

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

BADJI MOKHTAR ANNABA-UNIVERSITY
UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA



FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIORAT
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

MEMOIRE

PRESENTE EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DE MASTER

INTITULE

**Etude thermodynamique et performances d'un réacteur d'avion
double corps-double flux**

DOMAINE : SCIENCES ET TECHNOLOGIE

FILIERE : GENIE MECANIQUE

SPECIALITE : ENERGETIQUE ET ENVIRONNEMENT

PRESENTE PAR : CHAALEL BAHA EDDINE

DIRECTEUR DU MEMOIRE : MERZOUG. B PR UNIVERSITE DE ANNABA

DEVANT LE JURY

PRESIDENT : MZAD. H PR UNIVERSITE DE ANNABA

EXAMINATEURS : MECHIGHEL. F MCB UNIVERSITE DE ANNABA

DJEMILI. A MCA UNIVERSITE DE ANNABA

Année: 2013/2014

Dédicace

*Je dédie ce modeste travail à mes très chers parents
qui m'ont apporté leur soutien durant mes années
d'études et qui ont confiance en moi pour réussir
dans mes études.*

*À mon frère Salah Eddine et ma sœur Nadjette
Chaima qui n'ont jamais cessé de m'encourager.
À tous mes amis et mes collègues et à tous ceux que
j'aime.*

CHAALEL Baha Eddine

Remerciement

Nous remercions DIEU le tout puissant qui nous a donné le courage et la volonté pour avoir accompli ce modeste travail.

Nous tenons à remercier nos enseignants pour le savoir qu'ils nous ont transmis, et particulièrement notre encadreur Pr. MERZOUG pour les conseils prodigués et précieux.

J'adresse également mes remerciements aux Mr. MZAD. H, Mr. MECHIGHEL. F et Mr. DJEMILI. A pour avoir accepté de nous honorer par leur présence parmi les jurys.

Nos remerciements vont aussi à tout ceux et celles qui ont participé de près ou de loin à l'élaboration du présent travail.

Enfin, merci à tout nos proches, famille et amis qui ont participé, à leurs manières, à la réalisation de ce mémoire.

Table des matières

Introduction

1. Introduction générale	1
2. Histoire des turboréacteurs	3
3. Principes de vol d'un avion	5

Chapitre I : Généralité sur la propulsion

I.1. Les principes de la propulsion par réaction	8
I.1.1. La réaction	8
I.1.2. La réaction par jet	9
I.2. Classification moteurs à Réaction (Propulseurs)	10
I.2.1 Définition.....	10
I.2.2 Différent type des propulseurs	10
I.2.2.1 Les moteurs fusés	10
I.2.2.2. Les statoréacteurs	11
I.2.2.3. Les pulsoréacteurs	12
I.2.2.4. Turbopropulseurs	12
I.2.2.5. Motopropulseurs	14
I.2.2.6. Les turboréacteurs	14
I.3. Information générale sur le turboréacteur double corps double flux.....	17
I.3.1. Description et fonctionnement.....	17
I.3.2. Cycle de fonctionnement.....	18

Chapitre II : Etude des différentes parties du turboréacteur

La section A : le diffuseur

II.A.1. Introduction	23
II.A.2. Définition	23
II.A.3. Etude thermodynamique	24
II.A.3.1. Les paramètres statiques à l'infini amont au plan (1)	24
II.A.3.2. Les paramètres totaux à l'infini amont au plan (1).....	25
II.A.3.3. Les paramètres totaux au plan (2).....	26
II.A.3.4. Les paramètres statiques au plan (2).....	27
II.A.4. Dimensionnement géométrique	28

II.A.4.1. Evaluation de la section d'entrée	29
II.A.4.2. Evaluation de la section de sortie	29
II.A.4.3. Calcul de la longueur du diffuseur	30
II.A.5. le rendement du diffuseur	30
II.A.6. Conclusion	31

La section B : la soufflante

II.B.1. Introduction	33
II.B.2. Constitution de la soufflante	33
II.B.3. Calcul des paramètres thermodynamiques	34
II.B.3.1. Les paramètres totaux	34
II.B.3.2. Les paramètres statiques	35
II.B.3.3 Augmentation de l'enthalpie réelle	36
II.B.4. Calcul des triangles des vitesses	36
II.B.4.1. Calcul des vitesses	36
II.B.5. Conclusion	40

La section C : le compresseur

II.C.1. Généralité	42
II.C.2. Aspect technologique	43
II.C.2.1. Le rotor du compresseur	43
II.C.2.2. Ensemble carter frontal	44
II.C.2.3. Ensemble carter postérieur	44
II.C.2.4. Le stator du compresseur	45
II.C.3. Le flux d'air	45
II.C.4. Principe de fonctionnement	46
II.C.5. Etude thermodynamique	46
II.C.5.1. Calcul des paramètres du compresseur BP	46
II.C.5.2. Calcul des paramètres du compresseur HP	50
II.C.6. Conclusion	54

La section D : le diffuseur amont de la chambre de combustion

II.D.1. Introduction	56
II.D.2. Détermination des paramètres statiques et totaux à la sortie de diffuseur	56
II.D.3. Dimensionnement du diffuseur amont	58

La section E : La chambre de combustion

II.E.1. Introduction	60
II.E.2. La chambre de combustion	60
II.E.2.1. Introduction	60
II.E.2.2. Principe de fonctionnement	61
II.E.2.3. Différents type de chambre	62
II.E.2.4. Calcul thermodynamique	65
II.E.3. Conclusion	71

La section F : La turbine

II.F.1. Introduction	73
II.F.2. Turbines axiales	73
II.F.3. Composition	74
II.F.3.1. Le stator ou distributeur	74
II.F.3.2. Le rotor	75
II.F.4. Etude thermodynamique	76
II.F.4.1. Calcul des paramètres de la turbine HP	76
II.F.4.2. Calcul des paramètres de la turbine BP	79
II.F.5. Triangle de vitesses	82
II.F.5.1. Détermination de la vitesse périphérique (U).....	83
II.F.5.2. Détermination des vitesses et des angles	83
II.F.6. Conclusion	84

La section G : La tuyère

II.G.1. Introduction	86
II.G.2. Etude thermodynamique	86
II.G.2.1. Théorème des gaz dynamique	86
II.G.2.2. Propriétés thermodynamique du gaz à la sortie de la tuyère	88
II.G.2.2.1. La tuyère primaire	88
II.G.2.2.2. La tuyère secondaire	90
II.G.3. Etude dimensionnelle	91
II.G.3.1. Tuyère primaire	92
II.G.3.2. Tuyère secondaire	92
II.G.4. Conclusion	92

La section H : L'inverseur de poussée

II.H.1. Introduction	94
II.H.2. Classification des inverseurs	94
II.H.2.1. Inverseur à obstacles	94
II.H.2.2. Inverseur à portes	95

La section I : Les performances

II.I.1. La poussée	98
II.I.1.1. Pour le flux primaire	98
II.I.1.2. Pour le flux secondaire	99
II.I.2. Puissance	99
II.I.2.1. La puissance calorifique	99
II.I.2.2. La puissance de propulsion	99
II.I.2.3. La puissance thermique	99
II.I.3. Les rendements	100
II.I.3.1. Le rendement thermique	100
II.I.3.2. Le rendement de propulsion	100
II.I.3.3. Le rendement global	101
II.I.4. La consommation spécifique	101

CHAPITRE III : MODELISATION DU TURBOREACTEUR DOUBLE CORPS

DOUBLE FLUX PAR UN PROGRAMME EN LANGAGE MATLAB

III.1. Application du programme Matlab	103
III.2. Le programme	104
III.3. Résultats et discussions	113
III.3.1. Caractéristiques énergétiques	113
III.3.2. Facteur influençant les performances	116

Conclusion et recommandations

NOMENCLATURE

Désignation	Description	Unités
C_p	Chaleur spécifique massique à pression constante	Kj/kgk
P	Pression statique	bar
P_t	Pression totale	bar
T	Température statique	K
T_t	Température totale	K
T_s	Température isentropique	K
Z	Altitude	m
ρ	Masse volumique	Kg/m ³
R	Constante molaire des gaz parfait	j/kg.k
r	Constante massique des gaz parfait	j/mol.k
M	Nombre de Mach	
a	Célérité du son	m/s
V	Vitesse d'avion	m/s
γ	Exposant adiabatique	
η_{eda}	Rendement d'entrée d'air	
S	Surface	m ²
\dot{m}	Débit d'air total	Kg/s
\dot{m}_p	Flux d'air primaire	Kg/s
\dot{m}_s	Flux d'air secondaire	Kg/s
d	Diamètre intérieur	m
D	Diamètre extérieur	m
η_{diff}	Rendement de diffuseur	
η_{souf}	Rendement de la soufflante	
β_{souf}	Taux de compression de la soufflante	
ΔH	Augmentation de l'enthalpie	Kj/Kg.K
N	Vitesse de rotation	Tr/min
U	Vitesse circonférentielle	m/s
C	Vitesse absolue	m/s
W	Vitesse relative	m/s
P_u	puissance	W

1. Introduction générale :

La thermodynamique est une science dont les développements sont importants et qui a des ramifications dans des domaines extrêmement variés.

L'étude de la propulsion concerne les véhicules volants comme les turboréacteurs, les statoréacteurs, les moteurs à fusée...etc.

Les méthodes combinées, pour produire une force de poussée, pour les véhicules volants sont basées sur le principe de la turbo propulsion, un fluide peut être le gaz utilisé par le moteur lui même (turbo jet), il peut être le fluide disponible dans le véhicule et porté par celui-ci durant le vol (fusée).

Le domaine de la thermodynamique et de la propulsion est très vaste, et très complexe car il est en évolution permanente d'autant plus qu'il fait appel à diverses technologies de pointe (mécanique, métallurgie, électronique,...).

Les propulseurs jouent un rôle très important dans l'évolution des aéronefs, à travers les différentes phases de vol, ce qui a poussé les constructeurs à s'intéresser de près au choix des moteurs .pour cela, les transporteurs de nos jours sont dotés en général de propulseurs double flux, ce type de moteur, est caractérisé par des rapports de compression et de vitesses de rotation élevés d'une part, et des rendements parfaits d'autre part.

Le choix du thème de ce projet sur l'étude thermodynamique du réacteur double corps-double flux a été difficile, vu que le manque d'informations sur la conception des réacteurs, parce que pratiquement tous les manuels des constructeurs disponibles sont destinés uniquement à la maintenance.

Notre étude représente dans son ensemble, une étude thermodynamique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur double corps double flux, avec une détermination des performances de ce réacteur tel que : la poussée, la consommation du carburant.

La méthode de calcul utilisée est une méthode analytique directe basée sur des lois fondamentales, reliant les différentes caractéristiques des écoulements qui traversent ce moteur.

Pour réaliser cette étude, nous avons subdivisé notre travail en trois chapitres qui sont :

- Le premier chapitre est consacré à des généralités sur la propulsion et les propulseurs.
- Puis un second chapitre où on va faire une étude thermodynamique des différentes stations du turboréacteur.
- Arrivant au troisième chapitre qui représente les différents résultats obtenus à l'aide d'un programme en langage MATLAB, les graphes et leurs interprétations sur les performances du réacteur étudié.
- Et enfin, on termine avec une conclusion générale.

2. Histoire des turboréacteurs :

Le turboréacteur est né en Europe dans les années qui ont précédé la 2^{ème} guerre mondiale. La liste des inventeurs de moteurs de ce type est plutôt longue et il est difficile de dire qui fut réellement le précurseur. En fait, la plupart des idées pour propulser des engins volants était dans l'air, depuis le milieu du XIX^{ème} siècle. Comme beaucoup de technologies qui font appel à de multiples disciplines, celle du turboréacteur d'aujourd'hui est le produit d'une longue succession d'inventions où chaque ingénieur et chaque technicien a apporté sa contribution, aussi modeste fut-elle.

Le principe consistant à créer un jet propulsif par compression puis chauffage de l'air a été breveté en 1908 par le français René Lorin. Dans ce cas, la compression était produite par un moteur à piston. En parallèle, a émergé le principe de la turbine à gaz qui transforme l'énergie des gaz de combustion en énergie de rotation (Suédois G. de Laval). L'association de ces 2 principes conduit dans les années 30, aux idées puis à la réalisation des premiers turbomoteurs. Ceux-ci entraînaient une hélice. Le turboréacteur n'était pas loin. En 1930, Maurice Roy décrit une « turbofusée » qui a tous les constituants de base du turboréacteur.

Les premiers turboréacteurs furent fabriqués un peu plus tard, lorsque les matériaux et les technologies le permirent. Ils apparurent presque simultanément, à partir de 1937, en Grande Bretagne (Frank Whittle), en Allemagne (Pabst von Ohain, Heinkel) et en France (Sensaud de Lavaud, René Anxionnaz, Rateau,).

D'abord d'usage militaire, les turboréacteurs furent rapidement utilisés pour la propulsion des avions civils. Le premier avion de transport civil à réaction à voler fut le Comet de De Havilland avec 4 moteurs DH Ghost (GB). Le 1^{er} vol commercial eut lieu entre Londres et Johannesburg, en mai 1952. Malgré les accidents qui frappèrent cet avion, accidents qui n'étaient pas dus aux moteurs, l'épopée des avions à réaction qui venait de commencer allait se poursuivre brillamment.

A partir des années soixante, le moteur à explosion et à hélice fut progressivement remplacé par ce nouveau moyen de propulsion qui a multiplié par plus de deux les vitesses de croisière, tout en permettant aux avions long-courriers d'aller de Paris à New York en vol direct, sans escale. Ce fut l'époque des premiers Boeing 707 et DC8 (à partir de 1958) équipés de JT3C, bruyants et gourmands en carburant, ou de JT3D un peu plus performants, de la Caravelle de Sud Aviation (à partir de 1959) avec moteurs RR Avon puis JT8D. A partir de 1970,

entrèrent en service les avions propulsés par des moteurs à double flux et à grand taux de dilution, comme les Boeing 747 équipés de JT9D de Pratt&Whitney, qui marquèrent une avancée importante et décisive dans l'épopée de l'aviation civile à réaction.

Du côté militaire, les progrès furent sensationnels. Les enjeux étaient la vitesse maximale (c'est à qui dépasserait le premier la vitesse du son ou ses premiers multiples, en piqué, puis en vol horizontal ou en montée), l'altitude maximale, la capacité d'emport, la discrétion, l'accélération...et la maniabilité. Qui ne se souvient pas des figures dites du cobra exécutées par les avions Russes, MIG 29 et SUKHOI 27 aux salons du Bourget dans les années 90 !

Pour ne pas disparaître, les entreprises qui étudiaient et fabriquaient des moteurs à pistons avant la 2^{ème} guerre mondiale ont du se reconvertir rapidement à ce nouveau type de moteur qu'était le turboréacteur. Les autres ont périclité. Le développement extraordinaire de l'aviation à réaction commerciale a conduit à une forte expansion de cette industrie, mais aussi à une sélection impitoyable. Elle a donné lieu à de nombreux regroupements industriels. En France, par exemple, la société Gnôme et Rhone qui avait absorbé les Moteurs d'Aviation Lorraine, donna naissance à la Snecma en 1945. D'autres sociétés renommées telles que :

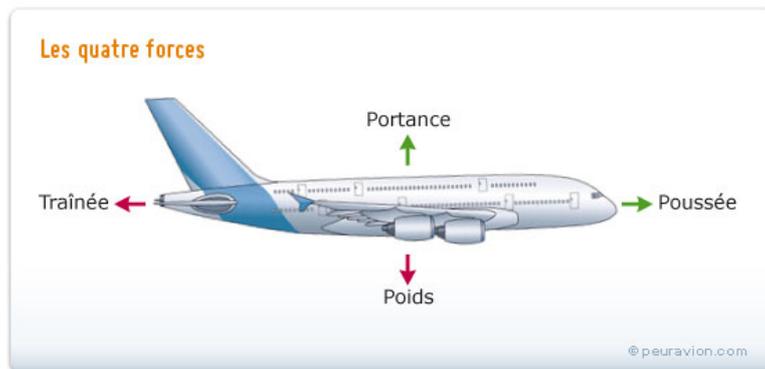
Hispano-Suiza, TURBOMECA (1938) et MICROTURBO (1961) rejoignirent le Groupe Snecma un plus tard.

Entre les grands industriels restants, pour les principaux avionneurs : Boeing, Airbus... et les principaux motoristes : General Electric, Pratt&Withney, Rolls Royce, Snecma SA... la compétition est certes sévère, mais les coopérations croisées sont aussi très actives. Dans ces coopérations, la France et la Grande Bretagne, avec Concorde et ses moteurs Olympus 593, puis l'Europe, avec AIRBUS, la France et les USA avec les moteurs CFM 56 de CFMI (50% Snecma-50% GE) et bien d'autres encore sont exemplaires.

Pour ceux qui veulent en savoir plus sur l'histoire du turboréacteur en France, je recommande l'ouvrage de A.Bodemer et R.Laugier « L'ATAR et tous les autres moteurs à réaction Français », Edition L.D.REBER, 1996. Je recommande aussi la visite du musée des moteurs de Snecma, à Villaroche, près de Melun (Conservateur : Jacques Hauvette de Snecma Moteurs).

3. Principes de vol d'un avion :

Pour mieux comprendre l'enjeu des différentes améliorations techniques, étudions les forces s'exerçant sur l'avion. Lorsqu'un avion vole, quatre forces principales s'exercent sur son centre de poussée : le poids, la poussée, la portance et la traînée. Ces quatre forces peuvent être représentées par des vecteurs. Dans un référentiel terrestre considéré Galiléen, d'après la Première loi de Newton, la somme vectorielle de ces quatre forces est nulle si le vecteur vitesse de l'avion ne varie pas, c'est à dire, si l'avion suit une trajectoire rectiligne sans variation d'altitude et adopte une vitesse constante.



-Fig.1 Schéma des forces agissant sur un avion-

3.1. La traînée :

Pour qu'un avion avance, il faut bien évidemment une force motrice ou traction qui s'oppose au frottement de l'air, cette force résistante étant appelé traînée.

La traînée s'exprime de la façon suivante :

$$R_x = \frac{1}{2} * \rho * C_x * V^2 * S$$

Où :

ρ la masse volumique du fluide dans lequel se trouve l'avion (ici en l'occurrence l'air) en g/m^3 .

C_x correspond au coefficient de traînée.

S sa surface exposée au frottement en m^2

V sa vitesse en m/s .

3.2. La portance :

Dans le plan vertical, un avion a bien évidemment un poids qui, si l'on veut s'élever, doit être compensé par une force agissant vers le haut appelée portance, qui est assurée par les ailes.

La portance, quant à elle, peut être calculée via la formule :

$$R_Z = \frac{1}{2} * \rho * C_Z * V^2 * A$$

Où :

A : est la surface de l'aile en m².

C_Z : le coefficient de portance de l'aile.

On peut immédiatement remarquer une similitude avec la traînée, ces 2 forces ayant toutes les deux trait à la mécanique des fluides.

3.3. Le poids :

Le **poids P** résulte de la gravitation universelle. Il est représenté par un vecteur s'appliquant au centre d'inertie de l'avion, dirigé vers le centre de la terre selon la verticale du lieu et dont la valeur varie en fonction de la masse de l'avion : P=m.g.

Avec :

P : le poids en Newton.

m : la masse en kg.

g : la constante de gravité universelle = 9,81 m/s².

3.4. La poussée :

La propulsion (traction) est assurée par les réacteurs (principe d'action-réaction), un flux d'air chaud est éjecté vers l'arrière de l'avion, provoquant ainsi une poussée vers l'avant.

Chapitre I:
Généralités sur la propulsion
et les propulseurs

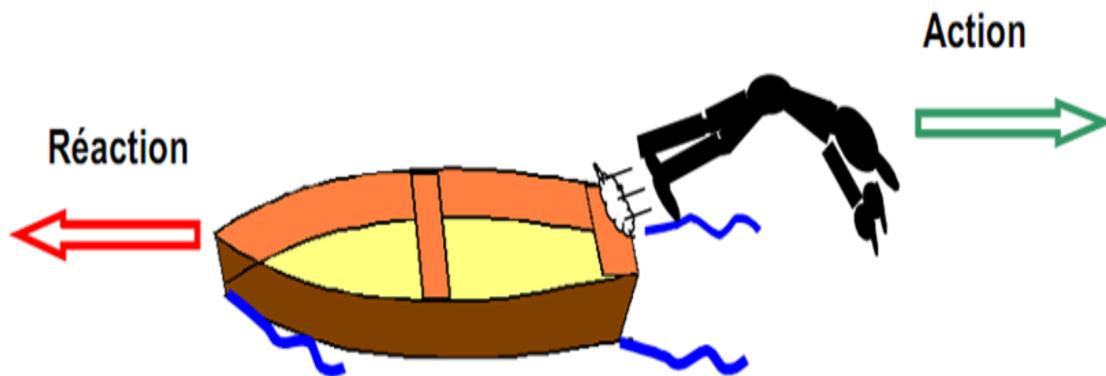
I.1. Les principes de la propulsion par réaction :

La propulsion des avions "à réaction" s'appuie, principalement, sur trois branches :

1. La mécanique : avec le principe de "l'action et de la réaction".
2. L'aérodynamique : avec les "jets propulsifs".
3. La thermodynamique.

I.1.1. La réaction:

Elle est la conséquence d'une action. Par exemple, imaginez que vous êtes dans une barque sur l'eau d'un étang. Lorsque vous tirez sur les rames, vous exercez une « action » qui propulse la barque par « réaction ». Si vous plongez hors de la barque ou si vous sautez sur la berge, la barque va de se déplacer en sens contraire, par la réaction qui résulte de l'action que vous avez exercée en vous éjectant du bateau.



-Fig. (I.1). 1^{er} exemple d'action et de réaction-

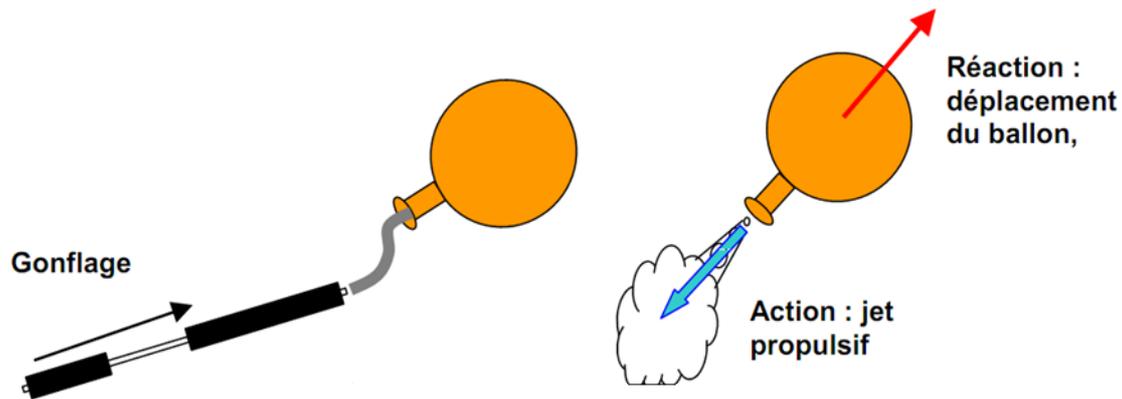
Il est à noter que cette action est quasi instantanée et qu'il en est de même pour la réaction. La barque subit une impulsion et sera freinée par le frottement de l'eau au bout de quelques secondes. On notera aussi qu'il existe un autre couple action-réaction, permanent celui-là, qui équilibre le poids de la barque par la poussée d'Archimède, l'empêchant ainsi de couler.

Le principe de l'action et de la réaction régit ainsi de nombreux phénomènes d'équilibre statique et de locomotion, dont la marche à pied, le déplacement en bicyclette, le déplacement en automobile ... et, bien sûr, celui en avion.

L'action et la réaction qui en résulte correspondent à des forces égales et de sens opposés.

I.1.2. La réaction par jet :

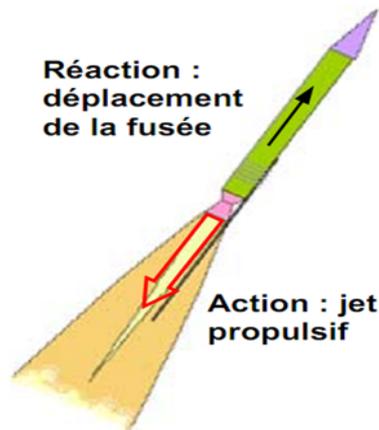
Si vous gonflez un ballon baudruche puis si vous le lâchez en laissant s'échapper l'air qu'il contient, le ballon va se déplacer dans l'espace jusqu'à ce que la réserve d'air sous pression se soit épuisée. L'air qui s'échappe de l'embouchure du ballon (à une vitesse V_j) crée une action; le ballon se déplace (à une vitesse V_b) par réaction.



-Fig. (I.2). 2^{ème} exemple d'action et de réaction-

Les fusées des feux d'artifice sont propulsées grâce à l'éjection des gaz sous pression qui résultent de la réaction chimique interne d'un mélange solide de « carburant » et de « comburant ». Les gaz qui s'échappent de la fusée (à une vitesse V_j) créent une action; la fusée se déplace (à une vitesse V_b) par réaction.

Les fusées modernes qui envoient des véhicules dans l'espace et qui mettent des satellites en orbite, par exemple ARIANE 4 ou 5, se propulsent de façon similaire. Les gaz du jet propulsif sont produits en général par la réaction chimique (ou combustion) de mélanges carburant-comburant très énergétiques, liquides ou solides. Ces carburants et comburants sont nommés « propergols ».



-Fig. (I.3). 3^{ème} exemple d'action et de réaction-

I.2. Classification des moteurs à Réaction (Propulseurs) :

I.2.1 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.

I.2.2 Différents types des propulseurs:

On peut distinguer deux catégories de propulseurs:

Les propulseurs qui emmènent leur carburant (hydrogène liquide ou kérosène etc....) et leur propre comburant (oxygène liquide ou autre).

- ❖ les moteurs de fusée.

