. En termes simples : la poussée est égale à la traînée et la portance égale au poids. Un aéronef est considéré comme stable lorsqu'il n'y a pas de mouvement de rotation ou de tendance par rapport à l'un de ses axes.

La stabilité d'un avion en vol est légèrement plus complexe car l'avion est libre de se déplacer dans n'importe quelle direction et doit pouvoir être contrôlé en tangage, en roulis et en direction. Lors de la conception de l'avion, les ingénieurs doivent faire des compromis entre la stabilité, la maniabilité et la contrôlabilité ; et le problème est aggravé en raison de la liberté des trois axes de l'avion. Trop de stabilité est préjudiciable à la manœuvrabilité, et de même, une stabilité insuffisante est préjudiciable à la contrôlabilité.

Pour les avions, il existe deux types de stabilité : **statique et dynamique**.

Stabilité statique :

La stabilité statique est la tendance initiale qu'un avion affiche dans un laps de temps très court, juste après que la perturbation a été appliquée. Elle peut être décrite comme positive, négative ou neutre.

II.10.1.a. Statique positive :

Tendance à revenir à la position d'origine. Si après une turbulence l'incidence augmente légèrement (nez vers le haut), immédiatement après l'incidence revient à sa position d'origine.

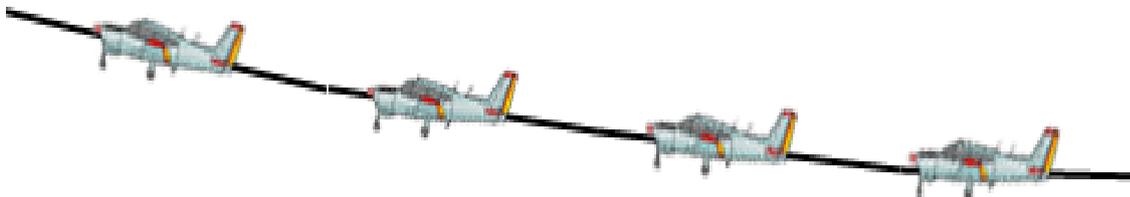
Chapitre II : Etude d'un turboréacteur



© L'avionnaire

II.10.1.b. Statique neutre :

Tendance à rester dans sa nouvelle attitude après changement. Par exemple si après une turbulence l'incidence augmente et reste à cette nouvelle incidence.



© L'avionnaire

II.10.1.c. Statique négative :

Tendance à continuer à s'éloigner de son attitude initiale après changement dû à une turbulence par exemple.



© L'avionnaire

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Stabilité dynamique :

La stabilité dynamique est la façon dont un avion a tendance à osciller et à amortir les oscillations successives au fil du temps après une perturbation. L'unité de temps est donc significative. Si l'unité de temps pour un cycle ou une oscillation est supérieure à 10 secondes, on parle d'une oscillation à "longue période". Si l'unité de temps pour un cycle ou une oscillation est inférieure à une ou deux secondes, on parle d'une oscillation de "courte période". Ce type d'oscillation est normalement très difficile, voire impossible, à contrôler par le pilote. **La stabilité dynamique décrit donc le temps nécessaire à un avion pour répondre à sa stabilité statique suite à un changement d'une condition d'équilibre (perturbation).** Bien qu'un avion puisse être conçu avec une stabilité statique positive, il peut avoir une stabilité dynamique positive, négative ou neutre.

II.10.2.a. Dynamique positive :

La stabilité dynamique positive est la tendance d'un avion à amortir les variations vers la position d'origine. Après une perturbation par exemple l'incidence augmente puis diminue, avec le temps l'incidence augmente à nouveau mais moins que la première fois, puis rediminue etc., etc. et au fil du temps le tangage s'arrêtera et l'avion reviendra à sa position d'origine.



Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

II.10.2.b. Dynamique neutre :

Les aéronefs à stabilité dynamique neutre ont des oscillations après une perturbation qui ne s'arrêtent jamais (en théorie).



II.10.2.c. Dynamique négative :

La stabilité dynamique négative est la tendance d'un avion à s'éloigner de la position d'origine une fois perturbé. Au fil du temps, les oscillations deviennent de plus en plus importantes.



Stabilité longitudinale :

Par stabilité longitudinale, on se réfère à la stabilité de l'aéronef autour de son axe de tangage.

L'étude du mouvement longitudinal des avions montre que, à la suite d'une perturbation, ils répondent par deux mouvements généralement bien séparés : l'oscillation d'incidence et l'oscillation phugoïde. De plus, on constate que l'oscillation d'incidence est un phénomène bien plus rapide que l'oscillation phugoïde.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Oscillation d'incidence :

Ce phénomène se déroule comme suit :

- Un écart d'incidence $\Delta\alpha$ (provoqué par exemple par une perturbation), en un point de vol équilibré, entraîne l'apparition d'un écart de portance appliqué au **Foyer**.

Ceci provoque :

- une rotation de l'avion autour de **G**, due au moment $\Delta R_m \cdot \overline{GF}$ (à court terme)
- un mouvement vertical du centre de gravité (à long terme),

Cette rotation dépend du signe de \overline{GF} :

- **G** en avant de **F** : $\overline{GF} < 0$, la rotation tend à diminuer $\Delta\alpha$; il y a rappel en incidence.
- **G** en arrière de **F** : $\overline{GF} > 0$ la rotation tend à augmenter $\Delta\alpha$; il y a divergence en incidence.

Dans le premier cas, on a un mode oscillatoire amorti et les écarts en vitesse et en altitude (donc en pente) sont suffisamment faibles pour qu'ils n'affectent pas les forces extérieures.

