

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE



Centre universitaire de Naâma



Institut des sciences et technologies
Département de génie mécanique

Mécanique de propulsion
Cours et exercices

Pour les deuxièmes années master en génie mécanique
Option : Énergétique

Medjahed Driss Meddah

Année 2024-2025

Table des matières

Table des matières

Liste des symboles	V
Introduction Générale	1
Chapitre I : Principe de propulsion	5
I. Les avions	6
I-1 L'histoire de l'aviation	6
I.2 Le commencement de l'aviation	6
I.3 La période des chercheurs	6
I.4 Les deux conflits mondiaux	7
I.5 Aviation contemporaine	7
I.6 Structure générale de l'avion	8
I.6.1 Dimensions de l'avion	8
I.6.2 L'aile	9
I.6.3 types d'aile	9
II. Les principes de Vol	10
II. 1-Introduction générale	10
II.2 -La force du fluide circulant sur un corps	10
A -force de traînée	11
B - force de portance	11
II.3-Expressions mathématiques pour calculer la portance et le traînée	12
II.4 Les profils d'aile	14
III. Exemples	16
IV.1 La décomposition de l'effet du vent : traînée et poussée	18
IV.2 Décomposition de la résultante de l'action du vent	19
IV. Les profils aérodynamiques tournants	18
V. Conclusion	20
VI. Exercices résolus du Chapitre 1	21
VII. Solutions des exercices	24
Chapitre II : Principes et performances des moteurs à réaction	31
I. La poussé	32
I.1 Historique	32
I.2 Propulsion à réaction	32
I.3 Le concept de réaction	32
I.4 Analyse physique	33
II. Puissances et rendements	34
II.1 La puissance dépensée ou la puissance thermique	34
II.2 La puissance propulsive	35
II.3 La puissance dynamique	35
II.3 Les rendements	35
II.3.1 Le rendement propulsif	35
II.3.2 Le rendement thermique	35
II.3.3 Le rendement global	35
III. Conclusion	36

Table des matières

IV. Exercices résolus du Chapitre 2	37
V. Solution des exercices	38
Chapitre III : Turbine à gaz	39
I- Définition	40
II- Limites techniques, Avantage et différentes applications	40
II.1. Limites techniques	41
II.2. Avantages	41
II.3. Applications	41
III- Principe de fonctionnement thermodynamique	42
IV. Principe de fonctionnement simplifié	43
IV.1. Le compresseur	43
IV.2. La chambre de combustion	43
IV.3. Exploration d'une turbine à gaz à régénération	43
V. Conclusion	44
VI. Exercices résolus du Chapitre 3	45
VII. Solutions des exercices	47
Chapitre IV : Moteur d'aviation (Turboréacteurs)	52
I. Définition	53
II. Différents types de propulseurs	53
II.1 Propulseurs fournissant directement une force	53
II.2 : Moteurs fournissant l'énergie à un organe propulsif (l'hélice)	53
II.2.1 : Moteurs Aérobie	53
II.2.2- Moteurs Anaérobies	53
II.2.3- Moteurs non chimiques	54
III : Les turboréacteurs	54
III.1 : Histoire	54
III.2 : Classification des turboréacteurs	54
III.2.1. Turboréacteurs à flux simple, secs et monocorps	54
III.2.2. Turboréacteurs simple flux, sec, double corps	55
III.2.3. Turboréacteur mono-corps simple flux, équipé d'un PC	55
III.2.4. Turboréacteur double flux (turbo-fan), double corps, sec	56
A. Soufflante avant	56
B. Soufflante arrière	57
III.2.5. Motopropulseurs	57
III.2.6. Turbopropulseurs	57
IV. Les organes du turboréacteur et leur fonction	59
IV.1. Introduction	59
IV.2. Les principaux organes d'un turboréacteur sont les suivants	59
IV.3. L'entrée d'air	59
IV.3.1. Définition	59
IV.3.2. Étude thermodynamique	60
IV.3.3. Le compresseur	62
IV.3.3.1. Définition et description	62
IV.3.3.2. Étude thermodynamique	62

Table des matières

IV.3.4. Chambre de combustion	63
IV.3.4.1. Rôle	63
IV.3.4.2. Étude thermodynamique	64
IV.3.5. La turbine	64
IV.3.5.1. Description et rôle	64
IV.3.5.2. Étude thermodynamique	65
IV.3.6 : La tuyère	66
IV.3.6.1. Définition	66
IV.3.6.2. Tuyères convergentes	67
IV.3.6.3. Étude thermodynamique	68
V. Conclusion	69
VI. Exercices résolus du Chapitre 4	71
VII. Solutions des exercices	74
Chapitre V : Moteur fusée	80
I. Introduction	81
II. Définition	81
III. Le moteur fusée	83
III-1. Moteur fusée à énergie chimique	84
III.2. Moteurs fusés à chaleur nucléaire	84
III.3. Moteurs fusées électriques	84
IV. Écoulement dans un tuyère	85
IV.1 Rappels sur la dynamique des gaz	85
a. Écoulement isentropique	85
b. Les paramètres critiques	85
c. Le rapport des sections	85
d. Le débit massique	86
V. Performance d'un moteur fusé	88
V.1. Impulsion spécifique	88
V.2. Vitesse caractéristique	89
VI. Conclusion	90
VII. Exercices résolus du Chapitre 5	91
VIII. Solutions des exercices	92
Conclusion Générale	96
Références bibliographiques	98
Annexe	100

Liste des symboles

LISTE DES SYMBOLES

Nomenclature

C_{p_a}	chaleur spécifique de l'air j/Kg.K
C_{p_g}	chaleur spécifique du gaz j/Kg.K
C_{p_m}	chaleur spécifique moyenne j/Kg.K
CSC	consommation spécifique du carburant Kg/Nh
F	Force de poussée N
g	accélération du pesanteur m/s ²
M	nombre de Mach.
\dot{m}_a	débit massique d'air kg/s
\dot{m}_g	débit massique du gaz Kg/s
\dot{m}_c	débit massique du carburant Kg/s
$\dot{m}_{a,s}$	débit massique traversant la soufflante Kg/s
P	pression Pas.
P_e	pression à l'entrée
P_s	pression à la sortie
P_c^i	pouvoir calorifique inférieur Kj/Kg
P_p	puissance propulsive W
P_d	puissance dynamique W
P_{th}	puissance thermique W
\dot{Q}	puissance thermique W
r_c	rapport de compression
r_{souf}	rapport de compression de la soufflante
r	constante universelle des gaz parfait j/KgK
T	température K
T_e	température d'entrée K
T_s	température de sortie K
V	vitesse m/s

Liste des symboles

V_e	vitesse d'entrée m/s
V_s	vitesse de sortie m/s
\dot{W}_c	puissance du compresseur W
\dot{W}_T	puissance de la turbine W
\dot{W}_{souf}	puissance de la soufflante W
Z	hauteur de vol m
η_{dif}	rendement isentropique du diffuseur.
η_{com}	rendement isentropique du compresseur.
η_{tur}	rendement isentropique de la turbine
η_{ty}	rendement isentropique de la tuyère.
η_{souf}	rendement isentropique de la soufflante.
η_p	rendement propulsif.
η_{th}	rendement thermique.
η_g	rendement global.
$\eta_{th,p}$	rendement thermo-propulsif ($\eta_{th,p} = \eta_g$).
Δh	variation d'enthalpie
ΔE_c	variation d'énergie cinétique.
ΔE_p	variation d'énergie potentielle.

Introduction générale

Introduction générale

Introduction Générale

La mécanique de propulsion constitue un domaine fondamental de l'ingénierie moderne, influençant directement l'évolution des moyens de transport et de l'aéronautique.

Depuis les premières tentatives de vol à la fin du XIXe siècle jusqu'aux technologies avancées des moteurs à réaction et des turbines à gaz, les progrès dans ce domaine témoignent de la quête humaine pour atteindre des vitesses et des altitudes toujours plus grandes.

Au cœur de cette discipline, les principes de la dynamique des fluides et de la thermodynamique sont essentiels. Les concepts de traînée et de portance jouent un rôle crucial, notamment dans la conception des profils d'aile, afin de minimiser la résistance de l'air tout en maximisant la portance.

Par ailleurs, la propulsion à réaction, basée sur le principe d'action-réaction énoncé par Newton, a transformé le domaine en permettant aux avions et autres véhicules de se déplacer à des vitesses supersoniques.

Le turboréacteur, par exemple, est devenu un pilier des moteurs d'avion grâce à sa capacité à générer une poussée significative par la compression et la détente de l'air.

La turbine à gaz représente une autre application innovante de la propulsion dans la production d'énergie mécanique.

En utilisant le cycle thermodynamique de Brayton, elle permet de transformer l'énergie thermique en puissance motrice, avec des applications variées, allant de la propulsion aérienne à la production d'électricité. En dépit de ses avantages, comme la légèreté et la simplicité de son mécanisme, la turbine à gaz présente certaines limitations, notamment en termes de rendement à basse charge et de complexité d'entretien.

En conclusion, l'étude de la mécanique de propulsion, de ses principes théoriques aux applications pratiques, revêt une importance capitale pour la compréhension et l'amélioration des performances des systèmes de transport modernes.

Cette introduction vise à mettre en lumière les principaux concepts et dispositifs de propulsion, les défis techniques, ainsi que les perspectives d'avenir pour cette discipline.

Introduction générale

Ce polycopié est structuré en plusieurs chapitres, chacun approfondissant une thématique essentielle.

Le Chapitre I explore le « Principe de propulsion », retraçant l'histoire de l'aviation et les bases physiques du vol, notamment la portance et la traînée, essentielles pour la conception des profils aérodynamiques. Ce chapitre s'intéresse également aux forces de pression et de friction, et aux configurations d'ailes selon les applications.

Le Chapitre II se consacre aux « Principes et performances des moteurs à réaction », en détaillant le fonctionnement des moteurs à combustion interne basés sur le principe d'action-réaction. Différents types de moteurs à réaction, tels que le turboréacteur et le statoréacteur, sont étudiés, ainsi que les facteurs influençant leur rendement propulsif et thermique.

Le Chapitre III porte sur la « Turbine à gaz » et explore son principe thermodynamique basé sur le cycle de Brayton. Ce chapitre examine les avantages, limites techniques, et applications variées de la turbine à gaz, en particulier dans la production d'énergie et la propulsion aéronautique, en introduisant des concepts avancés comme la récupération de chaleur et la compression en plusieurs étapes pour optimiser le rendement.

Le Chapitre IV se concentre sur « les Moteurs d'Aviation (Turboréacteurs) » et présente les aspects thermodynamiques et énergétiques, incluant le rôle de chaque composant, de l'entrée d'air à la tuyère. Ce chapitre traite aussi de l'impulsion spécifique, du coefficient de poussée, et de l'efficacité des turbomoteurs en fonction des conditions d'utilisation. En intégrant une analyse des performances pour différents types de propulseurs, ce chapitre met en lumière les enjeux de rendement et de consommation de carburant dans les systèmes de propulsion avancés.

Le chapitre V se concentre sur le « Moteur fusée », en explorant les principes de fonctionnement d'un système de propulsion autonome qui emporte avec lui son combustible et son comburant. Contrairement au turboréacteur et au statoréacteur, qui nécessitent l'apport d'air extérieur pour alimenter la combustion, le moteur-fusée peut évoluer à des altitudes très élevées et même dans l'espace interplanétaire.

Le moteur fusée utilise un propergol, un mélange de combustible et de comburant, capable de libérer une quantité importante d'énergie par unité de masse, comme le pétrole combiné avec de l'oxygène liquide,

Introduction générale

Les différents types de moteurs-fusées sont également étudiés, notamment ceux utilisant des propergols liquides ou solides, ainsi que les moteurs fusées à énergie nucléaire et électrique.

Enfin, le document propose des exercices appliqués pour approfondir les notions théoriques abordées et des solutions détaillées pour illustrer les méthodes de calcul de la poussée, de la consommation de carburant, et des rendements énergétiques des différents types de moteurs.

Chapitre I : Principe de propulsion

I. Les avions :**I-1 L'histoire de l'aviation :**

L'histoire de l'aviation est née du désir immémorial des hommes de voler, comme en témoignent la légende d'Icare ou la machine volante de Léonard de Vinci, vers 1500. Il a toutefois fallu attendre la fin du XVIIIe siècle pour que des hommes s'élancent à la conquête du ciel, grâce au développement de l'aérostation et aux premières tentatives de vol plané.

I.2 Le commencement de l'aviation

Les débuts de l'aviation remontent au 9 octobre 1890 avec les essais de Clément Ader. Il s'agit du premier ingénieur français à essayer de faire voler un véhicule « plus lourd que l'air ».

Ce genre de véhicule est nommé « avion » (du latin avis, « oiseau ») et son prototype est nommé Eole en l'honneur du dieu grec des vents.

Clément Ader est donc le premier voleur à avoir utilisé un engin à moteur capable de décoller par lui-même. Il aurait réalisé un bond d'une vingtaine ou d'une cinquantaine de mètres à bord de l'Eole...

L'allemand Otto Lilienthal aurait réalisé deux mille vols planés depuis une colline artificielle près de Berlin à la même époque (entre 1891 et 1896).

I.3 La période des chercheurs :

Le début du XXe siècle, l'âge d'or des pionniers de l'aviation, fut l'âge d'or des avancées. Les frères Wright testent leur premier avion, le Flyer, le 17 décembre 1903, après plus de 700 vols d'essai sur des planeurs dans les dunes de Kitty Hawk. Orville, l'un des deux frères, bat alors le record en volant 284 mètres en 59 secondes. Ce vol est, selon certains experts, le véritable début de l'histoire de l'aviation.

Les années suivantes sont marquées par des avancées techniques et des records avec des pionniers comme Santos-Dumont, Henri Farman, Robert Esnault-Pelterie, les frères Caudron ou encore Louis Blériot...

Louis Blériot traverse la Manche pour la première fois le 25 juillet 1909, de Calais à Northfall Meadow en 38 minutes.

Un mois plus tard, du 22 au 29 août 1909, se déroule sur la commune de Bétheny près de Reims le premier meeting international d'aviation de l'histoire : la « Grande semaine d'aviation de la Champagne » accueille près d'un million de spectateurs.

C'est à cette période que le colonel Roche, officier du génie, fonde à Paris la première école d'ingénieurs d'aéronautique. L'actuelle SUPAERO (une prestigieuse grande école d'ingénieur) deviendra l'école supérieure d'aéronautique et de construction mécanique.

Roland Garros établit le record du monde d'altitude le 4 septembre 1911 en grim pant jusqu'à 3910 mètres. Il effectue la première traversée de la Méditerranée le 23 septembre 1913 entre Saint-Raphaël et Bizerte.

I.4 Les deux conflits mondiaux :

L'histoire de l'aviation a été bouleversée par la Première Guerre mondiale. En raison de la guerre, les avions sont fabriqués en masse et les pilotes deviennent des experts. Ces nombreux pilotes participent au développement du transport aérien commercial et notamment du courrier dans l'entre-deux-guerres.

Dans de nombreux pays, une armée de l'air est créée et l'aviation militaire établit de nouveaux records.

Le premier tour du monde en avion en cinq mois et demi est réalisé par les aviateurs américains Lowell H. Smith et Leslie P. Arnold le 30 septembre 1924.

Charles Lindbergh est le premier pilote à traverser l'Atlantique, de New York au Bourget, le 21 mai 1927. En trente-trois heures, il réalise cet exploit sur son monoplan, le Spirit of Saint-Louis. Au cours de la Seconde Guerre mondiale, l'aviation est largement employée dans les combats. Les avions sont alors propulsés par un moteur à piston et une hélice. Le moteur à réaction et le radar apparaissent à la fin de la guerre.

I.5 Aviation contemporaine :

Le 14 octobre 1947, Charles Yeager, pilote de chasse américain, traverse le mur du son. L'aviation civile bénéficie des avancées de l'aviation militaire, avec la création des premiers quadriréacteurs de ligne, puis la mise en service du Concorde, premier supersonique franco-britannique, le 11 décembre 1967.

De nos jours, les avancées dans le domaine de l'aviation sont moins liées aux avions eux-mêmes qu'aux avancées dans la gestion du trafic et les moyens navigables.

I.6 Structure générale de l'avion

Dans cette partie on verra voir la structure générale d'un avion de transport et ces composantes (figure 1), parmi ces composantes on s'intéresse juste sur les ailes à cause de son importance dans la partie des calculs.

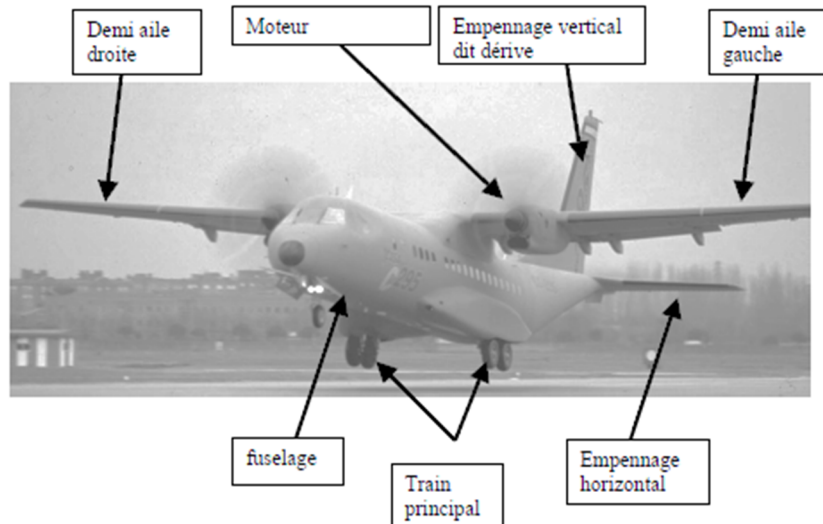


Figure I.1 - Composantes d'avion de transport

I.6.1 Dimensions de l'avion :

Voici aussi quelques termes pour parler des dimensions de l'avion.

L'envergure d'une aile : c'est le largeur total de l'avion

Longueur de la corde moyenne : c'est la distance entre le bord d'attaque et le bord de fuite, à un endroit donné de l'aile. Voir (figure2)

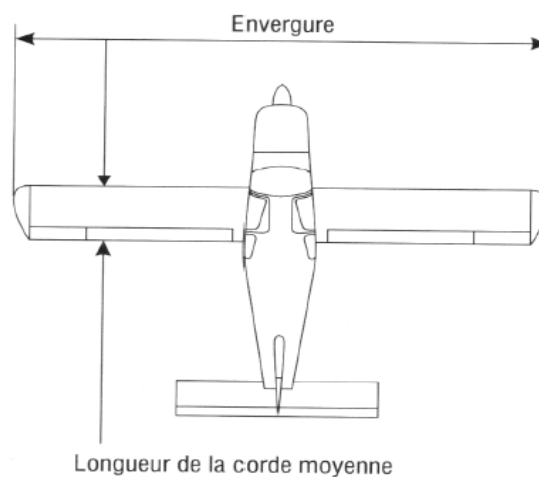


Figure I.2 Dimensions de l'aile

I.6.2 L'aile

L'aile est un élément très important sur un aéronef. Voici sa composition la plus simple.

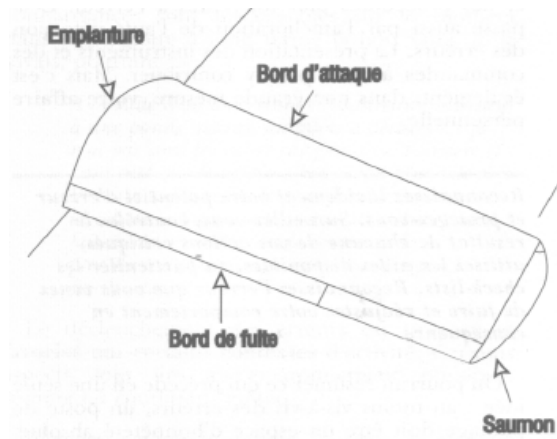
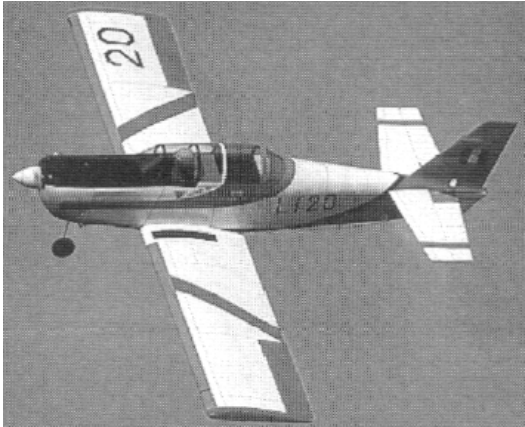
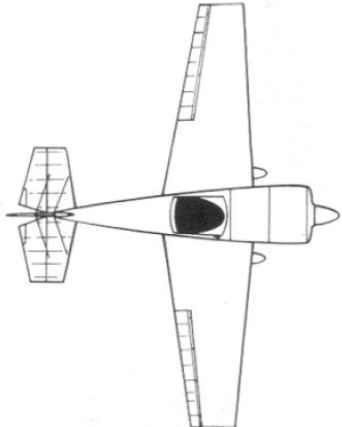


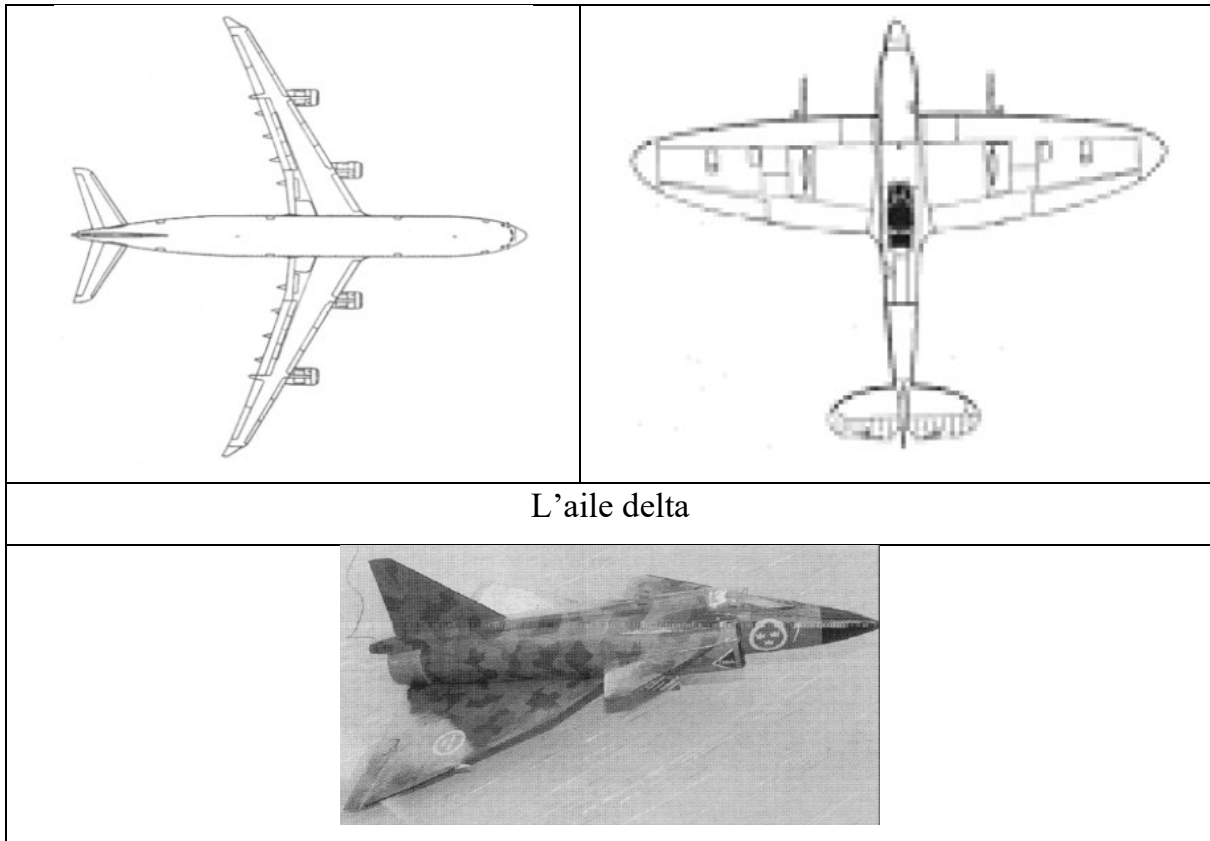
Figure I.3 Composantes de l'aile

I.6.3 types d'aile :

On trouve plusieurs types d'aile, suivant l'utilisation de l'avion (Tableau 1)

Tableau 1 : Types d'aile

L'aile rectangulaire	l'aile trapézoïdale
	
L'aile avec flèche	L'aile elliptique



L'aile delta

II. Les principes de Vol :

II. 1-Introduction générale :

Dans de nombreux domaines de l'ingénierie, nous traitons certains problèmes liés à l'écoulement des fluides autour des objets ou des objets immergés. Ou un objet circulant à travers une grande masse de fluide stationnaire, ou statique, ou peut-être le corps et le fluide sont en cas de mouvement à la fois, et voici quelques exemples:

- Mouvement d'objets (très petits objets) tels que des particules de sable, de l'air ou de l'eau.
- De très gros objets tels que des avions, des sous-marins, des véhicules et des navires ... se déplaçant dans l'air ou dans l'eau.
- Les structures de construction telles que les bâtiments, les ponts, etc., sont immergées dans l'eau ou l'air

II.2 -La force du fluide circulant sur un corps:

Lorsqu'il existe un mouvement relatif entre un fluide réel et un objet, le fluide exerce une force sur ce corps et le corps à son tour exerce une force égale et opposée dans la direction du fluide. Si l'objet se déplace à vitesse constante ou à fluide stationnaire à

vitesse constante, le mouvement du fluide est irrégulier, car à un certain point du vide, la vitesse se change avec le temps, mais si le corps est stable et que le fluide s'écoule à vitesse constante, C'est la même chose dans les deux cas.