I.2.2.1 Les moteurs fusés

Ils emportent en général avec eux une certaine quantité de mélange de propergols solides, liquides ou gazeux. Ils éjectent des gaz qui tirent leur énergie, donc leur vitesse, de la combustion interne de ces propergols ; par exemple, avec de l'hydrogène (carburant) et de l'oxygène (comburant) c'est de l'eau (vaporisée) qui est éjectée.



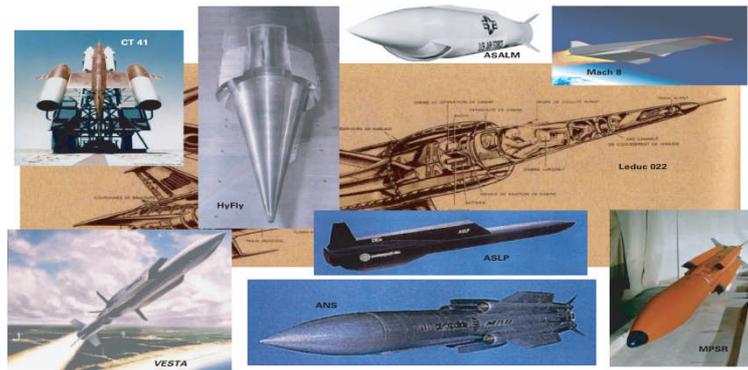
-Fig. (I.4). Moteur J-2-

Et les propulseurs qui emmènent leur carburant (kérosène ou autre) mais utilisent l'air ambiant comme comburant:

- ❖ Les statoréacteurs.
- ❖ Les pulsoréacteurs.
- ❖ Les turbopropulseurs.
- ❖ Les motopropulseurs
- ❖ Les turboréacteurs.

I.2.2.2. Les statoréacteurs

Sont basés sur le même principe de fonctionnement que les turboréacteurs, avec les 3 phases « compression-combustion-détente » mais avec une différence fondamentale : ils ne comportent pas de pièces mobiles. Il n'y a donc pas de compresseur ni de turbine. La compression est assurée par la seule manche d'entrée, à condition que le statoréacteur soit en mouvement. Un statoréacteur se présente comme un gros tuyau occupé en son centre par la chambre de combustion.



-Fig. (I.5). Différentes configurations de véhicules à statoréacteurs-

I.2.2.3. Les pulsoréacteurs

Évitent cet inconvénient de ne pouvoir démarrer seul, en alternant une phase d'admission, une phase de combustion et une phase d'éjection. Cette alternance est en général animée par des volets mobiles ouvrant puis fermant l'arrivée d'air. On peut aussi utiliser le principe de la résonance acoustique dans le tuyau (qui constitue l'essentiel de la structure du pulsoréacteur), comme c'était le cas de l'Escopette de Snecma, il y a près de cinquante ans.

Ces propulseurs ne sont pratiquement pas utilisés sauf sur certains engins. Ils présentent l'inconvénient majeur d'être très bruyants (en plus d'être gourmands).



-Fig. (I.6). Pulsoréacteur Argus AR 019-014-

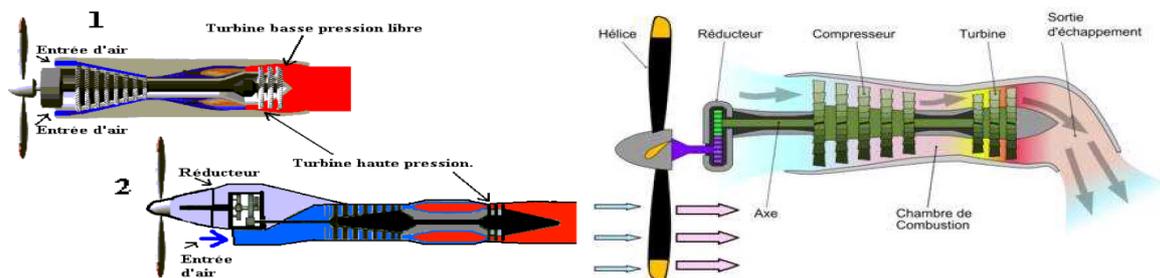
I.2.2.4. Turbopropulseurs :

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.



-Fig. (I.7). Schéma d'un turbopropulseur-



-Fig. (I.8). L'Europrop International TP400-D6-

I.2.2.5. 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).

I.2.2.6. Les turboréacteurs :

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

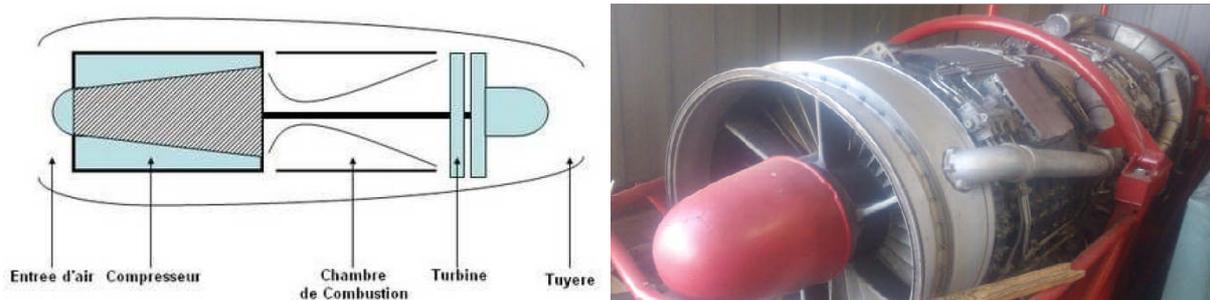
Ils sont généralement rassemblés sous l'appellation générale de Groupe Turbo Réacteur (GTR). On les classe suivant leur apparition.

I.2.2.6.1. Turboréacteurs simple flux, sec, mono corps:

Un Turbo est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval.

Un Turbo est sec s'il n'est pas équipé de la post combustion.

Un Turbo est mono corps si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps où l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles.



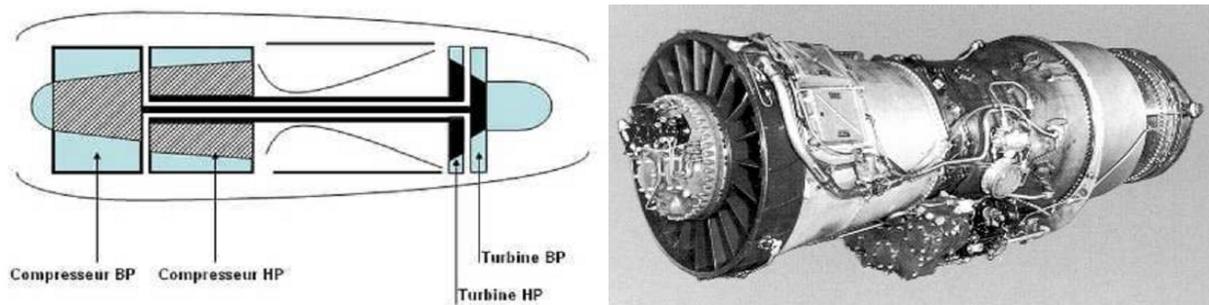
-Fig. (I.9). Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps exemple: Avon RA29 de Rolls Royce-

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.

I.2.2.6.2. Turboréacteurs simple flux, sec, double corps:

L'ensemble turbine HP, compresseur HP constitue l'attelage haute pression.

L'ensemble turbine BP, compresseur BP constitue l'attelage basse pression. Les deux attelages ont leur arbre de liaison concentrique et tournent à des vitesses de rotation différentes.



-Fig. (I.10). Schéma d'un turboréacteur simple flux, sec, double corps exemple: JT4A-11 de PRATT & WHITNEY-

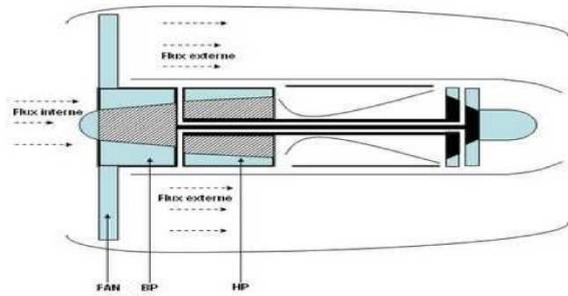
Equipant les premiers Boeing 707, il développait une poussée au décollage de 74752 Newtons.

I.2.2.6.3. 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.

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 qui est entraîné par les turbines basse pression.

Certains constructeurs appellent les moteurs double flux : turbo fan.

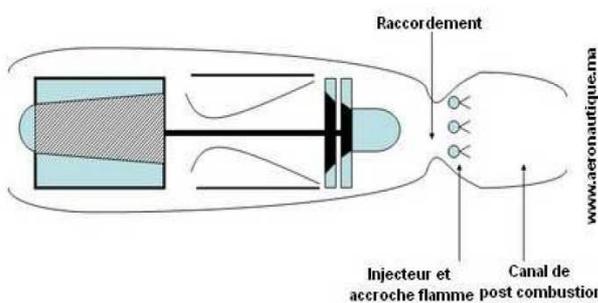


-Fig. (I.11). Schéma d'un turboréacteur double flux (turbofan), double corps, sec Soufflante avant exemple : CF6-50 General Electric-

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.

I.2.2.6.4. Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC:

Cette conception est utilisée surtout sur les moteurs militaires, elle permet d'obtenir des poussées élevées au détriment du potentiel des mobiles tournants.



-Fig. (I.12). Schéma d'un turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC exemple: AT 9D-

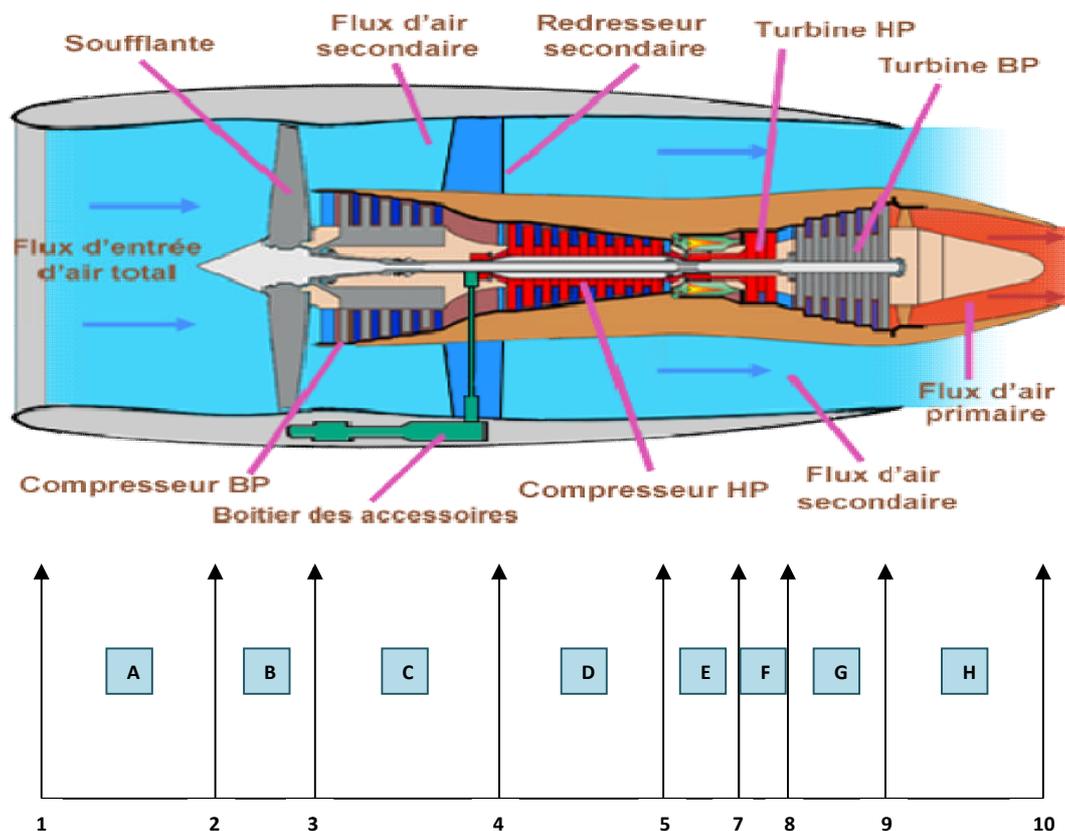
Equipant les avions MIRAGE, d'une poussée de 58860 Newtons à 8400 tr/min avec la post combustion.

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.

I.3. Information générale sur le turboréacteur double corps double flux :

I.3.1. Description et fonctionnement :

Le turboréacteur double flux c'est un turboréacteur dans lequel on admet plus d'air que nécessaire pour le générateur de gaz, le débit (ou le flux) supplémentaire s'écoule en dérivation autour du générateur. Alors que notre turboréacteur est composé de plusieurs éléments principaux. De l'avant vers l'arrière comme il est représenté en dessous, ce sont : le diffuseur, la soufflante, le compresseur BP, le compresseur HP, la chambre de combustion, les deux turbines HP et BP, et enfin la tuyère. Lorsque l'air traverse ces divers éléments, sa pression, sa température et sa vitesse varient. Ces variations produisent les forces dont la résultante est la force de propulsion de l'avion.



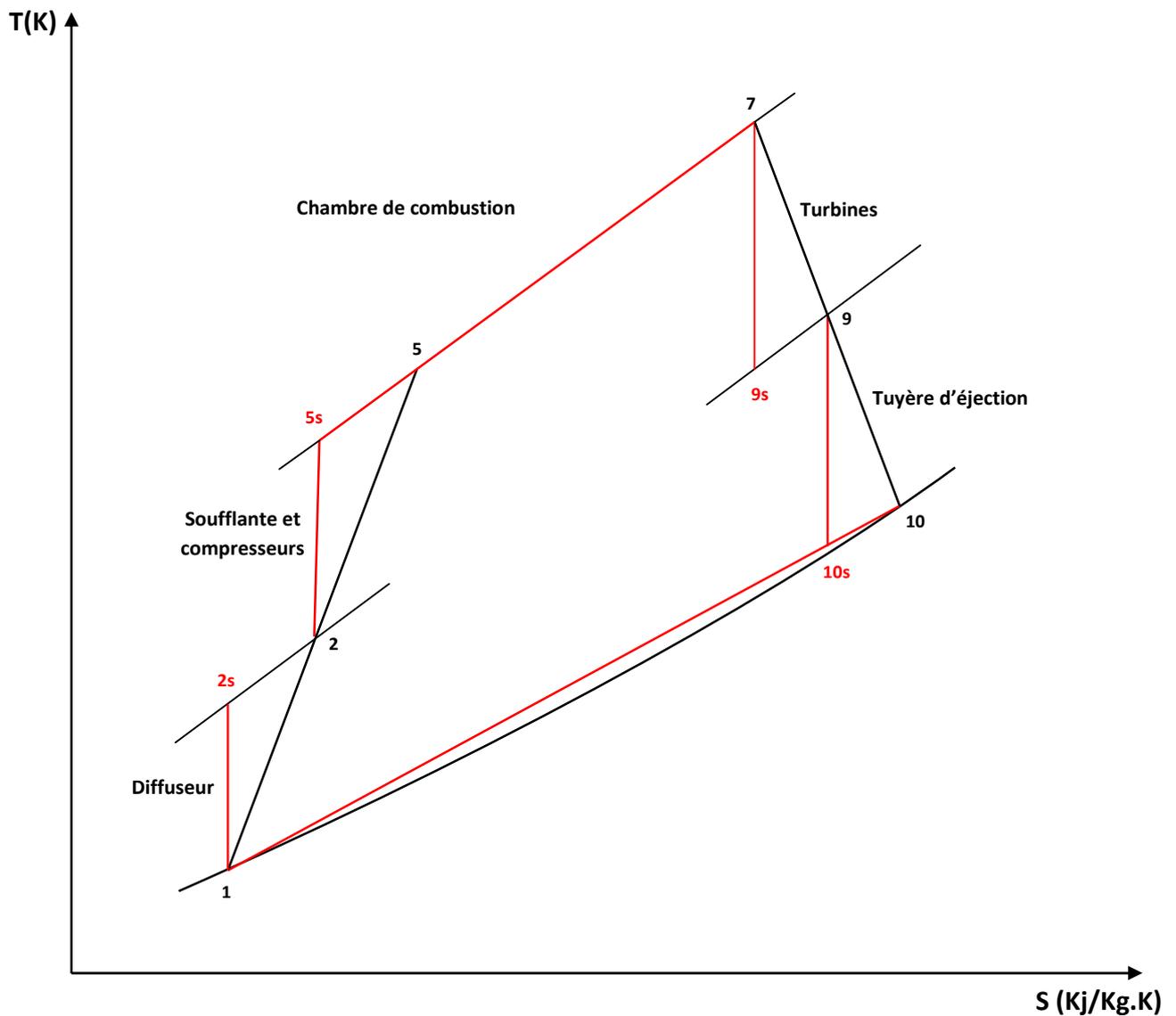
-Fig. (I.13). Schéma explicatif du turboréacteur double flux-

- | | |
|--------------------|---------------------------|
| A : Diffuseur | E : Chambre de combustion |
| B : soufflante | F : Turbine HP |
| C : Compresseur BP | G : Turbine BP |
| D : Compresseur HP | H : Tuyère d'éjection |

I.3.2. Cycle de fonctionnement :

Nous dirons d'une façon générale, des cycles thermodynamiques, tous les processus énergétiques qui mettent en œuvre, plusieurs formes d'énergies (thermique, mécanique, électrique, chimique. etc.) et les convertissent les unes dans les autres, tout en échangeant une partie avec l'environnement.

Le cycle thermodynamique d'un turboréacteur est similaire au cycle de Brayton. Comme il est représenté dans la fig. (I.14) en diagramme T-S.



-Fig. (I.14). Cycle thermodynamique d'un turboréacteur-

___ Idéal

Réel___

L'air est capté par le diffuseur au plan de l'entre d'air, qui représente les conditions de l'air atmosphérique du sol, ou les conditions de l'air au vol, ces conditions sont classées selon des valeurs de pression, température.

L'air passe du diffuseur aux compresseurs par l'intermédiaire de la soufflante qui a un faible taux de compression. L'air est comprimé à l'intérieur du compresseur et sort dans les conditions indiquées au point (5) Pendant la transformation de (2) à (5), aucune chaleur n'est transférée à l'air mais la température de l'air augmente, en raison de la compression polytropique jusqu'à une valeur qui change en fonction du modèle du turboréacteur et de la température à l'entrée.

Après avoir traversé les compresseurs, l'air entre dans la section de combustion, idéalement dans les mêmes conditions de pression et de température qu'au point (5) (excepté les pertes subies sur le chemin entre le refoulement du compresseur et l'admission à la chambre de combustion.

Le combustible est injecté dans la chambre de combustion par l'intermédiaire d'un brûleur, et la combustion a lieu à une pression idéalement constante.

La transformation suivante, entre les points (7) et (9), représente l'expansion des gaz à travers la section des deux turbines, qui, comme mentionné auparavant, convertit l'énergie thermique et la pression, en énergie cinétique pour générer la poussée et, au moyen de la rotation de l'arbre en travail utilisé pour la compression et l'entraînement des accessoires (pompes, autres dispositifs...).

En aval de la section (9), des gaz sont évacués dans l'atmosphère par l'intermédiaire de la tuyère primaire et secondaire, et celle-là représente le grand intérêt pratique du turboréacteur.

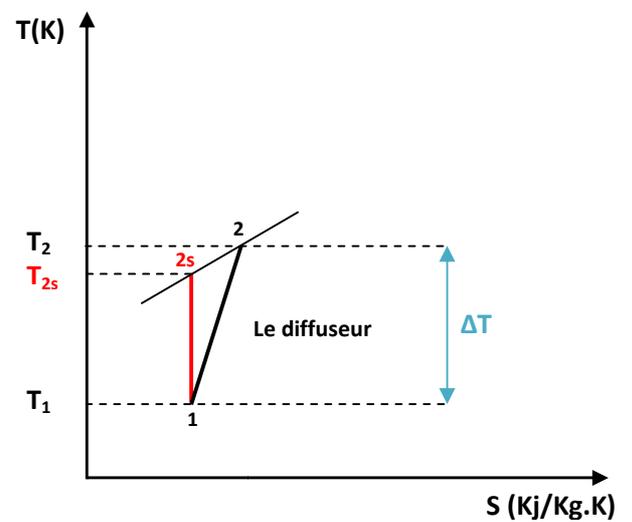
Chapitre II:
Etude des différentes
parties du turboréacteur

Objectif générale à travers cette étude

Le but de ce modeste travail étant double, satisfaire le désir de savoir suscité par le domaine attractif de l'aviation et se familiariser avec les calculs entrants dans la conception d'un turboréacteur double corps-double flux qui constitue une très bonne concrétisation des cours propulsion, de conversion d'énergie et de mécanique des fluides entre autres . Ceci sera réalisé en considérant les différents éléments du turboréacteur tels que : diffuseur, soufflante, compresseur, chambre de combustion, turbine et tuyère.

LA SECTION A

LE DIFFUSEUR



II.A.1. Introduction :

Dans plusieurs applications comme le transport subsonique ou chasseurs supersoniques, l'entrée d'air est de primordialement porter de l'intérêt à la canalisation et au flux d'air de manière à assurer un bon fonctionnement du turboréacteur.

En ce qui concerne l'encombrement, ainsi que la vitesse d'avion, il existe plusieurs formes d'admission. Cependant l'entrée d'air doit fournir la quantité d'air appropriée et requise pour la normalité de la marche. En outre, l'assurance de l'uniformité, la stabilité du passage du flux d'air de la section de l'admission au compresseur avec une bonne qualité. Ces conditions doivent rencontrer au vol comme au sol "démarrage du moteur et décollage d'avion c'est-à-dire une demande de maximum de poussée.

II.A.2. Définition :

Appelée également manche à air son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant la soufflante (FAN) ou le premier compresseur soit régulier. Ces entrées d'air axiales sont dégivrées par de l'air chaud provenant généralement du compresseur haute pression.

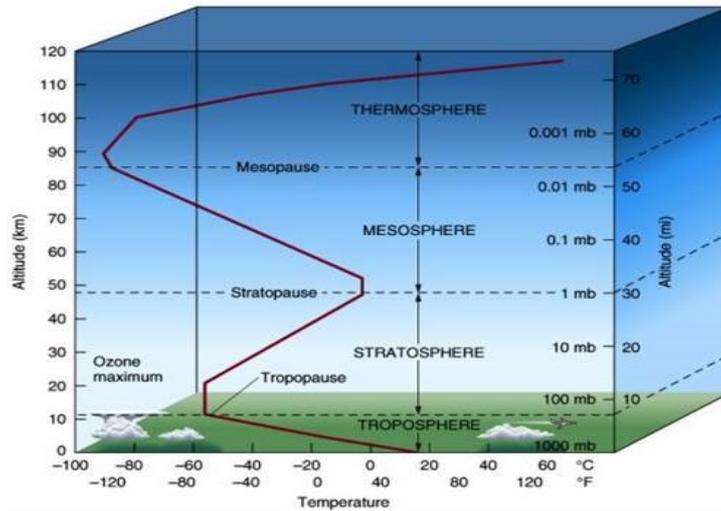


-Fig. (II.A.1) l'entrée d'air-

II.A.3. Etude thermodynamique :

II.A.3.1. Les paramètres statiques à l'infini amont au plan (1) :

Nous supposons ici que l'avion vole à une altitude de 11 Km, ce qui signifie que ce dernier vole dans la zone troposphère.



-Fig. (II.A.2) les différentes couches de l'atmosphère-

Dans ce qui suit l'air est considéré comme un gaz parfait

Les propriétés de l'air à la pression atmosphérique au niveau de la mer :

P_0 (Pa)	T_0 (K)	ρ_0 (kg/m ³)	g (m/s ²)
$1,013 \times 10^5$	288,2	1,225	9,81

-Tab. (II.A.1)-

• **La pression :**

Le rapport entre la pression statique à la troposphère et celle au niveau de la mer est donné par la relation suivante :

$$\frac{P_1}{P_0} = \left[1 - \left(\frac{0,0065 \times Z}{T_0} \right) \right]^{0,0065 \times r} \tag{II.A.1}$$

$$P_1 = 1,013 \times 10^5 \times \left[1 - \left(\frac{0,0065 \times 11000}{288,2} \right) \right]^{0,0065 \times 287} \Rightarrow P_1 = 22615,44 Pa$$

- **La température :**

La corrélation de la température en fonction de l'altitude :

$$T_1 = T_0 - (0,0065 \times Z) = 288,2 - (0,0065 \times 11000) \quad (\text{II.A.2})$$

$$\Rightarrow T_1 = 216,7K = -56,45^\circ C$$

- **La masse volumique :**

A l'aide de l'équation d'état des gaz parfait :

$$\rho_1 = \frac{P_1}{T_1 \times r} = \frac{22615,44}{216,7 \times 287} \quad (\text{II.A.3})$$

On trouve : $\rho_1 = 0,36Kg / m^3$

II.A.3.2. Les paramètres totaux à l'infini amont au plan (1) :

Tous les paramètres totaux s'expriment en fonction du nombre de Mach à l'infini amont.

L'avion vole à une vitesse de 890 km/h, ce qui permet de déduire le nombre de Mach :

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1}$$

D'où : $a_1 = \sqrt{1,4 \times 216,7 \times 287} = 295,08m / s$

$$\Rightarrow M_1 = \frac{247,22}{295,08} = 0,84$$

- **La pression :**

En utilisant l'équation de Saint-Venant

$$\frac{P_{t1}}{P_1} = \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.A.4})$$

$$\Rightarrow P_{t1} = P_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 22615,44 \times \left[1 + \left(\frac{1,4 - 1}{2} \right) (0,84)^2 \right]^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}$$

On trouve : $P_{t1} = 35816,94 \text{ Pa}$

- **La température :**

En utilisant l'équation de Saint-Venant

$$\frac{T_{t1}}{T_1} = 1 + \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right] \tag{II.A.5}$$

$$\Rightarrow T_{t1} = T_1 \left[1 + \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right] \right] = 216,7 \times \left[1 + \left[\left(\frac{1,4 - 1}{2} \right) (0,84)^2 \right] \right]$$

On trouve : $T_{t1} = 247,12 \text{ k} = -26,03^\circ \text{C}$

II.A.3.3. Les paramètres totaux au plan (2) :

- **La pression :**

En réalité, des pertes sont toujours présentes ; elles diminuent la pression totale idéale.