Dans ce mouvement relativement rapide **0,5 à 2 s**, la vitesse et la pente restent pratiquement constantes.

Cependant, ce type de mouvement se caractérise par une pulsation assez élevée et un amortissement relativement faible. Cette combinaison peut présenter un danger pour le pilote ; en effet, celui-ci désirant corriger les variations d'incidence le fera avec du retard. L'ensemble avion-pilote peut alors entrer en résonance (phénomène du pompage piloté). Pour éviter ce danger, il convient d'augmenter l'amortissement de ce mode, soit aérodynamiquement, soit artificiellement et de façon automatique (stabilisateur ou amortisseur de tangage).

Source : Francois Bateman

Ci-dessous oscillation d'incidence

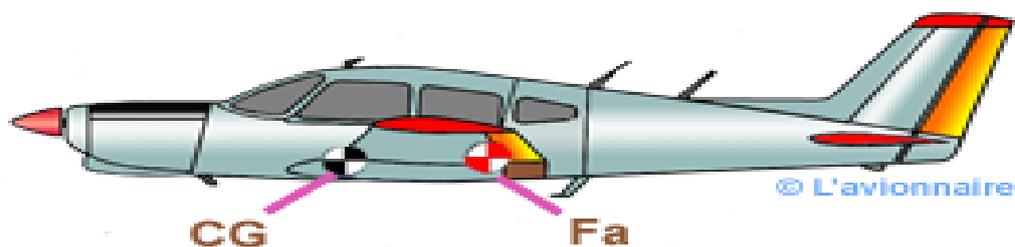


Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

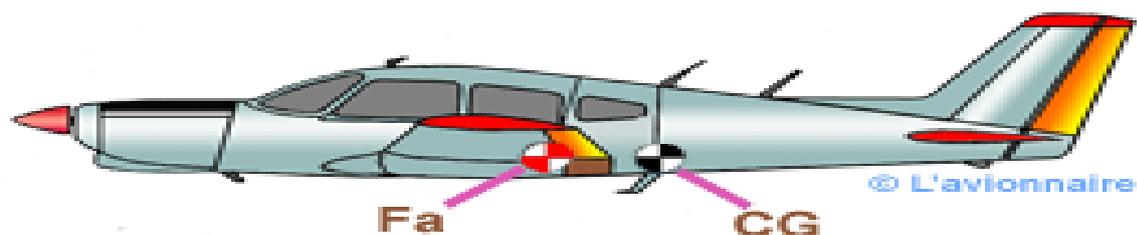
La position du centre de gravité CG :

Lorsque l'incidence est augmentée d'une petite quantité (cas d'une turbulence), la force aérodynamique produite peut être considérée comme agissant sur un certain point, ne générant aucun changement de moment autour de cette position. Ce point est le centre aérodynamique **Foyer avion**. [Voir Centre de poussée et Foyer](#).

En règle générale, plus le **CG** est avancé (vers l'avant), plus l'avion est stable par rapport au tangage. Cependant, des positions **CG** très éloignées rendent l'aéronef difficilement contrôlable, et l'avion devient de plus en plus "lourd" du nez à des vitesses faibles, comme pendant l'atterrissage.



Mais si le **CG** est déplacé trop vers l'arrière, l'avion devient statiquement moins stable. Passé le point critique à partir duquel la stabilité de l'avion devient neutre **Foyer avion** ou **neutral point** (en anglais), tout mouvement vers l'arrière du **CG** entraîne une stabilité incontrôlable du vol.



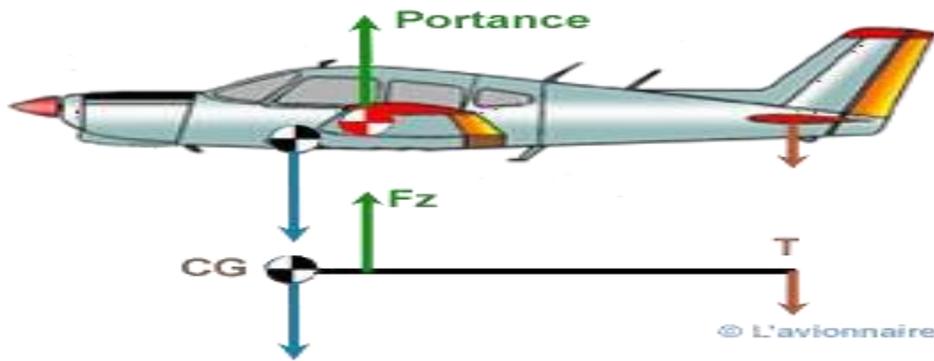
La position du centre de poussée CP :

Le centre de poussée de l'aile coïncide rarement avec le **CG**, des instants de tangage seront donc naturellement induits autour du **CG**. La difficulté est que le **CP** n'est pas statique, mais peut se déplacer pendant le vol en fonction de l'angle d'incidence des ailes. [Voir variation du centre de poussée](#).

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

La conception de l'empennage horizontal :

Le rôle de stabilisateur (plan fixe horizontal) est de contrôler les rotations de tangage de l'aéronef. Ainsi la portance ou la déportance du stabilisateur peut contrer toute rotation de tangage indésirable. En conséquence de l'interaction entre **CP** et **CG** et la conception du stabilisateur (emplacement et taille des surfaces) influencent grandement la stabilité du tangage d'un aéronef.