Tout corps immergé totalement dans un fluide réel, peut-être s'exposé à deux types de force à cause du mouvement relatif entre le corps et le fluide (Figure 4)

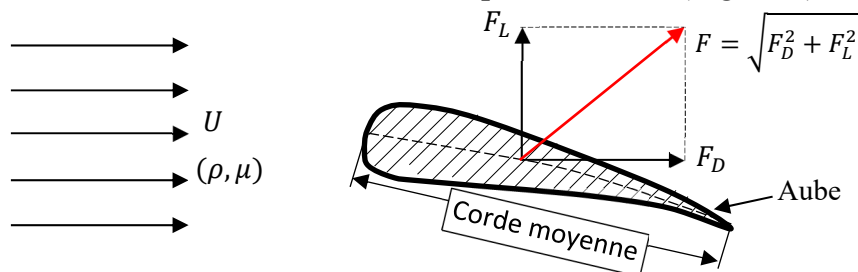


Figure I.4 -forces de traînée et de portance sur un corps avec un profil aérodynamique (Airfoil)

A -force de traînée:

La composante de la force dans le sens de l'écoulement (le courant libre) qui affecte le corps immergé, appelée **force de traînée**, symbolisée par **Fd (Drag force)**

B - force de portance:

La composante de la force qui est verticale à la direction de l'écoulement, s'appelle la **force de portance** et est symbolisée par **FL (lift force)**

Quand un courant libre s'approche d'un corps dans la direction de son axe de symétrie, la force agissant sur ce corps est la force de **traînée** uniquement dans le sens de l'écoulement et il n'y a pas de force de portance. La force de traînée est toujours présente et il est possible de faire un glissement sans soulèvement, mais il est impossible de lever sans tirer.

Pour générer une force efficace sur un corps, la viscosité du fluide affecte l'écoulement autour de ce corps de trois manières:

1-Lorsque les valeurs de Reynolds (Re) sont très basses, le fluide se déforme dans une zone très large autour du corps, provoquant la force de pression et la force de frottement.

2- Plus le nombre de Reynolds est élevé, plus les effets de viscosité sur les couches limites sont limités, ce qui fait que la force de friction contrôle seule la limite.

3-Pour certains corps avec des formes spéciales, la couche limite peut être séparée provoquant plus de pression.

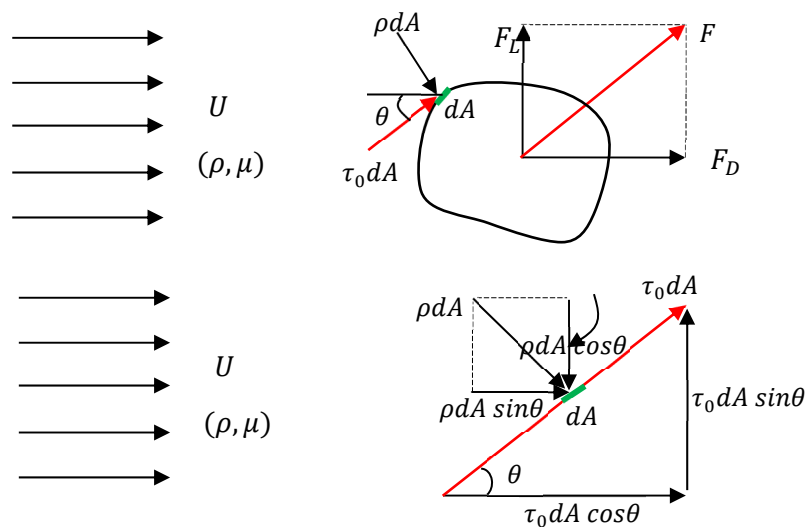


Figure I.5 - La force de pression et la force de frottement dans un élément de surface dans un objet immergée

II.3-Expressions mathématiques pour calculer la portance et le traînée:

La figure 2 montre un objet fixe dans un flux de fluide réel se déplace par une vitesse constante (u).

Sur un élément de surface (dA) sur la surface d'un objet: Soit (p) la pression statique et (τ) représente la contrainte de cisaillement, l'angle tangent de l'élément avec le sens d'écoulement. A cause de (P) et (τ). La composante de la force dans la direction du mouvement est connu sous le nom de force de traînée (FD), tandis que la composante de la force verticale avec la direction du mouvement est connu sous le nom de force de portance (FL). On peut écrire ce qui suit:

$$F_D = \int_A \rho dA \sin\theta + \int_A \tau_0 dA \cos\theta \quad (1)$$

$$F_L = \int_A \tau_0 dA \sin\theta - \int_A \rho dA \cos\theta \quad (2)$$

Tels que \int_A représente l'intégrale sur toute la surface

■L'élément $\int_A \rho dA \cos\theta$ représente la poussé de la pression

■ L'élément $\int_A \tau_0 dA \sin\theta$ représente la poussée du frottement ou bien Membrane de poussée ou bien cisaillement de poussée.

On peut négliger la contribution des contraintes de cisaillement qui affecte dans un sens verticale sur F_L et elle est négligeable par rapport à la pression.

Pour un corps se déplaçant dans un fluide de masse (ρ) avec une vitesse (U) on peut s'exprimer des formules mathématiques pour les forces de trainée et de portance comme suit :

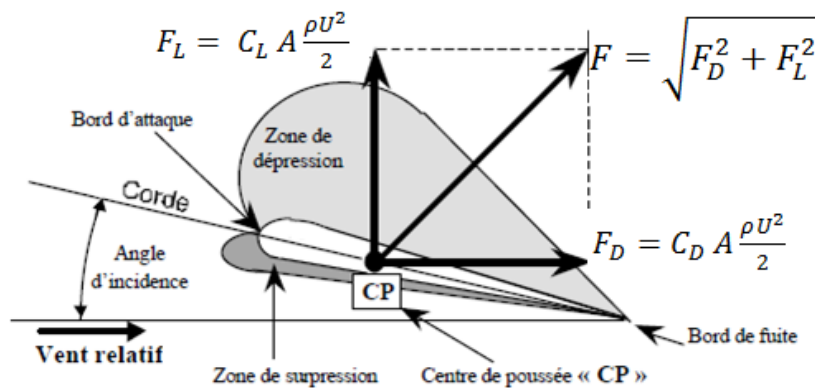


Figure I.6. Composantes de la force aérodynamique

$$(3) F_D = C_D A \frac{\rho U^2}{2}$$

$$(4) F_L = C_L A \frac{\rho U^2}{2}$$

Tels que :

C_D : Le coefficient de trainée (adimensionnel).

C_L : Le coefficient de portance (adimensionnel).

ρ : La densité du fluide.

U : la vitesse relative entre le corps et le fluide.

A : La surface descriptive calculée comme suit :

☑ Pour calculer la force de traînée (F_D) habituellement on considère la surface (A) la surface projetée sur un plan perpendiculaire avec le sens du mouvement relatif du fluide.

☑ Pour calculer la force portance (F_L) habituellement on considère la surface (A) la surface du corps projetée sur un plan perpendiculaire avec la force de traînée (F_D).

☑ Dans le cas d'un profil aérodynamique (aube), il est habituel de projeter sur le plan auquel il se trouve le corde (figure3), c'est-à-dire la surface de l'aube elle-même, sans tenir compte de l'angle d'inclinaison de l'aile dans le sens de l'écoulement.

$$L = C * l \quad (5)$$

A : surface de l'aile

l : Longueur de l'aile (Envergure)

C : la longueur moyen du corde

Lorsqu'un objet volant tel qu'un avion dans un état normal:

☐ Poids de l'avion (w) = force de portance $C_L A \frac{\rho U^2}{2}$

☐ Entraînement formée par le moteur = force de traînée

Dans ce qui suit, quelques exemples des corps émergées qui ont une force de traînée et/ou une force de portance :

1- Une longue cheminée dans le vent

2- l'écoulement de l'eau sur un pied du pont

3- Ecoulement continu d'un fluide dans les ventilateurs, turbines, compresseurs...

Voici des exemples d'objets produisant à la fois une force de portance et de traînée:

1- Les ailes des ventilateur

2- les ailes

3 - surfaces aérodynamiques aquatiques

4 - corps cylindriques rotatifs

5- Avions en papier

Il est utile de considérer les points suivants:

1. Contrairement au traînée, les forces de portance peuvent être trouvées même dans le fluide réel, et cela par la présence du rotation.

2. Les fluides réels nécessitent également des tourbillons ou des rotations autour du corps afin de produire une force de la portance.

II.4 Les profils d'aile

Dans les années 1930 la N.A.C.A. (ancêtre de la National Air and Space Agency) a étudié de nombreux profils dont les caractéristiques ont été rendues publiques. Depuis

d'autres sont venus s'ajouter pour fournir une bibliothèque très complète de profils bien connus. On associe un certain nombre de termes aux profils aérodynamiques :

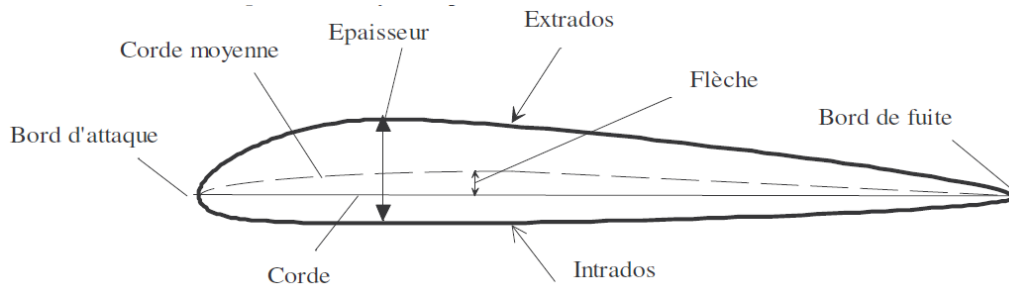
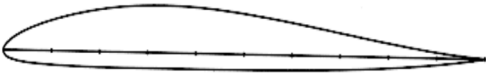

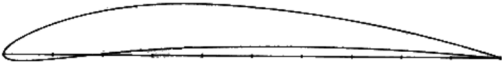


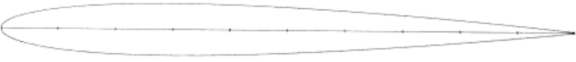
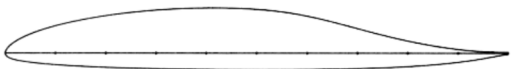
Figure I.7. profil d'aile

Par le bord d'attaque, l'air pénètre dans le profil et le quitte par le bord de fuite. On nomme extradoss la partie supérieure du profil et intrados la partie inférieure. La corde du profil est le segment qui relie le bord d'attaque au bord de fuite. L'épaisseur est la distance entre l'intrados et l'extradoss. L'épaisseur relative est calculée en divisant la valeur maximale de l'épaisseur par la longueur de la corde. La corde moyenne est la ligne qui relie le bord d'attaque au bord de fuite en passant à égale distance de l'intrados et de l'extradoss. La flèche du profil désigne la distance maximale entre la corde et la corde moyenne. La courbure (ou cambrure) relative est le rapport entre la flèche et la longueur de la corde.

Selon les applications envisagées, on peut utiliser différents types de profils :

Tableau 2 : Types de profil

Type de profil	Descriptions
	Le profil plan convexe porte bien même à faible incidence mais il est légèrement instable. Il est utilisé en aviation générale.
	Le profil biconvexe dissymétrique porte également bien même à incidence nulle et est très stable. Très utilisé dans l'aviation de loisir.
	Le profil cambré (ou creux) est très porteur mais il est assez instable.

	Lorsque l'incidence augmente, il cherche à cabrer.
	Le biconvexe symétrique ne porte pas aux faibles très faibles incidences. Il n'est intéressant que pour les gouvernes et la voltige.
	Le profil à double courbure (ou auto stable) présente l'avantage d'une grande stabilité mais une portance moyenne et une traînée assez forte.

III. Exemples :

Exemple 1 : Un camion a une surface projetée de 6,5m² se déplaçant à 70 km/h à une résistance globale de 2000N, 20% de cette résistance est due à la friction du roulement et 10% est due à la friction de surface et le reste de la résistance est due à la traînée, $\rho=1.22\text{Kg/m}^3$.

On demande : le coefficient de traînée.

Solution :

La surface projetée : $A=6,5\text{m}^2$; La vitesse du camion :

$$U = \frac{70\text{Km}}{\text{h}} = \frac{70 \times 1000}{60 \times 60} = 19.44\text{m/s}$$

La densité de l'air : $\rho=1.22\text{Kg/m}^3$; La résistance globale : 2000N

La résistance due à la friction du roulement : $= \frac{20}{100} \times 2000 = 400\text{N}$

La résistance due à la friction de surface: $= \frac{10}{100} \times 2000 = 200\text{N}$

La résistance due à la traînée : $=1400\text{N} = 2000 - 400 - 200 = F_D$ (égale la force de traînée)

Le coefficient de traînée C_D :

Nous avons $F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$ donc $1400 = C_D \times 6.5 \times \frac{1.22 \times 19.44^2}{2}$ alors

$$C_D = \frac{1400 \times 2}{1.22 \times 19.44^2 \times 6.5} = 0.934$$

Exemple 2 : Sur une plaque plane de 2 m de longueur et de 1 m de largeur, plusieurs expériences ont été réalisées dans une soufflerie, la vitesse du vent étant de 50 km / h, la plaque étant placée de façon à obtenir un coefficient de traînée de 0,18 et un coefficient portance de 0,9 , $\rho = 1,15 \text{ kg/m}^3$

On demande :

1 – La force de traînée ; 2 - La force de portance. 3. La force de résistance et son angle d'inclinaison avec le courant du vent. 4. L'énergie exercée par le flux d'air sur la plaque.

Solution :

La surface de la plaque : $A = 2 \times 1 = 2 \text{ m}^2$; La vitesse du vent :

$$U = \frac{50 \text{ Km}}{H} = \frac{50 \times 1000}{60 \times 60} = 13.89 \text{ m/s}$$

La densité de l'air : $\rho = 1.15 \text{ Kg/m}^3$

Le coefficient de traînée C_D : $C_D = 0.18$; Le coefficient de portance C_L :

$$C_L = 0.9$$

La force de traînée F_D :

Nous avons $F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$ donc

$$F_D = 0.18 \times 2 \times \frac{1.15 \times 13.89^2}{2} = 39.94 \text{ N}$$

La force de portance F_L :

Nous avons $F_L = C_L \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$ donc

$$F_L = 0.9 \times 2 \times \frac{1.15 \times 13.89^2}{2} = 199.7 \text{ N}$$

La force de résistance : la force de résistance égale la force résultante.

$$F = \sqrt{F_D^2 + F_L^2} = \sqrt{39.94^2 + 199.7^2} = 203.65 \text{ N}$$

Son angle d'inclinaison avec le courant du vent : $\theta = \tan^{-1} \frac{F_L}{F_D}$;

$$\theta = \tan^{-1} \frac{199.7}{39.94} = 78.69^\circ$$

La puissance (P) du courant d'air sur la plaque :

$P = F_D \cdot U$ donc

$$P = 39.94 \times 13.89 = 554.7 \text{ W}$$

Exemple 3 :

En supposant que la section transversale d'une voiture de tourisme soit de 2,7 m² avec un coefficient de traction de 0,6 à une vitesse de 60 km/h, supposons que le poids du véhicule est de 30KN et que le coefficient de frottement soit de 0,012. La densité de l'air : $\rho=1.208\text{Kg/m}^3$

On demande :

Détermination des besoins énergétiques dans ces conditions.

Solution:

La section transversale: $A = 2.7\text{m}^2$; La vitesse du véhicule:

$$U = \frac{60\text{Km}}{\text{H}} = \frac{60 \times 1000}{60 \times 60} = 16.67\text{m/s}$$

La densité de l'air: $\rho = 1.55\text{Kg} / \text{m}^3$; Le coefficient de traînée

$$C_D : C_D=0.6$$

Le poids du véhicule: $W = 30\text{KN}$; Le coefficient de frottement: $\mu' = 0.012$

Exigences de puissance :

Résistance totale (F) = traînée aérodynamique sur le véhicule + frottement à la surface de la route

$$F = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2} + \mu' \cdot W$$

$$F = 0.6 \cdot 2.7 \cdot \frac{1.208 \times 16.67^2}{2} + 0.012 \times 30 \times 1000 = 271.9 + 360$$

$$F = 631.9\text{N}$$

$$P = F \times U$$

$$P = 631.9 \times 16.67 = 10533\text{W} = 10.53\text{KW}$$

C'est l'énergie nécessaire au niveau des roues.

IV. Les profils aérodynamiques tournants :**IV.1 La décomposition de l'effet du vent : traînée et poussée.**

Il est possible de décomposer la résultante R des actions de l'air sur l'élément de la pale en deux forces P, et T P (Poussée) : perpendiculaire à la direction relative du vent.

T (Traînée) : En direction opposée du vent.

T (Traînée) : Dans la même direction du vent. \vec{F}_{ax} : Force de traction

\vec{F}_{rot} : Force dans le plan rotor responsable d'un couple

$$C = r \cdot F_{rot} \tag{6}$$

Les angles suivants sont définis : - l'angle d'incidence « i » correspond à l'angle entre la surface de la pale et la direction du vent apparent.

L'angle de rotation « β » correspond à l'angle établi entre la pale et le plan de rotation.

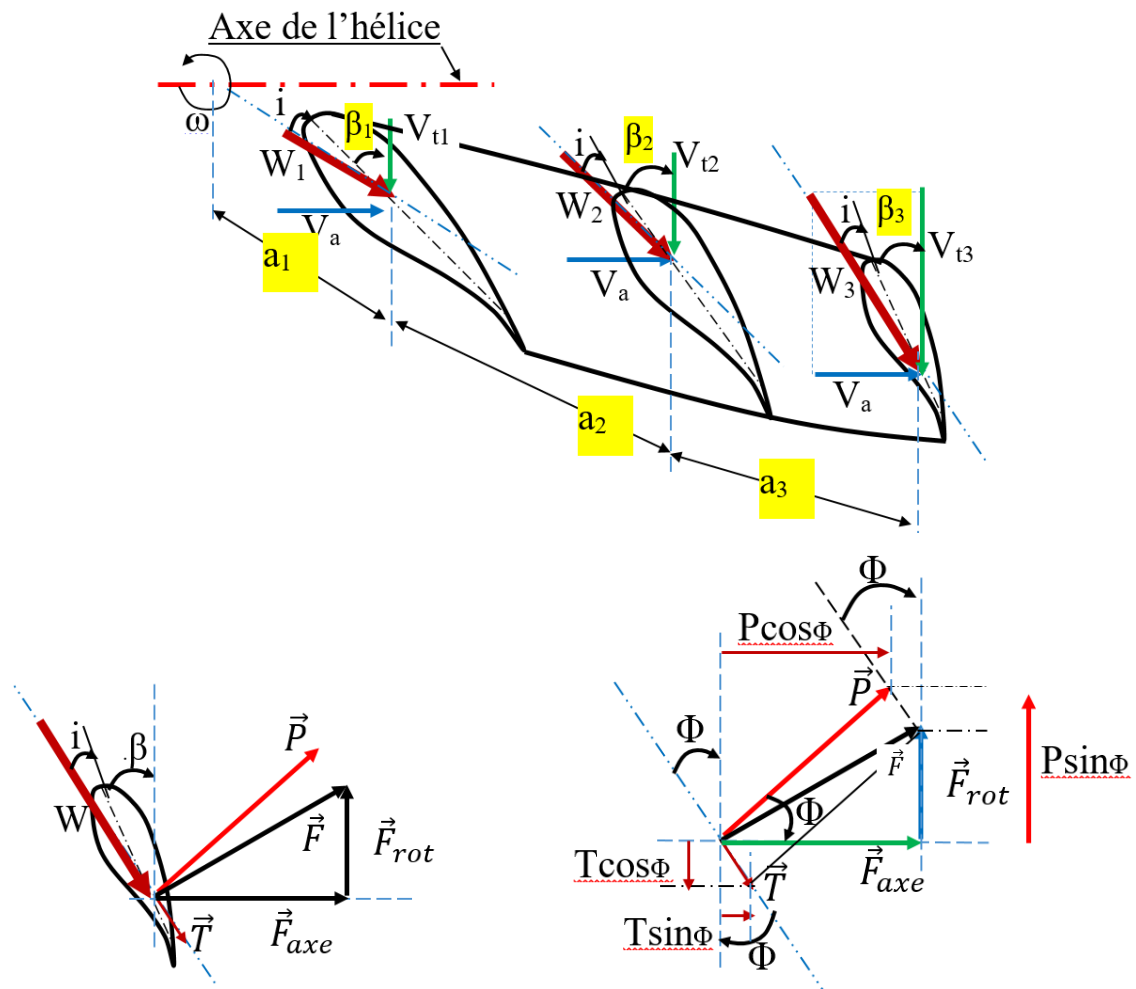


Figure I.8. Comportement d'une pale dans un flux

IV.2 Décomposition de la résultante de l'action du vent : traînée et poussée

$$P = C_{rot} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot W^2 \tag{7}$$

$$T = C_{ax} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot W^2 \tag{8}$$

On peut décomposer la résultante R des actions de l'air sur l'élément de la pale en deux forces. Perpendiculaire à la direction du vent, P, et T P (Poussée). T (Traînée) : En direction opposée du vent.

On effectue une soufflerie pour déterminer C_{ax} et C_{rot} , puis on les présente sous forme de diagramme polaire en fonction de l'angle d'impact.

ρ : le poids volumique de l'atmosphère. S : superficie de la partie de la pale visible au vent.

W : vent visible.

En connaissant P et T, on peut exprimer F_{rot} et F_{ax} en fonction des angles β et i pour un régime de fonctionnement spécifique, comme illustré dans la figure (8).

$$F_{rot} = P \sin(\beta + i) - T \cos(\beta + i) \quad (9)$$

$$F_{ax} = P \cos(\beta + i) + T \sin(\beta + i) \quad (10)$$

$$(\beta + i) = \Phi$$

Le rapport moteur pour la portion de pales en question est de :

$$C = r[P \sin(\beta + i) - T \cos(\beta + i)] \quad (11)$$

V. conclusion

Ce premier chapitre a permis de poser les bases de la propulsion aéronautique en retraçant l'évolution historique de l'aviation et en expliquant les principes physiques fondamentaux du vol. Les forces aérodynamiques, notamment la portance et la traînée, ainsi que les profils d'ailes, ont été étudiés en détail pour comprendre comment un avion peut se maintenir et se déplacer dans l'air.

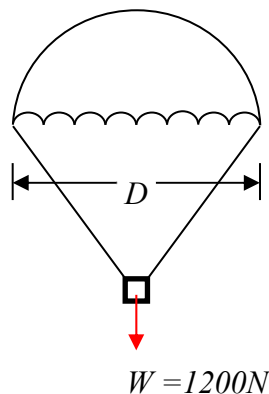
Ces notions constituent le socle indispensable à la compréhension des systèmes de propulsion modernes présentés dans les chapitres suivants.

VI. Exercices résolus du Chapitre 1:**Exercice 1 :**

La composante verticale pour une vitesse d'une parachute est de 6 m/s est traité comme un hémisphère ouvert si le poids à charger est de 1200 N , le coefficient portance est $C_D=1.33$, La densité de l'air $\rho= 1,33 \text{ kg/m}^3$, Calculez son diamètre.

Exercice 2 :

Sur une plaque plane de 2 m de longueur et de 1 m de largeur, plusieurs expériences ont été réalisées dans une soufflerie, la vitesse du vent étant de 50 km / h, la plaque étant placée de façon à obtenir un coefficient de traînée de 0,15 et un coefficient portance de 0,75 , on considère que le poids spécifique $w= 11.28 \text{ N/m}^3$

**On demande :**

- 1 – La force de traînée.
- 2 - La force de portance.
3. La force de résistance et son angle d'inclinaison avec le courant du vent.
4. L'énergie exercée par le flux d'air sur la plaque.

Exercice 3 :

Un avion à réaction pèse 24,5KN, avec une surface de 16,7 m² volant avec une vitesse de 950 km/h, lorsque son moteur génère 6125 kW de puissance, 65% de cette puissance est utilisée pour résister à la résistance de traînée de l'aile. Supposons que la densité de l'air $\rho = 1,208 \text{ kg / m}^3$.

On demande: Calculez les éléments suivants pour l'aile:

- Le coefficient de portance

☑ Le coefficient de traînée

Exercice 4 :

Un avion pèse 39.24KN, avec une surface de 35 m² volant horizontalement avec une vitesse de 960 km/h la longueur de l'avion est de 15m. Supposons que Le coefficient de traînée $C_D=0.03$ et la densité de l'air $\rho = 1,2 \text{ kg/m}^3$.

On demande: Calculez les éléments suivants pour l'aile:

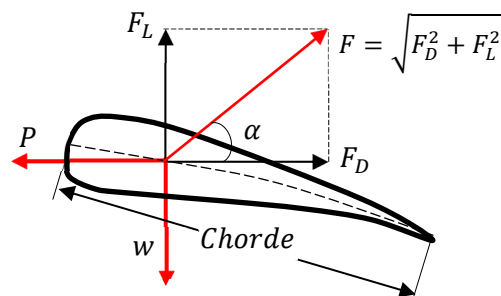
- 1-Le coefficient de portance
- 2-La puissance nécessaire pour conduire l'avion.

Exercice 5 :

Un ail de forme rectangulaire d'un petit avion de 12 m de longueur (Envergure) et de 1,8 m de Chorde est utilisé en vol horizontal à 200 km/h. La force aérodynamique totale affectant l'aile est de 28KN. Le rapport entre la portance et la traînée est de 10 et la densité de l'air est $\rho = 1,2 \text{ kg/m}^3$.

On demande:

- 1-Les coefficients de portance et de traînée.
- 2-Le poids total de l'avion supporté par cet ail.
- 3-La puissance nécessaire pour conduire l'avion.



Exercice 6:

Si la vitesse de rotation de l'hélice est de $N=15 \text{ Tr/min}$, la vitesse du vent $V_a=54 \text{ Km/h}$.

- 1- Trouver les angles d'inclinaison de l'hélice (β) dans les trois positions (1 ,2 et 3) sachant que $a_1=15\text{m}$, $a_2=15\text{m}$ et $a_3=15\text{m}$. et l'angle d'incidence est de 8° .

VII. Solutions des exercices :**Exercice 1 :****Solution :**

La vitesse du parachute: $U = 6\text{m/s}$

Le poids à transporter est $W = 1200\text{N}$.