On définit l'efficacité de l'entrée d'air, ou appelée rendement de manche ou d'admission.

$$\beta_{diff} = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} = 0,983$$

$$\Rightarrow P_{t2} = 0,983 \times 35897,54 = 35208,05 \text{ Pa}$$

- **La température :**

On suppose que le diffuseur est isentropique :

$$T_{t2} = T_{t1} = 247,12 \text{ k} = -26,03^\circ \text{C}$$

II.A.3.4. Les paramètres statiques au plan (2) :

- **La pression :**

On utilise les équations de Saint-Venant

Pour un réacteur subsonique le nombre de Mach à la sortie de diffuseur $0,6 < M_2 < 0,7$:

On prend $M_2 = 0,64$

$$\frac{P_{t2}}{P_2} = \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II.A.6})$$

En divisant (4)/(6) :

$$\frac{P_{t1}}{P_{t2}} \times \frac{P_2}{P_1} = \frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_2^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_2 = P_1 \times \beta_{diff} \times \left[\frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_2^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \right] \quad (\text{II.A.7})$$

On obtient : $P_2 = 26727,54 \text{ Pa}$

- **La température :**

$$\frac{T_{t2}}{T_2} = 1 + \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_2^2 \right]$$

$$\Rightarrow T_2 = \frac{T_{t2}}{\left[1 + \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_2^2 \right] \right]} \quad (\text{II.A.8})$$

On aura : $T_2 = 228,41 \text{ K} = -44,74^\circ \text{C}$

- **La masse volumique :**

En utilisant l'équation d'état des gaz parfait :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{T_2 \times r}$$

On obtient : $\rho_2 = 0,41 \text{ kg} / \text{m}^3$

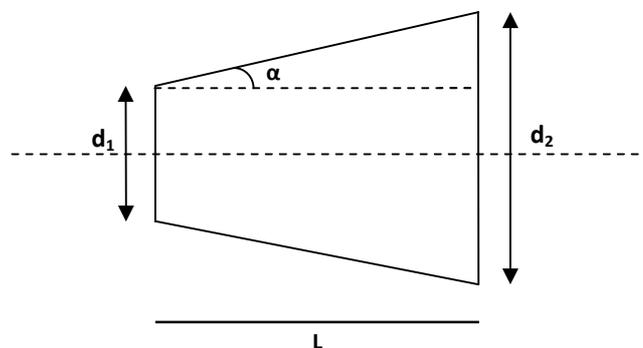
Tableau récapitulatif :

	Diffuseur			
	Plan(1)		Plan(2)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	Statiques	totales
La pression (Pa)	22615,44	35816,94	26727,54	35208,05
La température (K)	216,7	247,12	228,41	247,12
" (°C)	-56,45	-26,03	-44,74	-26,03
La masse volumique (Kg/m³)	0,36		0,41	
Le nombre de Mach	0,84		0,64	

-Tab. (II.A.2)-

II.A.4. Dimensionnement géométrique :

Le dimensionnement géométrique du diffuseur consiste par la détermination du diamètre et la longueur des deux plans à partir de l'angle de conicité α , les constructeurs situent cet angle aux alentours de 5° à 8° . Pour ce diffuseur on suppose que $\alpha = 6^\circ$.



-Fig. (II.A.3) dimensionnement d'un diffuseur-

II.A.4.1. Evaluation de la section d'entrée :

D'après l'équation de la conservation de la masse :

$$\rho \times V \times S = cte$$

$$\Rightarrow \rho_1 \times V_1 \times S_1 = \rho_2 \times V_2 \times S_2 = \dot{m} \quad (\text{II.A.9})$$

$$\Rightarrow S_1 = \frac{\dot{m}}{\rho_1 \times V_1} \quad (\text{II.A.10})$$

Et pour le nombre de Mach :

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1} = \frac{V_1}{\sqrt{\gamma \times r \times T_1}}$$

$$V_1 = M_1 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_1} \quad (\text{II.A.11})$$

En remplaçant (11) dans (10) on trouve :

$$S_1 = \frac{\dot{m}}{\rho_1 \times M_1 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_1}} \Rightarrow S_1 = \frac{143}{0,364 \times 0,84 \times \sqrt{1,4 \times 287 \times 216,7}}$$

$$S_1 = 1,59m^2$$

Et pour le diamètre :

$$S_1 = \frac{\pi d^2}{4} \Rightarrow d_1 = \sqrt{\frac{4S_1}{\pi}} \quad (\text{II.A.12})$$

$$\text{On trouve : } d_1 = 1,42m$$

II.A.4.2. Evaluation de la section de sortie :

On a la relation de Maxwell pour un diffuseur isentropique :

$$\frac{P}{\rho^\gamma} = cte \quad (\text{II.A.13})$$

Avec la combinaison de (9) et (13) on obtient :

$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{\rho_2}{\rho_1} \times \frac{V_2}{V_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \times \frac{V_2}{V_1} \quad (\text{II.A.14})$$

En remplaçant les paramètres de (14) par leurs valeurs, on obtient :

$$S_2 = 1,81m^2$$

Et le diamètre de sortie :

$$d_2 = \sqrt{\frac{4S_2}{\pi}} \quad d_2 = 1,52m$$

II.A.4.3. Calcul de la longueur du diffuseur :

A l'aide de la figure (2) on peut déterminer la longueur par la relation suivante :

$$L = \frac{(D - d)}{2 \times \text{tg} \alpha} \quad (\text{II.A.15})$$

Sachant que : $\alpha = 6^\circ$

$$\Rightarrow L = 0,45m$$

Les résultats sont présentés dans le tableau ci-dessous :

Dimensionnement	Entrée	Sortie
Section (m²)	1,59	1,81
Diamètre (m)	1,42	1,52
Longueur (m)	0,45	

-Tab. (II.A.3)-

II.A.5. le rendement du diffuseur:

Par définition le rendement du diffuseur est donné par la formule suivante :

$$\eta_{diff} = \frac{h_{12is} - h_1}{h_{12} - h_1} \quad (\text{II.A.16})$$

Sachant que :

a) $h = C_p T$

b) $\frac{T_{t2is}}{T_1} = \left(\frac{P_{t2}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

c) $\frac{T_{t1}}{T_1} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_1^2$

Le rendement devient :

$$\eta_{diff} = \frac{\left(\frac{P_{t2}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_1^2}$$

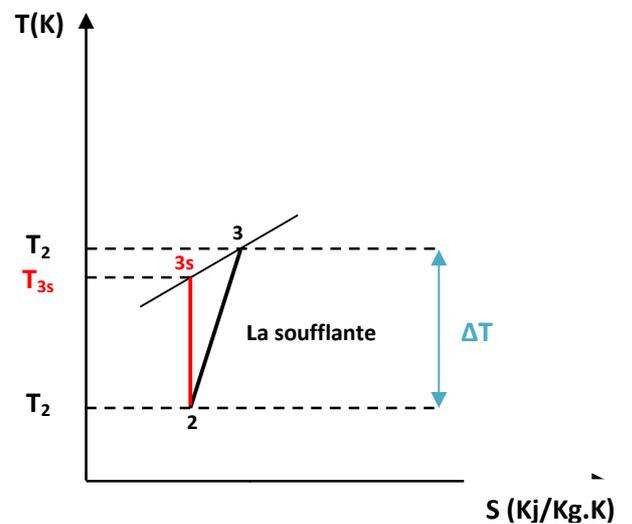
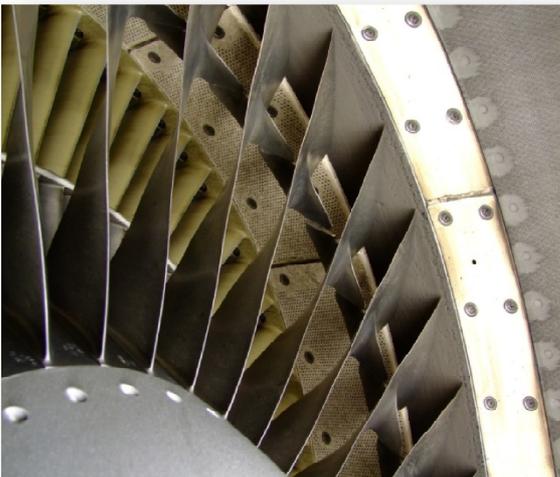
Après la substitution on trouve : $\eta_{diff} = 96,05\%$

II.A.6. Conclusion :

Dans cette section nous avons calculé les paramètres thermodynamique (P, T, ρ) statiques et totaux pour les deux plans, nous avons trouvé aussi le dimensionnement de diffuseur, dans la prochaine section nous allons faire une étude et un calcul sur la soufflante.

LA SECTION B

LA SOUFFLANTE



II.B.1. Introduction :

Dans la plupart des turboréacteurs à double flux, une soufflante est placée à l'avant du compresseur basse pression. Elle est constituée de pales de grandes dimensions.

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



-Fig. (II.B.1) la soufflante du turboréacteur GE 90 -

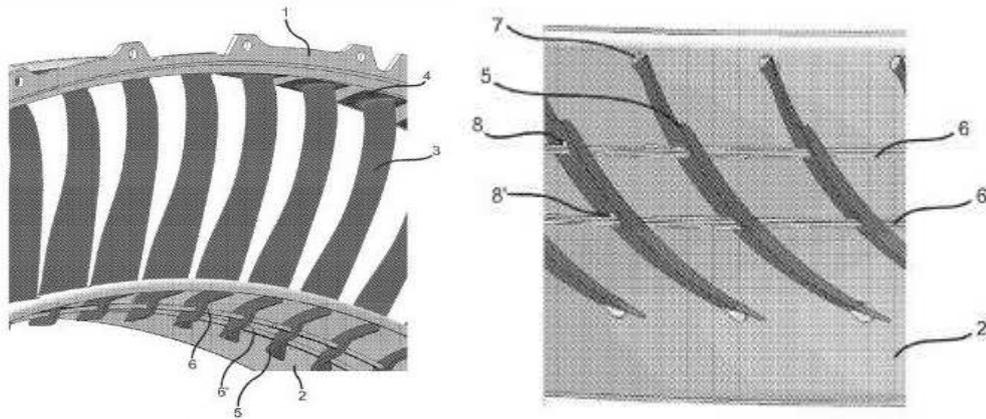
Sur la soufflante du turboréacteur GE 90 (photo ci-dessus), on voit nettement le redresseur (aubages fixes) du flux secondaire, ainsi que le redresseur aubages fixes du flux primaire.

II.B.2. Constitution de la soufflante :

La soufflante est constituée de deux parties, La première partie n'est autre que la partie comprenant les aubes mobiles. Ces aubes sont conçues en alliage de titane, elles sont disposées en étoile sur un axe, et permettent un meilleur écoulement de l'air grâce à leur forme spécifique torsadée. Ainsi la soufflante en tournant aspire l'air présent devant elle, et l'accélère quand il passe à travers ses aubes.

La deuxième partie de la soufflante se situe juste derrière ses aubes mobiles, il s'agit simplement d'une nouvelle "couche" d'aubes fixes (ou mobiles parfois) appelées les redresseurs, qui ont pour but d'orienter les filets d'air et de canaliser les flux (primaire et secondaire).

Voici un schéma légendé des différents composants de la soufflante :



1 – Virole externe

2 – Virole interne

3 – Aube

4 – Tête d’aube

5 – Pieds d’aube

6, 6’ –Anneau en spirale

7 – Fente

8, 8’ –Ouvertures

-Fig. (II.B.2) Les composants de la soufflante-

II.B.3. Calcul des paramètres thermodynamiques :

II.B.3.1. Les paramètres totaux :

- **La pression :**

On a le taux de compression de la soufflante : $\beta_{souf} = 1,56$

$$\beta_{souf} = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \Rightarrow P_{t3} = P_{t2} \times \beta_{souf}$$

On trouve : $P_{t3} = 54924,56 Pa$

- **La température :**

On suppose que : $\eta_{ouf} = 0,84$

$$\eta_{ouf} = \frac{T_{t3s} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}}$$

$$\eta_{ouf} = \frac{T_{t2} \times \left(\beta_{souf}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{T_{t3} - T_{t2}} \quad T_{t3} = \frac{T_{t2} \times \left(\beta_{souf}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{\eta_{ouf}} + T_{t2}$$

$$\Rightarrow T_{t3} = 286,98K = 13,83^{\circ}C$$

II.B.3.2. Les paramètres statiques :

- **Pour la pression :**

Suivant la formule de Saint-Venant :

$$\text{Avec : } M_3 = 0,54$$

$$P_3 = \frac{P_{t3}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_3^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$\Rightarrow P_3 = 45040,90Pa$$

- **La température :**

En utilisant la relation de Saint-Venant :

$$T_3 = \frac{T_{t3}}{\left[1 + \left[\left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_3^2 \right] \right]}$$

$$\text{On trouve : } T_3 = 271,16K = -1,99^{\circ}C$$

- **La masse volumique :**

$$\rho_3 = \frac{P_3}{T_3 \times r}$$

$$\text{On obtient : } \rho_3 = 0,58kg / m^3$$

Tableau récapitulatif :

	La soufflante			
	(2)		(3)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	26727,54	35208,05	45040,90	54924,56
La température (K)	228,41	247,12	271,16	286,98
" (°C)	-44,55	-25,87	-1,99	13,83
La masse volumique (Kg/m³)	0,405		0,58	

-Tab. (II.B.1)-

II.B.3.3 Augmentation de l'enthalpie réelle :

L'augmentation de l'enthalpie réelle de la soufflante est donnée par :

$$\Delta H_{t(2-3)} = C_p (T_{t3} - T_{t2}) \quad \text{(II.B.1)}$$

Posant $C_p = 1,0046 \text{ KJ/Kg.k}$

On trouve : $\Delta H_{t(2-3)} = 40039,79 \text{ J / Kg}$

II.B.4. Calcul des triangles des vitesses :

II.B.4.1. Calcul des vitesses :

La vitesse de rotation de la soufflante est identique à celle du compresseur ($N = 8300 \text{ tr/min}$)

Soit le diamètre de la soufflante :

$$D_2 = 1,5 \text{ m} \Rightarrow R_2 = 0,75 \text{ m}$$

La vitesse d'entraînement U_2 est donnée par la formule :

$$U_2 = R_2 \times \omega \quad \text{(II.B.2)}$$

$$\text{Et : } \omega = \frac{2\pi N}{60} \quad \text{(II.B.3)}$$

Par la combinaison de (2) avec (3) on obtient :

$$U_2 = \frac{2\pi N}{60} \times R_e, \text{ et par la substitution on trouve : } U_2 = 651.88 \text{ m/s}$$

II.B.4.1.1. Le rapport des vitesses axiales :

Le facteur de vitesses axiales est un rapport entre la vitesse absolue et la vitesse circonférentielle.

On a le rapport de vitesses axiales $r_{va} = 0,5$

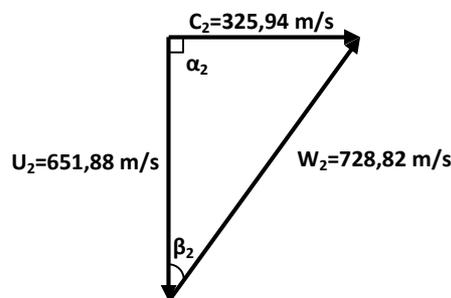
$$r_{va} = \frac{C_2}{U_2} \Rightarrow C_2 = r_{va} \times U_2, \text{ par substitution on aura : } C_2 = 325,94 \text{ m/s}$$

En utilisant la relation de la trigonométrie :

$$W_2 = \sqrt{U_2^2 + C_2^2} \tag{II.B.4}$$

On trouve : $W_2 = 728.82 \text{ m/s}$

Le triangle de vitesse à l'entrée de la soufflante sera comme suit :



-Fig. (II.B.3) Le triangle des vitesses à l'entrée de l'aube-

En appliquant le théorème d'Euler, la variation de l'enthalpie totale est égale à :

$$\Delta H_{t(2-3)} = U_3 C_{3u} - U_2 C_{2u} \tag{II.B.5}$$

Dans le cas $\alpha=90^\circ$:

$$C_{3u} = \frac{\Delta H_{t(2-3)}}{U_3} \tag{II.B.6}$$

La vitesse U_3 est égale à U_2 , donc $C_{3u} = 61,42 \text{ m/s}$

On a : $W_{3u} = U_3 - C_{3u} \Rightarrow W_{3u} = 590,46 \text{ m/s}$

On peut déduire aussi :

$$\Delta W_u = W_{2u} - W_{3u} \quad (\text{II.B.7})$$

$$\Rightarrow \Delta W_u = 61,43 \text{ m/s}$$

Avec : $\alpha_3 = 52,31^\circ$

$$C_{3a} = C_{3u} \times \text{tg} \alpha_3 \quad (\text{II.B.8})$$

Après la substitution par les valeurs on trouve $C_{3a} = 79,5 \text{ m/s}$

En utilisant la relation de la trigonométrie :

$$C_3 = \sqrt{C_{3a}^2 + C_{3u}^2} \quad (\text{II.B.9})$$

$$\Rightarrow C_3 = 100,46 \text{ m/s}$$

$$W_3 = \sqrt{C_{3a}^2 + W_{3u}^2} \quad (\text{II.B.10})$$

$$W_3 = 595,79 \text{ m/s}$$

Calcul des angles :

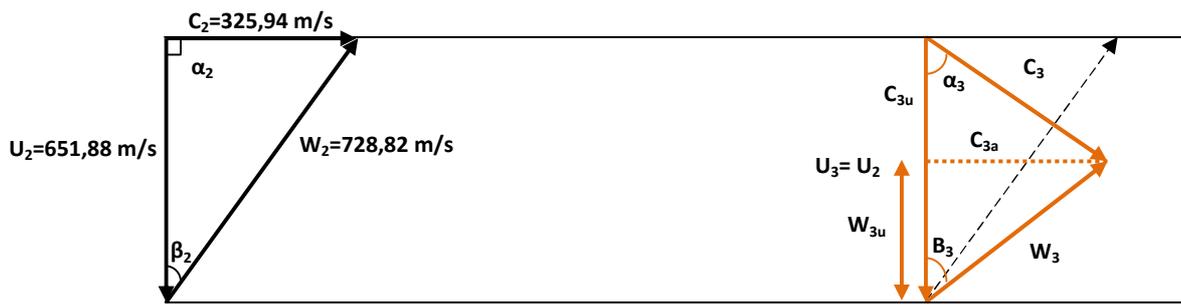
$$\alpha_2 = 90^\circ$$

$$\beta_2 = \arcsin\left(\frac{C_2}{W_2}\right) = 26,57^\circ \quad (\text{II.B.11})$$

$$\alpha_3 = \arcsin\left(\frac{C_{3a}}{C_3}\right) = 52,31^\circ$$

$$\beta_3 = \arccos\left(\frac{W_{3u}}{W_3}\right) = 7,66^\circ \quad (\text{II.B.12})$$

Le traçage des triangles des vitesses :



-Fig. (II.B.4) les triangles des vitesses à l'entrée et à la sortie -

Tableau des résultats :

La soufflante		
Paramètres	Entrée (2)	Sortie(3)
La vitesse circonférentielle U (m/s)	651,88	651,88
La vitesse absolue C (m/s)	325,94	100,46
La vitesse relative W (m/s)	728,82	595,79
Angle (α)	90	52,31
Angle (β)	26,57	7,67

-Tab. (II.B.2)-

Calcul de la puissance absorbée :

Le travail pour une transformation adiabatique :

$$\delta W_t = \delta H_t = C_p dT_t \tag{II.B.13}$$

En utilisant la relation de Poisson suivante :

$$\left(\frac{P_{t3s}}{P_{t2}} \right) = \left(\frac{T_{t3}}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \beta_{souf} \tag{II.B.14}$$

Par la combinaison de (13) avec (14) on obtient :

$$W_t = C_p \times T_{t2} \left(\beta_{souf}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

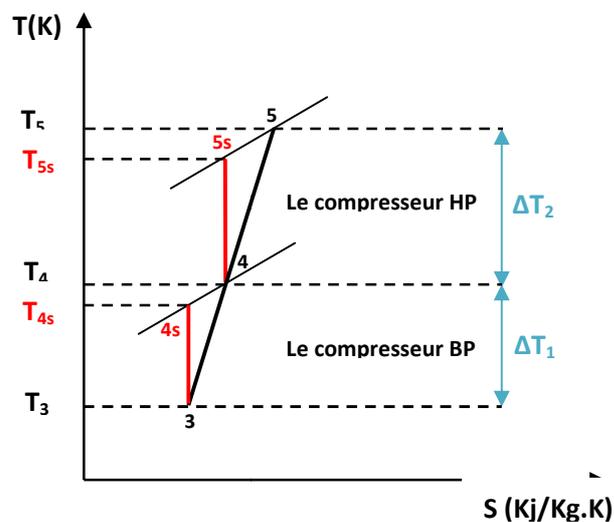
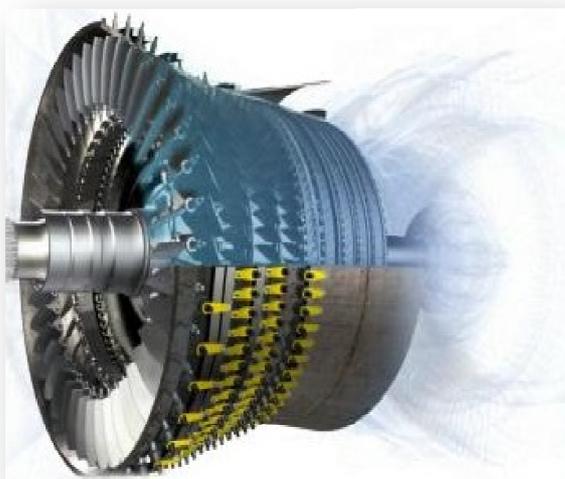
On a la puissance : $P_u = \dot{m}_t \times W_t = \dot{m}_t \times C_p \times T_{t2} \left(\beta_{souf}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \Rightarrow P_u = 3002,98KW$

II.B.5. Conclusion :

Dans cette section on a trouvé les paramètres statiques et totaux, ainsi que les triangles des vitesses à l'entrée et à la sortie, et nous avons fini par la puissance absorbée, tout ce travail effectué en considérant que la soufflante transforme l'énergie adiabatiquement.

LA SECTION C

LE COMPRESSEUR



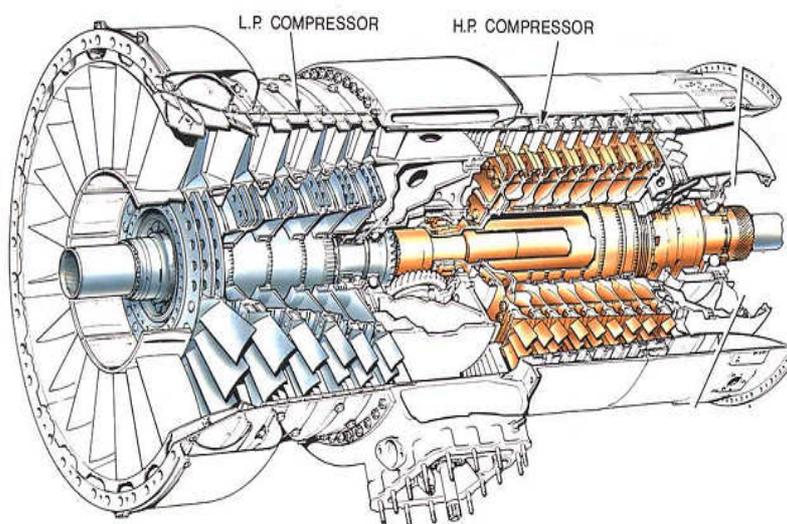
II.C.1. Généralité :

Le compresseur a pour fonction d'élever la pression du fluide entre l'entrée et la sortie par transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression :

- par effet centrifuge dans un compresseur centrifuge
- par ralentissement du fluide dans les grilles fixes et mobiles dans un compresseur axial

La poussée du turboréacteur dépend essentiellement du débit d'air entrant et de la vitesse d'éjection à la sortie de la tuyère, elle-même dépendant de la température des gaz en fin de combustion. Pour améliorer le rendement tout en diminuant la consommation de carburant et en chauffant à la limite de la métallurgie il a fallu augmenter le taux de compression à l'entrée de la chambre de combustion tout en assurant la combustion continue du carburant injecté. Cela a nécessité l'utilisation d'un compresseur dont la réalisation a suivi deux principes très différents :

- la compression par effet centrifuge se traduisant par une augmentation de la vitesse (énergie cinétique) des gaz et dont la technique est quasiment abandonnée au début du XXI^e siècle.
- la compression par ralentissement du fluide et diminution du volume des gaz dans l'axe de rotation du moteur (le compresseur axial) actuellement généralisée sur tous les types de turboréacteurs.



-Fig. (II.C.1) l'ensemble compresseur-

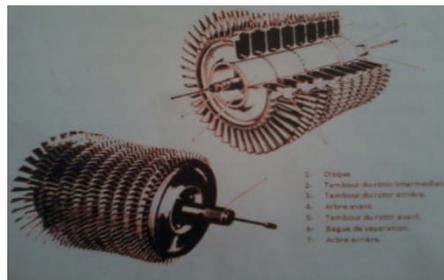
II.C.2. Aspect technologique :

Le turboréacteur étudié se compose de deux compresseurs (de type à flux axial), haute pression HP et basse pression BP, presque la structure de l'un est assimilable à l'autre, ces deux compresseurs ayant 11 étages (4 pour le BP et 7 pour le HP).

Les composants majeurs du compresseur sont : le rotor, le carter frontal, le carter postérieur, le stator. L'objet primaire de la section du compresseur est compresser l'air pour la combustion, pourtant, une certaine partie d'air est extraite pour le refroidissement du réacteur.