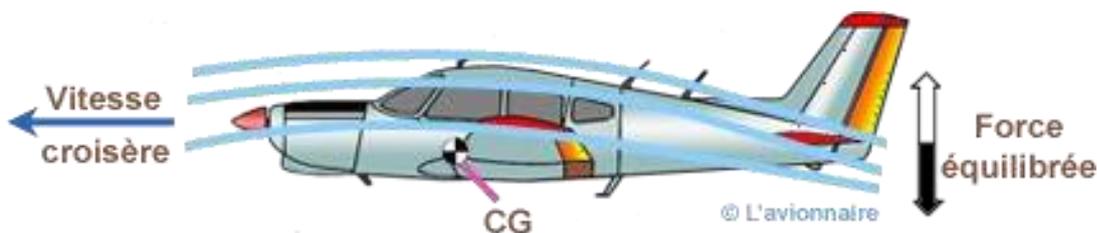


Attention : pour qu'un avion soit stable il n'est pas obligatoire que l'incidence du stabilisateur soit négative et crée une déportance. La vraie règle est que le stabilisateur doit avoir une incidence inférieure à celle des ailes. Si l'incidence est négative, c'est parfait, mais ce n'est pas nécessaire.

La stabilité d'un aéronef ne dépend que de l'incidence du stabilisateur par rapport à l'aile, et non par rapport à zéro.

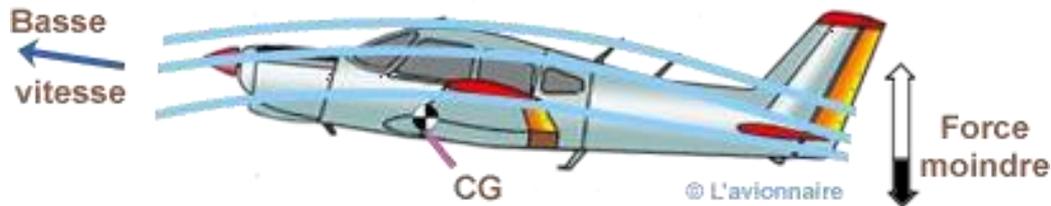
La vitesse :

En vol horizontal le flux d'air provenant de l'aile crée une déflexion descendante qui vient frapper l'extrados de l'empennage, provoquant une pression vers le bas qui, à certaine vitesse suffit à équilibrer l'avion longitudinalement (sauf sur les avions avec empennage en T). Le constructeur place la partie fixe de l'empennage horizontal à un angle qui assurera la meilleure stabilité (ou équilibre) de l'avion en vol à la vitesse de croisière nominale et au réglage de puissance.

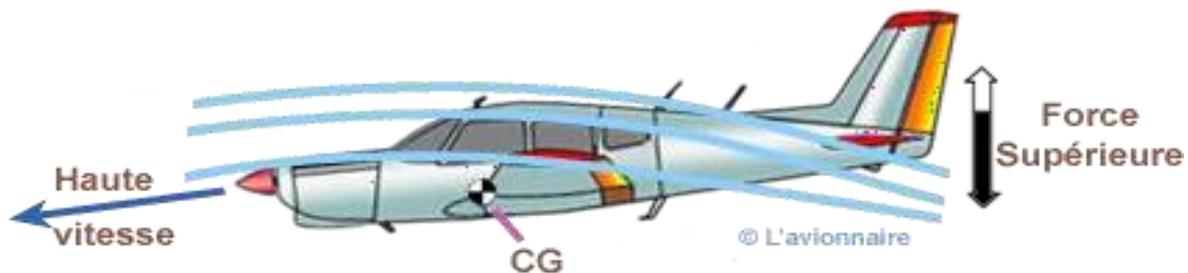


Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Si après une perturbation par exemple la vitesse de l'avion diminue, la vitesse du flux d'air sur l'aile diminue, provoquant une diminution de la déflexion descendante sur l'empennage horizontal entraînant la diminution de la déportance sur l'empennage. L'avion va pivoter autour de CG et diminuer l'incidence permettant à la vitesse d'augmenter.



Mais au fur et à mesure que l'avion poursuit cette nouvelle trajectoire et que sa vitesse augmente, la déportance sur l'empennage horizontal est à nouveau augmentée, provoquant une augmentation de l'incidence puis une nouvelle diminution de la déflexion sur l'empennage horizontal, jusqu'à ce que l'incidence diminue une fois de plus. Cependant, comme l'avion est stable de façon dynamique, cette nouvelle diminution d'incidence sera inférieure à la première, ainsi que la nouvelle augmentation d'incidence suivante.



Après plusieurs de ces oscillations décroissantes, dans lesquelles l'incidence diminue puis augmente alternativement, l'avion va finalement se caler à une vitesse à laquelle la déportance sur l'empennage contrebalance exactement la tendance de l'avion à descendre. Lorsque cette condition est atteinte, l'avion sera de nouveau en vol équilibré et continuera en vol stabilisé tant que cette attitude et cette vitesse ne seront pas de nouveau modifiées.

La puissance ou traction :

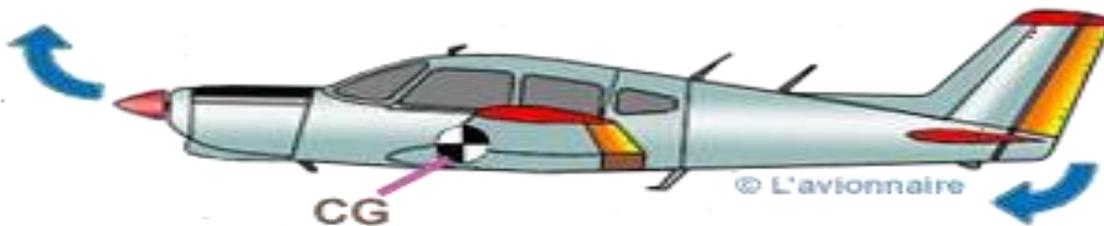
Les changements de puissance affectent également la stabilité longitudinale. Si vous réduisez la puissance pendant le vol, la tendance à piquer est nette en raison de la réduction du flux d'air

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

sur les ailes et du souffle de l'hélice. Cela diminue la déportance de l'empennage et réduit l'efficacité de la portance. Bien qu'il s'agisse d'un facteur de déstabilisation, il s'agit d'une caractéristique souhaitable, car elle tend à entraîner une attitude de piquer lors des réductions de puissance.