La densité de l'air: $\rho = 1.208\text{Kg} / \text{m}^3$

Le coefficient de traînée : $C_D=1.33$

Le diamètre du parachute :

La zone projetée de l'hémisphère: $A = \frac{\pi}{4}D^2$

La force de traînée F_D :

$$F_D = W = 1200\text{N}$$

On utilise la formule suivante :

$$F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}; \quad 1200 = 1.33 \times \frac{1.208 \times 6^2}{2} \cdot \frac{\pi}{4} D^2$$

$$D^2 = \frac{1200 \times 2 \times 4}{1.33 \times 1.208 \times 6^2 \times \pi} = 52.83 \quad ; \quad D = 7.72\text{m}$$

Exercice 2 :**Solution :**

La surface de la plaque :

$$A=2 \times 1=2\text{m}^2$$

La vitesse du vent :

$$U = \frac{50\text{Km}}{\text{H}} = \frac{50 \times 1000}{60 \times 60} = 13.89\text{m/s}$$

Le poids spécifique

$$w = 11.28 \text{ N/m}^3$$

Le coefficient de traînée

$$C_D : C_D=0.15$$

Le coefficient de portance

$$C_L : C_L=0.75$$

La densité de l'air :

$$\rho = \frac{w}{g}, \quad \rho = \frac{11.28}{9.81} = 1.15\text{Kg/m}^3$$

La force de traînée F_D :

Nous avons

$$F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

donc

$$F_D = 0.15 \times 2 \times \frac{1.15 \times 13.89^2}{2} = 33.28 \text{ N}$$

La force de portance F_L :

Nous avons

$$F_L = C_L \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

donc

$$F_L = 0.75 \times 2 \times \frac{1.15 \times 13.89^2}{2} = 166.4 \text{ N}$$

La force de résistance : la force de résistance égale la force résultante.

$$F = \sqrt{F_D^2 + F_L^2} = \sqrt{33.28^2 + 166.4^2} = 169.69 \text{ N}$$

Son angle d'inclinaison avec le courant du vent :

$$\theta = \tan^{-1} \frac{F_L}{F_D}$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{199.7}{39.94} = 78.69^\circ$$

La puissance (P) du courant d'air sur la plaque :

$$P = F_D \cdot U$$

$$P = 33.28 \times 13.89 = 462.26 \text{ W}$$

Exercice 3 :

Solution :

La surface de l'aile:

$$A = 2.7 \text{ m}^2$$

Le poids de l'avion :

$$W = 24.5 \text{ KN}$$

La vitesse de l'avion :

$$U = \frac{950 \text{ Km}}{H} = \frac{950 \times 1000}{60 \times 60} = 264 \text{ m/s}$$

La densité de l'air:

$$\rho = 1.208 \text{ Kg/m}^3$$

La puissance générée par le moteur : 6125KW

Le coefficient de traînée C_D :

$$C_D = 0.6$$

Le pourcentage d'énergie utilisée pour supporter et résister à la résistance de traînée: 65%

Le coefficient de traînée C_D , Le coefficient de portance C_L

La force de portance F_L =le poids de l'avion

$$F_L = C_L \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2} = 24.5 \times 10^3$$

$$C_L \cdot 16.7 \times \frac{1.208 \times 264^2}{2} = 24.5 \times 10^3$$

$$C_L = \frac{2 \times 24.5 \times 10^3}{1.208 \times 264^2 \times 16.7} = 0.0348$$

$$C_L = 0.0348$$

Puissance nécessaire pour résister à la résistance à la traînée:

$$P = F_D \times U = 0.65 \times (6125 \times 10^3)$$

et nous avons :

La force de traînée F_D :

$$F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

$$U \cdot F_D = U \cdot C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

$$0.65 \times (6125 \times 10^3) = 264 \cdot C_D \cdot 16.7 \times \frac{1.208 \times 264^2}{2}$$

$$C_D = \frac{0.65 \times (6125 \times 10^3) \cdot 2}{264 \times 16.7 \times 1.208 \times 264^2} \quad C_D = 0.0214$$

Exercice 4 :

Solution:

La surface de l'aile:

$$A = 35 \text{ m}^2$$

Le poids de l'avion :

$$W = 39.24 \text{ KN}$$

La vitesse de l'avion :

$$U = \frac{360\text{Km}}{\text{H}} = \frac{360 \times 1000}{60 \times 60} = 100\text{m/s}$$

La densité de l'air:

$$\rho = 1.2\text{Kg/m}^3$$

La puissance générée par le moteur : 6125KW

Le coefficient de traînée C_D :

$$C_D = 0.03$$

1-Le coefficient de portance C_L :

Pour atteindre l'équilibre dans la direction verticale, la force de portance doit être égale au poids de l'avion.

$$w = C_L \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

$$39.24 \times 10^3 = C_L \cdot 35 \cdot \frac{1.2 \times 100^2}{2}$$

$$C_L = \frac{39.24 \times 10^3 \times 2}{1.2 \times 100^2 \times 35}$$

$$C_L = 0.187$$

2-Puissance nécessaire pour conduire l'avion:

La force de traînée F_D :

$$F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

$$F_D = 0.03 \times 35 \cdot \frac{1.2 \times 100^2}{2} = 6300\text{N}$$

$$P = F_D \times U = 6300 \times 100 = 630\text{KW}$$

$$P = 630\text{KW}$$

Exercice 5 :

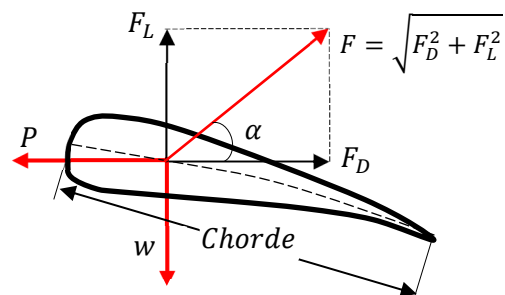
Solution:

La longueur de l'aile: 12m.

La corde de l'aile: 1.8m.

La vitesse de l'avion :

$$U = \frac{200\text{Km}}{\text{H}} = \frac{200 \times 1000}{60 \times 60} = 55.55\text{m/s}$$



La densité de l'air: $\rho=1.2\text{Kg/m}^3$

La force aérodynamique totale : $F=28\text{KN}$

1-Le coefficient de portance C_L et Le coefficient de traînée C_D :

$$\Rightarrow \alpha = \arctan 10 = 84.29^\circ \quad \frac{F_L}{F_D} = 10$$

$$\sin \alpha = \frac{F_L}{F} = \sin(84.29^\circ) = 0.995 \Rightarrow F_L = F \times 0.995 = 28 \times 0.995 = 27.86$$

$$F_L = 27.86\text{KN}$$

D'après la figure, le vol horizontal :

$$F_L = w$$

$$F_D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}$$

$$A = l \times c$$

$$\frac{F_L}{F_D} = 10 \quad \frac{F_L}{F_D} = 10 = \frac{27.86 \times 1000}{C_D \times 12 \times 1.8 \times \frac{1.2 \times 55.55^2}{2}}$$

Donc :

$$C_D = \frac{27.86 \times 1000 \times 2}{10 \times 12 \times 1.8 \times 1.2 \times 55.55^2} = 0.07$$

$$\frac{F_L}{F_D} = 10 = \frac{C_L \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}}{C_D \cdot A \cdot \frac{\rho U^2}{2}} = \frac{C_L}{C_D} \quad C_L = 0.07 \times 10 = 0.7$$

2-Le poids total de l'avion supporté par cet ail.

$$w = F_L$$

$$w = 27.86\text{KN}$$

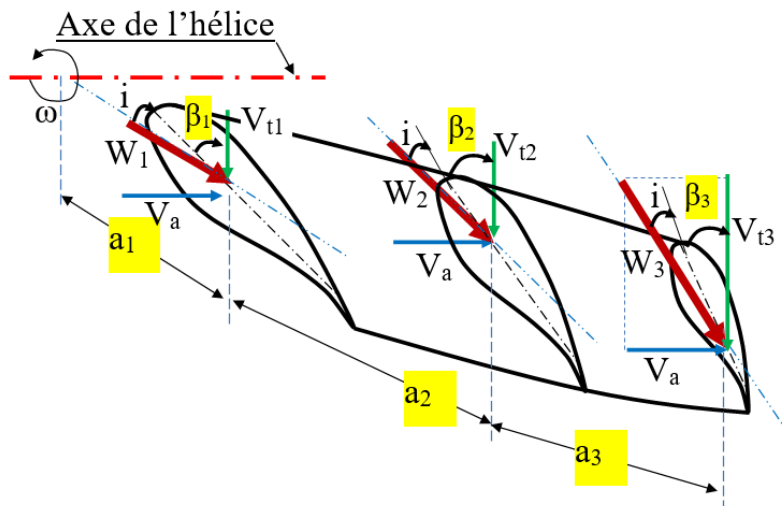
3-La puissance nécessaire pour conduire l'avion.

$$P = F_D \times U = \frac{F_L}{10} \times U = \frac{27.86}{10} \times 55.55 = 154.76\text{KN}$$

$$P = 154.76\text{KN}$$

Exercice 6:

Solution :



$$1- V_a \left(\frac{m}{s} \right) = V_a \left(\frac{Km}{h} \right) \frac{1000}{3600} = 54 \times \frac{1000}{3600} = 15m/s$$

$$V_{t1} = \frac{2\pi \cdot N(tr/min)}{60} \times a_1 = \frac{2 \times 3.14 \times 15}{60} \times 15 = 23.55m/s$$

$$V_{t2} = \frac{2\pi \cdot N(tr/min)}{60} \times a_2 = \frac{2 \times 3.14 \times 15}{60} \times 30 = 47.1m/s$$

$$V_{t3} = \frac{2\pi \cdot N(tr/min)}{60} \times a_3 = \frac{2 \times 3.14 \times 15}{60} \times 45 = 70.65m/s$$

$$tg(i + \beta_1) = \frac{V_a}{V_{t1}} = \frac{15}{23.55} = 0.637 \Rightarrow i + \beta_1 = 32.497^\circ \Rightarrow$$

$$\beta_1 = 26.50^\circ$$

$$tg(i + \beta_2) = \frac{V_a}{V_{t2}} = \frac{15}{47.1} = 0.3118 \Rightarrow i + \beta_2 = 17.66^\circ \Rightarrow$$

$$\beta_2 = 9.66^\circ$$

$$tg(i + \beta_3) = \frac{V_a}{V_{t3}} = \frac{15}{70.65} = 0.2123 \Rightarrow i + \beta_3 = 11.98^\circ \Rightarrow$$

$$\beta_3 = 3.98^\circ$$

$$2- W_3 = \sqrt{V_{t3}^2 + V_a^2} = \sqrt{70.65^2 + 15^2} \Rightarrow$$

$$W_3 = 72.22m/s$$

$$T = C_{axe} \cdot A \cdot \frac{\rho W_3^2}{2} \Rightarrow T = 0.07 \times 4.5 \times \frac{1.2 \times 72.22^2}{2} \Rightarrow$$

$$T = 985.90 \text{ N}$$

$$P = C_{rot} \cdot A \cdot \frac{\rho W_3^2}{2} \Rightarrow P = 0.7 \times 4.5 \times \frac{1.2 \times 72.22^2}{2} \Rightarrow$$

$$P = 9859.04 \text{ N}$$

$$F_{rot} = P \cdot \sin(\beta + i) - T \cdot \cos(\beta + i) \Rightarrow$$

$$F_{rot} = 9859.04 \times \sin(11.98^\circ) - 985.90 \times \cos(11.98^\circ) \Rightarrow$$

$$F_{rot} = 1082.1 \text{ N}$$

$$3- \quad C = r \times F_{rot} = 45 \times 1082.1 \Rightarrow C = r \times F_{rot} = 45 \times 1082.1 \Rightarrow$$

$$C = 48960.7 \text{ N.m}$$

Chapitre II :
Principes et performances
des moteurs à réaction

I. La poussé :

I.1 Historique.

Le moteur à réaction est sans doute l'un des plus anciens moteurs connus (dès le milieu du XIe siècle, les Chinois utilisaient les « flèches à feu » – probablement des fusées incendiaires), mais aussi le plus difficile à réaliser, malgré son apparence simple. Il est basé sur une loi essentielle de la physique appelée "de l'action et de la réaction", formulée par Isaac Newton : "À chaque action correspond une réaction équivalente et inverse".

I.2 Propulsion à réaction

La propulsion à réaction est fondée sur le principe d'action-réaction formulé par Isaac Newton. La conservation de la quantité de mouvement du système global (véhicule + matière éjectée) implique que l'éjection de matière vers l'arrière fait avancer le véhicule. Le recul d'une flèche à feu peut être assimilé à une forme de propulsion à réaction.

Il existe deux grands types de propulseurs à réaction, en fonction de l'origine de la matière projetée en arrière :

- ceux qui projettent une matière provenant du corps de l'engin : moteur-fusée, propulsion électrique, propulsion photonique, etc., et tous les moteurs à réaction anaérobies ;
- ceux qui utilisent un fluide préalablement absorbé par le véhicule, à l'avant, et accéléré, avant d'être projeté vers l'arrière ; les différents types de moteurs à réaction (ou plus simplement réacteurs) : turboréacteur, statoréacteur, superstatoréacteur et tous les moteurs à réaction aérobies ainsi que les hydrojets.

I.3 Le concept de réaction :

Supposons qu'une réaction de combustion soit produite à l'intérieur d'un corps fermé de part et d'autre.

Les forces de pression exercées sur les parois ne produisent aucune résultante (Loi de Mariotte ; Boyle).

$$P_1 V_1 = P_2 V_2 \quad (1)$$

Procédons à l'ouverture d'un trou dans la paroi postérieure, ce qui permet aux gaz en expansion de s'échapper et rompt l'équilibre tensionnel. Les gaz sortent de l'orifice tout

en maintenant leur pression sur le fond de la pièce. Il en résulte une pression accrue sur la face avant par rapport à la face arrière.

Le corps se projette alors en avant sous l'effet de la force découlant de cette variation de pression.

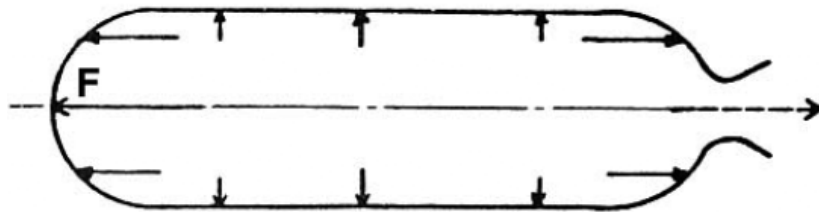


Figure II.1 : Une fusée munie d'un trou.

La force de propulsion d'une fusée correspond à une force de pression exercée sur l'avant du propulseur, non équilibrée en raison de l'orifice pratiqué à l'arrière (figure 1). La pression exercée est liée au débit massique \dot{m} des gaz et à leur vitesse d'éjection V_{sortie} .

Il serait donc erroné de penser qu'une fusée s'attaque à quelque chose d'extérieur. La poussée est exercée à l'intérieur de l'engin et plus la vitesse des gaz augmente, plus la poussée est importante.

Le phénomène peut être facilement reproduit avec des méthodes courantes, comme un tuyau d'arrosage où l'action de l'eau provoque une réaction dans la lance que tient votre main. Il est également possible de gonfler un ballon et de le laisser partir brusquement. L'air comprimé qui sort de la valve provoque une réaction qui fait reculer l'objet (figure 2).

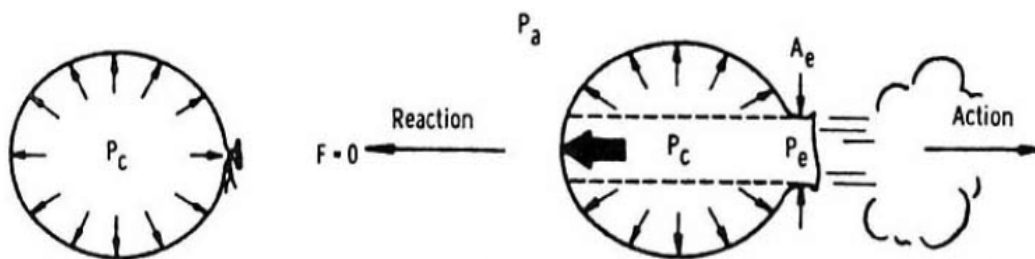


Figure II.2 : un corps dans l'état stable et en mouvement à cause de réaction

I.4 Analyse physique :

La force propulsive (appelée dans ce cas poussée) est la dérivée temporelle de la quantité de mouvement

(Seconde loi de Newton) :

$$\vec{F} = \frac{d(M\vec{V})}{dt} = \frac{d(m\vec{v})}{dt} \quad (2)$$

Où :

- \vec{F} est le vecteur force résultant sur le véhicule ;
- M et \vec{V} sont la masse du véhicule et son vecteur vitesse ;
- m et v sont la masse éjectée et sa vitesse ;
- t est le temps.

On peut en pratique trouver des formes simplifiées de cette formule ; par exemple, pour un réacteur d'avion (en négligeant la masse de carburant consommée, très faible par rapport à la masse d'air brassée), elle devient :

$$F_{\text{poussée}} = \dot{m}(v_{\text{sortie}} - v_{\text{entrée}}) \quad (3)$$

Où :

- **$F_{\text{poussée}}$ La force propulsive (la poussée)**
- \dot{m} est le débit massique de l'air passant dans le moteur, le débit du carburant étant négligeable (kg/s) ;
- v_{sortie} est la vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s) ;
- $v_{\text{entrée}}$ est la vitesse du véhicule (m/s).

II. Puissances et rendements :

Bien que les rendements ne soient pas couramment utilisés directement dans la conception des unités de fusée, ils permettent de comprendre le bilan énergétique d'un système de fusée. Leurs définitions sont arbitraires, en fonction des pertes considérées, et tous ensemble cohérent d'efficacité, tel que celui présenté dans cette section, est satisfaisant pour l'évaluation des pertes d'énergie.

II.1 La puissance dépensée ou la puissance thermique :

L'apport d'énergie de la source d'énergie au système de propulsion de fusée à différentes formes dans différents types de fusées. Pour les fusées chimiques, l'énergie est créée par la combustion.

L'énergie maximale disponible par unité de masse de propergol chimique est la chaleur de la réaction de combustion (le pouvoir calorifique) P_c^i ; la puissance thermique fournie à un moteur chimique est :

$$\dot{Q} = P_c^i \cdot \dot{m}_c \quad (4)$$

Où P_c^i est le pouvoir calorifique du combustible en Kj/Kg et \dot{m}_c est le débit massique du combustible.

II.2 La puissance propulsive :

La puissance propulsive est la puissance transmise au véhicule à un moment donné est définie en termes de poussée du système de propulsion F et de la vitesse du véhicule V_e

Elle est définie comme suite :

$$P_p = F \cdot V_e \quad (5)$$

Où F est la poussée, V_e la vitesse effective de la fusée (véhicule).

II.3 La puissance dynamique

La puissance dynamique détermine la différence entre la quantité d'énergie cinétique du jet d'échappement et la quantité d'énergie cinétique du véhicule

Elle est définie comme suite :

$$P_d = \frac{1}{2} \dot{m}_g \cdot V_s^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a \cdot V_e^2 \quad (6)$$

Où \dot{m}_g est le débit globale (débit de combustible \dot{m}_c + débit d'air \dot{m}_a), V_e la vitesse effective de la fusée (véhicule) et V_s la vitesse effective des gaz d'échappement.

II.3 Les rendements :

II.3.1 Le rendement propulsif :

Le rendement propulsif est le rapport entre les puissances propulsive et dynamique.

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_d} \quad (7)$$

II.3.2 Le rendement thermique :

Le rendement propulsif est le rapport entre les puissances dynamique et thermique.

$$\eta_{th} = \frac{P_d}{P_{th}} \quad (8)$$

II.3.3 Le rendement global :

Le rendement global est le produit des rendements précédents : propulsif et thermique et on déduit que le rendement globale est le rapport entre les puissances propulsive et thermique.

$$\eta_g = \eta_p \cdot \eta_{th} \quad \eta_g = \frac{P_p}{P_{th}} \quad (9)$$

III. conclusion

Ce chapitre a introduit le principe de la propulsion à réaction fondé sur la troisième loi de Newton. Les différentes formes d'énergie impliquées dans la production de la poussée ont été étudiées, ainsi que les notions de puissance et de rendement (propulsif, thermique et global). L'analyse des performances énergétiques des moteurs à réaction met en évidence l'importance de l'optimisation du rendement pour améliorer la vitesse et l'efficacité des avions. Cette étude prépare la compréhension approfondie des turbines à gaz abordées au chapitre suivant.

IV. Exercices résolus du Chapitre 2:**Exercice 1 :**

Un avion se déplace en vol horizontal, rectiligne, uniforme à la vitesse de 180 m/s, la consommation spécifique de combustible de $Pc^i = 56000 \text{ KJ/Kg}$ est 0.09 Kg/Nh. On brûle 1Kg de ce combustible dans 90Kg d'air, la poussée $F = 15000 \text{ N}$.

Déterminer :

1. Le débit massique d'air traversant le réacteur.
2. La vitesse d'éjection du gaz.
3. La puissance dépensée utile et propulsive.
4. Le rendement global.

Exercice 2 :

Un turboréacteur à simple flux en vol à l'altitude $z = 11 \text{ Km}$ avec un Mach $M = 0.8$, dans les conditions atmosphériques suivantes $P = 0.25 \text{ bar}$, $T = 216.5 \text{ K}$ ($r = 286.99 \text{ J/Kg.K}$) ;

- Débit du carburant $\dot{m}_c = 0.45 \text{ Kg/s}$

- Débit d'air $\dot{m}_a = 27.22 \text{ Kg/s}$; - Vitesse d'éjection des gaz $V = 740 \text{ m/s}$

- Pouvoir calorifique inférieur $Pc^i = 10500 \text{ Kcal/Kg}$

Calculer :

1. La force développée au sol
2. La force de poussée en vol
3. Les puissances propulsive et dynamique
4. Les rendements : Propulsif, thermique et global.

Exercice 3 :

Un avion se déplace à la vitesse de 900 Km/h, le pouvoir calorifique du combustible consommé est de 58000 KJ/Kg. On brûle 1.2 Kg de ce combustible dans 100 Kg d'air ; la poussée produite est de 15000 N. /

Calculer :

1. Le débit massique d'air traversant le réacteur.
2. La vitesse d'éjection des gaz.
3. Les rendements du réacteur.

V. Solution des exercices**Exercice 1****Solution**1/ $\dot{m}_a = ?$

$$CSC = \frac{\dot{m}_c}{F} \Rightarrow \dot{m}_c = 0.375 \text{ Kg/s}$$

1 kg de combustible \rightleftharpoons 90 Kg d'air0.375 Kg de combustible \rightleftharpoons $\dot{m}_a \text{ Kg/s}$ **Donc** $\dot{m}_a = 33.75 \text{ Kg/s}$

2/ vitesse de sortie ;

$$F = \dot{m}_a \cdot (V_s - V_e) \Rightarrow V_s = 624.44 \text{ m/s}$$

3/ la puissance dépensée = la puissance thermique ;

$$\dot{Q} = P_c^i \cdot \dot{m}_c = 2.1 \cdot 10^7 \text{ W}$$

La puissance cinétique ;

$$P_c = \frac{1}{2} \dot{m}_a \cdot (V_s^2 - V_e^2) = 6.0332 \cdot 10^6 \text{ W}$$

La puissance propulsive ;

$$P_p = F \cdot V_e = 2.7 \cdot 10^3 \text{ W}$$

4/ Rendement globale ;

$$\eta_g = \frac{P_p}{\dot{Q}} = 0.128$$

Exercice 2 :**Solution**

1/ La poussée au point fixe (la poussée au sol) ;

$$V_e = 0 \text{ m/s} \Rightarrow F = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot V_s \Rightarrow F = 20475.8 \text{ N}$$

2/ La poussée en vol ;

$$M = \frac{V_e}{a} = \frac{V_e}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}} \Rightarrow V_e = 235.948 \text{ m/s} ; F = \dot{m}_g \cdot V_s - \dot{m}_a \cdot V_e \Rightarrow F = 14053.29 \text{ N}$$

3/ Calcul des puissances

La puissance propulsive

$$P_p = F.V_e \Rightarrow P_p = 3315845.669W$$

La puissance dynamique

$$P_d = 68183557.447W$$

La puissance thermique

$$P_{th} = P_c^i . \dot{m}_c \Rightarrow P_{th} = 19750500W$$

4/ Les rendements

Le rendement propulsif

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_d} = 0.48$$

Le rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{P_d}{P_{th}} = 0.34$$

Le rendement global

$$\eta_g = \eta_p . \eta_{th} = 0.16$$

Exercice 3 :

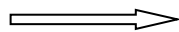
Solution

1/ Le débit massique d'air traversant le réacteur

$$CSC = \frac{\dot{m}_c}{F} \Rightarrow \dot{m}_c = CSC.F \Rightarrow \dot{m}_c = 0.416Kg/s$$

1.2Kg → 100Kg d'air

0.416 → \dot{m}_a



$\dot{m}_a = 34.66Kg/s$

2/ Vitesse d'éjection des gaz

$$F = \dot{m}_g . V_s - \dot{m}_a . V_e \Rightarrow V_s = 674.67 m/s$$

3/ Rendement du réacteur

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{th}} = \frac{F.V_e}{\dot{m}_c P_c^i} \Rightarrow \eta_g = 0.15$$

Chapitre III

Turbine à gaz

I- Définition :

Une Turbine à Gaz, appelée aussi turbine à combustion, est une machine tournante thermodynamique appartenant à la famille des moteurs à combustion interne dont le rôle est de produire de l'énergie mécanique (rotation d'un arbre) à partir de l'énergie contenue dans un hydrocarbure (fuel, gaz...).