II.C.2.1. Le rotor du compresseur :

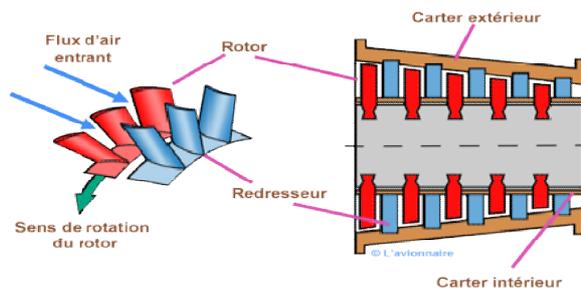
Comme il est montré dans la fig. (2) le rotor du compresseur est composé de plusieurs étages de tirants et des aubes, chaque roue contient des fentes alésées dans lesquelles s'insèrent les ailettes sur les entretoises maintenues en position axiale, ces ailettes ont un profil thermodynamique conçu pour bien comprimer l'air à des vitesses de rotation très élevées.



-Fig. (II.C.2) le rotor-

Les roues sont montées sur l'arbre (rotor) par l'intermédiaire des rainures concentriques et maintenues par des tirants, après le montage, le rotor est équilibré d'une manière très précise.

Les matériaux pour corps de la bobine et le disque de rotor sont généralement en titane pour les premiers étages et pour le reste l'inconel 718. Les ailettes dans les étages proches de la chambre de combustion sont en acier spécial approprié aux conditions de travail.



-Fig. (II.C.3) l'emplacement du rotor dans le compresseur-

II.C.2.1.1. Les disques:

Les disques sont les éléments structurels principaux fournissant la force et la rigidité à l'ensemble et contiennent seulement un étage simple d'ailettes.

II.C.2.1.2. Les ailettes :

Les ailettes sont maintenues par les cannelures axiales ou circulaires de queue d'aronde ou autre cannelures, cela dépend des positions des ailettes aux premiers étages ou bien aux derniers étages, ainsi que de la longueur de ces derniers.

II.C.2.2. Ensemble carter frontal :

L'ensemble du carter frontal fournit une voie de passage pour l'air d'aspiration du compresseur, les entretoises entre le carter et la caisse extérieure, fournissent l'alimentation et la récupération de lubrification pour les composants du carter.

Le carter supporte aussi le roulement de la face du rotor de compresseur, la conduite d'aspiration reliée à la soufflante. Le carter contient aussi les passages d'air pour la pressurisation et la ventilation du carter et l'étanchéité.

II.C.2.3. Ensemble carter postérieur :

L'ensemble de carter postérieur du compresseur se compose du boîtier extérieur, le logement du carter.

Son boîtier extérieur supporte les pré-mélangeurs de combustible et une bougie d'allumage. Les charges axiales et radiales du palier ...etc.

Un collecteur interne dans le carter extrait de l'air de combustion et l'achemine par des entretoises, on peut trouver aussi des orifices placés dans le carter qui permettent l'injection de la chambre de combustion, des pré-mélangeurs ...etc.

II.C.2.4. Le stator du compresseur :

Le stator du compresseur a un ou plusieurs étages d'aubes directrices d'entrée VSV (variable stator Vane) et le reste sont des aubes fixes de stator, les VSV sont variables et leurs positions angulaires se modifient en fonction de la température de l'air venant du diffuseur au compresseur et de la vitesse de la rotation de ce dernier. Cette variabilité donne aux volets un angle d'attaque optimal pour un fonctionnement efficace sans le décollement de la veine d'air.

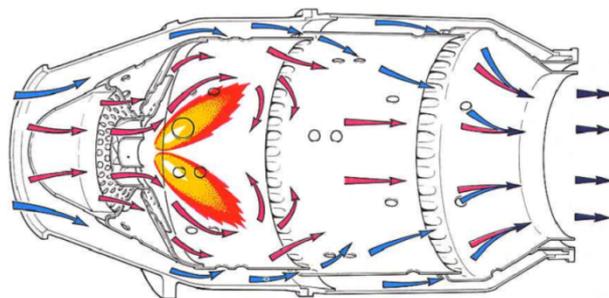
Les positions des aubes sont contrôlées par une commande de géométrie variable. Les VSV sont mises en action par une paire de leviers principaux de manœuvre.

II.C.3. Le flux d'air :

L'air aspiré par la soufflante est guidé au carter frontal passe par les étages successifs d'ailettes du rotor du compresseur et d'aubes du stator et est comprimé en passant d'un étage à un autre.

Après avoir passé par les étages des deux compresseurs BP et HP, l'air est comprimé dans un rapport de 1.62 pour le compresseur BP, et 11.5 pour le compresseur HP. Les aubes directrices d'entrée (IGV) et les premiers étages d'aubes de stator sont variables, leur position angulaire est changée en fonction de la température à l'entrée du compresseur, et la vitesse du compresseur. Ceci fournit le fonctionnement sans décollement du compresseur dans toute une gamme large de vitesses et de températures d'aspiration.

Il y a aussi l'air de prélèvement du compresseur qui se fait dans certains étages L'air sert au refroidissement des différentes parties du turboréacteur, aussi la régulation du débit allant à la chambre de combustion permettant une combustion parfaite à différents régimes.



-Fig. (II.C.4) le flux d'air-

II.C.4. Principe de fonctionnement

Le principe élémentaire de compression d'un étage compresseur est le suivant :

- mise en vitesse de l'air par effet dynamique dans la roue mobile et légère augmentation de sa pression statique par ralentissement lors du passage dans le divergent créé entre deux aubes consécutives.
- redressement de l'air après passage dans la roue mobile et augmentation de sa pression par ralentissement dans le divergent créé par deux aubes fixes consécutives.
- augmentation de la température de l'air suite à sa compression

En augmentant le nombre d'étages (Rotor + Stator) on augmente le taux de compression global et la température à la sortie du compresseur.

En résumé dans un étage de compresseur, qui comprend une grille mobile et une grille fixe :

- La grille mobile apporte l'énergie en augmentant la vitesse relative de l'écoulement.
- La grille fixe ramène l'écoulement dans l'axe et augmente la pression en diminuant la vitesse absolue de l'écoulement.

II.C.5. Etude thermodynamique :

II.C.5.1. Calcul des paramètres du compresseur BP :

II.C.5.1.1. Les paramètres totaux :

- **La pression :**

$$\beta_{compBP} = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = 1,62$$

$$\Rightarrow P_{t4} = 88977,79 \text{ Pa}$$

- **La température :**

$$\text{Avec : } \eta_{compBP} = 0,87$$

$$T_{t4} = \frac{T_{t3} \times \left(\beta_{compBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{\eta_{compBP}} + T_{t3}$$

$$\Rightarrow T_{t4} = 335,73 \text{ K} = 62,58^\circ\text{C}$$

II.C.5.1.2. Les paramètres statiques :

- **La température :**

A l'aide de la relation suivante nous pouvons calculer la température à la sortie du compresseur BP :

Considérons que les deux point 'i' et 'i+1' sont respectivement l'entrée et la sortie du compresseur BP avec 'n' le nombre des étages dans l'expression suivante :

$$T_{i+1} = T_i + n \times \Delta T_e \tag{II.C.1}$$

Avec :

n: le nombre des étages.

ΔT_e : l'augmentation de la température dans chaque étage.

$$\Rightarrow T_4 = T_3 + 4 \times \Delta T_e$$

On a l'expression de l'augmentation de l'enthalpie dans chaque étage :

$$\Delta H_e = C_p \times \Delta T_e \Rightarrow \Delta T_e = \frac{\Delta H_e}{C_p} \tag{II.C.2}$$

Avec :

$$\Delta H_e = \frac{\Delta H_t}{n} \tag{II.C.3}$$

On peut écrire ΔH_t sous la forme suivante :

$$\Delta H_t = C_p \times T_{t3} \left(\left(\beta_{compBP} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \tag{II.C.4}$$

Par la substitution on trouve :

$$\Delta H_t = 42606,87 \text{ J / Kg} \quad \Delta H_e = 10651,72 \text{ J / Kg} \quad \Delta T_e = 10,6\text{K} \quad T_4 = 313,58\text{K} = 40,43^\circ\text{C}$$

On peut déduire le nombre de Mach à l'aide de l'équation de Saint-Venant :

$$M_4 = \sqrt{\left(\left(\left(\frac{T_{t4}}{T_4} \right) - 1 \right) \times \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right)} \quad (\text{II.C.5})$$

$$\Rightarrow M_4 = 0,59$$

- **La pression :**

$$P_4 = \frac{P_{t4}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_4^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_4 = 70069,08\text{Pa}$$

- **La masse volumique :**

D'après la loi des gaz parfait on trouve : $\rho_4 = \frac{P_4}{T_4 \times r} = 0,78\text{Kg} / \text{m}^3$

Tableau récapitulatif :

	Le compresseur BP			
	(3)		(4)	
	Statiques	totales	statiques	totales
Les propriétés thermodynamiques				
La pression (Pa)	45040,90	54924,56	70069,08	88977,79
La température (K)	271,16	286,98	313,58	335,73
" (°C)	-1,99	13,83	40,43	62,58
La masse volumique (Kg/m³)	0,58		0,78	

-Tab. (II.C.1)-

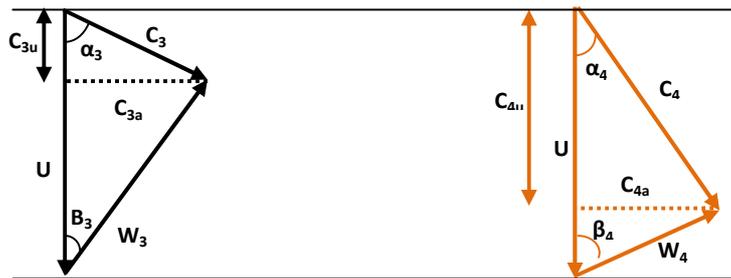
- **Calcul de la puissance consommée :**

$$P_{BP} = \dot{m}_p \times C_p \times (T_{t4} - T_{t3}) \Rightarrow P_{BP} = 3330,19 \text{KW}$$

Triangle des vitesses :

Dans ce compresseur axial on a :

$$U_3=U_4=U \quad C_3=W_4 \quad C_4=W_3 \quad \alpha_3=\beta_4 \quad \alpha_4=\beta_3 \quad C_{3a}=C_{4a}=C_a$$



-Fig. (II.C.5) Les triangles des vitesses à l'entrée et à la sortie -

Calcul de C_a , C_{3u} , C_{4u} :

$$C_a = W_4 \times \sin \beta_4 = W_3 \times \sin \beta_3$$

$$\Rightarrow C_a = 79,50 \text{ m / s}$$

$$C_{3u} = \frac{C_{3a}}{\text{tg} \alpha_3}$$

$$\Rightarrow C_{3u} = 61,42 \text{ m / s}$$

$$C_{4u} = \frac{C_{4a}}{\text{tg} \alpha_4}$$

$$\Rightarrow C_{4u} = 590,46 \text{ m / s}$$

Tableau des résultats :

Paramètres	Compresseur BP	
	(3)	(4)
Vitesses circonférentielle U (m/s)	651,88	651,88
Vitesses absolue C (m/s)	100,46	595,79
Vitesses relative W (m/s)	595,79	100,46
Angle (α)	52,31	7,67
Angle (β)	7,67	52,31

-Tab. (II.C.2)-

II.C.5.2. Calcul des paramètres du compresseur HP :

Dans le compresseur HP, on conserve les notations et les relations des écoulements isentropiques, mais en prend compte des irréversibilités (chaleur, frottement...etc.), en introduisant le coefficient polytropique k .

II.C.5.2.1. Calcul de l'exposant polytropique k :

La relation entre les exposant adiabatique et polytropique est donnée par le rendement tel que :

$$\eta_{compHP} = \frac{\left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1} \Rightarrow \eta_{compHP} = \frac{(\beta_{compHP})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(\beta_{compHP})^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (II.C.6)$$

En introduisant la fonction de logarithme népérien, on obtient :

$$\frac{k-1}{k} = \left(\frac{1}{\log \beta_{HP}}\right) \times \left[\log \left(\frac{(\beta_{compHP})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{compHP}} + 1 \right) \right]$$

Par l'application numérique dans la relation précédente, on trouvera :

$$\frac{k-1}{k} = 0,318 \Rightarrow k = 1,47$$

II.C.5.2.2. Calcul des paramètres totaux :

- **La pression :**

On peut tirer P_{t5} à partir du taux de compression :

$$\beta_{compHP} = \frac{P_{t5}}{P_{t4}} = 11,5$$

$$\Rightarrow P_{t5} = 1023244,58 \text{ Pa}$$

- **La température :**

On peut tirer T_{t5} par la combinaison de l'expression du rendement avec la relation de Poisson :

$$T_{t5} = \frac{\left((\beta_{compHP})^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \times T_{t4}}{\eta_{compHP}} + T_{t4}$$

$$\Rightarrow T_{t5} = 793,91 = 520,76^\circ C$$

II.C.5.2.3. Calcul des paramètres statiques :

- **La température :**

A l'aide de la relation suivante nous pouvons calculer la température à la sortie du compresseur HP :

Considérons que les deux point 'i' et 'i+1' sont respectivement l'entrée et la sortie du compresseur HP avec 'n' le nombre des étages dans l'expression suivante :

$$T_{i+1} = T_i + n \times \Delta T_e$$

Avec :

n: le nombre des étages.

ΔT_e : la différence de température dans chaque étage.

$$\Rightarrow T_5 = T_4 + 7 \times \Delta T_e$$

On a l'expression de l'augmentation de l'enthalpie dans chaque étage :

$$\Delta H_e = C_p \times \Delta T_e \Rightarrow \Delta T_e = \frac{\Delta H_e}{C_p}$$

Avec :

$$\Delta H_e = \frac{\Delta H_t}{n}$$

On peut écrire ΔH_t sous la forme suivante :

$$\Delta H_t = C_p \times T_{t4} \left((\beta_{compHP})^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad \text{(II.C.7)}$$

Par la substitution on trouve :

$$\Delta H_t = 400100,76 \text{ J / Kg} \quad \Delta H_e = 57157,25 \text{ J / Kg} \quad \Delta T_e = 56,29 \text{ K} \quad T_5 = 707,61 \text{ K} = 434,46^\circ\text{C}$$

On peut déduire le nombre de Mach à l'aide de l'équation de Saint-Venant :

$$M_5 = \sqrt{\left(\left(\left(\frac{T_{t5}}{T_5} \right) - 1 \right) \times \left(\frac{2}{k-1} \right) \right)}$$

$$\Rightarrow M_5 = 0,72$$

- **La pression :**

$$P_5 = \frac{P_{t5}}{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) M_5^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}$$

$$\Rightarrow P_5 = 712480,65 \text{ Pa}$$

- **La masse volumique :**

Par l'application de la loi des gaz parfait: $\rho_5 = 3,51 \text{ Kg / m}^3$

Tableau récapitulatif :

	Le compresseur HP			
	(4)		(5)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	70069,08	88977,79	712480,65	1023244,58
La température (K)	313,58	335,73	707,61	793,91
'' (°C)	40,43	62,58	434,46	520,76
La masse volumique (Kg/m ³)	0,78		3,51	

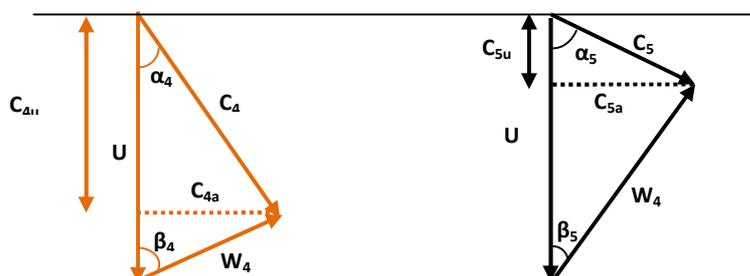
-Tab. (II.C.3)-

- **Calcul de la puissance consommée :**

$$P_{HP} = m_p \times C_p \times (T_{t5} - T_{t4})$$

$$P_{HP} = 68 \times 1015,4 \times (798,21 - 335,94) \Rightarrow P_{HP} = 31635,87 \text{ KW}$$

Triangle des vitesses :



-Fig. (II.C.6) Les triangles des vitesses à l'entrée et à la sortie du compresseur HP -

Tableau des résultats :

Paramètres	Compresseur HP	
	(4)	(5)
Vitesses circonférentielle U (m/s)	651,88	651,88
Vitesses absolue C (m/s)	595,79	100,46
Vitesses relative W (m/s)	100,46	595,79
Angle (α)	7,67	52,31
Angle (β)	52,31	7,67

-Tab. (II.C.4)-

II.C.6. Conclusion :

Dans cette section nous avons fait un calcul des paramètres thermodynamiques des deux compresseurs (HP et BP). Dans le prochain chapitre on fera un calcul sur la section diffuseur amont de la chambre de combustion.

LA SECTION D

LE DIFFUSEUR AMONT

II.D.1. Introduction :

A la sortie du compresseur (HP) la vitesse de l'écoulement est trop élevée $M_5 = 0,881$ pour une entrée classique dans la chambre de combustion, cette vitesse doit être réduite à une valeur de $(0,12 < M < 0,15)$ pour éviter le retour de la flamme.

Plusieurs procédés peuvent être adoptés, les uns dépendent de la structure des entrées des chambres de combustion, ou bien un diffuseur spécial de géométrie annulaire, on choisira cette dernière comme solution.

II.D.2. Détermination des paramètres statiques et totaux à la sortie de diffuseur :

L'équation de la continuité s'écrit :

$$\rho \times V \times S = cte \Rightarrow \rho_5 \times V_5 \times S_5 = \rho_6 \times V_6 \times S_6$$

On a la relation de Poisson pour un diffuseur isentropique :

$$\frac{P}{\rho^\gamma} = cte$$

La combinaison des 2 équations précédentes nous donne :

$$\frac{S_5}{S_6} = \frac{\rho_6}{\rho_5} \times \frac{V_6}{V_5} = \left(\frac{T_6}{T_5} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \times \frac{V_6}{V_5}$$

Donc :

$$\frac{S_5}{S_6} = \left(\frac{T_6}{T_5} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \times \frac{V_6}{V_5}$$

D'après la relation de nombre de Mach :

$$M_5 = \frac{V_5}{a_5} = \frac{V_5}{\sqrt{\gamma \times r \times T_5}} \Rightarrow V_5 = M_5 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_5}$$

$$M_6 = \frac{V_6}{a_6} = \frac{V_6}{\sqrt{\gamma \times r \times T_6}} \Rightarrow V_6 = M_6 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_6}$$

Pour les chambres de combustion, l'ordre de grandeur du nombre de Mach à l'entrée est compris entre 0.12 et 0.16. on prend le moyen tel que : $M_6 = 0,14$

$$T_6 = \frac{T_{t6}}{\left[1 + \left[\left(\frac{\gamma-1}{2}\right)M_6^2\right]\right]}$$

$$\Rightarrow T_6 = 790,81K = 517,66^\circ C$$

Avec $T_{t5} = T_{t6}$ à cause de la conservation de l'enthalpie totale à travers le diffuseur.

En ce qui concerne la pression on a un coefficient de récupération $\beta_{diff-am} = 0,975$ qui donne la pression totale à la sortie du diffuseur et ensuite on obtiendra sur la pression statique.

$$\beta_{diff-am} = \frac{P_{t6}}{P_{t5}}$$

$$P_{t6} = 997663,46 Pa$$

Donc la pression statique s'écrit comme suit :

$$P_6 = \frac{P_{t6}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)M_6^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$\Rightarrow P_6 = 984095,39 Pa$$

A partir de l'équation des gaz parfait on trouve $\rho_6 = \frac{P_6}{T_6 \times r} = 4,34 Kg / m^3$

Tableau récapitulatif :

Les propriétés thermodynamiques	Le diffuseur amont de la cc			
	(5)		(6)	
	Statiques	totales	Statiques	totales
La pression (Pa)	712480,65	1023244,58	984095,39	997663,46
La température (K)	707,61	793,91	790,81	793,91
" (°C)	434,46	520,76	517,66	520,76
La masse volumique (Kg/m³)	3,51		4,34	

-Tab. (II.D.1)-

II.D.3. Dimensionnement du diffuseur amont :

Le dimensionnement du diffuseur consiste en la détermination des sections, des diamètres et de la longueur, tel que :

$$S_5 = \frac{\dot{m}_p}{\rho_5 \times M_5 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_5}} \quad \text{Et} \quad D_5 = \sqrt{\frac{4S_5}{\pi}}$$

$$S_6 = \frac{\dot{m}_p}{\rho_6 \times M_6 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_6}} \quad \text{Et} \quad D_6 = \sqrt{\frac{4S_6}{\pi}}$$

$$L = \frac{(D_6 - D_5)}{2 \times \text{tg} \alpha_5}$$

Dans la majorité des TR double corps double flux l'angle de conicité du diffuseur amont se varié entre 20° et 25°, pour ce diffuseur on suppose que $\alpha_5 = 20^\circ$.

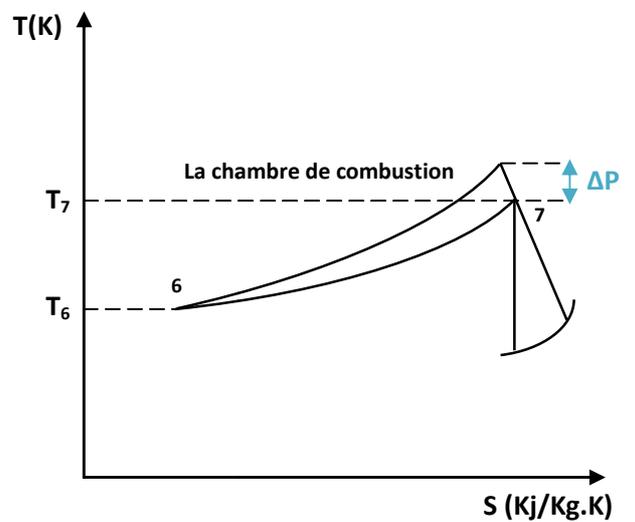
Tableau des résultats :

Dimensionnement	Entrée	Sortie
Section (m²)	0,05	0,20
Diamètre (m)	0,25	0,50
Longueur (m)	0,34	

-Tab. (II.D.2)-

LA SECTION E

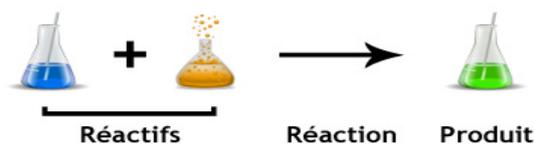
LA CHAMBRE DE COMBUSTION



II.E.1. Introduction :

La combustion est une réaction chimique généralement exothermique autonome qui a tendance de s'accélérer brutalement accompagnée d'augmentation de la température, d'un dégagement de chaleur, d'émission de rayonnement et qui peut être lente ou vive. Dans une réaction de combustion, on peut avoir une grande augmentation de la pression due à l'expansion du milieu réactionnel qui est directement liée aux conditions de confinement et au dégagement de chaleur, une accélération brutale de la réaction de la combustion peut conduire à la formation d'une flamme.

La combustion est définie comme une réaction d'oxydoréduction, le combustible est le réducteur et le comburant est l'oxydant. La réaction de combustion est une combinaison de plusieurs réactions élémentaires dégageant ainsi une quantité de chaleur dépendante du pouvoir calorifique du combustible et des produits de combustion.



II.E.2. La chambre de combustion :

II.E.2.1. Introduction :

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la où les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère. Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.

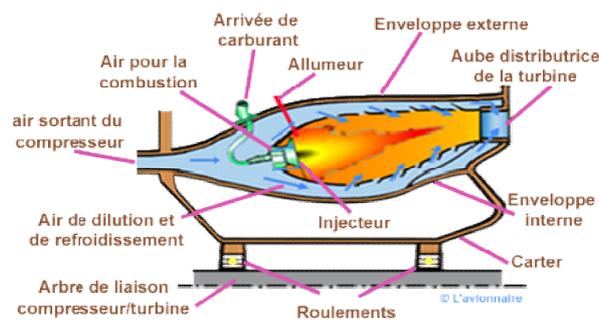
La chambre de combustion située entre le compresseur BP et la turbine HP est constituée d'un tube à flamme ou foyer (généralement) en forme de tore. Celui-ci est enfermé dans un carter, également de forme torique.

II.E.2.2. Principe de fonctionnement

Il est bien évident que le principe de fonctionnement varie d'un constructeur à un autre et même d'un réacteur à un autre chez le même constructeur. Mais le principe général de fonctionnement reste relativement identique.

L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une partie rentre directement dans le tube à flammes et dans l'injecteur pour contribuer à la combustion. Une autre partie contourne le tube à flammes et sert à la fois pour refroidir les parois et pour diluer et mélanger l'écoulement de l'air dans le foyer.

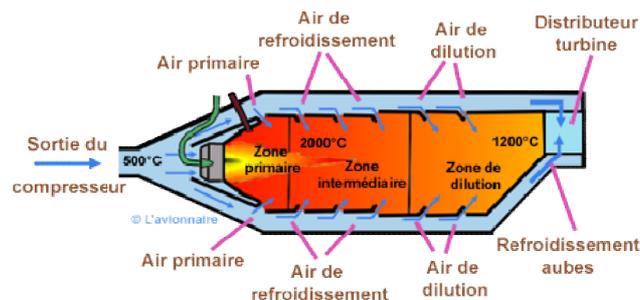
A la mise en rotation du réacteur le mélange de l'air provenant du compresseur et du carburant injecté par la pompe est enflammé par une bougie (allumeur). Après avoir atteint son régime d'autonomie l'allumage de la bougie est coupé et la flamme s'auto-entretient.



-Fig. (II.E.1) l'inflammation de mélange air-carburant-

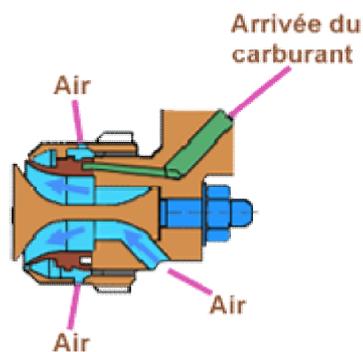
On peut considérer qu'une chambre de combustion peut être partagée en trois zones : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution.