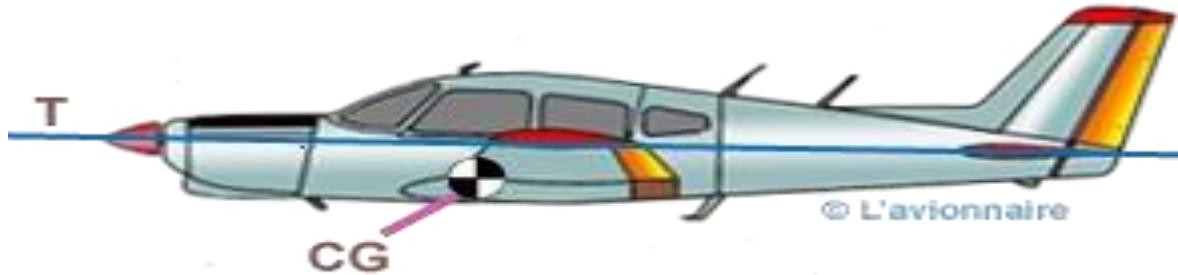


L'augmentation de la puissance a l'effet inverse. Elle provoque une augmentation du flux d'air sur l'empennage et tend à forcer le nez de l'avion à monter. L'influence de la puissance sur la stabilité longitudinale dépend également de la conception globale de l'avion. L'alignement de la traction par rapport à l'axe longitudinal, le CG, les ailes et l'empennage est un facteur déterminant. La ligne de traction est déterminée par l'axe de l'hélice et par la direction générale dans laquelle la traction agit.



Dans la plupart des avions légers de l'aviation générale, la ligne de traction est parallèle à l'axe longitudinal et au-dessus du CG. Cela crée un léger moment de tangage autour du CG. Si la traction diminue, le moment de tangage est réduit et le nez de l'avion a tendance à monter. Une augmentation de la traction augmente le moment de tangage et le nez de l'avion a tendance à descendre. Notez que ces tendances de tangage sont exactement l'inverse des tendances de tangage résultant d'une augmentation ou d'une diminution de la déflexion. Cet agencement de ligne de traction minimise les effets de déstabilisation des changements de puissance et améliore la stabilité longitudinale.

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

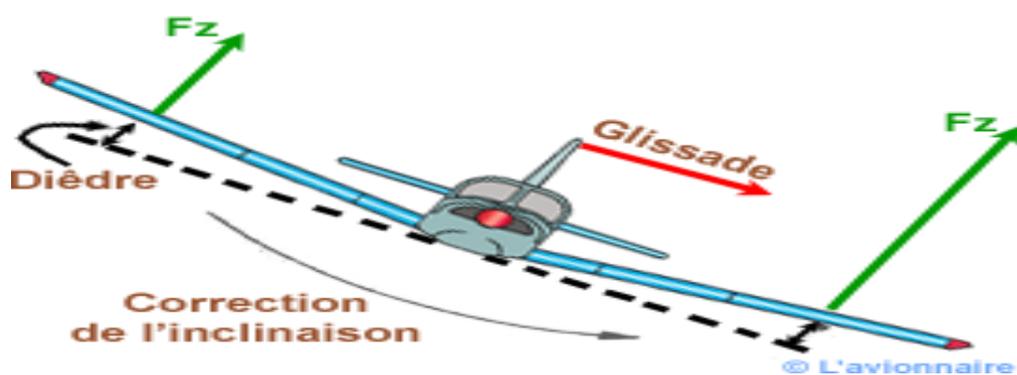


Stabilité latérale :

Par stabilité latérale, on se réfère à la stabilité de l'aéronef autour de son axe de roulis. Si une perturbation force une aile de l'avion à monter et l'autre à baisser, l'avion va s'incliner. Lorsque l'avion est incliné sans tourner, il a tendance à déraper ou à glisser vers le bas en direction de l'aile abaissée. Il y a plusieurs facteurs principaux qui influencent sur la stabilité latérale.

Effet de dièdre :

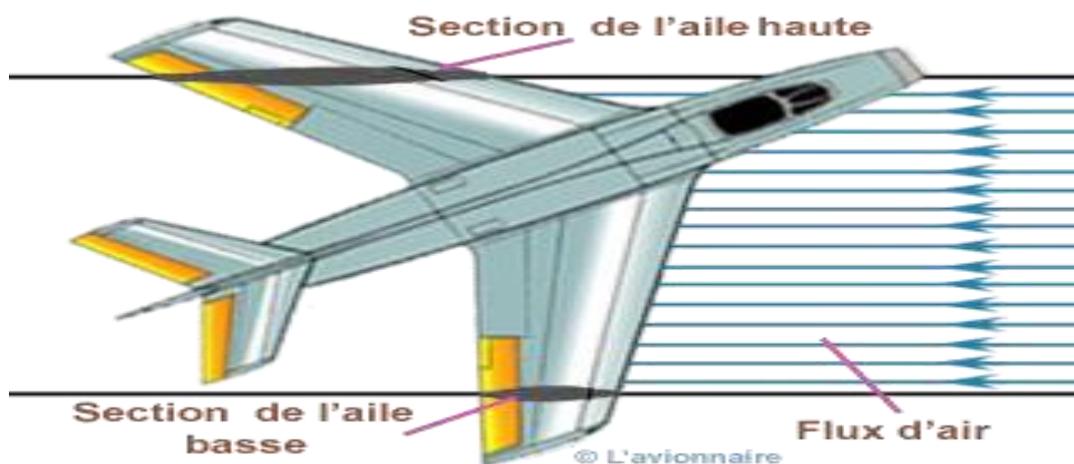
Lorsque les ailes ont un dièdre, l'incidence de l'aile descendante augmente et l'incidence de l'aile montante diminue. C'est la différence de l'angle d'attaque, donc la différence de portance entre les deux ailes qui tend à ramener l'avion à son attitude latérale initiale. Il s'agit en fait d'un mécanisme de contrôle passif qui n'a pas besoin d'être initié par le pilote ou par un système électronique de contrôle de stabilisation à bord.



Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

Effet de flèche :

Lorsque l'aéronef dérape, l'aile pointant vers le bas a une longueur de corde effective plus courte dans la direction du flux d'air que l'aile pointant vers le haut [Voir les profils des ailes](#). Cette longueur plus courte de la corde augmente le cambrure effective (courbure) de l'aile basse ce qui augmente la portance de l'aile et tend à ramener l'avion à son attitude latérale d'origine.



Position de l'aile :

la position haute de l'aile augmente également l'effet dièdre.

Cela conduit aux valeurs de dièdre suivantes :

Aile haute :

- sans flèche arrière : dièdre faiblement positif ou nul
- avec flèche arrière : dièdre négatif de l'ordre de **4 à 6 degrés**. (Galaxy C-5, Antonov An-225, Airbus A400M).

Aile basse :

- sans flèche arrière : dièdre positif, valeur fréquente **4 à 5 degrés**.
- avec flèche arrière : dièdre nul ou faiblement positif.

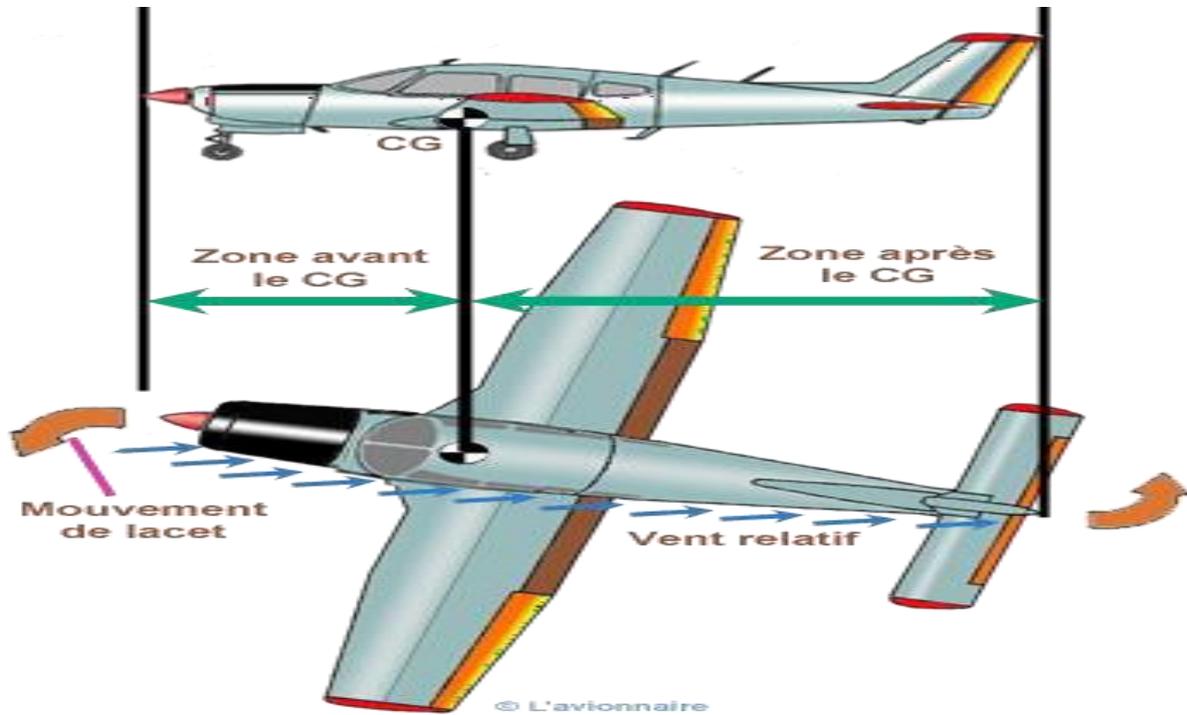
Stabilité verticale :

Par stabilité verticale ou directionnelle, on se réfère à la stabilité de l'aéronef autour de son axe de lacet.

La stabilité en lacet est la stabilité la plus facilement atteinte dans la conception d'un avion. La zone de la dérive verticale et les côtés du fuselage à l'arrière du **CG** sont les principaux

Chapitre II : Etude d'un turboréacteur

contributeurs qui font que l'avion se comporte comme une girouette pointant son nez dans le vent relatif. Pour augmenter cette stabilité verticale il faut que la surface latérale du fuselage soit plus importante à l'arrière du centre de gravité qu'en avant.