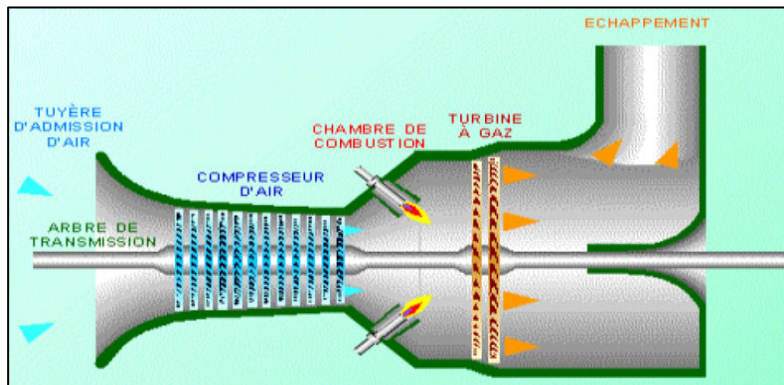


Figure III.1 : Turbine à gaz (Mécanisme)

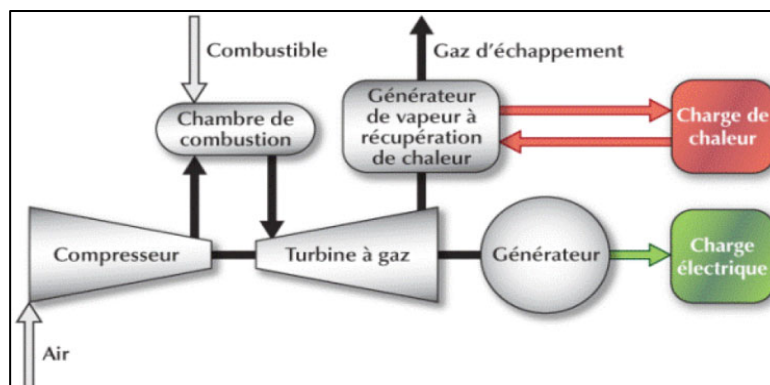


Figure III.2 : Turbine à gaz (Organigramme)

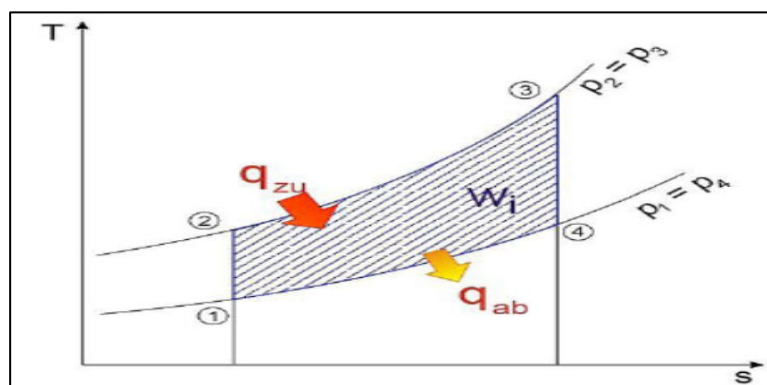


Figure III.3 : Turbine à gaz (Cycle Brayton)

II- Limites techniques, Avantage et différentes applications :

Bien que théoriquement supérieure au moteur Diesel, la turbine à gaz présente de sévères limitations dues aux contraintes techniques de sa réalisation.

II.1. Limites techniques:

- Taux de compression (et donc rendement) limité par le nombre d'étage de compression nécessaires,
- Baisse importante de rendement des compresseurs centrifuges à un régime plus faible que le régime nominal,
- Température de combustion (et donc rendement) limitée par la résistance mécanique de la turbine.
- Chute importante du rendement à charge partielle en particulier pour les machines à simple arbre.
- Coût d'usinage des aubes notamment de la turbine.
- Inaptitude aux arrêts et démarrages fréquents et peu progressifs.
- Coût de maintenance plus élevé que pour un moteur diesel
- Bien qu'à l'étude, les turbines à gaz ne peuvent pas brûler de fioul lourd contrairement au moteur diesel. Elles utilisent donc des carburants chers.

II.2. Avantages :

- Puissance massique et volumique très élevée du fait du fonctionnement continu,
- Simplicité apparente de construction (un rotor dans un carter et un brûleur) et équilibrage (peu de vibrations),
- Pollution limitée en HC et NOx du fait de l'excès d'air et de la température limitée.
- Aptitude à la récupération de chaleur (cogénération),
- Longévité en marche stationnaire.
- Aptitude potentielle à utiliser des combustibles variés et de moindre qualité (gaz pauvre, fuel lourd).

II.3. Applications :

Découlent directement de leurs avantages spécifiques ainsi, la puissance massique élevée se prête bien à la propulsion aéronautique en particulier sur les hélicoptères. La propulsion navale fait également de plus en plus appel aux turbines à gaz notamment pour les navires à grande vitesse. Il existe enfin des exemples d'application à la

propulsion ferroviaire mais limités le plus souvent à l'Amérique du Nord et à des véhicules militaires comme des chars d'assaut (XM-1 Abrams ou Leclerc).

Par contre, la turbine à gaz est mal adaptée aux véhicules routiers.

L'autre grand domaine d'emploi des turbines à gaz est la production d'électricité. En effet, il s'agit d'applications à régime constant et à charge relativement constante pour lesquelles le rendement de ces machines est le meilleur. La puissance varie de quelques centaines de kW à près de 300 MW. Les machines les plus puissantes sont en général associées à des turbines à vapeur dans des cycles combinés dont le rendement global tend actuellement vers 60%. Dans les faibles puissances, le rendement est même inférieur à 30% mais on met alors à profit l'aptitude des turbines à combustion pour la récupération de chaleur dans des applications de cogénération (production simultanée d'électricité et de chaleur).

III- Principe de fonctionnement thermodynamique :

La turbine à gaz est un moteur thermique réalisant les différentes phases de son cycle thermodynamique dans une succession d'organes traversés par un fluide moteur gazeux en écoulement continu. C'est une différence fondamentale par rapport aux moteurs à pistons qui réalisent une succession temporelle des phases dans un même organe (généralement un cylindre).

Dans sa forme la plus simple, la turbine à gaz fonctionne selon le cycle dit de Joule (Brayton) comprenant successivement et schématiquement:

- Une compression adiabatique qui consomme de l'énergie mécanique,
- Un chauffage isobare comme pour un moteur Diesel,
- Une détente adiabatique jusqu'à la pression ambiante qui produit de l'énergie mécanique,
- Un refroidissement isobare.

Le rendement est le rapport du travail utile (travail de détente / travail de compression) à la chaleur fournie par la source chaude. Le rendement théorique croît avec le taux de compression et la température de combustion.

Le cycle de base décrit plus haut peut être amélioré par différents organes complémentaires :

- Récupération de chaleur à l'échappement : les gaz détendus en sortie de turbine traversent un échangeur pour préchauffer l'air comprimé avant son admission dans la chambre de combustion,
- Compression refroidie : la compression comprend deux étages (ou plus) séparés par un échangeur de chaleur (air/air ou air/eau) refroidissant l'air. La puissance nécessaire à la compression s'en trouve réduite au bénéfice du rendement.
- Combustion étagée : la détente comprend deux étages (ou plus) séparés par un ou des réchauffages additionnels. La puissance fournie est accrue d'où amélioration du rendement.

IV. Principe de fonctionnement simplifié :

Une turbine à gaz (ou turbine à combustion) est constituée, dans sa forme la plus simple et la plus courante, de trois éléments :

IV.1. Le compresseur

Qu'il soit centrifuge ou plus généralement axial, a pour fonction de comprimer de l'air ambiant à une pression aujourd'hui comprise entre 10 et 30 bars.

IV.2. La chambre de combustion

Consiste à injecter un combustible gazeux ou liquide sous pression, puis à le brûler avec de l'air comprimé, avec un excès d'air important pour réduire la température des gaz d'échappement.

En général, la turbine est axiale, ce qui signifie que les gaz qui sortent de la chambre de combustion sont détendus.

IV.3. Exploration d'une turbine à gaz à régénération :

L'une des principales pertes d'un cycle de turbine à gaz est le rejet à l'atmosphère des gaz d'échappement qui sortent de la turbine alors qu'ils sont encore à température élevée.

Dans un cycle à régénération, on réchauffe partiellement l'air comprimé avant entrée dans la chambre de combustion, ce qui réduit d'autant la consommation de combustible. Il suffit pour cela d'insérer un échangeur de chaleur entre les gaz d'échappement et l'air comprimé.

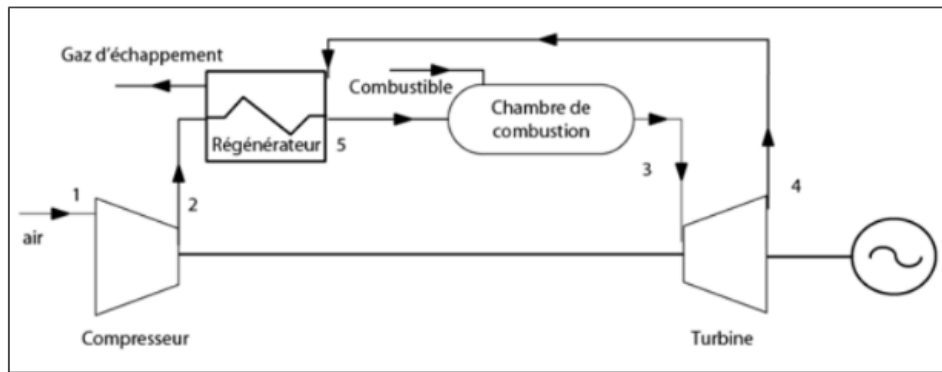


Figure III.4 : Turbine à gaz (Régénération)

V. Conclusion

L'étude de la turbine à gaz a permis de comprendre le fonctionnement thermodynamique du cycle de Brayton et son rôle central dans la conversion de l'énergie thermique en énergie mécanique. Après avoir présenté les avantages, les limitations techniques et les applications de cette machine, on retient que la turbine à gaz est un élément clé dans la propulsion aérienne et la production d'énergie. Les principes développés ici constituent la base technologique des moteurs d'aviation modernes, notamment les turboréacteurs étudiés dans le chapitre IV.

VI. Exercices résolus du Chapitre 3:

Exercice 1

Un alternateur est alimenté par une turbine à gaz simple dont le schéma est présenté ci-dessous.

Le flux d'air est de 500 kg/s. Le compresseur atteint un niveau de compression spécifique à partir d'un état 1 où $p_1 = 1 \text{ bar}$ et $t_1 = 20^\circ\text{C}$. Sa performance polytropique interne est de $\eta_{pi} = 0,90$. L'isobare de la chambre de combustion conduit les gaz comburés en 3 à une température $t_3 = 1100^\circ\text{C}$.

Les gaz comburés se propagent dans la turbine jusqu'à atteindre une pression $p_4 = 1 \text{ bar}$, avec un rendement poly tropique interne de $\eta_{pi} = 0,90$.

Il est possible de penser que le cycle est parcouru uniquement par de l'air dont le comportement est comparable à celui d'un gaz idéal. Les propriétés supposées invariables de cette substance sont $R = 287.1 \text{ J/kgK}$ et $c_p = 1.01 \text{ kJ/kgK}$.

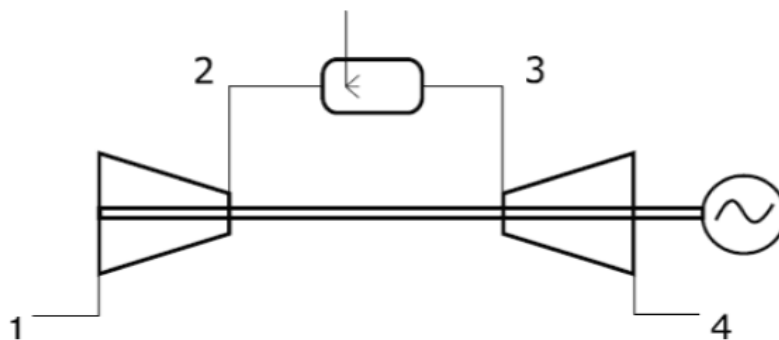


Figure III.5 : Turbine à gaz (sans régénération)

I. On demande :

- 1 – évaluer le rapport de compression qui maximise le travail moteur du cycle et évaluer sa valeur ;
- 2 - Évaluer le rendement thermique et la puissance lorsque les rendements mécaniques du compresseur et de la turbine sont équivalents et valent 0,99 ;
- 3 – Identifier les propriétés (p et t) dans les différents états du cycle optimisé ;
- 4 – illustrer les différentes situations et les changements ; 5 – évaluer la valeur des rendements isentropiques du compresseur et de la turbine.

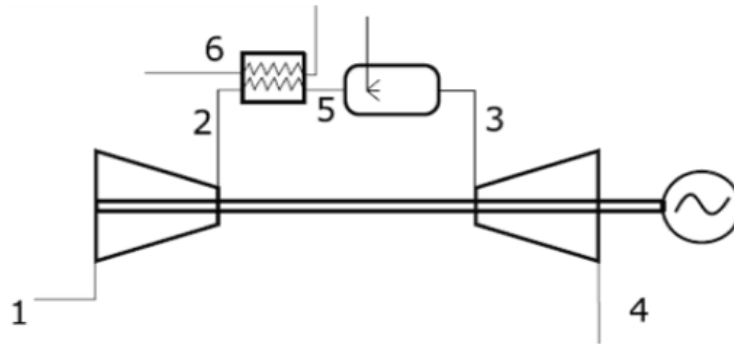


Figure III.6 : Turbine à gaz (Régénération)

II. On demande d'étudier séparément l'influence sur le rendement d'une variation de température à la sortie de la chambre de combustion et à l'entrée du compresseur. Quelle opération est la plus efficace ?

III. Afin de réduire la perte de chaleur à l'échappement de la turbine à gaz, un échangeur est installé à la sortie du compresseur afin de réchauffer l'air avant son entrée dans la chambre de combustion par échange thermique avec les fumées. Il y a un ΔT minimum de 30°C dans l'échangeur. L'évaluation du travail moteur et du rendement thermique de ce cycle avec échangeur est requise.

VII. Solutions des exercices :

Solution de l'exercice 1

En supposant que le débit massique de la turbine est équivalent au débit massique du compresseur, le travail moteur de la turbine à gaz est de :

$$w_{m,T} = w_m + w_{m,C} \quad (1)$$

Avec :

$w_{m,T}$: Travail mécanique de la turbine

$w_{m,C}$: Travail mécanique du compresseur

w_m : Travail mécanique orienté vers la génératrice

$$w_m = w_{m,T} - w_{m,C}$$

$$w_m = Cp(T_3 - T_4) - Cp(T_2 - T_1)$$

$$w_m = CpT_3 \left(1 - \frac{T_4}{T_3}\right) - CpT_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1\right)$$

Les transformations (1 → 2) et (3 → 4) représentent respectivement des transformations polytropiques de rendement interne polytropique $\eta_{pi,T}$ et $\eta_{pi,C}$.

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{\eta_{pi,C}} \cdot \frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad \text{et} \quad \frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\eta_{pi,T} \cdot \frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\text{Si on définit } X = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

L'expression du travail moteur devient :

$$w_m = CpT_3 \left(1 - \frac{T_4}{T_3}\right) - CpT_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1\right)$$

$$w_m = CpT_3(1 - X^{-\eta_{pi,T}}) - CpT_1(X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}} - 1)$$

Par conséquent, le travail moteur atteint son maximum ($\partial w_m / \partial X = 0$) lorsque :

$$\frac{\partial w_m}{\partial X} = \eta_{pi,T} CpT_3 \cdot X^{-\eta_{pi,T}-1} - \frac{1}{\eta_{pi,C}} CpT_1 \cdot X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}-1} = 0$$

$$\eta_{pi,T} CpT_3 \cdot X^{-\eta_{pi,T}-1} = \frac{1}{\eta_{pi,C}} CpT_1 \cdot X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}-1}$$

$$T_3 \cdot X^{-\eta_{pi,T}-1} = \frac{1}{\eta_{pi,C} X \eta_{pi,T}} T_1 \cdot X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}-1}$$

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}} - 1}}{X^{-\eta_{pi,T} - 1}}$$

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{1}{\eta_{pi,C} \cdot \eta_{pi,T}} X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}} - 1 + 1 + \eta_{pi,T}}$$

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{1}{\eta_{pi,C} \cdot \eta_{pi,T}} X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}} + \eta_{pi,T}}$$

$$\eta_{pi,C} \cdot \eta_{pi,T} \left(\frac{T_3}{T_1} \right) = X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}} + \eta_{pi,T}}$$

$$X = \left(\eta_{pi,C} \cdot \eta_{pi,T} \left(\frac{T_3}{T_1} \right) \right)^{\frac{1}{\frac{1}{\eta_{pi,C}} + \eta_{pi,T}}}$$

Pour $T_1 = 293.15K$, $T_3 = 1373.15K$ et $\eta_{pi,C} = \eta_{pi,T} = 0.9$, on obtient

$$X = 1.94$$

Soit :

$$\frac{P_2}{P_1} = 10.17$$

On peut dès lors déterminer toutes les températures du cycle :

$$T_2 = T_1 \cdot X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}} = 293.15 \cdot 1.94^{\frac{1}{0.9}}$$

$$T_2 = 612.17K$$

$$T_4 = T_3 \cdot X^{-\eta_{pi,T}} = 1373.15 \cdot 1.94^{-0.9}$$

$$T_4 = 756.3 K$$

$$W_m = W_{m,T} - W_{m,C}$$

Par conséquent,

$$W_{m,C} = Cp(T_2 - T_1)$$

$$W_{m,C} = 1010(612.17 - 293.15)$$

$$W_{m,C} = 322.2kJ/kg$$

$$W_{m,T} = Cp(T_3 - T_4)$$

$$W_{m,T} = 1010(1373.15 - 756.3)$$

$$W_{m,T} = 623.2kJ/kg$$

En fin de compte, la charge moteur est égale à

$$W_m = W_{m,T} - W_{m,C}$$

$$W_m = 623.2 - 322.2$$

$$W_m = 301 \text{ kJ/kg}$$

Étant donné que le débit massique d'air dans la turbine et le compresseur est $\dot{m} = 500 \text{ kg/s}$,

La machine possède une puissance motrice de :

$$P_m = \dot{m} W_m = 150 \text{ MW}$$

Le calcul de la puissance effective se fait en prenant en considération les rendements q , qui représentent l'effet calorifique fourni au fluide à la source chaude (par la combustion du gaz).

$$P_e = \dot{m} (\eta_{mec,T} W_{m,T} - \eta_{mec,T}^{-1} W_{m,C}) = 145.7 \text{ MW}$$

Le rendement thermodynamique du cycle est :

$$\eta_t = \frac{W_m}{q}$$

Où

Il est nécessaire de connaître le même rapport de pression que la compression du compresseur (de la turbine).

Celui-ci vaut :

$$q = C_p (T_3 - T_2) = 768.6 \text{ kJ/kg}$$

De sorte que :

$$\eta_t = 0.39$$

Pour calculer le rendement isentropique interne du compresseur (de la turbine), il faut connaître les températures T_{2s} et T_{4s} qui serait obtenue par une compression (détente) isentropique à partir de T_1 (T_3) pour le même rapport de pression que la compression (détente) réelle. Donc,

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

$$T_{2s} = X \cdot T_1 = 1.94 * 293.15$$

$$T_{2s} = 568.7 \text{ K}$$

$$\text{Et } \frac{T_{4s}}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = X^{-1}$$

$$T_{4s} = T_3 \cdot X^{-1} = 1373.15 * 1.94^{-1}$$

$$T_{4s} = 707.8K$$

Le rendement isentropique interne se calcule aisément :

$$\eta_{si,C} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} = 0.864$$

$$\eta_{si,C} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4s}} = 0.928$$

Il est nécessaire d'exprimer le rendement en fonction de ces deux variables pour étudier la sensibilité du rendement à une variation indépendante des températures T_1 et T_3 avec X fixe.

$$\eta_t = \frac{w_m}{q} = \frac{T_3(1 - X^{-\eta_{pi,T}}) - T_1 \left(X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}} - 1 \right)}{T_3 - T_1 X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}}} \quad \text{On peut alors calculer les dérivées partielles}$$

Résultats comparés à T_1 et T_3 . On obtient :

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial T_1} = \frac{- \left(X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}} - 1 \right) q - X^{\frac{1}{\eta_{pi,C}}} w_m}{q^2}$$

Et

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial T_3} = \frac{(1 - X^{-\eta_{pi,T}}) q - w_m}{q^2} \quad \text{La valeur numérique de ces dérivées peut être calculée pour}$$

le cycle de l'exercice :

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial T_1} = -3.55 \times 10^{-4} K^{-1} ; \quad \frac{\partial \eta_t}{\partial T_3} = 7.66 \times 10^{-5} K^{-1}$$

Il est évident que réduire la température à l'entrée du compresseur est plus bénéfique pour le rendement qu'augmenter la température à l'entrée de la turbine. Ainsi, la baisse de la température avec l'altitude est un facteur bénéfique pour l'utilisation de turbines à gaz dans le domaine de la propulsion aérienne. Il est nécessaire de réduire la perte à la source froide, c'est-à-dire l'enthalpie résiduelle des fumées, afin d'améliorer le rendement. Un échangeur à contre-courants peut être utilisé pour préchauffer les gaz avant leur introduction dans la chambre de combustion,

comme le suggère $T_4 > T_2$. Dans celui-ci, la température des fumées varie de T_4 à T_6 tandis que celle des gaz comprimés varie de T_2 à T_5 . Le rapport de l'échangeur est donc écrit :

$$\dot{m}Cp(T_4 - T_6) = \dot{m}Cp(T_5 - T_2) \Rightarrow$$

$$(T_4 - T_6) = (T_5 - T_2) \Rightarrow$$

$$(T_4 - T_5) = (T_6 - T_2) = \Delta T \Rightarrow$$

Puisque ΔT est fixé par l'énoncé à 30°C, on obtient :

$$T_5 = 726.3K ; T_6 = 642.3K$$

L'effet calorifique fourni est donc réduit et vaut :

$$q' = Cp(T_3 - T_5) = 653.3kJ/kg$$

Le rendement devient $\eta_t = \frac{w_m}{q'} = 0.459$ qu'il faut comparer $\eta_t = 0.39$ qu'on avait obtenu précédemment. L'amélioration du rendement par l'ajout d'un échangeur récupérateur est donc significative.

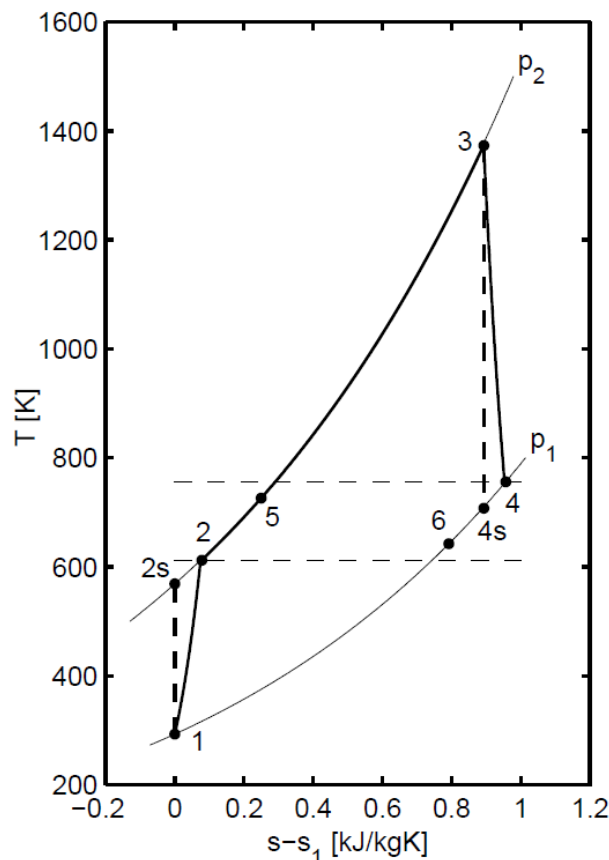


Figure 7: Diagramme (T-s) du cycle

Il est nécessaire de comparer $\eta_t = 0.39$ obtenu précédemment. Il est donc important d'améliorer le rendement en ajoutant un échangeur récupérateur. Cependant, ce système est assez peu employé en raison de sa complexité et de son encombrement, ainsi que de la possibilité de faire mieux (voir cycles TGV).

Chapitre IV
Moteur d'aviation
(Turboréacteurs)

I. Définition

Un moteur à réaction est un moteur destiné à la propulsion d'un véhicule et reposant sur la projection d'un gaz à grande vitesse vers l'arrière c'est l'action. Une force de réaction, la poussée, se manifeste alors en sens inverse de l'éjection des gaz. Cette poussée est d'autant plus puissante que la vitesse et la masse des gaz éjectés sont plus grandes. Le principe de base a été formulé par Isaac Newton selon la loi de l'action et de la réaction. « Toute action s'accompagne par une réaction égale en module et a pour direction le sens opposé de l'action »

II. Différents types de propulseurs :

Les propulseurs se classent en deux catégories.

II.1 Propulseurs fournissant directement une force :

C'est le cas des : 1- Turboréacteurs 2- Statoréacteurs 3- Fusées. La caractéristique principale est **la poussée** : qui s'exprime en NEWTON (N)

II.2 : Moteurs fournissant l'énergie à un organe propulsif (l'hélice) :

C'est le cas des :

1- Motopropulseurs.

2- Turbopropulseurs.

La caractéristique principale est la puissance : qui s'exprime en watt, en KWATT ou en Cv.

NB : On peut aussi classer les propulseurs en 3 catégories:

II.2.1 : Moteurs Aérobie

L'oxygène de l'air est utilisé comme comburant ou oxydant dans les moteurs aérobie.

Ils sont inutilisables uniquement dans l'atmosphère terrestre.

Dans cette catégorie on trouve :

Les statoréacteurs Les pulsoréacteurs Les turboréacteurs

II.2.2- Moteurs Anaérobies

Le comburant et le carburant de la réaction chimique sont transportés par les moteurs anaérobies. Cela leur donne donc la possibilité de fonctionner en dehors de toute ambiance. On retrouve dans cette catégorie :

Les propulseurs à carburant solide : les propulseurs à poudre, utilisés dans les boosters de certaines fusées.

□ Les propulseurs à carburant liquide : les moteurs-fusées, utilisés, comme leur nom l'indique, dans les fusées, mais aussi dans les missiles, les lanceurs spatiaux, ainsi que dans les satellites et certaines des sondes spatiales.

II.2.3- Moteurs non chimiques

D'autres moteurs utilisent une réaction non chimique pour la production de la poussée. Leur puissance reste souvent modeste, mais, grâce à une faible consommation, ils procurent une accélération constante de très longue durée (permettant ainsi d'atteindre de grandes vitesses après une longue accélération). Ils sont utilisés pour la propulsion de sondes ou de véhicules interplanétaires.

□ Les moteurs ioniques □ Les moteurs photoniques □ Les moteurs à plasma □ Les moteurs atomiques

III : Les turboréacteurs.

III.1 : Histoire

Le concept du turboréacteur a vu le jour en 1928 (Frank Whittle). Créé en 1930. Après avoir été testé le 12 avril 1937. En même temps, Hans Joachim PABST VON OHAIN, un ingénieur allemand, développait le premier turboréacteur allemand. Le HES 1, un réacteur similaire à celui de l'anglais Whittle, avait été mis en service en septembre 1937. Le 27 août 1939, le Heinkel He-178 expérimental était décollage du premier avion à turboréacteur du monde, une version améliorée du HES 3 B.