Les températures élevées aux 3 zones nécessitent un refroidissement des parois de la chambre. Celui-ci est obtenu par de l'air sortant du compresseur.



-Fig. (II.E.2) les zones de la chambre-

Les injecteurs sont conçus pour fournir un débit de carburant suffisamment pulvérisé pour obtenir un mélange optimal avec l'air. Un injecteur est composé de nombreux éléments pour l'arrivée de l'air et du carburant. Une partie de l'air sert à maintenir la flamme à une distance raisonnable de l'injecteur, une autre partie passe par des vrilles afin de créer un tourbillon pour optimiser le mélange air/carburant et le reste de l'air passe par des trous pour homogénéiser le mélange air/carburant à l'entrée du foyer et créer une recirculation des gaz brûlés et une stabilisation de la flamme.



-Fig. (II.E.3) injecteur de carburant-

II.E.2.3. Différents type de chambre :

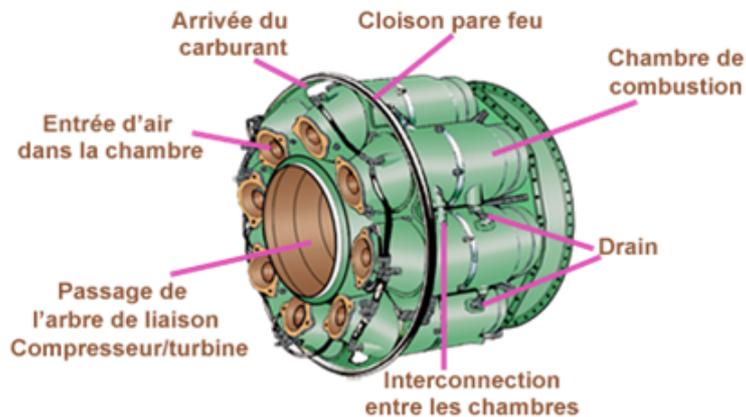
Deux types de chambres de combustion sont principalement rencontrés dans le milieu aéronautique : les chambres séparées réparties autour de l'arbre de liaison compresseur/turbine et les chambres annulaires à l'intérieur desquelles passe l'arbre de liaison compresseur/turbine.

II.E.2.3.1. Chambres séparées ou tubulaires :

Dans les chambres séparées chaque chambre reçoit sa propre alimentation en carburant et en air. L'injecteur est généralement situé au centre de la veine d'air et l'injection s'effectue dans le sens de l'écoulement principal. Le flux total étant l'addition du flux de chaque chambre.

Sur certains types de moteurs les chambres sont interconnectées entre elles. Dessin ci-dessous.

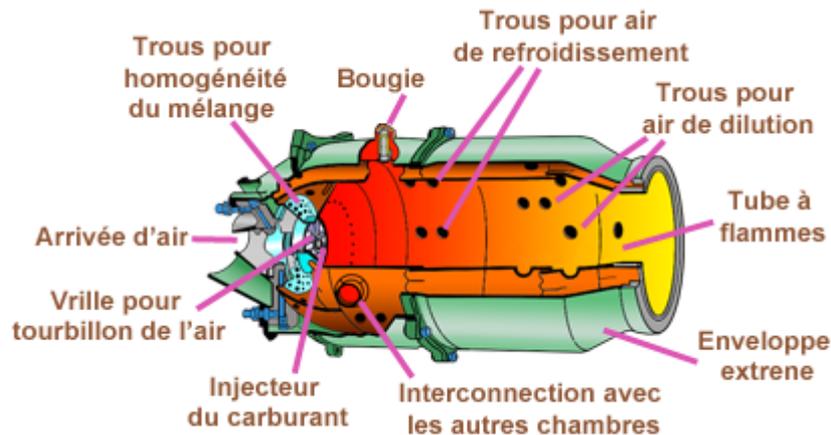
Si la mise au point est facilitée par des débits faibles, les pertes de charges sont plus importantes que sur les chambres annulaires et les contraintes de taille et de poids sont plus élevées.



-Fig. (II.E.4) chambre de combustion séparée-

Ci-dessus une chambre de combustion séparée d'un réacteur Rolls-Royce.

Les vannes vrilles situées autour de l'injecteur créent des tourbillons (swirl) de l'air permettant d'optimiser le mélange air/carburant, pendant qu'une multitude de trous localisés dans les parois du "bol" créent une recirculation des gaz brûlés afin d'améliorer le mélange air/carburant et de stabiliser la zone de combustion.



-Fig. (II.E.5) chambre de combustion à l'intérieur -

Ci-dessous la photographie d'un tube à flammes. Avec ses différents trous pour faire pénétrer l'air à l'intérieur du tube. Certains trous servent à refroidir la paroi du tube et d'autres servent à la dilution pour mélanger correctement l'écoulement de l'air.

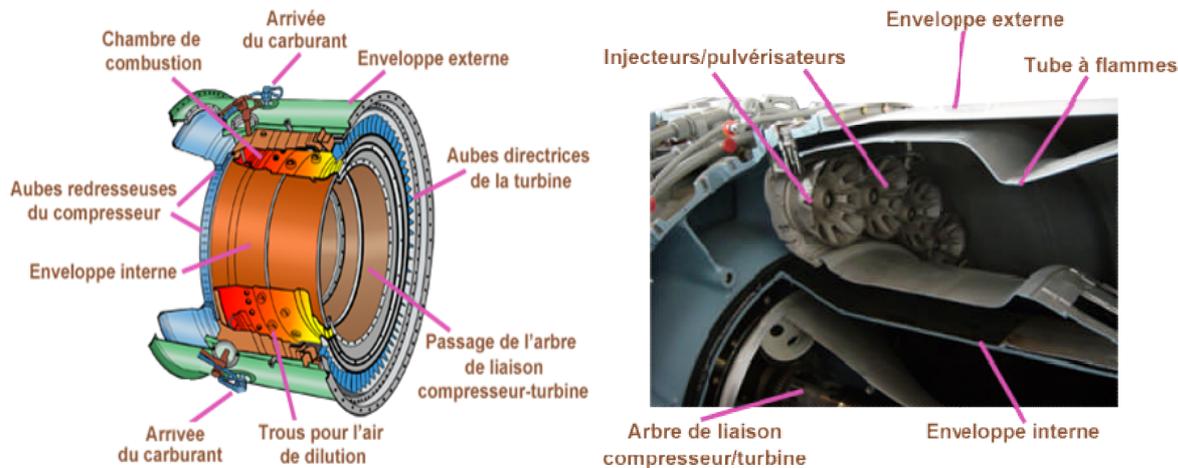


-Fig. (II.E.6) le tube à flamme-

II.E.2.3.2. Chambre annulaire :

Dans les chambres annulaires l'ensemble du flux gazeux circule dans le même contenant. Les injecteurs de carburant sont répartis régulièrement dans la chambre et la multiplication du nombre de jets favorise l'homogénéité du mélange.

La mise au point de ces types de chambres pour des turbines de grandes tailles est rendue, en raison des débits importants, plus délicate. Par contre la forme compacte permet un minimum de pertes de charge.



-Fig. (II.E.7) chambre de combustion annulaire-

II.E.2.4. Calcul thermodynamique :

- **Le combustible utilisé :**

Le kérosène est un mélange d'hydrocarbures contenant des alcanes (C_nH_{2n+2}) de formule chimique allant de $C_{10}H_{22}$ à $C_{14}H_{30}$. Issu du raffinage du pétrole, il résulte du soutirage pendant la distillation d'une coupe avec un point initial (PI) de distillation compris entre 150 °C et 180 °C, et un point final (PF) de distillation entre 225 °C et 250 °C. Il doit être exempt de soufre.

Son usage en aviation est principalement dû à son fort pouvoir calorifique de $43,15 \text{ MJ}\cdot\text{kg}^{-1}$ pour le Jet A1, qui autorise une plus grande autonomie à masse embarquée égale, ou, en d'autres termes, qui permet d'alléger la masse totale à emporter à autonomie constante.

Comme carburant pour l'aviation, le kérosène doit remplir des conditions particulières, notamment au niveau de ses propriétés physiques. Le carburant pour avion est ainsi un kérosène particulier ayant notamment un point de congélation très bas (-47 °C pour le Jet A1), car à 11 000 mètres d'altitude, la température externe est proche de -56,5 °C.

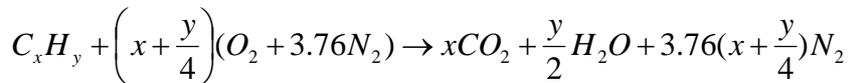
composants	La masse molaire (g/mole)	Pourcentage molaire	Mi (g) pour 1 mole de kérosène
C₁₀ H₂₂	142,28	20%	28,45
C₁₁ H₂₄	156,31	20%	31,26
C₁₂ H₂₆	170,33	20%	34,06
C₁₃ H₂₈	184,36	20%	36,87
C₁₄ H₃₀	198,39	20%	39,67

-Tab. (II.E.1)-

La masse molaire du carburéacteur $M_f = 170,31 \text{ g/mole}$, somme des pourcentages respectifs de masse molaire de chaque constituant.

II.E.2.4.1. Equation stœchiométrique de combustion :

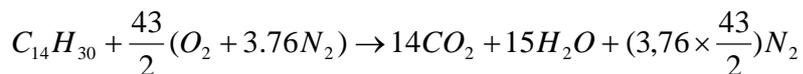
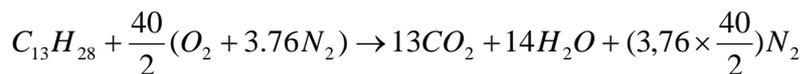
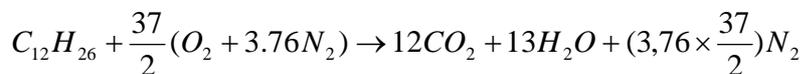
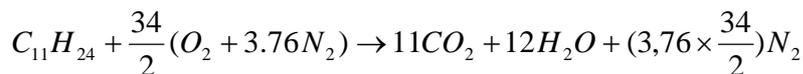
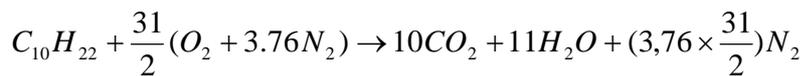
L'équation chimique de combustion s'écrit :



On admet pour l'air la composition en volume de 21 % d'O₂ et 79 % de N₂ (l'argon, dont la teneur volumique dans l'air est 0,93 %, et les autres constituants présents à l'état de traces sont assimilés à l'azote).

On appelle stœchiométrie la composition du mélange air-carburant requise pour obtenir-une combustion complète, selon l'équation précédente.

Les principales réactions de combustion sont comme suit :



II.E.2.4.2. Le nombre de mole d'oxygène stœchiométrique :

$$M_{O_2}^f = \left[\left(\frac{31}{2} \times (0,2deC_{10}H_{22}) \right) + \left(\frac{34}{2} \times (0,2deC_{11}H_{24}) \right) + \left(\frac{37}{2} \times (0,2deC_{12}H_{26}) \right) + \left(\frac{40}{2} \times (0,2deC_{13}H_{28}) \right) + \left(\frac{43}{2} \times (0,2deC_{14}H_{30}) \right) \right]$$

$$\Leftrightarrow M_{O_2}^f = 18,5 \text{ mole d'O}_2 / \text{mole de fuel}$$

II.E.2.4.3. Le nombre de mole d'air stœchiométrique :

$$21\% M_{air}^f = \left[\left(\frac{31}{2} \times (0,2deC_{10}H_{22}) \right) + \left(\frac{34}{2} \times (0,2deC_{11}H_{24}) \right) + \left(\frac{37}{2} \times (0,2deC_{12}H_{26}) \right) + \left(\frac{40}{2} \times (0,2deC_{13}H_{28}) \right) + \left(\frac{43}{2} \times (0,2deC_{14}H_{30}) \right) \right]$$

$$\Rightarrow M_{air}^f = 88,09 \text{ mole d'air / mole de fuel}$$

II.E.2.4.4. Rapport stœchiométrique :

α_{st} est le rapport des masse respectives m_{air} et m_{fuel} d'air et de fuel mises en présence dans les conditions stœchiométriques et généralement compris entre 13 et 15 pour les hydrocarbures :

$$\alpha_{st} = \left(\frac{m_{air}}{m_{fuel}} \right) = M_{air}^f \times \left(\frac{M_{air}}{M_{fuel}} \right) \tag{II.E.1}$$

Avec :

$$M_{air} = 0,79M_{N_2} + 0,21M_{O_2} = 28,85 \text{gd' air / mole d' air}$$

$$M_{fuel} = 170,31 \text{gdefuel / mole defuel}$$

$$\Rightarrow \alpha_{st} = 14,92 \text{gd' air / gdefuel}$$

II.E.2.4.5. Le coefficient d'excès d'air :

$$\lambda = \frac{1}{F} \tag{II.E.2}$$

D'où : $F = 0,49$ (la richesse)

$$\Rightarrow \lambda = 2,04$$

II.E.2.4.6. Propriétés thermodynamique des gaz de combustion :

- **La chaleur massique :**

$$C_p = 1429 \text{ J/kg.K}$$

- **Le nombre de Mach :**

On prend : $M_7 = 0,68$

- **L'échange de chaleur entre l'air et le combustible :**

Le bilan énergétique est donné par l'équation :

$$\dot{m}_p \times H_{t6} + \eta_{cc} \times \dot{m}_f \times PCI = (\dot{m}_p + \dot{m}_f) \times H_{t7} \quad (\text{II.E.3})$$

Avec :

η_{cc} : Le rendement de combustion

\dot{m}_f : Le débit massique du fuel

$\dot{m}_p \times H_{t6}$: Quantité d'énergie cédée par le fluide (air).

$\eta_{cc} \times \dot{m}_f \times PCI$: Quantité d'énergie cédée par le fuel.

Divisons l'équation par \dot{m}_f on trouve :

$$H_{t6} + \left(\eta_{cc} \times \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_p} \times PCI \right) = \left(1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_p} \right) \times H_{t7} \quad (\text{II.E.4})$$

On pose : $g = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_p}$

L'équation (4) devient :

$$H_{t6} + (\eta_{cc} \times g \times PCI) = (1 + g) \times H_{t7}$$

g : étant faible, d'où :

$$H_{i7} - H_{i6} = \eta_{cc} \times g \times PCI$$

Ou encore :

$$C_p (T_{i7} - T_{i6}) = \eta_{cc} \times g \times PCI$$

$$T_{i7} - T_{i6} = \frac{\eta_{cc} \times g \times PCI}{C_p} \quad (\text{II.E.5})$$

On a :

$$F = g \times \alpha_{st} \Leftrightarrow g = \frac{F}{\alpha_{st}}$$

$$\Rightarrow g = \frac{0,49}{14,92} = 0,033$$

Donc :

$$T_{i7} - T_{i6} = \frac{0,98 \times 0,033 \times 43,15 \times 10^6}{1429} = 976,54K$$

$$\Rightarrow T_{i7} = 1770,44K = 1497,29^\circ C$$

- **La quantité de chaleur Q :**

$$Q_{6 \rightarrow 7} = \dot{m}_p C_p (T_{i7} - T_{i6}) = 68 \times 1429 \times 976,54$$

$$\Rightarrow Q_{6 \rightarrow 7} = 94,89MW$$

II.E.2.4.7. Les paramètres du fluide à la sortie de la chambre de combustion :

- **Pression totale :**

On a :

$$\beta_{cc} = \frac{P_{i7}}{P_{i6}} = 0,95$$

$$\Rightarrow P_{i7} = 947780,29 Pa$$

- **Température totale :**

$$T_{t7} = 1770,44 K$$

- **Pression statique :**

$$P_7 = P_{t7} \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_7^2 \right]^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$$

$$\Rightarrow P_7 = 695441,24 Pa$$

- **La température statique :**

$$T_7 = T_{t7} \left[1 + \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_7^2 \right] \right]^{-1}$$

$$\Rightarrow T_7 = 1620,57 K = 1347,42^\circ C$$

- **La masse volumique :**

$$\rho_7 = \frac{P_7}{T_7 \times r} \Rightarrow \rho_7 = 1,5 Kg / m^3$$

- **la vitesse de l'écoulement à la sortie de la chambre de combustion :**

$$V_7 = M_7 \times \sqrt{\gamma \times r \times T_7} \Rightarrow V_7 = 548,72 m / s = 1972,8 km / h$$

Tableau récapitulatif :

La chambre de combustion				
	Plan(6)		Plan(7)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	984095,39	997663,46	695441,24	947780,29
La température (K)	790,81	793,91	1620,57	1770,44
" (°C)	517,66	520,76	1347,42	1497,29
La masse volumique (Kg/m³)	4,34		1,50	

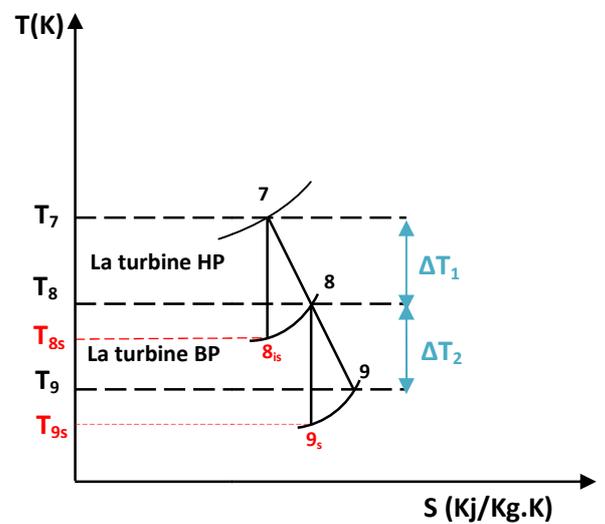
-Tab. (II.E.2)-

II.E.3. Conclusion :

Dans cette section nous avons également traité la combustion de kérosène avec la description de la chambre de combustion suivie par un calcul thermodynamique. La section suivante sera consacrée à la section de la turbine où s'effectue la détente des gaz brûlés.

LA SECTION F

LA TURBINE



II.F.1. Introduction :

La turbine est un organe conçu pour entraîner le compresseur en prélevant une partie d'énergie au jet de gaz sortant de la chambre de combustion. Le reste sert à produire la propulsion.

Bien que l'on puisse réaliser des turbines centripètes ou centrifuges et axiales, la turbine pratiquement la plus employée est l'axiale. Elle est rarement à un seul étage, mais plus souvent à deux, trois ou quatre étages. Les gaz chauds à haute pression (sortant de la chambre de combustion) se détendent au niveau de la turbine en transformant leur énergie de pression en énergie cinétique.

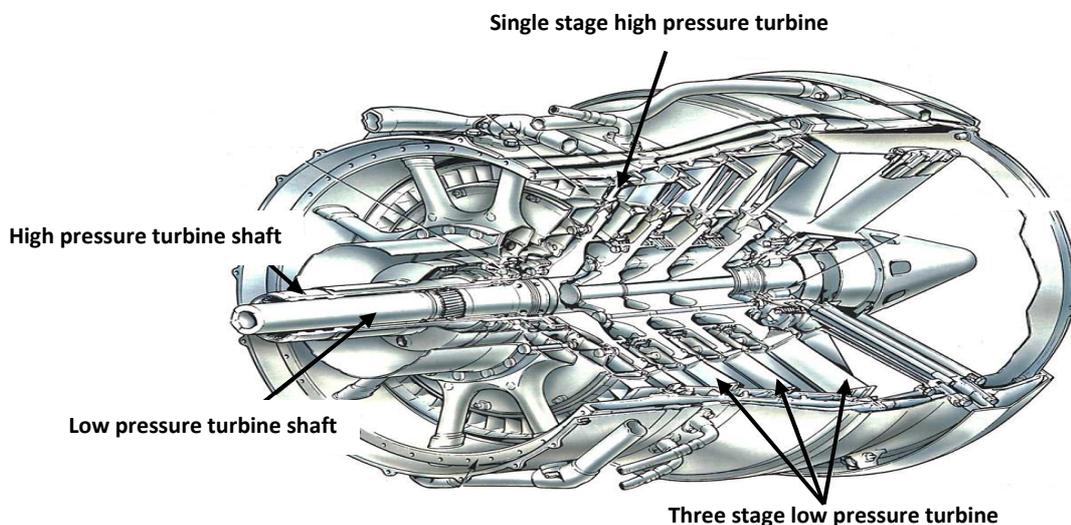
II.F.2. Turbines axiales :

On a deux types de turbines existantes : la turbine à action avec ses aubages symétriques et la turbine à réaction. La seconde est bien évidemment la meilleure car en accélérant les gaz dans le rotor le taux de détente par étage peut être doublé. La turbine à action est de construction plus simple. Le taux de détente peut-être beaucoup plus grand que le taux de compression car l'accélération d'un fluide est moins sujette à décollement de la couche limite (chute du rendement) que la décélération.

On s'intéressera dans ce qui suit aux turbines axiales à double arbres coaxiaux car notre turboréacteur est à double corps double flux.

Alors ce type de turbine dans un turboréacteur joue le rôle d'entraîner les compresseurs.

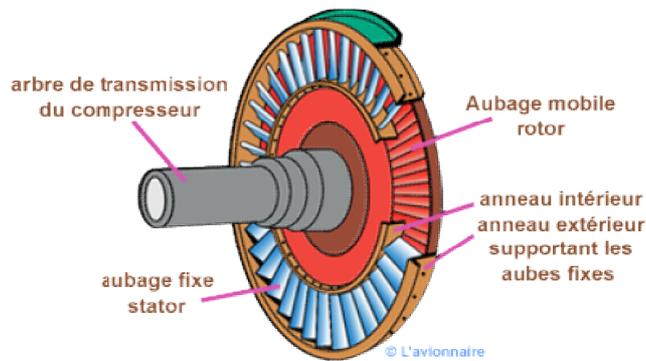
La turbine BP entraîne le compresseur BP et la soufflante, et la turbine HP entraîne le compresseur HP.



-Fig. (II.F.1) turbine double corps.-

II.F.3. Composition :

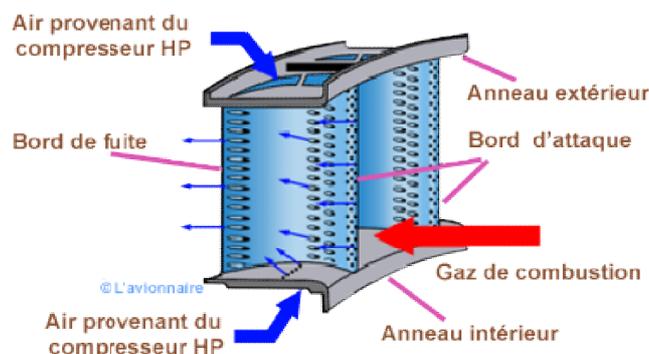
Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe distributeur ou stator, suivi d'un aubage mobile ou rotor.



-Fig. (II.F.2) composition d'un étage-

II.F.3.1. Le stator ou distributeur :

Le distributeur est constitué par des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur (voir dessin ci-dessus) ou par deux demi-carters. Son rôle est de diriger l'écoulement des gaz sortants de la chambre de combustion sur les aubes de rotor de la turbine. Pour les turbines à plusieurs étages, chaque distributeur est intercalé entre les rotors de la turbine pour "redresser" les filets d'air. Ces aubes directrices étant exposées aux gaz chauds de combustion, il est donc nécessaire de les refroidir pour atténuer les contraintes thermiques. Le système de refroidissement peut varier d'un réacteur à un autre, mais le principe général reste le même. L'air provenant du compresseur HP pénètre à l'intérieur de l'aube puis s'échappe à travers des trous au niveau du bord d'attaque et du bord de fuite.

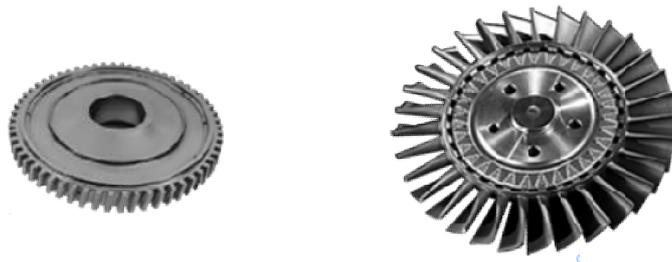


-Fig. (II.F.3) refroidissement d'une aube-

II.F.3.2. Le rotor :

La turbine dispose de deux rotors séparés : celui de la turbine haute pression, qui entraîne le compresseur HP et les accessoires, et le rotor de la turbine BP qui entraîne le compresseur BP et la soufflante.

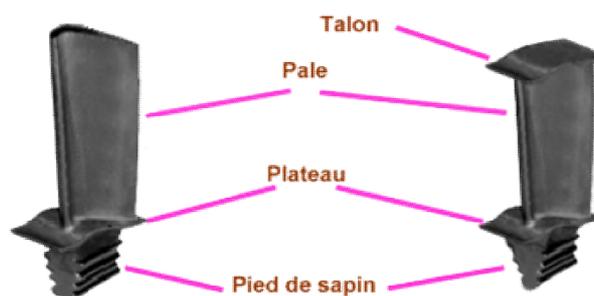
Les deux rotors de la turbine sont coaxiaux dans la section turbine, mais sont mécaniquement indépendants l'un de l'autre, ce qui permet aux deux turbines de tourner à des vitesses différentes.