Chapitre III :
Etude thermodynamique d'un
turboréacteur

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur :

Poussée, poussée spécifique et poussée de propulsion :

III.1.1.a. La poussée :

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

III.1.1.b. Poussée spécifique :

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

$$F_{SD} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_f} \dots\dots\dots (3.1)$$

III.1.1.c. La poussée de propulsion :

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

$$P_P = FV_0 \dots\dots\dots (3.2)$$

Consommation spécifique et consommation horaire :

III.1.2.a. Consommation horaire :

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

$$C_H = 3600\dot{m}_f \dots\dots\dots (3.3)$$

III.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.

$$C_{SD} = \frac{C_H}{F} \dots\dots\dots (3.4)$$

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)

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

$$\lambda = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \dots\dots\dots (3.5)$$

Taux de compression :

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

$$\tau = \frac{P_s}{P_e} \dots\dots\dots (3.6)$$

Les puissances

III.1.5.a.La puissance calorifique :

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée idéale du carburant débité dans la chambre de combustion.

Le CFM56-7b consomme du kérosène qui est caractérisé par son pouvoir calorifique PCI qui est la quantité de chaleur dégagée par la combustion complète d'un kilogramme du jet A1.

$$P_C = \dot{m}_f PCI \dots\dots\dots (3.7)$$

III.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 :

$$\dot{m} c_p \Delta T = (T_s - T_0)$$

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 laquelle se diluent les gaz chauds

$$P_{th} = \dot{m} C_p (T_s - T_0) \dots\dots\dots (3.8)$$

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

III.1.5.c. Puissance thermique réelle :

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

Pour un réacteur simple flux :

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (v_j^2 - v_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c v_j^2 \dots \dots \dots (3.9)$$

Pour réacteur double flux :

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_c (v_{jc}^2 - v_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_F (v_j^2 - v_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_F v_{jc}^2 \dots \dots \dots (3.10)$$

Rendement :

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

III.1.6.a. Rendement thermodynamique :

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

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_C} \dots \dots \dots (3.11)$$

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

III.1.6.b. Rendement thermique réel :

$$\eta_{tr} = \frac{p_{thr}}{p_c} \dots \dots \dots (3.12)$$

III.1.6.c. Rendement de propulsion :

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

$$\eta_p = \frac{p_p}{p_{thr}} \dots \dots \dots (3.13)$$

III.1.6.d. Rendement global :

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

$$\eta_G = \frac{p_p}{p_c} = \eta_{tr} \cdot \eta_p \dots \dots \dots (3.14)$$

III.2. Etude thermodynamique :

III.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-Baryton idéal avec un système ouvert

Hypothèses 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 $V = 0, T = T_{atm}, P = P_{atm}$

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

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 .

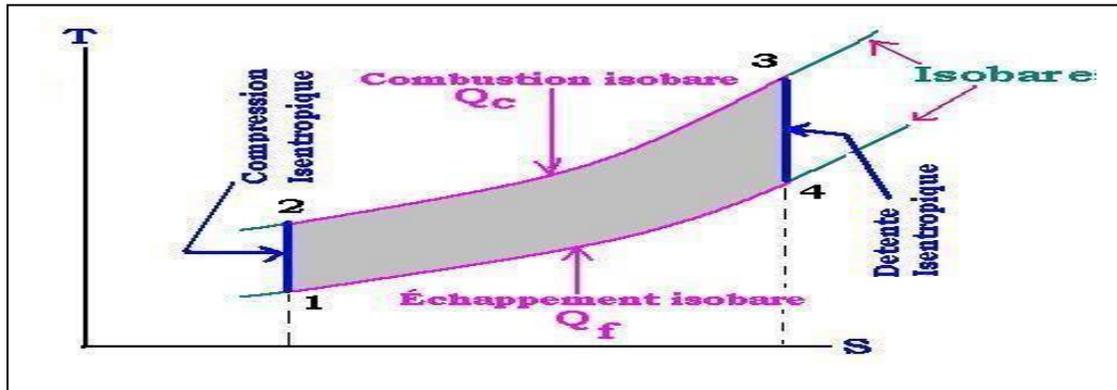


Figure III.1 : cycle thermodynamique du cfm56-7b

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

Débit d'air à l'entrée est 385 kg/s le CFM56-7b et un double flux d'où 80% du débit pour la poussée et les autres 20% du débit rentre dans le moteur donc

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

Processus 1-2 : au niveau du compresseur :

III.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 :

$$W_{1-2} = h_2 - h_1$$

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

$$W_{com1}^2 = \Delta H = \dot{m}_a C_p \Delta T$$

Donc :

$$T_{2is} = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma}$$

Avec : $\frac{P_2}{P_1} = \text{Taux de compression}$; $\frac{P_2}{P_1} = 21$

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

$P_2 = 21.273 \text{ bars}$

$$T_{2is} = 293 [21]^{1.4-1/1.4}$$

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

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

$$W_{cis} (\text{reçu}) = \Delta H$$

$$= \dot{m} C_p (T_{2is} - T_1)$$

AN :

$$W_{cis} = 77.1004 (697.7 - 293)$$

$W_{cis} = 31441.16 \text{ KW}$

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

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 :

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

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

$$\eta_c = \frac{W_{is}}{W_{cth}} = \frac{C_P (T_{2is} - T_1)}{C_P (T_2 - T_1)} = \frac{699.7 - 293}{843.9 - 293} = \mathbf{0.74}$$

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

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

III.2.3.a. Le dosage (a) :

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.