III.2 : Classification des turboréacteurs.

Ce type de propulseurs qualifiés de direct développe une force dirigée vers l'avant dite poussée.

Ils sont généralement rassemblés sous l'appellation générale de Groupe Turbo Réacteur (GTR). On les classe suivant leur apparition.

III.2.1. Turboréacteurs à flux simple, secs et monocorps :

Un Turbo est qualifié de simple flux lorsqu'il est traversé d'amont en aval par un seul flux. Si un turbo n'est pas équipé de la post-combustion, il est sec. Un Turbo est considéré comme mono corps lorsque son compresseur est unique, contrairement à un turbo double ou triple où l'ensemble compresseur est divisé en deux ou trois mobiles.

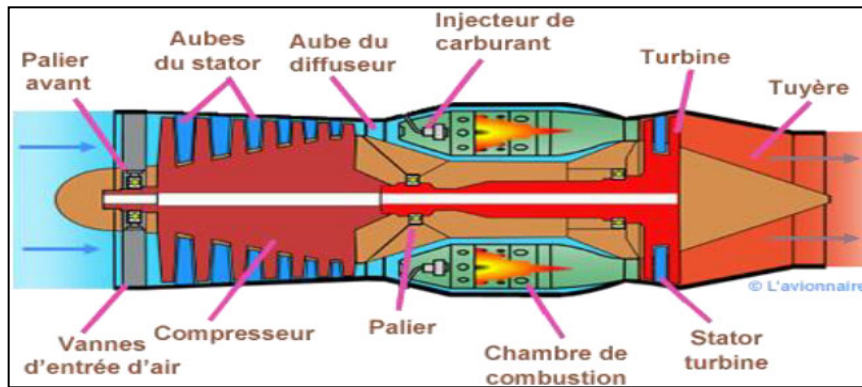


Figure IV.1 : Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec mono corps

Exemple: Avon RA29 de Rolls Royce.

C'est le moteur équipant les premières Caravelles. L'ensemble compresseur turbine est lié mécaniquement et tourne à la même vitesse, c'est l'attelage compresseur turbine. Il développe une poussée de 52090 Newton à 8100 tr/min au décollage en condition standard.

III.2.2. Turboréacteurs simple flux, sec, double corps:

L'attelage haute pression est composé de l'ensemble turbine HP et compresseur HP. L'attelage basse pression est composé de la turbine BP et du compresseur BP. Leur arbre de liaison concentrique est utilisé pour les deux attelages, qui tournent à des vitesses de rotation différentes.

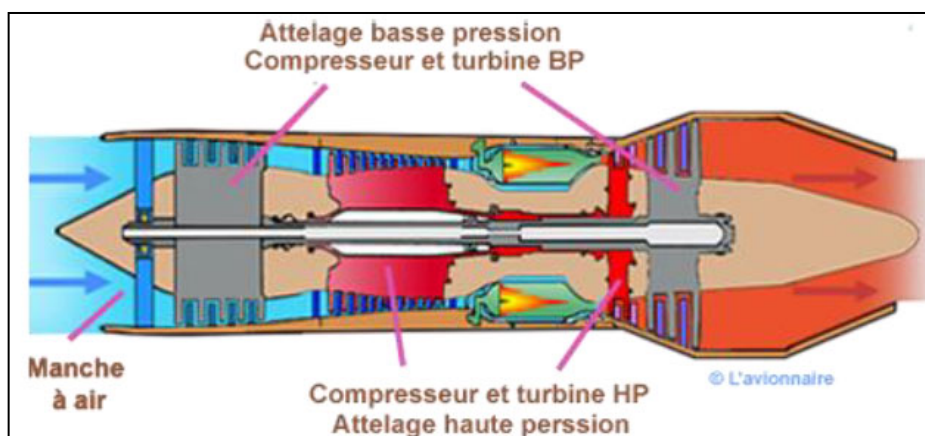


Figure IV.2 : Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec, double corps

Exemple: JT4A11 de PRATT&WHITNEY Equipant les premiers Boeing 707, il développait une poussée au décollage de 74752 Newtons.

III.2.3. Turboréacteur mono-corps simple flux, équipé d'un PC:

La plupart des moteurs militaires utilisent cette conception, ce qui permet d'obtenir des poussées élevées au détriment du potentiel des mobiles tournants.

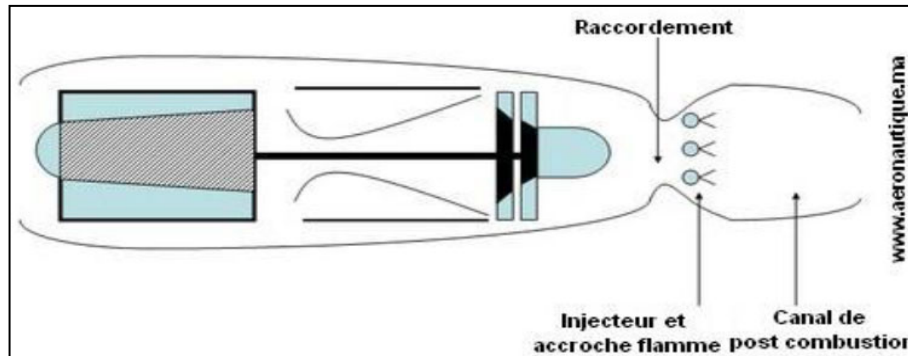


Figure IV.3 : Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC:

Exemple: ATAR 9D Equipant les avions MIRAGE, d'une poussée de 58860 Newtons à 8400 tr/min avec la post combustion. Il existe aussi des moteurs simple flux double corps à PC tel que le moteur équipant le supersonique CONCORDE OLYMPUS 593 avec une poussée de 18,6 tonnes.

III.2.4. Turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec:

Le réacteur à turbo fan est une version améliorée du turboréacteur. Seule une partie de l'air qui pénètre dans le moteur est comprimée et ensuite détournée vers une enveloppe extérieure. Cet air est ensuite mélangé avec les gaz très chauds sortant de la turbine, avant d'atteindre la tuyère. Un turbo fan a une plus grande poussée pour le décollage et l'ascension, et une efficacité accrue!; la dérivation refroidit le moteur et diminue son niveau sonore.

A. Soufflante avant:

Ce moteur est dénommé ainsi car deux flux le traversent, un **flux chaud** ou interne et un **flux froid** ou externe. Le fan ou soufflante fait partie intégrale du compresseur basse pression et est entraîné par les turbines basse pression. Certains constructeurs appellent les moteurs double flux : turbo fan. Exemple : CF6-50 General Electric Equipant les avions AIRBUS, Dc10 et certains B747. Ce moteur développe une poussée de l'ordre de 23 tonnes force (225600 Newton) au régime de décollage en condition standard.

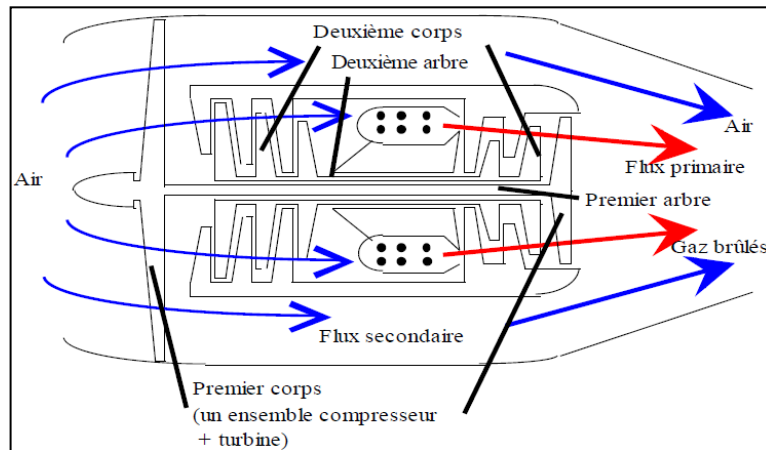


Figure IV.4 : Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan) , double corps, sec

Soufflante avant :

B. Soufflante arrière :

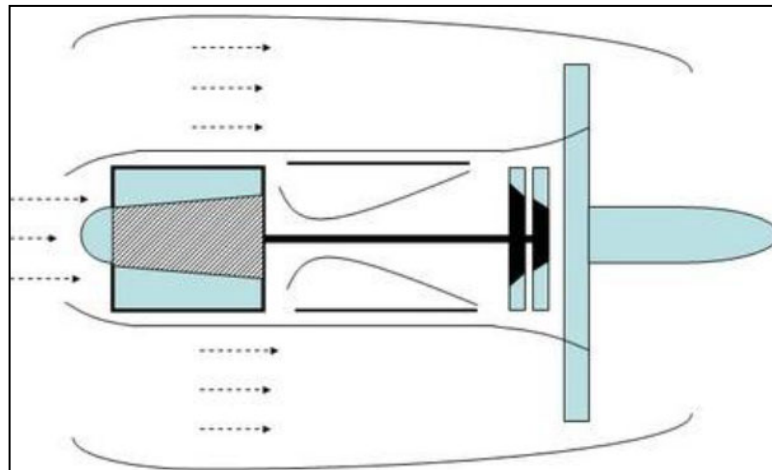


Figure IV.5 : Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan) , double corps, sec,

Soufflante arrière:

III.2.5. Motopropulseurs.

C'est un système de propulsion indirecte par soufflage d'air. Il est dit indirect car l'air utilisé par le soufflage est actionné par un élément extérieur **l'Hélice**. Cette dernière est entraînée par un moteur à combustion interne basée sur un cycle d'Otto (moteurs à piston).

III.2.6. Turbopropulseurs.

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne une hélice. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est

reliée au compresseur, la seconde à l'hélice.. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur, mais son utilisation est limitée par la baisse de rendement de l'hélice au delà de Mach 0.7 et au delà de 8000 mètres d'altitude. C'est le mode de propulsion optimal pour les avions de transport commerciaux sur des distances courtes (une heure de vol, 400 km), quand la durée de vol à haute altitude est trop courte pour qu'un avion à réaction fasse la différence.

Le premier turbopropulseur en service commercial a été le Protheus de Bristol, développé en 1945, et qui équipait le Bristol Britannia. Les États-Unis n'ont disposé d'un turbopropulseur fiable qu'à partir de 1956, le T56 d'Allison qui équipe encore les avions cargo militaires Lockheed C-130 Hercules.

Le rendement de propulsion peut dépasser 80% à Mach 0,4. Le rendement de l'hélice décroissant rapidement avec l'altitude, le domaine d'exploitation des turbopropulseurs couvre les avions peu rapides tels que les avions de transport régionaux, les missions militaires telles que la patrouille maritime et les avions cargos militaires devant utiliser des pistes courtes.

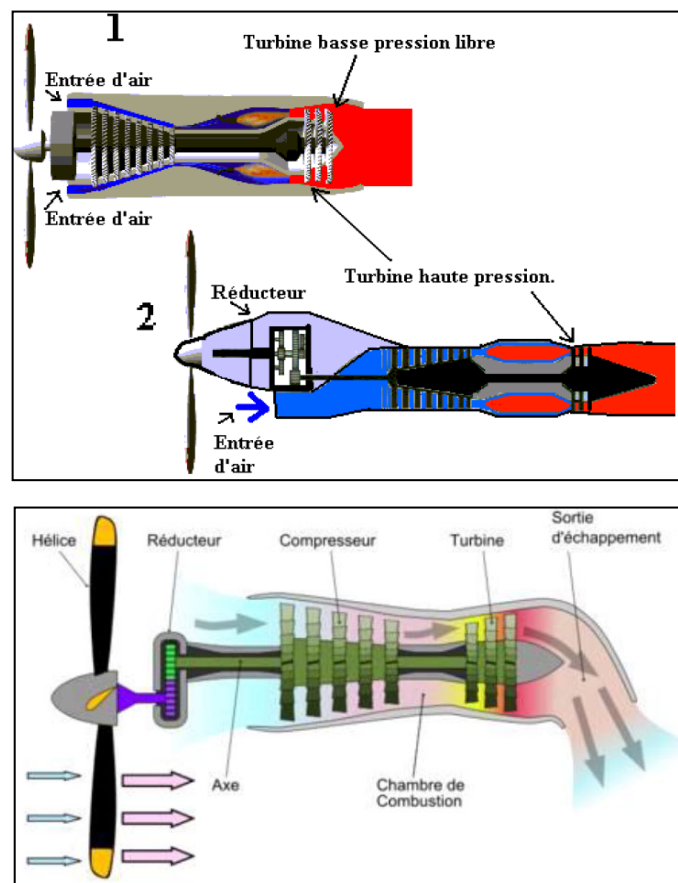


Figure IV.6 : Schéma d'un turbopropulseur

IV. Les organes du turboréacteur et leur fonction

IV.1. Introduction.

Ce chapitre traite exclusivement, l'aspect thermodynamique et énergétique des cinq stations des turboréacteurs.

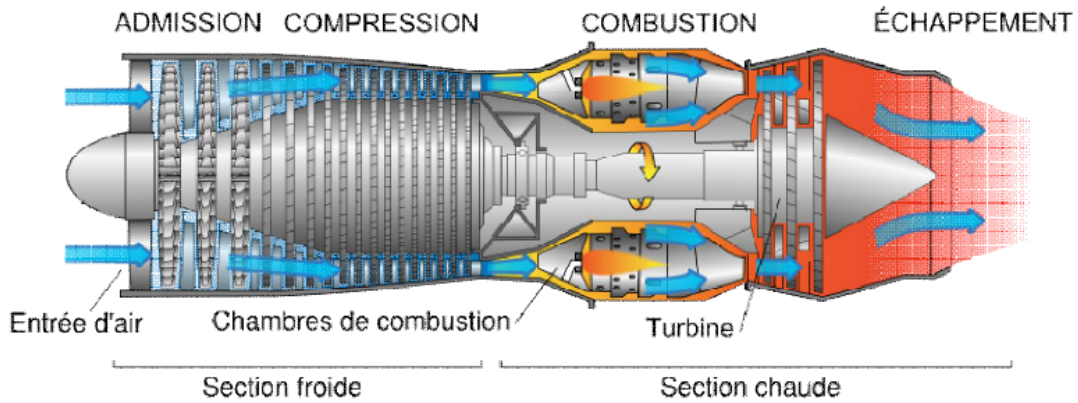


Figure IV.7 : Schéma d'un turboréacteur à simple flux

IV.2. Les principaux organes d'un turboréacteur sont les suivants.

- L'entrée d'air : $0 \rightarrow 1$
- Le Compresseur basse et haute pression: $1 \rightarrow 2$
- La chambre de combustion: $2 \rightarrow 3$
- La turbine basse et haute pression: $3 \rightarrow 4$
- La tuyère: $4 \rightarrow 5$

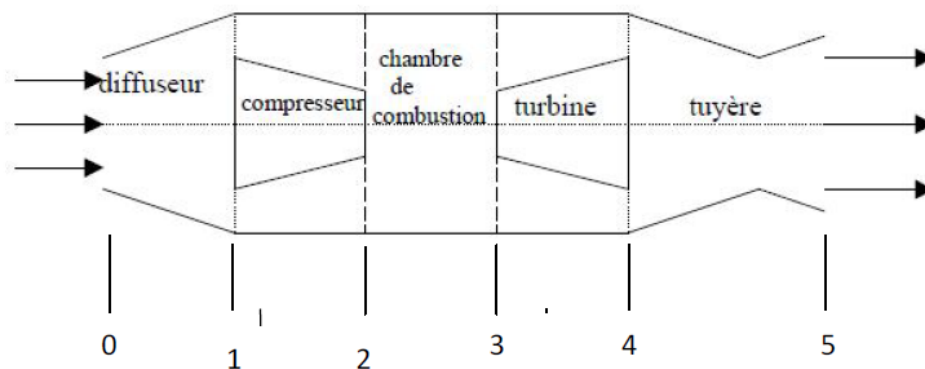


Figure IV.8 : Schéma caractéristique d'un turboréacteur à simple flux

IV.3. L'entrée d'air.

Entrée d'air et soufflante

IV.3.1. Définition.

L'entrée d'air est un conduit destiné à capter l'air et à l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur. Elle transforme l'énergie cinétique de l'air capté en énergie potentielle, par ralentissement de l'écoulement. Lorsque l'avion avance, l'air pénètre par ce conduit en fournissant l'air requis au compresseur. Sa conception doit en outre être parfaite au niveau aérodynamique.

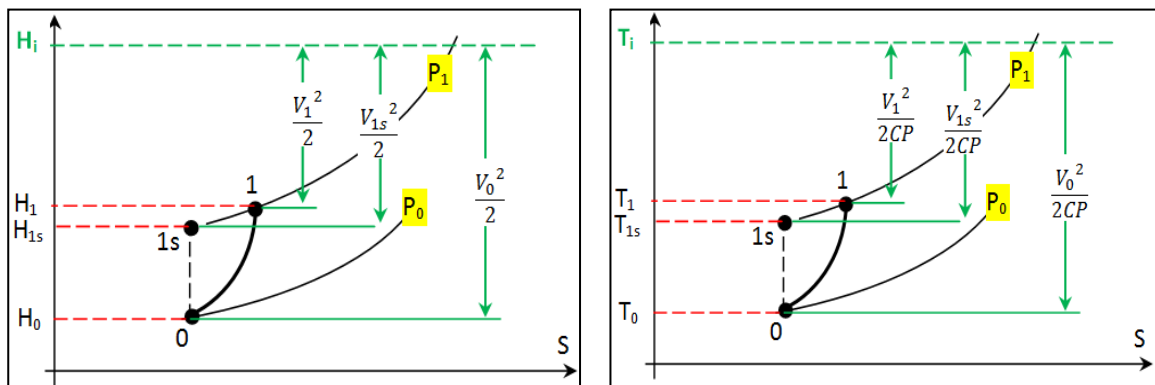
* pour ne pas affecter les performances de l'avion c'est à dire éviter le phénomène de traînée.

* de diriger l'air uniformément dans le compresseur, en évitant au maximum les turbulences.



Figure IV.9 : Diffuseur (L'entrée d'air)

IV.3.2. Étude thermodynamique :



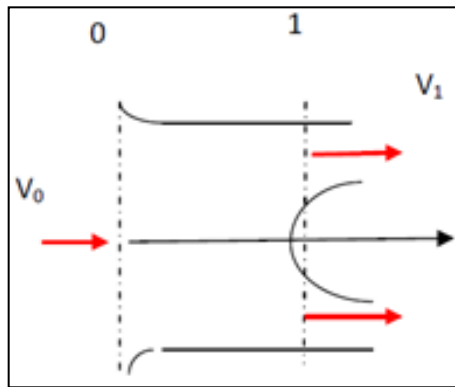


Figure IV.10 : Évolution de l'air dans le diffuseur

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

$$\Delta W + \Delta Q = \Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P = (H_1 - H_0) + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2) + g(Z_1 - Z_0) \dots\dots (1)$$

Par ce que le travail dans le diffuseur est nul, $\Delta W = 0$

Évolution supposée adiabatique $\Delta Q = 0$

Pas de dénivellation $\Delta E_P = 0$

$$(1) \rightarrow 0 = (H_1 - H_0) + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2) \rightarrow H_0 - H_1 = \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2) \dots\dots (2)$$

$$(2) \rightarrow \left(H_0 + \frac{V_0^2}{2}\right) = \left(H_1 + \frac{V_1^2}{2}\right) = \left(H + \frac{V^2}{2}\right) = C^{te} = H_0$$

Donc $H_{i0} = H_{i1}$ donc conservation de l'enthalpie.

$$(2) \rightarrow \left(H_0 + \frac{V_0^2}{2}\right) = \left(H_1 + \frac{V_1^2}{2}\right) = \left(Cp_a T_0 + \frac{V_0^2}{2}\right) = \left(Cp_a T_1 + \frac{V_1^2}{2}\right) \rightarrow Cp_a \left(T_0 + \frac{V_0^2}{2Cp_a}\right) =$$

$$Cp_a \left(T_1 + \frac{V_1^2}{2Cp_a}\right)$$

$$\rightarrow T_0 + \frac{V_0^2}{2Cp_a} = T_1 + \frac{V_1^2}{2Cp_a} = T + \frac{V^2}{2Cp_a} = C^{te} = T_0$$

Donc $T_{i0} = T_{i1}$ donc conservation de la température d'impact (totale).

Utilisant les équations de Saint-venant on déduire que :

$$P_i = P \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots(3)$$

$$\text{et } T_i = T \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right] \dots\dots(4)$$

$$\text{et } T = P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} ; C^{te} = \frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (3) \rightarrow$$

$$P = \frac{P_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots\dots(5)$$

$$\text{et (4)} \rightarrow T = \frac{T_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]} \dots (6)$$

$$C^{te} = \frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \rightarrow$$

$$C^{te} = \frac{\frac{T_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]}}{\left[\frac{P_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{T_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]} \frac{1}{P_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]}$$

$$= \frac{T_i}{P_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = C^{te}$$

Donc $\frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{T_i}{P_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = C^{te}$ et lorsque T_i est constante donc P_i est constante

Donc $P_{i0} = P_{i1}$ donc conservation de la pression totale.

Efficacité d'une entrée d'air.

$$\sigma = \frac{\text{pression totale réelle sortie de diffuseur}}{\text{pression totale théorique sortie de diffuseur}} = \frac{P_{rel}}{P_{th}}$$

$$\sigma = \frac{P_{i1}}{P_{i0}} = \frac{\left[1 + \eta_{is} \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

Si $\eta_{is} = 1 \rightarrow \sigma = 1$ donc l'entrée d'air est parfaite

IV.3.3. Le compresseur.

IV.3.3.1. Définition et description :

Le compresseur est une machine qui procure de l'énergie cinétique à l'air qui le traverse et transforme cette énergie cinétique en pression.

IV.3.3.2. Étude thermodynamique :

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

$$\Delta W + \Delta Q = \Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P = (H_2 - H_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) + g(Z_2 - Z_1) \dots (1')$$

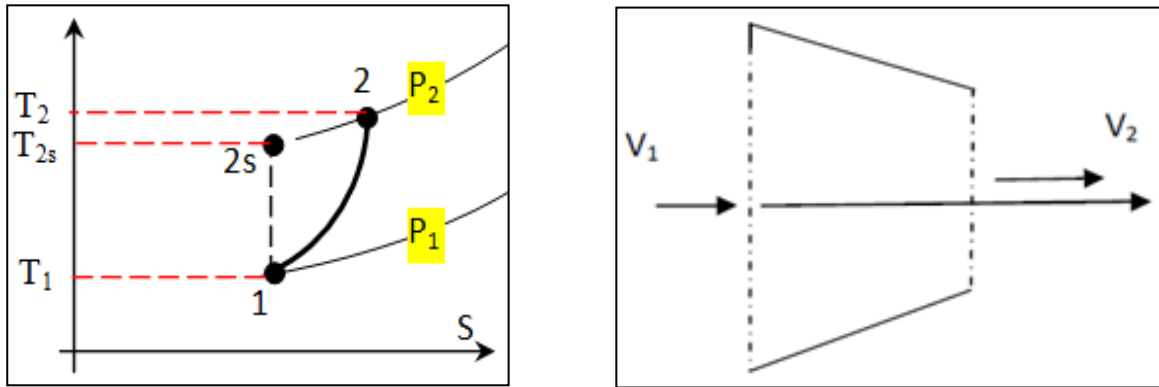


Figure IV.11 : Évolution de l'air dans le compresseur.

Évolution supposée adiabatique $\Delta Q = 0$

Pas de dénivellation $\Delta E_p = 0$

$$(1') \rightarrow \Delta W_{1-2} = (H_2 - H_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) \rightarrow \Delta W_{1-2} = Cp(T_2 - T_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2)$$

$$\rightarrow \Delta W_{1-2} = Cp \cdot T_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) \dots (2') \text{ avec } \frac{T_{2is}}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \Pi_C^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots (3')$$

$$\eta_{is.C} = \frac{T_1 - T_{2s}}{T_1 - T_2} \rightarrow \eta_{is.C} = \frac{T_1 \left(1 - \frac{T_{2is}}{T_1} \right)}{T_1 \left(1 - \frac{T_2}{T_1} \right)} \rightarrow \eta_{is.C} = \frac{1 - \frac{T_{2is}}{T_1}}{1 - \frac{T_2}{T_1}} = \frac{\frac{T_{2is}}{T_1} - 1}{\frac{T_2}{T_1} - 1} \rightarrow \frac{T_2}{T_1} - 1 = \frac{\frac{T_{2is}}{T_1} - 1}{\eta_{is.C}} \dots (4')$$

$$(2'), (3') \text{ et } (4') \rightarrow \Delta W_{1-2} = Cp \cdot T_1 \left(\frac{\Pi_C^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is.C}} \right) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) \dots (5')$$

On remplace $Cp = \frac{r \cdot \gamma}{\gamma - 1}$ et $\frac{P_1}{\rho_1} = r \cdot T_1$ dans l'équation (5') $\rightarrow \Delta W_{1-2} =$

$$\frac{P_1 \cdot \gamma}{\rho_1 \cdot (\gamma - 1)} \left(\frac{\Pi_C^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is.C}} \right) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) \dots (5')$$

$$T_{i1} = T_1 + \frac{V_1^2}{2} \rightarrow \Delta W_{1-2s} = Cp \cdot T_{i1} \left(\frac{\Pi_{iC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is.C}} \right) \dots (5'') \rightarrow \Delta W_{1-2s} =$$

$$\frac{P_{i1} \cdot \gamma}{\rho_{i1} \cdot (\gamma - 1)} \left(\frac{\Pi_{iC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is.C}} \right) \dots (5'')$$

IV.3.4. Chambre de combustion

IV.3.4.1. Rôle :

Assure le mélange combustible (kérosène) et Oxygène (contenu dans l'air) et permette la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique.

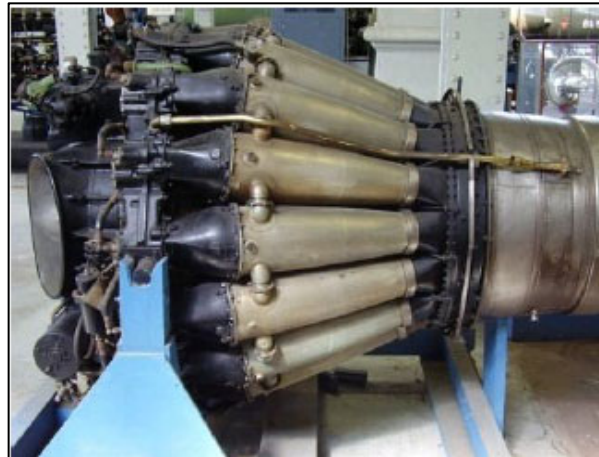


Figure IV.12 : Chambre de combustion.