-Fig. (II.F.4) rotor d'une turbine-

II.F.3.2.1 Les ailettes :

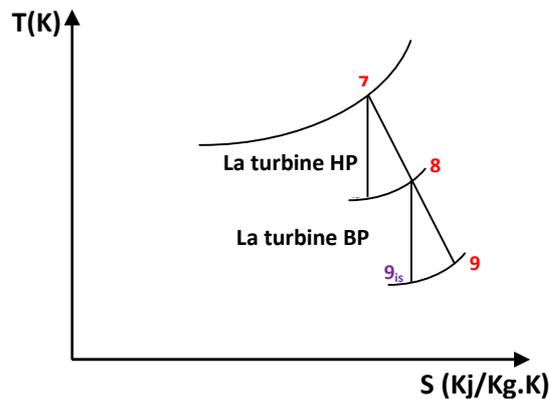
Ci-dessous deux sortes d'ailettes avec pied de sapin. A droite l'ailette porte un talon. L'ensemble de ces talons forment une couronne. Face à cette couronne est fixé sur l'anneau extérieur ou les demi-carters un joint abrasable, ce qui permet d'améliorer l'étanchéité et donc d'augmenter le rendement de la turbine.



-Fig. (II.F.5) détaille d'une ailette-

II.F.4. Etude thermodynamique :

Le flux des gaz chauds passe par la grille (ou distributeur) d'entrée de la turbine HP qui a un seul étage, puis par la grille intermédiaire qui est supposée une grille commune de sortie pour la turbine HP et d'entrée par rapport à la turbine BP, le flux des gaz chauds continue son passage par l'étage BP, fig. (6).



-Fig. (II.F.6) Evolution thermodynamique au cours de la détente dans une turbine double corps -

II.F.4.1. Calcul des paramètres de la turbine HP :

Si on néglige les frottements des roulements, la puissance nécessaire pour entraîner le compresseur HP, calculée précédemment, est égale à celle que doit fournir la turbine HP.

Tel que : $P_{THP} = 31635,87 \text{ KW}$

II.F.4.1.1. Les paramètres totaux :

- **La température totale :**

Par définition, cette puissance vaut :

$$P_{THP} = C_p (\dot{m}_p + \dot{m}_f) \times (T_{i8} - T_{i7})$$

$$\Rightarrow T_{i8} = T_{i7} - \frac{P_{THP}}{C_p (\dot{m}_p + \dot{m}_f)}$$

$$\Rightarrow T_{i8} = 1366,09 \text{ K} = 1092,94^\circ \text{C}$$

Grâce au rendement isentropique η_{THP} , nous pouvons déterminer la température isentropique T_{t8is} à partir de la température réelle T_{t8} ci-dessus.

$$\eta_{THP} = 0,89 = \frac{T_{t8} - T_{t7}}{T_{t8is} - T_{t7}} \Rightarrow T_{t8is} = \frac{T_{t8} - T_{t7}}{\eta_{THP}} + T_{t7}$$

$$\Rightarrow T_{t8is} = 1316,11 \text{ K} = 1042,96^\circ\text{C}$$

- **La pression totale :**

D'après la relation de Poisson :

$$\frac{P_{t8}}{P_{t7}} = \left(\frac{T_{t8is}}{T_{t7}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_{t8} = P_{t7} \times \left(\frac{T_{t8is}}{T_{t7}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\Rightarrow P_{t8} = 335695,46 \text{ Pa}$$

II.F.4.1.2. Les paramètres statiques :

- **La température :**

A l'aide de la relation suivante nous pouvons calculer la température à la sortie de la turbine HP :

Considérons que les deux point 'i' et 'i+1' sont respectivement l'entrée et la sortie de la turbine HP avec 'n' le nombre des étages dans l'expression suivante :

$$T_{i+1} = T_i - n \times \Delta T_e \tag{II.F.1}$$

Avec :

ΔT_e : La diminution de la température dans chaque étage.

$$\Rightarrow T_8 = T_7 - \Delta T_e$$

On a l'expression de l'augmentation de l'enthalpie dans chaque étage :

$$\Delta H_e = C_p \times \Delta T_e \Rightarrow \Delta T_e = \frac{\Delta H_e}{C_p}$$

Avec :

$$\Delta H_e = \frac{\Delta H_t}{n}$$

On peut écrire ΔH_t sous la forme suivante :

$$\Delta H_t = C_p \times (T_{t7} - T_{t8})$$

Par la substitution on trouve :

$$\Delta H_t = 465007,78 \text{ J / Kg} \quad \Delta H_e = 465007,78 \text{ J / Kg} \quad \Delta T_e = 404,35 \text{ K} \quad T_8 = 1216,22 \text{ K} = 943,07^\circ\text{C}$$

On peut déduire le nombre de Mach à l'aide de l'équation de Saint-Venant :

$$M_8 = \sqrt{\left(\left(\left(\frac{T_{t8}}{T_8} \right) - 1 \right) \times \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right)} \quad \text{(II.F.2)}$$

$$\Rightarrow M_8 = 0,78$$

- **La pression :**

$$P_8 = \frac{P_{t8}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_8^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_8 = 223516,43 \text{ Pa}$$

- **La masse volumique :**

D'après la loi des gaz parfait on trouve : $\rho_8 = \frac{P_8}{T_8 \times r} = 0,64 \text{ Kg / m}^3$

Tableau récapitulatif :

	La turbine HP			
	(7)		(8)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	695441,24	947780,29	223516,43	335695,46
La température (K)	1620,57	1770,44	1216,22	1366,09
" (°C)	1347,42	1497,29	943,07	1092,94
La masse volumique (Kg/m³)	1,50		0,64	

-Tab. (II.F.1)-

II.F.4.2. Calcul des paramètres de la turbine BP :

La turbine BP est située entre les points (8) et (9), si on néglige les frottements des roulements comme on a fait pour la turbine HP, la puissance nécessaire pour entraîner le compresseur BP et la soufflante, calculée précédemment, est égale à celle que doit fournir la turbine BP, c'est-à-dire : $P_{TBP} = P_{BP} + P_s = 3330,19 + 3002,98 = 6333,18 \text{ KW}$

II.F.4.2.1. Les paramètres totaux :

- **La température totale :**

Par définition, cette puissance vaut :

$$P_{TBP} = C_p (\dot{m}_p + \dot{m}_f) \times (T_{t9} - T_{t8})$$

$$\Rightarrow T_{t9} = T_{t8} + \frac{P_{TBP}}{C_p (\dot{m}_p + \dot{m}_f)}$$

$$\Rightarrow T_{t9} = 1285,14 \text{ K} = 1011,99^\circ \text{C}$$

Grâce au rendement isentropique η_{THP} , nous pouvons déterminer la température isentropique T_{t9is} à partir de la température réelle T_{t9} ci-dessus.

$$\eta_{TBP} = 0,89 = \frac{T_{t9} - T_{t8}}{T_{t9is} - T_{t8}} \Rightarrow T_{t9is} = \frac{T_{t9} - T_{t8}}{\eta_{THP}} + T_{t8} \tag{II.F.3}$$

$$\Rightarrow T_{t9is} = 1275,13 \text{ K} = 1001,98^\circ \text{C}$$

- **La pression totale :**

D'après la relation de Poisson :

$$\frac{P_{t9}}{P_{t8}} = \left(\frac{T_{t9is}}{T_{t8}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_{t9} = P_{t8} \times \left(\frac{T_{t9is}}{T_{t8}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\Rightarrow P_{t9} = 263765,11 Pa$$

II.F.4.2.2. Les paramètres statiques :

- **La température :**

A l'aide de la relation suivante nous pouvons calculer la température à la sortie de la turbine BP :

Considérons que les deux point 'i' et 'i+1' sont respectivement l'entré et la sortie de la turbine BP avec 'n' le nombre des étages dans l'expression suivante :

$$T_{i+1} = T_i - n \times \Delta T_e$$

Avec :

ΔT_e : La diminution de la température dans chaque étage.

$$\Rightarrow T_9 = T_8 - 3\Delta T_e$$

On a l'expression de l'augmentation de l'enthalpie dans chaque étage :

$$\Delta H_e = C_p \times \Delta T_e \Rightarrow \Delta T_e = \frac{\Delta H_e}{C_p}$$

Avec :

$$\Delta H_e = \frac{\Delta H_t}{n}$$

On peut écrire ΔH_t sous la forme suivante :

$$\Delta H_t = C_p \times (T_{t8} - T_{t9})$$

Par la substitution on trouve :

$$\Delta H_t = 93089,77 J / Kg \quad \Delta H_e = 31029,92 J / Kg \quad \Delta T_e = 26,98 K \quad T_9 = 1135,27 K = 862,12^\circ C$$

On peut déduire le nombre de Mach à l'aide de l'équation de Saint-Venant :

$$M_9 = \sqrt{\left(\left(\left(\frac{T_{t9}}{T_9} \right) - 1 \right) \times \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \right)} \quad (\text{II.F.4})$$

$$\Rightarrow M_9 = 0,81$$

- **La pression :**

$$P_9 = \frac{P_{t9}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_9^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_9 = 170898,10 Pa$$

- **La masse volumique :**

D'après la loi des gaz parfait on trouve : $\rho_9 = \frac{P_9}{T_9 \times r} = 0,52 Kg / m^3$

Tableau récapitulatif :

	La turbine BP			
	(8)		(9)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	223516,43	335695,46	170898,10	263765,11
La température (K)	1216,22	1366,09	1135,27	1285,14
" (°C)	943,07	1092,94	862,12	1011,99
La masse volumique (Kg/m³)	0,64		0,52	

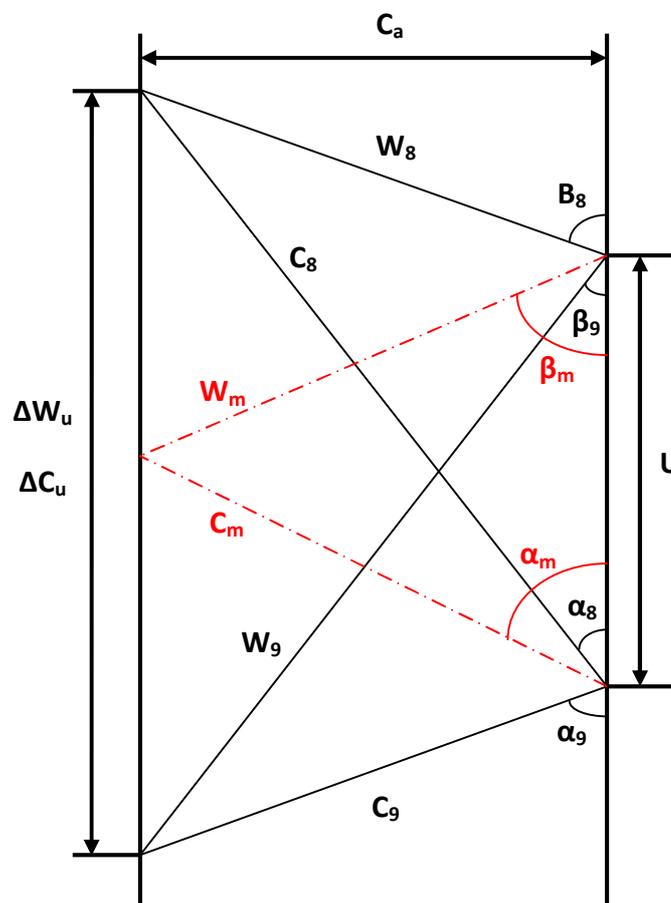
-Tab. (II.F.2)-

II.F.5. Triangle de vitesses :

Le degré de réaction étant égal à 0,5 alors les triangles dans les aubages mobiles sont symétriques on aura alors (voir fig.7) :

La turbine HP		La turbine BP	
$C_7=W_8$	$\alpha_7=\beta_8$	$C_8=W_9$	$\alpha_8=\beta_9$
$C_8=W_7$	$\alpha_8=\beta_7$	$C_9=W_8$	$\alpha_9=\beta_8$

-Tab. (II.F.3)-



-Fig. (II.F.7) le triangle de vitesses pour un écoulement axial-

II.F.5.1. Détermination de la vitesse périphérique (U) :

$$U^2 = \frac{\Delta H_t}{\mu} \quad (\text{II.F.5})$$

Avec $\mu \in [0,5 - 4]$, on distingue :

$\mu = 1$: Turbine à réaction normale.

$\mu = 1,6$: Turbine Chargée.

II.F.5.2. Détermination des vitesses et des angles :

La vitesse axiale (C_a) est celle évaluée à la sortie de la chambre de combustion pour la turbine HP et celle évaluée à la sortie de l'étage HP pour la turbine BP et on note :

$$\text{tg}\beta_m = \frac{C_a}{U/2} \Rightarrow \beta_m = \text{arctg} \frac{2C_a}{U} \quad (\text{II.F.6})$$

D'après l'équation d'Euler :

$$\Delta C_u = \frac{\Delta H_t}{U} \quad (\text{II.F.7})$$

L'entrée de l'étage s'exprime en 'i' et la sortie par 'i+1', d'où :

$$C_{iu} = \frac{U}{2} + \frac{\Delta C_u}{2} \quad \text{Et} \quad C_{(i+1)u} = \frac{U}{2} - \frac{\Delta C_u}{2} \quad (\text{II.F.8})$$

- **Vitesse absolue à l'entrée (C_i) :**

$$C_i = \sqrt{(C_{iu}^2 + C_a^2)} \quad (\text{II.F.9})$$

- **Vitesse absolue à la sortie (C_{i+1}) :**

$$C_{i+1} = \sqrt{(C_{(i+1)u}^2 + C_a^2)} \quad (\text{II.F.10})$$

- **Angle d'entrée (α_i) :**

$$\text{tg}\alpha_i = \frac{C_a}{C_{iu}} \Rightarrow \alpha_i = \text{arctg} \frac{C_a}{C_{iu}} \quad (\text{II.F.11})$$

- **Angle de sortie (α_{i+1}) :**

$$\operatorname{tg} \alpha_{i+1} = \frac{C_a}{C_{(i+1)u}} \Rightarrow \alpha_{i+1} = \operatorname{arctg} \frac{C_a}{C_{(i+1)u}} \quad (\text{II.F.12})$$

Les résultats des deux turbines sont récapitulés dans le tableau suivant :

Paramètres	Turbine HP		Turbine BP	
	Entrée (a)	Sortie (b)	Entrée (a)	Sortie (b)
Vitesse absolue C (m/s)	890,09	572,05	577,81	550,30
Vitesse relative W (m/s)	572,05	890,09	550,30	577,81
Vitesse circ U (m/s)	539,10	539,10	139,26	139,26
Angle (α)	38,06	-73,58	71,74	-85,65
Angle (β)	-73,58	38,06	-85,65	71,74

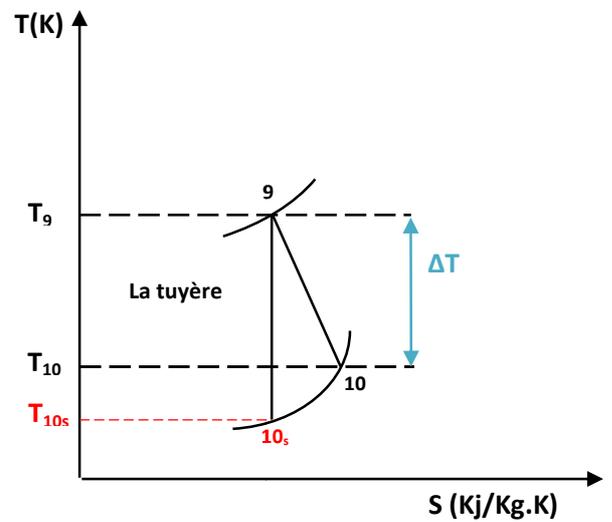
-Tab. (II.F.4)-

II.F.6. Conclusion :

Dans cette section nous avons vu la description d'une turbine double corps, suivi par un calcul thermodynamique. Dans la prochaine section on s'intéressera à la détente à travers la tuyère.

LA SECTION G

LA TUYERE



II.G.1. Introduction :

Durant la détente des gaz dans la turbine, l'énergie contenue dans les gaz est extraite et convertie en énergie mécanique sur l'arbre. La quantité d'énergie reçue par la turbine est seulement celle requise pour entraîner le compresseur et les accessoires. Dans les moteurs utilisés en propulsion par réaction, une grande proportion de l'énergie des gaz est encore disponible pour la convertir de force de poussée.

Le rôle de la tuyère est de convertir l'énergie potentielle des gaz en énergie cinétique, pour générer la force de poussée, ceci est accompli par la forme géométrique de la tuyère ayant une section variable.

II.G.2. Etude thermodynamique :

II.G.2.1. Théorème des gaz dynamique :

Abordons cette étude par une brève explication autour des théorèmes des tuyères, Nous avons comme hypothèses :

- Ecoulement isentropique.
- Gaz parfait.

En faisant la manipulation de certaines équations, nous allons aboutir à des relations qui lient les variations de section, de vitesse, et de pression entre elles.

Nous pouvons écrire les relations suivantes :

D'après l'équation de la conservation de la masse on a :

$$dh + vdv = 0 \tag{II.G.1}$$

La relation de Gibbs :

$$Tds = dh - \frac{dp}{\rho} \tag{II.G.2}$$

D'après l'équation de continuité on a :

$$\rho \times V \times S = cte \Rightarrow \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} = 0 \tag{II.G.3}$$

Donc :

$$dh = \frac{dP}{\rho} = -VdV \quad dS = 0 \text{ (Ecoulement isentropique)}$$

$$\Rightarrow dV = -\frac{1}{\rho V} dP$$

On trouve :

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dP}{\rho} \left(\frac{d\rho}{dP} - \frac{1}{V^2} \right) = \frac{dP}{\rho} \left(-\frac{1}{\left(\frac{dP}{d\rho} \right)} + \frac{1}{V^2} \right) \quad (\text{II.G.4})$$

On a :

$$a = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}} = \frac{V}{M} \quad (\text{II.G.5})$$

Donc :

$$\frac{dA}{A} = \frac{dP}{\rho V^2} (1 - M^2) \quad (\text{II.G.6})$$

On peut écrire en utilisant $VdV = -\frac{dP}{\rho}$:

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} (1 - M^2) = 0 \quad \text{1}^{\text{ère}} \text{ relation d'Hugoniot} \quad (\text{II.G.7})$$

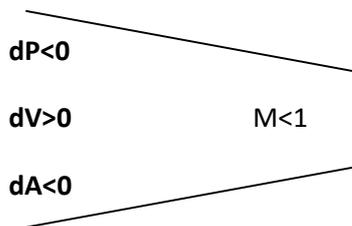
$$\frac{dV}{V} = -\frac{1}{\gamma \cdot M^2} \frac{dP}{P} \quad \text{2}^{\text{ème}} \text{ relation d'Hugoniot} \quad (\text{II.G.8})$$

Dans un cas d'une tuyère $dP < 0$, par conséquent (6) nous donne :

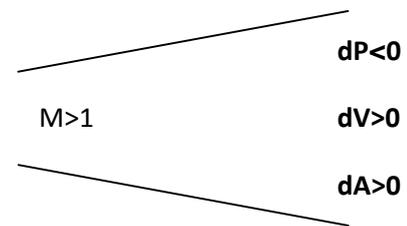
Pour un écoulement subsonique $M < 1 \Rightarrow dA < 0$: la tuyère est convergente.

Pour un écoulement supersonique $M > 1 \Rightarrow dA > 0$: la tuyère est divergente.

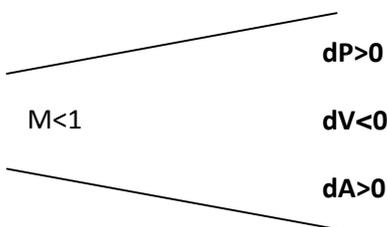
Ecoulement subsonique dans une tuyère



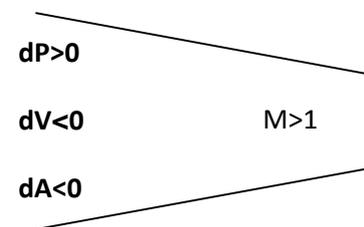
Ecoulement supersonique dans une tuyère



Ecoulement subsonique dans un diffuseur



Ecoulement supersonique dans un diffuseur



II.G.2.2. Propriétés thermodynamique du gaz à la sortie de la tuyère:

La tuyère de notre turboréacteur est convergente dans laquelle l'écoulement est isentropique

II.G.2.2.1. La tuyère primaire :

II.G.2.2.1.1. Les paramètres totaux :

- **La pression totale :**

Supposons que la pression totale à l'entrée de la tuyère primaire subit une perte de charge

$$\frac{\Delta P}{P} = 2\% \Rightarrow P_{t10} = 0,98P_{t9}$$

$$\Rightarrow P_{t10} = 258489,81Pa$$

- **La température totale :**

Dans les tuyères isentropiques :

$$T_{t10} = T_{t9} = 1285,14K = 1011,99^\circ C$$

II.G.2.2.1.2. Les paramètres statiques :

- **La température statique :**

On pose que le nombre de Mach à la sortie de la tuyère $M_{10} = 0,95$:

$$T_{10} = \frac{T_{t10}}{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{10}^2 \right]}$$

$$\Rightarrow T_{10} = 1088,64K = 815,49^\circ C$$

- **La pression statique :**

$$P_{10} = \frac{P_{t10}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{10}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_{10} = 144614,71Pa$$

- **La masse volumique :**

$$\rho_{10} = \frac{P_{10}}{T_{10} \times r} = 0,46Kg / m^3$$

- **La vitesse de sortie :**

On a dit précédemment que le nombre de Mach à la sortie est égale à 0,95, on peut facilement déterminer la vitesse à la sortie tel que :

$$M_{10} = \frac{V_{10}}{a_{10}} = \frac{V_{10}}{\sqrt{\gamma \times r \times T_{10}}} \Rightarrow V_{10} = M_{10} \times \sqrt{\gamma \times r \times T_{10}}$$

$$\Rightarrow V_{10} = 628,31m / s$$

Tableau récapitulatif :

	La tuyère primaire			
	(9)		(10)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	170898,10	263765,11	144614,71	258489,81
La température (K)	1135,27	1285,14	1088,64	1285,14
" (°C)	862,12	1011,99	815,49	1011,99
La masse volumique (Kg/m³)	0,52		0,46	

-Tab. (II.G.1)-

II.G.2.2.2. La tuyère secondaire :

La tuyère secondaire est celle qui est comprise entre la nacelle et la tuyère primaire, on note que les hypothèses et les formules précédentes sont applicables pour la tuyère secondaire aussi.

II.G.2.2.2.1. Les paramètres totaux :

- **La pression totale :**

On suppose qu'il y a une perte de charge entre la soufflante et la tuyère secondaire c'est-à-dire entre les plans (3) et (11).

$$\frac{\Delta P}{P} = 1,5\% \Rightarrow P_{t11} = 0,985 P_{t3} \Rightarrow P_{t11} = 54100,69 Pa$$

- **La température totale :**

Dans les tuyères isentropiques :

$$T_{t11} = T_{t3} = 286,98 K = 13,83^\circ C$$

II.G.2.2.2.2. Les paramètres statiques :

- **La température statique :**

$$T_{11} = \frac{T_{t11}}{\left[1 + \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{11}^2 \right] \right]} \Rightarrow T_{11} = 243,10 K = -30,05^\circ C$$

- **La pression statique :**

$$P_{11} = \frac{P_{t11}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M_{11}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_{11} = 30267,17 Pa$$

- **La masse volumique :**

$$\rho_{11} = \frac{P_{11}}{T_{11} \times r} = 0,43 Kg / m^3$$

- **La vitesse de sortie :**

La même chose pour la tuyère secondaire :

$$M_{11} = \frac{V_{11}}{a_{11}} = \frac{V_{11}}{\sqrt{\gamma \times r \times T_{11}}} \Rightarrow V_{11} = M_{11} \times \sqrt{\gamma \times r \times T_{11}}$$

$$\Rightarrow V_{11} = 296,9 m/s$$

Tableau récapitulatif :

	La tuyère secondaire			
	(3)		(11)	
Les propriétés thermodynamiques	Statiques	totales	statiques	totales
La pression (Pa)	45142,26	55048,16	30267,41	54101,13
La température (K)	271,34	287,16	243,03	286,98
" (°C)	-1,18	14,01	-30,12	13,83
La masse volumique (Kg/m³)	0,58		0,434	

-Tab. (II.G.2)-

II.G.3. Etude dimensionnelle :

On va faire un calcul simple, représenté par les sections normales au flux des gaz pour les deux tuyères.

II.G.3.1. Tuyère primaire :

La section de la tuyère pour le flux primaire est :

$$S_{10} = \frac{\dot{m}_p + \dot{m}_f}{\rho_{10} \times V_{10}}$$

$$\Rightarrow S_{10} = 0,23 m^2$$

Et pour le diamètre :

$$S_{10} = \frac{\pi d_{10}^2}{4} \Rightarrow d_{10} = \sqrt{\frac{4S_{10}}{\pi}}$$

$$\Rightarrow d_{10} = 0,55 m$$

II.G.3.2. Tuyère secondaire :

La section de la tuyère secondaire est :

$$S_{11} = \frac{\dot{m}_s}{\rho_{11} \times V_{11}}$$

$$\Rightarrow S_{11} = 0,53 m^2$$

Et pour le diamètre :

$$S_{11} = \frac{\pi d_{11}^2}{4} \Rightarrow d_{11} = \sqrt{\frac{4S_{11}}{\pi}}$$

$$\Rightarrow d_{11} = 0,82 m$$

II.G.4. Conclusion :

La grande importance dans cette section est donnée à l'aspect technologique qu'est l'interprétation physique des calculs thermodynamiques.

LA SECTION H

L'INVERSEUR DE POUSSEE

II.H.1. Introduction :

Comme la manche à air et les capots moteurs les inverseurs de poussée composent la nacelle.

Leur rôle est de diminuer la distance de freinage lors de l'atterrissage d'un avion en redirigeant vers l'avant au moins une partie de la poussée générée par le turboréacteur. Dans cette phase, l'inverseur obstrue la tuyère d'éjection des gaz et dirige le flux d'éjection du moteur vers l'avant de la nacelle, générant de ce fait une contre-poussée qui vient s'ajouter au freinage des roues de l'avion.