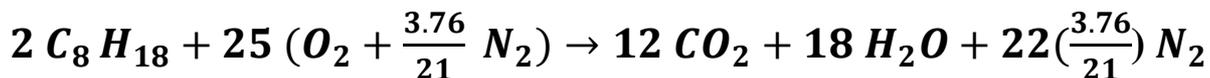
$$\alpha = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c}$$

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

$$\alpha = 1/15$$

(1g de kérosène pour 15 g d'air)

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



Donc :

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

Par définition la richesse est le rapport du dosage réel rapporté au dosage stœchiométrique que l'on notera :

$$\text{Richesse} = \frac{\alpha}{\alpha_{th}}$$

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

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

III.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 appliquant le premier principe de la thermodynamique entre l'entrée et la sortie de la chambre de combustion :

$$Q_c = h_3 - h_2 + \frac{V_3^2 - V_2^2}{2}$$

$$W = 0. \text{ (Pas de travail effectué)}$$

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

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

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

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

PCI : pouvoir calorifique du kérosène

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

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

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

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

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

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

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

Processus 3-4 : au niveau de la turbine

III.2.4.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 :(RP)

$$S - E + St = 0$$

$$h_4 + w - h_3 = 0$$

$$W = h_3 - h_4$$

$$W_3^4 + Q_3^4 = h_3^4 + [V^2/2]_3^4 = h_3 - h_4$$

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

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

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

$$P_3 = \tau p_4 \text{ (détente)}$$

$$\tau_t = 14$$

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

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

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

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

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

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

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

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

III.2.4.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 :

$$W_t = \dot{m} (h_3 - h_4) = \dot{m} C_p (T_3 - T_4)$$

Travail idéal de la turbine est donné par :

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

Donc le rendement isentropique est défini :

$$\eta_t = \frac{W_t}{W_{tis}} = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_{4is}} = \frac{cp(T_3 - T_{4.5})}{cp(T_3 - T_{4is})} = 0.9$$

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

Processus 4-5 au niveau de la tuyère :

III.2.5.a. Etude thermodynamique :

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

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

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

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

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

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

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

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 :

$$C_5 = \sqrt{2cp(h_4 - h_5)} = \sqrt{2cp(t_4 - t_5)}$$

$$C_5 = 855.29 \text{ m/s}$$

III.2.5.b.le rendement du turboréacteur :

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

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

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

$$\eta = 48\%$$

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 (CO₂), de la vapeur d'eau (H₂O), 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 CO₂ ni H₂O 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 CO₂ est fonction de la quantité de kérosène brûlée. 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 haute 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).

Les émissions polluantes dues à la combustion :

L'air ambiant se compose de l'oxygène (O₂), l'azote (N₂) 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 (CO₂) et vapeur d'eau (H₂O), 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 :

Les composants du carbone :

Le gaz carbonique (CO₂) qui n'est pas nocif par lui-même mais dont les concentrations importantes peuvent provoquer.

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

- L'oxyde de carbone (CO) très toxique, mais qui se diffuse rapidement dans l'atmosphère.
- Les hydrocarbures imbrulés ou plus ou moins oxydés (aldéhydes et acide) tel que le carbure d'hydrogène (HC)

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 NOX) qui sont surtout formés dans les combustions à très haute température.

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

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

Espèce émise	Origine	Impact
NO _x	Formé 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	Resultant 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 : participant 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

Tableaux3 : Distribution des polluants dans les différentes phases de vol

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

La quantité des émissions polluantes différentes d'une phase de vol à une autre, chaque Polluant est montré si contre par un graphe :