IV.3.4.2. Étude thermodynamique.

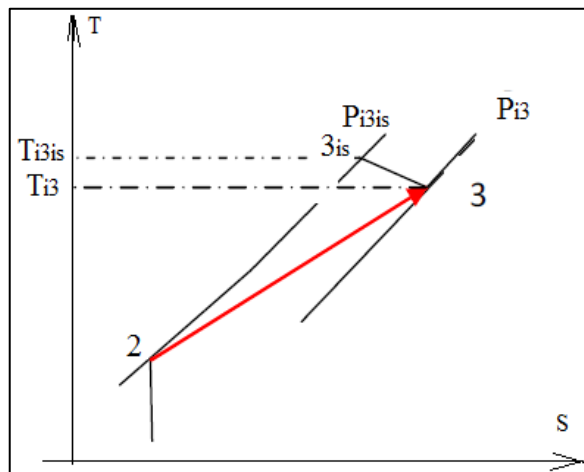


Figure IV.13 : Évolution de l'air dans chambre de combustion.

Le bilan énergétique dans la chambre de combustion :

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_{pg} \cdot T_3 = \dot{m}_a C_{pa} \cdot T_2 + \dot{m}_c \cdot P_{ci} \Rightarrow \dot{m}_a \left(1 + \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a}\right) \cdot C_{pg} \cdot T_3 = \dot{m}_a (C_{pa} \cdot T_2 +$$

$$\frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \cdot P_{ci}) \text{ Avec } f \text{ le dosage (kg fuel/kg air) et } f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \Rightarrow (1 + f) \cdot C_{pg} \cdot T_3 =$$

$$C_{pa} \cdot T_2 + f \cdot P_{ci}$$

$$f(P_{ci} - C_{pg} \cdot T_3) = C_{pg} \cdot T_3 - C_a \cdot T_2 \Rightarrow f = \frac{C_{pg} \cdot T_3 - C_a \cdot T_2}{P_{ci} - C_{pg} \cdot T_3}$$

Rendement thermique réel de la chambre de combustion :

$$\eta_{trb} = \frac{\text{énergie réelle dégagée}}{\text{énergie calorifique}} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_{pg} \cdot T_3 - \dot{m}_a C_{pa} \cdot T_2}{\dot{m}_c \cdot P_{ci}}$$

IV.3.5. La turbine.

IV.3.5.1. Description et rôle :

La turbine transforme l'énergie thermique et cinétique des gaz en énergie mécanique. La turbine est reliée au compresseur par un axe central. Le principal rôle de la turbine est donc de faire fonctionner le compresseur. De même que pour le compresseur la transformation n'est pas parfaitement isentropique et il faudra tenir compte en général du rendement isentropique de la turbine.

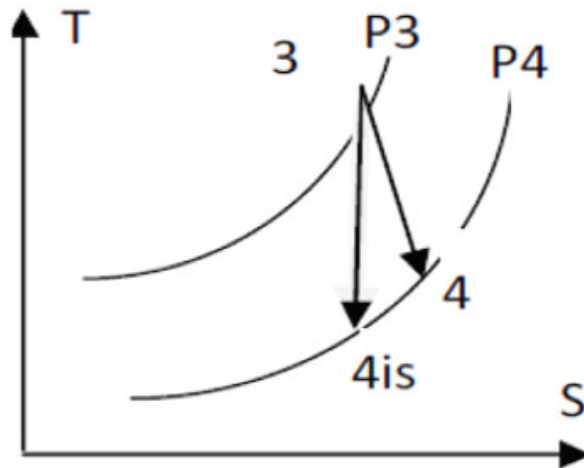


Figure IV.14 : Évolution de l'air dans la turbine

IV.3.5.2. Étude thermodynamique :

3 → 4is : Détente isentropique (adiabatique et réversible)

3 → 4 : Détente réelle.

(Énergie cédée par les gaz à la turbine).

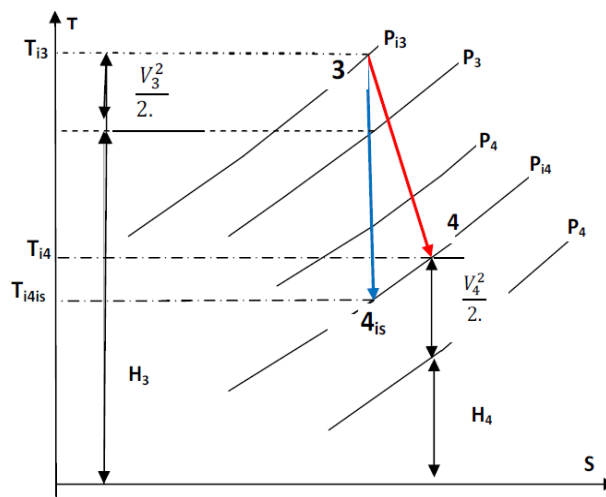


Figure IV.15 : Évolution de l'air dans la turbine

1^{er} principe de la thermodynamique pour un système ouvert.

$$\Delta W + \Delta Q = \Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P = (H_4 - H_3) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2) + g(Z_4 - Z_3) \quad (1)$$

Évolution supposée adiabatique $\Delta Q = 0$

Pas de dénivellation $\Delta E_p = 0$

$$(1') \rightarrow \Delta W_{4-3} = (H_4 - H_3) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2) \rightarrow \Delta W_{3-4} = Cp(T_4 - T_3) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2)$$

$$\Delta W_{3-4} = Cp \cdot T_3 \left(\frac{T_4}{T_3} - 1 \right) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2) \quad (2')$$

avec

$$\frac{T_{4is}}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \Pi_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3')$$

$$\eta_{is.T} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4is}} \rightarrow \eta_{is.T} = \frac{T_3 \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right)}{T_3 \left(1 - \frac{T_{4is}}{T_3} \right)} \rightarrow \eta_{is.T} = \frac{1 - \frac{T_4}{T_3}}{1 - \frac{T_{4is}}{T_3}} = \frac{\frac{T_4}{T_3} - 1}{\frac{T_{4is}}{T_3} - 1} \rightarrow$$

$$\frac{T_4}{T_3} - 1 = \eta_{is.T} \left(\frac{T_{4is}}{T_3} - 1 \right) \quad (4')$$

(2'), (3') et (4') \rightarrow

$$\Delta W_{3-4} = \eta_{is.T} \left(\Pi_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2) \quad (5)$$

On remplace $Cp = \frac{r \cdot \gamma}{\gamma - 1}$ et $\frac{P_3}{\rho_3} = r \cdot T_3$ dans l'équation (5) \rightarrow

$$\Delta W_{3-4} = \frac{P_3 \cdot \gamma}{\rho_3 \cdot (\gamma - 1)} \eta_{is.T} \left(\Pi_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2) \quad (5')$$

$$T_{i1} = T_1 + \frac{V_2^2}{2} \rightarrow$$

$$\Delta W_{3-4s} = Cp \cdot T_{i1} \eta_{is.T} \left(\Pi_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (5'')$$

$$\Delta W_{3-4s} = \frac{P_{i3} \cdot \gamma}{\rho_{i3} \cdot (\gamma - 1)} \eta_{is.T} \left(\Pi_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (5''')$$

IV.3.6 : La tuyère.

IV.3.6.1. Définition

Le rôle de la tuyère est de poursuivre la détente de la turbine et de transformer l'énergie thermique en énergie cinétique.



Figure IV.16 : La Tuyère (photo).

Cette transformation procure une poussée. L'arrière-corps est la partie externe de la tuyère.

Pour les **avions subsoniques**, les tuyères sont **convergentes**; les flux primaire et secondaire peuvent être séparés, confluent ou mélangés.

Pour les **avions supersoniques**, les tuyères sont **convergentes divergentes**.

Les sections du col et de sortie sont réglables de manière à assurer un bon fonctionnement de la tuyère dans tout le domaine de vol (subsonique, supersonique avec et sans réchauffe).

D'après la relation d'HYGONIOT

$$\frac{dS}{S} = \frac{dV}{V}(M^2 - 1)$$

Avec :

S : section de la tuyère.

V : vitesse des gaz.

On a :

Pour $M < 1$ $V \nearrow$ dans un convergent

$V \searrow$ dans un divergent.

Pour $M > 1$ $V \searrow$ dans un convergent

$V \nearrow$ dans un divergent.

IV.3.6.2. Tuyères convergentes.

La plus part des aéronefs n'étaient équipés que des tuyères simplement convergentes (avions civils et avion de transport). Nous nous contentons dans cette étude, que des tuyères convergentes.

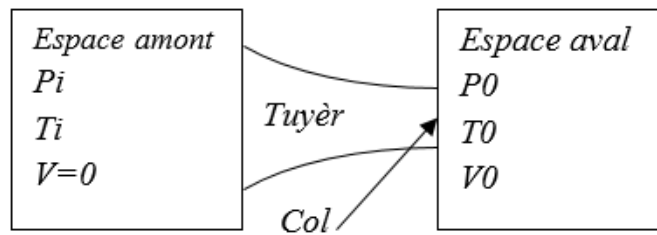


Figure IV.17 : La Tuyère

Pour $P_0 = C^{te}$:

Si $P_i = P_0$ (débit massique nul).

Si $P_i > P_0$, on fait croître P_i ,

La différence $P_i - P_0$ augmente \Rightarrow la vitesse de sortie augmente jusqu'à la valeur critique $V_c = ac (M = 1)$ à la sortie de la tuyère.

Ce qui donne d'après la relation :

$$P_i = P \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots(3) \rightarrow \frac{P_i}{P} = \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow P_0 \rightarrow M_0 = 1$$

$$\frac{P_i}{P_0} = \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot 1 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow \frac{P_i}{P_0} = \left[\frac{\gamma+1}{2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1.893 \approx 1.9$$

On appelle le rapport $r_c = \frac{P_i}{P_0}$ lorsque $M = 1$,

Le rapport critique. $r_c = \frac{P_i}{P_0}$

Dans ce cas, on dit que P_0 est la pression critique et on la note $P_c (P_0 = P_c) \Rightarrow$

Tuyère adaptée $P_5 = P_0$

IV.3.6.3. Étude thermodynamique.

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

$$\Delta W + \Delta Q = \Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P = (H_5 - H_4) + \frac{1}{2}(V_5^2 - V_4^2) + g(Z_5 - Z_4) \quad (1)$$

Par ce que le travail dans la tuyère est nul, $\Delta W = 0$

Évolution supposée adiabatique $\Delta Q = 0$

Pas de dénivellation $\Delta E_P = 0$

$$(1) \rightarrow 0 = (H_5 - H_4) + \frac{1}{2}(V_5^2 - V_4^2) \rightarrow H_4 - H_5 = \frac{1}{2}(V_5^2 - V_4^2) \quad (2)$$

$$(2) \rightarrow \left(H_4 + \frac{V_4^2}{2} \right) = \left(H_5 + \frac{V_5^2}{2} \right) = \left(H + \frac{V^2}{2} \right) = C^{te} = H_0$$

Donc $H_{i4} = H_{i5}$ donc conservation de l'enthalpie.

$$(2) \rightarrow \left(H_4 + \frac{V_4^2}{2} \right) = \left(H_5 + \frac{V_5^2}{2} \right) = \left(C p_a T_4 + \frac{V_4^2}{2} \right) = \left(C p_a T_5 + \frac{V_5^2}{2} \right) \rightarrow$$

$$C p_a \left(T_4 + \frac{V_4^2}{2 C p_a} \right) = C p_a \left(T_5 + \frac{V_5^2}{2 C p_a} \right)$$

$$T_4 + \frac{V_4^2}{2 C p_a} = T_5 + \frac{V_5^2}{2 C p_a} = T + \frac{V^2}{2 C p_a} = C^{te} = T_0$$

Donc $T_{i4} = T_{i5}$ donc conservation de la température d'impact (totale).

Utilisant les équations de Saint-venant on déduire que :

$$P_i = P \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

et

$$T_i = T \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right] \quad (4)$$

et

$$T = P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = C^{te} = \frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

(3) \rightarrow

$$P = \frac{P_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (5)$$

(5) et (4) \rightarrow

$$T = \frac{T_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]} \quad (6)$$

$$C^{te} = \frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \rightarrow C^{te} = \frac{\frac{T_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]}}{\left[\frac{P_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{T_i}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]} \frac{1}{P_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2 \right) \right]$$

$$\frac{T_i}{P_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = C^{te}$$

Donc $\frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{T_i}{P_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = C^{te}$ et lorsque T_i est constante donc P_i est constante

Donc $P_{i4} = P_{i5}$ donc conservation de la pression totale.

V. Conclusion

Ce chapitre a détaillé la structure et le fonctionnement des turboréacteurs, en présentant les rôles et les interactions entre leurs composants principaux : entrée d'air,

compresseur, chambre de combustion, turbine et tuyère. Les différents types de moteurs (mono-corps, double flux, turbo-fan, turbo-propulseur) ont été comparés en termes de performance, de rendement et de consommation. Cette analyse montre comment les progrès technologiques dans la conception des turboréacteurs ont permis d'augmenter la puissance propulsive tout en réduisant les coûts énergétiques. Ces concepts préparent la transition vers les systèmes autonomes de propulsion spatiale abordés dans le chapitre suivant.

VI. Exercices résolus du Chapitre 4:

Exercice 1: Déterminer la relation suivante pour la tuyère : $V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma \cdot r}{\gamma - 1} T_e \cdot \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$.

Exercice 2 : Étudier le turboréacteur suivant : Fonctionnement au sol : $T_0=15^\circ\text{C}$, $P_0=101.325\text{KPa}$; Taux de compression $r_c=5$. -Température de fin de combustion $T = 850^\circ\text{C}$. ; -Le rendement isentropique de la turbine, du compresseur et de la tuyère est 0.8. -Pouvoir calorifique inférieur du combustible est $44 \cdot 10^6 \text{ J/s}$. ; - Le débit massique d'air est 65 Kg/s .

Calculer :

- 1- La vitesse d'éjection des gaz et la poussée développée.
- 2- 2-La consommation spécifique horaire du combustible.
- 3- 3-Le rendement global.

Données : $C_{p_a}=1004.5\text{J/Kg.K}$, $C_{p_g}=1148\text{J/Kg.K}$, $\gamma_a=1.4$, $\gamma_g=1.34$, $m_c=0.993\text{Kg/s}$

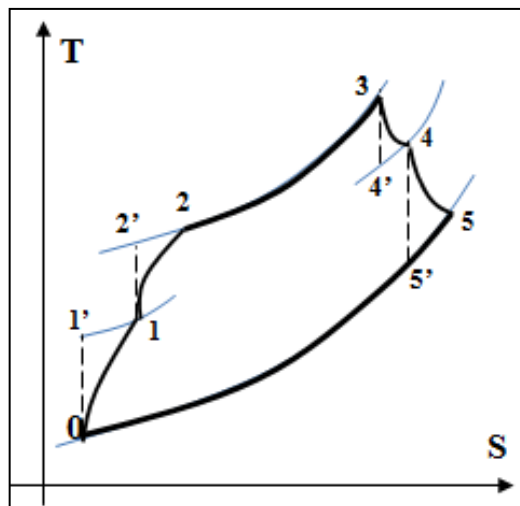


Figure IV.18 : Diagramme (T-s) du cycle

Exercice 3: On considère un turboréacteur à simple flux, fonctionnant en régime adopté selon le cycle thermodynamique simple avec les paramètres suivants : État atmosphérique : ($P_a=0.6\text{bar}$, $T_a=250\text{K}$; $M=0.82$) ; Rapport de pression dans le compresseur $\pi_c=8$; la température à l'entrée de la turbine est de 1300K ; Les rendements isentropiques : $\eta_c=0.88$ (compresseur), $\eta_T=0.9$ (turbine), $\eta_D=0.96$

(diffuseur), $\eta_j=0.96$ (tuyeur), $\eta_m=0.98$ (rendement mécanique) ; on admettant que l'air et le combustible possèdent les mêmes propriétés thermodynamiques et qui sont assimilable à les gaz parfait : $C_p=1008.7\text{J/Kg.k}$, $\gamma=1.4$

Le pouvoir calorifique du combustible est $P_{ci} = 44300 \text{ Kj/Kg}$, la vitesse à la sortie du diffuseur est nulle $C_2=0$, ainsi que la vitesse à l'entrée du tuyeur $C_5=0$; $F=16000\text{N}$

Calculer : 1. les états thermodynamiques au tout points de cycle ainsi que les vitesses : de l'air à l'entrée et les gaz à la sortie. 2. les débits massiques de l'air et du combustible 3. les rendements : thermique, propulsive et thermopropulsive (globale).

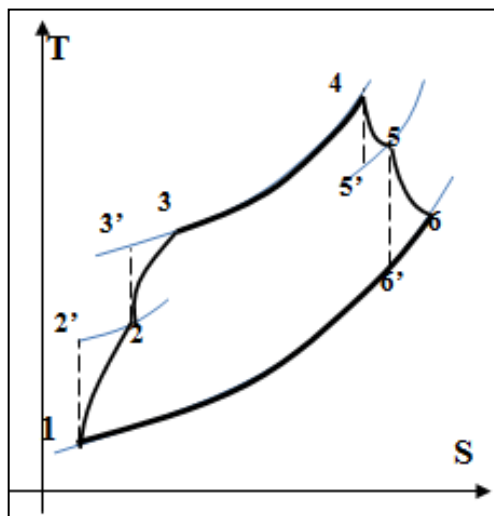


Figure IV.19 : Diagramme (T-s) du cycle

Exercice :4

On considère un turboréacteur à simple flux, fonctionnant en régime adopté selon le cycle thermodynamique simple avec les paramètres suivants : $T_2=276.23\text{K}$

État atmosphérique : ($P_1=1\text{bar}$, $T_1=240\text{K}$) avec une vitesse d'entrée $C_1=270\text{m/s}$;

Rapport de pression dans le compresseur $\pi_c=10$; la température à l'entrée de la turbine est de 1200K ,

Les rendements isentropiques : $\eta_c=0.9$ (compresseur), $\eta_T=0.9$ (turbine), $\eta_D=0.9$ (diffuseur), $\eta_j=0.9$ (tuyeur), $\eta_m=0.9$ (rendement mécanique) ;

On admettant les propriétés thermodynamiques: $C_{pg} = C_{pa} = C_p = 1006 \frac{\text{J}}{\text{KG}} \cdot \text{k}$,

$\gamma=1.4$

Les débits massiques : $\dot{m}_c = 0.3\text{Kg/s}$, $\dot{m}_a = 33\text{Kg/s}$.

On demande :

1. Les états thermodynamiques aux tous points de cycle ($T_1, T_2, \dots, T_6, P_1, P_2, P_6$).
2. Calculer la vitesse des gaz à la sortie.
3. Calculer la force de poussée en vol F .

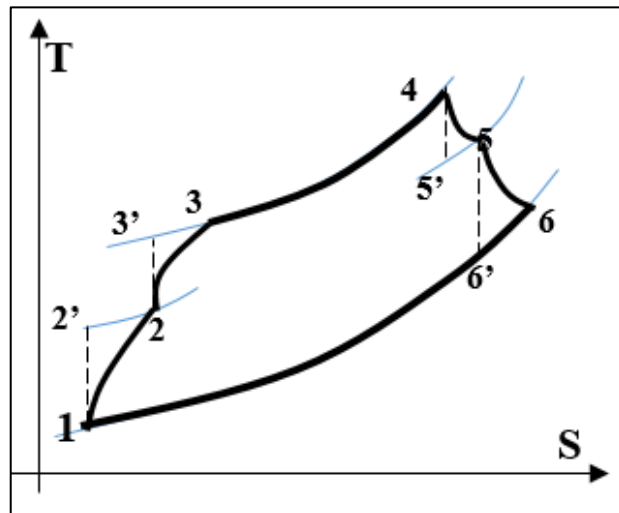


Figure IV.20 : Diagramme (T-s) du cycle

VII. Solutions des exercices :

Solution de l'Exercice 1:

Équation d'énergie :

$$\Delta W + \Delta Q = \Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P = (H_s - H_e) + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2) + g(Z_s - Z_e) , \quad \Delta W = 0,$$

$$\Delta Q = 0, \Delta E_P = 0$$

$$0 = (H_s - H_e) + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2) \rightarrow$$

$$H_e - H_s = \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2) \rightarrow \left(H_e + \frac{V_e^2}{2}\right) = \left(H_s + \frac{V_s^2}{2}\right) \rightarrow$$

$$\left(Cp_a T_e + \frac{V_e^2}{2}\right) = \left(Cp_a T_s + \frac{V_s^2}{2}\right) \rightarrow$$

$$Cp_a \left(T_e + \frac{V_e^2}{2Cp_a}\right) = Cp_a \left(T_s + \frac{V_s^2}{2Cp_a}\right) \rightarrow$$

$$T_e + \frac{V_e^2}{2Cp_a} = T_s + \frac{V_s^2}{2Cp_a}, \quad (\mathbf{V_e} \cong \mathbf{0})$$

$$T_e - T_s = \frac{V_s^2}{2Cp_a}$$

$$V_s = \sqrt{2 \cdot Cp_a \cdot (T_e - T_s)} \Rightarrow V_s = \sqrt{2 \cdot Cp_a \cdot T_e \cdot \left(1 - \frac{T_s}{T_e}\right)} \quad Cp = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$$

$$\left(\frac{T_s}{T_e}\right) = \left(\frac{P_s}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_e \cdot \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

Solution de l'Exercice 2: 1/V, F ?

-La transformation 0 ---→ 1, 1' (Le diffuseur ne participe pas à la compression) $T_{i0} = T_{i1} \Rightarrow$

$$\left(Cp_a T_1 + \frac{V_1^2}{2}\right) = \left(Cp_a T_2 + \frac{V_2^2}{2}\right) \rightarrow v_1 = v_2 = 0;$$

$$T_1 = T_0 = 288K \text{ et } P_1 = P_0 = 101.32KPa$$

-La transformation 1 ----→ 2, 2'

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow$$

$$T_2 = T_1 \cdot \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 288 \cdot (5)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}},$$

$$T_{2'} = 456K ;$$

$$\eta_D = \frac{T_{2'} - T_1}{T_2 - T_1} \Rightarrow$$

$$T_2 = (T_{2'} - T_1)/\eta_D + T_1$$

$$T_2 = (456 - 288)/0.8 + 288 ;$$

$$T_2 = 498K ,$$

$$P_2 = P_1 \cdot 5 \Rightarrow$$

$$P_2 = 506.5 KPa$$

$$\dot{W}_c = \dot{m}_a \cdot C_{p_a} \cdot (T_2 - T_1)$$

$$\dot{W}_c = 1.37 \cdot 10^7 W$$

-La transformation 2 ----> 3 $P_3 = P_2 = 506.5KPa$, $T_3 = 1123K$ (Données)

Transformation 3 ----> 4, 4'

$$\eta_m = \frac{P_C}{P_T} \Rightarrow P_C = \eta_m \cdot P_T , P_C = P_T ,$$

$$\dot{m}_a \cdot C_{p_a} (T_2 - T_1) = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_{p_g} \cdot (T_3 - T_4)$$

$$65 \cdot 1004.5(498 - 288) = (65 + 0.993) \cdot 1148(850 - T_4) \Rightarrow$$

$$T_4 = 942.1K$$

$$\eta_T = \frac{T_{4'} - T_3}{T_4 - T_3} \Rightarrow T_{4'} = (T_4 - T_3) \cdot \eta_T + T_3$$

$$T_{4'} = (942.1 - 1123)/0.8 + 1123$$

$$T_{4'} = 896.87K , \frac{P_4}{P_3} = \left(\frac{T_{4'}}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow$$

$$P_4 = P_3 \cdot \left(\frac{T_{4'}}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_4 = 506.5 \left(\frac{896.87}{1123}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_4 = 230.570KPa$$

Transformation 4 ----> 5,5' $C_1 = 270m/s ;$

$$P_5 = P_1 = 101.32 KPa ;$$

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_{5'}}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow T_{5'} = T_4 \left(\frac{P_5}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_{5'} = 942.1 \left(\frac{101.32}{230.570}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{5'} = 744.84$$

$$\eta_j = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5'}} \Rightarrow T_5 = T_4 - \eta_j(T_4 - T_{5'}) \Rightarrow T_5 = 942.1 - 0.8(942.1 - 744.84)$$

$$T_5 = 784.29K$$

$$C_5 = \sqrt{2C_{pg}(T_4 - T_5)} = \sqrt{2 \times 1148(942.1 - 784.29)}$$

$$C_5 = 402.89m/s$$

La poussée développée :

$$F = \dot{m}_g \cdot V_s - \dot{m}_a \cdot V_e \Rightarrow F = \dot{m}_g \cdot C_5 - \dot{m}_a \cdot C_1 = 65.993 \times 402.89 - 65 \times 0$$

$$F = 26185.9N$$

2/ La consommation spécifique : $CSC = \dot{m}_c / F$

$$CSC = 0.993 / 26185.9 = 3.76 \cdot 10^{-5} \quad CSC = 3.76 \cdot 10^{-5} Kg/Ns \quad CSC = 0.13 Kg/Nh$$

$$3/ \eta_g = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{P_p}{P_{th}} = \frac{F \cdot V_e}{P_{ci} \cdot \dot{m}_c} = \frac{26185.9 \times 0}{44000000 \times 0.993} = 0 ;$$

$$\eta_g = 0$$

Solution de l'Exercice 3:

Point 1 : $C_1 = Ma \sqrt{\gamma r T_1} = 0.82 \sqrt{1.4 \times 287 \times 250}$; $C_1 = 260.43m/s$; $P_1 = P_a = 0.6 \text{ bar}$; $T_1 = T_a = 250K$