II.H.2. Classification des inverseurs :

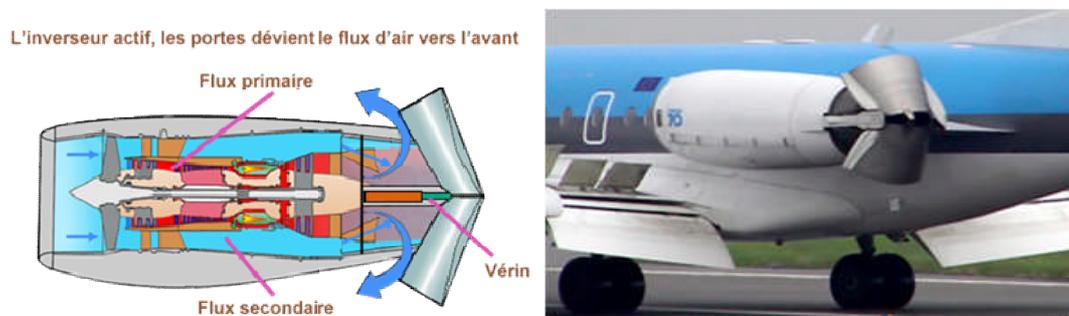
Les moyens mis en œuvre pour réaliser cette réorientation du flux varient suivant le type d'inverseur.

Ils peuvent être classés en deux catégories principales:

- Inverseurs à obstacles.
- Inverseurs à portes pivotantes.

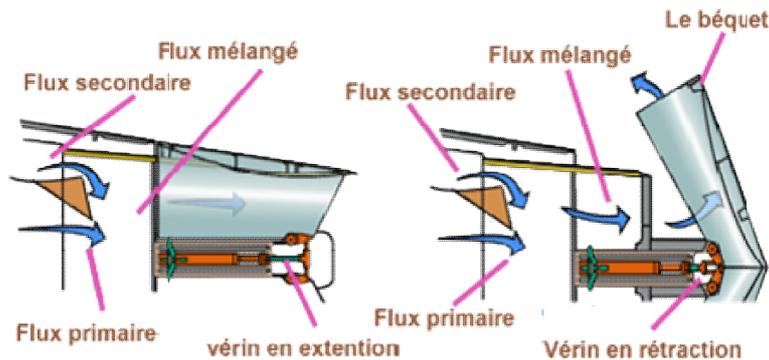
II.H.2.1. Inverseur à obstacles :

Ce type d'inverseur appelé également inverseur à deux portes est généralement utilisé sur des turboréacteurs à double flux mélangés. Il présente l'avantage d'avoir une efficacité de freinage supérieure aux inverseurs agissant uniquement sur le flux secondaire (voir ci-dessous) pour un poids équivalent. Il est principalement utilisé sur des turboréacteurs de moyenne puissance et placés à l'arrière du fuselage. L'installation d'un tel inverseur sur des turboréacteurs placés sous la voilure entraîne des contraintes de températures et de souffle dues au jet dévié sur les gouvernes.



-Fig. (II.H.1) Inverseur à obstacles-

Le mécanisme des ouvertures ou fermetures des portes (ou coquilles) varie selon le constructeur, mais le principe de fonctionnement reste le même. Ci-dessous un des types d'inverseurs développés et brevetés par Huriel-Dubois. Deux portes articulées par deux vérins (un de chaque côté du moteur) basculent vers l'intérieur de manière à bloquer totalement la tuyère déviant ainsi le flux d'air. Un béquet déflecteur disposé dans un plan sensiblement perpendiculaire au plan de la porte renvoie une partie du flux vers l'avant.

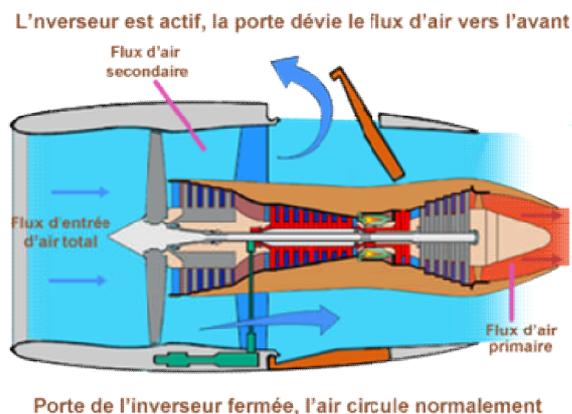


-Fig. (II.H.2) l'ouverture des coquilles de l'inverseur-

II.H.2.2. Inverseur à portes :

Ce type d'inverseur est utilisé sur des turboréacteurs à taux de dilution élevé et n'agit que sur le flux secondaire (froid).

Cet inverseur de conception simple et modulable est adaptable à tout type de turboréacteur. Leurs portes intervenant dans la structure de la nacelle en mode lisse ou reverse.

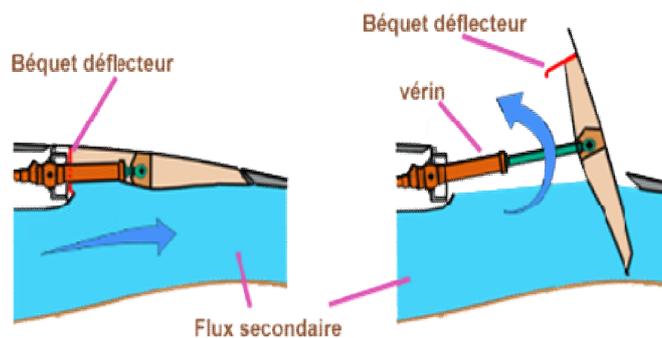


-Fig. (II.H.3) inverseur à porte-

L'inversion de poussée est obtenue grâce aux portes pivotant autour de pivots fixes. En position fermée, les portes constituent une partie de la nacelle et le flux secondaire s'écoule normalement.

En position ouverte, la partie arrière de la porte obture le flux secondaire (froid) et l'oblige à sortir par l'orifice ainsi créé. La partie avant de la porte muni d'un béquet déflecteur dirige le flux vers l'avant créant ainsi un effet de reverse.

L'inversion ne se faisant que sur le flux secondaire la contre-poussée devra être importante pour annuler l'effet du flux primaire qui n'est pas inversé.



-Fig. (II.H.4) l'ouverture des béquets de l'inverseur à porte-

LA SECTION I

LES PERFORMANCES

II.I.1. La poussée :

La Poussée d'un turboréacteur est le principal critère permettant de différencier un moteur par rapport à un autre, d'une certaine manière une grande poussée implique une plus grande charge à transporter pour les avions civils, et une plus grande vitesse Pour des avions militaires bien sûr en supposant des rendements et des caractéristiques aérodynamiques semblables.

L'expression de la poussée quel que soit l'engin est définie par :

$$F = \dot{m}_s V_s - \dot{m}_e \times V_e + S_s (P_s - P) + S_e (P_e - P)$$

Tel que :

F : La poussée en [N]

\dot{m}_i : Le débit massique (air ou mélange air -gaz) en [kg/s]

V : La vitesse d'écoulement en [m/s]

S : Section de passage en [m²]

Les indices (e) et (s) sont respectivement pour l'entrée et la sortie de réacteur.

Signification des différents termes :

$\dot{m}_s V_s - \dot{m}_e \times V_e$: Est le terme qui contribue d'une manière quasi-totale à la poussée, il caractérise la différence de quantité de mouvement entre l'entrée et la sortie du réacteur.

$S_s (P_s - P)$: caractérise la différence de pression entre la sortie des gaz et l'atmosphère, pour une tuyère adaptée cette différence est nulle.

Application numérique :

II.I.1.1. Pour le flux primaire :

$$F_p = (\dot{m}_p + \dot{m}_f) \times V_{10} - \dot{m}_p \times V_1 + A_{10} (P_{10} - P)$$

$$\Rightarrow F_p = 54,47 \text{KN}$$

II.I.1.2. Pour le flux secondaire :

$$F_s = \dot{m}_s \times V_{11} - \dot{m}_s \times V_1 + A_{11}(P_{11} - P) - A_1(P_1 - P)$$

$$\Rightarrow F_s = 7,77\text{KN}$$

Donc la poussée totale :

$$F_t = F_p + F_s$$

$$\Rightarrow F_t = 62,24\text{KN}$$

II.I.2. Puissance :

La puissance est la performance essentielle d'un turboréacteur, il y a plusieurs sortes de puissance :

II.I.2.1. La puissance calorifique :

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion du Kérosène débité dans la chambre de combustion :

$$W_c = \dot{m}_f \times PCI$$

$$\Rightarrow W_c = 43,15\text{MW}$$

II.I.2.2. La puissance de propulsion :

C'est le travail de la poussée par unité de temps :

$$W_p = F_t \times V_1 \Rightarrow W_p = 15,38\text{MW}$$

II.I.2.3. La puissance thermique :

C'est la puissance nécessaire à propulser l'avion et compenser les pertes d'énergie cinétiques des gaz de combustion :

- Pour le flux primaire :

$$W_{thp} = F_p \times V_1 + \frac{1}{2} \times m_p \times (V_{10} - V_1)^2$$

$$\Rightarrow W_{thp} = 18,41 \text{ MW}$$

- Pour le flux secondaire :

$$W_{ths} = F_s \times V_1 + \frac{1}{2} \times m_s \times (V_{11} - V_1)^2$$

$$\Rightarrow W_{ths} = 2,01 \text{ MW}$$

Donc la puissance thermique totale :

$$W_{th} = 20,42 \text{ MW}$$

II.I.3. Les rendements :

La transformation d'énergie d'une forme à une autre est affectée dans la majorité des cas de pertes, vu que différents systèmes et dispositifs ne sont jamais parfaits, d'où la nécessité de savoir le rendement d'un tel système.

II.I.3.1. Le rendement thermique :

Le rendement thermique est le rapport entre la puissance thermique et la puissance fournie par la combustion.

$$\eta_{th} = \frac{W_{th}}{W_c} \Rightarrow \eta_{th} = 47,32\%$$

II.I.3.2. Le rendement de propulsion :

Le rendement de propulsion est le rapport entre la puissance propulsive produite par le réacteur et la puissance thermique.

$$\eta_p = \frac{W_p}{W_{th}} \Rightarrow \eta_p = 75,36\%$$

II.I.3.3. Le rendement global :

Le rendement global est le rapport entre l'énergie développée en vol par un réacteur équipant un avion et l'énergie libérée par le combustible.

$$\eta_g = \eta_p \times \eta_{th} \Rightarrow \eta_g = 35,66\%$$

II.I.4. La consommation spécifique :

C'est la quantité de combustible consommée par unité de poussée.

$$C_s = \frac{3600 \times V_1 \times 10^3}{\eta_g \times PCI}$$

$$\Rightarrow C_s = 57,84 \text{ Kg/KN.h}$$

Tableau récapitulatif :

La poussée totale [KN]	La puissance calorifique [MW]	La puissance propulsive [MW]	La puissance thermique [MW]	Le rendement thermique [%]	Le rendement propulsif [%]	Le rendement global [%]	La consommation spécifique [Kg/KN.h]
62,24	43,15	15,38	20,42	47,32	75,36	35,66	57,84

-Tab. (II.I.1)-

Chapitre III:
Modélisation du turboréacteur
double corps-double flux
Par un programme en langage Matlab

III.1. Application du programme Matlab pour la détermination des différents paramètres de fonctionnement du turboréacteur:

L'objectif de ce chapitre est d'écrire un programme permettant de calculer des ordres de grandeurs thermiques à travers toutes les parties du TR (turboréacteur) double corps double flux ainsi qu'un calcul des performances. Dans la seconde partie du chapitre, nous allons discuter les résultats obtenus qui nous ont permis d'étudier l'influence des principaux paramètres constructifs sur les performances du TR.

III.2. Le programme :

```

%Etude thermodynamique et performance d'un réacteur d'avion d corps d flux
% =====
                %Editeur: CHAALEL BAHA EDDINE
                %=====
                        % Version: 1.0
                %=====

%Les paramètres initiaux:
%=====
P0 = 1.013*10^5 ; T0 = 288.2 ; rho0 = 1.225 ; g = 9.81 ; Z = 11000 ; r =
287; gamma = 1.4 ; G_alt = 0.0065 ; mt = 143 ; mp = 68 ; ms = 75 ;

%La section A: le diffuseur:
%=====
%Plan 1:
%=====
V1 = 247.22 ; beta_diff = 0.983 ;

%Statiques:
%=====
P1 = P0*((1-((G_alt*Z)/T0))^(g/(G_alt*r)))
T1 = T0 - (G_alt*Z)
rho1= P1/(T1*r)

%Totaux:
%=====
a1 = sqrt(gamma*r*T1)
M1 = V1/a1
Pt1 = P1*((1+(((gamma- 1)/2)*(M1^2))))^(gamma/(gamma-1))
Tt1 = T1*((1+(((gamma- 1)/2)*(M1^2))))

%Plan 2:
%=====
M2 = 0.64 ; a1_diff = 6 ;
%Totaux:
%=====
Pt2 = Pt1*beta_diff
Tt2 = Tt1

```

```

%Statiques:
%=====
P2 = (P1*beta_diff)*(((1+(((gamma-1)/2)*(M1^2)))/(1+(((gamma-
1)/2)*(M2^2))))^(gamma/(gamma-1)))
T2 = Tt2/(1+(((gamma-1)/2)*(M2^2)))
rho2= P2/(T2*r)

%Dimensionnement:
%=====
S1 = mt/(rho1*M1*a1)
d1 = sqrt((4*S1)/pi)
a2 = sqrt(gamma*r*T2)
V2 = M2*a2
S2 = S1*((rho1*V1)/(rho2*V2))
d2 = sqrt((4*S2)/3.14)
L1_diff = (d2-d1)/(2*(tand(a1_diff)))

%Le rendement:
%=====
eta_diff1=(((Pt2/P1)^((gamma-1)/gamma))-1)/(((gamma-1)/2)*(M1^2))

%La section B: La soufflante:
%=====
%Plan 3:
%=====
beta_souf = 1.56 ; eta_souf = 0.84 ; M3 = 0.54 ; Cp_souf = 1004.6 ;

%Totaux:
%=====
Pt3 = Pt2*beta_souf
Tt3 = ((Tt2*(((beta_souf)^((gamma-1)/gamma))-1))/eta_souf)+Tt2

%Statiques:
%=====
P3 = Pt3/((1+(((gamma- 1)/2)*(M3^2))^(gamma/(gamma-1))))
T3 = Tt3/(1+(((gamma-1)/2)*(M3^2)))
rho3 = P3/(T3*r)

%L'enthalpie réel:
%=====
deltaHt_souf = Cp_souf*(Tt3-Tt2)

```

```

%La puissance:
%=====
Pu_souf = ms*Cp_souf*(Tt3-Tt2)

%La section C: Le compresseur:
%=====
%Le compresseur BP:
%=====
%Plan 4:
%=====
beta_compBP = 1.62 ; eta_compBP = 0.87 ; Cp_BP = 1004.6 ; n_BP = 4 ;

%Totaux:
%=====
Pt4 = Pt3*beta_compBP
Tt4 = ((Tt3*((beta_compBP)^((gamma-1)/gamma))-1)/eta_compBP)+Tt3

%Statiques:
%=====
deltaHt_BP = (Cp_BP*Tt3)*(((beta_compBP)^((gamma-1)/gamma))-1)
deltaHe_BP = deltaHt_BP/n_BP
deltaTe_BP = deltaHe_BP/Cp_BP
T4 = T3 + (n_BP*deltaTe_BP)
M4 = sqrt(((Tt4/T4)-1)*(2/(gamma-1)))
P4 = Pt4/((1+(((gamma- 1)/2)*(M4^2)))^(gamma/(gamma-1)))
rho4 = P4/(T4*r)

%La puissance:
%=====
Pu_BP = mp*Cp_BP*(Tt4-Tt3)

%Le compresseur HP
%=====
%Plan 5:
%=====
beta_compHP = 11.5 ; eta_compHP = 0.86 ; Cp_HP = 1015.4 ; n_HP = 7 ;

Fpol = (1/(log(beta_compHP)))*(log(((beta_compHP)^((gamma-1)/gamma)-1)/(eta_compHP)+1));
k = 1 / (1-Fpol)

```

```

%Totaux:
%=====
Pt5 = Pt4*beta_compHP
Tt5 = ((Tt4*((beta_compHP)^((k-1)/k))-1)/eta_compHP)+Tt4

%Statiques:
%=====
deltaHt_HP = (Cp_HP*Tt4)*(((beta_compHP)^((k-1)/k))-1)
deltaHe_HP = deltaHt_HP/n_HP
deltaTe_HP = deltaHe_HP/Cp_HP
T5 = T4 + (n_HP*deltaTe_HP)
M5 = sqrt(((Tt5/T5)-1)*(2/(k-1)))
P5 = Pt5/((1+(((k- 1)/2)*(M5^2)))^(k/(k-1)))
rho5 = P5/(T5*r)

%La puissance:
%=====
P_HP = mp*Cp_HP*(Tt5-Tt4)

%La section D: Le diffuseur amont de la chambre de combustion :
%=====
%Plan 6:
%=====
M6 = 0.14 ; beta_diff_am = 0.975 ; a5_diff_am = 20 ;

%Totaux:
%=====
Tt6 = Tt5
Pt6 = Pt5*beta_diff_am

%Statiques:
%=====
T6 = Tt6/(1+(((gamma-1)/2)*(M6^2)))
P6 = Pt6/((1+(((gamma- 1)/2)*(M6^2)))^(gamma/(gamma-1)))
rho6 = P6/(T6*r)

```

```

% Dimensionnement:
%=====
a5 = sqrt(gamma*r*T5)
V5 = M5*a5
S5 = mp/(rho5*V5)
d5 = sqrt((4*S5)/pi)
a6 = sqrt(gamma*r*T6)
V6 = M6*a6
S6 = mp/(rho6*V6)
d6 = sqrt((4*S6)/pi)
L5_diff_am = (d6-d5)/(2*(tand(a5_diff_am)))

%La section E: La chambre de combustion:
%=====
%Plan 7:
%=====
Cp_cc = 1429 ; M7 = 0.68 ; eta_cc = 0.98 ; PCI_cc = 43.15*10^6 ; g_cc =
0.033 ; beta_cc = 0.95 ;

%Totaux:
%=====
Tt7 = ((eta_cc*PCI_cc*g_cc)/Cp_cc)+Tt6
Pt7 = beta_cc*Pt6

%Statiques:
%=====
P7 = Pt7/((1+(((gamma- 1)/2)*(M7^2))))^(gamma/(gamma-1))
T7 = Tt7/(1+(((gamma-1)/2)*(M7^2)))
rho7 = P7/(T7*r)

%La quantité de chaleur Q:
%=====
Q_cc = mp*Cp_cc*(Tt7-Tt6)

%La vitesse à la sortie:
%=====
V7 = M7*sqrt(gamma*r*T7)

```

```

%La section F: La turbine:
%=====
%La turbine HP (Plan 8):
%=====
mf = 0.033 ; Cp_THP = 1150 ; eta_THP = 0.89 ; n_THP = 1 ;

%Totaux:
%=====
P_THP = P_HP
Tt8 = Tt7-(P_THP/(Cp_THP*(mp+mf)))
Tt8is = ((Tt8-Tt7)/eta_THP)+Tt7
Pt8 = Pt7*((Tt8is/Tt7)^(gamma/(gamma-1)))

%Statiques:
%=====
deltaHt_THP = Cp_THP*(Tt7-Tt8)
deltaHe_THP = deltaHt_THP/n_THP
deltaTe_THP = deltaHe_THP/Cp_THP
T8 = T7 - (n_THP*deltaTe_THP)
M8 = sqrt(((Tt8/T8)-1)*(2/(gamma-1)))
P8 = Pt8/((1+(((gamma- 1)/2)*(M8^2)))^(gamma/(gamma-1)))
rho8 = P8/(T8*r)

%La turbine BP:
%=====
%Plan 9:
%=====
Cp_TBP = 1150 ; eta_TBP = 0.89 ; n_TBP = 3 ;

%Totaux:
%=====
P_TBP = Pu_BP+Pu_souf
Tt9 = Tt8-(P_TBP/(Cp_TBP*(mp+mf)))
Tt9is = ((Tt9-Tt8)/eta_TBP)+Tt8
Pt9 = Pt8*((Tt9is/Tt8)^(gamma/(gamma-1)))

%Statiques:
%=====
deltaHt_TBP = Cp_TBP*(Tt8-Tt9)
deltaHe_TBP = deltaHt_TBP/n_TBP

```

```

deltaTe_TBP = deltaHe_TBP/Cp_TBP
T9 = T8-(n_TBP*deltaTe_TBP)
M9 = sqrt(((Tt9/T9)-1)*(2/(gamma-1)))
P9 = Pt9/((1+(((gamma- 1)/2)*(M9^2)))^(gamma/(gamma-1)))
rho9 = P9/(T9*r)

%La section G: La tuyère:
%=====
%La tuyère primaire:
%=====
%Plan 10:
%=====
beta_tuyp = 0.98 ; M10 = 0.95 ;

%Totaux:
%=====
Pt10 = Pt9*beta_tuyp
Tt10 = Tt9

%Statiques:
%=====
T10 = Tt10/(1+(((gamma-1)/2)*(M10^2)))
P10 = Pt10/((1+(((gamma- 1)/2)*(M10^2)))^(gamma/(gamma-1)))
rho10 = P10/(T10*r)
V10 = M10*sqrt(gamma*r*T10)

%Dimensionnement:
%=====
S10 = (mp+mf)/(rho10*V10)
d10 = sqrt((4*S10)/pi)

%La tuyère secondaire:
%=====
%Plan 11:
%=====
beta_tuys = 0.985 ; M11 = 0.95 ; mf_1 = 1 ;

```

```

%Totaux:
%=====
Pt11 = Pt3*beta_tuys
Tt11 = Tt3

%Statiques:
%=====
T11 = Tt11/(1+(((gamma-1)/2)*(M11^2)))
P11 = Pt11/((1+(((gamma- 1)/2)*(M11^2)))^(gamma/(gamma-1)))
rho11 = P11/(T11*r)
V11 = M10*sqrt(gamma*r*T11)

%Dimensionnement:
%=====
S11 = (mp+mf)/(rho11*V11)
d11 = sqrt((4*S11)/pi)

%Les performances:
%=====
%La poussée:
%=====
%Primaire:
%=====
Fpr = ((mp+mf)*V10)-(mp*V1)+(S10*(P10-P1))

%Secondaire:
%=====
Fps = (ms*V11)-(ms*V1)+(S11*(P11-P1))

Ft = Fpr + Fps

%Les puissances:
%=====
%1. Puissance de propulsion :
%=====
Wp = Ft*V1

```

```
%2. Puissance thermique :
%=====
%Primaire:
%=====
Wthp = (Fpr*V1) + ((0.5*mp)*((V10-V1)^2))

%Secondaire:
%=====
Wths = (Fps*V1) + ((0.5*ms)*((V11-V1)^2))
Wth = Wthp+Wths

%3. Puissance calorifique :
%=====
Wc = mf_1*PCI_cc

%Les rendements :
%=====
%1. Rendement propulsif :
%=====
eta_p = Wp/Wth

%2. Rendement thermique :
%=====
eta_th = Wth/Wc

%3. Rendement global :
%=====
eta_g = eta_p*eta_th

%la consommation spécifique :
%=====
Cs = (1000*V1*3600)/(eta_g*PCI_cc)
```

III.3. Résultats et discussions :

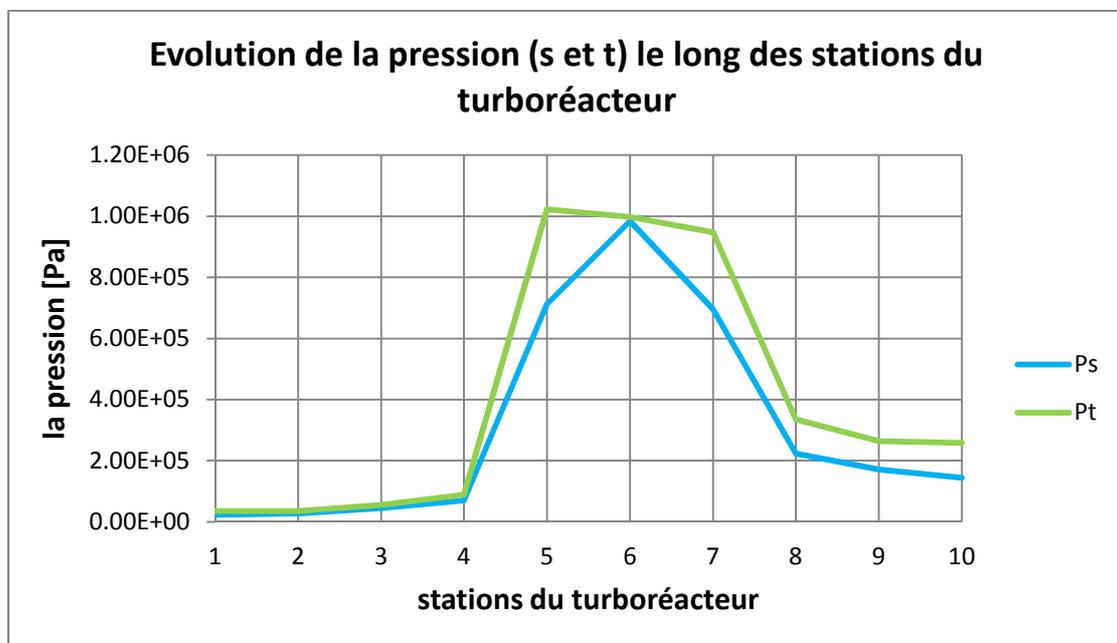
Dans cette partie, nous allons discuter sur les résultats obtenus, en premier lieu nous commencerons par les différents caractéristiques énergétiques le long des stations du turboréacteur à savoir la pression, la température, la masse volumique,...etc., et en suite on parle des performances du turboréacteur.