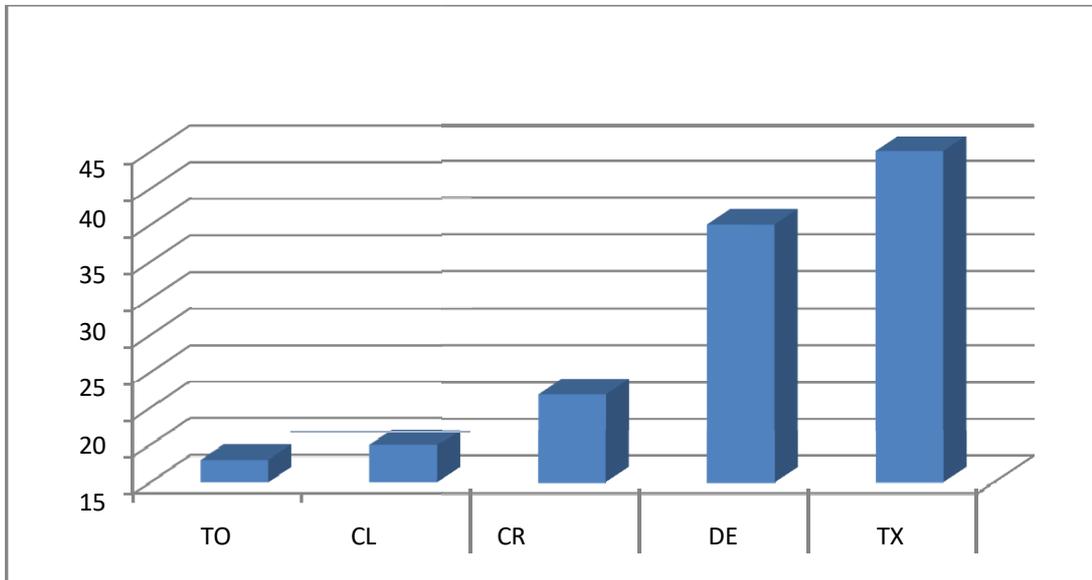


Figure III.2 : les émissions de HC émises durant les phases de vol

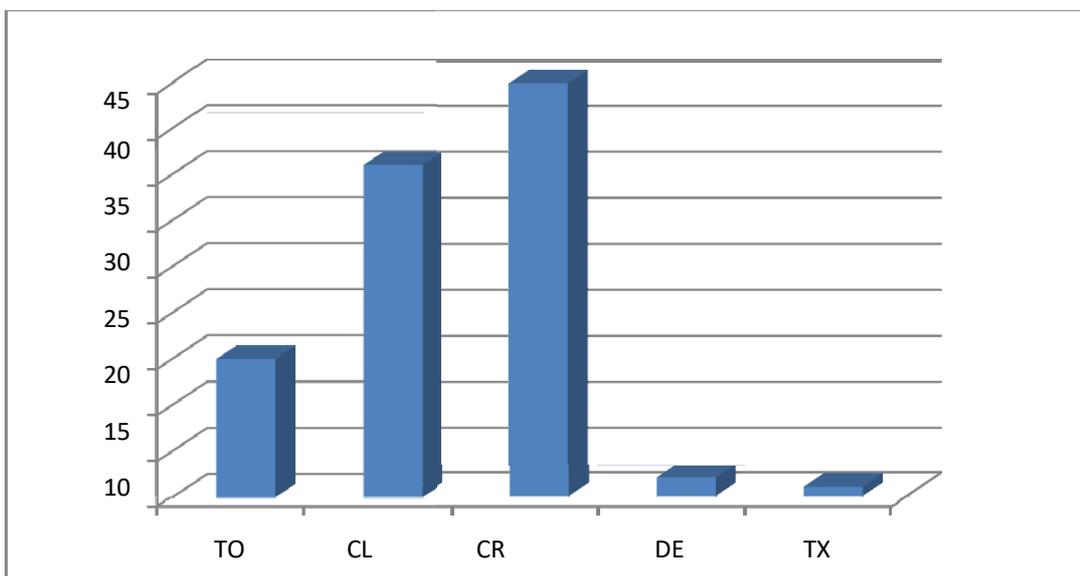


Figure III.3 : les émissions de CO émises durant les phases de vol

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

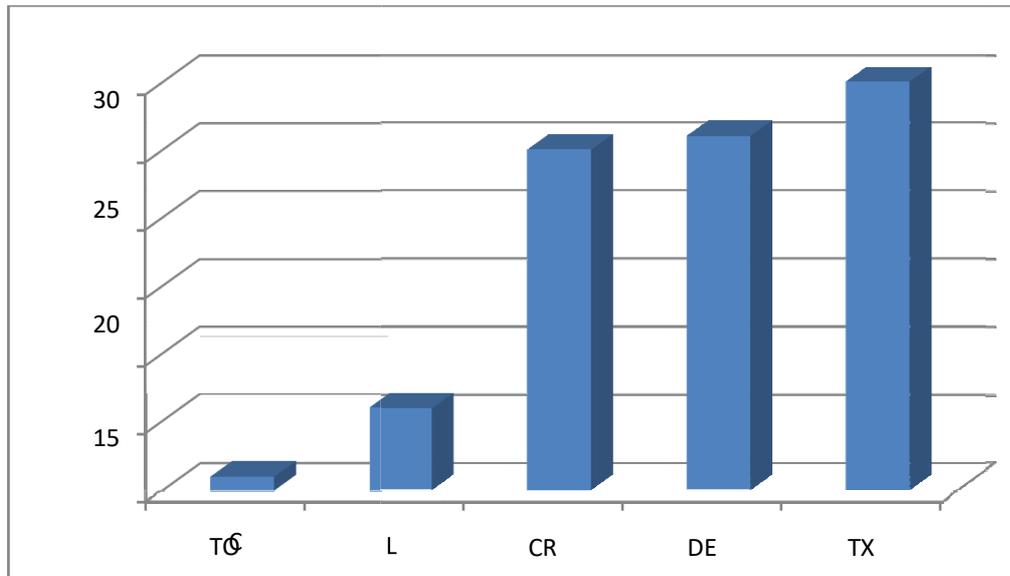


Figure III.4. Les émissions des NOX émises durant les phases de vol

TO : décollage (Takeoff)

CL : montée (Climb)

CR : croisière (Cruise, flight)

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 CO et le carbure d'hydrogène 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) prend le temps le plus long dans un vol d'un avion, ainsi qu'ils sont les plus toxiques parmi les gaz d'émission et leur influence est la plus dangereuse.

Comment réduire les émissions de co2 :

Pour réduire les émissions de co2 :

III.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.

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

«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.

III.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 piégé 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.

III.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 Magisson. «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.

III.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 consommera déjà 20% de moins qu'un modèle équivalent livré dans les années 80.

Chapitre III : Etude thermodynamique d'un turboréacteur

III.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 à un autre moteur, moins bruyant 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.

Conclusion générale

Conclusion Générale

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' Nox et de Co2 qui sont très nocifs pour notre santé.

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

Enfin nous souhaitons que le travail effectué encourage nos étudiants et servira comme référence pour les futurs étudiants.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUE

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUE

[1] <https://sciencetonnante.wordpress.com/2016/09/25/comment-un-avion-vole-t-il/>

[2] <https://www.lavionnaire.fr/TheorieFredMon.php>

[3] <http://aerodynamisme-tpe1.e-monsite.com/pages/la-trainee.html>

[4] https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion_des_aéronefs

[5] <https://www.lavionnaire.fr/MotorPrincipe.php>

[6] <https://www.lavionnaire.fr/MecaStabilite.php>

Mémoires consultés :

(1) Khodja Hadjer ; Ziadi-Chibane Sara

Etude des performances d'un turboréacteur, génie mécanique ; Option : énergétique

(2) Khodja Mohamed Amine ; Etude Aérothermodynamique et performance d'un réacteur d'avion ; génie mécanique ; Option : énergétique ; UBM Annaba 2010

Internet :

Turboréacteur –Wikipedia

La propulsion-PDF

Postcombustion- Wikipedia

Technique de l'ingénieur

Site Consulté :

www. Snecma-motors.com

www. Air algérie.dz

www. L'avionnaire.com

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