Point 2 : $h_{i1} = h_{i2} \Rightarrow C_{pa} T_1 + \frac{1}{2} C_1^2 = C_p T_2 + \frac{1}{2} C_2^2$, $T_2 = T_1 + \frac{1}{2C_{pa}} C_1^2$

$$Ma = \frac{C_1}{\sqrt{\gamma r T_1}} , C_1^2 = Ma^2 \gamma r T_1 \quad T_2 = T_1 + \frac{Ma^2 \gamma r T_1}{2C_{pa}}$$

$$T_2 = 250 + \frac{0.82^2 \cdot 1.4 \times 287 \times 250}{2 \times 1008.7} \quad T_2 = 283.62K , \eta_D = \frac{T_{2'} - T_1}{T_2 - T_1} \Rightarrow T_{2'} = \eta_D(T_2 - T_1) + T_1$$

$$T_{2'} = 0.96(283.6 - 250) + 250 , T_{2'} = 282.25K \quad \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_{2'}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_2 =$$

$$P_1 \cdot \left(\frac{T_{2'}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0.6 \left(\frac{282.25}{250}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} , P_2 = 0.917 \text{ bar}$$

Point 3 : $\frac{P_3}{P_2} = 8 \Rightarrow P_3 = 8 \cdot P_2 = 8 \times 0.917 = 6.66 \text{ bar}$; $P_3 = 7.34 \text{ bar}$; $8 = \frac{P_3}{P_2} =$

$$\left(\frac{T_{3'}}{T_2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow T_{3'} = T_2(8)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad T_{3'} = 513.76K ; \eta_C = \frac{T_{3'} - T_2}{T_3 - T_2} \Rightarrow T_3 = \frac{1}{\eta_C}(T_{3'} - T_2) + T_2 ; T_3 = 543.13K$$

Point 4 : $P_4 = P_3$, $P_4 = 7.34 \text{ bar}$; $T_4 = 1300K$ (Données)

Point 5 : $\eta_m = \frac{P_C}{P_T} \Rightarrow P_C = \eta_m \cdot P_T$, $\dot{m}_a \cdot C_{pa}(T_3 - T_2) = \eta_m \cdot (\dot{m}_a +$

$$\dot{m}_c) \cdot C_{pg} \cdot (T_4 - T_5) \Rightarrow$$

$$C_{pa}(T_3 - T_2) = \eta_m \cdot (1 + f) \cdot C_{pg} \cdot (T_4 - T_5) \dots (A) \text{ avec } f \text{ le dosage et } f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a}$$

1/Calcul de dosage f :

Le bilan énergétique dans la chambre de combustion $H_4 = H_3 + \dot{m}_c \cdot P_{ci}$

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_{pg} \cdot T_4 = \dot{m}_a C_{pa} \cdot T_3 + \dot{m}_c \cdot P_{ci} \Rightarrow (1 + f) \cdot C_{pg} \cdot T_4 = C_{pa} \cdot T_3 + f \cdot P_{ci}$$

$$\Rightarrow$$

$$f(P_{ci} - C_{pg} \cdot T_4) = C_{pg} \cdot T_4 - C_a \cdot T_3 \Rightarrow f = \frac{C_{pg} \cdot T_4 - C_a \cdot T_3}{P_{ci} - C_{pg} \cdot T_4} = \frac{1008.7 \times 1300 - 1008.7 \times 543.13}{44300000 - 1008.7 \times 1300} \Rightarrow$$

$$f = 0.017$$

$$(A) \Rightarrow C_{pa}(T_3 - T_2) = \eta_m \cdot (1 + f) \cdot C_{pg} \cdot (T_4 - T_5) \Rightarrow T_5 = 1300 - \frac{C_{pa}(543.13 - 283.62)}{0.98 \cdot (1 + 0.017) \cdot C_{pg}}$$

$$T_5 = 1037.44K$$

$$\eta_T = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5'}} \Rightarrow T_{5'} = T_4 - \frac{(T_4 - T_5)}{\eta_T} \quad T_{5'} = 1300 - \frac{(1300 - 1037.44)}{0.9} \quad T_{5'} = 1008.26K$$

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_{5'}}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_5 = P_4 \cdot \left(\frac{T_{5'}}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad P_5 = 7.34 \cdot \left(\frac{1008.26}{1300}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_5 = 3.02bar$$

Point 6 : $C_1 = 270m/s$; $P_6 = P_a = 0.6 bar$; $\frac{P_6}{P_5} = \left(\frac{T_{6'}}{T_5}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow T_{6'} = T_5 \left(\frac{P_6}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

$$, T_{6'} = 653.78K ,$$

$$\eta_j = \frac{T_5 - T_6}{T_5 - T_{6'}} \Rightarrow T_6 = T_5 - \eta_j(T_5 - T_{6'}) \Rightarrow T_6 = 1037.44 - 0.96(1037.44 -$$

$$653.78) \Rightarrow T_6 = 669.33 K$$

$$T_5 = T_6 + \frac{1}{2C_{pa}} C_6^2 \Rightarrow C_6^2 = 2C_{pg}(T_5 - T_6) \quad C_6 = \sqrt{2C_{pg}(T_5 - T_6)} =$$

$$\sqrt{2 \times 1008.7(1037.44 - 669.33)} , \quad C_6 = 862.14m/s$$

2/Calcul Calcul des débits massique: $F = \dot{m}_g \cdot V_s - \dot{m}_a \cdot V_e \quad F = \dot{m}_g \cdot C_6 -$

$$\dot{m}_a \cdot C_1 = 16000$$

$$\frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_a} \cdot C_6 - C_1 = 16000/\dot{m}_a \quad \frac{\dot{m}_c + \dot{m}_a}{\dot{m}_a} \cdot C_6 - C_1 = 16000/\dot{m}_a \quad (f + 1)C_6 - C_1 =$$

$$16000/\dot{m}_a \quad \dot{m}_a = \frac{16000}{(f+1)C_6 - C_1} ; \dot{m}_a = \frac{16000}{(0.017+1)862.14 - 260.43} \quad \dot{m}_a = 25.94kg/s$$

$$f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \quad \dot{m}_c = f \cdot \dot{m}_a = 0.017 \times 25.94 \quad \dot{m}_c = 0.456kg/s$$

3/Calcul des rendements $\eta_{th} = \frac{P_d}{P_{th}} = \frac{\dot{m}_g \cdot \frac{V_s^2}{2} - \dot{m}_a \cdot \frac{V_e^2}{2}}{\dot{m}_c \cdot P_{ci}} = \frac{\dot{m}_g \cdot \frac{C_6^2}{2} - \dot{m}_a \cdot \frac{C_1^2}{2}}{\dot{m}_c \cdot P_{ci}} =$

$$\frac{26.396 \frac{862.14^2}{2} - 25.94 \frac{260.43^2}{2}}{0.456 \times 44300000} \eta_{th} = 0.442$$

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_d} = \frac{F \cdot V_e}{\dot{m}_g \cdot \frac{V_s^2}{2} - \dot{m}_a \cdot \frac{V_e^2}{2}} = \frac{F \cdot C_1}{\dot{m}_g \cdot \frac{V_s^2}{2} - \dot{m}_a \cdot \frac{V_e^2}{2}} = \frac{16000 \times 260.43}{26.396 \cdot \frac{862.14^2}{2} - 25.94 \cdot \frac{260.43^2}{2}} \quad \eta_p = 0.447$$

Le rendement global : $\eta_g = \frac{P_p}{P_{th}} = \frac{F \cdot V_e}{P_{ci} \cdot \dot{m}_c} = \frac{16000 \times 260.43}{0.456 \times 44300000} = 0.19 ; \quad \eta_g = 0.2 \quad (\eta_g = \eta_p \cdot \eta_{th} = 0.442 \times 0.4467)$

Solution de l'exercice 4 :

Point 1 : $C_1 = \quad m/s ; P_1 = 1 \text{ bar} ; T_1 = 240 \text{ K}$

Point 2 : $T_2 = 276.23 \text{ K}$

$$\eta_D = \frac{T_{2'} - T_1}{T_2 - T_1} \Rightarrow T_{2'} = \eta_D (T_2 - T_1) + T_1, \quad T_{2'} = 0.9(276.23 - 240) + 240 = 272.6 \text{ K}$$

$$T'_{2} = 272.6 \text{ K}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_{2'}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_2 = P_1 \cdot \left(\frac{T_{2'}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_2 = P_1 \cdot \left(\frac{T_{2'}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_2 = P_1 \cdot \left(\frac{272.6}{240}\right)^{1.4}$$

$$P_2 = 1.562 \text{ bar}$$

Point 3 :

$$\frac{P_3}{P_2} = 10 \Rightarrow P_3 = 10 \cdot P_2 = 10 \times 1.562 = 15.62 \text{ bar}$$

$$P_3 = 15.62 \text{ bar}$$

$$10 = \frac{P_3}{P_2} = \left(\frac{T_{3'}}{T_2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow T_{3'} = T_2 (10)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_{3'} = 276.23 (10)^{0.4}$$

$$T'_{3} = 533,31 \text{ K}$$

$$\eta_C = \frac{T_{3'} - T_2}{T_{3'} - T_2} \Rightarrow T_3 = \frac{1}{\eta_C} (T_{3'} - T_2) + T_2 \Rightarrow T_3 = \frac{1}{0.9} (533,31 - 276.23) + 276.23$$

$$(3) \text{ et } (4) \Rightarrow T_3 = \frac{1}{0.9} \left(T_2 (10)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - T_2 \right) + T_2 = \frac{1}{0.9} \left(276.23 (10)^{\frac{0.4}{1.4}} - 276.23 \right) + 276.23 \Rightarrow T_3 = 561.88 K$$

$$T_3 = 561.88 K$$

Point 4 : $P_4 = P_3$, $P_4 = 15.62 \text{ bar}$; $T_4 = 1200 K$

Point 5 :

$$\eta_m = \frac{P_C}{P_T} \Rightarrow P_C = \eta_m \cdot P_T$$

$$\dot{m}_a \cdot C_{pa} (T_3 - T_2) = \eta_m \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_{pg} \cdot (T_4 - T_5) \Rightarrow$$

$$T_5 = T_4 - \frac{\dot{m}_a \cdot C_{pa} (T_3 - T_2)}{\eta_m \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot C_{pg}} = 1200 - \frac{33 \cdot (561.88 - 276.23)}{0.9(33 + 0.3)} = 885.46 K$$

$$T_5 = 885.46 K$$

$$\eta_T = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5'}} \Rightarrow T_{5'} = T_4 - \frac{(T_4 - T_5)}{\eta_T} \Rightarrow T_{5'} = 1200 - \frac{1200 - 885.46}{0.9}$$

$$T'_{5} = 850.51 \quad K$$

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_{5'}}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_5 = P_4 \cdot \left(\frac{T_{5'}}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, P_5 = 15.62 \left(\frac{850.51}{1200} \right)^{\frac{1.4}{0.4}}$$

$$P_5 = 4.68 \text{ bar}$$

Point 6 : $P_6 = P_1 = 1 \text{ bar}$;

$$\frac{P_6}{P_5} = \left(\frac{T_{6'}}{T_5} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow T_{6'} = T_5 \left(\frac{P_6}{P_5} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_{6'} = 885.46 \left(\frac{1}{4.48} \right)^{\frac{0.4}{1.4}}$$

$$T'_{6} = 569,73 K$$

$$\eta_j = \frac{T_5 - T_6}{T_5 - T_{6'}} \Rightarrow T_6 = T_5 - \eta_j (T_5 - T_{6'}) \Rightarrow T_6 = 885.46 - 0.9(885.46 - 569,73)$$

$$T_6 = 601.23 K$$

2/Calcul de la vitesse de sortie :

$$C_6 = \sqrt{2 C_{pg} (T_5 - T_6)} = \sqrt{2 \times 1006 (885.46 - 601.23)}$$

$$C_6 = 756.21 \text{ m/s}$$

3/Calcul de la poussée F :

$$F = \dot{m}_g \cdot V_s - \dot{m}_a \cdot V_e \quad F = \dot{m}_g \cdot C_6 - \dot{m}_a \cdot C_1$$

$$F = \dot{m}_g \cdot V_s - \dot{m}_a \cdot V_e = (33 + 0.33) \times 756.21 - 33 \times 270 = 16271.83 \text{ N} \quad ;$$

$$F = 16271.83 \text{ N}$$

Chapitre V
Moteur d'aviation
(Turboréacteurs)

I. Introduction.

Le pétrole brûlé dans le turboréacteur et le statoréacteur a besoin d'un comburant, l'air extérieur livré gratuitement à la machine thermique. Mais celle-ci ne peut plus évoluer à très haute altitude et encore moins dans les espaces interplanétaires.

II. Définition

La fusée est un moteur thermique emporté avec elle le combustible et le comburant, la poudre par exemple, peut, sans le secours de l'oxygène de l'air, libérer une quantité importante de chaleur par unité de masse, ou encore du pétrole et de l'oxygène liquide, le pouvoir calorifique inférieur d'un mélange d'oxygène et de pétrole est : $P_{ci} = 11500$ Kj/Kg.

Le schéma d'une fusée est donné dans la figure 1 suivante:

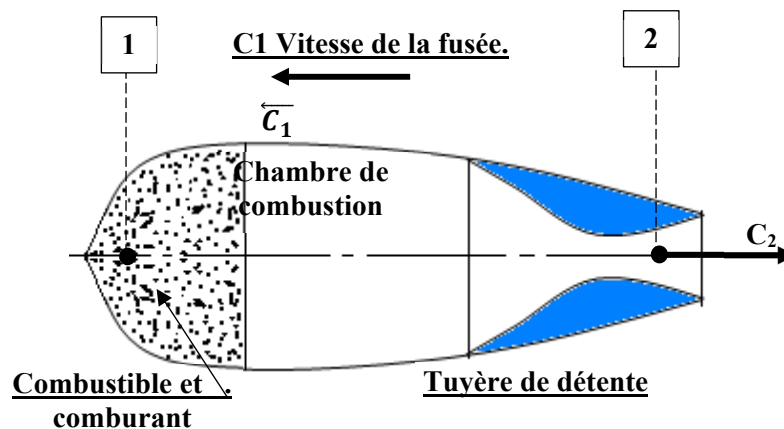


Figure V.1 : Le schéma d'une fusée

Le débit de propergol (nom donné au combustible-comburant) est m (Kg/s) un observateur lié à la fusée voit, dans le temps Δt , $m \cdot \Delta t$ (Kg) de propergol partir de 1 au Repos, puis quitter la fusée à la vitesse C_2 (m/s), nous avons vu que la poussée qui en résulte est :

$$F = m \cdot C_2$$

Nous constatons que la poussée est indépendante de C_1 , vitesse de la fusée, la même donc au décollage ($C_1 = 0$) qu'en vol, pour un débit q_m donné.

Ce même observateur lié à la fusée, constate que l'énergie calorifique dépensée :

$$Q_{12} = P_{ci} J/Kg \text{ a servi à :}$$

-Augmenter de l'Enthalpie du fluide ($H_2 - H_1$), remarquer ici que H_1 intéresse une masse de liquide d'1 Kg et peut être négligée.

-Augmenter l'énergie cinétique du fluide qui, partant du repos, atteint la vitesse C_2 :

$$\frac{C_2^2}{2} \left(\frac{J}{Kg} \right)$$

Donc :

$$Q_{12} = P_{ci} = (H_2 - H_1) + \frac{C_2^2}{2} \quad (1)$$

Il constate également que l'énergie cinétique de la fusée diminue de : $\frac{C_1^2}{2} (J/Kg)$ puisque la fusée a perdu 1 kg de propergol. L'énergie totale dépensée est alors :

$P_{ci} + \frac{C_1^2}{2} \left(\frac{J}{Kg} \right)$ de propergol brûlé, Soit :

$$(H_2 - H_1) + \frac{1}{2} (C_1^2 + C_2^2) \left(\frac{J}{Kg} \right) \quad (2)$$

La puissance dépensée est donc :

$$P_d = m \left[(H_2 - H_1) + \frac{1}{2} (C_1^2 + C_2^2) \right] \quad \text{J/s ou (W)} \quad (3)$$

Dans l'étude du turboréacteur nous aurions dû également tenir compte de la diminution de l'énergie cinétique de l'avion qui vide ses réservoirs, mais remarquons que dans la masse d'air de 1 kg, traversant la machine, la part du combustible est très faible, $\frac{1}{60} kg$ environ ; nous l'avons négligée, rappelons que nous avons écrit :

$$P_d = m \cdot Q_{12} \quad (4)$$

Avec $m \frac{Kg}{s}$ étant le débit massique de l'air ; nous aurions dû écrire :

$$P_d = m \cdot Q_{12} + \frac{m}{60} \frac{C_1^2}{2} \quad \text{J/s ou (W)} \quad (5)$$

Ce terme ajouté qui fait état de l'énergie cinétique perdue par l'appareil quand il brûle 1 kg de combustible, est bien de l'énergie dépensée,

Revenons à la fusée.

Dans l'expression qui donne la puissance dépensée, nous retrouvons la puissance propulsive :

$$P_p = m \left[\frac{1}{2} (C_1^2 + C_2^2) \right] \quad (6)$$

D'autre part la puissance utile est :

$$P_u = F \cdot C_1 = m \cdot C_1 \cdot C_2$$

Les rendements sont alors :

-Rendement thermique :

$$\eta_t = \frac{p_p}{p_d} \tag{7}$$

-Rendement propulsif :

$$\eta_p = \frac{p_u}{p_p}, \eta_p = \frac{2.C_1C_2}{C_1^2+C_2^2} \tag{8}$$

-Rendement Globale ou thermopropulsif :

$$\eta_{tp} = \eta_t \cdot \eta_p \tag{9}$$

Nous remarquons que $\eta_p = 1$, lorsque $C_1 = C_2$, constatation déjà faite dans l'étude du turboréacteur, mais alors la poussée F s'annulait ; dans le cas de la fusée la poussée $F = m \cdot C_1(N)$

étant indépendante de la vitesse C1, ne s'annule plus. Ce résultat traduit la différence essentielle dans le fonctionnement des deux machines thermiques.

Exemple :

Données : vitesse d'éjection du gaz : $C_2 = 1000m/s$; débit massique $m = 1kg/s$.

La poussée :

$$F = m \cdot C_2 = 1 \times 1000 = 1000N$$

En vol à la vitesse $C_1 = 500m/s$, soit 1800Km/h, la poussée est 1000N

Le rendement de la propulsion est alors :

$$\eta_p = \frac{2 \cdot C_1 C_2}{C_1^2 + C_2^2} = 0.80$$

III. Le moteur-fusée

Le moteur-fusée est un système propulsif transportant un produit appelé « Propergol » apte à fournir de l'énergie pour ou par tout autre procédés.

Le propergol est constitué par une ou plusieurs substances séparés ou réunis pour former un mélange capable de fournir de l'énergie

*En général un moteur fusé comporte 4 parties essentielles :

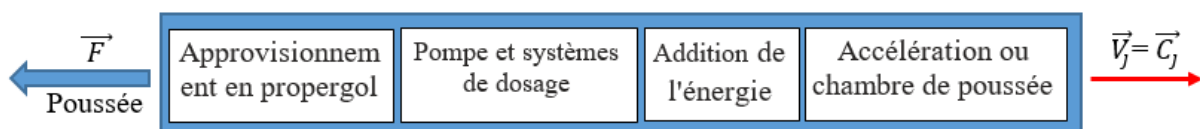


Figure V.2 : Diagramme en bloc

Selon l'addition de l'énergie on classe les moteurs fusés :

III.1. Moteur fusée à énergie chimique :

Ces moteurs utilisent des réactions chimiques dans la chambre de combustion pour produire des gaz à haute pression et température.

a/ Moteur à Propergols liquides :

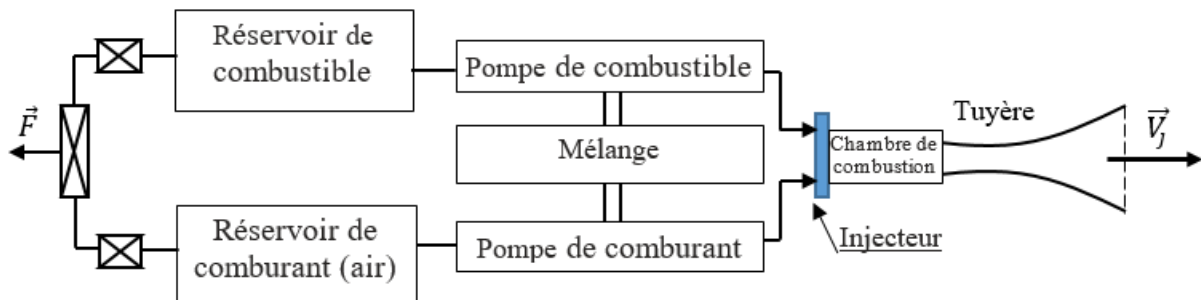


Figure V.3 : Diagramme en bloc

Exemple de propergols liquides :

Comburant Combustible

C₂ Liquide H₂ Liquide

N₂C₄ H₂ Liquide

C₂ Liquide Kérosène

b/Moteur à propergol solide :

Les propergols solides sont des poudres dans les grains sont des très petites tailles

- si le combustible et le comburant sont continus dans les mêmes molécules, il est dit **mono-propergol**.

- si les poudres de combustible et du comburant sont mélangés mécaniquement le propergol est dit : **composite ou hétérogène**.

- Les avantages des propergols solides sont la simplicité et la fiabilité de manipulation et de stockage, la forte densité (petit réservoir) est relativement faible par rapport aux propergols liquides en deux principaux avantages : la possibilité de régler la combustion et la pousser facilement et il permet de grande d'impulsion spécifique.

III.2. Moteurs fusées à chaleur nucléaire :

La chaleur générée par la fusion des noyaux d'uranium dans un réacteur est utilisée pour chauffer le propergol H₂ jusqu'à une température de l'ordre de 2200K

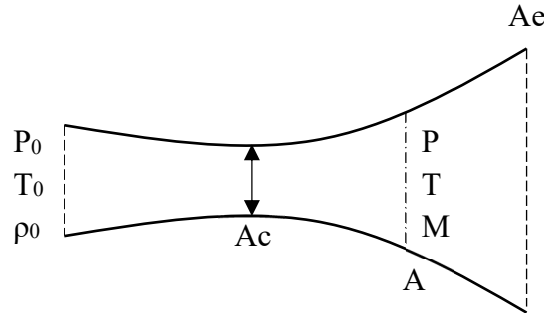
III.3. Moteurs fusées électriques :

- Électrothermique.
- Electrostatique.

IV. Écoulement dans un tuyère :

IV.1 Rappels sur la dynamique des gaz :

a. Écoulement isentropique :



$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2 ; \quad \frac{P_0}{P} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} ; \quad \frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\frac{v_0}{v} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{1}{2}} \quad \gamma = 1.28 \text{ pour un moteur fusée}$$

b. Les paramètres critiques : $M = 1$

$$\frac{T_0}{T_c} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) = \frac{2}{2} + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) = \frac{\gamma+1}{2} = 1.14$$

$$\frac{P_0}{P_c} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{\rho_0}{\rho_c} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \Rightarrow \frac{\rho^*}{\rho_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\frac{v_0}{v_c} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{2}} \Rightarrow \frac{v^*}{v_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{2}}$$

c. Le rapport des sections :

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Démonstration :

Si la tuyère est amorcée ($M_c=1$) $A^*=A_{Col}=A_c$

$$\rho_0 v_0 A_0 = \rho v A \Rightarrow \frac{A}{A_0} = \frac{v_0}{v} \times \frac{\rho_0}{\rho} \Rightarrow \frac{A^*}{A_0} = \frac{v_0}{v^*} \times \frac{\rho_0}{\rho^*}$$

$$\frac{A}{A_0} \times \frac{A^*}{A^*} = \frac{A}{A^*} \times \frac{A^*}{A_0} = \frac{v_0}{v} \times \frac{\rho_0}{\rho} \Rightarrow \frac{A}{A^*} = \frac{A_0}{A^*} \times \frac{v_0}{v} \times \frac{\rho_0}{\rho} \Rightarrow \frac{A}{A^*} = \frac{v^*}{v_0} \times \frac{\rho^*}{\rho_0} \times \frac{v_0}{v} \times \frac{\rho_0}{\rho}$$

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{2}} \times \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \times \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)M^2\right)^{\frac{1}{2}} \times \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{2} + \frac{1}{\gamma-1}} \times \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1} + \frac{1}{2}}$$

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \times \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

d. Le débit massique :

Pour une tuyère amorcée ($M = 1$) :

$$\dot{m}_1 = \rho_c v_c A_c = \frac{\rho_c}{\rho_0} \cdot \frac{v_c}{v_0} \cdot A_c \cdot \rho_0 \cdot v_0$$

$$\dot{m}_1 = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot \rho_0 \cdot v_0 \quad ;$$

$$(M = 1) \text{ et } M = \frac{v_0}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0}} \Rightarrow 1 = \frac{v_0}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0}}$$

$$= \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot \rho_0 \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0} \quad ;$$

$$\dot{m}_1 = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot \rho_0 \cdot r \cdot T_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \quad ;$$

$$(P_0 = \rho_0 \cdot r \cdot T_0)$$

$$\dot{m}_1 = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \quad (2)$$

Pour l'aire $\gamma = 1.4$

$$\dot{m}_1 = 0.685 \cdot \frac{A_c \cdot P_0}{\sqrt{T_0}}$$

Étant donné que l'écoulement n'est pas isentropique le débit réel est donné par :

$$\dot{m} = C_D \cdot \dot{m}_1 \quad (C_D: \text{Coefficient de débit de charge})$$

$$\dot{m} = C_D \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \quad (3)$$

Donc

$$\dot{m} = C_w \cdot A_c \cdot P_0 \quad (3')$$

Avec

$$C_w = C_D \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \quad (3'')$$

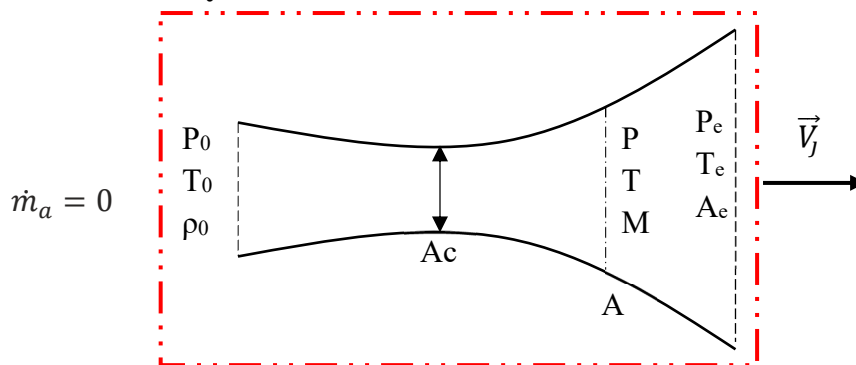
C_w : Sont déterminés expérimentalement

$$C_w = \frac{\dot{m}}{A_c \cdot P_0} = \frac{\dot{m}_a + \dot{m}_c}{A_c \cdot P_0} \quad (C_w \text{ est appelé Coefficient d'écoulement})$$