III.3.1. Caractéristiques énergétiques :

Stations	P	Pt	T	Tt	rho
1	2.26E+04	3.58E+04	216.70	247.12	0.36
2	2.67E+04	3.52E+04	228.41	247.12	0.41
3	4.50E+04	5.49E+04	271.16	286.98	0.58
4	7.01E+04	8.90E+04	313.58	335.73	0.78
5	7.12E+05	1.02E+06	707.61	793.91	3.51
6	9.84E+05	9.98E+05	790.81	793.91	4.34
7	6.95E+05	9.48E+05	1.62E+03	1.77E+03	1.50
8	2.24E+05	3.36E+05	1.22E+03	1.37E+03	0.64
9	1.71E+05	2.64E+05	1.14E+03	1.29E+03	0.52
10	1.45E+05	2.58E+05	1.09E+03	1.29E+03	0.46

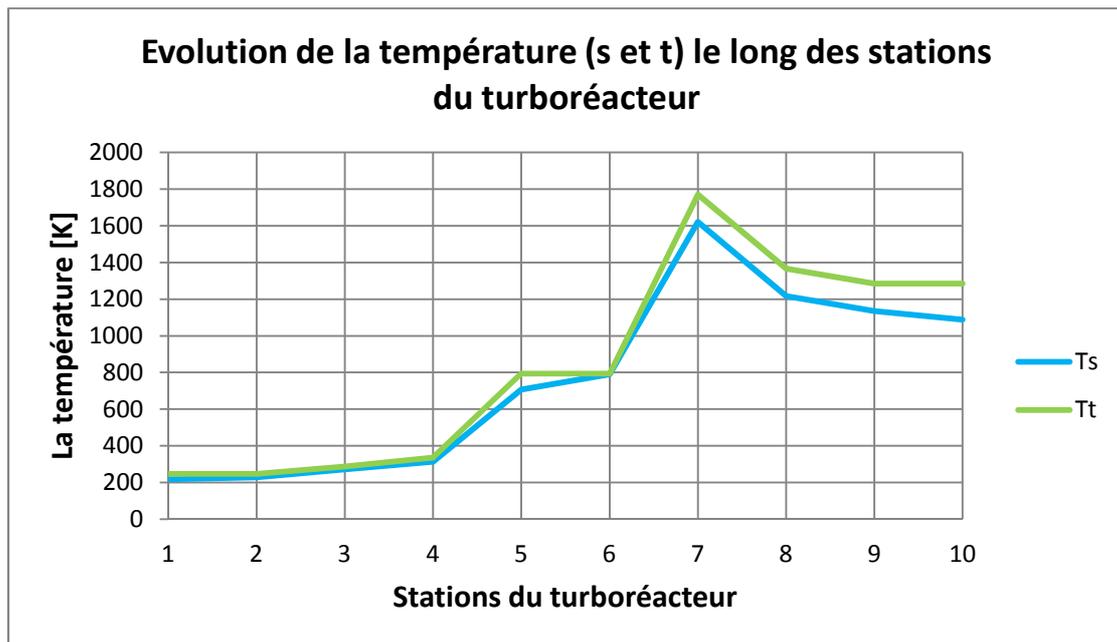
-Tab. (III.1)-

III.3.1.1. Evolution de la pression :



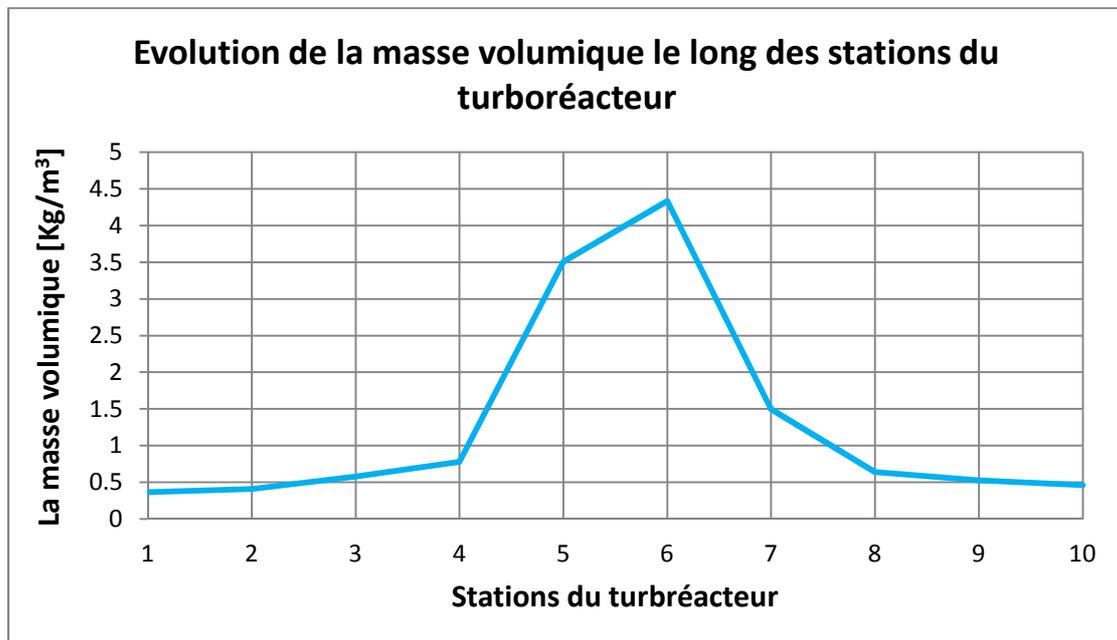
-Fig. (III.1) l'entrée d'air-

III.3.1.2. Evolution de la température :



-Fig. (III.2) l'entrée d'air-

III.3.1.3. Evolution de la masse volumique :



-Fig. (III.3) l'entrée d'air-

III.3.1.4. Discussion des résultats :

➤ **Evolution de la pression totale :**

On remarque d'après la figure (III.1) que la pression totale est influencée par la section de passage des gaz et cela jusqu'à l'entrée du compresseur HP. A la sortie du compresseur HP et jusqu'à la sortie de la turbine HP, la différence de pression est remarquable (maximale) et cela dû à la diminution de taux de compression. A partir de la sortie de la turbine HP, on observe que la différence de pression diminue pour chaque station, cela est dû à la diminution de taux de détente de la turbine HP provoquée par le changement de la section de passage des gaz.

➤ **Evolution de la pression statique :**

Pour les mêmes raisons citées pour l'évolution de la pression totale en fonction de la section de passage des gaz le long des stations du turboréacteur, la pression statique suit presque la même allure que celle de la pression totale, seulement, il est à noter que la différence de la pression statique est maximale dans la chambre de combustion. A partir de la sortie de la chambre de combustion, cette différence de pression commence à diminuer où on remarque à la sortie du turboréacteur une légère chute de pression.

➤ **Evolution de la température totale :**

D'après la figure (III.2) La température totale, comme la pression totale, reste la même pour les stations avant l'entrée du compresseur HP et cela pour les différentes sections de passage des gaz. Au de là de cette section, nous remarquons l'augmentation de la différence de température totale jusqu'à la sortie de la turbine HP.

Donc, quand la différence de pression totale augmente, cela conduit à une augmentation de la différence de température totale, et inversement à partir de la sortie de la turbine HP. Quand la différence de pression totale diminue, la différence de température totale diminue avec.

➤ **Evolution de la température statique :**

D'après la figure (III.2) La température statique se change de la même manière que la température totale.

➤ **Evolution de la masse volumique :**

D'après la figure (III.3), on remarque qu'à partir de l'entrée du compresseur HP, la différence de la masse volumique commence à augmenter jusqu'à la sortie du diffuseur avant la chambre de combustion où, on obtient la différence maximale, ainsi le seuil de la masse volumique est calculée à cette station.

Cette différence reste maximale jusqu'à l'entrée de la turbine HP.

A partir de cette station, la différence de la masse volumique commence à diminuer ou, on remarque qu'à partir de la sortie de la turbine HP, la masse volumique est presque la même pour les différentes stations et pour les différentes sections de passage des gaz.

III.3.2. Facteur influençant les performances :

Les performances et les caractéristiques des turboréacteurs particulièrement, et les turbomachines généralement sont affectées par un certain nombre de paramètres extérieurs.

On peut ainsi distinguer l'effet de l'altitude et l'effet de la vitesse d'avancement.

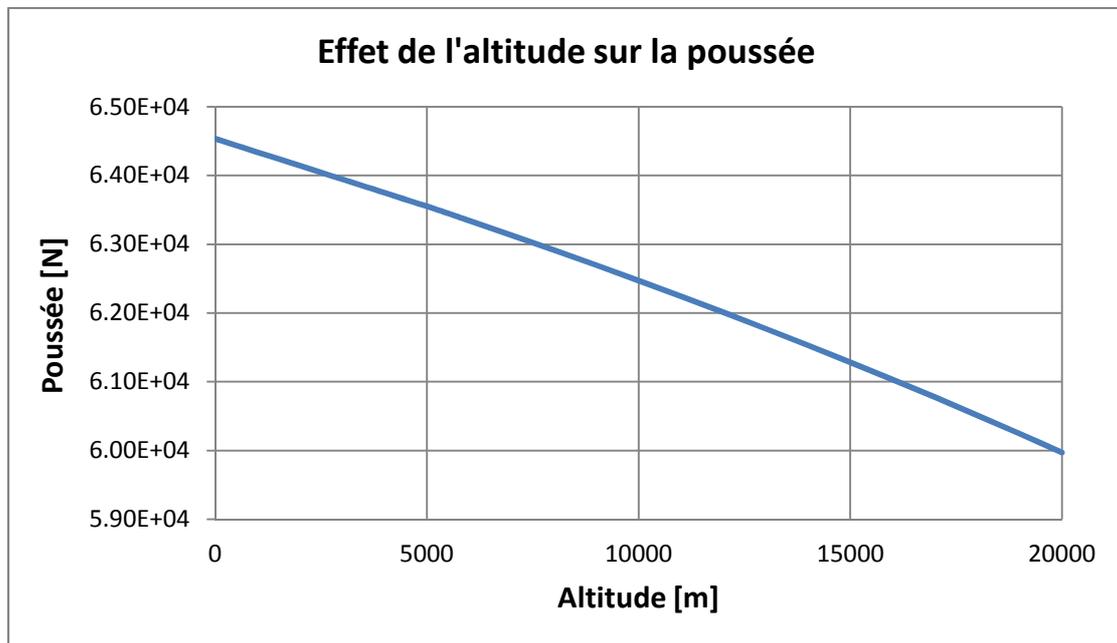
III.3.2.1. Effet de l'altitude Z :

Altitude (m)	la consommation spécifique (Kg/kN.h)	la poussée (N)
0	55.78	6.45E+04
5000	56.65	6.36E+04
6000	56.83	6.33E+04
7000	57.02	6.31E+04
8000	57.22	6.29E+04
9000	57.42	6.27E+04
10000	57.63	6.25E+04
11000	57.84	6.22E+04
12000	58.06	6.20E+04
13000	58.28	6.18E+04
14000	58.51	6.15E+04
15000	58.74	6.13E+04
16000	58.99	6.10E+04
17000	59.24	6.08E+04
18000	59.49	6.05E+04
19000	59.76	6.02E+04
20000	60.03	6.00E+04

-Tab. (III.2)-

III.3.2.1.1. Sur la poussée :

Le graphe ci-dessous représente la variation de la poussée en fonction de l'altitude.

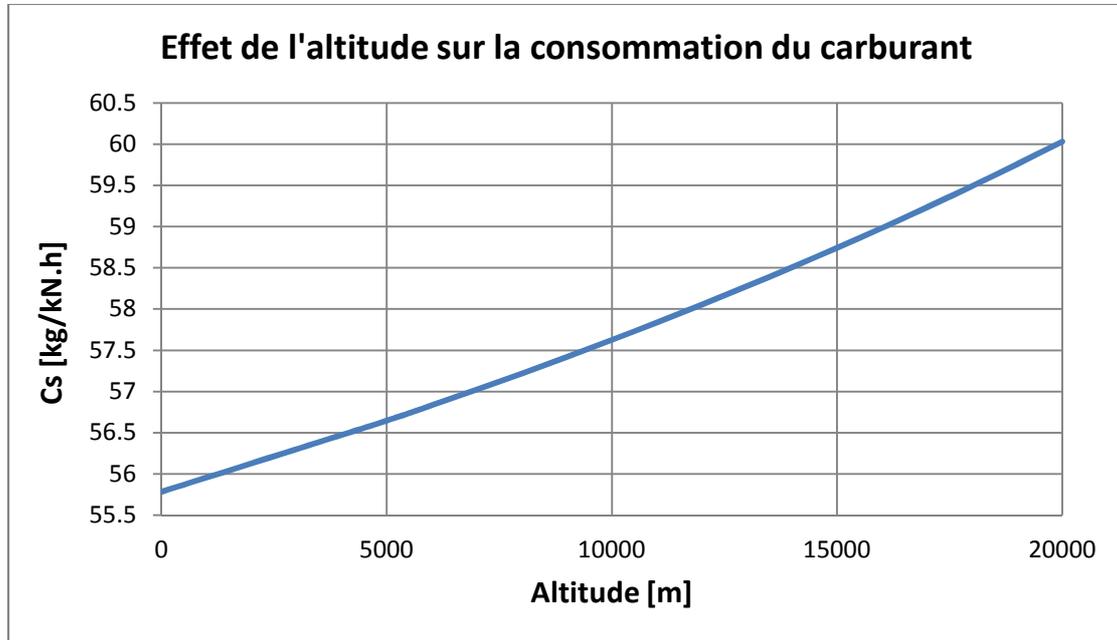


-Fig. (III.4) l'entrée d'air-

On remarque dans ce graphe que la poussée diminue respectivement avec l'augmentation de l'altitude.

III.3.2.1.2. Sur la consommation spécifique C_s :

Le diagramme ci-dessous illustre l'évolution de la consommation horaire par unité de poussée, pour différentes altitudes, à vitesse d'avancement donnée.



-Fig. (III.5) l'entrée d'air-

On note, que la consommation horaire du carburant augmente avec l'augmentation de l'altitude, et que la consommation du carburant est plus importante en altitude qu'au sol, et que la consommation horaire augmente suivant une manière linéaire (presque de 2% chaque 5000m).

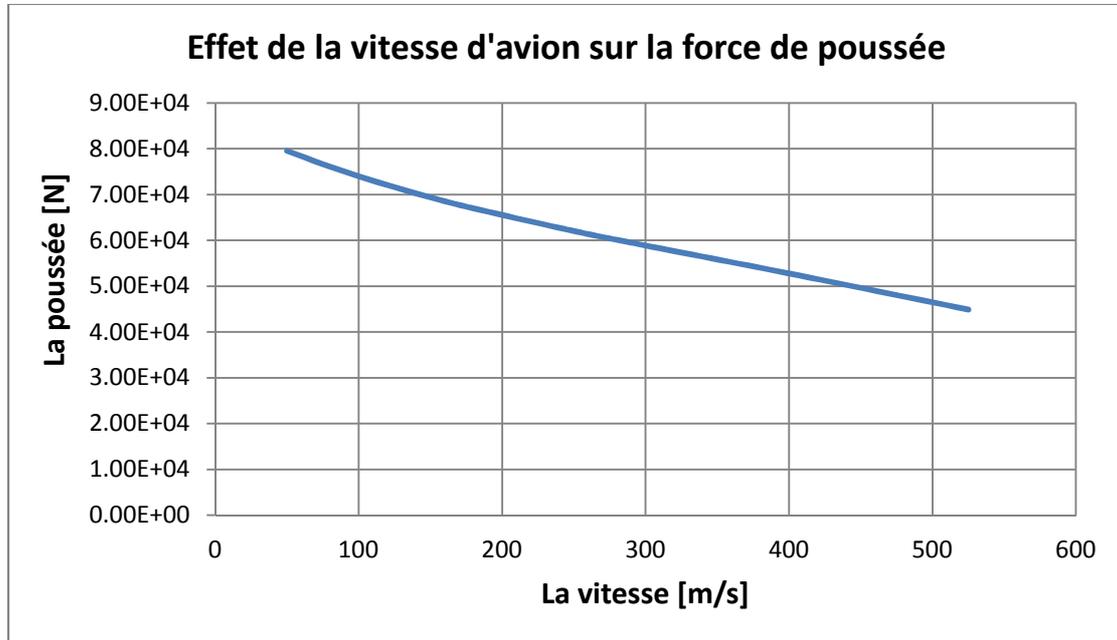
III.3.2.2. Effet de la vitesse du vol :

La vitesse (m/s)	La force de poussée (N)	la consommation spécifique (kg/kN.h)	le rendement propulsif
50	7.95E+04	45.2557	0.2345
75	7.67E+04	46.9606	0.3302
100	7.40E+04	48.6335	0.4148
125	7.16E+04	50.2687	0.4901
150	6.94E+04	51.8652	0.5572
175	6.74E+04	53.4272	0.617
247,22	6.22E+04	57.8378	0.7169
300	5.89E+04	61.1276	0.8244
400	5.28E+04	68.1912	0.9049
525	4.49E+04	80.1574	0.9327

-Tab. (III.3)-

III.3.2.2.1. Sur la force de poussée :

Le diagramme ci-dessous illustre l'évolution de la poussée avec la vitesse d'avancement du TR.



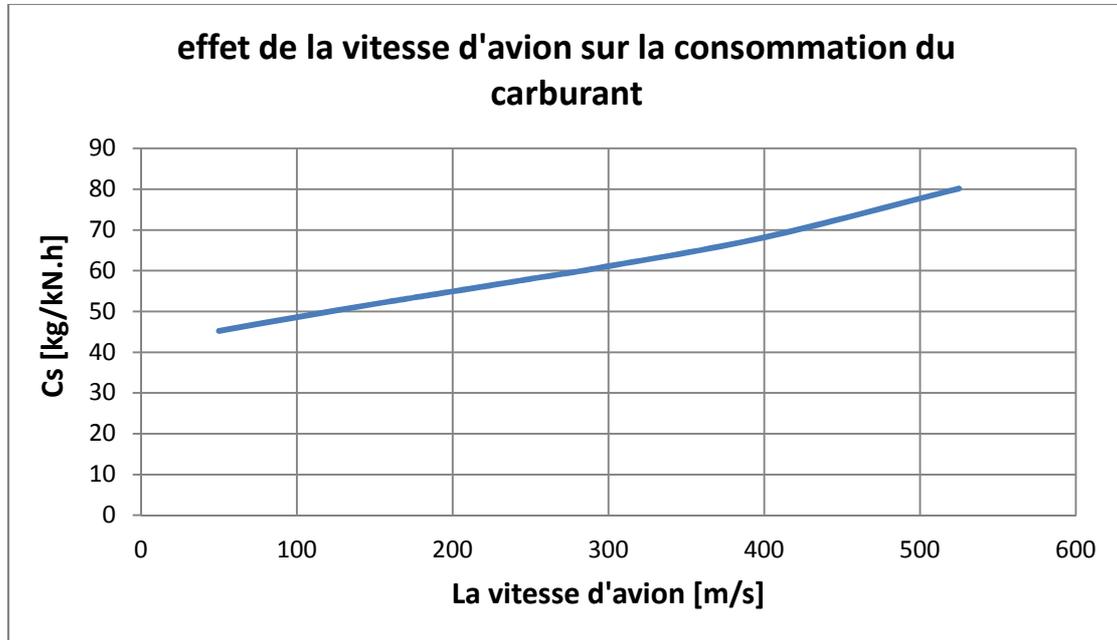
-Fig. (III.6) l'entrée d'air-

De l'équation de la poussée précédente nous avons vu que la poussée du réacteur est en fonction de la différence de vitesse et du débit d'air aspiré.

Lorsque la vitesse augmente, la différence de vitesse diminue, et par conséquent la poussée.

III.3.2.2. Sur la consommation spécifique C_s :

Le diagramme ci-dessous illustre l'évolution de la consommation horaire par unité de poussée pour différentes vitesses d'avancement du TR.



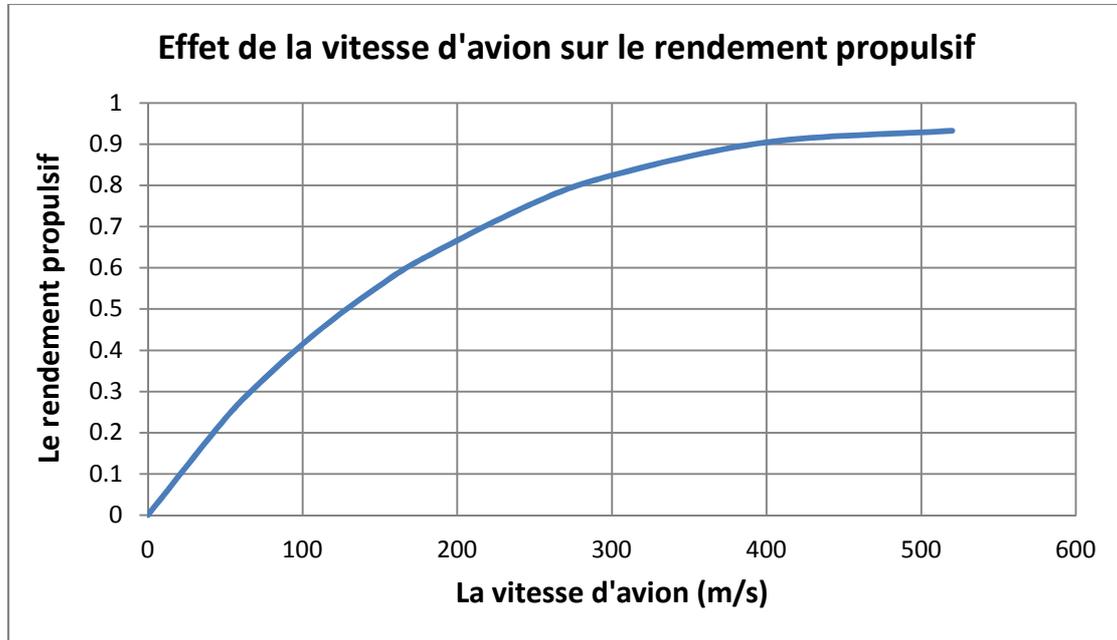
-Fig. (III.7) l'entrée d'air-

D'après la courbe l'augmentation de la vitesse implique une augmentation de la consommation spécifique.

La consommation en carburant du TR est plus importante aux grandes vitesses qu'aux faibles vitesses de ce dernier,

III.3.2.2.3. Sur le rendement propulsif :

Le diagramme ci-dessous illustre l'évolution du rendement propulsif avec la vitesse d'avancement du TR.



-Fig. (III.8) l'entrée d'air-

Rappelons qu'il s'agit du rapport entre la puissance nécessaire au vol et la puissance thermique et qu'il est d'autant plus élevé que le débit d'air est important.

Bien entendu, nul à la vitesse 0, le rendement augmente avec la vitesse.

Conclusion et recommandations

L'étude sur laquelle on s'est penché constitue une approche et une contribution au calcul d'un turboréacteur double corps-double flux.

Il s'agit juste d'un calcul préliminaire pour modéliser une situation réelle qui est en fait plus complexe.

En ce qui concerne les rendements des organes, les débits de combustible, etc., Nous ne disposons pas des valeurs du constructeur, des valeurs ont été fixées pour approcher les paramètres de performance fournis par le constructeur.

En effet, pour accéder aux valeurs rigoureuses des différents paramètres, une étude très poussée et très variée, et une complète expérimentation des prototypes afin d'atteindre des résultats similaires à ceux des turboréacteurs réalisés sont nécessaires.

Le rendement propulsif (ou externe) est d'un intérêt d'égale importance que le rendement thermique (ou interne) tel qu'un choix spécifique de taux de dilution permet d'atteindre de hauts niveaux de poussées.

Comme suite à ce travail il peut être recommandé de faire une analyse couplée prenant en compte à la fois la thermodynamique, l'aérodynamique et la cinétique chimique afin que cet avant projet prenne corps.

Notons à la fin que cette étude nous a permis de maîtriser et d'approfondir nos connaissances sur les turboréacteurs, à savoir l'étude thermodynamique et dimensionnelle les concernant.

Cet étude nous a montré aussi le degré de difficulté et les défis rencontrés par les aérodynamiciens et les motoristes qui travaillent dans ce domaine, pour concevoir, développer et optimiser les moteurs utilisés en aviation afin de répondre aux besoins économiques du monde moderne.

Références bibliographies

- [1] L.VIVIER, Turbines à vapeur et à gaz : théorie-construction-utilisation. ALBIN MICHEL, 1965. 444 p. progrès des sciences et techniques.
- [2] Z.HENNI MANSOUR: Cours de Thermopulsion II, département aéronautique. Université de Blida.
- [3] The jet engine 5^{ème} edition Rolls-Royce plc 1986.
- [4] M.BOUCHEZ (2012), Statoréacteur - Propulsion aérobie moyenne ou grande vitesse. Technique de l'ingénieur. 45p.
- [5] J-C.THEVENIN: Le turboréacteur, moteur des avions à réaction : description simplifier-principes de fonctionnement-principales caractéristiques, Juin2004.46p.
- [6] X.OTTAVY, Cours de turbomachine à fluide compressible. Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique à l'École Centrale de Lyon (PDF). 89p.
- [7] N.BERTIER, Etude système des turboréacteurs : énergétique des foyers aéronautiques, 25 octobre 2011. p. 1-54.
- [8] M.GIRAUD et J.SILET (1992), turbine à gaz aéronautique et terrestre. Technique de l'ingénieur. 42p.
- [9] A.DADDI MOUSSA IDER, Dimensionnement du turboréacteur Avon 500 de Rolls Royce (PDF). p27-89.
- [10] M.REZAIGUIA (2009) Conception d'un turboréacteur double flux double corps pour un avion civil. Encadré par Pr B.MERZOUG. Département de génie mécanique. Université d'Annaba.
- [11] M.AMINE KHODJA (2010) Etude aérothermodynamique et performance d'un réacteur d'avion supersonique. Encadré par Pr B.MERZOUG. Département de génie mécanique. Université d'Annaba.
- [12] M.ADJAMI ET S.OUARETS (2007) Etude de la turbine à gaz PGT25-DLE. Encadré par Pr B.MERZOUG. Département de génie mécanique. Université d'Annaba.
- [13] <http://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php>.
- [14] <http://fr.wikipedia.org/wiki/Turboréacteur>.
- [15] <http://accrodavion.be/Accrodavions/lapropulsion.html>.