Pour une tuyère il est donné par $(P_0, \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_c})$

(\dot{m}_a : débit de camburant ; \dot{m}_c : débit de combustible)

Poussée d'une tuyère :



$$\sum \vec{F}_{ext} = \text{Variation de la quantité du mouvement}$$

$$\sum \vec{F}_{ext} = \Delta(\vec{v} \cdot \rho \cdot V \cdot dA) \Rightarrow$$

$$F = \Delta(\vec{v} \cdot \rho \cdot V \cdot dA)$$

$$F = \dot{m} \cdot V_j + A_e(P_e - P_a) \quad (A)$$

$$V_j = \sqrt{2 Cp(T_0 - T_e)} \quad (4)$$

$$(h_{i0} = h_{ie} \Rightarrow \frac{v_0^2=0}{2} + Cp \cdot T_0 = \frac{v_j^2}{2} + Cp \cdot T_e)$$

$$V_j = \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (5)$$

Pour une tuyère adaptée ($P_e = P_a$)

$$F^0 = \dot{m} \cdot V_j \quad (6)$$

On utilise (3) et (5)

$$F^0 = C_D \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (7)$$

On définit un coefficient de poussée C_f :

$$C_f = \frac{F}{A_c \cdot P_0} \quad (8)$$

-Pour une tuyère adaptée : $C_f^0 = \frac{F^0}{A_c \cdot P_0}$ Si on utilise (7)

$$C_f = \frac{C_D \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)}}{A_c \cdot P_0}$$

$$C_f = C_D \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (8')$$

On utilise (6)

$$C_f^0 = \frac{\dot{m} \cdot V_j}{A_c \cdot P_0} \quad \text{Avec (3')}$$

$$C_f^0 = \frac{C_w \cdot A_c \cdot P_0 \cdot V_j}{A_c \cdot P_0} \Rightarrow$$

$$C_f^0 = C_w \cdot V_j \quad (9)$$

-Pour une tuyère non adaptée : $C_f = \frac{F}{A_c \cdot P_0}$ On utilise (A)

$$C_f = \frac{F}{A_c \cdot P_0} = \frac{\dot{m} \cdot V_j}{A_c \cdot P_0} + \frac{A_e(P_e - P_a)}{A_c \cdot P_0} \quad (10)$$

$$C_f = \frac{F}{A_c \cdot P_0} = C_f^0 + \frac{A_e(P_e - P_a)}{A_c \cdot P_0} \quad (11)$$

On utilise (7)

$$C_f = \frac{F}{A_c \cdot P_0} = C_f^0 + \frac{A_e(P_e - P_a)}{A_c \cdot P_0}$$

-Les valeurs de coefficient pour les combinaisons de propergol donné sont déterminées expérimentalement en fonction de P_0 et de rapport du débit $\frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_c}$

-Quand il n'y a pas des valeurs expérimentales C_f peut-être calculer avec une très bonne approximation on considère l'écoulement isentropique C-à-d $C_D = 1$ et $\frac{T_e}{T_0} = \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

On utilise (8')

$$C_f = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right)} + \frac{A_e(P_e - P_a)}{A_c \cdot P_0} \quad (12)$$

V. Performance d'un moteur fusé :

V.1. impulsion spécifique :

Efficacité d'un propulseur est caractérisé par impulsion spécifique définit par :

$$I_s = \frac{\text{impulsion total obtenue}=I}{\text{La consommation de l'unité de poids de propergol}=P} \quad (\text{Efficacité d'un propulseur})$$

En supposant que F est constante durant le temps (τ) : $I = F \cdot \tau \Rightarrow$

$$F = \frac{I}{\tau} \quad (13)$$

Poids de propergol consommé durant τ : $P = \dot{m} \cdot \tau \cdot g$

Impulsion spécifique : $I_s = \frac{I}{P} \Rightarrow I_s = \frac{I}{\dot{m} \cdot \tau \cdot g}$ on utilise (13)

$$I_s = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} \quad (14)$$

Si la tuyère adaptée :

$$I_s = \frac{F^0}{\dot{m} \cdot g} \quad \text{on utilise (6)} \quad F^0 = \dot{m} \cdot V_j \Rightarrow I_s = \frac{\dot{m} \cdot V_j}{\dot{m} \cdot g} \Rightarrow$$

$$I_s = \frac{V_j}{g} \quad (15)$$

Si la tuyère non adaptée :

$$I_s = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} \quad \text{l'équation (8)} \quad C_f = \frac{F}{A_c \cdot P_0} \quad (3') \quad F = C_f A_c \cdot P_0$$

L'équation (3') $\dot{m} = C_w \cdot A_c \cdot P_0$

$$\text{Donc } I_s = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} = \frac{C_f A_c \cdot P_0}{C_w \cdot A_c \cdot P_0 \cdot g} = \frac{C_f}{C_w \cdot g} \quad \text{donc}$$

$$I_s = \frac{C_f}{C_w \cdot g} \quad (16)$$

C_f : Coefficient de poussée , C_w : Coefficient de l'écoulement

Exemple : d'impulsions spécifiques :

Comburant	Carburant	I_s	$\frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_c}$
O ₂	H ₂	345s	2.64
O ₂	Kérosène	300s	
N ₂ O ₄	N ₂ H ₄	285s	
O ₂	Acétylène	266s	1.23
O ₂	Alcool Éthylène	242s	1.5

V.2. Vitesse caractéristique :

-Elle caractérise l'efficacité de la conversion d'Énergie thermo chimique en énergie cinétique du jet.

Elle définit par

$$C^* = \frac{V_j}{c_f} \tag{16'}$$

Tuyère adaptée : l'équation (6) , (3') et l'équation (9)

$$\begin{cases} F^0 = \dot{m} \cdot V_j = C_w \cdot A_c \cdot P_0 \cdot V_j \dots (a) \\ F^0 = \dot{m} \cdot V_j = A_c \cdot P_0 \cdot C_f^0 \dots \dots (b) \end{cases} \quad (a) \text{ et } (b) \quad \frac{V_j}{c_f} = \frac{1}{C_w} \text{ donc } 1 = \frac{V_j \cdot C_w}{c_f}$$

$$C^* = \frac{V_j}{c_f} = \frac{1}{C_w} \tag{17}$$

Tuyère non adaptée :

$$\begin{cases} C^* = \frac{V_j}{c_f} \dots \dots (15') \\ I_s = \frac{C_f}{C_w \cdot g} \dots \dots (15) \end{cases} \Rightarrow C^* = \frac{V_j}{I_s \cdot C_w \cdot g}; I_s = \frac{V_j}{C^* \cdot C_w \cdot g}$$

V. Conclusion

Ce dernier chapitre a présenté les principes de fonctionnement des moteurs-fusées, capables de se déplacer sans apport d'air extérieur, ce qui les rend indispensables pour les vols spatiaux.

Les différents types de propulsion (chimique, nucléaire et électrique) ont été comparés selon leurs caractéristiques de poussée et de rendement.

L'étude des écoulements dans la tuyère et des performances spécifiques met en évidence l'importance de la maîtrise des gaz à haute énergie. Ainsi, le moteur-fusée illustre l'aboutissement des technologies de propulsion, marquant la frontière entre l'aéronautique et l'astronautique.

VII. Exercices résolus du Chapitre 5:

Exercice1 : un mélange (Hydrogène -Oxygène) liquide brulé en proportion stochiometrique sous une pression 10 bar, la température de combustible est de 2730K le rapport des chaleurs spécifiques $\gamma = 1.27$ et la masse molaire des gaz combustion $M = 9.13g/mol$, $R=8,3144 J/mol.K$

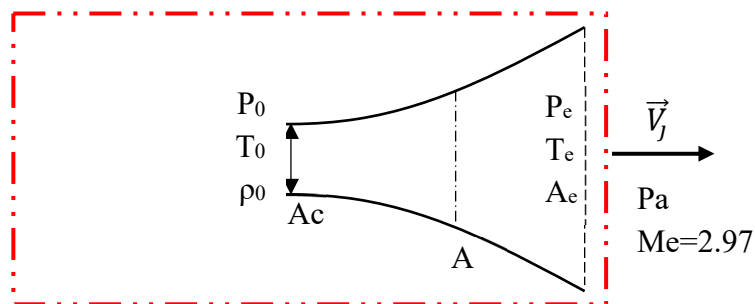
-Déterminer l'impulsion spécifique et le coefficient de poussée C_f pour une tuyère adaptée. L'écoulement isentropique ; $P_{atm}=0.01$ bar

Exercice 2 : une tuyère de fusée fonctionne à une température totale $T_0 = 3020$ c° et de pression total de $P_0=13$ bar dont de l'air atmosphérique de pression $P_a = 35$ KPa, le nombre de Mach à la section de sortie et $Me=2,97$; la section au col $A_c= 98$ cm² en supposant que $\gamma=1,4$, $r=287$ J/Kg.K

1-déterminer la poussée d'une fusée

2- l'impulsion spécifique et la vitesse caractéristiques

3-si la vitesse de fusée est égale 1500 m/s ; calculer le rendement de propulsion. À partir de table :



Regime supersonique
Tuyère amorcé $Mc=1$ $A_c = A^*$

Figure 4 : Tuyère amorcé

M	P/P_t	T/T_t	A/A^*
2.97	0.02848	0.36177	4.11527

VIII. Solutions des exercices :

Solution de l'exercice1 :

$$1- \quad \boxed{I_s = \frac{V_j}{g}} \dots\dots(14) \quad \boxed{V_j = \sqrt{2 Cp(T_0 - T_e)}} \dots\dots(4)$$

$$V_j = \sqrt{2 CpT_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \Rightarrow$$

$$V_j = \sqrt{2 CpT_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \Rightarrow \frac{T_e}{T_0} = \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} ;$$

$$V_j = \sqrt{2 Cp \cdot T_0 \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right)}$$
 Valeur moyenne de C_p entre

$$T_0 = 2730K \text{ et } T_a ; \quad C_p = 4.185Kj/Kg ; \quad P_e = P_a = 0.01bar$$

$$V_j = \sqrt{2 \times 4185 \times 2730 \left(1 - \left(\frac{0.01}{10}\right)^{\frac{0.27}{1.27}}\right)} = 4194m/s ;$$

$$I_s = \frac{V_j}{g} = \frac{4194}{9.81} = 427.52s$$

$$2- \quad \boxed{C^* = \frac{V_j}{C_f} = \frac{1}{C_w}} \dots\dots(16)$$

$$C_f = V_j \cdot C_w = V_j \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \dots\dots(3)'' \text{ Avec } Cd=1(\text{écoulement isentropique})$$

$$r = \frac{R}{M} = \frac{8.31446}{9.13 \times 10^{-3}} = 910.62 \text{ J/Kg} \cdot K ;$$

$$C_f = 4222 \cdot \left(\frac{2}{1.27+1}\right)^{\frac{2.27}{2(0.27)}} \cdot \sqrt{\frac{1.27}{910.675 \times 2730}} ;$$

$$C_f = 1.77$$

Puissance et rendement :

Puissance propulsive :

$$P_U = F \cdot V_F \quad \text{avec } F = \dot{m} \cdot V_j \dots\dots(6)$$

$$\text{Tuyère adaptée : } P_U = \dot{m} \cdot V_j \cdot V_F$$

Puissance perdue : C'est l'énergie cinétique absolue de jet.

$$P_P = \dot{m} \cdot \frac{(V_j - V_F)^2}{2}$$

Constante molaire des gaz	
Unités SI	J K ⁻¹ mol ⁻¹
Symbole usuel	R
Valeur	8,314 462 618 153 24 J K ⁻¹ mol ⁻¹

$$R_s = \frac{R}{M}$$

La masse molaire de l'air sec vaut :

$$M_a = 0,028\,964\,4 \text{ kg mol}^{-1}$$

Ainsi, la constante spécifique de l'air sec vaut :

$$R_{s,\text{air}} = 287,058 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}.$$

Rendement de propulsion :

$$\eta_P = \frac{P_U}{P_U + P_p} = \frac{F \cdot V_F}{F \cdot V_F + \dot{m} \cdot \frac{(V_j - V_F)^2}{2}}$$

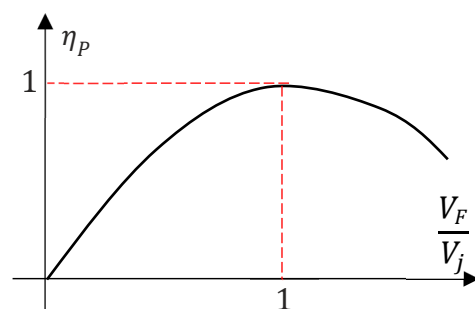
Tuyère adaptée : $\eta_P = \frac{\dot{m} \cdot V_j \cdot V_F}{\dot{m} \cdot V_j \cdot V_F + \frac{\dot{m}}{2}(V_j^2 + V_F^2 - 2V_j \cdot V_F)}$; $\eta_P = \frac{2 \cdot V_j \cdot V_F}{V_j^2 + V_F^2}$;

$$\eta_P = \frac{2 \cdot \left(\frac{V_F}{V_j}\right)}{1 + \left(\frac{V_F}{V_j}\right)^2} \quad \eta_P = \frac{2X}{1+X^2} \quad , \quad \eta_P' = \frac{2(1+X^2) - 2X \cdot 2X}{(1+X^2)^2} = \frac{2(1+X^2) - 2X \cdot 2X}{(1+X^2)^2} = \frac{2+2X^2-4X^2}{(1+X^2)^2} =$$

$$\frac{2-2X^2}{(1+X^2)^2} = \frac{2(1-X^2)}{(1+X^2)^2} = \frac{2(1-X)(1+X)}{(1+X^2)^2 (\text{Positif})}$$

$\eta_P' = 0 \Rightarrow X = 1 \text{ et } X = -1$; $\Delta > 0$ Donc

X	$-\infty$	-1	0	+1	$+\infty$
	-	+	+	1	-
	↘	↗	↗	↘	
			0	0	



Solution de l'exercice 2:

T0 = 3293 k ; Po=13bar ; Pa = 35KPa

$Me=2,97$; $A_c= 98 \text{ cm}^2$; que $\gamma=1,4$, $r=287\text{J/K.g.K}$

1-la poussée d'une fusée :

$$F = \dot{m} \cdot V_j + A_e(P_e - P_a) \dots\dots(A)$$

$$P_e > \text{ou} < P_a? ; \quad \frac{P_0}{P_e} = \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) Me^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

À partir de table : $Me = 2.97 \Rightarrow \frac{P_c}{P_0} = 0.02848$

$P_e = P_0 \times 0.02848 = 13 \times 0.02848$; $P_e = 0.37\text{bar} = 37\text{KPa} > P_a$; Donc $P_e > P_a$ tuyère sans détendu

Calcul de A_e :

$$\frac{A_e}{A^*} = \frac{A_e}{A_c} \quad (\text{Table}) \rightarrow \frac{A_e}{A_c} = 4.115 \rightarrow A_e = 4.115 \times 98 \rightarrow A_e = 403.27\text{cm}^2$$

$$V_j = \sqrt{2 Cp(T_0 - T_e)} \dots\dots(4) \quad V_j = \sqrt{2 CpT_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \dots\dots(5) \Rightarrow V_j =$$

$$\sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)}$$

$$\frac{T_e}{T_0} = 0.3618 \text{ (Table)}$$

$$T_e = T_0 \times 0.3618 \rightarrow T_e = 3293 \times 0.3618 = 1191.41\text{K}$$

$$V_j = Me \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_e} \rightarrow V_j = 2.97 \sqrt{1.4 \times 287 \times 1191.35} = 2054.85\text{m/s}$$

$$\dot{m} = \rho_c v_c A_c = \rho_e v_j A_e = \rho_c \cdot (M = 1) \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_c} \times A_c = \rho_c \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_c} \times A_c ; \frac{\rho_0}{\rho_e} =$$

$$\left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{0.4}{2} \times 2.97^2\right)^{\frac{1}{0.4}} = 12.7 ; \dot{m} = \rho_c v_c A_c = \rho_e v_j A_e =$$

$$\frac{\rho_0}{12.7} v_j A_e = \frac{\rho_0}{12.7} v_j A_e$$

$$\text{Avec } \rho_0 = \frac{T_0}{r \cdot T_0} \text{ donc } \dot{m} = \frac{P_0}{r \cdot T_0} \frac{1}{12.7} v_j A_e = \frac{13 \cdot 10^5}{287 \times 3293} \times \frac{1}{12.7} 2054.85 \times$$

$$403.27 \cdot 10^{-4} = 8.975\text{Kg/s} = \dot{m}$$

Methode 2 : $\dot{m} = C_D \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} = 1 \cdot \left(\frac{2}{2.4}\right)^{\frac{2.4}{0.8}} \times 98 \times 10^{-4} \times$

$$13 \cdot 10^5 \sqrt{\frac{1.4}{287 \times 3293}} = 7\,372,68518 \times 1217.10 \times 10^{-6}$$

$$\dot{m} = 8.975\text{Kg/s}$$

La poussée : $F = \dot{m} \cdot V_j + A_e(P_e - P_a) =$

$$8.975 \times 2054.85 + 403.27 \cdot 10^{-4} (0.37 - 0.35) 10^5 \quad ; \quad F = 18525.25N$$

2- l'impulsion spécifique et la vitesse caractéristiques

$$I_s = \frac{V_j}{g} = \frac{2054.85}{9.81} = 209,46s$$

$$C^* = \frac{V_j}{C_f} = \frac{V_j \cdot A_c \cdot P_0}{F} = \frac{2054.85 \times 98.10^{-4} \times 13.10^5}{18525.25} = 1413.14m/s; \quad C^* = 1413.14m/s$$

(Vitesse caractéristique)

3- le rendement de propulsion : Avec $V_e = 1500m/s$

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_t} = \frac{P_u}{P_u + P_p} \text{ avec } \begin{cases} P_u = F \cdot V_e \\ P_p = \frac{\dot{m}}{2} (V_j - V_F)^2 \end{cases}$$

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_u + P_p} = \frac{18525.25 \times 1500}{18525.25 \times 1500 + \frac{8.975}{2} (2054.85 - 1500)^2} ; \quad \eta_p = 0.95$$

La poussée :

$$F = \dot{m} \cdot V_j + A_e (P_e - P_a) \quad \dots (A) \quad \dot{m} = \rho_c v_c A_c = \rho_c \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_c} \times A_c \rightarrow \rho_c = ?;$$

$$\frac{\rho_0}{\rho_c} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \text{ avec } \rho_0 = \frac{P_0}{r \cdot T_0} \quad \text{Calcul de } T_c \quad ; \quad \frac{T_0}{T_c} = \frac{\gamma+1}{2} = \frac{1.4+1}{2} = 1.2 \rightarrow T_c = \frac{T_0}{1.2} = \frac{3293}{1.2} = 2744,17K$$

$$\rho_0 = \frac{P_0}{r \cdot T_0} = \frac{13.10^5}{287 \times 3293} \rightarrow \rho_0 = 1.37Kg/s ; \quad \frac{\rho_0}{\rho_c} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \left(\frac{1.4+1}{2}\right)^{\frac{1}{0.4}} = (1.2)^{2.5} = 1.577 \rightarrow \rho_c = \frac{\rho_0}{1.577}$$

$$\rho_c = \frac{1.37}{1.577} = 0.87Kg/s ; \quad \dot{m} = \rho_c \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_c} \times A_c = 0.87 \sqrt{1.4 \times 287 \times 2744.17} \times 98.10^{-4} = 8.95Kg/s$$

$$\dot{m}_1 = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A_c \cdot P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{r \cdot T_0}} \quad \dots (2) \quad \dot{m}_1 =$$

$$\left(\frac{2}{1.4+1}\right)^{\frac{2.4}{0.8}} \cdot 98.10^{-4} \cdot 13.10^5 \sqrt{\frac{1.4}{287 \times 3293}} = 8.97Kg/s$$

$$V_j = \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} (T_0 - T_e)} ; V_j = \sqrt{\frac{2 \times 1.4 \times 287}{0.4} (3293 - 1191.41)} = 2054.77m/s$$

$$V_j = \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma-1} T_0 \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right)} = \sqrt{\frac{2 \times 1.4 \times 287}{0.4} 3293 \left(1 - \left(\frac{0,00035}{13}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right)}$$

$$V_j = 2572.1m/s$$

Conclusion-Générale

Conclusion-générale

Conclusion Générale :

La mécanique de propulsion, bien plus qu'une simple branche de l'ingénierie, est une discipline qui a marqué un tournant dans notre capacité à comprendre et à maîtriser les forces naturelles pour atteindre des performances élevées. La propulsion des avions, basée sur des principes physiques de base, a permis de repousser les limites de la vitesse, de la distance, et de la hauteur, ouvrant ainsi des horizons nouveaux pour le transport aérien et l'exploration spatiale.

Les moteurs à réaction et les turbines à gaz, en particulier, illustrent la manière dont des technologies peuvent évoluer pour répondre aux exigences croissantes de performance et d'efficacité. Le rendement énergétique, la réduction de l'empreinte carbone et la durabilité des matériaux de construction sont aujourd'hui des enjeux majeurs dans la conception des systèmes de propulsion. Grâce aux progrès en simulation numérique et en modélisation des matériaux, il est désormais possible de concevoir des moteurs plus efficaces et résistants, adaptés aux conditions extrêmes d'utilisation.

Dans un futur proche, l'intégration des énergies renouvelables et des matériaux composites de haute technologie dans les systèmes de propulsion représente une voie prometteuse pour répondre aux défis environnementaux et énergétiques. La propulsion électrique, les systèmes hybrides, et les concepts innovants de turboréacteurs pourraient transformer l'industrie aéronautique en la rendant plus verte et plus économique. En somme, la mécanique de propulsion continue d'évoluer, nourrie par les avancées scientifiques et les besoins sociétaux, assurant sa place centrale dans les futures générations de transport et d'exploration.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

1. Anderson, J. D. "Introduction to Flight." McGraw-Hill, 2015.
2. Babu, V. "Fundamentals of Propulsion." Springer, 2016.
3. Mattingly, J. D., et al. "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets." AIAA Education, 2006.
4. Hill, P., & Peterson, C. "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion." Pearson, 1992.
5. Sutton, G. P., & Biblarz, O. "Rocket Propulsion Elements." John Wiley & Sons, 2017.
6. Heiser, W. H., & Pratt, D. T. "Hypersonic Airbreathing Propulsion." AIAA Education, 1994.
7. Liepmann, H. W., & Roshko, A. "Elements of Gasdynamics." Dover Publications, 2002.
8. Cohen, H., et al. "Gas Turbine Theory." Pearson, 2018.
9. Rolls-Royce. "The Jet Engine." Rolls-Royce plc, 2015.
10. Saravanamuttoo, H. I. H., et al. "Gas Turbine Theory." Pearson, 2009.
11. Lambert, M. "Introduction à la propulsion aéronautique." Dunod, 2008.
12. Walter, J. "Technologie des moteurs d'avion." Editions Techniques, 2012.
13. Lecourt, A. "Moteurs et propulsion pour l'aéronautique." Presses Universitaires, 2019.
14. Dombrowski, N. "Principles of Jet Propulsion and Gas Turbines." Harper & Row, 1954.
15. Balje, O. E. "Turbomachines: A Guide to Design, Selection, and Theory." John Wiley & Sons, 1981.
16. Martine, P. "Les turbines à gaz modernes." Elsevier, 2014.
17. Vincent, J. "Aéronautique et propulsion." Editions Ellipses, 2018.
18. Kay, J. M., & Nedderman, R. M. "Fluid Mechanics and Transfer Processes." Cambridge University Press, 1985.
19. Jones, D. A. "Aerodynamics for Engineers." Pearson, 2015.

20. Young, A., & Oates, G. "Design of High-Performance Turbomachinery and Gas Turbines." AIAA, 2001.
21. Dr. HENNI MANSOUR Zoubir Cours de Thermopulsion II Polycopie 3ème Année Licence Option Propulsion

Annexes

Le programme correspondant au Canvas daté de 2021

Semestre : 3

Unité d'enseignement : UEF 2.1.2

Matière : Mécanique de propulsion

VHS :67h30 (Cours : 3h00, TD : 1h30)

Crédits : 6

Coefficient : 3

Objectifs de l'enseignement :

Le cours a essentiellement pour but de familiariser l'étudiant avec les éléments constructifs, le fonctionnement et le calcul énergétique des turbomachines thermiques propulsives (Turbine à gaz, turboréacteur, moteur fusée).

Connaissances préalables recommandées

Les notions de base de thermodynamique et de dynamique des gaz.

Contenu de la matière :

Chapitre 1 : Principe de propulsion.

1. Les avions.
2. Les principes.
 - 1.1. Principe de portance (Comment vole un avion ?)
 - 1.2. Principe de propulsion (Comment se déplace un avion ?)

Chapitre 2 : Principes et performances des moteurs à réaction.

1. La poussée.
2. Les formes d'énergies dans un moteur à réaction.
3. Les puissances.
4. Les Rendements.

Chapitre 3 : Turbine à gaz.

- 1.Éléments constructifs d'une turbine à gaz.
 - 2.Principe de fonctionnement.
- 3.Calcul énergétique d'une turbine à gaz.

Chapitre 4 : Moteur d'aviation (Turboréacteurs).

1. Principe de fonctionnement du turboréacteur.

2. Les éléments constructifs du turboréacteur.
3. Les différents types du turboréacteur.
4. Analyse et calcul d'un turboréacteur simple flux.

Chapitre 5 : Moteur fusée.

1. Poussée et principe de fonctionnement.
2. Lanceurs et Moteurs.
3. Les paramètres descriptifs d'un moteur.
4. Les relations fondamentales.

Mode d'évaluation:

Contrôle continu : 40% ; Examen : 60%.

Références bibliographiques:

1. Klaus Hünecke, Jet engines: fundamentals of theory, design, and operation, Zenith Imprint, 1997, 241 p.
2. Jean-Claude Thevenin, Le turboréacteur, moteur des avions à réaction, Association Aéronautique et Astronautique. France, 2004, 46 p.
3. Albin Bolcs. Turbomachines thermiques (volume 1 et 2), Lausanne 1993.
4. S.Candel. Mécanique des Fluides Tom 3 (Exercices), Dunod 1995.
5. George p. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, JOHN WILEY & SONS, 2001.